



LuFo V-2

Abschlussbericht

zum Vorhaben

VAH

(Vom aktiven zum hybriden Tragflügel)

als Teil des

Förderverbundprojekts HyMoWi

(Hybrid-Morphing-Wing – Zukunftspotentiale hybrid-morphender Tragflügel)

Förderkennzeichen: 20E1509B
Förderzeitraum: 01.07.2016 bis 31.12.2019

Gefördert vom:  Bundesministerium
für Wirtschaft
und Energie

Bericht

ILR-LFT / 19-09 TR

Florian Dextl – Dipl.-Ing.
Felix Friedmann – Dipl.-Ing.
Andreas Hauffe – Dipl.-Ing.
Klaus Wolf – Prof. Dr.-Ing.

Dresden, 31. März 2020

Ort und Datum

Unterschrift und Stempel
des Zuwendungsempfängers

| | |
|--|---------------------------|
| Zuwendungsempfänger: | Förderkennzeichen: |
| Technische Universität Dresden Institut für Luft- und Raumfahrttechnik Lehrstuhl für Luftfahrzeugtechnik | 20E1509B |
| Vorhabenbezeichnung: | |
| VAH - Vom aktiven zum hybriden Tragflügel | |
| Laufzeit des Vorhabens: | |
| 07/2016 – 09/2019* | |
| * kostenneutrale Verlängerung bis 12/2019 | |

Gliederung

| | | |
|------------|---|-----------|
| I. | Kurzdarstellung..... | 5 |
| I.1 | Aufgabenstellung | 5 |
| I.2 | Voraussetzungen, unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde | 6 |
| I.3 | Planung und Ablauf des Vorhabens..... | 6 |
| I.4 | Wissenschaftlicher und technischer Stand, an den angeknüpft wurde | 9 |
| I.4.1 | Werkstoffbasierte Konzepte | 10 |
| I.4.2 | Mechanische Morphing-Konzepte..... | 13 |
| I.4.3 | Patente..... | 16 |
| I.5 | Zusammenarbeit mit anderen Stellen..... | 18 |
| II. | Eingehende Darstellung..... | 19 |
| II.1 | Verwendung der Zuwendung und erzielte Ergebnisse im Einzelnen, mit Gegenüberstellung der vorgegebenen Ziele | 19 |
| II.1.1 | Arbeitspaket 1.1: Anforderungen | 22 |
| II.1.2 | Arbeitspaket 1.2: Recherche & Workshop..... | 44 |
| II.1.3 | Arbeitspaket 1.3: Konzepte & Auswahl | 69 |
| II.1.4 | Arbeitspaket 1.4: Lastenspezifikation | 74 |
| II.1.5 | Arbeitspaket 2.1: Strukturentwurf – Aktives Morphen..... | 78 |
| II.1.6 | Arbeitspaket 2.3: Strukturentwurf – Hybrides Morphen..... | 138 |
| II.1.7 | Arbeitspaket 3.1: Strukturanalyse – Aktives Morphen | 143 |
| II.1.8 | Arbeitspaket 3.3: Strukturanalyse – Hybrides Morphen | 174 |
| II.1.9 | Arbeitspaket 3.5: Sensitivitäten & Optimierung | 184 |
| II.1.10 | Arbeitspaket 4.1: Bewertung & Entwicklungsprognose | 197 |
| II.1.11 | Arbeitspaket 4.2: Workshop | 207 |
| II.1.12 | Arbeitspaket 4.3: Dokumentation & Veröffentlichung der Ergebnisse | 212 |

| | |
|---|------------|
| II.1.13 Übersicht projektbezogener Studienarbeiten | 213 |
| II.2 Wichtigste Positionen des zahlenmäßigen Nachweises | 215 |
| II.3 Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit | 215 |
| II.4 Voraussichtlicher Nutzen, insbesondere der Verwertbarkeit des Ergebnisses im Sinne des fortgeschriebenen Verwertungsplans..... | 216 |
| II.5 Während der Durchführung des Vorhabens dem ZE bekannt gewordene Fortschritte auf dem Gebiet des Vorhabens bei anderen Stellen | 217 |
| II.6 Erfolgte und geplante Veröffentlichung des Ergebnisses..... | 218 |
| III. Abbildungs- und Tabellenverzeichnis | 219 |
| IV. Literaturverzeichnis | 229 |

I. Kurzdarstellung

I.1 Aufgabenstellung

Durch den Einsatz formveränderlicher (morphender) Strukturen ist eine Entwicklung von deutlich effizienteren und damit wirtschaftlicheren und umweltfreundlicheren Flugzeugen möglich. Grundsätzlich sind bezüglich der Formänderung zwei wesentliche Herangehensweisen denkbar. Auf der einen Seite ein aktives und somit gesteuertes Morphen und auf der anderen Seite ein passives Morphen, bei dem sich der Flügel beispielsweise durch seine elastischen Eigenschaften an die Umgebungsbedingungen anpasst. Trotz des theoretischen Einsparpotentials existiert derzeit kein Konzept, um die Form eines Flügels ganzheitlich zu verändern. Aus diesem Grund wird im Teilprojekt „Vom aktiven zum hybriden Tragflügel“ (VAH) zunächst das aktive Morphen auf die Machbarkeit und die Potentiale für den Zeitraum bis 2050 untersucht. Diese Erkenntnisse werden in die Entwicklung eines hybriden Morphing-Konzeptes überführt.

Dazu werden zunächst Technologien recherchiert und bewertet, mit denen sich mit Blick auf einen Zeithorizont bis 2050 ein aktives Morphen möglichst energieneutral realisieren lässt. Zudem werden erste Ideen entwickelt, wie sich das aktive Morphen mit einem passiven Morphen kombinieren lässt. Die in der Recherche gewonnenen Ergebnisse werden innerhalb eines Workshops Experten vorgestellt und ergänzt.

Im zweiten Schritt werden verschiedene innovative aktive und hybride Morphing-Konzepte auf Basis der Ergebnisse beider Partner am Beispiel eines Flugzeugflügels entwickelt und eine Abschätzung des dafür notwendigen Gewichts- und Energiebedarfs durchgeführt.

Die besten Morphing-Konzepte werden im Anschluss detailliert untersucht und weiterentwickelt. Dies beinhaltet neben der Strukturanalyse und der -auslegung der erarbeiteten aktiv morphenden Konzepte für alle Entwürfe Sensitivitätsstudien und Mehrzieloptimierungsrechnungen auf Basis multidisziplinärer Bewertungsmodelle.

Abschließend werden die gewonnenen Erkenntnisse bewertet und eine Entwicklungsprognose bezüglich aktiver und hybrid morphender Strukturen gegeben. Dazu gehört die Bewertung der Einsparpotentiale bezüglich Gewicht- und Energiebedarf und die Definition notwendiger Voraussetzungen für den Einsatz im Flugzeug. Die Ergebnisse werden in einem Workshop präsentiert.

Alle Erkenntnisse des Vorhabens sind in einer Wissensdatenbank (WebCMS) zusammengetragen und dokumentiert. Auf diese Weise ist es möglich, dass das gewonnene Wissen auch in nachfolgenden Projekten zur Verfügung steht.

Ziele

Das technologische Gesamtziel ist eine Prognose für die Entwicklung von gesteuerten bzw. aktiven formveränderlichen Flügeln und die Entwicklung eines hybriden Ansatzes der Formänderung.

Im Einzelnen werden im Vorhaben HyMoWi-VAH folgende wissenschaftliche und technische Ziele angestrebt:

- Definition von Anforderungen und Randbedingungen für formveränderliche Flügel,
- Recherche zu Ansätzen einer gesteuerten bzw. aktiven Formänderung und Aufstellung von Technologieprognosen für einen Zeitrahmen bis 2050,

- Entwicklung und Bewertung verschiedener Konzepte des aktiven Morphens eines Flügels,
- Auswahl eines Konzepts zur weiteren detaillierten Analyse,
- Spezifikation aller Lasten eines formveränderlichen Flügels,
- Detaillierter Entwurf eines aktiv morphenden Flügels,
- Entwicklung eines hybrid morphenden Flügels durch Integration passiver Morphing-Ansätze des Projektpartners in das aktiv morphende Flügelkonzept,
- Strukturanalyse des aktiven und des hybriden Morphingkonzepts inklusive der Durchführung von Sensitivitätsstudien und Optimierungsrechnungen,
- Bewertung der Ergebnisse und Aufstellung von Entwicklungsprognosen bezüglich aktiv und hybrid morphender Flügel für einen Zeithorizont bis 2050,
- Definition von Schlüsseltechnologien und Forschungsschwerpunkten, die Voraussetzung für eine Realisierung der entwickelten formveränderlichen Flügel sind,
- Durchführung eines Workshops zur Präsentation und Diskussion der Forschungsergebnisse,
- Dokumentation aller Erkenntnisse in einer Wissensdatenbank.

I.2 Voraussetzungen, unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde

Bisherige Konzepte und Ansätze eines aktiv morphenden Flügels beschränken sich auf eine Anpassung einzelner Parameter desselben, um einen Kompromiss aus Formänderung und Machbarkeit zu erhalten. Im Rahmen des angedachten Vorhabens werden neue Ideen eines formveränderlichen Flügels entwickelt, bei denen der Flügel ganzheitlich verändert wird. Auf diese Weise können Strukturelemente wie Klappen, Ruder oder Vorflügel in den formveränderlichen Flügel integriert werden. Dafür ist eine Prognose der technologischen Entwicklungen im Zeithorizont bis 2050 die Basis, sodass eine sofortige Umsetzbarkeit nicht das Ziel ist.

Viele der heute vorhandenen Konzepte eines aktiv morphenden Flügels sind in der Gesamtenergiebilanz häufig deutlich schlechter als ein starrer Referenzflügel. Diesbezüglich ist es durch neue Materialien und den Einsatz verbesserter Auslegungsmethoden, aber vor allem durch die Integration von passiven Morphingansätzen, möglich, aktive Morphing-Konzepte energieeffizienter zu gestalten. Durch den Einsatz passiver Morphing-techniken können eventuelle kurzzeitige Lasten wie Böen abgeschwächt werden, um so einen leichteren und effektiveren Flügel zu bekommen.

Auf der Basis der wissenschaftlichen Untersuchungsergebnisse werden Schlüsseltechnologien identifiziert und Hinweise zu notwendigen Forschungsschwerpunkten gegeben, sodass eine erfolgreiche Umsetzung der entwickelten Konzepte langfristig möglich wird.

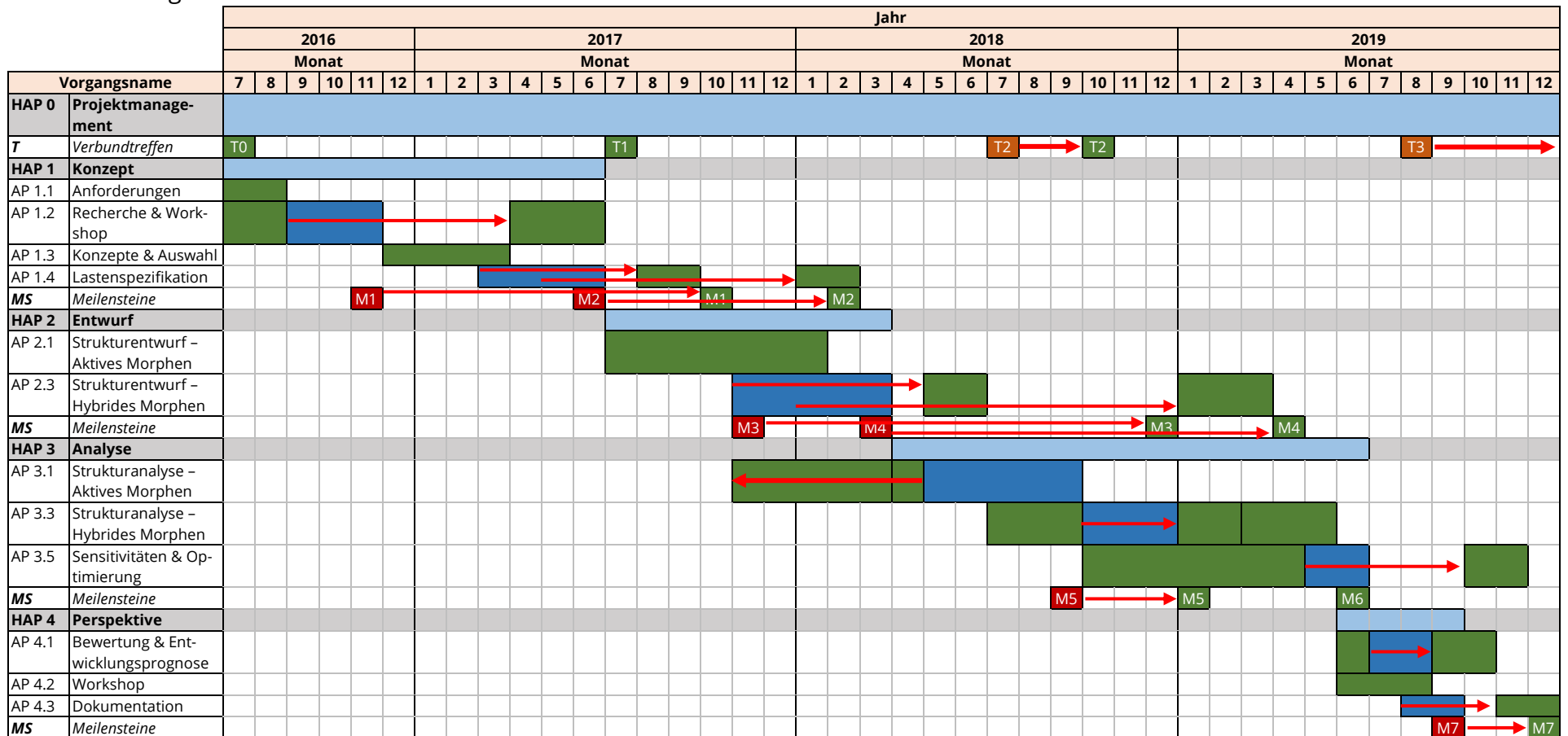
I.3 Planung und Ablauf des Vorhabens

Tabelle 1 stellt die Zeitplanung der Arbeitspakete des Vorhabens VAH im Verbundprojekt HyMoWi gemäß dem Forschungsantrag dar. Weiterhin ist der tatsächliche zeitliche Ablauf wiedergegeben. Im Rahmen der Bearbeitung waren, wie in den entsprechenden Zwischenberichten [1, 2, 3] begründet, Anpassungen des zeitlichen Ablaufs gegenüber der ursprünglichen Planung notwendig. Auf diese wird im Folgenden kurz eingegangen.

Zu Beginn des Verbundprojekts lag ein Zeitversatz des Beginns der beiden Teilvorhaben vor. Aus diesem Grund mussten im ersten Berichtsjahr 2016 Arbeiten zurückgestellt werden, deren Abschluss einen gemeinsamen Stand beider Verbundvorhaben bedingte. Kompensiert wurde diese zeitliche Verschiebung gegen Projektende durch eine kostenneutrale Verlängerung um 3 Monate bis einschließlich Dezember 2019. Auswirkungen des Zeitversatzes wurden darüber hinaus bereits während der Projektlaufzeit, durch Vorziehen des unabhängig bearbeitbaren Arbeitspakets AP 3.1 sowie durch Parallelisierungen von Arbeiten, zu Teilen kompensiert.

Durch diese Maßnahmen konnten bis Ende Dezember 2019 alle Zielstellungen des Verbundvorhabens mit den entsprechenden Meilensteinen erfüllt und, wie geplant, in das Verbundprojekt HyMoWi eingebracht werden. Aus administrativen Gründen erfolgte eine Verlegung des Abschlusstreffens T3 auf den Februar 2020.

Tabelle 1: Zeitplanung und zeitlicher Ablauf des Teilvorhabens VAH im Verbundprojekt HyMoWi. Abschlusstreffen T3 aus administrativen Gründen verlegt auf den Februar 2020.



- Legende**
- Hauptarbeitspaket – ursprüngliche Zeitplanung
 - Arbeitspaket – ursprüngliche Zeitplanung
 - Arbeitspaket – tatsächlicher Zeitablauf
 - Meilenstein – ursprüngliche Zeitplanung
 - Meilenstein – tatsächlicher Zeitablauf
 - Verbundtreffen – ursprüngliche Zeitplanung
 - Verbundtreffen – tatsächlicher Zeitablauf
- Zeitliche Verschiebung gegenüber ursprünglicher Planung

I.4 Wissenschaftlicher und technischer Stand, an den angeknüpft wurde

Der Flügel eines Flugzeuges wird hauptsächlich für eine optimale Leistungsfähigkeit im Reiseflug entworfen. Aus diesem Grund ist die Gesamtleistung in anderen Flugphasen, wie zum Beispiel der Start- und Landephase, schlechter, wodurch die Gesamtleistung des Flugzeuges abnimmt. Die Einführung von Klappenmechanismen, zum Beispiel Tragflächenhinter- und Tragflächenvorderkantenklappen, ermöglichen eine aktive Anpassung der Tragflügelgeometrie. Damit kann in der Startphase der Auftriebsbeiwert erhöht werden. In der Landephase erhöhen die Klappen den Luftwiderstand. Dieses mechanische Konzept ist sehr komplex und erhöht die Wartungskosten und das Gewicht des Flugzeuges signifikant.

Formänderungen der Flügelgeometrie, auch als Morphen bezeichnet, bietet die Möglichkeit kontinuierlich die Geometrie des Flügels in Abhängigkeit der Flugphase zu verändern. Das Konzept des Morphens beruht auf einer schrittweisen oder einer spezifischen Anpassung der Tragflügelgeometrie, um die Leistungsfähigkeit des Flugzeuges in jedem Flugzustand zu erhöhen. Das Morphen kann in drei Hauptklassen unterteilt werden (siehe Abbildung 1):

- Morphen des Flügels in der Flügelebene,
- Morphen des Flügels aus der Flügelebene heraus und
- Morphen des Tragflächenprofils.

Die ersten beiden Hauptklassen bieten die Möglichkeit das Flugzeug zu steuern (control morphing) und die Leistung in den Flugphasen zu erhöhen (flight regime morphing) [4, 5].

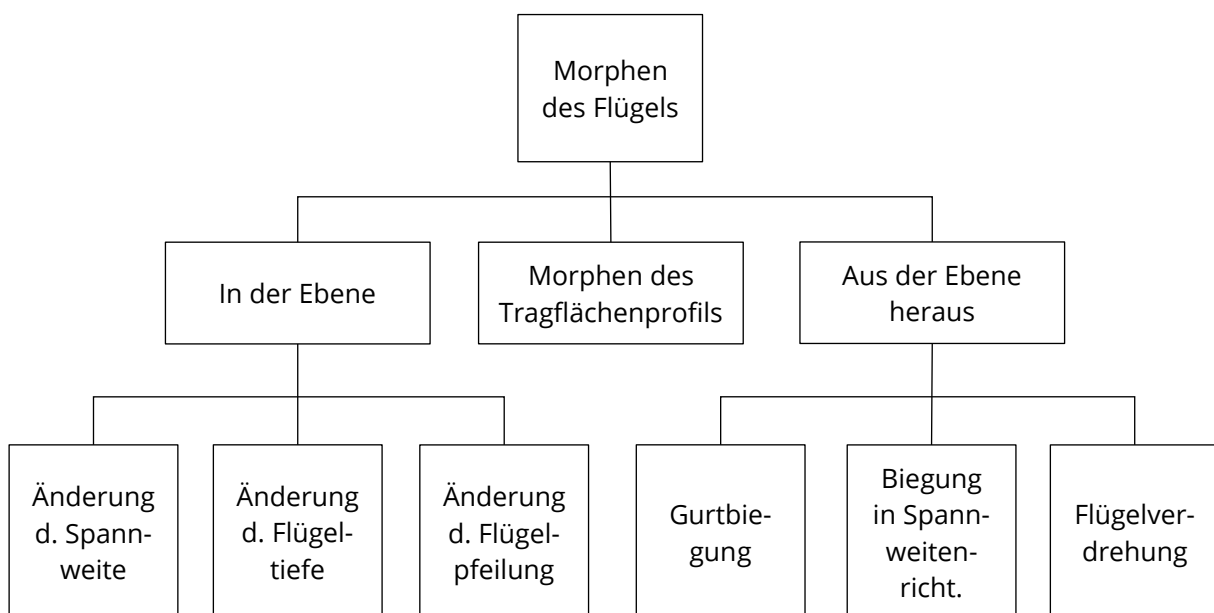


Abbildung 1: Klassifikation der Morphing-Konzepte, nach [4].

Für das Morphen gibt es keine allgemeingültige Definition. Im Allgemeinen gilt jedoch, dass herkömmliche Mechanismen wie Klappen nicht als Morphing-Konzepte zu verstehen sind. Die neuen Konzepte können erst dann wirtschaftlich umgesetzt werden, wenn der Gewichts-nachteil der notwendigen Betätigungssysteme signifikant verringert wird.

Das Morphen erhielt im letzten Jahrhundert viel Aufmerksamkeit von führenden Forschern. Es wurde eine Vielzahl von Konzepten untersucht, jedoch wurden nur wenige

tatsächlich auf Flugzeuge übertragen. Ein Großteil der Konzepte wurde ausschließlich im Einsatz mit UAVs und in Windkanaltests untersucht [4, 5].

Derzeit entwickelte Morphing-Konzepte besitzen immer noch signifikante Einschränkungen. Aus diesem Grund können die Konzepte nur in wenigen Bereichen angewandt werden. Vorrangig bieten die derzeitigen Konzepte eine Variation von ein bis maximal zwei Flügelparametern, zum Beispiel der Flügeltiefe oder der Spannweite. Um einen verformten Zustand des Flügels zu erhalten, werden eine kontinuierliche Aktivierung und eine aktive Eingabe betätigt. Daraus folgt die Notwendigkeit eines geeigneten Energiesystems.

Morphen ist erst dann praktikabel, wenn diese drei Problemstellungen gelöst werden. Daraus folgt, dass ein optimaler morphender Flügel eine aktive und passive Formänderung in Verbindung mit einem effizienten Energiesystem benötigt und auf alle Flügelparameter anwendbar ist. Derartige Flügel bieten eine optimale Effizienz in jedem Flugzustand. Sie können unter dem Namen „Hybrid-Morphing Wing“ (HyMoWi) kategorisiert werden.

Aufgrund der Vielzahl vorhandener Morphing-Konzepte sollen hier ausgewählte Grundkonzepte diskutiert werden. Der Großteil hier nicht betrachteter Konzepte lassen sich den Hauptkategorien zuordnen.

I.4.1 Werkstoffbasierte Konzepte

I.4.1.1 Formgedächtnismaterialien (Shape memory alloys – SMA)

Formgedächtnismaterialien halten vermehrt Einzug in die Luft- und Raumfahrtindustrie und bieten in Bezug auf die Entwicklung von Morph-Konzepten neue Möglichkeiten. Formgedächtnismaterialien besitzen die Fähigkeit sich die ursprüngliche Form zu merken, wenn sie thermomechanisch oder magnetisch beeinflusst werden. Eine Erhöhung der Temperatur führt zu einer Änderung der Molekularstruktur in der Legierung. Dadurch wird das Material in eine bestimmte Form gezwungen. Wird die thermische Quelle entfernt geht der Werkstoff in seine ursprüngliche Ausgangsform zurück. Die Werkstoffe können in allen drei Klassen eingesetzt werden. [6]

Ein Konzept für einen Flügel ist das sogenannte „Morphing laminar wing“ (MLW) Konzept, wie in Abbildung 2 dargestellt. Dieses Konzept beruht auf der Formänderung der Flügeloberseite, um die Wölbung des Flügelprofils zu verändern. Mehrere SMA Aktuatoren sind mit der flexiblen Flügelhaut der Flügeloberseite und der starren Flügelunterseite verbunden. Die starre Flügelunterseite ist notwendig um aerodynamische Lasten zu tragen. Die SMA Aktuatoren werden über elektrische Impulse angesteuert, um unabhängig gesteuerte Bewegungen der flexiblen Haut an der Flügeloberseite zu realisieren [7, 8].

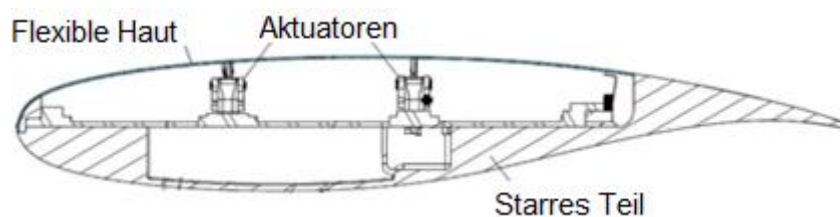


Abbildung 2: Flügelquerschnitt des MLW-Konzepts, nach [7].

Dieses Konzept kann der Hauptkategorie des veränderlichen Tragflügelprofils zugeordnet werden und ist auf die Vorder- und Hinterkante des Flügels übertragbar. An der Flügelhinterkante können entgegengesetzt arbeitende SMA Aktuatoren verwendet werden, um die Hinterkante nach oben und nach unten auszulenken.

Im DARPA „Smart Wing Program“ wurden lineare SMA Aktuatoren in der Flügelhinterkante eingebracht. Durch eine antagonistische Verbindung der Aktuatoren an der Flügelober- und -unterseite mit der Oberseite des Kantenholmes wird es möglich den hinteren Rand des Flügels zu biegen. Antagonistische SMA Aktuatoren haben den Vorteil, dass die verformte Lage auch nach Entfernen des Eingangssignals beibehalten wird [4, 9, 10, 11].

Das Prinzip der veränderten Flügelwölbung wurde ausschließlich durch das Biegen der Flügelvorder- und Flügelhinterkante realisiert. Um eine Flügelbiegung im großen Maßstab zu ermöglichen, erweiterten Elzey et al. dieses Prinzip um eine antagonistische Biegezelle (antagonistic flexural cell - AFC), gemäß Abbildung 3. An der flexiblen Kernstruktur werden beidseitig zwei SMA Aktuatoren an den Flügelrippen angebracht.

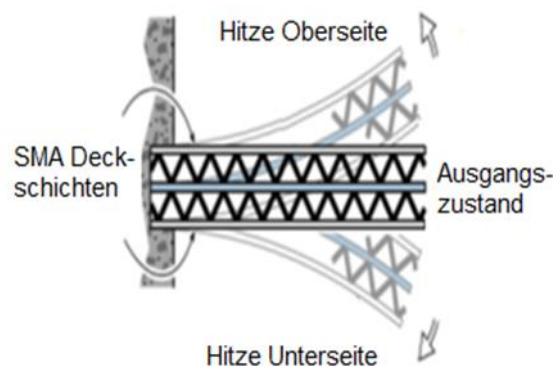


Abbildung 3: Prinzip der Biegezelle, nach [12].

Die Biegung des Flügels resultiert aus der Verlängerung des einen und der Verkürzung des anderen Aktuators. Bei asymmetrischer Betätigung von zwei parallel zueinander liegenden Kernstrukturen, führt dieses Prinzip zu einer Verdrehung des Flügels [4, 13].

SMA's können auch für zweidimensionale Anwendungen genutzt werden. Ein zweidimensionaler Mechanismus bietet die Möglichkeit einen Flügel in zwei unabhängige Richtungen zu morphen. Das Prinzip dieses Systems ist in Abbildung 4 dargestellt.

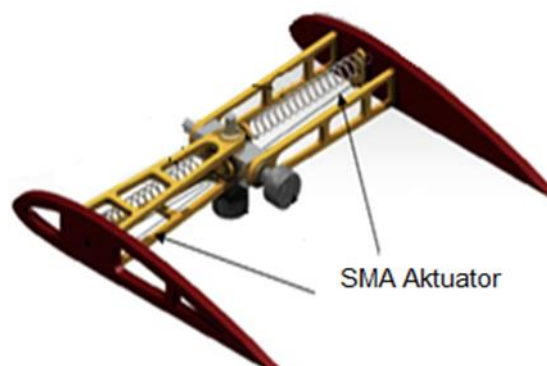


Abbildung 4: Prinzip eines 2-dimensionalen Mechanismus, nach [14].

Das Konzept wurde an der Universität von Teheran entwickelt und verwendet zwei SMA Aktuatoren die sich asymmetrisch verformen und den Flügel auf diese Weise morphen [14].

SMA's haben jedoch den Nachteil einer schlechten Energieeffizienz und einer langen Reaktionszeit. Aus diesem Grund sind SMA's nicht für die Anwendung an Steuerflächen geeignet. SMA's verfügen trotzdem über einen weiten Anwendungsbereich. SMA's können zur Änderung der Flügelwölbung, der Flügelverdrehung und der Flügelpfeilung verwendet werden.

I.4.1.2 Piezoelektrische Systeme

Piezoelektrische Systeme werden allgemein auch als Formgedächtnismaterialien kategorisiert und ebenso für Morphing-Konzepte angewendet. Diese Materialien werden nicht wie SMA's mit einer erhöhten Temperatur oder einem Magnetfeld verformt, sondern durch Anlegen einer elektrischen Spannung oder einer mechanischen Druckbelastung. Piezoelektrische Materialien werden oft mit einem passiven Material verbunden. Eine aktive und eine passive Schicht bilden zusammen eine Unimorphe-Konfiguration. Eine passive Schicht zwischen zwei aktiven Schichten, bildet eine Bimorphe-Konfiguration. Zu beachten ist, dass piezoelektrische Materialien eine Hysterese zeigen und dadurch die eintretende Deformation vom Ausgangszustand abhängig ist.

Einer der ersten piezoelektrisch hergestellten Materialien ist die monolithische Piezokeramik. Das keramische Material wird auf Basis von modifiziertem Blei-Zirkonat-Titanat (PZT) hergestellt. Das keramische Material ist preisgünstig, aber spröde und empfindlich gegen Schlagbelastungen. Daher entwickelte das Massachusetts Institute of Technology aktive Faserverbunde, bei denen piezokeramische Fasern in eine Matrix eingebettet sind. Mit diesem Konzept werden die wesentlichsten Nachteile entfernt. Die NASA (National Aeronautics and Space Administration) entwickelte dieses Prinzip weiter zu Mikro-Faserverbundwerkstoffen, die im Anschluss zu einem Laminat zusammengesetzt werden [15, 16, 17].

Die aktiven bimorphen Laminare können ober- und unterhalb der Flügelhinterkante eingesetzt werden. Dadurch kann die Flügelwölbung verändert werden um das Flugzeug zu steuern oder die Effizienz zu erhöhen (vergleiche Abbildung 5).



Abbildung 5: Piezoelektrisches bimorphes Prinzip, nach [15].

Ein weiteres Einsatzgebiet von Piezoelektrischen Materialien ist der nachknickende vorkomprimierte Aktuator (engl. „Postbuckled Precompressed Actuator“ - PBP). Piezoelektrisch-bimorphe-Elemente sind dabei an einem Ende mit dem Flügelholm und am anderen Ende mit der Hinterkante der Hautstruktur verbunden. Die Verformung des Piezobiegers führt zu einem Verdrehen der Haut um den festen Holm (vergleiche Abbildung 6).

Das THUNDER Konzept ist vergleichbar mit der PBP Konzept aber beruht auf unimorphen piezoelektrischen Platten [18, 19, 20].

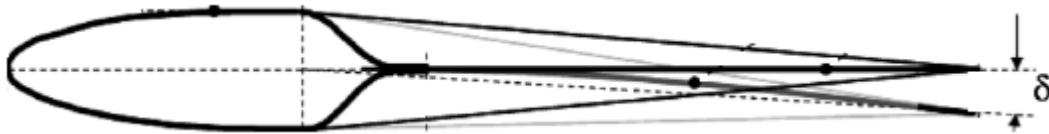


Abbildung 6: Prinzip des Piezo-Biegers [18].

I.4.1.3 Multistabile Laminate

Ein großes Problem beim Morphen eines Flügels ist das Entwickeln einer Haut, die eine ausreichende Biegesteifigkeit besitzt, um die aerodynamischen Belastungen zu ertragen. Gleichzeitig muss die Haut eine geringe Membran-Steifigkeit besitzen, um eine Verformung in der Ebene zu ermöglichen. Es gibt mehrere Häute, die in der Lage sind diesen Anforderungen gerecht zu werden. Interessanter sind aber Laminate, die mehr als nur eine stabile Form besitzen. Eine Möglichkeit diese Multistabilität zu erreichen ist, die Fasern während des Aushärtungsprozesses vorzuspannen. Der Vorteil liegt darin, dass keine dauerhafte Umformkraft benötigt wird, um das Laminate in der gewünschten Form zu halten.

Eine Kombination aus einer aktiven Eingangsbetätigung mit einer bistabilen Haut wird als ein Hybrid-Morphing-Konzept bezeichnet. Eine Betätigung ist in dem Fall nur dann notwendig, wenn ein Wechsel in eine andere stabile geometrische Konfiguration gefordert wird [21, 22].

I.4.1.4 Formgedächtnis-Polymere (SMP – shape memory polymers)

SMPs oder Formgedächtnis-Polymere basieren auf dem gleichen Prinzip wie die SMAs. Im Fall einer thermischen Belastung werden die Polymere flexibel und verformen sich. Wird die thermische Belastung entfernt, gehen die Polymere in den ursprünglichen Ausgangszustand zurück. Im Gegensatz zu SMAs ertragen diese Polymere signifikante Verformungen ohne das Material zu beschädigen. Diese Kunststoffe können in Faserverbundstrukturen oder in Schäumen eingesetzt werden.

Ein dynamisch elastischer Schaum (DMF – dynamic modulus foam) ist ein intelligentes Schaummaterial, welches mit einem SMP-Harz hergestellt wird. Oberhalb der Glasübergangstemperatur wird das Material dehnbar. Unterhalb der Glasübergangstemperatur ist das Material hingegen hart. Der Schaum kann im Bereich der Flügelvorder- und -hinterrante eingesetzt werden, um die Flügeltiefe beim Erhitzen zu erhöhen [23, 24].

I.4.2 Mechanische Morphing-Konzepte

Neben Formgedächtnismaterialien kann man eine Formänderung auch mit herkömmlichen mechanischen Aktuatoren erreichen. Der in Abbildung 7 dargestellte ADAR-Flügel (ADAR - adaptive aspect ratio) verwendet herkömmliche Mechanismen, um den Flügel zu verformen. Das Konzept erstreckt sich über die Spannweite des Flügels. Der Entwurf basiert auf einem elastomeren Verbundwerkstoff, der eine große Verformung in der Ebene zulässt. Diese Auslenkung wird über ein Riemenantriebssystem im rechteckigen Holmkasten auf die Gleitrippen der Außenseite übertragen. [25]

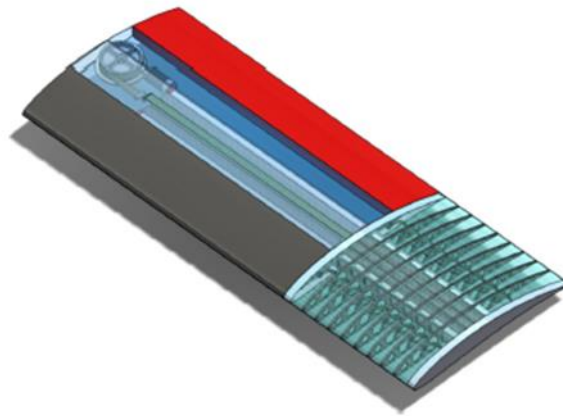


Abbildung 7: Konzept des ADAR-Flügels [25].

Die Universität Notre Dame in Indiana führte das Variform Flügelkonzept ein (siehe Abbildung 8). Das Konzept beruht auf dem Speichern von Kraftstoff in ballonartigen Blasen im Inneren der Flügelstruktur. Dabei würde die Treibstoffblase mit zunehmenden Treibstoffverbrauch schrumpfen und zu einer ungewollten Verformung der Tragfläche führen. Die Größe und Form der Blase muss durch optimierte Techniken gesteuert werden [20, 26]. Ein ähnliches Prinzip wird in dem Konzept der aufblasbaren Flügel umgesetzt. In diesem Fall existiert der Flügel nur aus einer aufblasbaren Struktur. Wenn höhere Reynoldszahlen benötigt werden, wird die Hautfläche vergrößert. Die Anwendbarkeit dieser Konzepte wurde ausschließlich im Rahmen kleinerer unbemannter Luftfahrzeuge untersucht [27].

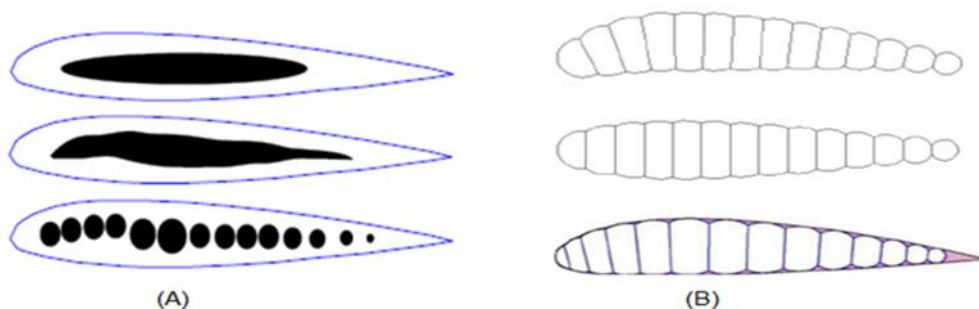


Abbildung 8: Mögliche Konfigurationen für das (A) Variform Konzept und (B) aufblasbare Flügelkonzept [26, 27].

Innerhalb des DARPA Projektes wurde ein zweites Konzept untersucht. In diesem Konzept wird ein Drehmoment über Stellglieder (Eccentuator) aufgebracht (siehe Abbildung 9). Dabei handelt es sich um gebogene Wellen, die ein Drehmoment am Anfang des Trägers in eine vertikale Kraft am Ende des Trägers umwandeln. Bei einer parallelen Verwendung der Aktuatoren kann ein Biegemoment erzeugt werden. Mit einer entgegengesetzten Verwendung der Aktuatoren kann eine Verdrehung in die Struktur eingebracht werden [9, 10].

Innerhalb des DLR (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt) begann die Erforschung formveränderlicher Strukturen mit dem ADIF Projekt. Das Morphing-Konzept wurde speziell für zivile Flugzeuge entwickelt. Ziel war es, die Form der Flügel kontinuierlich während des Reisefluges anzupassen. Um dieses Ziel zu erreichen, fokussierte das DLR zwei Konzepte an der Flügelhinterkante, um die Flügelwölbung in Richtung der Flügeltiefe und in Spannweitenrichtung zu verändern.

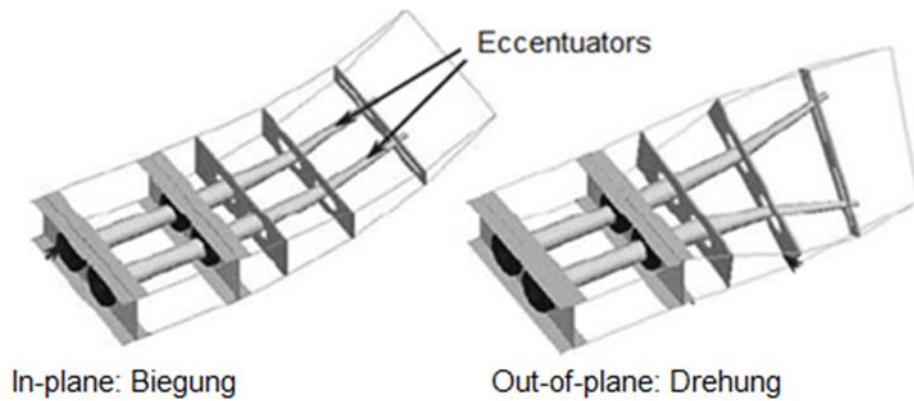


Abbildung 9: DARPA Eccentuator Konzept [10].

Das erste Konzept ist das sogenannte Fingerkonzept und verwendet flexible Rippen. Diese werden durch die Kombination von getrennten Platten mit Drehgelenken umgesetzt. Durch den Einsatz einer Gewindestange kann die Anzahl der Aktuatoren verringert werden. In diesem Konzept sind zwei Aktuatoren notwendig, um 5 Rippen anzutreiben.

Das zweite Konzept basiert auf einer so genannten Gürtelrippe (belt rib). Diese Rippe enthält innere Speichen, die mit den unteren und oberen Flügelflächen verbunden sind. Ein veränderter Winkel der Speichen ermöglicht eine variable Wölbung in Spannweitenrichtung des Flügels [28].

Eine ähnliche Struktur ist die Fachwerkstruktur. In dem Fall werden mehrere Aktuatoren an der oberen und unteren Flügelfläche angebracht um das Tragflächenprofil zu verändern (Abbildung 10). Wie bereits zuvor erläutert gibt es verschiedene Arten von Aktuatoren um dieses System zu betreiben [28, 29].

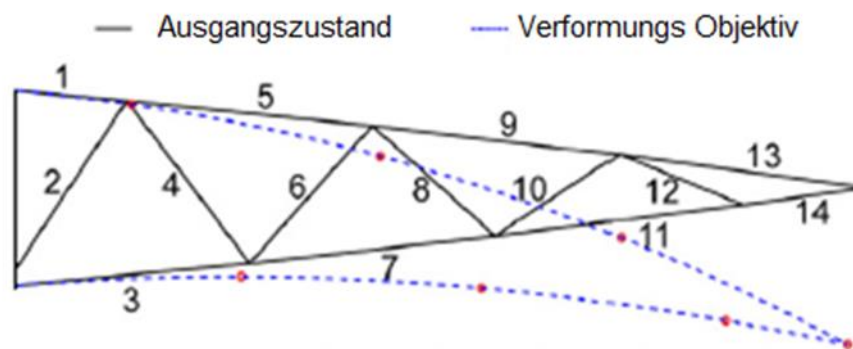


Abbildung 10: Prinzip der Fachwerkstruktur, nach [29].

Der HECS Flügel ist ein weiteres Konzept, das im NASA Langley Research Center entwickelt wurde. Dieses Konzept basiert auf einem Scherenmechanismus, um den Flügel zu verformen. Den grundlegenden quartär-binären Verbindungsmechanismus zeigt Abbildung 11. Der erste Bereich der Verbindungskette liefert die Eingabe an das darauffolgende Kettenglied. Die Bereiche der Tragflügelrippen werden an den quartären Verbindungspunkten positioniert [30, 31].

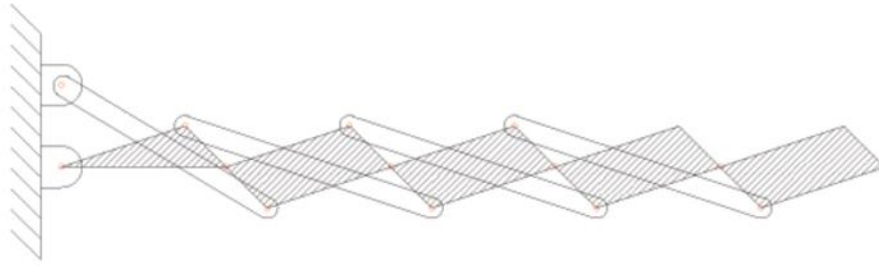


Abbildung 11: Prinzip des HECS Konzeptes [30].

I.4.3 Patente

Es sind zahlreiche Patente bezüglich Morphing-Konzepte vorhanden. Vorrangig existieren Patente für innere mechanische Mechanismen. Wie zuvor bereits erwähnt, spielt bei der Entwicklung morphender Flügel die Flügelhaut eine zentrale Rolle. Die Flügelhaut muss Membrandehnungen zulassen und gleichzeitig bezüglich Biegung eine hinreichende Steifigkeit besitzen. Die Flügelhaut erzeugt im Fall der spezifischen Konzepte oft Probleme in der endgültigen Entwurfsphase. Ausgewählte Patente sind in Tabelle 2 zusammengefasst.

Tabelle 2: Übersicht ausgewählter Patentanmeldungen bezüglich Morphing-Konzepten.

| Patent | Patentinhaber | Kurzbeschreibung |
|-------------------|---|--|
| DE 2907912 | Dornier | Anwendung einer intelligenten Profilnase am A380. Das Konzept basiert auf einer flexiblen Glasfaserhaut und inneren Aktuatoren. [28] |
| US6152405 | D-B Aerospace | Variables Wölbungskonzept basierend auf einem integrierten mechanischen System. [32] |
| US 6622974 | Boeing | Das Konzept basiert auf einem ausdehnbaren Holm mit Elastomerblasen um die Flügelform zu ändern. [33] |
| EP1442976A1 | Boeing | Aufblasbares Morphing-System. [34] |
| US6786457B2 | Boeing | Tragflügel mit aufblasbarem Bestandteil, der eine Kontrolle über die Größe, Form und Ausdehnungsfähigkeit gestattet. [35] |
| US2015/0251747 A1 | Toyota Motor Engineering and Manufacturing North America Inc. | Änderung der Flügelform durch morphenden Balken an der Flügelhinterkante. Der morphende Balken besteht aus einer Sektion aus Smart Materials kombiniert mit einer zweiten Sektion aus elastischem Material. [36] |
| US2010/0243808 A1 | Terry M. Sanderson | Formänderndes Material bestehend aus einer elektrisch leitfähigen Lage auf einer Lage eines Formgedächtniswerkstoffs. Möglicher Einsatzzweck als Hautmaterial. [37] |
| US2015/0151830 A1 | Bombardier Inc. | Morphender Flügel bestehend aus mindestens einem aktiven Bauelement und mindestens einem passiven Element. Ansteuerung und |

| | | |
|----------------------|---|---|
| | | Sperren der Bauelemente kann elektromechanisch, hydraulisch, pneumatisch und/oder über SMAs erfolgen. [38] |
| US2011/0001018 A1 | Boeing | System zur Änderung der Größe und Form eines Profilabschnitts. Die elastischen Eigenschaften des Matrixmaterials können beeinflusst werden. |
| US2015/0047337 A1 | Toyota Motor Engineering and Manufacturing North America Inc. | Methode zur Änderung der Flügelform durch Kopplung einer Vielzahl von morphenden Strukturelementen. Die Aktuierung der morphenden Strukturelementen erfolgt über Formgedächtnislegierungen (SMAs). [39] |
| US2011/0084174 A1 | Cornerstone Research Group, Inc. | Passiv morphende Strukturelemente zur Anpassung an aerodynamische Lasten. [40] |
| US2009/0286101 A1 | David R. Sar, Terry M. Sanderson, Thomas P. McCreery | Strukturbauteile aus superelastischem Metallschaum erlauben Änderung der Strukturkonfiguration. [41] |
| CN101708772A | Univ Nanjing Aeronautics | Flügelhaut eines morphenden Flügels bestehend aus Faserverbundmaterial mit eingearbeiteter Formgedächtnislegierung. [42] |
| CN101693467A | Univ Nanjing Aeronautics | Morphende Flügelhinterkante aktuiert durch SMA-Drähte. [43] |
| KR20150056340 A | INJE UNIVERSITY INDUSTRY-ACADEMIC COOPERATION FOUNDATION | Variabler Flügel basierend auf elektroaktiven Polymeren. [44] |

Die aufgeführten Patente befassen sich vorrangig mit den mechanischen Betätigungsverfahren und Häuten für spezifische Konzepte. Ein Patent, einschließlich im Rahmen der Hybrid-Morphing-Konzepte, welches auf die globale Flügelform und nicht ausschließlich auf einen bestimmten Flügelteil wirkt, ist nicht bekannt. Ein optimales Morphing-Konzept würde die Zukunft der Luft- und Raumfahrt grundlegend beeinflussen.

Morphing-Konzepte, die die Flügelprofilform verändern, wurden bereits erfolgreich im militärischen Luftfahrtbereich umgesetzt, um im Überschallbereich fliegen zu können. Dieses umgesetzte Morphing-Konzept ist aufgrund des Gewichtsnachteiliges ein seltenes Beispiel. Derzeit ist kein Morphing-Konzept vorhanden, das die drei grundlegenden Bedingungen gleichzeitig erfüllen.

Klein- und Niedergeschwindigkeits-Flugzeuge müssen im Vergleich zu Überschallflugzeugen eine größere Flügelverformung besitzen, um die aerodynamischen Eigenschaften zu ändern. Die Luftfahrtindustrie ist zunehmend an hocheffizienten und umweltgerechten Flugzeugen im Niedergeschwindigkeitsbereich interessiert. Dieser zunehmende Trend treibt die Innovation und die Entwicklung neuer Hybrid-Morphing-Konzepte an. [4, 5]

Die Entwicklung von Hybrid-Morphing-Konzepten gemäß Abbildung 12 ist eine Herausforderung. Neben der Entwicklung neuer Morphing-Konzepte soll im Bereich von Form-

gedächtnismaterialien, Aktuatoren und Mechanismen, Steuerungstheorien und der Fehlervorhersage geforscht werden. Die Forschung ist essentiell, um einen optimal angepassten Flügel zu konzipieren [4, 9].

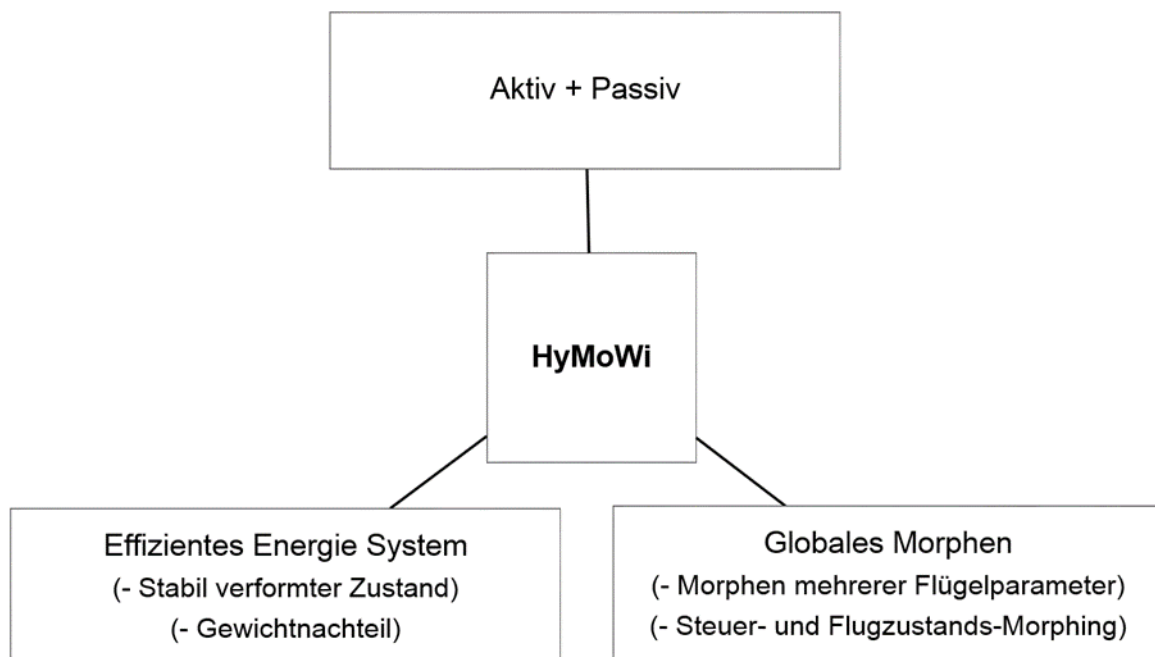


Abbildung 12: Überblick der HyMoWi Konzepte.

I.5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Die Bearbeitung des Verbundprojekts erfolgte gemeinsam mit dem Institut für Flugzeugbau und Leichtbau (IFL) der Technischen Universität Braunschweig als Projektführer. Während am Institut für Luft- und Raumfahrttechnik (ILR) der Technischen Universität Dresden die Entwicklung von Methoden zur Auslegung und Optimierung von aktiv morphenden Flügelstrukturen sowie der Ableitung entsprechender Konzepte erfolgte, beschäftigte sich das IFL mit Konzepten passiv morphender Flügel. Die Zusammenführung der Erkenntnisse Ergebnisse beider Projektpartner führte zu dem Konzept eines hybrid morphenden Flügels.

Hierzu erfolgten enge Absprachen, insbesondere zur Definition gemeinsamer Randbedingungen, in Form von Zwischentreffen der beiden Projektpartner vor Ort sowie im Rahmen von Telefonkonferenzen. Weiterhin wurde ein Content Management System (CMS) eingerichtet, das einen einfachen Datenaustausch ermöglicht. Im Rahmen eines jährlichen Treffens erfolgte weiterhin die Vorstellung des aktuellen Arbeitsstandes gegenüber dem Projektträger (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrttechnik – DLR).

Eine Einbindung von Expertenwissen verschiedener Einrichtungen aus der Industrie und Forschung erfolgte im Rahmen je eines Expertenworkshops zu Projektbeginn und Projektende. Darüber hinaus fand keine Zusammenarbeit mit anderen Stellen statt.

II. Eingehende Darstellung

II.1 Verwendung der Zuwendung und erzielte Ergebnisse im Einzelnen, mit Gegenüberstellung der vorgegebenen Ziele

Aus Gründen der Übersichtlichkeit werden zunächst kurz der Ablauf der Projektbearbeitung und die wesentlichen Zusammenhänge der einzelnen Arbeitspakete beschrieben. Im Anschluss daran erfolgt die detaillierte Beschreibung der Inhalte und Ergebnisse der jeweiligen Arbeitspakete.

Abbildung 13 stellt den Projektablauf in Form eines Flussdiagramms dar. Zunächst erfolgte in Arbeitspaket 1.1 (Abschnitt II.1.1) die Definition genereller Anforderungen und Randbedingungen an die Entwicklung aktiv und hybrid morphender Flügel. Dies umfasst, unter anderem, die Definition der Morphingziele sowie des betrachteten Referenzflugzeugs. Im Anschluss wurde im Rahmen des Arbeitspakets 1.2 (Abschnitt II.1.2) eine umfassende Literaturrecherche zum aktuellen Stand der Technik morphender Flügel und den dafür notwendigen Technologien durchgeführt. Weiterhin wurde eine Technologieprognose erarbeitet und angewendet, die eine Abschätzung des Entwicklungspotentials der betrachteten Technologien erlaubt. Auf Basis dieses Wissens wurde im Arbeitspaket 1.3 (Abschnitt II.1.3) ein morphologischer Kasten erarbeitet, der die systematische Ableitung von Konzepten aktiv formveränderlicher Flügel erlaubt. Arbeitspaket AP 1.4 (Abschnitt II.1.4) diente darüber hinaus zur Definition der aerodynamischen Lasten, die im Rahmen des Entwurfs und der Auslegung morphender Flügel zu berücksichtigen sind. Die gewonnenen Erkenntnisse fanden Eingang in das Arbeitspaket 2.1 (Abschnitt II.1.5), in dem der Entwurf von Konzepten aktiv morphender Flügel vorgenommen wurde. Aufgrund der hohen Komplexität morphender Flügel erfolgte hierbei die Einschränkung auf die zweidimensionale Betrachtung morphender Flügelsegmente. Es zeigte sich, dass morphende Flügelsegmente alle wesentlichen Problematiken morphender Flügel beinhalten und darüber hinaus ein vielversprechendes Morphingpotential bieten. Zunächst wurden klassische ingenieurtechnische Überlegungen genutzt, um Konzepte aktiv morphender Flügelprofile auszuarbeiten. Deren kritische Analyse und Bewertung lieferten wesentliche Erkenntnisse für die weitere Ausarbeitung. Es zeigte sich, dass der klassische Entwurfseinsatz für morphende Flügel nur bedingt brauchbar ist. Insbesondere erlaubt er kein Auffinden vollständig neuer Lösungen und führt zu Konzepten mit niedrigem Komplexitätsgrad. Aus diesem Grund erfolgte, ebenfalls im Rahmen des Arbeitspakets 2.1, die Entwicklung einer Methode zur Auslegung und Optimierung aktiv morphender Flügelprofile unter Anwendung numerischer Optimierungs- und Simulationsmethoden. Hierdurch ergab sich eine enge Verzahnung mit dem Arbeitspaket 3.1 (Abschnitt II.1.7), in dem die entwickelte Methode zur Strukturanalyse der Entwürfe herangezogen wird. Durch die Integration einer aero-strukturellen Kopplung wurde die Einbeziehung des passiven Morphens in die Auslegung und Optimierung ermöglicht, was im Rahmen des Arbeitspakets 2.3 (Abschnitt II.1.6) die Erweiterung auf hybrid morphende Profilentwürfe ermöglichte. Weitergehende Erweiterungen der Optimierungsmethodik erlaubten die Integration der passiven Konzepte des Projektpartners (IFL) und damit, im Rahmen der Arbeitspakete 3.3 (Abschnitt II.1.8) und 3.5 (Abschnitt II.1.9), die Analyse und Optimierung eines hybrid morphenden Flügels.

Abschließend erfolgte im Rahmen des Arbeitspakets 4.1 (Abschnitt II.1.10) die quantitative Bestimmung des Nutzens der entwickelten aktiv morphenden Flügelprofile und ein Abgleich mit dem erarbeiteten technologischen Stand und der Technologieprognose. Auf

dieser Basis wurden Empfehlungen für die Forschung und Entwicklung gegeben, die eine zukünftige Umsetzung effizienter morphender Flügel ermöglichen sollen. Die erarbeiteten Projektergebnisse wurden im Rahmen eines Abschlussworkshops im Arbeitspaket 4.2 (Abschnitt II.1.11) externen Experten aus der Forschung und Industrie vorgestellt und gemeinsam diskutiert. Abschließend erfolgte im Rahmen des Arbeitspakets 4.3 (Abschnitt II.1.12) die Dokumentation und Veröffentlichung der Ergebnisse.

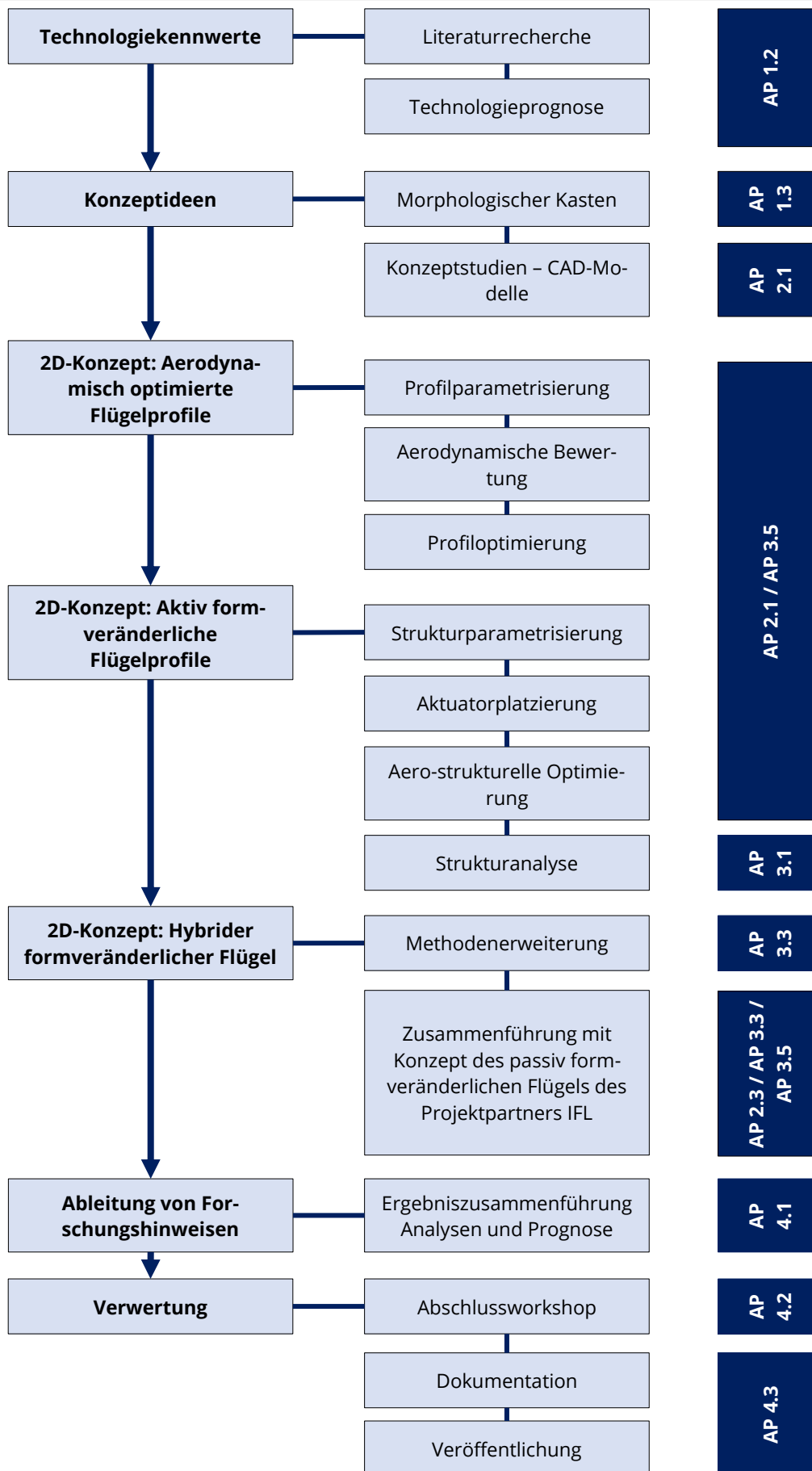


Abbildung 13: Ablaufplan zur Erarbeitung eines hybrid formveränderlichen Flügelkonzepts und zugehörige Arbeitspakete (AP) des Teilvorhabens VAH.

II.1.1 Arbeitspaket 1.1: Anforderungen

Ziel des Arbeitspakets 1.1 ist die Definition wesentlicher Anforderungen und Randbedingungen an einen aktiv formveränderlichen Flügel. Diese stellen die Grundlage für den weiteren Projektverlauf bei der Erarbeitung eines hybriden formveränderlichen Flügels dar.

Die im Einzelnen betrachteten Fragestellungen sind:

- Ziele der Formänderung von Flügeln,
- Technologische Herausforderungen aktiv formveränderlicher Flügel,
- Randbedingungen für aktiv formveränderliche Flügel,
- Definition der Geometrie eines ideal formveränderlichen Flügels,
- Definition der Missionsparameter,
- Definition der Konfiguration eines Referenzflugzeugs.

II.1.1.1 Ziele der Formänderung von Flügeln

Herkömmliche Flügel stellen stets einen Kompromiss dar, der den Betrieb, wenn auch aerodynamisch nicht optimal, über die gesamte Flugmission des jeweiligen Flugzeugs erlaubt [9]. Die zeitweilig aerodynamisch nicht optimale Flügelgeometrie kann durch aktiv formveränderliche Flügel optimal an den jeweiligen Flugzustand angepasst werden. Als Nebeneffekt daraus resultiert, dass durch einen formveränderlichen Flügel herkömmliche Klappen- und Rudersysteme zur Durchführung von Flugmanövern eingespart werden können. Konventionelle Steuerflächen in Form von Rudern verursachen stets eine Unstetigkeit in der Profilsehne [45]. Dies hat eine plötzliche Druckänderung über dem Profil zur Folge, was einen erhöhten Druckwiderstand und die Gefahr von Strömungsablösungen bewirkt. Durch einen kontinuierlich formveränderlichen Flügel kann dieser Effekt vermieden werden [45].

Darüber hinaus bieten formveränderliche Flügel die Möglichkeit, auf äußere aerodynamische Lasten, wie Böen, zu reagieren und somit die resultierende Strukturbelastung im Vergleich zu einem konventionellen Flügel zu reduzieren. Im Idealfall ist dadurch eine Masseinsparung bei der Flügelstruktur möglich. Weiterhin können formveränderliche Flügel zur Reduktion aeroelastischer Probleme, wie Flattern, dienen.

Neben den genannten offensichtlichen Zielen aerodynamischen Ursprungs, sind weitere Ziele denkbar. Zusammenfassend lassen sich folgende Ziele für einen kontinuierlich formveränderlichen Flügel definieren:

- Anpassung an aerodynamische Anforderungen des jeweiligen Flugzustands,
- Anpassung an aerodynamische Anforderungen verschiedener Missionsprofile,
- Ersatz konventioneller Steuerflächen,
- Abminderung von äußeren aerodynamischen Lasten,
- Reduktion aeroelastischer Probleme,
- Weitere Ziele nicht aerodynamischer oder struktureller Natur, wie die Platzeinsparung am Boden.

Dabei ist in jedem Fall der Aspekt des Energieaufwands zu betrachten. Erst wenn die eingesparte Energie den Energieaufwand übersteigt, wird die Formänderung von Flügeln auch wirtschaftlich interessant und somit für die praktische Anwendung erstrebenswert. Im Rahmen des Teilvorhabens VAH des Verbundprojekts HyMoWi wurde als Hauptziel für den aktiv morphenden Flügel die Steigerung der aerodynamischen Effizienz in Form einer

Widerstandsminimierung in jedem Flugzustand angestrebt. Als Nebenziel wurde der Ersatz herkömmlicher Steuerflächen in Form von Querrudern definiert.

II.1.1.2 Definition und Abgrenzung aktiver, passiver und hybrider Morphingtechnologien

Für die Konzeptionierung und Entwicklung hybrider Morphingsysteme ist eine eindeutige Definition und Abgrenzung aktiver, passiver und hybrider Morphingtechnologien notwendig. Hierzu wurde die nachfolgend erläuterte Begriffsdefinition erarbeitet.

Als maßgebliches Unterscheidungskriterium zwischen aktivem und passivem Morphen diene dabei die Quelle der Formänderungsenergie und die Art der Steuerung der Formänderung.

II.1.1.2.1 Morphen allgemein

Generell ist unter Morphen des Flügels eine reversible Formänderung des Flügels zu verstehen, die eine Erhöhung der Leistungsfähigkeit und/oder der Effizienz des Flugzeugs zum Zweck hat. Notwendiges Merkmal des Morphens ist, dass die Ganzheitlichkeit der formveränderlichen, lasttragenden Struktur des Flügels beibehalten wird, was separate Elemente, wie Vorflügel oder Klappen, ausschließt.

II.1.1.2.2 Aktives Morphen

Aktive Morphingtechnologien beziehen die notwendige Formänderungsenergie aus einer separaten, zu diesem Zweck mitgeführten Energiequelle. Somit wird für das aktive Morphen stets eine Energiequelle, wie beispielsweise Batterien oder chemische Energieträger, benötigt. Über entsprechende Aktuatoren erfolgt die Umsetzung der elektrischen oder chemischen Energie in mechanische Formänderungsenergie. Notwendiges Merkmal aktiven Morphens ist weiterhin die aktive Steuerung des Morphingmechanismus.

II.1.1.2.3 Passives Morphen

Passive Morphingtechnologien beziehen ihre Formänderungsenergie ausschließlich aus der Umgebung des Flugzeugs. Somit sind keine weiteren Energiequellen von Nöten. Die Formänderung erfolgt durch die geschickte Ausnutzung von Verformungs- und/oder Stabilitätseigenschaften der zu morphenden Struktur. Notwendiges Merkmal passiven Morphens ist weiterhin das Fehlen einer aktiven Steuerung des Morphingmechanismus. Im Gegensatz zu aktiven Morphingtechnologien ist keine aktive Initiierung der Formänderung von Nöten; diese erfolgt durch Reaktion auf äußere Umgebungseinflüsse.

II.1.1.2.4 Hybrides Morphen

Hybride Morphingtechnologien vereinen das aktive und passive Morphen auf der Systemebene des Flügels und/oder des Morphingmechanismus. Eine hybride Morphingtechnologie ist erst durch das Zusammenspiel aktiver und passiver Morphingkonzepte voll leistungsfähig. Denkbar sind beispielsweise die Initiierung einer per se passiven Formänderung durch einen aktiven Aktuator. Hybride Morphingtechnologien haben damit in erster Linie zum Ziel, die Flexibilität und Steuerungsgenauigkeit aktiver Morphingkonzepte mit dem energetischen Vorteil passiver Morphingkonzepte zu kombinieren.

II.1.1.2.5 **Beispiele**

Aktives Morphen:

- Wölbungsänderung des Profils durch Linearaktuatoren, die dauerhafte Energiezufuhr benötigen.
- Änderung des Flügelprofils durch Rotationsmechanismen, die während des gesamten Formänderungsvorgangs Energiezufuhr benötigen.

Passives Morphen:

- Wölbungsänderung des Profils durch Umschlagen bistabiler Laminare.
- Anstellwinkeländerung durch gezielte Verformungseigenschaften des Flügelholms.
- Formänderung durch ungesteuerte elektrische Aktuatoren infolge Sonneneinstrahlung auf Solarzellen.

Hybrides Morphen:

- Wölbungsänderung des Flügels durch bistabile Laminare, deren Umschlag infolge aktiv angesteuerter Aktuatoren erfolgt, nach dem Umschlagen jedoch energiefrei verharren.
- Aktive Wölbungsänderung des Profils in Kombination mit einem Flügelholm, dessen Verformungseigenschaften eine passive geometrische Schränkung bewirken.
- Formänderung durch gesteuerte elektrische Aktuatoren infolge Sonneneinstrahlung auf Solarzellen.

II.1.1.3 **Technologische Herausforderungen aktiv formveränderlicher Flügel**

Gegenwärtige Herausforderungen bei der Entwicklung von formveränderlichen Flügeln sind im Wesentlichen [9, 46]:

- Zusätzliche Masse und erhöhte Komplexität gegenüber konventionellen Flügeln,
- Energiebedarf aktiver Formänderungen,
- Notwendigkeit der Entwicklung und Umsetzung mechanischer Konzepte und flexibler Hautmaterialien,
- Regelungstechnik zur Ansteuerung der Aktuatorik.

II.1.1.4 **Randbedingungen für aktiv formveränderliche Flügel**

Neben den unmittelbar aus der Problemstellung aktiv formveränderlicher Flügel entstehenden Randbedingungen in Bezug auf die Aktuatorik, der Flügelhautmaterialien, der inneren Struktur und der Kinematik/Mechanik sind weiterhin die Integration etwaiger Systeme im Tragflügel, wie bei heutigen Verkehrsflugzeugen die Treibstofftanks, und die Auswirkung der Formänderung auf den hierfür zur Verfügung stehenden Bauraum zu bedenken.

Für einen formveränderlichen Flügel lassen sich folgende Randbedingungen zusammenfassen:

- Systemmasse,
- Bauraum für Morphingsysteme,
- Bauraum für weiterhin benötigte Systeme,
- Benötigte Verformungsgrade / -charakteristiken,
- Aeroelastische Eigenschaften,

- Strukturelle Anforderungen,
- Sicheres Lockingverhalten (Notbetrieb in jeder Flügelstellung aus der bei Ausfall der Aktuatorik nicht zurückgekehrt werden kann),
- Dynamisches Verhalten,
- Reaktionszeiten zur Umsetzung einer Formänderung,
- Verhalten während Formänderung,
- Effizienz (Energieaufwand, zusätzliche Masse),
- Zulassungsrechtliche Randbedingungen.

Das Verbundprojekt HyMoWi hatte das primäre Ziel, Prognosen und Empfehlungen für die Entwicklung hybrid morphender Flügel mit dem Zeithorizont des Jahres 2050 zu liefern. Aus diesem Grund wurden die Entwurfsrandbedingungen innerhalb des Projekts auf ein Minimum reduziert, um die Entwicklung zukunftsweisender Konzepte zu ermöglichen. Die Integration weiterer Entwurfsrandbedingungen ist daher Teil der außerhalb des Projekts angesiedelten Entwicklung und Umsetzung praxistauglicher Morphingkonzepte.

II.1.1.5 Randbedingungen in Bezug auf die Systemmasse

Als erster Anhaltspunkt für die Systemmasse formveränderlicher Flügel kann die Masse von konventionellen Flügeln und deren Steuersysteme dienen. Nach Tabelle 3 ist festzustellen, dass der gesamte Flügel konventioneller Flugzeuge etwa 22% des Leergewichts m_0 umfasst. Die Steuerungssysteme sowie die Hydraulik und Pneumatik machen jeweils rund 2,5% beziehungsweise 1,5% der Leermasse aus.

Können durch einen formveränderlichen Flügel herkömmliche Steuerflächen ersetzt werden, stehen die benötigten 4% der Leermasse hierfür zur Verfügung, ohne dass Masse bei der Flügelstruktur eingespart werden muss, um eine Realisierung ohne Gewichtsnachteil zu bewerkstelligen.

Tabelle 3: Vergleich des Gewichtanteils von Flügel, Steuerung sowie Hydraulik und Pneumatik verschiedener Verkehrsflugzeuge, nach [47].

| Flugzeug | m_0 / kg | Anteil an m_0 | | |
|---------------------|------------|-----------------------|-------------|-----------------------|
| | | Flügel – Gesamtsystem | Steuerung | Hydraulik + Pneumatik |
| 737-200 | 26060 | 19,4% | 4,0% | 1,5% |
| 707-320 | 56779 | 22,9% | 1,7% | 1,2% |
| L-1011 | 103879 | 20,7% | 2,2% | 1,9% |
| 747 | 151303 | 26,6% | 2,1% | 1,5% |
| Durchschnitt | - | 22,4% | 2,5% | 1,5% |

II.1.1.6 Definition der Geometrie eines ideal formveränderlichen Flugzeugs

Mit Anstreben der Morphingziele konnte zunächst ein ideal formveränderlicher Flügel definiert werden. Eventuelle Randbedingungen zulassungs- oder effizienzbedingter Natur spielten zu diesem Zeitpunkt keine Rolle.

II.1.1.6.1 Beispielflugzeug

Für die nachfolgende Berechnungen der Flugleistung und deren Abhängigkeit von geometrischen Flügelparametern wurde ein Beispielflugzeug mit den in Tabelle 4 aufgeführten technischen Daten angenommen.

Tabelle 4: Technische Daten eines Beispielflugzeugs.

| Bezeichnung | Formelzeichen | Wert | Einheit |
|---|---------------|--------|----------------|
| Maximaler Schub (2 Triebwerke) | F_0 | 236000 | N |
| Startmasse | m_{TO} | 75000 | kg |
| Flügelfläche | S_F | 122,6 | m ² |
| Max. Auftriebsbeiwert | C_{Amax} | 1,8 | - |
| Max. Auftriebsbeiwert Startkonfiguration | $C_{Amax,S}$ | 2,1 | - |
| Max. Auftriebsbeiwert Landekonfiguration | $C_{Amax,L}$ | 2,0 | - |
| Nullwiderstandsbeiwert | C_{W0} | 0,017 | - |
| Nullwiderstandsbeiwert Startkonfiguration | $C_{W0,S}$ | 0,045 | - |
| Nullwiderstandsbeiwert Landekonfiguration | $C_{W0,L}$ | 0,14 | - |
| Oswaldfaktor | e_F | 0,85 | - |
| Streckung | Λ | 9,5 | - |
| Rollwiderstandsbeiwert | μ_R | 0,03 | - |
| Pfeilungswinkel | φ | 25 | ° |

II.1.1.6.2 Zusammensetzung des aerodynamischen Widerstands

Abbildung 15 stellt die quantitative Zusammensetzung des aerodynamischen Widerstands aus Reibungswiderstand, induziertem Widerstand, Interferenz-, Wellen- und parasitärem Widerstand eines Verkehrsflugzeugs dar.

Ersichtlich ist, dass der parasitäre Widerstand und der induzierte Widerstand den Großteil des Gesamtwiderstands ausmachen. Der parasitäre Widerstand hängt dabei nahezu ausschließlich von der umströmten Fläche ab, sofern der Reibungswiderstand der Oberfläche unverändert bleibt. Der induzierte Widerstand hängt, wie der Wellenwiderstand, maßgeblich von dem Auftriebsbeiwert und den Flügelgeometrieparametern ab und kann durch die Flügelstreckung, die Flügelpfeilung und das Flügelprofil beeinflusst werden.

Abhängig von der Fluggeschwindigkeit und der Flughöhe dominiert der Nullwiderstand, bestehend aus viskosem, parasitärem und Interferenzwiderstand, W_0 oder der induzierte Widerstand W_{ind} . Beispielhaft erfolgt eine Darstellung der Abhängigkeit der beiden Widerstandsanteile in Abbildung 14 unter Annahme der Flugzeugdaten aus Tabelle 4:

$$W_0 = \frac{\rho}{2} (Ma \cdot a)^2 \cdot S_F \cdot C_{W0}, \quad (1)$$

$$W_{ind} = \frac{2(m_{TO} \cdot g)^2}{\pi \cdot e_F \cdot \Lambda \cdot \rho \cdot S_F \cdot (Ma \cdot a)^2}, \quad (2)$$

$$W_{ges} = W_0 + W_{ind}, \quad (3)$$

wobei a die Schallgeschwindigkeit bezeichnet.

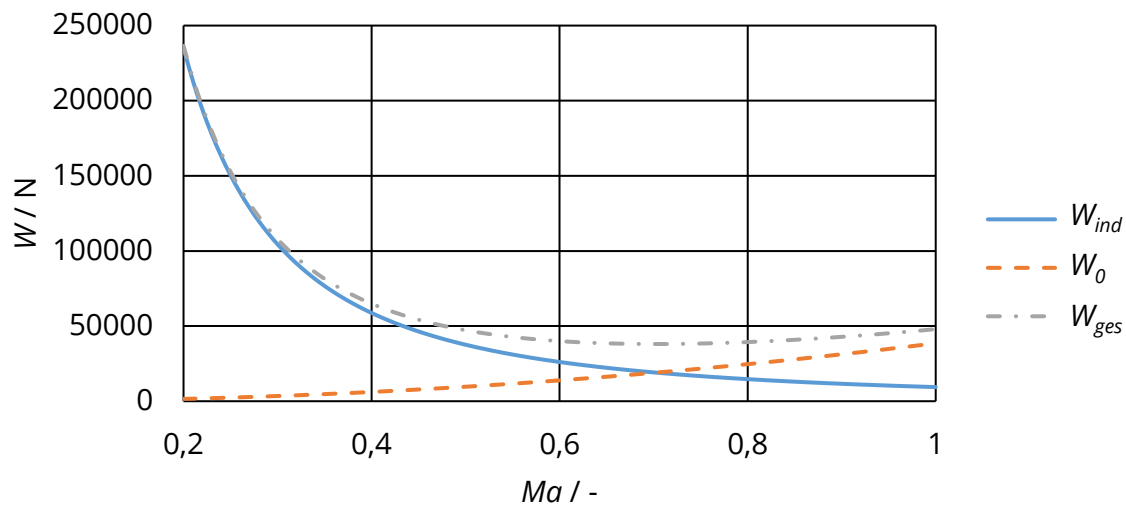


Abbildung 14: Abhängigkeit des induzierten und parasitären Widerstands von der Geschwindigkeit bei einer Höhe $H = 10$ km.

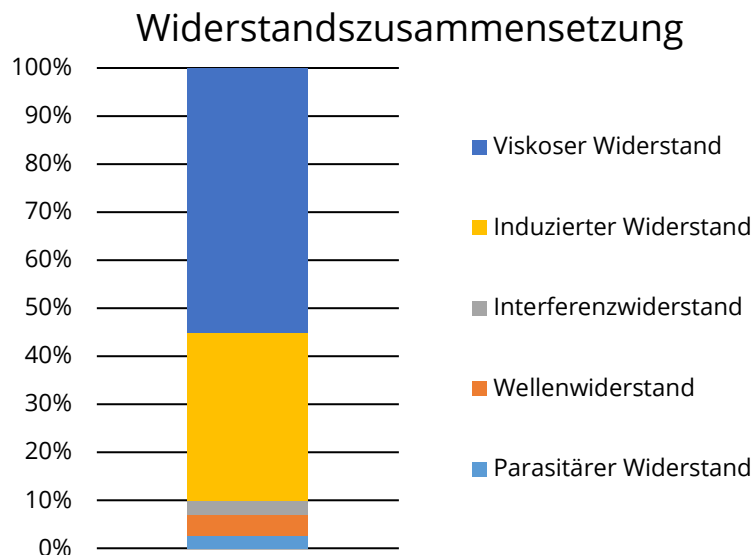


Abbildung 15: Zusammensetzung des Widerstands eines Verkehrsflugzeugs im Reiseflug (Stand 2002), nach [48].

Es zeigte sich, dass bei geringen Geschwindigkeiten, in diesem Fall $Ma < 0,72$, der induzierte Widerstand dominiert. In diesem Fall ist Wert darauf zu legen, einen Flügel mit großer Streckung und hohem Oswaldfaktor e_F zu erhalten. Der Oswaldfaktor dient dabei als Maß, wie gut die Auftriebsverteilung mit der gegebenen Flügelgeometrie einer elliptischen Auftriebsverteilung ($e_F = 1,0$) entspricht. Oswaldfaktoren $e_F > 1,0$ können durch neuartige Flügelkonfigurationen, wie dem Boxwing, erzielt werden. Bei größeren Geschwindigkeiten dominiert der parasitäre Widerstand bei abnehmendem Anteil des induzierten Widerstands, weshalb hier insbesondere Flügel mit kleiner umströmter Fläche vorteilhaft sind.

II.1.1.6.3 Übersicht verschiedener Flugzustände

Im Folgenden wird eine Übersicht verschiedener Flügelgeometrien, qualitativ angepasst an ausgewählte Flugzustände, dargestellt. Diese Übersicht diene als erster Ausgangspunkt für eine Antwort auf die Frage, wie ein ideal formveränderlicher Flügel aussehen sollte und welche Geometrieparameter hierbei anzupassen sind.

Bei der Darstellung der Variation der Parameter wird hierzu jeweils ein Geometrieparameter mit dem Faktor x multipliziert, während die verbleibenden Parameter konstant gehalten werden. Die herangezogenen flugmechanischen Grundlagen basieren auf [49, 50].

Start

Betrachtet wird zunächst die Startstrecke unter Annahme eines konstanten Schubs. Die Berechnung der Startstrecke erfolgt gemäß folgender Formel:

$$s_{TO}(S_F, C_{Amax,S}, C_{W0,S}, C_{AR}, e_F, \Lambda) = \frac{\frac{m_{TO}}{S_F}}{\rho_0 \left(\mu_R C_{AR} - C_{W0,S} - \frac{C_{AR}^2}{\pi e_F \Lambda} \right)} \cdot \ln \left[\frac{\rho_0 \left(\mu_R C_{AR} - C_{W0,S} - \frac{C_{AR}^2}{\pi e_F \Lambda} \right)}{2g \frac{m_{TO}}{S_F} \left(\frac{F}{m_{TO}g} - \mu_R \right)} \left(f_{TO} \sqrt{\frac{2m_{TO}g}{\rho_0 C_{Amax,S} S_F}} \right)^2 + 1 \right]. \quad (4)$$

Der Auftriebsbeiwert beim Rollen wird mit $C_{AR} = 0,4$ angenommen, der Faktor f_{TO} als Verhältnis zwischen der Abhebe- zur Abreißgeschwindigkeit mit $f_{TO} = 1,1$. Die Variation der Parameter zeigt Abbildung 16. Die Referenzstartstrecke beträgt $s_{TO,ref} = 1,03$ km, die Dichte auf Meereshöhe $\rho_0 = 1,225$ kg/m³.

Weiterhin wird die notwendige Leistung PWR_S bei einer gegebenen Startstrecke $s_{TO} = 1$ km betrachtet. Diese berechnet sich nach [49] gemäß folgender Formel:

$$PWR_S(S_F, C_{Amax,S}, C_{W0,S}, C_{AR}, e_F, \Lambda) = \frac{f_{TO} m_{TO} g}{\sqrt{\rho_0 C_{Amax,S}}} \sqrt{\frac{m_{TO} g}{S_F}} \cdot \left[\frac{f_{TO}^2}{2 C_{Amax,S}} \left(\frac{2m_{TO}}{\rho_0 s_{TO} S_F} + \left(C_{W0,S} - \mu_R C_{AR} + \frac{C_{AR}^2}{\pi e_F \Lambda} \right) \right) + \mu_R \right]. \quad (5)$$

Die Abhängigkeit der nötigen Startleistung von verschiedenen geometrischen und aerodynamischen Parametern zeigt Abbildung 17. Die Referenzleistung beträgt $PWR_{S,ref} = 13$ MW.

Es zeigte sich, dass beim Start insbesondere die Flügelfläche und der maximale Auftriebsbeiwert entscheidenden Einfluss haben. Die Flügelfläche ist groß zu wählen, ebenso ist ein hoher Maximalauftriebsbeiwert anzustreben. Weiterhin haben der Nullwiderstand sowie der Auftriebsbeiwert beim Rollen entscheidenden Einfluss. Der induzierte Widerstand ist nur von geringer Bedeutung, sodass der Streckung und dem Oswaldfaktor keine besondere Bedeutung beigemessen wird.

Als Fazit ist zu schließen, dass während des Starts ein Flügel mit großer Flügelfläche konfiguriert werden soll. Während des Rollvorgangs ist ein optimaler Auftriebsbeiwert einzustellen. Zum Rotieren hin ist die Krümmung zu erhöhen, sodass ein Profil mit großem

maximalem Auftriebsbeiwert resultiert, ähnlich eines konventionellen Flügels mit ausgefahrenen Klappen. Aus Gründen guter Langsamflugeigenschaften ist dabei ein großer Nasenradius in Kombination mit einer großen Profildicke anzustreben.

Problematisch ist, dass mit der gewünschten Erhöhung der Flügelfläche auch ein größerer Nullwiderstand einhergeht. Somit handelt es sich bei der Wahl der optimalen Flügelfläche um ein Optimierungsproblem mit mehreren konkurrierenden Zielen.

Steigflug

Zur Analyse der optimalen Flugzeugkonfiguration im Steigflug wurde die notwendige Schubleistung bei gegebenem Steigwinkel analysiert. Die entsprechende Gleichung für die Leistung ist [49] entnommen:

$$PWR_{CG}(S_F, C_{W0}, e_F, \Lambda, \gamma) = m_{TO}g \left[f_{CG} \sqrt{\frac{2m_{TO}g}{\rho_0 C_{Amax} S_F}} \sin \gamma + \frac{\rho_0 C_{W0} S_F}{2m_{TO}g} \left(f_{CG} \sqrt{\frac{2m_{TO}g}{\rho C_{Amax} S_F}} \right)^3 + \frac{2m_{TO}g}{\pi e_F \Lambda \rho_0 S_F} \sqrt{\frac{\rho_0 C_{Amax} S_F}{2m_{TO}g}} \right]. \quad (6)$$

Angenommen wurde ein Steigwinkel $\gamma = 8^\circ$. Die entsprechende Referenzleistung beträgt $PWR_{CG,ref} = 1,4$ MW. Abbildung 18 zeigt die relative Leistung über verschiedenen aerodynamischen und geometrischen Parametern. Das Verhältnis zwischen der Fluggeschwindigkeit und der Abreißgeschwindigkeit wird mit $f_{CG} = 1,2$ angenommen.

Es zeigt sich, dass insbesondere der Nullwiderstand, die Streckung und die Flügelfläche entscheidenden Einfluss auf die notwendige Leistung im Steigflug nehmen. Während der Nullwiderstand möglichst gering sein sollte, ist während des Steigflugs eine große Streckung und eine große Flügelfläche anzustreben.

Reiseflug

Die notwendige Leistung im Reiseflug wurde nach [49] gemäß folgender Gleichung errechnet:

$$PWR_C(S_F, C_{W0}, e_F, \Lambda, v_C) = m_{TO}g \left(\frac{\rho_{ISA}(H_C) C_{W0}}{\frac{2m_{TO}g}{S_F}} v_C^3 + \frac{2m_{TO}g}{\pi e_F \Lambda \rho_{ISA}(H_C) S_F v_C} \right). \quad (7)$$

Angenommen wurde eine Flughöhe $H_C = 10$ km und eine Mach-Zahl $Ma = 0,7$, womit sich eine Fluggeschwindigkeit von $v_C = 209,6$ m/s gemäß der Internationalen Standardatmosphäre ergibt. Die Referenzleistung beträgt $PWR_{C,ref} = 8,0$ MW. Abbildung 19 stellt die notwendige Leistung relativ zu der Referenzleistung in Abhängigkeit verschiedener aerodynamischer und geometrischer Parameter dar. Zum Vergleich stellt Abbildung 20 dieselben Abhängigkeiten bei einer höheren Fluggeschwindigkeit von $Ma = 0,85$ ($v_C = 254,5$ m/s, $PWR_{C,ref} = 10$ MW) dar.

Es zeigte sich, dass auch im Reiseflug der Flügelfläche eine entscheidende Bedeutung zukommt. Mit zunehmender Fluggeschwindigkeit ist eine Reduzierung der Flügelfläche

sinnvoll. Der Nullwiderstand hat ebenfalls entscheidende Auswirkungen auf die benötigte Leistung. Wie erläutert, nimmt der Anteil des Nullwiderstands am Gesamtwiderstand mit zunehmender Fluggeschwindigkeit zu. Reduziert werden kann dieser durch Verringerung der umströmten Oberfläche. Dies geht einher mit einer Reduktion der Flügelfläche. Bei kleineren Fluggeschwindigkeiten hat vor Allem der induzierte Widerstand Anteil am Gesamtwiderstand. Aus diesem Grund ist im Langsamflug ein Flügelgrundriss mit hohem Oswaldfaktor anzustreben.

Weiterhin ist mit zunehmender Fluggeschwindigkeit ein schlankeres Flügelprofil mit abnehmender Profildicke wünschenswert, das im Idealfall nahe der kritischen Mach-Zahl in ein superkritisches Profil übergeht. Außerdem ist ein zunehmender Pfeilungswinkel mit größerer Fluggeschwindigkeit anzustreben. Sowohl durch den Pfeilungswinkel, als auch durch das superkritische Profil, kann die kritische Mach-Zahl des Flügels erhöht werden und der durch Überschalleffekte bedingte Wellenwiderstand reduziert werden.

Die kritische Mach-Zahl kann über die Korn-Gleichung [51] abgeschätzt werden:

$$Ma_{krit}(k_a, \varphi, t_{af}, c_{af}, C_A) = \frac{k_a}{\cos(\varphi)} - \frac{t_{af}}{\cos(\varphi)^2} - \frac{A}{10 \cos(\varphi)^3} - \left(\frac{0,1}{80}\right)^3. \quad (8)$$

Dabei stellt k_a den Technologiefaktor des Flügelprofils dar. Für moderne superkritische Profile wird näherungsweise $k_a = 0,95$ angenommen. Als Auftriebsbeiwert wird $C_A = 0,379$ angenommen, das Verhältnis von Profildicke zu Sehnenlänge mit $t_{af}/c_{af} = 0,12$. Als Referenz ergibt sich eine kritische Mach-Zahl $Ma_{krit} = 0,74$. Abbildung 21 stellt die Abhängigkeit der kritischen Mach-Zahl von den Variablen der Korn-Gleichung graphisch dar.

Ersichtlich ist, dass insbesondere der Technologiefaktor k_a Einfluss auf die kritische Mach-Zahl hat. Somit ist zur Erhöhung der kritischen Mach-Zahl das Flügelprofil anzupassen.

Landung

Für die Landung wurde die benötigte Landestrecke betrachtet:

$$s_L(S_F, C_{AmaxL}, C_{W0L}, e_F, \Lambda) = \frac{C_{AL}}{C_{W0L} + \frac{C_{AL}^2}{\pi e_F \Lambda}} \left[H_L + \frac{m_L}{S_F \rho_0 C_{AmaxL}} (f_L^2 - f_{TD}^2) \right] + \frac{1}{\rho_0} \frac{b_m}{g} \frac{m_L}{S_F C_{AmaxL}} f_{TD}^2. \quad (9)$$

Dabei wurde eine Höhe $H_L = 0$ m angenommen. Das Verhältnis von Lande- zu Abreißgeschwindigkeit beträgt $f_L = 1,23$, das Verhältnis von Aufsetz- zu Abreißgeschwindigkeit $f_{TD} = 1,13$. Der Auftriebsbeiwert berechnet sich für die Landegeschwindigkeit zu $C_{AL} = 1,32$.

Es ergab sich eine Referenzlandestrecke von $s_L = 1,3$ km. Abbildung 22 stellt die relative Abhängigkeit der Landestrecke von verschiedenen geometrischen und aerodynamischen Parametern graphisch dar.

Es lassen sich folgende Aussagen über die gewünschte Landekonfiguration des formveränderlichen Flügels treffen. Wünschenswert ist eine große Flügelfläche in Kombination mit einem hohen maximalen Auftriebsbeiwert. Hierzu ist ein Profil mit großer Krümmung anzustreben. Dieses sollte weiterhin einen vergleichsweise großen Nasenradius und eine große Profildicke besitzen, um gutmütige Langsamflugeigenschaften aufzuweisen. Die

Flügelform und -streckung sind von untergeordneter Bedeutung, da der induzierte Widerstand im Landeanflug nur eine geringe Rolle spielt. Somit ähnelt die Landekonfiguration der Startkonfiguration.

Um das Abbremsen des Flugzeugs nach dem Aufsetzen auf den Boden zu unterstützen, ist eine gesonderte Betrachtung der Flügelkonfiguration während des Ausrollens sinnvoll. Hier sind ein großer Widerstand und ein Auftriebseinbruch anzustreben. Denkbar wäre dies durch die Umkehrung der Profilwölbung, sodass die Tragfläche abtriebserzeugend wirkt. Weiterhin können Spreizklappen zur Auftriebsvernichtung und Widerstandserhöhung beitragen.

Qualitative Zusammenfassung der Erkenntnisse

Zusammenfassend stellt Tabelle 5 die Flugzeugkonfigurationen qualitativ dar. Der Vollständigkeit halber sei erwähnt, dass hier nur das typische Missionsprofil eines Verkehrsflugzeugs in abstrahierter Form betrachtet wurde. Überlegungen zum Manöverflug wurden bislang nur qualitativ vorgenommen.

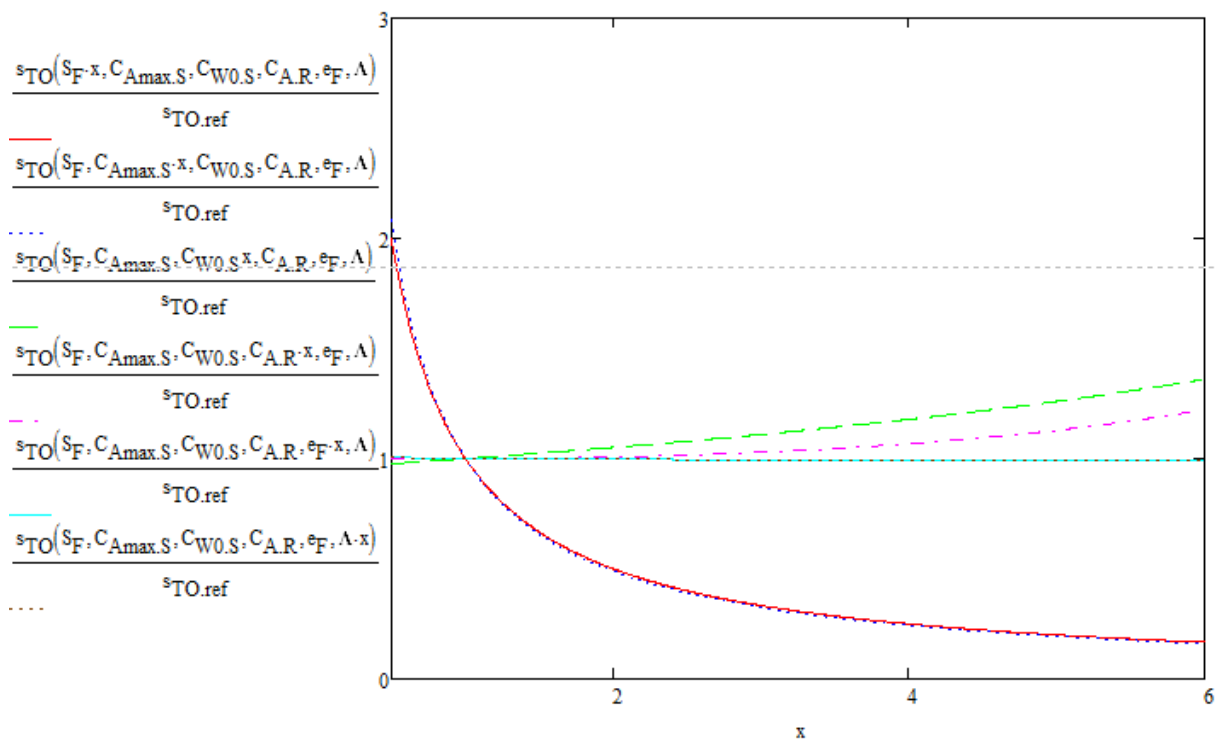


Abbildung 16: Relative Startstrecke $s_{TO}/s_{TO.ref}$ in Abhängigkeit verschiedener aerodynamischer und geometrischer Parameter für ein Beispielflugzeug.

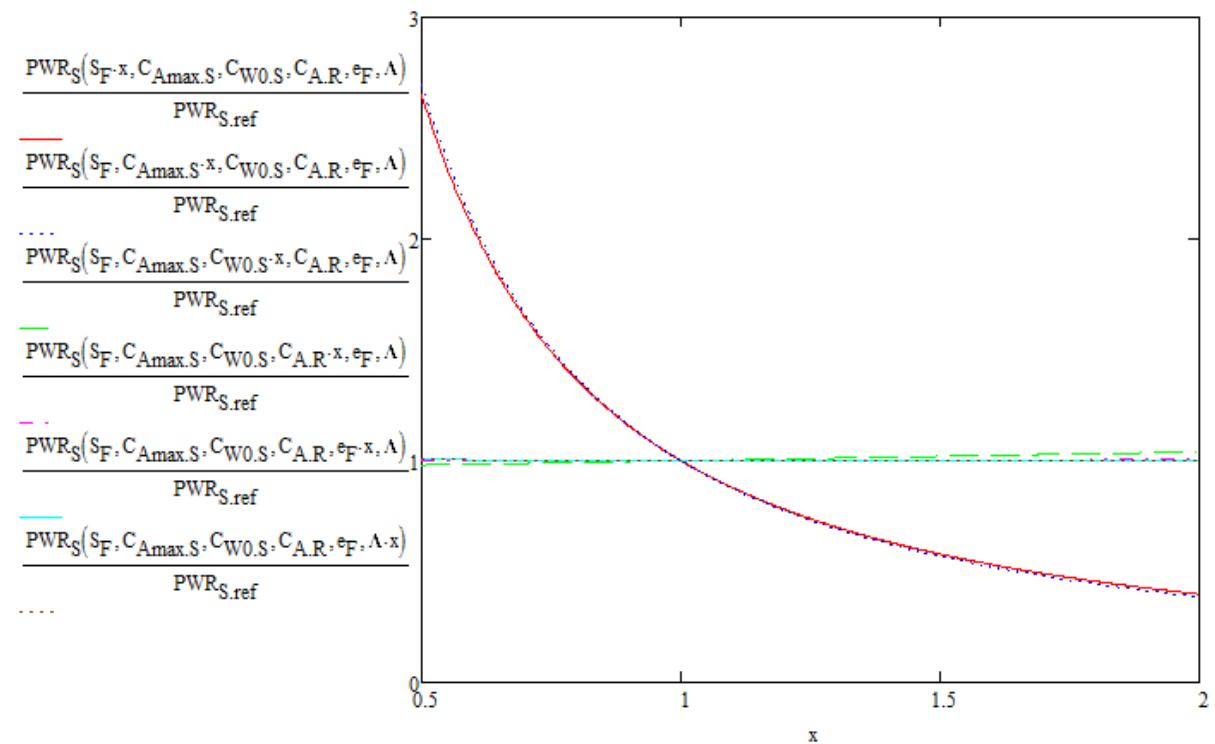


Abbildung 17: Relative Startleistung $PWR_S/PWR_{S,ref}$ für eine gegebene Startstrecke in Abhängigkeit verschiedener aerodynamischer und geometrischer Parameter.

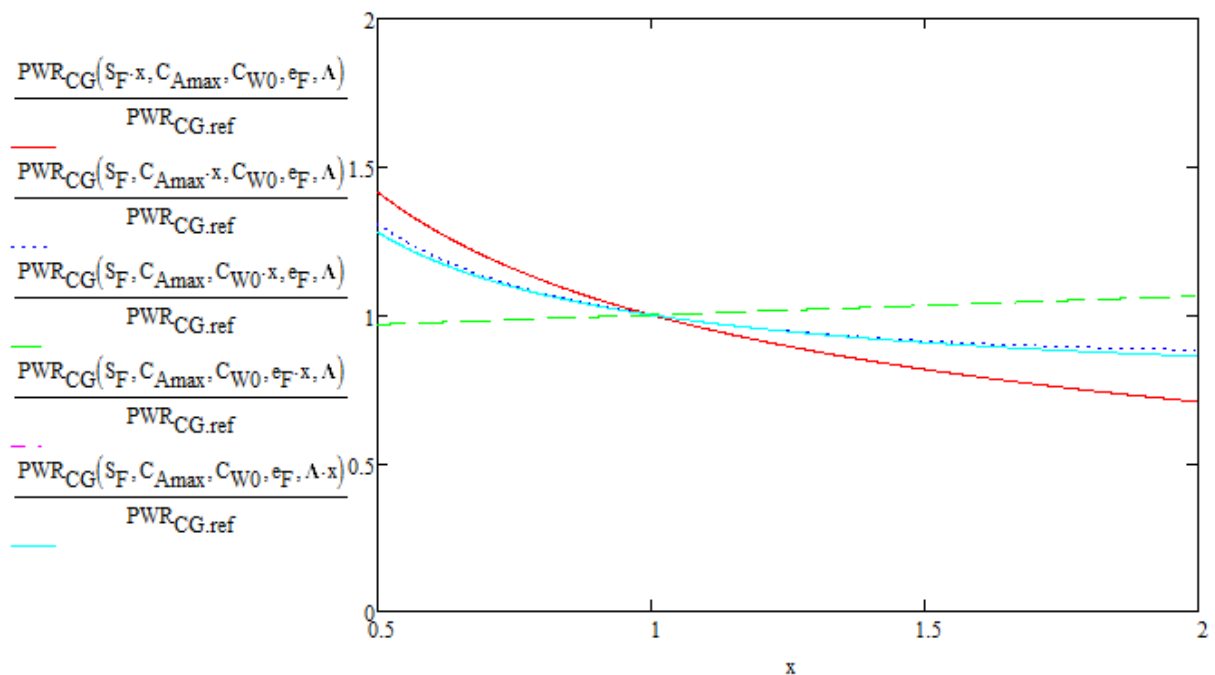


Abbildung 18: Relative Leistung $PWR_{CG}/PWR_{CG,ref}$ für einen gegebenen Steigwinkel in Abhängigkeit verschiedener aerodynamischer und geometrischer Parameter.

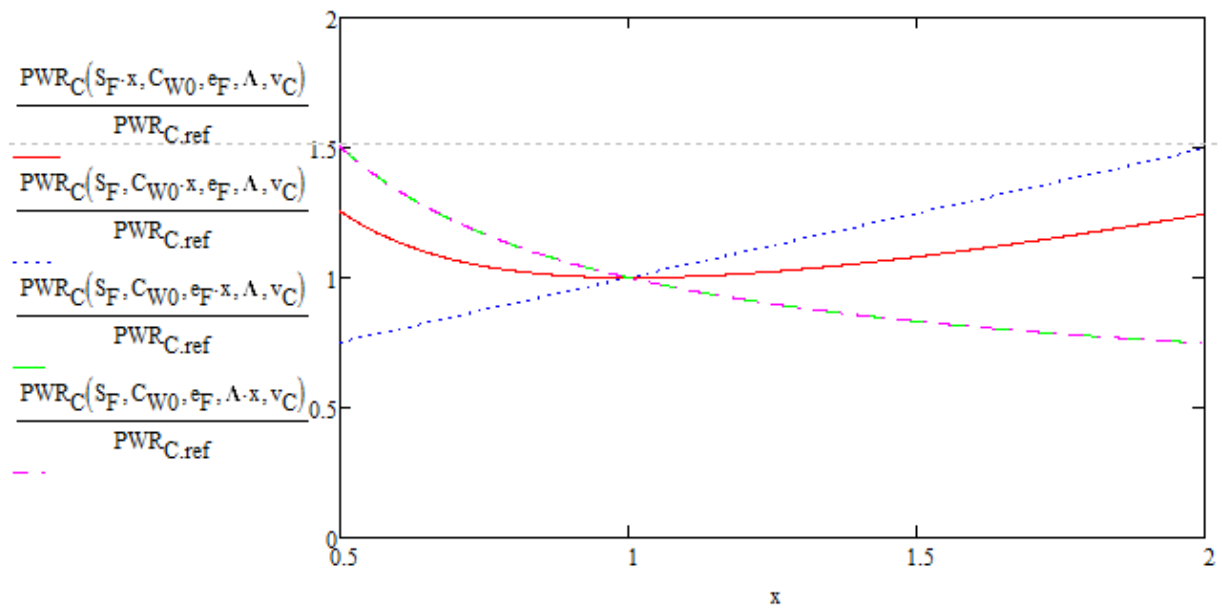


Abbildung 19: Relative Leistung $PWR_C/PWR_{C,ref}$ im Reiseflug bei $Ma = 0,7$ über verschiedenen aerodynamischen und geometrischen Parametern für das Beispielflugzeug.

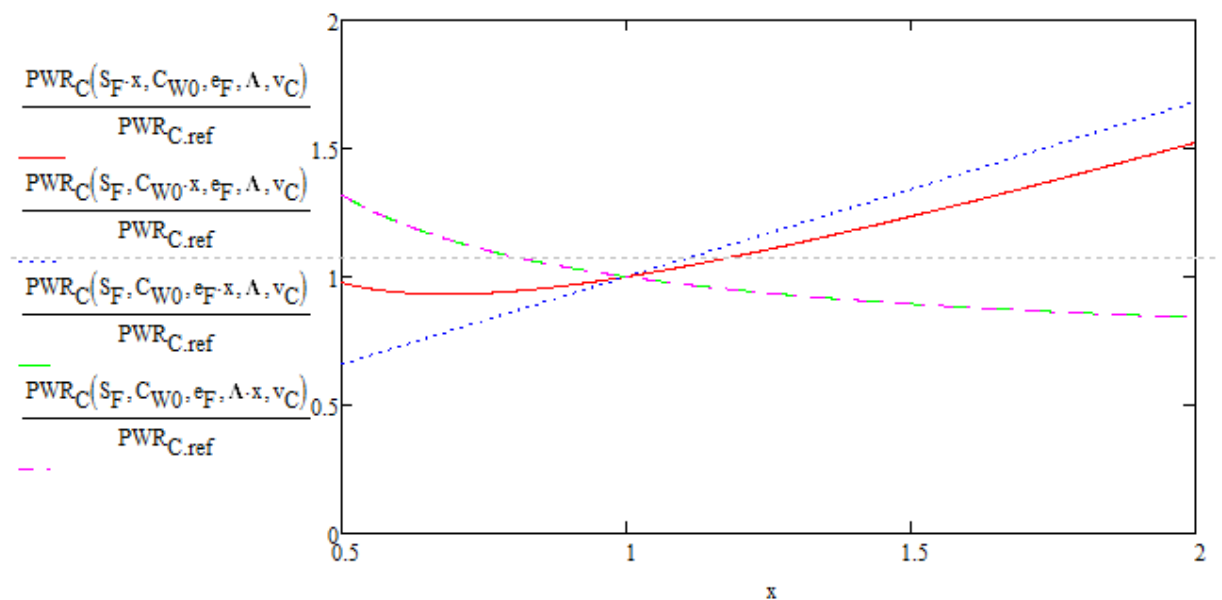


Abbildung 20: Relative Leistung $PWR_C/PWR_{C,ref}$ im Reiseflug bei $Ma = 0,85$ über verschiedenen aerodynamischen und geometrischen Parametern für das Beispielflugzeug.

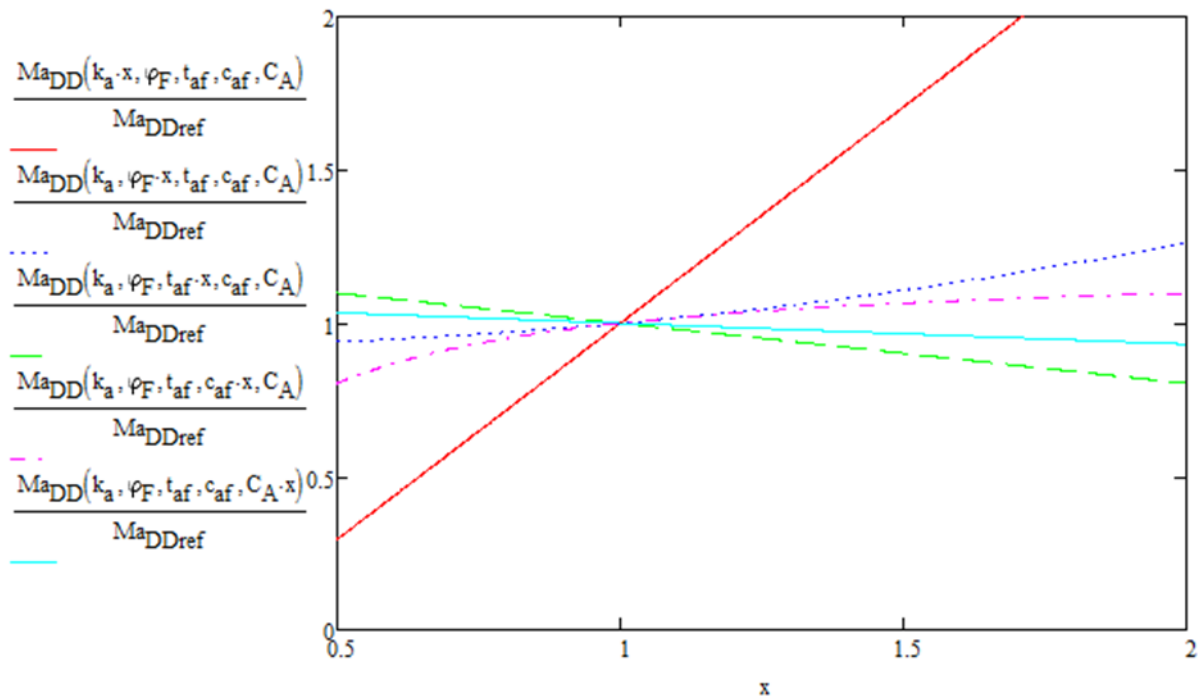


Abbildung 21: Relative kritische Mach-Zahl $Ma_{DD}/Ma_{DD,ref}$ in Abhängigkeit von geometrischen und aerodynamischen Parametern.

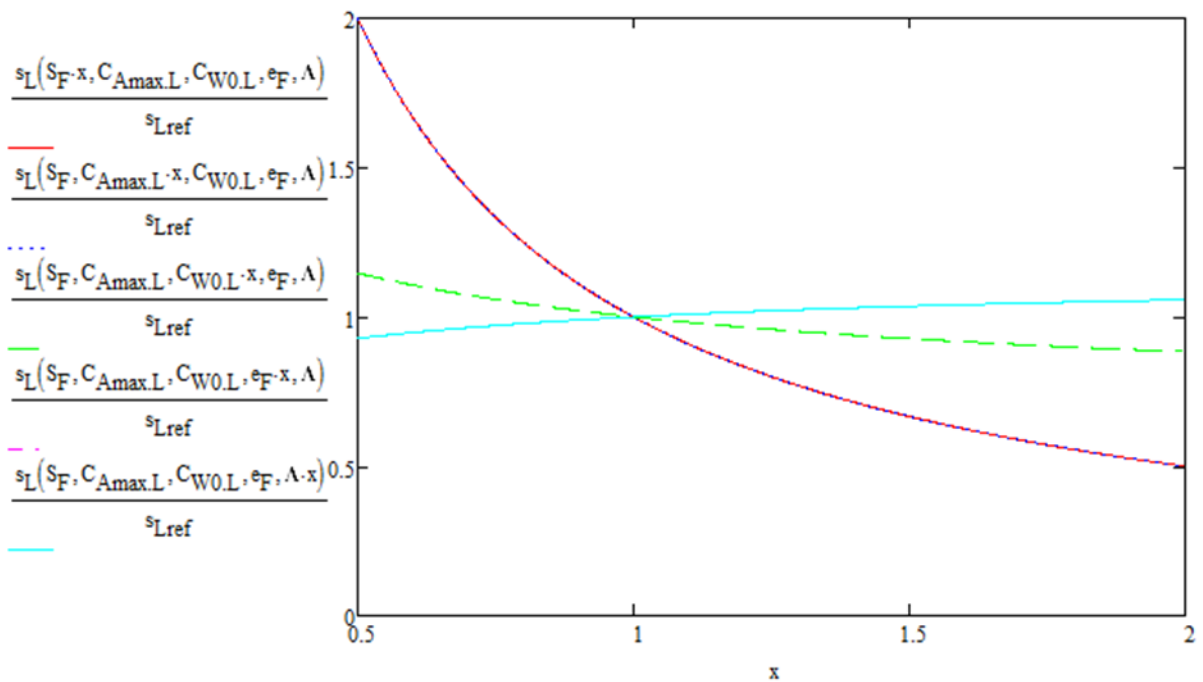
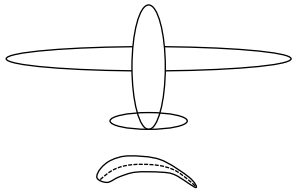
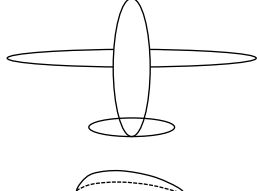
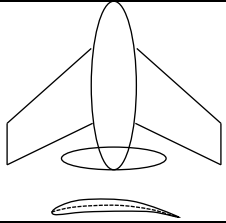
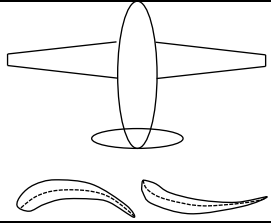
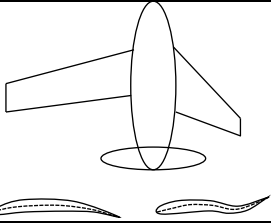


Abbildung 22: Relative Landstrecke $s_L/s_{L,ref}$ über verschiedenen aerodynamischen und geometrischen Parametern für das Beispielflugzeug.

Tabelle 5: Qualitative Skizzendarstellung der Flugzeugkonfigurationen zu ausgewählten Flugzuständen

| Flugzustand | Start / Steigflug | Reiseflug langsam (subsonisch) | Reiseflug schnell (transsonisch) | Landung | Manöver |
|--|---|---|---|---|---|
| Ziel | · Geringe Rollstrecke · Geringe Abhebegeschwindigkeit | · Hohe Reichweite · Kurze Flugdauer | · Hohe Reichweite · Kurze Flugdauer | · Niedrige Abreißgeschwindigkeit | · Hohe Wenderate · Handhabbares Überziehverhalten |
| Aerodynamische Haupteinflussparameter | · Flächenbelastung · Abreißgeschwindigkeit Induzierter Widerstand | · Produkt Gleitzahl mal Geschwindigkeit · Induzierter Widerstand | · Produkt Gleitzahl mal Geschwindigkeit · Induzierter Widerstand · Wellenwiderstand | · Flächenbelastung · Abreißgeschwindigkeit | · Asymmetrischer Auftrieb · Schwerpunktsbeeinflussung |
| Geometrische Größen | | | | | |
| Flügelgröße | +++ | -- | -- | +++ | +...+++ |
| Spannweite | +++ | ++ | + | +++ | -...++ |
| V-Stellung | + | + | + | + | 0 |
| Pfeilung | 0 | 0 | ++ | 0 | ~ |
| Zuspitzung | ~ (annähernd elliptisch) | ~ | ~ | ~ | ~ |
| Geom. Schrängung | ~ | ~ | ~ | ~ | +...++ |
| Profilkrümmung | +++ | ++ | + | +++ | - - -...+++ |
| Max. Profildicke | +++ | - | -- | +++ | ~ |
| Nasenradius | +++ | ++ | + | +++ | ~ |
| Profildickenverteilung | ~ | ~ | ~ | ~ | ~ |
| Besonderheit | · Ersatz von Klappen | · Flügelgröße und Streckung mit zunehmender Geschwindigkeit reduzieren (parasitärer Widerstandsanteil nimmt zu) | · Superkritisches Profil | · Nach oben gerichtete Klappen / Spreizklappen zur Widerstandserhöhung / Auftriebsvernichtung | · Asymmetrische Parameteränderung |
| Skizzen |  |  |  |  |  |
| <p>--- / - - / - : sehr klein bis klein; 0: Null; + / ++ / +++: groß bis sehr groß; ~: angepasst</p> | | | | | |

II.1.1.7 Erwartete Entwicklungen im zukünftigen Luftfahrtverkehr

Für Auslegungs- und Optimierungsrechnungen der Morphingkonzepte ist eine Definition des zu betrachtenden Missionsprofils erforderlich. Die Abstimmung über die finale Festlegung des Missionsprofils erfolgte in Abstimmung mit dem Projektpartner (IFL).

Für einen Ausblick auf das Jahr 2050 wurde eine Abschätzung der Entwicklung des zukünftigen Luftfahrtverkehrs getroffen. Eine wichtige Überlegung hierbei war, ob eine Verschiebung in Richtung Lang- oder Mittelstreckenflüge abzusehen ist.

Klassischerweise wird in der Luftfahrt zwischen zwei Transportkonzepten unterschieden. Billigfluggesellschaften setzen in erster Linie auf das Point-to-Point Konzept. Als Beispiel zu nennen ist Southwest Airlines [52]. Klassische Fluggesellschaften setzen in der Regel auf das Hub-and-Spoke Konzept, das eine höhere Flexibilität bietet, jedoch auch höhere Kosten verursacht.

In jüngster Zukunft ist ein starkes Wachstum von Billigfluggesellschaften zu beobachten. Traditionellerweise operierten diese bislang vor allem auf Kurz- und Mittelstreckenflügen, expandieren jedoch zunehmend in das Langstreckensegment. Als Beispiel sind hier die neu eingerichteten Langstreckenverbindungen von Norwegian Air International oder der Eurowings GmbH zu nennen. Nach [52] ist somit in Zukunft keine strikte Trennung zwischen den beiden Konzepten mehr sinnvoll. Anzunehmen ist eine Vermischung beider Konzepte durch die parallele Existenz von Billigflug- und klassischen Fluggesellschaften. Vor allem Mittelstreckenflugzeuge scheinen demnach zukunftssträftig zu sein, da sie eine höhere Einsatzflexibilität als Langstreckenflugzeuge bieten.

Eine Darstellung der Zusammensetzung und Entwicklung der weltweiten Verkehrsflugzeugflotte von 1960 bis 2004, unterteilt nach Regional-, Standardrumpf- und Großraumflugzeugen zeigt Abbildung 23. Festzustellen ist, dass das prozentual größte Wachstum in den vergangenen zwei Jahrzehnten im Bereich der Regionalverkehrsflugzeuge liegt.

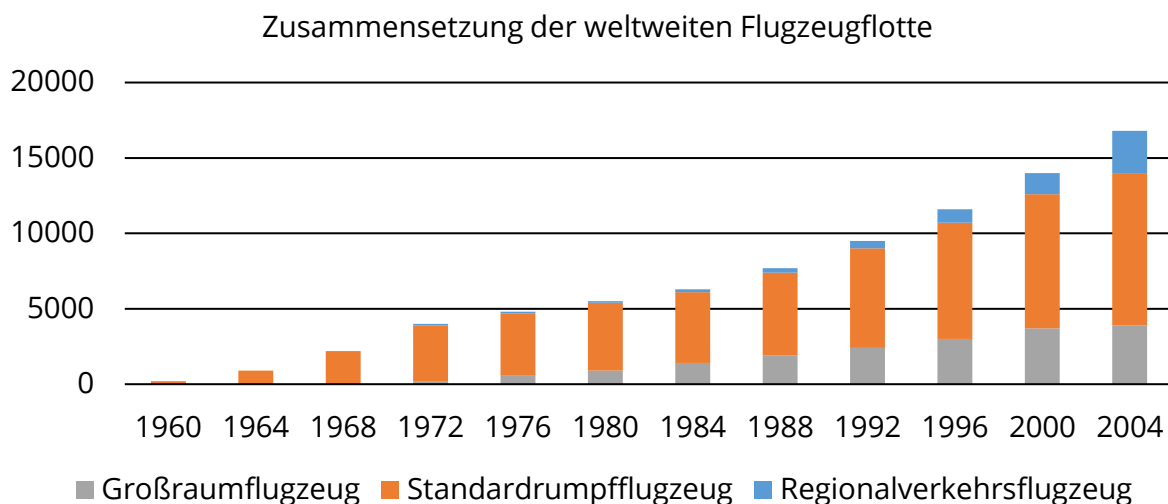


Abbildung 23: Zusammensetzung der weltweiten Verkehrsflugzeugflotte von 1960 bis 2004, unterteilt in Regional-, Standardrumpf- und Großraumflugzeuge, nach [53].

Durch den prozentual geringeren Anteil des Reiseflugs an dem gesamten Missionsprofil erscheinen formveränderliche Flügel insbesondere bei Kurz- und Mittelstreckenflugzeuge als erfolgsversprechend. Im Vergleich zu Langstreckenflugzeugen nimmt der Fluganteil,

der mit einer suboptimalen Flügelgeometrie geflogen werden muss, einen größeren Anteil ein.

Aus den getroffenen Überlegungen ist somit zu folgern, dass sich die Integration formveränderlicher Flügeltechnologien vorzugsweise im Bereich der Kurz- bis Mittelstreckenflugzeuge anbietet.

II.1.1.8 Definition der Flugzeugkonfiguration

Festzulegen war weiterhin die zu betrachtende Flugzeugkonfiguration. Die finale Definition der Konfiguration erfolgte in Absprache mit dem Projektpartner (IFL) im Rahmen des Meilensteins MS 1. Abbildung 24 zeigt eine Übersicht verschiedener Flugzeugkonfigurationen. Die Drachenkonfiguration hat sich als klassische Flugzeugkonfiguration über mehrere Jahrzehnte etabliert. Darüber hinaus existieren Überlegungen und Studien zu neuartigen Konfigurationen, wie dem Blended Wing Body, einem zum Nurflügler aufgelösten auftriebserzeugenden Rumpf, dem Boxwing-Konzept zur Reduktion des induzierten Widerstands, dem Oblique Flying Wing und historisch bedeutenden Konzepten wie Doppel- und Mehrfachdecker.

Der Oblique Flying Wing kann als Morphingvariante eingestuft werden, bei der eine rotatorische Lageänderung des gesamten Flügels stattfindet. Eine Variation zwischen Hoch-, Mittel- und Tiefdecker ist darüber hinaus im Rahmen eines formveränderlichen Flügels denkbar. Bezieht man die Lage des Flügels im Bezug zu dem Flugzeugrumpf als weiteren Morphingparameter mit ein, ist festzustellen, dass eine klassische Festlegung auf eine Flugzeugkonfiguration nicht mehr zwangsweise nötig ist.

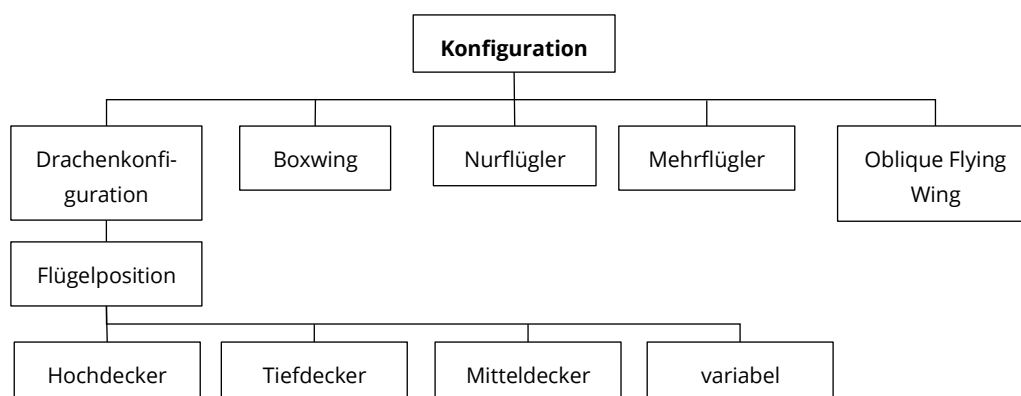


Abbildung 24: Übersicht verschiedener Flugzeugkonfigurationen.

Für die weitere Entwicklung formveränderlicher Flügel erwies sich die etablierte Drachenkonfiguration dennoch als sinnvolle Basiskonfiguration. Gegenüber der Boxwing-Konfiguration sind hier ein größeres Formänderungsspektrum und verringerte Zwangsbedingungen zu erwarten. Ein Blended Wing Body Flugzeug hätte zur Folge, dass die Formänderung des nutzlasttragenden Rumpfes von Nöten ist, was die Formänderung durch weitere Randbedingungen, wie dem benötigten Rumpffinnenvolumen beschränken würde.

II.1.1.9 Definition eines Referenzflugzeugs

Aus den dargestellten Analysen zeichneten sich Kurz- bis Mittelstreckenflugzeuge in Drachenkonfiguration als zukunftssträchtige Flugzeugkonfigurationen ab.

Ein vielversprechendes Zukunftskonzept für derartige Flugzeuge liefert die NASA in Zusammenarbeit mit Boeing im Rahmen des SUGAR (Subsonic Ultra Green Aircraft

Research) Konzepts [54]. Dieses sieht ein elektrisch angetriebenes Regional- bis Mittelstreckenflugzeug mit einer Passagierkapazität von rund 100 Personen vor. Wesentliches Merkmal des Flugzeugs ist der gering gepfeilte Tragflügel hoher Streckung, der beidseitig durch jeweils eine Strebe am Rumpf abgestützt wird (siehe Abbildung 25). Das SUGAR Konzept existiert in verschiedenen Varianten. Wesentliche technische Daten sind in [54, 55] aufgeführt. Für konkrete Kenndaten wurde die Konfiguration NASA SUGAR High 765-095-RevD herangezogen. Wesentliche Kenngrößen des Flugzeugs sind in Tabelle 6 zusammengefasst. Kenngrößen der Flügelgeometrie (siehe Abbildung 26) sind in Tabelle 7 aufgelistet.

Das verwendete Flügelprofil der NASA/Boeing SUGAR Phase I ist nicht bekannt. In [55] wird lediglich die Verwendung eines superkritischen Profils angedacht. Aus diesem Grund ist ein Flügelprofil als Referenzprofil anzunehmen. Die Wahl fiel auf das Hochgeschwindigkeits-Laminarprofil HSNLF(1)-0213 [56, 57, 58] (siehe Abbildung 27).

Tabelle 8 führt die wesentlichen Daten des vorgesehenen gFan+ Triebwerks JP+2035GT+DF auf. Der Zusammenhang des spezifischen Kraftstoffverbrauchs und der Schubkraft sowie der Flughöhe gibt auszugsweise Tabelle 9 an.

Zur Übersicht ist in Abbildung 28 eine Dreiseitenansicht des Referenzflugzeugs wiedergegeben.



Abbildung 25: 3D-Darstellung der Referenzkonfiguration basierend auf dem Entwurf NASA SUGAR High 765-095-RevD.

Tabelle 6: Wesentliche Kenngrößen des als Referenzkonfiguration betrachteten Flugzeugs NASA Sugar High 765-095-RevD.

| Bezeichnung | Formelzeichen | Wert | Einheit | Quelle |
|----------------------|---------------|---------|---------|--------------|
| Maximale Abflugmasse | m_{T0max} | 62731,8 | kg | [59], S. 169 |
| Betriebsleermasse | m_{OE} | 37058,5 | kg | [59], S. 169 |
| Leertankmasse | m_{ZF} | 61552,4 | kg | [59], S. 169 |
| Anzahl Passagiere | n_{PAX} | 154 | - | [59], S. 169 |
| Auslegungsreichweite | R_D | 6482 | km | [59], S. 169 |

| | | | | |
|--|-------------|---------|----------------|--------------|
| Reiseflug Mach-Zahl | Ma_c | 0,7 | - | [59], S. 169 |
| Reiseflughöhe | H_c | 11,5 | km | [59], S. 169 |
| Flügelfläche | S_F | 137,22 | m ² | [59], S. 169 |
| Flügelstreckung | Λ | 19,552 | - | [59], S. 169 |
| Nullwiderstandsbeiwert bei $C_A = 0,75$ | C_{w0} | 0,01713 | - | [55], S. 74 |
| Induzierter Widerstandbeiwert bei $C_A = 0,75$ | C_{wind} | 0,00905 | - | [55], S. 74 |
| Wellenwiderstandsbeiwert bei $C_A = 0,75$ | C_{ww} | 0,00212 | - | [55], S. 74 |
| Trimmwiderstandsbeiwert bei $C_A = 0,75$ | C_{wtrim} | 0,00058 | - | [55], S. 74 |
| Gesamtwiderstandsbeiwert bei $C_A = 0,75$ | C_{wtot} | 0,02888 | - | [55], S. 74 |

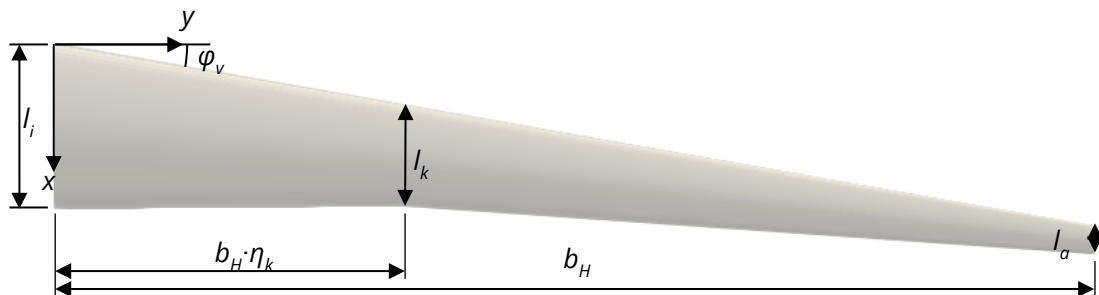


Abbildung 26: Bemaßung des Flügels des Referenzflugzeugs.

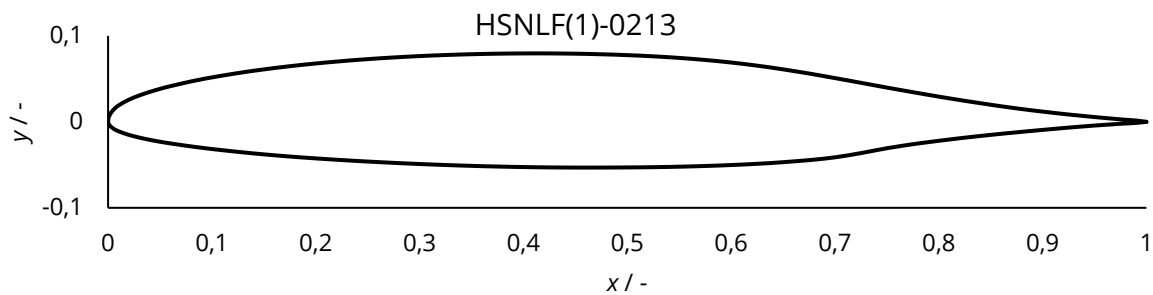


Abbildung 27: Hochgeschwindigkeits-Laminarprofil HSNLF(1)-0213.

Tabelle 7: Wesentliche Kenngrößen des Flügels des Referenzflugzeugs.

| Bezeichnung | Formelzeichen / Einheit | Wert |
|------------------------------------|-------------------------|---------|
| Halbspannweite | b_H / m | 25,8991 |
| Relative Position Knick und Strebe | $\eta_k / -$ | 0,577 |
| Relative Position Strebe | $\eta_s / -$ | 0,436 |
| Relative Position Rumpfanschluss | $\eta_R / -$ | 0,049 |
| Flügeltiefe innen | l_i / m | 3,3099 |
| Flügeltiefe Knick | l_k / m | 2,9046 |
| Flügeltiefe außen | l_a / m | 1,1464 |
| Bezugsflügeltiefe | l_μ / m | 2,8012 |

| | | |
|----------------------------------|-----------------------------------|---------|
| Pfeilung Vorderkante Innenflügel | $\varphi_{v,innen} / ^\circ$ | 11,877 |
| Pfeilung Vorderkante Außenflügel | $\varphi_{v,au\beta en} / ^\circ$ | 16,742 |
| V-Stellung | $\Theta / ^\circ$ | -1,5 |
| Flügelfläche | S / m^2 | 137,228 |
| Streckung | $\Lambda / -$ | 19,552 |
| Zuspitzung | $\Lambda / -$ | 0,346 |

Tabelle 8: Wesentliche Kenndaten des gFan+ Triebwerks JP+2035GT+DF, nach [59] S. 158.

| Bezeichnung | Formelzeichen | Wert | Einheit | Quelle |
|---------------------------|---------------|-------|---------|--------------|
| Fandurchmesser | d_{Fan} | 1,793 | m | [59], S. 158 |
| Triebwerkslänge | l_{TW} | 3,277 | m | [59], S. 158 |
| Masse des Antriebssystems | m_{TW} | 2874 | kg | [59], S. 158 |

Tabelle 9: Spezifischer Kraftstoffverbrauch des gFan+ Triebwerks JP+2035GT+DF, nach [59] S. 158.

| Flugphase | Schub F / N | Spezifischer Treibstoffverbrauch $b_f / (\text{kg}/(\text{N}\cdot\text{s}))$ |
|----------------|----------------------|--|
| Boden, $H = 0$ | 97607 | $6,232 \cdot 10^{-6}$ |
| Start | 73805 | $8,356 \cdot 10^{-6}$ |
| Steigflughende | 17486 | $1,323 \cdot 10^{-5}$ |
| Reiseflug | 13990 | $1,289 \cdot 10^{-5}$ |

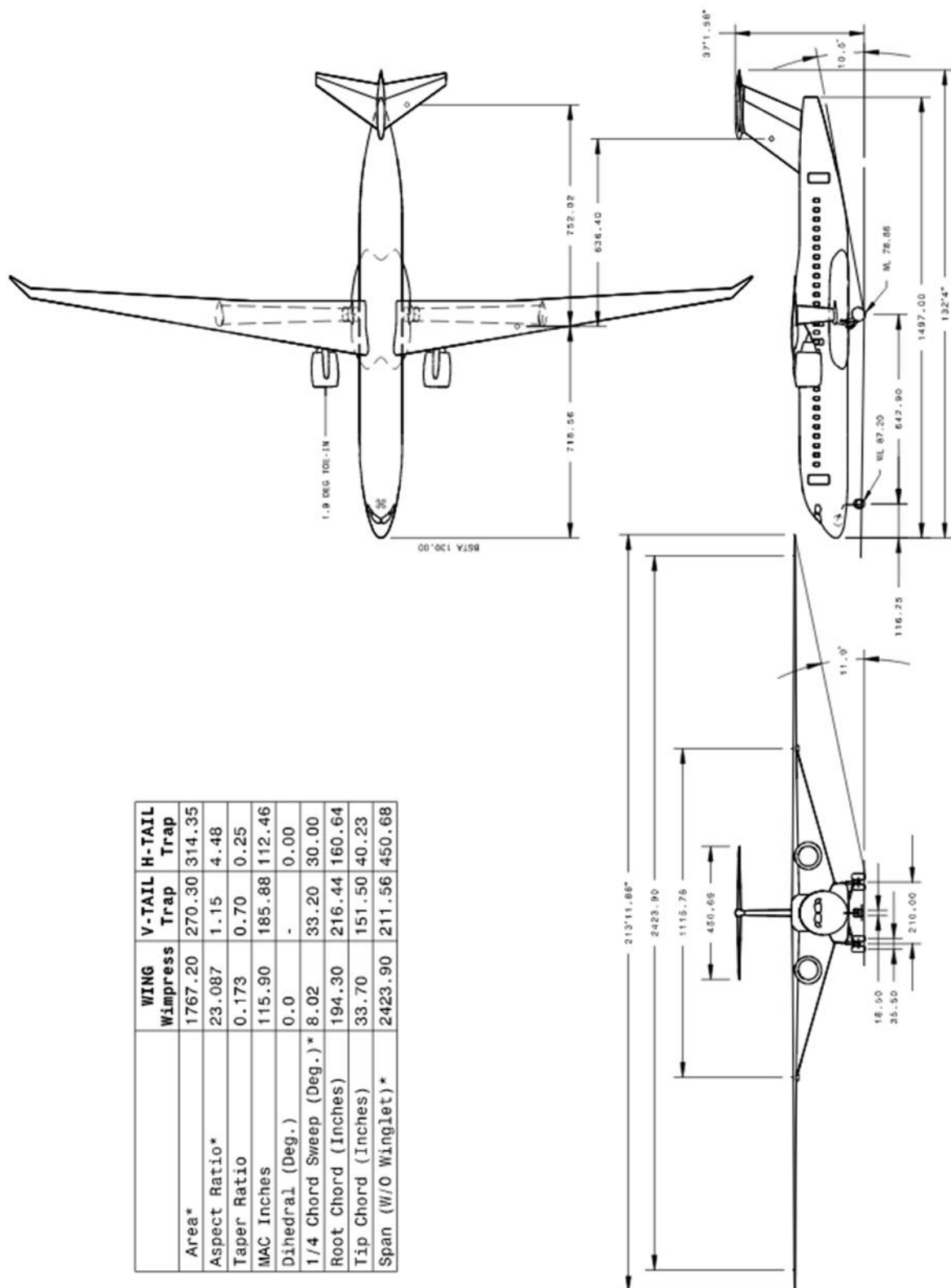


Abbildung 28: Dreiseitenansicht der NASA/Boeing SUGAR Phase I 765-095, aus [55].

Im Rahmen des Projekts HyMoWi erschien das Flugzeugkonzept als besonders geeignet, da es sich zum einen auf zukünftige Anforderungen und Randbedingungen stützt, was der Zukunftsorientierung des Projekts entspricht. Zum anderen bietet der abgestützte Tragflügel den Vorteil, dass der Außenflügel nach der Strebe als ungestörter Flügel (sogeannter Clean Wing) betrachtet werden kann, der ohne weitere Randbedingungen, wie

Triebwerksaufhängungen, für Morphingkonzepte zur Verfügung steht. Schlussendlich bietet die vorgesehene Auslegung für den subsonischen Bereich ($Ma \leq 0,7$) den Vorteil, dass keine transsonischen Strömungseffekte zu berücksichtigen sind. Insbesondere im Rahmen von Optimierungs- und Analyserechnungen vereinfacht dies die aerodynamischen Betrachtungen signifikant, da auf schnelle Analysewerkzeuge wie Panelmethoden zurückgegriffen werden kann.

Die voranschreitende Forschungs- und Entwicklungstätigkeit auf dem Gebiet vergleichbarer Flugzeuge stützt die Annahme als zukunftsweisende Flugzeugkonfiguration. So führte am 10. August 2018 der chinesische Hersteller COMAC an dem 1:10 Demonstrator „V1 plus“ eines Strut Braced Wing Verkehrsflugzeugs erfolgreich Flugtests durch (siehe Abbildung 29) [60].



Abbildung 29: Demonstrator „V1 plus“ von COMAC im Flugtest als 1:10 Modell eines Strut Braced Wing Verkehrsflugzeugs, aus [60].

Abschließend wurde ein Vergleich zu der im EU-Projekt SARISTU (Smart Intelligent Aircraft Structures) herangezogenen Basiskonfiguration gezogen. Diese ist angelehnt an die Daten des Airbus A320-200 mit reduzierter Reisefluggeschwindigkeit [61]. Weiterhin sind die Triebwerke am Heck angebracht, um einen ungestörten Flügel zu erhalten [61].

Es ist festzustellen, dass zwischen der hier gewählten Basiskonfiguration und der des SARISTU-Projekts, trotz der signifikanten Unterschiede der Flugzeugkonfigurationen, deutliche Parallelen erkennbar sind. Bei beiden Konfigurationen findet das Morphen an einem ungestörten Flügel statt. Weiterhin ist die maximale Reisefluggeschwindigkeit im Vergleich zu heutigen Verkehrsflugzeugen mit Strahltriebwerk signifikant reduziert, was auch in der Ermöglichung von Technologien zur Laminarhaltung der Strömung über den Flügel begründet liegt [61].

II.1.1.10 Definition des Missionsprofils

Die Betrachtung der zukünftigen Entwicklung des Luftfahrtverkehrs in Abschnitt II.1.1.7 schloss mit der Folgerung, dass sich die Integration formveränderlicher Flügeltechnologien vorzugsweise im Bereich der Kurz- bis Mittelstreckenverkehrsflugzeuge anbietet. Diese Einschätzung blieb auch nach Definition der zu betrachtenden Flugzeugkonfiguration unverändert. Bei der in Abschnitt II.1.1.9 definierten Flugzeugkonfiguration NASA Boeing SUGAR handelt es sich um ein Mittelstreckenverkehrsflugzeug, weshalb ein entsprechendes Missionsprofil angenommen wurde.

Als Referenzmission wurde das für das Jahr 2030 prognostizierte Missionsprofil aus [55] herangezogen (siehe Abbildung 30). Im Vergleich zu heutigen Missionsprofilen wird dabei von zukünftig angestrebten Anpassungen des Luftverkehrsmanagements ausgegangen. Auffallend, verglichen mit heute üblichen Missionsprofilen, ist das kontinuierliche Steigen im Steigflugsegment, ohne separate Beschleunigungsphase, und die ebenfalls kontinuierlich variable Flughöhe im Reiseflugsegment. Weiterhin sind die Anforderungen an den

Reservetreibstoff gegenüber dem heutigen Stand geringfügig reduziert. Dies wird begründet mit zukünftig verbesserten Wettervorhersagen entlang der geplanten Flugroute und der Optimierung des Missionsprofils im Hinblick auf die Treibstoffeffizienz der Flugzeuge [55].

Zusammenfassend ist davon auszugehen, dass durch zukünftige Optimierungen des Luftverkehrsmanagements weniger Restriktionen an die Missionsprofile von Verkehrsflugzeugen gestellt werden.

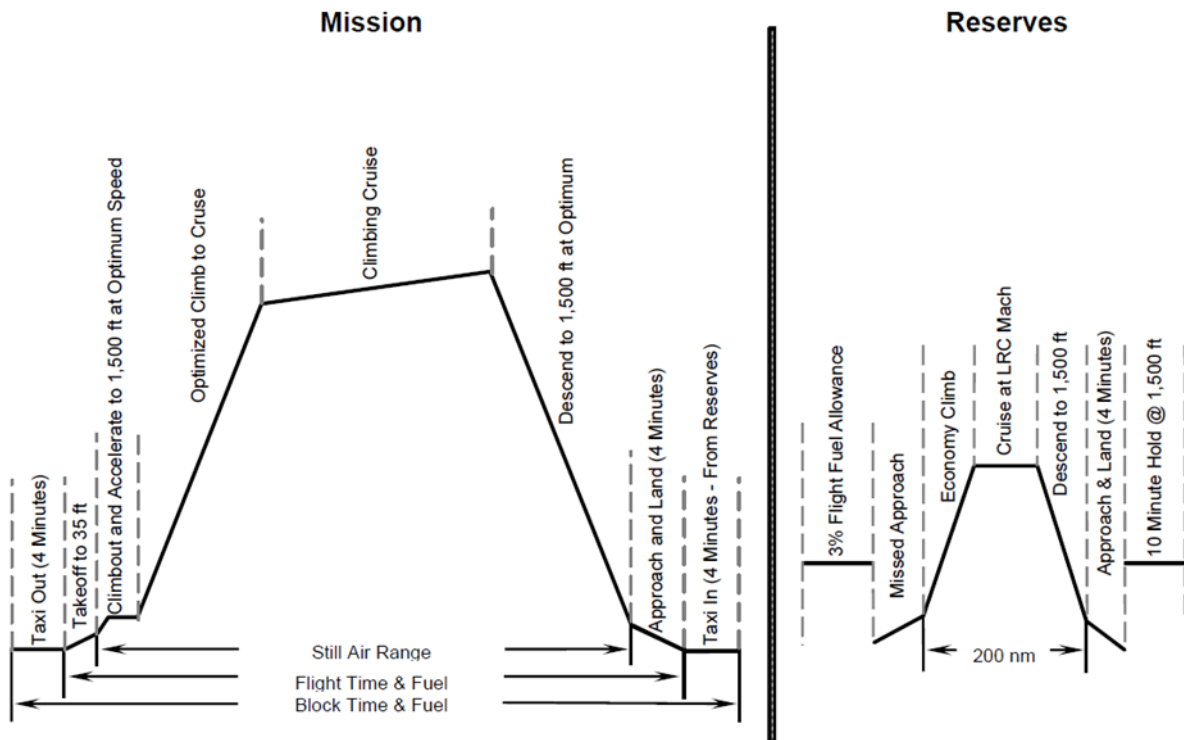


Abbildung 30: Prognostiziertes Missionsprofil für das Jahr 2030, aus [55].

II.1.2 Arbeitspaket 1.2: Recherche & Workshop

Im Rahmen des Arbeitspakets 1.2 erfolgte eine Literaturrecherche zu bestehenden Morphingkonzepten, notwendigen Basistechnologien sowie die Durchführung und Auswertung eines Expertenworkshops. Weiterhin erfolgte im Arbeitspaket 1.2 die Entwicklung einer Methode zur Prognose der Entwicklung technologischer Kennwerte und deren Anwendung auf die recherchierten Basistechnologien.

Ergänzend zu der Literaturrecherche fand ein Besuch des vom 21.-22.06.2017 in Braunschweig stattfindenden Symposiums 4SMARTS – Symposium für Smarte Strukturen und Systeme (<https://4smarts2017.inventum.de>) statt. Dies diente dem fachlichen Austausch mit Experten smarterer Strukturen und intelligenter Werkstoffe und der Sammlung von Kontakten potentieller Teilnehmer für die beiden Expertenworkshops.

Die Ergebnisse der Literaturrecherche sind wie folgt dargestellt:

- Aktueller Stand bezüglich Aktuatortechnologien (Abschnitt II.1.2.1),
- Aktueller Stand bezüglich Lösungen für formveränderliche Flügelhäute (Abschnitt II.1.2.2),
- Aktueller Stand bezüglich Energiespeicher für Morphing Anwendungen (Abschnitt II.1.2.3).

Im Anschluss folgt die Beschreibung der erarbeiteten Methode zur Prognose der Entwicklung zukünftiger Technologien:

- Definition signifikanter Kenngrößen für die betrachteten Basistechnologien aktiv morphender Flügel (Abschnitt II.1.2.4),
- Darstellung des aktuellen Stands der Technik bezüglich Methoden zur Technologieprognose (Abschnitt II.1.2.5),
- Darstellung der umgesetzten Methode zur Technologieprognose sowie der gewonnenen Ergebnisse (Abschnitt II.1.2.6).

Abschließend liefert Abschnitt II.1.2.7 eine kurze Zusammenfassung der wesentlichen Erkenntnisse aus dem ersten Expertenworkshop bezüglich aktiv morphender Flügel.

II.1.2.1 Aktuatortechnologien

Aktuatoren sind ein zentrales Element aktiv morphender Flügel. Sie ermöglichen die gezielte Verformung des Flügels und die daraus resultierende Anpassung an den jeweiligen Flugzustand.

II.1.2.1.1 Übersicht möglicher Aktuatortechnologien

Die Wahl der Aktuatortechnologie ist für aktiv formveränderliche Flügel von essentieller Bedeutung. Im Rahmen einer Literaturrecherche wurde eine möglichst vollständige Übersicht potentieller Aktuatortechnologien für aktiv formveränderlicher Flügel erarbeitet und in Abbildung 32 sowie Abbildung 33 dargestellt. Pyroaktuatoren sind aus Gründen der Vollständigkeit in der Übersicht aufgeführt, finden jedoch, aufgrund des Fehlens mehrfacher Verwendbarkeit, im Folgenden keine weitere Berücksichtigung.

Ebenfalls im Rahmen der Literaturrecherche erfolgte die Ermittlung heute üblicher technologischer Kennwerte für die Aktuatortechnologien, die den Ausgangspunkt für die Wahl der Aktuatortechnologie bei der Entwicklung und Optimierung von Formänderungskonzepten liefern. Die ermittelten Daten sind in Tabelle 10 zusammengefasst. Zu beachten ist, dass nicht für alle Technologien eine vollständige Ermittlung der technologischen Kennwerte möglich war. Weiterhin finden sich teils erheblich abweichende Kennwerte in

unterschiedlichen Literaturquellen, was häufig auf Spezifika des jeweils betrachteten Anwendungsgebiets zurückzuführen ist.

II.1.2.1.2 Anwendung im Bereich formveränderlicher Flügel

Um einen Eindruck über die bisher in Forschungsarbeiten zu formveränderlichen Flügeln eingesetzten Aktuatortechnologien zu gewinnen, zeigt Abbildung 31 den prozentualen Anteil der Aktuatortechnologien an den Morphingkonzepten mit bekannten Aktuatortechnologien der Übersicht [9].

Ersichtlich ist, dass Formgedächtnislegierungen (SMA) und Piezoaktuatoren mit einem Anteil von 24% und 22% deutlich überwiegen. Weiterhin nehmen konventionelle Technologien (Servomotor: 13%, Pneumatik: 9%, Elektromotor: 8% und Hydraulik: 5%) einen wesentlichen Anteil ein. Sonstige Technologien finden nur vereinzelt Einsatz. SMP (Shape Memory Polymers) bezeichnen Formgedächtnispolymere, RMA (Rubber Muscle Actuators) künstliche Muskeln.

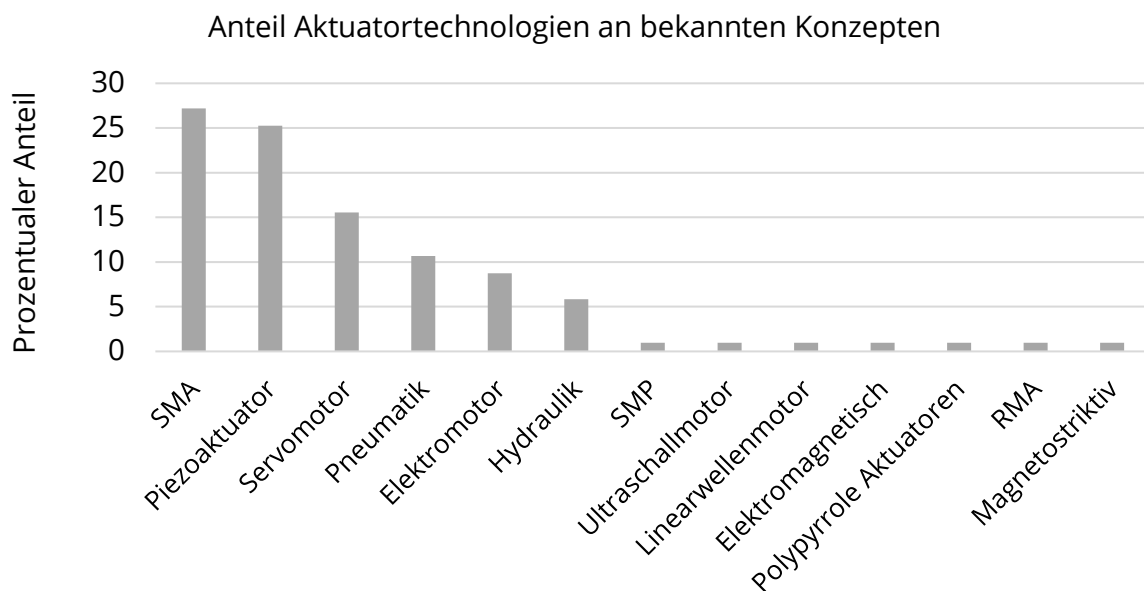


Abbildung 31: Prozentualer Anteil der Aktuatortechnologien an bekannten Morphingkonzepten, basierend auf [9].

II.1.2.2 Lösungen für formveränderliche Flügelhäute

Formveränderliche Flügel stellen besondere Anforderungen an das Material der Flügelhaut. Einerseits ist eine energiearme Formänderung wünschenswert, was nach einer geringen Steifigkeit in der Verformungsebene verlangt. Andererseits muss die Flügelhaut, wie auch bei konventionellen Flügeln, die aerodynamischen Lasten aufnehmen und in die Flugzeugstruktur einleiten können [62, 63]. Hieraus resultiert die Forderung nach einer hohen Steifigkeit aus der Hautebene heraus. Im Allgemeinen stellen diese Forderungen gegenläufige Entwicklungsziele dar, was die Entwicklung neuartiger Hautmaterialien für formveränderliche Flügel motiviert.

Eine Auflistung von Anforderungen an Hautmaterialien findet sich in [64]:

- Elastizität,
- Flexibilität,
- Hohes Erholungsvermögen (Rückkehr in ursprünglichen Formzustand),

- Widerstandsfähigkeit gegen Wettereinflüsse und Chemikalien,
- Widerstandsfähigkeit gegenüber starken Temperaturschwankungen,
- Widerstandsfähigkeit gegen Abrieb,
- Festigkeit, um Fluglasten standhalten zu können.

Einen Überblick über Materialien für Flügelhäute formveränderlicher Flügel bieten [65, 66, 64].

II.1.2.3 Energiespeicher für Morphinganwendungen

Im Gegensatz zu passiven Morphingkonzepten, die durch äußere Kräfte aktuiert werden (vergleiche Abschnitt II.1.1.2), verwenden aktive Morphingkonzepte Aktuatoren, die eine äußere Energiezufuhr benötigen. Für ein effizientes Morphingkonzept werden daher Energiespeicher benötigt, die eine hohe volumetrische und gravimetrische Speicherkapazität, hohe Wirkungsgrade und die notwendige Beständigkeit gegenüber den zu erwartenden Umweltbedingungen, wie Vibrationen und Stöße, Temperatur- und Luftfeuchtigkeitsschwankungen aufweisen sowie zulassungsrelevante Sicherheitskriterien erfüllen.

In der Regel werden Energiespeicher für elektrische Energie benötigt. Im Folgenden wird eine Übersicht der derzeit im Interesse der Forschung stehenden elektrischen Energiespeicher dargestellt, wobei zunächst keine Einschränkung im Hinblick auf das angestrebte Einsatzgebiet morphender Flügel erfolgt. Als Grundlage dienen [67, 68, 69, 70].

Eine Übersicht möglicher Speichertechnologien für elektrische Energie zeigt Abbildung 34. In Tabelle 11 sind typische technologische Kennwerte der Speichertechnologien zum derzeitigen Stand der Technik aufgelistet. Es zeigt sich, dass, bezogen auf die gravimetrische Energiespeicherdichte, vor allem Wasserstoffspeicher in Kombination mit Brennstoffzellen zur Umwandlung in elektrische Energie sowie Metall-Luft-Batterien von Interesse sind. Metall-Luft-Batterien weisen nach [68, 69] derzeit noch eine sehr geringe technologische Reife auf, was sich in der vergleichsweise geringen Effizienz von 40-60 % und der geringen Haltbarkeit von 100-300 Zyklen widerspiegelt.

Neben den aufgeführten klassischen elektrischen Energiespeicher sind für formveränderliche Flügel insbesondere auch multifunktionale Strukturen von Interesse. Diese erlauben die Kombination von Energiespeichern und lasttragenden Strukturen. Als Beispiel sind sogenannte Struktur-Batterien [71] zu nennen, die aus einem Schichtverbund von Plastik-Lithium-Ionen-Doppelzellen und Kohlenstoff-Epoxidharzschichten besteht.

Als weitere Entwicklung im Bereich multifunktionaler Strukturen zur Energiespeicherung ist [72] mit der Beschreibung der Nutzung von Fasern in Faserverbundmaterialien als lasttragende Strukturen und gleichzeitiger Nutzung als Energiespeicher zu nennen.

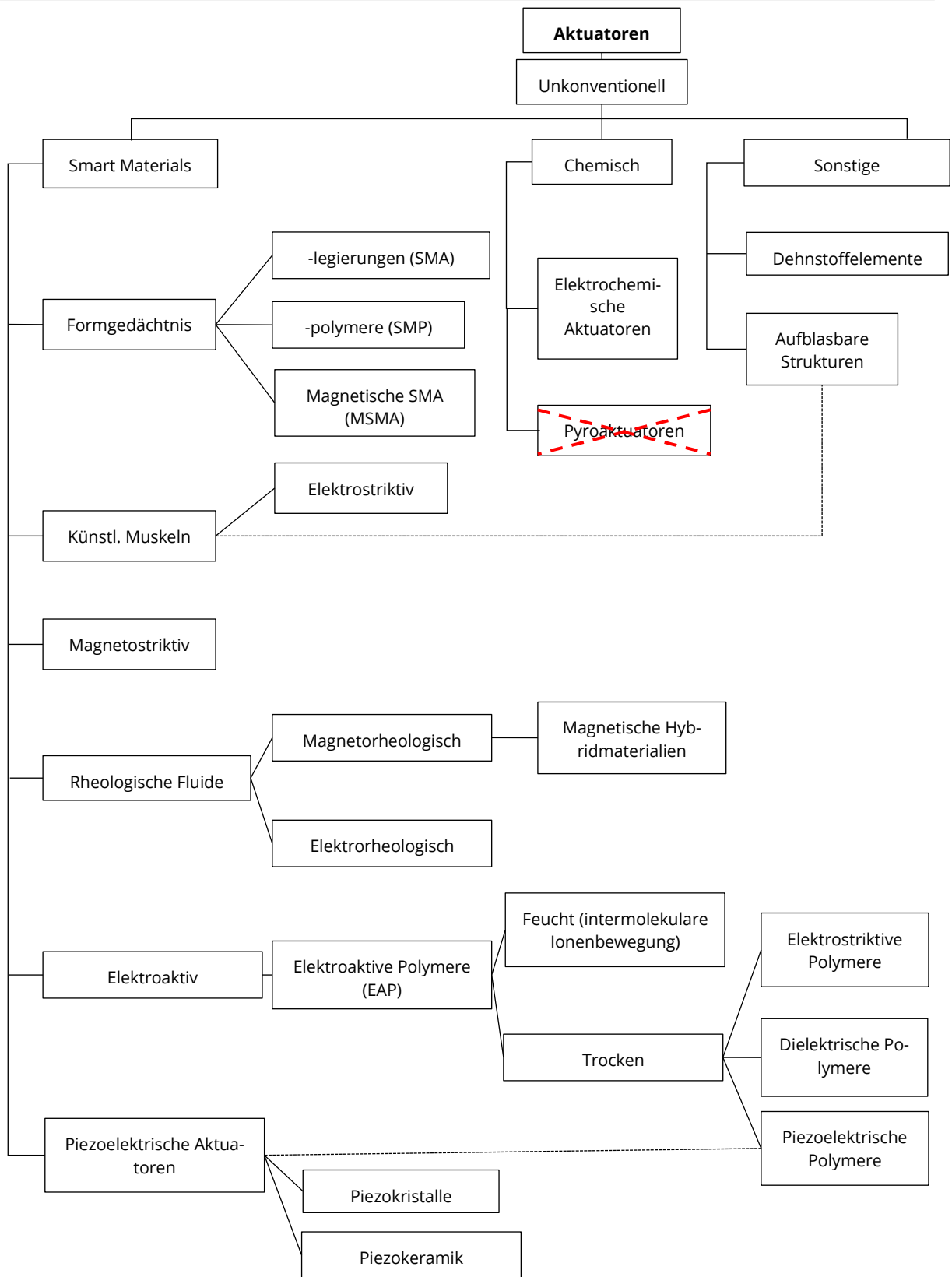


Abbildung 32: Systematische Übersicht unkonventioneller Aktuatortechnologien.

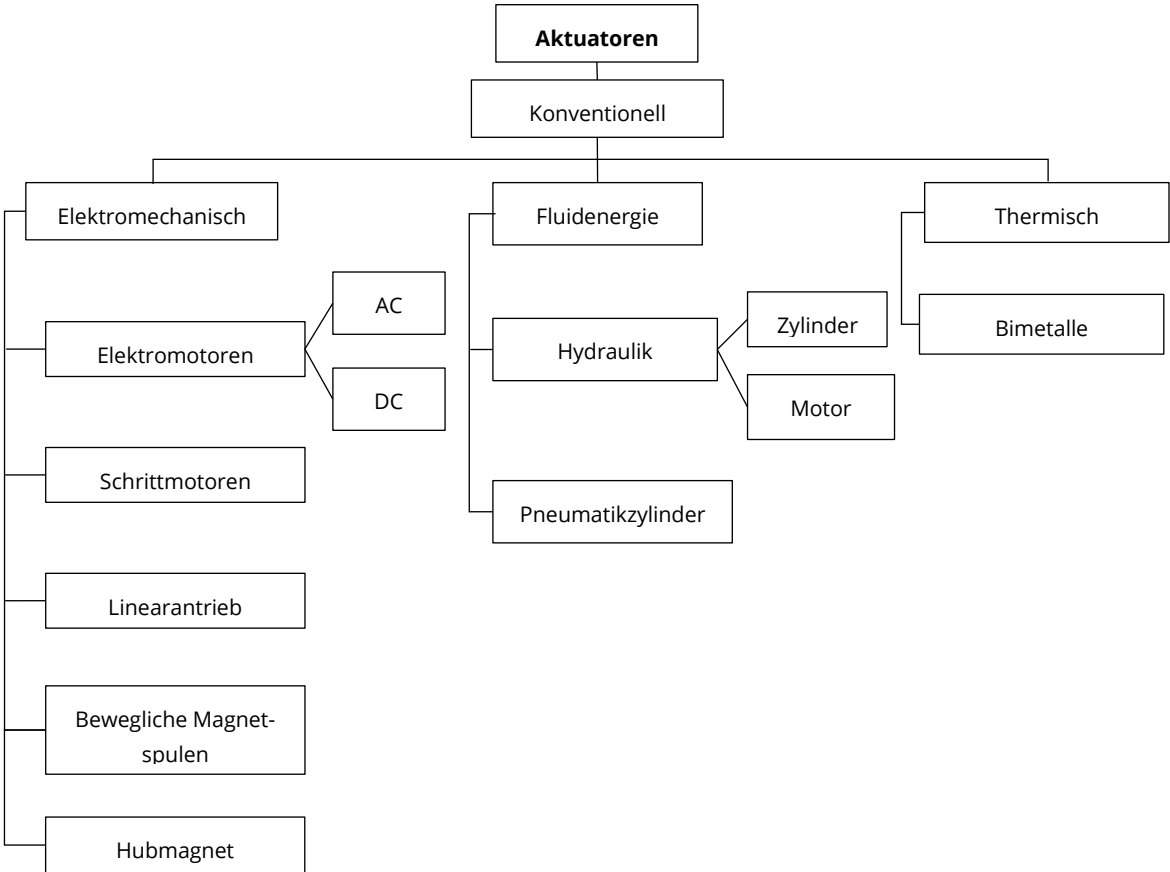


Abbildung 33: Systematische Übersicht konventioneller Aktuatortechnologien.

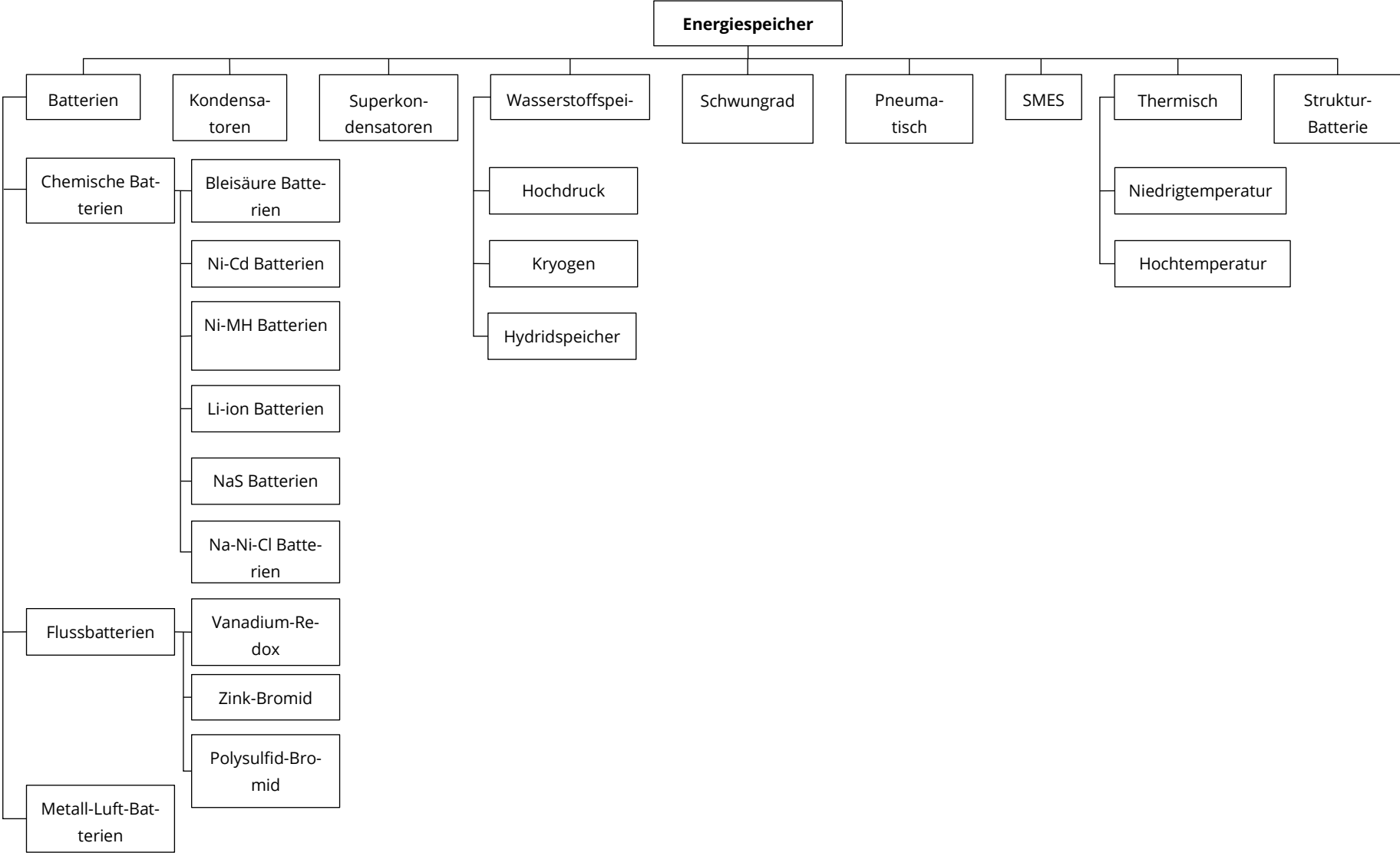


Abbildung 34: Übersicht elektrischer Energiespeichertechnologien.

Tabelle 10: Übersicht derzeit bekannter Aktuatortechnologien mit typischen Kennwerten.

| Technologie | Effizienz | Leistungsge- wicht / kW/kg | Frequenz / Hz | Aktuierungs- spannung / MPa | Aktuierungsdeh- nung / % | Energiedichte / J/kg | Dichte / g/cm ³ | Lebensdauer- zyklen / - |
|--|-------------|-------------------------------|---|--------------------------------|-----------------------------|-----------------------------|----------------------------|----------------------------|
| Formgedächtnisle- gierung | 3% [73] | 0,1-10 [74] | 0,01-20 [75] | 100-700 [76] | 0,2-7 [75] | 700-300 [75] > 1500 [77] | 6-8 [73] | ~ 10 ⁷ [75] |
| Magnetische Form- gedächtnislegierun- g (MSMA) | <90% [78] | 20 | 10-1000 [75] | 2-5 [75] | 4-9 [75] | 8-20 [75] | | |
| Formgedächtnispo- lymer | <10% [79] | 0,18 | 0,1-1 [75] | 4 [79] | 100 [79] | 80-180 [75] | 0,9-1,25 [73] | |
| Piezoaktuatoren | 90-99% [74] | ~10.000 [74] | 5·10 ⁵ -3·10 ⁷ [76] | 15-40 [75] | 0,07-0,15 [75] | 1-3 [75] | 2,6-7,8 [76] | 2·10 ⁶ [80] |
| Piezoelektrische Po- lymere | 90-95% [76] | 4·10 ⁶ | 1·10 ⁵ -1·10 ⁷ [76] | 0,5-5 [76] | 0,02-0,1 [76] | 200-400 [75] | 1,75-1,9 [76] | |
| Magnetostriktive Materialien | 80-98% [74] | 10-100 [74] | 5·10 ⁷ [74] | 90-200 [76] | 0,06-0,2 [76] | 44 | 9,25 [81] | >10 ⁵ [81] |
| Elektrostriktive Ma- terialien | 80-90% [79] | 5 | 10-1000 [75] | 80-200 [75] | 0,07-0,1 [75] | 0,9-5 [75] | | |
| Elektroaktive Poly- mere | ~2% [74] | ~ 1 [74] | 0,1-1 [74, 75] | 2-8 [75] | 0,5-4 [75] | 2-5 [75] | 1,04 [82] | |
| Elektrostatische Ma- terialien | 90-95% [74] | ~60 [74] | 10 ⁵ -10 ⁷ [74] | 0,04 [81] | 50 [79] | 0,94 | 1,061 [81] | |
| Elektrochemische Aktuatoren | <1% [79] | ~177 | Langsam [79] (angen.: ~10) | 450 [79] | 10 [79] | 17692 | 1,3 [83] | |
| Dielektrische Aktua- toren | 90% [84] | 0,02 [85] | 10 [85] | 0,3 [85] | max.120 [86] | 2 [85] | | |
| Polypyrrole (PPy) | 3-7% [87] | | | 3 [88] | 1 [88] | 70 | 1 | |
| Kohlenstoffnano- röhrchen | | 27,8 [89] | 72000 [90] | 88 [89] | 3 [90] | 280769 | 1,3-1,8 | 2·10 ⁶ [89] |
| Aufblasbare künstl. Muskeln | 30-40% [74] | ~60 [74] | | 0,8-1,3 [91] | 2-14 [91] | | | |
| Bimetallstreifen | ~ 1% [74] | ~ 1000 [74] | 1-10 [74] | | | | ~2,5 [92] | |

| | | | | | | | | |
|--|---------------|-------------|--------------------------------------|-----------------|---------------|-------|----------------|--------------|
| Dehnstoffelemente ($\Delta T = 100K$) | 0,02-0,3 [76] | 1,7 | 0,4-9 [76] | 200-500 [76] | 0,09-0,3 [76] | 192 | 3,9-7,8 [76] | |
| Hydraulik | 90-98% [74] | 10-500 [74] | 50-300 [76] | 20-70 [76] | 10-100 [76] | 35000 | 1,6-2,0 [76] | |
| Pneumatik | 90% [73] | 100 | 50-300 [76] | 0,5-0,9 [76] | 10-100 [76] | 4000 | 0,18-0,25 [76] | |
| <i>Hubmagnet</i> | 50-80% [76] | 0,9 | 10-100 [74] | 0,04-0,1 [76] | 10-40 [76] | 9 | 3,8-4,4 [76] | |
| Bewegliche Elektromagnetspule (moving coil) | 45-80% [74] | 0,1-1 [74] | $2 \cdot 10^4$ - $5 \cdot 10^4$ [76] | 0,004-0,05 [76] | 1-10 [76] | 0,7 | 7,0-7,6 [76] | |
| Elektrozylinder | 90-98% [74] | -0,005 [74] | 0,01-0,1 [74] | | | | | |
| Elektromotor | 82-94% [93] | 1-5,2 [94] | | | | | | |
| Schrittmotor | | | | | | | | |
| Linearantrieb | 28% [95] | 0,078 [95] | | | | | | |
| Ultraschallmotor | | | | | | | | |
| Pyroaktuatoren | | | | | | | | 1 |
| <i>Menschl- Muskel</i> (Vergleichswerte) | 90% [56] | | 20 [56] | 0,7 [56] | 50 [56] | | 1,0-1,1 [76] | $>10^9$ [81] |

Tabelle 11: Übersicht derzeit bekannter Speichertechnologien für elektrische Energie mit typischen Kennwerten, sofern nicht anders angegeben aus [68].

| Technologie | Leistungsbereich / MW | Entladedauer / h | Gravimetrische Energiedichte / (Wh/kg) | Volumetrische Energiedichte / (Wh/l) | Leistungsdichte / (W/kg) | Effizienz | Haltbarkeit / a | Haltbarkeit in Zyklen / - | Technologie-reife (1: gering - 5: hoch) |
|-------------------------------|-----------------------|------------------|--|--------------------------------------|--------------------------|-----------|-----------------|---------------------------|---|
| Druckluftspeicher | 1-400 | 2-100 | 30-60 | 3-6 | - | 40-80 % | 20-100 | 30000+ | 5 |
| Bleisäure-Batterie | 0,001-50 | ~ h | 30-50 | 50-80 | 75-300 | 70-92 % | (5-15) ~10 | 500-1200 | 5 |
| Ni-Cd | 0-46 | ~ s - ~ h | 50-75 | 60-150 | 150-230 | 60-70 % | 5-20 | 1000-2500 | 4 |
| NiMH | 0,01 - ~ MW | ~ s - ~ h | 30-110 | 140-435 | 250-2000 | 60-66 % | 3-15 | 200-1500 | 4 |
| Li-ion | 0,1-50 | 0,1-5 | 75-220 | 200-600 | 100-5000 | 85-90 % | 5-20 | 1000-10000 | 4 |
| NaS | 0,05-34 | 5-8 | 150-240 | 150-240 | 150-230 | 75-90 % | 15 | 2000-5000 | 4 |
| Na-Ni-Cl | 0,001-1 | ~ min - 8 h | 100-140 | 150-280 | 130-245 | ~90 % | 8-14 | 2500-3000 | 4 |
| VRB-Flussbatterie | 0,005-1,5 | ~s - 8 h | 10-75 | 15-33 | - | 65-85 % | 10-20 | 13000+ | 3 |
| ZnBr-Flussbatterie | 0,025-1 | ~s - 4 h | 60-85 | 30-60 | 50-150 | 75-80 % | 5-20 | ~2000 | 2 |
| Zink-Luft-Batterie | 0,02-10 | 3-4 | 110-3000 | 500-10000 | - | 40-60 % | - | 100-300 | 1 |
| Schwungrad | 0,002-20 | ~s - 15 min | 5-130 | 20-80 | 400-1600 | 80-99 % | 15-20 | 1000000 | 4 |
| SMES | 0,01-10 | ~ s | 0,5-5 | 0,2-2,5 | 500-2000 | 85-99 % | 20+ | 100000+ | 3 |
| Superkondensator | 0,001-10 | ~ s | 0,05-30 | 100000+ | 500-5000+ | 97+ % | 20+ | 1000000+ | 3 |
| Wasserstoff (Brennstoffzelle) | 0,000001-50 | ~ s - 24+ h | 600-1200 | 500-3000 | 5-500 | 20-70 % | 5-15 | 1000-10000 | 2 |
| Thermische Energiespeicher | 0,1-300 | 1 - 24+ h | 80-250 | 50-500 | 10-30 (Kryogen) | 30-60 % | 10-40 | 2000-14600 | 3-4 |
| Struktur-Batterien [71] | | | 105-155 | | | | | | |

II.1.2.4 Kenngrößen für Technologien formveränderlicher Flügel

Für jede Technologie (Aktuatoren, Flügelhautlösungen, Energiespeicher) war eine technologische Kenngröße zu definieren, mit der die Güte der Technologie zu einem bestimmten Entwicklungsstand beschrieben werden kann. Hierzu war zunächst eine Analyse der gewünschten Eigenschaften erforderlich. Anschließend konnte zu den Eigenschaften eine entsprechende Kenngröße definiert werden, die mit der Eigenschaft hinreichend gut korreliert. Durch Gewichtung der einzelnen Messgrößen war im Anschluss eine technologische Gesamtkenngröße q zu definieren, die den Entwicklungsstand der Technologie abbildet.

Eine Zusammenfassung der erarbeiteten technologischen Kenngrößen für Aktuatoren, Flügelhautlösungen und Energiespeicher liefert Tabelle 12.

Tabelle 12: Technologische Kenngrößen für Aktuatoren, Flügelhautlösungen und Energiespeicher.

| Technologie | Bewertungsgröße mit Zieltendenz | Formelzeichen | Kenngröße q |
|-----------------|-----------------------------------|----------------------------------|--|
| Aktuatoren | Aktuierungskraft \uparrow | F / N | $W \cdot \eta / m$ mit $W = F \cdot s$ |
| | Aktuierungsweg \uparrow | s / mm | |
| | Effizienz \uparrow | $\eta / -$ | |
| | Gewicht \downarrow | m / kg | |
| | (Volumen \downarrow) | (V / m^3) | |
| Flügelhaut | Maximale Dehnung \uparrow | $\varepsilon_{max} / -$ | $\varepsilon_{max} / ((v + K) \cdot \rho)$ |
| | Querkontraktionszahl \downarrow | $\nu / -$ | |
| | Dichte \downarrow | $\rho / (\text{kg}/\text{mm}^3)$ | |
| | Hilfskonstante | $K = \text{konstant}$ | |
| Energiespeicher | Kapazität \uparrow | E / Wh | E / m |
| | Masse \downarrow | m / kg | |
| | (Volumen \downarrow) | (V / m^3) | |

II.1.2.5 Methoden zur Technologievorhersage

Für die Entwicklung von Morphingkonzepten mit Hinblick auf den Entwicklungshorizont zum Jahre 2050 war die Vorhersage der zukünftigen Entwicklung von Technologien von Nöten. Hierzu bietet sich der Wissenschaftszweig der Technologiefrüherkennung an. Dieser dient der Vorhersage zukünftiger Technologien und umfasst somit die Prognose zukünftiger technologischer Entwicklungen.

Insbesondere in den Wirtschaftswissenschaften werden Methoden zur Prognose der technologischen Entwicklung erarbeitet. Bekannt sind die sogenannten Delphi-Methoden, deren Basis die Befragung von Experten und die Prognose auf Basis von Analogiedenken bildet. Weiterhin ist die Extrapolation bekannter Technologiekennwerte, beispielsweise nach dem S-Kurven-Modell [96] möglich. Eine weitere Möglichkeit bietet die Analyse von Sekundärdaten, wie Daten aus Patentanmeldungen.

Im Rahmen des Projekts HyMoWi wurde eine Methode zur Technologieprognose benötigt, die einfach und systematisch anwendbar ist. Nachteil der Delphi-Methode ist der hohe Prognoseaufwand und die starke Ergebnisabhängigkeit von der Auswahl und Erfahrung der befragten Experten. Problematisch bei der Extrapolation bekannter Techno-

logiekennwerte ist die Gewinnung einer hinreichenden Datenbasis, sodass valide Extrapolationen in die Zukunft gewährleistet werden können. Vorteilhaft an der Prognose auf Basis von Patentdaten ist die vergleichsweise einfache und reproduzierbare Datenbeschaffung unter Nutzung von Patentdatenbanken.

Eine Vielzahl von Studien beschäftigt sich mit dem Zusammenhang zwischen Daten aus Patentanalysen und dem Entwicklungsstand der entsprechenden Technologien. Eine umfangreiche Untersuchung zwischen dem statistischen Zusammenhang verschiedener Kenngrößen aus Patentanalysen und dem Technologieentwicklungsfaktor liefert [97]. Hierbei wird davon ausgegangen, dass die Entwicklung einer technologischen Kenngröße q einem exponentiellen Wachstum unterliegt und damit dem Gesetz von Moore [98] folgt:

$$q(t) = q_0 \cdot e^{k(t-t_0)}, \quad (10)$$

wobei q_0 die Kenngröße zum Anfangszeitpunkt t_0 bezeichnet. Die Technologieentwicklungsrate k gibt an, wie schnell die Entwicklung der Kenngröße verläuft und ist für die jeweilige Technologie individuell zu ermitteln. In [97] wurde untersucht, inwieweit dies auf Grundlage von Patentanalysen möglich ist und welche dabei ermittelten Kenngrößen für eine Extrapolation in die Zukunft herangezogen werden können. Hierzu wurden verschiedene Metadaten aus Patentanalysen, wie der Anzahl veröffentlichter Patente, die durchschnittlichen Veröffentlichungsjahre, die durchschnittliche Anzahl an Vorwärts- und Rückwärtsziten und Weitere betrachtet. Diese wurden genutzt, um auf Basis bekannter Technologiekennwerte Regressionsmodelle zu erstellen, die im Anschluss zur Prognose weiterer, unbekannter Technologiekennwerte genutzt werden können [97]. Dabei konnte gezeigt werden, dass zwischen Metadaten aus Patentanalysen und Technologieentwicklungsfaktoren signifikante statistische Zusammenhänge bestehen [97]. Gemäß [97] ist auf diese Weise eine statistisch valide quantitative Vorhersage der Technologieentwicklung über einen Zeitraum von 12 Jahren möglich.

II.1.2.6 Prognose der Entwicklung von Basistechnologien mittels Patentanalysen

Wie in Abschnitt II.1.2.5 dargestellt, erschien eine Technologieprognose auf Basis von Patentanalysen am vielversprechendsten. Dies liegt begründet in der vergleichsweise einfachen Verfügbarkeit von Patentdaten und der Möglichkeit, ein standardisiertes und damit nachvollziehbares Verfahren zu entwickeln.

Die Methodik der hier durchgeführten Technologieprognose basiert auf [97, 99]. In Abweichung zu [97, 99] wurde die hier durchgeführte Prognose an die begrenzten zeitlichen, personellen und materiellen Ressourcen angepasst. Diese ergaben sich in erster Linie aus den zur Verfügung stehenden Patentdatenbanken. Da eine Extraktion der benötigten Patentmetadaten nicht mit freien Patentdatenbanken möglich ist, muss auf kommerzielle Lösungen zurückgegriffen werden. Hierfür standen die Ressourcen des Patentinformationszentrums (PIZ) der Technischen Universität Dresden zur Verfügung. Nach Beratung mit dem PIZ wurde die kommerzielle Patentdatenbank Orbit Intelligence (<https://www.orbit.com>) der Firma Questel eingesetzt. Da auch diese Datenbank in Bezug auf statistische Analysen und Datenexport nur eingeschränkte Funktionalitäten aufweist, ist hierdurch eine Limitierung der verfügbaren Daten gegeben, worauf bei der nachfolgend beschriebenen Methodenentwicklung Rücksicht zu nehmen war.

Die Durchführung der Technologieprognose gliedert sich in folgende Abschnitte:

1. Definition der zu prognostizierenden Technologien,
2. Auswahl geeigneter Patentklassen der CPC-Klassifikation zu den Technologien,
3. Gewinnung der Patentmetadaten zu den Patenten der ermittelten Klassen,
4. Datenaufbereitung,
5. Statistische Auswertung.

II.1.2.6.1 **Definition der zu prognostizierenden Technologien**

Prognostiziert wurden Technologien, die als Aktuator, Flügelhautmaterial oder Energiespeicher in aktiv formveränderlichen Flügeln eingesetzt werden können. Die Auswahl der Technologien basiert auf der im Abschnitten II.1.2.1 bis II.1.2.3 beschriebenen Literaturrecherche.

II.1.2.6.2 **Auswahl geeigneter Patentklassen**

Zur Auswahl geeigneter Patentklassen wurde auf die freien Patentdatenbanken lens.org (<https://www.lens.org>) und Google Patents (<https://patents.google.com>) zurückgegriffen. Auf diese Weise konnte die Klassenauswahl außerhalb der beschränkten Arbeitszeiten am PIZ von einem beliebigen Arbeitsplatz mit Internetzugang erfolgen. Die Patentklassenauswahl erfolgte gemäß folgendem Schema in fünf Schritten:

1. Stichwortsuche über Freitext in Patentdatenbank,
2. In lens.org: Benutzung der Statistikfunktion zur Anzeige der Patentklassen mit den meisten Treffern,
3. Betrachtung der Definitionen der Patentklassen aus Schritt 2 in Espacenet (https://rs.espacenet.com/classification?locale=en_EP),
4. Auswahl der Patentklasse, die die Technologie am besten beschreibt. Dies erfolgte individuell auf Grundlage der Erkenntnisse aus Schritt 2 und 3.
5. Bei Unsicherheit bezüglich des Zutreffens der Patentklasse erfolgte eine Suche nach Patenten der Klasse und stichprobenartige Prüfung der Ergebnisse.

Auf diese Weise konnten für die zu prognostizierenden Technologien und die Ausgangstechnologien aus [97] die in Tabelle 13 bis Tabelle 16 aufgeführten Patentklassen der Cooperative Patent Classification (CPC) ermittelt werden.

Tabelle 13: CPC-Klassen der Aktuatorstechnologien.

| ID | Technologie | CPC-Klasse | Anmerkung |
|-----------|--------------------------------|-------------------|------------------|
| A1 | Formgedächtnismaterialien | F03G7/065 | - |
| A2 | Piezoelektrische Aktuatoren | H01L041/09 | - |
| A3 | Magnetostruktive Aktuatoren | H01L041/06 | - |
| A4 | Elektroaktive Polymere | Y10S310/80 | - |
| A5 | Elektrostatische Aktuatoren | H02N-001/002 | - |
| A6 | Elektrochemische Aktuatoren | F03G-007/005 | - |
| A7 | Dielektrische Aktuatoren | H01L-2924/0002 | - |
| A8 | Elektrorheologische Aktuatoren | F15B-021/065 | - |
| A9 | Kohlenstoffnanoröhrchen | Y10S977/742 | - |
| A10 | Bimetall-Aktuatoren | E05B-047/0009 | - |
| A11 | Dehnstoffelemente | F03G007/06 | - |
| A12 | Hydraulik-/Pneumatik | F15B-015/00 | - |
| A13 | Hubmagnet | F16K-031/082 | - |

| | | | |
|-----|-------------------------------|---------------|---|
| A14 | Bewegliche Elektromagnetspule | H02K-041/0356 | - |
| A15 | Elektrozylinder | H02K-033/18 | - |
| A16 | Elektromotoren | H02K | - |
| A17 | Schrittmotoren | H02K37/00 | - |
| A18 | Linearmotoren | H02K41/02 | - |
| A19 | Ultraschallmotoren | B06B-001/02 | - |

Tabelle 14: CPC-Klassen der Technologien der Flügelhautmaterialien.

| ID | Technologie | CPC-Klasse | Anmerkung |
|----|------------------------------|---------------|-----------|
| F1 | Elastomere | C08L-021/00 | - |
| F2 | Faltkerne | B32B | - |
| F3 | Auxetische Materialien | B29C-044/357 | - |
| F4 | Formgedächtnislegierungshaut | F05D-2300/505 | - |

Tabelle 15: CPC-Klassen der Energiespeichertechnologien.

| ID | Technologie | CPC-Klasse | Anmerkung |
|----|---|-------------|-----------|
| E1 | Batterien | H01M | - |
| E2 | Superkondensatoren | Y02E-060/13 | - |
| E3 | Wasserstoffspeicherung | F17C-001/00 | - |
| E4 | Schwungrad | Y02E-060/16 | - |
| E5 | Druckluftspeicher | Y02E-060/15 | - |
| E6 | Supraleitende magnetische Energiespeicher | Y02E-040/67 | - |
| E7 | Thermische Energiespeicher | Y02E-060/14 | - |

Tabelle 16: CPC-Klassen der Ausgangstechnologien aus [97].

| ID | Technologie | CPC-Klasse | Anmerkung |
|-----|--|---------------|-------------------|
| T1 | 3D-Printing (industrial stereolithography) | B29C-067/0051 | - |
| T2 | Aircraft Transport | B64C | - |
| T3 | Camera Sensitivity | G03B | - |
| T4 | Capacitor Energy Storage | Y02E-060/13 | identisch mit E2 |
| T5 | Combustion Engines | F02 | Suche: F02+ |
| T6 | Computed Tomography (CT) | A61B-006/032 | - |
| T7 | Electric Motors | H02K | identisch mit A16 |
| T8 | Electrical Energy Transmission | H01B | - |
| T9 | Electrical Information Transmission | H04B | - |
| T10 | Electrochemical Battery Energy Storage | Y02E-060/10 | - |
| T11 | Electronic Computation | G06Q | - |
| T12 | Flywheel Energy Storage | Y02E-060/16 | identisch mit E4 |
| T13 | Fuel Cell Energy Production | H01M-008/10 | - |
| T14 | Genome Sequencing | C12Q-001/6869 | - |

| | | | |
|-----|--|--------------|------------------|
| T15 | Incandescent Artificial Illumination | F21H | - |
| T16 | Integrated Circuit Information Storage | G06K-019/07 | - |
| T17 | Integrated Circuit Processors | G06F9/00 | - |
| T18 | LED Artificial Illumination | F21Y-2115/10 | - |
| T19 | Magnet Resonance Imaging (MRI) | A61B-005/055 | - |
| T20 | Magnetic Information Storage | G11B-005/00 | - |
| T21 | Milling Machines | B23C | - |
| T22 | Optical Information Storage | G11B-007/00 | - |
| T23 | Optical Information Transmission | H04B-010/00 | - |
| T24 | Photolithography | G03F-007/00 | - |
| T25 | Solar Photovoltaic Energy Generation | Y02E-010/50 | - |
| T26 | Superconductivity | Y10S-505/00 | Suche: Y10S-505+ |
| T27 | Wind Turbine Energy Generation | Y02E-010/70 | - |
| T28 | Wireless Information Transmission | H04W-004/00 | - |

II.1.2.6.3 Datengewinnung

Die Datengewinnung erfolgte auf Grundlage der ermittelten Patentklassen und wurde am PIZ unter Verwendung der kommerziellen Patentdatenbank Orbit vorgenommen. Im Suchfeld der Datenbank wurde nach der jeweiligen CPC-Patentklasse gesucht, sodass als Ergebnis alle verfügbaren Patente der entsprechenden Klasse seit dem Jahr 1900 erhalten wurden. Anschließend wurde über die Statistik-Funktion der Datenbank eine Darstellung der Anzahl der Patente über ihrem Prioritätsjahr erzeugt. Diese Daten wurden als csv-Datei exportiert und enthalten folgende Angaben:

- Prioritätsjahr,
- Anzahl der Patente.

Im Anschluss wurde die Suche wiederholt für die zitierenden und zitierten Patente der Suche. Hier erfolgte der Export derselben Datenauswahl. Aufgrund der eingeschränkten Exportfunktion von Orbit war bei Patentklassen mit einer großen Anzahl an Patenten eine Vorauswahl der Patente nach ihrem Prioritätsjahr vorzunehmen, um die zu exportierenden Daten auf ein handhabbares Maß zu beschränken. Wichtig war hierbei, dass die Vorauswahl bereits über die Suchmaske der Ausgangspatentklasse erfolgte. Wird die Einschränkung erst beim Export vorgenommen, kann keine verlässliche Funktion sichergestellt werden, was zu doppelten Datensätzen führen kann. Durch eine Aufteilung in einzelne Zeitabschnitte konnte damit auch für umfangreiche Patentklassen der gewünschte Datenexport erfolgen.

Abschließend stehen zu jeder Patentklasse drei Datensätze zur Verfügung:

- Patente der Patentklasse:
 - Prioritätsjahr,
 - Patentanzahl;
- Zitierte Patente der Patente der Patentklasse:
 - Prioritätsjahr,
 - Patentanzahl;
- Zitierende Patente der Patente der Patentklasse:
 - Prioritätsjahr,

- Patentanzahl.

II.1.2.6.4 Datenaufbereitung

Die Datenaufbereitung erfolgte mit Hilfe eines eigens in Java programmierten Programms. Dieses liest die generierten csv-Dateien ein und berechnet aus den Daten folgende Kenngrößen zu jeder Patentklasse:

- Gesamtanzahl Patente n_P ,
- Durchschnittliches erstes Prioritätsjahr der Patente a ,
- Gesamtanzahl zitierte Patente n_R ,
- Durchschnittliches erstes Prioritätsjahr der zitierten Patente a_R ,
- Gesamtanzahl zitierende Patente n_V ,
- Durchschnittliches Prioritätsjahr der zitierenden Patente a_V .

Zur weiteren Auswertung wurden die daraus abgeleiteten Größen a , n_R/n_P , n_V/n_P , a_R und a_V herangezogen. Die so gewonnenen Daten sind in Tabelle 17 bis Tabelle 20 aufgeführt.

Tabelle 17: Gewonnene Daten aus Patentanalyse für Ausgangstechnologien.

| ID | a | n_R/n_P | n_V/n_P | a_R | a_V |
|-----|----------|-----------|-----------|----------|----------|
| T1 | 2009,588 | 9,572 | 7,407 | 1996,514 | 2007,003 |
| T2 | 1962,352 | 2,631 | 2,366 | 1976,626 | 1994,430 |
| T4 | 2005,703 | 3,564 | 3,173 | 1998,259 | 2007,608 |
| T6 | 2004,554 | 5,722 | 4,583 | 1998,219 | 2005,119 |
| T7 | 1978,860 | 3,566 | 3,181 | 1984,624 | 1999,174 |
| T8 | 1974,425 | 3,622 | 3,737 | 1984,910 | 1995,949 |
| T12 | 1998,248 | 3,257 | 3,110 | 1987,153 | 2003,718 |
| T13 | 2005,474 | 4,725 | 3,870 | 1996,947 | 2006,187 |
| T14 | 2006,462 | 6,040 | 6,863 | 1998,489 | 2004,876 |
| T15 | 1920,701 | 0,376 | 0,570 | 1950,088 | 1991,093 |
| T16 | 2004,979 | 6,958 | 7,338 | 1997,803 | 2005,281 |
| T17 | 2005,731 | 19,718 | 12,285 | 2002,071 | 2007,066 |
| T18 | 2008,575 | 5,699 | 3,942 | 1999,120 | 2009,531 |
| T19 | 2008,214 | 7,115 | 4,694 | 1998,590 | 2006,913 |
| T20 | 1972,994 | 4,581 | 6,579 | 1981,340 | 1992,928 |
| T21 | 1977,874 | 3,245 | 2,215 | 1981,544 | 1997,783 |
| T22 | 1943,944 | 1,531 | 2,197 | 1983,564 | 1991,494 |
| T23 | 1988,818 | 7,806 | 7,126 | 1994,075 | 2000,147 |
| T24 | 2001,263 | 6,195 | 6,543 | 1995,486 | 2003,733 |
| T25 | 2004,536 | 2,904 | 2,502 | 1998,481 | 2006,623 |
| T26 | 1983,317 | 3,748 | 6,337 | 1978,788 | 1996,237 |
| T27 | 2001,799 | 1,862 | 1,364 | 1992,343 | 2006,312 |
| T28 | 2011,276 | 10,003 | 5,797 | 2004,029 | 2008,944 |

Tabelle 18: Gewonnene Daten aus Patentanalyse für Aktuatorentechnologien.

| ID | a | n_R/n_P | n_V/n_P | a_R | a_V |
|----|----------|-----------|-----------|----------|----------|
| A1 | 1999,434 | 5,526 | 5,733 | 1992,917 | 2003,314 |
| A2 | 2003,993 | 6,880 | 5,938 | 1996,467 | 2004,459 |
| A3 | 2000,512 | 11,488 | 6,535 | 1989,921 | 1997,616 |
| A4 | 1993,146 | 7,799 | 16,763 | 1985,867 | 2001,152 |

| | | | | | |
|-----|----------|--------|--------|----------|----------|
| A5 | 2002,985 | 12,370 | 9,422 | 1994,978 | 2005,400 |
| A6 | 2003,385 | 7,518 | 6,864 | 1996,937 | 2006,290 |
| A7 | 1998,225 | 7,347 | 7,014 | 1995,813 | 2004,216 |
| A8 | 1992,769 | 7,404 | 8,923 | 1986,360 | 2002,207 |
| A9 | 2006,198 | 11,140 | 15,484 | 1999,358 | 2007,350 |
| A10 | 1998,887 | 8,301 | 7,040 | 1990,298 | 2005,375 |
| A11 | 1992,656 | 5,369 | 4,794 | 1989,570 | 2001,257 |
| A12 | 1991,259 | 13,603 | 3,293 | 1993,603 | 2006,407 |
| A13 | 1993,504 | 7,095 | 6,158 | 1986,202 | 2000,747 |
| A14 | 1998,827 | 6,615 | 5,023 | 1993,372 | 2001,993 |
| A15 | 1989,039 | 4,163 | 4,104 | 1987,636 | 1998,975 |
| A16 | 1978,860 | 3,566 | 3,181 | 1984,624 | 1999,174 |
| A17 | 1980,243 | 3,783 | 5,004 | 1976,014 | 1994,911 |
| A18 | 1998,090 | 6,355 | 4,296 | 1989,969 | 2002,420 |
| A19 | 1994,965 | 6,884 | 5,756 | 1992,197 | 2002,233 |

Tabelle 19: Gewonnene Daten aus Patentanalyse für Technologien für Flügelhautmaterialien.

| ID | a | n_R/n_P | n_V/n_P | a_R | a_V |
|----|----------|-----------|-----------|----------|----------|
| F1 | 1984,806 | 5,912 | 5,409 | 1988,063 | 1999,030 |
| F3 | 2008,810 | 19,095 | 5,524 | 1998,319 | 2007,362 |
| F4 | 2005,924 | 13,369 | 6,548 | 1991,702 | 2008,639 |

Tabelle 20: Gewonnene Daten aus Patentanalyse für Energiespeichertechnologien.

| ID | a | n_R/n_P | n_V/n_P | a_R | a_V |
|----|----------|-----------|-----------|----------|----------|
| E3 | 1987,102 | 6,061 | 3,874 | 1985,320 | 2000,920 |
| E4 | 1998,250 | 3,259 | 3,116 | 1987,153 | 2003,739 |
| E5 | 1999,147 | 4,748 | 3,573 | 1989,507 | 2004,747 |
| E6 | 1994,352 | 1,779 | 2,621 | 1987,812 | 2003,890 |
| E7 | 2010,000 | 10,500 | 5,000 | 1993,667 | 2012,800 |

II.1.2.6.5 Statistische Auswertung

Die statistische Auswertung erfolgte in Anlehnung an [97]:

1. Zusammentragen der aus [97] bekannten Technologieentwicklungsfaktoren k der 28 Ausgangstechnologien (Tabelle 21).
2. Für 23 der 28 Ausgangstechnologien konnten zugehörige Patentdaten ermittelt werden. Zu jeder der Technologie stehen somit 5 abgeleitete Größen zur Verfügung (Tabelle 17).
3. Die Auswertung basiert auf der multiplen Regression zur Erstellung eines Zusammenhangs zwischen den abgeleiteten Größen und dem Technologieentwicklungsfaktor k . Durch die Verwendung der multiplen Regression können eine bis fünf Variablen in das Regressionsmodell einbezogen werden. Dies erlaubt insgesamt 31 unterschiedliche Regressionsmodelle (siehe Tabelle 22).
4. Alle 31 möglichen Regressionsmodelle wurden genutzt, um den k -Wert der Ausgangstechnologien bestmöglich durch die Größen der Patentanalyse zu beschreiben. Die Auswahl des geeignetsten Modells erfolgte dabei über das statistische Bestimmtheitsmaß R^2 (siehe Tabelle 23).

5. Das Modell 31 mit dem größten statistischen Bestimmtheitsmaß R^2 wird als das Modell mit der größten statistischen Signifikanz betrachtet und zur Bestimmung der unbekanntem k -Werte der zu prognostizierenden Technologien genutzt (nach k absteigend sortiert: Tabelle 24, Tabelle 25, Tabelle 26).

Das Modell 31 (siehe Abbildung 35) erstellt folgenden Zusammenhang zwischen den 5 Variablen der Patentanalyse und dem zu prognostizierenden Technologieentwicklungsfaktor k :

$$k = -0,00882 \cdot a - 0,01129 \cdot \frac{n_R}{n_P} + 0,04937 \cdot \frac{n_V}{n_P} + 0,01412 \cdot a_R + 0,01491 \cdot a_V - 40,3166. \quad (11)$$

Tabelle 21: Bekannte Technologieentwicklungsfaktoren k der Ausgangstechnologien, aus [97].

| ID | Technologie | k -Wert (bekannt) |
|-----|--|---------------------|
| T1 | 3D-Printing (industrial stereolithography) | 0,38 |
| T2 | Aircraft Transport | 0,12 |
| T3 | Camera Sensitivity | 0,16 |
| T4 | Capacitor Energy Storage | 0,15 |
| T5 | Combustion Engines | 0,06 |
| T6 | Computed Tomography (CT) | 0,37 |
| T7 | Electric Motors | 0,03 |
| T8 | Electrical Energy Transmission | 0,15 |
| T9 | Electrical Information Transmission | 0,14 |
| T10 | Electrochemical Battery Energy Storage | 0,07 |
| T11 | Electronic Computation | 0,33 |
| T12 | Flywheel Energy Storage | 0,09 |
| T13 | Fuel Cell Energy Production | 0,14 |
| T14 | Genome Sequencing | 0,29 |
| T15 | Incandescent Artificial Illumination | 0,05 |
| T16 | Integrated Circuit Information Storage | 0,43 |
| T17 | Integrated Circuit Processors | 0,36 |
| T18 | LED Artificial Illumination | 0,36 |
| T19 | Magnet Resonance Imaging (MRI) | 0,48 |
| T20 | Magnetic Information Storage | 0,32 |
| T21 | Milling Machines | 0,03 |
| T22 | Optical Information Storage | 0,27 |
| T23 | Optical Information Transmission | 0,65 |
| T24 | Photolithography | 0,24 |
| T25 | Solar Photovoltaic Energy Generation | 0,10 |
| T26 | Superconductivity | 0,10 |
| T27 | Wind Turbine Energy Generation | 0,09 |
| T28 | Wireless Information Transmission | 0,50 |

Tabelle 22: Erstellung der Regressionsmodelle unter Einbeziehung von einer bis fünf Variablen.

| | | Einbezogene Variablen | | | | |
|---------|----------|-----------------------|-----------|------------|------------|------|
| ID | α | n_R/n_P | n_V/n_P | α_R | α_V | |
| Modelle | 1 | Ja | Nein | Nein | Nein | Nein |
| | 2 | Nein | Ja | Nein | Nein | Nein |
| | 3 | Nein | Nein | Ja | Nein | Nein |
| | 4 | Nein | Nein | Nein | Ja | Nein |
| | 5 | Nein | Nein | Nein | Nein | Ja |
| | 6 | Ja | Ja | Nein | Nein | Nein |
| | 7 | Ja | Nein | Ja | Nein | Nein |
| | 8 | Ja | Nein | Nein | Ja | Nein |
| | 9 | Ja | Nein | Nein | Nein | Ja |
| | 10 | Nein | Ja | Ja | Nein | Nein |
| | 11 | Nein | Ja | Nein | Ja | Nein |
| | 12 | Nein | Ja | Nein | Nein | Ja |
| | 13 | Nein | Nein | Ja | Ja | Nein |
| | 14 | Nein | Nein | Ja | Nein | Ja |
| | 15 | Nein | Nein | Nein | Ja | Ja |
| | 16 | Ja | Ja | Ja | Nein | Nein |
| | 17 | Ja | Ja | Nein | Ja | Nein |
| | 18 | Ja | Ja | Nein | Nein | Ja |
| | 19 | Ja | Nein | Ja | Ja | Nein |
| | 20 | Ja | Nein | Ja | Nein | Ja |
| | 21 | Ja | Nein | Nein | Ja | Ja |
| | 22 | Nein | Ja | Ja | Ja | Nein |
| | 23 | Nein | Ja | Ja | Nein | Ja |
| | 24 | Nein | Ja | Nein | Ja | Ja |
| | 25 | Nein | Nein | Ja | Ja | Ja |
| | 26 | Ja | Ja | Ja | Ja | Nein |
| | 27 | Ja | Ja | Ja | Nein | Ja |
| | 28 | Ja | Ja | Nein | Ja | Ja |
| | 29 | Ja | Nein | Ja | Ja | Ja |
| | 30 | Nein | Ja | Ja | Ja | Ja |
| | 31 | Ja | Ja | Ja | Ja | Ja |

Tabelle 23: Gütekriterien der Regressionsmodelle.

| Modell | Gütekriterium | |
|--------|---------------|---------|
| | R^2 | C_p |
| 1 | 0,15515 | 0,39388 |
| 2 | 0,36902 | 0,60747 |
| 3 | 0,38347 | 0,61925 |
| 4 | 0,29645 | 0,54448 |
| 5 | 0,12479 | 0,35326 |
| 6 | 0,37777 | 0,61463 |
| 7 | 0,39724 | 0,63027 |
| 8 | 0,36787 | 0,60652 |
| 9 | 0,15608 | 0,39507 |
| 10 | 0,39957 | 0,63211 |
| 11 | 0,42581 | 0,65254 |
| 12 | 0,37266 | 0,61046 |
| 13 | 0,45675 | 0,67584 |
| 14 | 0,40981 | 0,64017 |
| 15 | 0,34318 | 0,58582 |
| 16 | 0,40744 | 0,63831 |
| 17 | 0,49052 | 0,70037 |
| 18 | 0,38082 | 0,61711 |
| 19 | 0,53383 | 0,73064 |
| 20 | 0,41758 | 0,64621 |
| 21 | 0,36987 | 0,60817 |
| 22 | 0,40744 | 0,63831 |
| 23 | 0,41297 | 0,64263 |
| 24 | 0,47376 | 0,68830 |
| 25 | 0,47247 | 0,68736 |
| 26 | 0,53394 | 0,73071 |
| 27 | 0,41761 | 0,64623 |
| 28 | 0,49419 | 0,70298 |
| 29 | 0,54462 | 0,73799 |
| 30 | 0,48210 | 0,69433 |
| 31 | 0,55145 | 0,74260 |

Tabelle 24: Prognostizierte Technologieentwicklungsfaktoren k der Aktuatortechnologien.

| Technologie | Bezeichnung | k -Wert (Prognose) |
|-------------|--------------------------------|----------------------|
| A9 | Kohlenstoffnanoröhrchen | 78% |
| A4 | Elektroaktive Polymere | 72% |
| A5 | Elektrostatische Aktuatoren | 41% |
| A7 | Dielektrische Aktuatoren | 38% |
| A6 | Elektrochemische Aktuatoren | 37% |
| A8 | Elektorrheologische Aktuatoren | 36% |
| A10 | Bimetall-Aktuatoren | 30% |
| A2 | Piezoelektrische Aktuatoren | 29% |
| A1 | Formgedächtnismaterialien | 27% |
| A19 | Ultraschallmotoren | 27% |

| | | |
|-----|-------------------------------|-----|
| A14 | Bewegliche Elektromagnetspule | 22% |
| A11 | Dehnstoffelemente | 21% |
| A13 | Hubmagnet | 19% |
| A12 | Hydraulik-/Pneumatik | 19% |
| A16 | Elektromotoren | 17% |
| A15 | Elektrozylinder | 16% |
| A18 | Linearmotoren | 15% |
| A3 | Magnetostriktive Aktuatoren | 11% |
| A17 | Schrittmotoren | 6% |

Tabelle 25: Prognostizierte Technologieentwicklungsfaktoren k der Technologien für Flügelhautmaterialien.

| Technologie | Bezeichnung | k -Wert (Prognose) |
|-------------|------------------------------|----------------------|
| F1 | Elastomere | 25% |
| F4 | Formgedächtnislegierungshaut | 23% |
| F3 | Auxetische Materialien | 16% |

Tabelle 26: Prognostizierte Technologieentwicklungsfaktoren k der Energiespeichertechnologien.

| Technologie | Bezeichnung | k -Wert (Prognose) |
|-------------|---|----------------------|
| E7 | Thermische Energiespeicher | 24% |
| E5 | Druckluftspeicher | 15% |
| E6 | Supraleitende magnetische Energiespeicher | 14% |
| E3 | Wasserstoffspeicherung | 14% |
| E4 | Schwungrad | 10% |

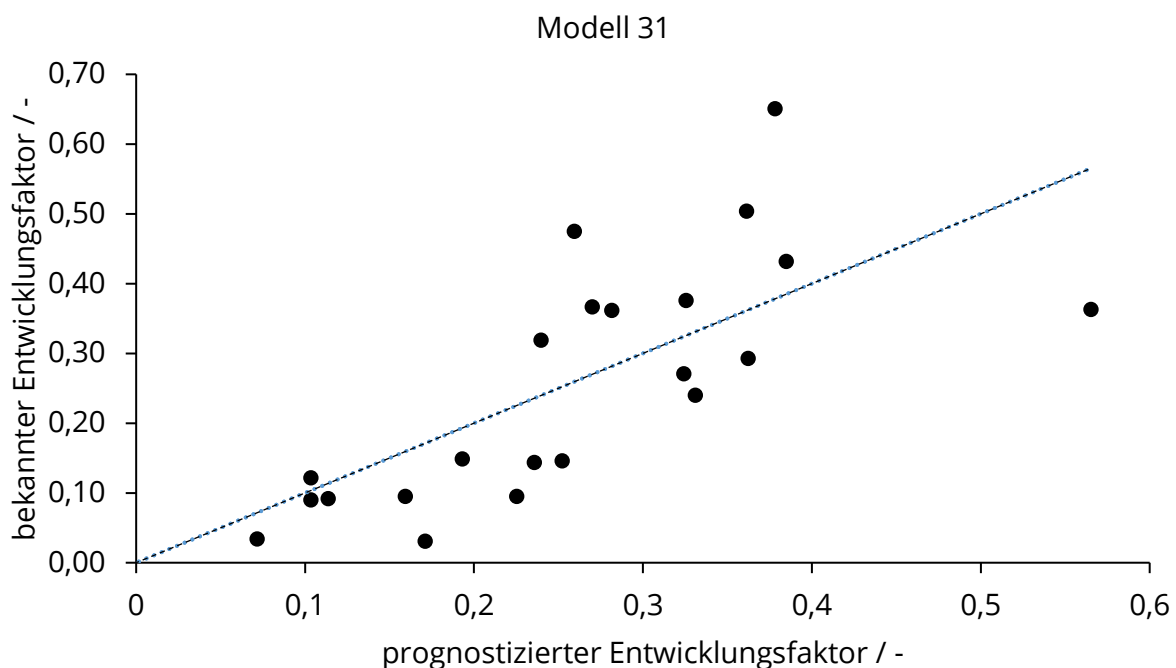


Abbildung 35: Grafische Darstellung des Regressionsmodells 31.

II.1.2.6.6 Interpretation der Ergebnisse

In Tabelle 24 bis Tabelle 26 sind die prognostizierten Technologieentwicklungsfaktoren für ausgewählte Technologien aus den Bereichen Aktuatoren, Flügelhautmaterialien und Energiespeicher aufgeführt. Ein hoher Technologieentwicklungsfaktor k verspricht dabei ein hohes technologisches Wachstum der Technologie.

Die technologische Kenngröße q kann für den Zeitpunkt t mit Hilfe des Technologieentwicklungsfaktors k durch das Moore'sche Gesetz

$$q(t) = q_0 \cdot e^{k(t-t_0)} \quad (12)$$

beschrieben werden, wobei q_0 die Kenngröße zum Anfangszeitpunkt t_0 bezeichnet. Deutlich zu erkennen ist ein Ranking der Technologien nach absteigendem Technologieentwicklungsfaktor. Am Beispiel der Aktuatortechnologien fällt auf, dass neuartige Technologien, wie intelligente Werkstoffe, den höchsten Technologieentwicklungsfaktor erhalten. Konventionelle Aktuatoren, wie Elektromotoren oder Magnetspulen, rangieren am unteren Ende der Aufstellung. Dies kann als Indiz für eine qualitativ stimmige Prognose interpretiert werden.

Werden die Leistungsdaten q_0 der Aktuatoren zum Zeitpunkt des Jahres $t_0 = 2017$ für eine Prognose der zukünftigen Leistungsentwicklung herangezogen, ergibt sich der in Abbildung 36 dargestellte Entwicklungsverlauf. Analog stellt Abbildung 37 den Prognoseverlauf für Energiespeichertechnologien dar. Es zeigt sich, dass die Annahme eines exponentiellen Wachstums nach dem Moore'schen Gesetz eine sehr optimistische Prognose liefert. Auch wenn die quantitativen Ergebnisse der Prognose kritisch zu hinterfragen sind, stellt der qualitative Verlauf eine brauchbare Analyse über die zukünftige Dominanz einzelner Technologien dar und erlaubt die Identifikation zukunftssträchtiger Technologiebereiche.

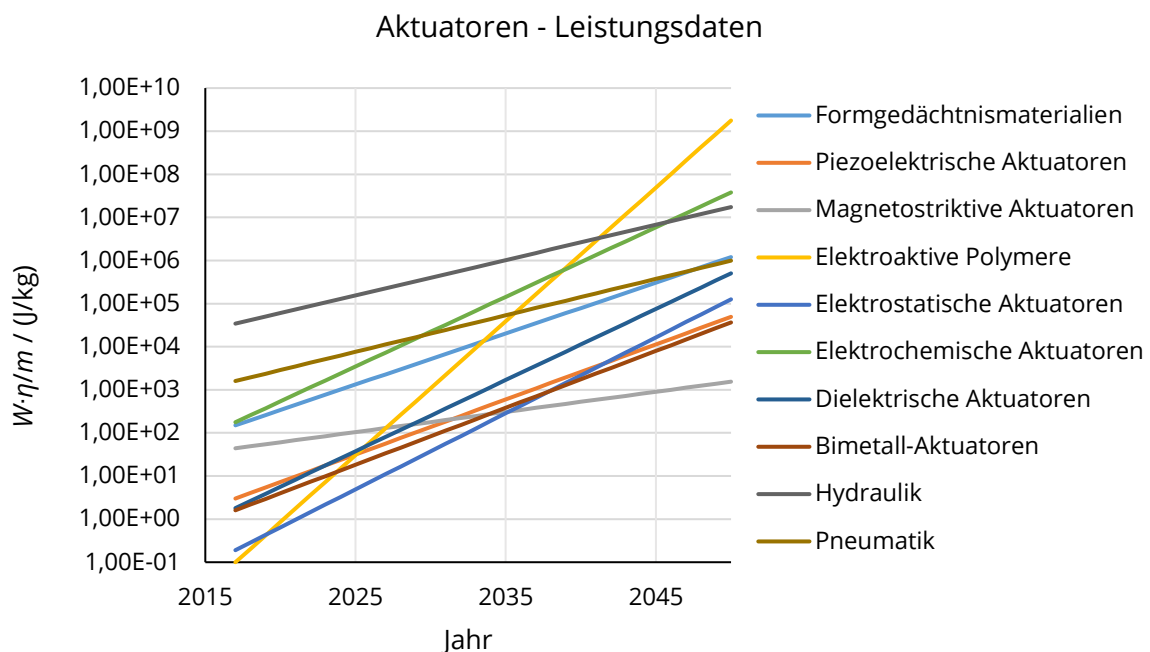


Abbildung 36: Prognose der Leistungsdaten von Aktuatortechnologien.

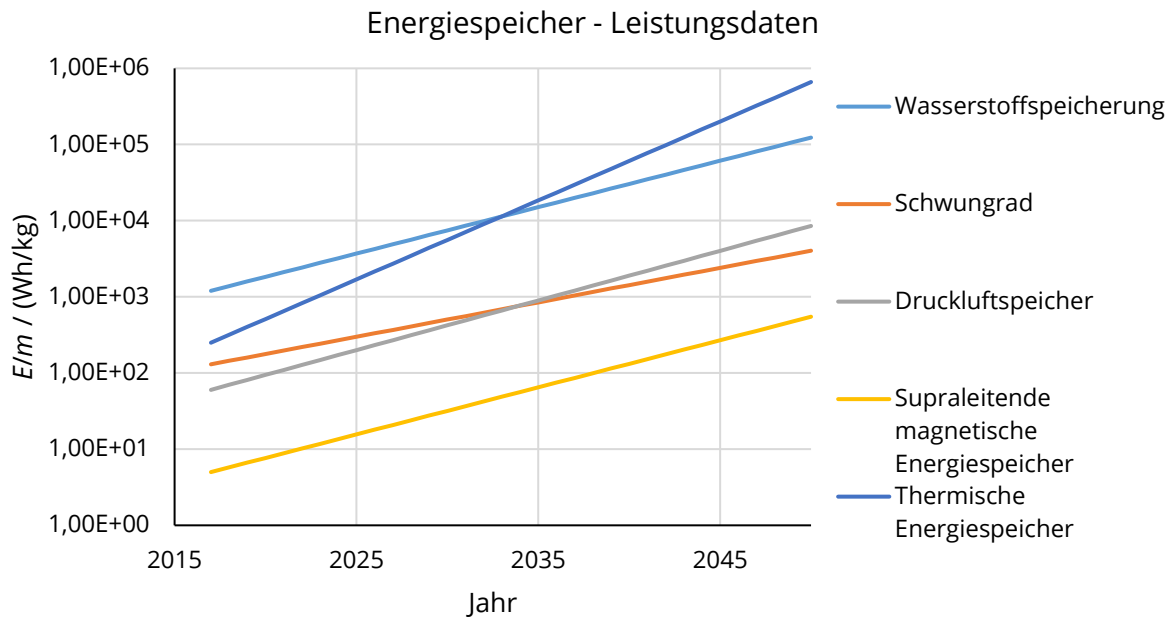


Abbildung 37: Prognose der Leistungsdaten von Energiespeichertechnologien.

II.1.2.6.7 Vergleichsprognose mit bekannten Technologiekenntnissen

Als Vergleichsprognose wurden bekannte Daten von Piezoaktuatoren aus der Studienarbeit von Dennis Krause [100] herangezogen. Diese sind in Tabelle 27 aufgeführt. Auf Basis dieser Daten erfolgte eine Regression nach dem Moore'schen Gesetz (Gleichung (10)) wobei folgende Werte ermittelt wurden:

- $q_0 = 7,0929 \text{ N} \cdot \mu\text{m}/\text{mm}^3$,
- $t_0 = 2007$,
- $k = 0,1621$.

Abbildung 38 stellt die Ausgangsdaten und die durch Regression ermittelte Prognose dar.

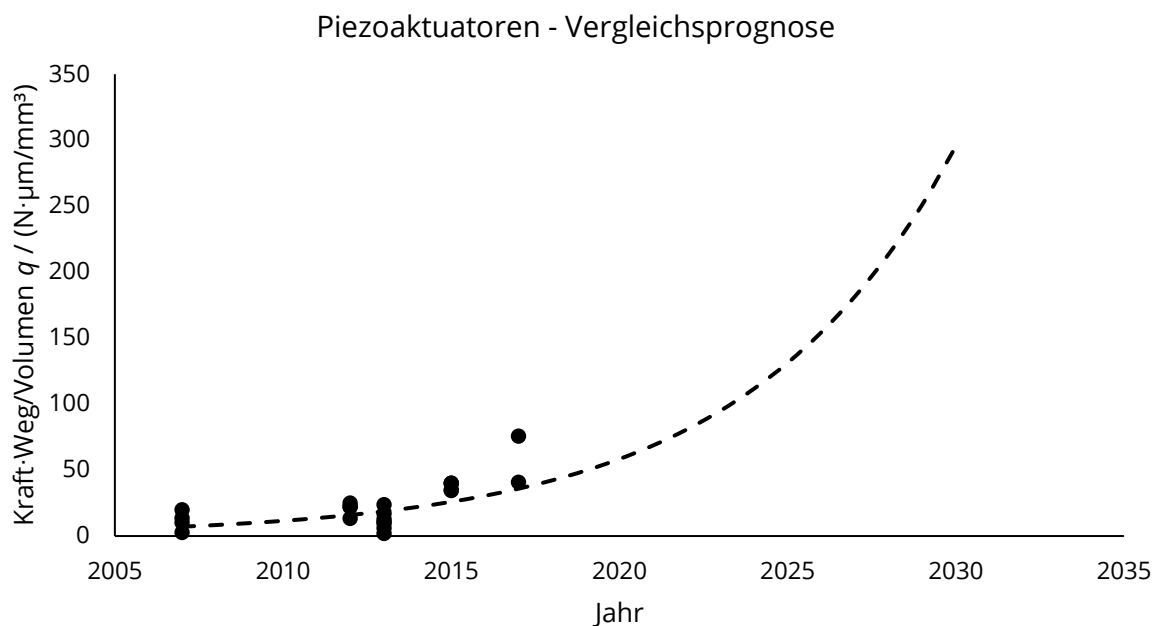


Abbildung 38: Vergleichsprognose der Leistungsdaten von Piezoaktuatoren, basierend auf den Daten aus [100].

Tabelle 27: Technologiekenwerte für Piezoaktuatoren, aus [100].

| Jahr | F / N | $s / \mu m$ | V / mm^3 | $q / (N \cdot \mu m / mm^3)$ |
|------|---------|-------------|------------|------------------------------|
| 2015 | 210 | 18 | 108 | 35,000 |
| 2015 | 310 | 18 | 162 | 34,440 |
| 2015 | 950 | 38 | 900 | 40,110 |
| 2015 | 1850 | 38 | 1764 | 39,850 |
| 2015 | 3800 | 38 | 3600 | 40,110 |
| 2013 | 200 | 9 | 855 | 2,110 |
| 2013 | 850 | 30 | 4084 | 6,240 |
| 2013 | 850 | 82 | 7147 | 9,750 |
| 2013 | 500 | 6 | 177 | 16,970 |
| 2013 | 850 | 103 | 6804 | 12,870 |
| 2013 | 3500 | 123 | 18144 | 23,730 |
| 2013 | 3500 | 103 | 33929 | 10,630 |
| 2012 | 4000 | 20 | 3200 | 25,000 |
| 2012 | 1000 | 20 | 900 | 22,220 |
| 2012 | 1000 | 10 | 450 | 22,220 |
| 2012 | 240 | 10 | 180 | 13,330 |
| 2017 | 50000 | 105 | 69272 | 75,790 |
| 2017 | 20000 | 130 | 63617 | 40,870 |
| 2007 | 200 | 8 | 612 | 2,610 |
| 2007 | 1000 | 25 | 1848 | 13,530 |
| 2007 | 1000 | 80 | 4004 | 19,980 |
| 2007 | 3500 | 100 | 33929 | 10,320 |

Es zeigt sich, dass das Moore'sche Gesetz über den Zeitraum von 2007 bis 2015 bekannte Technologiedaten gut approximieren kann. Der auf Basis bekannter Technologiekenwerte ermittelte Technologieentwicklungsfaktor $k = 0,1621$ weicht jedoch von dem durch die Patentdatenanalyse ermittelten Faktor $k = 0,2941$ (siehe Tabelle 24) ab.

Der Vergleichswert von 0,1621 beträgt 55% des Werts aus der Patentdatenanalyse. Somit erscheint es sinnvoll, für eine konservative Prognose die Technologiekenwerte der Patentdatenanalyse (Tabelle 24, Tabelle 25, Tabelle 26) zu halbieren. Weiterhin zeigt sich, dass die durchgeführte Technologieprognose den zu erwartenden technologischen Fortschritt qualitativ gut wiedergibt, jedoch keine valide langfristige quantitative Prognose erlaubt.

II.1.2.7 Wesentliche Erkenntnisse des ersten Expertenworkshops

Ziel des ersten Expertenworkshops war, zu Beginn des Projektes externe Experten aus der Forschung und Industrie zu befragen und deren Einschätzung bezüglich der Anforderungen und des erwarteten Potentials morphender Tragflügel einzuholen.

Die Organisation des am 28.09.2017 in Braunschweig abgehaltenen Workshops erfolgte durch den Projektpartner Institut für Flugzeugbau und Leichtbau (IFL) der Technischen Universität Braunschweig. Zuarbeit geleistet wurde durch das Beistuern von Kontaktdaten potentieller Teilnehmer, fachlicher Fragen zu dem, den Teilnehmern vorab zugesandten, Fragebogen und Impulsfolien für Diskussionsrunden.

Nachfolgend sind die wesentlichen Erkenntnisse in Bezug auf aktiv formveränderliche Flügel zusammengefasst. Eine ausführliche Darstellung der Ergebnisse ist in dem internen Protokoll [101] zu finden.

Zunächst war eine durchweg positive Einstellung gegenüber entsprechenden Entwicklungen bei Vertretern der Industrie als auch aus universitären und nichtuniversitären Forschungseinrichtungen festzustellen. Die Trennung zwischen aktivem und passivem Morphing wurde dabei zunächst als sekundär betrachtet.

Als wesentliche Motivation für morphende Flügel wurde der spaltfreie Ersatz von herkömmlichen Klappen und Rudern gesehen. Anzustreben ist in erster Linie eine Formänderung des Flügelprofils (insbesondere flexible Hinterkante) sowie der Flügel Pfeilung und -schrägung.

Bei der Entwicklung morphender Flügel wurde aus der Industrie auf die Notwendigkeit der Betrachtung des Gesamtsystems Flugzeug bereits zu Entwicklungsbeginn hingewiesen. Problematisch ist dabei vor Allem das bereits heute vorhandene Platzproblem im Flügelkasten. In diesem Zusammenhang ist bemerkenswert, dass die Auslagerung der Treibstofftanks aus dem Flügel – bei entsprechender Notwendigkeit – nicht als undenkbar angesehen wurde und einer effizienten Morphingtechnologie nicht im Wege stehen soll. Dies bestätigt die Annahme vereinfachter Randbedingungen gemäß Abschnitt II.1.1.4.

Im Hinblick auf zukunftssträchtige Flugzeugkonfigurationen ist ein Weiterbestehen der klassischen Drachenkonfiguration abzusehen. Für die Entwicklung morphender Flügel ist von Interesse, dass Synergieeffekte mit weiterentwickelten Flugzeugkonfigurationen abzusehen sind, die erst im Zusammenspiel mit Morphing ihr Potential voll entfalten können. Hierbei sind insbesondere Flügel mit hoher Streckung, beispielsweise in Form von Strut Braced Wing Konfigurationen, und vorwärtsgepfeilten Flügeln denkbar. Treibende Kraft für die Entwicklung morphender Flügel ist weiterhin das Streben nach einer Aufhebung der getrennten Auslegung von Kurz-, Mittel- und Langstreckenflugzeugen. Bei der Reisefluggeschwindigkeit sind bis 2050 keine großen Veränderungen abzusehen. Diese Erkenntnisse stehen in Einklang mit der in Abschnitt II.1.1.9 gewählten Referenzkonfiguration.

Bei der Betrachtung von Basistechnologien für morphende Flügel ist derzeit von einem etwa gleichen Forschungsstand von piezoelektrischen Aktuatoren und Aktuatoren auf Basis von Formgedächtnislegierungen auszugehen. Auch diese Einschätzung deckt sich gut mit den Ergebnissen der Technologieprognose (vergleiche Abschnitt II.1.2.6, Tabelle 24) Dabei haben Formgedächtnislegierungen als thermisches Material jedoch wesentliche Nachteile und wurden daher kaum als einsatzfähig im Bereich formveränderlicher Flügel eingeschätzt. Weiterhin verfügen Formgedächtnislegierungen nicht über die Möglichkeit, energiefrei in ihrem Aktuierungszustand zu verharren. Dies ist ein signifikanter Vorteil von piezoelektrischen Materialien, die nahezu energiefrei gehalten werden können. Im Bereich der konventionellen Aktuatoren finden derzeit nur elektrische Aktuatoren Einsatz. Diesen wurde auch ein großes zukünftiges Entwicklungspotential, insbesondere in Form von Linearaktuatoren, zugesprochen. Hydraulik findet als Aktuator für morphende Flügel bislang keinen Einsatz und erscheint auch nicht als zukunftssträchtig. Im Bereich der Hautmaterialien sind derzeit nur Verbundwerkstoffe im Einsatz. Als Bauweise existierten positive und umfangreiche Erfahrungen im Bereich elastischer Gelenke. Auch mit Faltstrukturen wurden erste Erfahrungen berichtet, diese waren jedoch erfolglos und ohne Zukunftspotential.

II.1.2.8 Beteiligung Studentischer Hilfskräfte

Im Rahmen des Arbeitspakets 1.2 erfolgte die planmäßige Beteiligung Studentischer Hilfskräfte an der Durchführung der Literaturrecherche und der Technologieprognose.

Konkret unterstützten Studentische Hilfskräfte die Literaturrecherche zu existierenden Konzepten aktiv morphender Flügel und die systematische Katalogisierung der Literaturquellen.

Bei der Technologieprognose (siehe Abschnitt II.1.2.6) stellt die Gewinnung und Aufbereitung der großen Menge benötigter Patentmetadaten einen äußerst zeit- und personalintensiven Prozess dar. Die Technologieprognose wurde daher ebenfalls mit der personellen Unterstützung einer Studentischen Hilfskraft, bei der Recherche von Patentinformationen und der Datenaufbereitung, durchgeführt.

II.1.3 Arbeitspaket 1.3: Konzepte & Auswahl

Ziel des Arbeitspakets 1.3 war die Erarbeitung von ersten Konzepten zur aktiven Formänderung und die Auswahl geeigneter Konzepte. Hierzu wurde ein morphologischer Kasten aufgestellt (Abschnitt II.1.3.1), der die systematische Erarbeitung unterschiedlicher Morphingkonzepte erlaubt. Dieser wurde anschließend (Abschnitt II.1.3.2) zur ersten Erstellung möglicher Morphingkonzepte genutzt. In dem späteren Arbeitspaket 2.1 (Abschnitt II.1.5) erfolgte dann die detaillierte Ausarbeitung möglicher Konzeptentwürfe.

II.1.3.1 Morphologischer Kasten

Morphologische Kästen dienen der einfachen Darstellung der Gesamtheit verschiedener Entwurfslösungen. Hierzu wird das Entwurfsproblem in einzelne Teilbereiche zerlegt, für die jeweils mehrere verschiedene Lösungskonzepte bekannt sind. Durch die Kombination der Lösungskonzepte verschiedener Teilbereiche kann, sofern der morphologische Kasten vollständig ist, der gesamte Lösungsraum für das Entwurfsproblem abgebildet werden. Auf Basis der gewonnenen Erkenntnisse erfolgte die Unterteilung des morphologischen Kastens in folgende Teilbereiche:

- *Art der Formänderung*: Wie soll gemorpht werden?
- *Aktuierung*: Welche Form der Aktuierung wird benötigt?
- *Kraftübertragung*: Wie soll die Aktuierungskraft übertragen werden?
- *Substruktur*: Wie sollen die aerodynamischen Kräfte aufgenommen werden?
- *Aktuatortechnologie*: Wie sollen Aktuierungskräfte bereitgestellt werden?
- *Flügelhaut*: Wie soll die Flügelhaut realisiert werden?
- *Integration Energiespeicher*: Soll der Energiespeicher in die Struktur integriert werden?
- *Technologie Energiespeicher*: Mit welcher Technologie soll der Energiespeicher realisiert werden?

Unter Eingliederung der in den vorangegangenen Kapiteln dargestellten Lösungsvarianten und teilweiser Abstrahierung derselben, ergab sich der in Tabelle 28 dargestellte morphologische Kasten.

Im zukünftigen Projektverlauf wurde der morphologische Kasten für die systematische Erzeugung verschiedener aktiver Morphingkonzepte genutzt.

Eine beispielhafte Anwendung des morphologischen Kastens ist in Tabelle 29 dargestellt. Hieraus ließ sich das in Abbildung 39 gezeigte Konzept eines morphenden Flügels unter Verwendung rotatorischer Wellenaktuatoren ableiten.

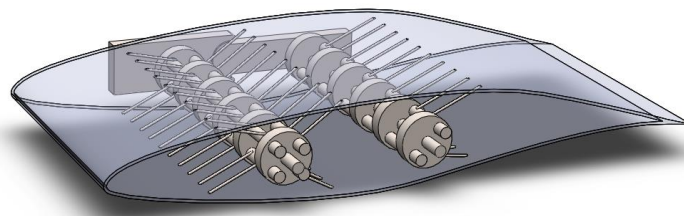


Abbildung 39: Wellenkonzept als beispielhafte Anwendung des morphologischen Kastens.

Tabelle 28: Morphologischer Kasten für aktive Morphingkonzepte.

| Aktives Morphingkonzept – Morphologischer Kasten | | | | | | | | | | | |
|--|-------------------|--------------------|----------------------------|------------------------|-----------------------------------|--------------------------|---------------------------|----------------------------|------------------------------|-------------------------------|--------------------|
| Art der Formänderung | Flügelprofil | | | In der Flügelebene | | | | Außerhalb der Flügelebene | | | |
| | Krümmung | Dicke | Nasenradius | Spannweite | Sehnenlänge | Geometrische Schränkung | Pfeilung | V-Stellung | Möwenflügel | Flügelende | |
| Aktuierung | Rotatorisch | | | Translatorisch | | | | Volumenändernd | | | |
| Kraftübertragung | Unmittelbar | | Hebel | | Kinematik | | Wellen | | Getriebe | | |
| Substruktur | Flügelkasten | | Fachwerk | | Monocoque | | | Aufgelöst | | | |
| Aktuatortechnologie | Konventionell | | | | Unkonventionell / Smart Materials | | | | | | |
| | Elektrisch | Hydraulisch | Pneumatisch | Bimetalle | Formgedächtnismaterialien | Piezoeaktive Materialien | Elektroaktive Materialien | Elektroaktive Materialien | Magnetostruktive Materialien | Volumenändernde Elemente | Künstliche Muskeln |
| Flügelhaut | Passiv | | | | | Aktiv | | | | | |
| | Mit Stützstruktur | | | Ohne Stützstruktur | | Mechanische Struktur | | | Nachgiebige Struktur | | |
| | Elastomere | Bistabile Laminate | Flexible Matrix Composites | Auxetische Materialien | Zero-Poisson-Materialien | Variable Steifigkeit | | Aktive Häute | | Kinematisch aktiverbare Kerne | |
| Integration Energiespeicher | Separat | | | | Strukturintegriert | | | | | | |
| Technologie Energiespeicher | Batterien | | Kondensatoren | | Brennstoffzellen | | | Thermische Energiespeicher | | | |

Tabelle 29: Beispielhafte Anwendung des morphologischen Kastens auf ein Wellenkonzept.

| Aktives Morphingkonzept – Morphologischer Kasten | | | | | | | | | | | |
|--|-------------------|--------------------|----------------------------|------------------------|-----------------------------------|--------------------------|---------------------------|----------------------------|------------------------------|-------------------------------|--------------------|
| Art der Formänderung | Flügelprofil | | | In der Flügelebene | | | | Außerhalb der Flügelebene | | | |
| | Krümmung | Dicke | Nasenradius | Spannweite | Sehnenlänge | Geometrische Schränkung | Pfeilung | V-Stellung | Möwenflügel | Flügelende | |
| Aktuierung | Rotatorisch | | | Translatorisch | | | | Volumenändernd | | | |
| Kraftübertragung | Unmittelbar | | Hebel | | Kinematik | | Wellen | | Getriebe | | |
| Substruktur | Flügelkasten | | Fachwerk | | Monocoque | | | Aufgelöst | | | |
| Aktuatortechnologie | Konventionell | | | | Unkonventionell / Smart Materials | | | | | | |
| | Elektrisch | Hydraulisch | Pneumatisch | Bimetalle | Formgedächtnismaterialien | Piezoeaktive Materialien | Elektroaktive Materialien | Elektroaktive Materialien | Magnetostruktive Materialien | Volumenändernde Elemente | Künstliche Muskeln |
| Flügelhaut | Passiv | | | | Aktiv | | | | | | |
| | Mit Stützstruktur | | Ohne Stützstruktur | | | Mechanische Struktur | | | Nachgiebige Struktur | | |
| | Elastomere | Bistabile Laminate | Flexible Matrix Composites | Auxetische Materialien | Zero-Poisson-Materialien | Variable Steifigkeit | | Aktive Häute | | Kinematisch aktiverbare Kerne | |
| Integration Energiespeicher | Separat | | | | Strukturintegriert | | | | | | |
| Technologie Energiespeicher | Batterien | | Kondensatoren | | Brennstoffzellen | | | Thermische Energiespeicher | | | |

II.1.3.2 Konzepte zur Änderung des Flügelprofils

Zur Auswahl von Konzepten zur aktiven Formänderung wurden zunächst mögliche Konzepte für die zweidimensionale Änderung des Flügelprofils zusammengestellt. Diese sind in Tabelle 30 bis Tabelle 32 in übersichtlicher Form dargestellt. Dabei basieren die Konzepte auf bekannten Konzepten aus der Literaturrecherche und eigenen Überlegungen.

Tabelle 30: Konzeptübersicht zur Änderung des Flügelprofils unter Verwendung von linearen strukturintegrierten Aktuatoren.

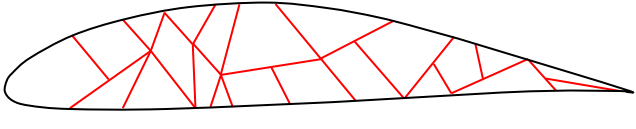
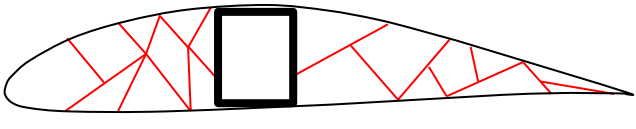
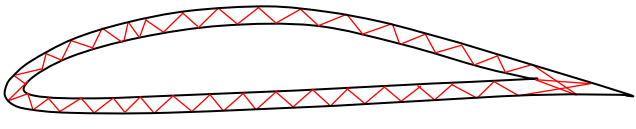
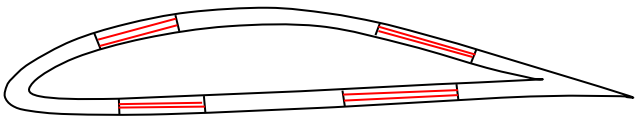
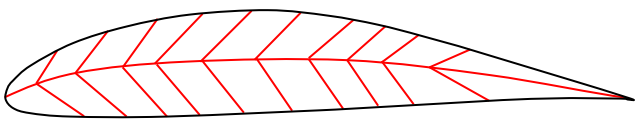
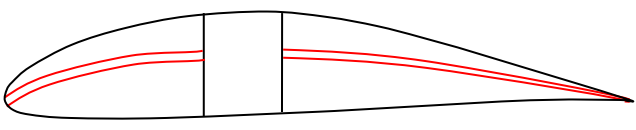
| Verwendung von linearen strukturintegrierten Aktuatoren | |
|---|--|
|  | Geodätische Linearaktuatoren |
|  | Geodätische Linearaktuatoren mit Flügelkasten |
|  | Linearaktuatoren in Flügelhaut in Dickenrichtung |
|  | Linearaktuatoren in Flügelhaut in Längsrichtung |
|  | Fischgrätenkonzept |
|  | Biegeaktuatoren |

Tabelle 31: Konzeptübersicht zur Änderung des Flügelprofils unter Verwendung von volumenändernden Aktuatoren.

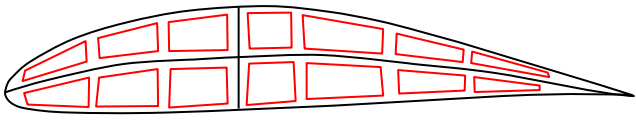
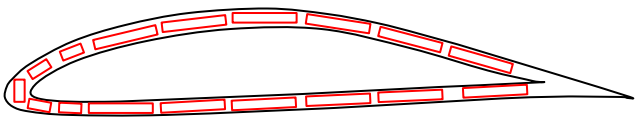
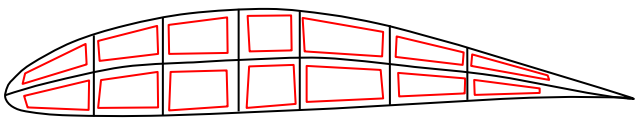
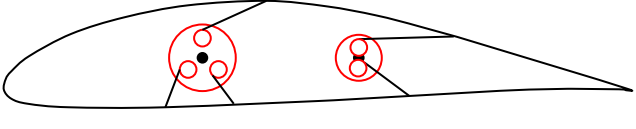
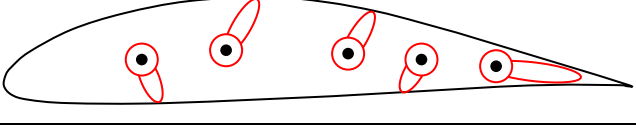
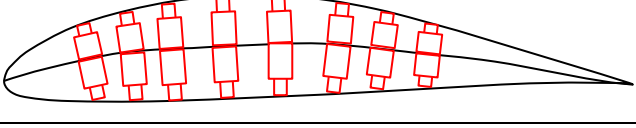
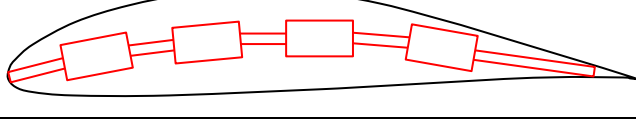
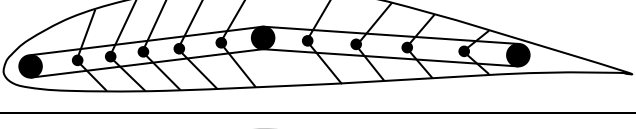
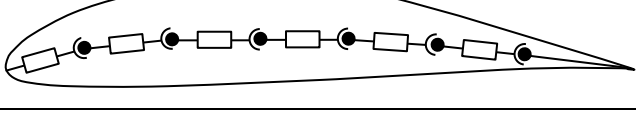
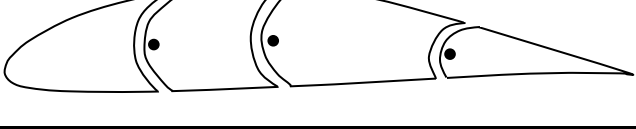
| Verwendung von volumenändernden Aktuatoren | |
|---|-----------------------------------|
|  | Volumenelemente mit Zwischenebene |
|  | Volumenelemente in Flügelhaut |
|  | Volumenelemente mit Stützstruktur |

Tabelle 32: Konzeptübersicht zur Änderung des Flügelprofils unter Verwendung von konventionellen Aktuatoren.

| Verwendung von konventionellen Aktuatoren | |
|---|--|
|  | Wellen mit Drähten |
|  | Wellen mit Hebel |
|  | Zylinder in Dickenrichtung |
|  | Zylinder in Sehnenrichtung |
|  | Fischgräten mit Seilzug |
|  | Rotatorische und translatorische Kinematik |
|  | Gelenksegmente |

II.1.4 Arbeitspaket 1.4: Lastenspezifikation

Ziel des Arbeitspakets 1.4 war die Ermittlung der zur Auslegung benötigten kritischen Lasten für aktiv formveränderliche Flügel.

Hierzu war es notwendig, zunächst die zu betrachtenden kritischen Lastfälle zu definieren. Anschließend kann, bei bekannter Flügelgeometrie, eine aerodynamische Analyse für den jeweiligen Lastfall vorgenommen werden und die auftretenden aerodynamischen Lasten auf die für eine Strukturanalyse relevanten Primärlasten reduziert werden.

In Rahmen der späteren Optimierungs- und Analyserechnungen ist a priori keine Kenntnis der äußeren Lasten notwendig. Diese werden, im Rahmen der Optimierungsrechnungen, unmittelbar durch eine Fluid-Struktur-Kopplung erzeugt.

Aus diesem Grund wurde im Rahmen des Arbeitspakets 1.4 zunächst eine Literaturrecherche zur Definition der auslegungsrelevanten Lastfälle im Rahmen der späteren Optimierungs- und Analyserechnungen durchgeführt, deren Ergebnisse nachfolgend dargestellt sind.

II.1.4.1 Literaturrecherche zu auslegungsrelevanten Lastfällen

Die betrachteten Lastfälle werden definiert über die angenommene Fluggeschwindigkeit und das zugehörige Lastvielfache n , das die Auftriebskraft A bezogen auf die Gewichtskraft des Flugzeugs bei maximaler Abflugmasse m_{T0max} angibt:

$$n = \frac{A}{m_{T0max} \cdot g}. \quad (13)$$

Als Ausgangspunkt zur Definition auslegungsrelevanter Lastfälle wird eine Literaturrecherche zur Lastfalldefinition bei Auslegungs- und Optimierungsrechnungen von Flügeln und Flugzeugkonfigurationen durchgeführt. Die ermittelten Lastfalldefinitionen sind in Tabelle 33 als Übersicht aufgeführt.

Tabelle 33: Aus der Literatur bekannte Lastfälle zur Auslegung und Optimierung von Flügeln und Flugzeugkonfigurationen.

| Quelle | Art | $n / -$ | $Ma / -$ | H / km | m / kg | Anmerkung |
|-----------------|-----------------|---------------------------------------|----------|-----------------|-----------------|---|
| Elham [102] | Hochziehen | +2,5 | 0,89 | 7,5 | m_{TOMax} | Auslegung auf statische Festigkeit und Stabilität |
| | Hochziehen | +2,5 | 0,58 | 0 | m_{TOMax} | |
| | Herunterdrücken | -1,0 | 0,89 | 7,5 | m_{TOMax} | |
| | Böe | +1,3 | 0,89 | 7,5 | m_{ZFW} | Auslegung auf Ermüdung |
| | Rollen | +1,0 | 0,83 | 4,0 | m_{des} | - |
| Skillen [103] | Hochziehen | +5,0 | - | - | - | Faktor 1,5 für Ultimate Load |
| Gern [104] | - | +2,5 | - | - | - | - |
| | - | -1,0 | - | - | - | - |
| Piperni [105] | - | +2,5 | 0,8 | - | - | - |
| James [106] | - | +1,0 | - | - | - | - |
| | - | +2,5 | - | - | - | - |
| Wakayama [107] | Reiseflug | +1,0 | Ma_c | H_{ICA} | m_{TOMax} | Leere Flügeltanks |
| | Manöver | nach FAR25 | | | m_{TOMax} | Leere Flügeltanks |
| | Vertikale Böe | nach FAR25 mit Böenabminderungsfaktor | | | m_{TOMax} | Leere Flügeltanks |
| | Laterale Böe | nach FAR25 | | | m_{TOMax} | Leere Flügeltanks |
| | Taxi-Stoß | +1,5 | - | - | - | Volle Flügeltanks |
| Eves [108] | Manöver | +3,5 | - | - | - | - |
| | Manöver | +2,5 | - | - | - | - |
| Liem [109] | Manöver | +2,5 | - | - | - | - |
| | Böe | +1,3 | - | - | - | Für Dauerfestigkeit reduzierte Festigkeiten |
| Hürlimann [110] | Manöver | +2,87 | 0,567 | 0 | 150.949 | - |
| | Landung | +3,5 | - | 0 | 161.269 | - |
| | Landung | +3,5 | - | 0 | 161.269 | - |
| | Manöver | +2,5 | 0,85 | 10 | 230.316 | - |
| | Manöver | +2,5 | 0,709 | 0 | 230.316 | - |
| | Manöver | +2,5 | 0,85 | 6,4 | 150.949 | - |

| | | | | | | |
|----------------|-----------------------|------|-----------|-----------|---------|-----------------|
| | Reiseflug | +1,0 | 0,846 | 10 | 190.632 | - |
| | Horizontaler Crash | +6,0 | - | 0 | 230.316 | - |
| Heinrich [111] | Reiseflug | +1,0 | Ma_c | H_{ICA} | - | - |
| | Manöver | +2,5 | - | 6,858 | - | - |
| | - | +2,5 | - | - | - | Tankstand: 100% |
| | - | +2,5 | - | - | - | Tankstand: 20% |
| | - | -1,0 | - | - | - | Tankstand: 100% |
| | - | -1,0 | - | - | - | Tankstand: 20% |
| | Taxi-Stoß | +2,0 | - | 0 | - | Tankstand: 100% |
| | Böe | - | V_{App} | 0 | - | Tankstand: 100% |
| | Böe | - | - | 0 | - | Tankstand: 10% |
| | Böe | - | - | 0 | - | Tankstand: 100% |
| Mallik [112] | Böe | - | - | 0 | - | Tankstand: 10% |
| | Böe | - | - | 3,048 | - | Tankstand: 100% |
| | Böe | - | - | 3,048 | - | Tankstand: 10% |
| | Böe | - | - | 6,096 | - | Tankstand: 100% |
| | Böe | - | - | 6,096 | - | Tankstand: 10% |
| | Böe | - | - | 9,144 | - | Tankstand: 100% |
| | Böe | - | - | 9,144 | - | Tankstand: 10% |
| | Böe | - | - | 12,192 | - | Tankstand: 100% |
| | Böe | - | - | 12,192 | - | Tankstand: 10% |

II.1.4.2 Lastfalldefinition

Aus der dargestellten Literaturrecherche geht hervor, dass die Betrachtung des Manöverlastfalls der Zulassungsvorschrift CS-25 [113], Abschnitt CS 25.337, mit $n = +2,5$ bei Reisefluggeschwindigkeit als kritischer Lastfall dominiert. Böenlasten dienen im Allgemeinen mit geringem Lastvielfachen zur Auslegung gegen Ermüdungsversagen. Für die hier durchgeführte Lastenspezifikation ist somit die Beschränkung auf den Reisefluglastfall und den Manöverlastfall mit $n = +2,5$ ausreichend. Beiden Lastfällen liegt die Reisefluggeschwindigkeit Ma_c zugrunde. Der Reisefluglastfall wird in der Ausgangsreiseflughöhe H_{ICA} betrachtet, der Manöverlastfall in der Ausgangsreiseflughöhe und auf Meereshöhe (jeweils nach der Internationalen Standardatmosphäre). Für die Flugzeugmasse wird jeweils die maximale Abflugmasse herangezogen. Somit ergeben sich die drei in Tabelle 34 aufgeführten Lastfälle. Tabelle 35 führt die weiterhin angenommenen Daten der Referenzflugzeugkonfiguration auf.

Tabelle 34: Für die Lastenspezifikation definierte Lastfälle.

| ID | Art | $n / -$ | v | m | H |
|----|-----------|---------|--------|-------------|-----------|
| 1 | Reiseflug | +1,0 | Ma_c | m_{TOMax} | H_{ICA} |
| 2 | Manöver | +2,5 | Ma_c | m_{TOMax} | H_{ICA} |
| 3 | Manöver | +2,5 | Ma_c | m_{TOMax} | 0 |

Tabelle 35: Angenommene Daten der Flugzeugkonfiguration bezüglich des Reiseflugs.

| Bezeichnung | Formelzeichen / Einheit | Wert |
|--------------------------|-------------------------|---------|
| Ausgangsreiseflughöhe | H_{ICA} / m | 11500 |
| Reisefluggeschwindigkeit | $Ma_c / -$ | 0,7 |
| Maximale Abflugmasse | m_{TOMax} / kg | 62731,8 |

II.1.5 Arbeitspaket 2.1: Strukturentwurf – Aktives Morphen

Im Rahmen des Arbeitspakets 2.1 wurden Konzepte aktiv formveränderlicher Flügel sowie entsprechende Optimierungs- und Analysemethoden entwickelt. Dabei wurde ein zweistufiges Vorgehen angewendet:

1. Nutzung klassischer ingenieurstechnischer Überlegungen zur Konzepterstellung aktiv formveränderlicher Flügel (Abschnitt II.1.5.1).
2. Umsetzung von Optimierungs- und Analysemethoden zur Generierung aktiv formveränderlicher Flügelkonzepte unter Nutzung numerischer Methoden (Abschnitt II.1.5.2 und II.1.5.6).

II.1.5.1 Konzepterstellung mittels ingenieurstechnischer Überlegungen

Zunächst wurden klassische ingenieurstechnische Überlegungen genutzt, um erste Konzeptentwürfe für aktiv formveränderliche Flügel zu generieren. Das dabei angewendete Vorgehen zeigt schematisch Abbildung 40.

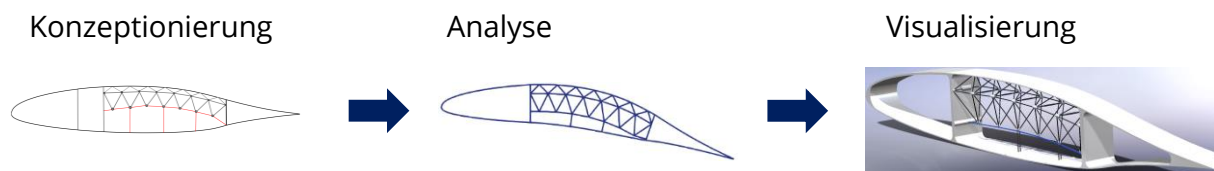


Abbildung 40: Vorgehen zur Konzepterstellung mittels ingenieurstechnischer Überlegungen

Nach einer ersten Konzeptionierung, in die die Erkenntnisse aus der Literaturrecherche einfließen, erfolgten Analysen der prinzipiellen Realisierbarkeit der angestrebten Formänderung unter Verwendung einfacher analytischer Modelle sowie zweidimensionaler Finite Elemente Rechnungen. Die dabei als prinzipiell geeignet befundenen Konzepte wurden anschließend in Form von CAD (Computer Aided Design) Modellen visualisiert.

Auf ausgewählte Konzepte wird im Folgenden kurz eingegangen. Diese basieren zum Teil auf bekannten Konzepten aus der Literatur [114, 115, 116, 117, 118, 119, 120]. Ziel der Konzepte ist jeweils die Realisierung einer signifikanten Änderung der Profilkrümmung. Als Grundelemente wurden mechanische Tragelemente mit idealisierter Festigkeit und Steifigkeit sowie gelenkige Elemente angenommen.

Kategorisiert sind die Beispielkonzepte im Folgenden nach dem Grundprinzip der Formänderung mittels

- kinematischer Ansätze und
- adaptiver Strukturen.

In den Konzeptdarstellungen sind die aktuierten Elemente jeweils in blauer Farbe hervorgehoben.

II.1.5.1.1 Konzepte basierend auf kinematischen Ansätzen

Unter Konzepte mit kinematischen Ansätzen werden Lösungen verstanden, die explizite mechanische Gelenke zur Formänderung nutzen. Die beiden nachfolgend dargestellten Konzepte wurden in Anlehnung an [117, 118] entworfen.

Konzept Linearführung

Abbildung 41 stellt ein Konzept eines aktiven Flügels mittels kinematischer Linearführung dar. Der Flügel besteht in Flügeltiefenrichtung aus fünf einzelnen Segmenten die mittels Gelenken miteinander verbunden sind, sodass eine Rotation zueinander um die spannweite Achse möglich ist. Von der Flügelnase betrachtet befindet sich im zweiten Segment ein blau hervorgehobener Schlitten in einer Linearführung der als Aktuator dient. Durch die lineare Bewegung des Schlittens wird eine Rotation des dritten Segments, relativ zum zweiten Segment, bewirkt. Dies hat eine Änderung der Profilkrümmung zur Folge. Die nachgeschaltete Mechanik bewirkt eine Übersetzung der Bewegung auf die nachfolgenden Segmente, was den Effekt der Profilkrümmung verstärkt.

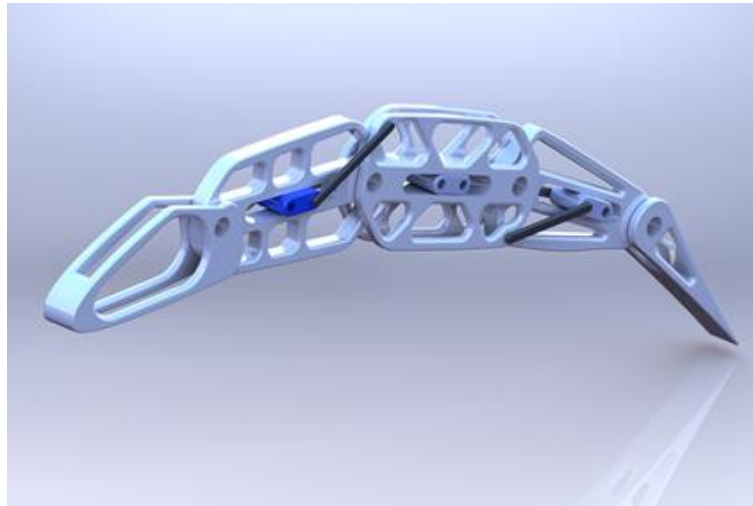


Abbildung 41: Konzept eines formveränderlichen Flügelprofils mittels kinematischer Linearführung.

Konzept Hebel

Abbildung 42 stellt ein Konzept basierend auf einem Hebelmechanismus dar. Das Grundprinzip ähnelt dem vorhergehend beschriebenen Konzept der Linearführung und nutzt ebenfalls rotatorisch zueinander gelagerte Segmente in Flügeltiefenrichtung.

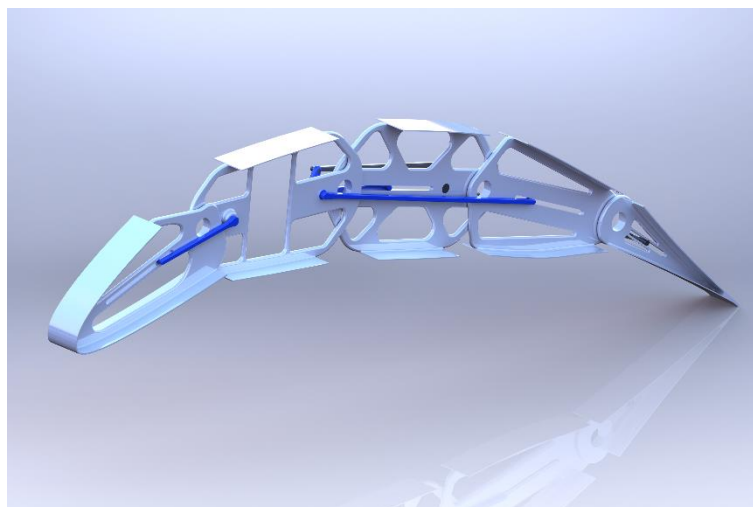


Abbildung 42: Konzept eines formveränderlichen Flügelprofils mittels kinematischem Hebel.

Diese sind, analog zu dem Konzept der Linearführung, kinematisch derart miteinander verknüpft, dass eine Krümmungsänderung bewirkt wird. Bei diesem Konzept erfolgt die Aktuierung jedoch über mehrere rotatorische Aktuatoren. Diese bewirken die Rotation der blau hervorgehobenen Hebelsegmente, deren Kinematik eine Krümmung des Profils in beide Richtungen ermöglicht.

II.1.5.1.2 Konzepte basierend auf adaptiven Strukturen

Im Unterschied zu den vorangegangenen Beschreibungen formveränderlicher Flügelprofile mit kinematischem Ansatz nutzen die nachfolgend erläuterten Konzepte, basierend auf adaptiven Strukturen, nachgiebige Strukturen zur Formänderung. Ihnen ist daher gemein, dass keine Segmente in Flügeltiefe zur Bildung der grundlegenden Struktur genutzt werden. Stattdessen weisen die Konzepte eine durchgängige, geschlossene Flügelhaut auf, die als nachgiebige Struktur gezielt verformt wird. Als Aktuatoren werden zwei grundlegende Prinzipien betrachtet. Zum einen Aktuatoren mit linearer Längenänderung, zum anderen Aktuatoren mit Volumenänderung.

Konzept Gelenkige Stege

Abbildung 43 zeigt ein Konzept, dessen Verformungsprinzip auf der Ausnutzung der schwarz hervorgehobenen gelenkigen Stege, angelehnt an [119], basiert. Diese sind an der Flügelober- und -unterseite gelenkig gelagert. Bei Verkürzung des blau gekennzeichneten Linearaktuator sorgen die gelenkigen Stege für eine definierte Krümmung der Flügelhinterkante.

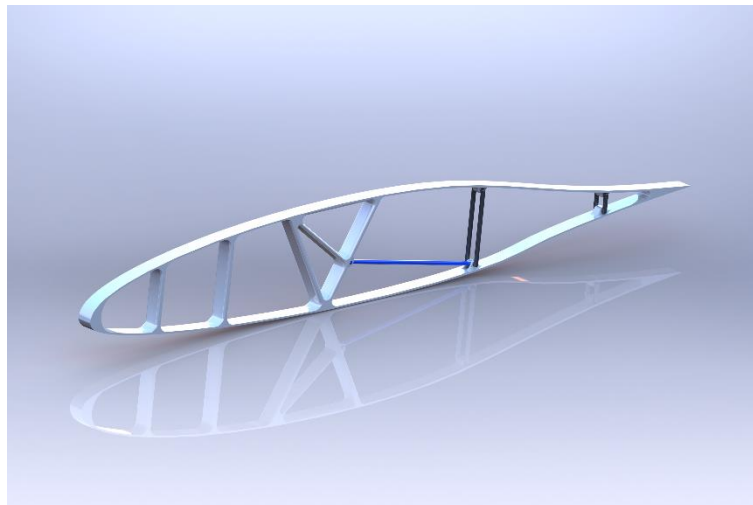


Abbildung 43: Konzept eines formveränderlichen Flügelprofils mittels gelenkigem Steg.

Konzept Bogenelement

Das in Abbildung 44 dargestellte Konzept nutzt ein Bogenelement unter Vorspannung zur gezielten Krümmungsänderung aus. Die blau gekennzeichneten Linearaktuatoren sorgen bei Kontraktion für eine Krümmung des Profils nach unten. Durch die Vorspannung des Bogenelements kann die Elongation der Aktuatoren ausgenutzt werden, um eine Profilkrümmung in die Gegenrichtung zu realisieren.

Konzept Adaptives Fachwerk

Das Konzept mit adaptivem Fachwerk ist angelehnt an [114, 115, 116] und nutzt das Prinzip gelenkiger Einzelzellen aus, die, wie in Abbildung 45 in schwarzer Farbe dargestellt, zu einer adaptiven Kinematik mit einer Vielzahl an Freiheitsgraden in alle drei Raumrichtungen zusammenschaltet und in eine nachgiebige Flügelstruktur integriert werden. In der dargestellten Form bewirkt das adaptive Fachwerk, zusammen mit dem blau hervorgehobenen Linearaktuator, eine Krümmungsänderung des Profils. Durch die segmentweise Aktuierung des Linearaktuators ist dabei eine gezielte Beeinflussung der Krümmungsänderung entlang der Flügeltiefe möglich. Ebenso denkbar ist eine Erweiterung des Konzepts in Spannweitenrichtung zur Erzeugung einer dreidimensional formveränderlichen Flügelstruktur.

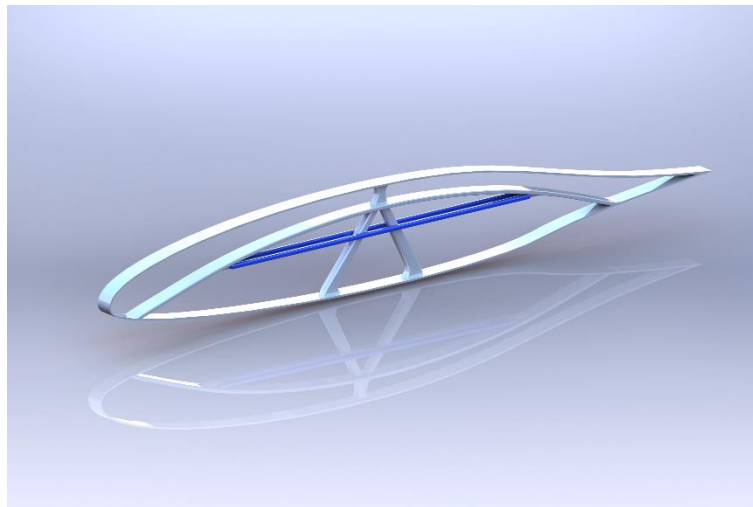


Abbildung 44: Konzept eines formveränderlichen Flügelprofils mittels Bogenelement.

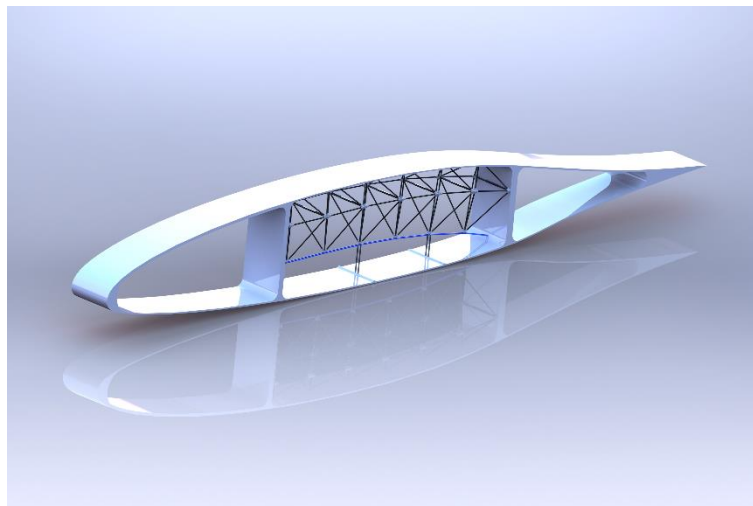


Abbildung 45: Konzept eines formveränderlichen Flügelprofils mittels adaptivem Fachwerk.

Konzept Volumenänderung

Neben Linearaktuatoren stellen volumenändernde Aktuatoren ein Mittel zur Formänderung dar, wie beispielsweise in [120] demonstriert.

Das in Abbildung 46 skizzierte Konzept nutzt den blau hervorgehobenen volumenändernden Aktuator zur Aktuierung. Dieser dehnt sich bei Aktuierung gleichmäßig in der Ebene

des Flügelprofils aus und bewirkt über die angeschlossenen schwarzen Hebelsegmente eine gezielte Krümmungsänderung des Flügels. Problematisch bei diesem Konzept ist die Realisierung eines entsprechenden volumenändernden Aktuators. Das beschriebene Prinzip beruht auf der Grundlage, dass der Aktuator eine gleichmäßige Ausdehnung in alle Richtungen der Querschnittsebene realisiert. Bei einer beispielhaft angedachten Umsetzung mittels eines pneumatischen Aktuators ist das Ausdehnungsverhalten jedoch von der umgebenden Steifigkeit der Struktur abhängig, sodass eine gleichmäßige, steifigkeitsunabhängige Ausdehnung nicht möglich ist.

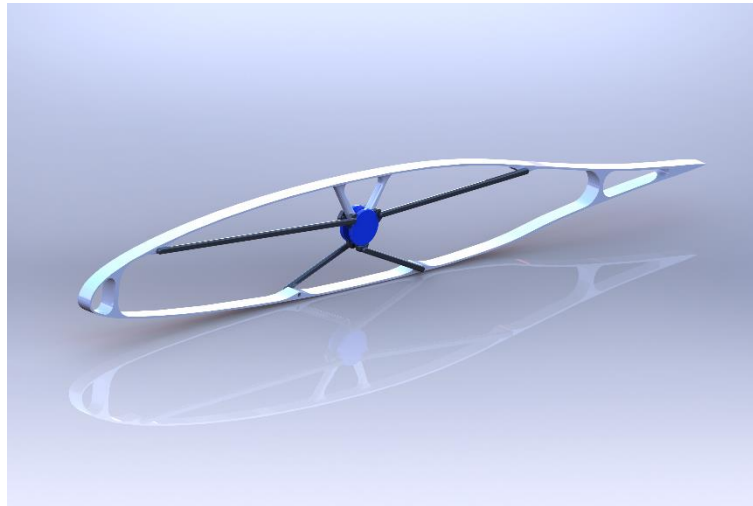


Abbildung 46: Konzept eines formveränderlichen Flügelprofils mittels Volumenänderung.

II.1.5.1.3 Fazit

Die kritische Betrachtung der mittels ingenieurstechnischer Überlegungen erarbeiteten Konzepte brachte folgende Einschränkungen des Entwurfsprozesses zu Tage:

- Es werden nur Konzepte mit vergleichsweise geringer Komplexität und geringer Aktuatoranzahl gefunden.
- Die Konzepte basieren überwiegend auf Einheitszellenkonzepten. Das heißt, die grundlegende Formänderung wird durch einen vergleichsweise simplen Mechanismus erzeugt, dessen Aneinanderreihung die Gesamtverformung des Flügels ermöglicht.
- Insgesamt bieten die Konzepte nur ein eingeschränktes Verformungspotential und eine geringe Verformungsflexibilität.

Vermisst werden somit Konzepte, die eine globale Formänderung mit hochintegralen Strukturen realisieren. Derartige Konzepte sind mit dem beschriebenen ingenieurstechnischen Vorgehen kaum zu realisieren, da ein hochgradig multidisziplinäres Problem resultiert. Sowohl der grundlegende strukturelle Aufbau, als auch die Platzierung und Aktuierung von Aktuatoren beeinflussen das Verformungsverhalten. Die Güte der Zielverformung kann erst im Anschluss durch aerodynamische Analysen einer fundierten Bewertung unterzogen werden.

Aus diesem Grund wird für die Erzeugung innovativer, integraler Konzepte aktiv formveränderlicher Flügel eine Optimierungs- und Analyseverfahren benötigt, die die genannten

multidisziplinären Aspekte berücksichtigt. Im weiteren Projektverlauf erfolgte die Umsetzung einer entsprechenden Methode, auf der die anschließend durchgeführten Analysen und Konzeptstudien beruhen.

II.1.5.2 Nutzung von Methoden der numerischen Optimierung zur Konzeptfindung

Wie im vorhergehenden Abschnitt II.1.5.1 motiviert, hat die multidisziplinäre Optimierung aktiv formveränderlicher Flügel zum Ziel, Strukturkonzepte mittels numerischer Optimierungs- und Analysemethoden generieren und bewerten zu können. Dies soll ohne Vorgabe der Ausgangs- und Zielgeometrie der umströmten Flügelkontur sowie der innenliegenden Struktur, bestehend aus aktiven und passiven Elementen, machbar sein.

In den Gesamtablaufplan zur Erarbeitung eines aktiv formveränderlichen Flügelkonzepts gliedert sich die Entwicklung der Optimierungsmethode als Basis für einen hybrid formveränderlichen Flügel gemäß Abbildung 13 ein.

Durch die Einarbeitung einer Fluid-Struktur-Kopplung in die Optimierung- und Analysemethodik können aero-strukturelle Effekte betrachtet werden. Mittels der Fluid-Struktur-Kopplung werden die auftretenden aerodynamischen Kräfte in die Strukturanalyse einbezogen, was auch die implizite Betrachtung passiven und damit hybriden Morphens ermöglicht. Passives Morphen zeichnet sich hier durch eine Verformung der Struktur infolge von Lasten der äußeren Umströmung aus.

Aus diesem Grund erfolgte die enge Verknüpfung mit den Zielen des Arbeitspakets 2.3, innerhalb dessen der Entwurf hybrid-morphender Flügelkonzepte erfolgte. Die notwendige Basis an Optimierungs- und Analysewerkzeugen wurde damit bereits im Arbeitspaket 2.1 geschaffen. Weiterhin bildeten die entwickelten Auslegungs- und Optimierungswerkzeuge die Grundlage für die Arbeitspakete 3.1, 3.3 und 3.5, die eine Analyse und Optimierung des aktiven und hybriden Morphingkonzepts umfassten.

Die nachfolgende Beschreibung der Entwicklung eines geeigneten Optimierungsprozesses folgt der Darstellung des Gesamtablaufplans nach Abbildung 13. Danach resultiert folgende Gliederung:

1. Einführung der zugrundeliegenden hauseigenen Softwareentwicklungen in Abschnitt II.1.5.3.
2. Entwicklung einer Methodik zur aerodynamischen Profilloptimierung (Abschnitt II.1.5.4). Diese dient der Ableitung einer geeigneten Bewertungsmethode zur Charakterisierung der aerodynamischen Güte von Profilen.
3. Entwicklung und Umsetzung einer ersten prototypischen Methode zur Optimierung und Analyse aktiv formveränderlicher Flügel (Abschnitt II.1.5.5). Diese dient der Gewinnung erster Erkenntnisse und Erfahrungen, die für eine gezielte Weiterentwicklung und problemorientierten Anpassung der Methode von Nöten sind.
4. Weiterentwicklung der Methode zur Optimierung und Analyse formveränderlicher Flügel (Abschnitt II.1.5.6).

II.1.5.3 Übersicht genutzter hauseigener Programme

Einführend in die Erläuterung der Entwicklung und Anwendung von Methoden der numerischen Optimierung zur Konzeptfindung erfolgt eine kurze Einführung der genutzten hauseigenen Softwareentwicklungen, die die wesentliche Basis der entwickelten Methoden bilden. Weiterhin genutzte Drittprogramme werden an entsprechender Stelle der Methodenerläuterung kurz eingeführt.

II.1.5.3.1 Optimierungsprogramm GEPoS²

GEPoS² wurde an der Professur für Luftfahrzeugtechnik der Technischen Universität Dresden als Optimierungsprogramm entwickelt [121] und unterliegt einer stetigen Weiterentwicklung. Ziel ist die Lösung von Ein- und Mehrzieloptimierungsproblemen mit gemischt diskreten und kontinuierlichen Entwurfsvariablen. Hierfür werden Evolutionäre Algorithmen genutzt und dem Anwender in Form einer nutzerfreundlichen und strukturierten Programmumgebung bereitgestellt.

Abbildung 47 skizziert anschaulich das Prinzip der Optimierung mittels Evolutionärer Algorithmen. Ausgangspunkt ist eine zufällig erzeugte Ausgangsgeneration an Entwürfen, wobei jeder spezifische Entwurf als Individuum bezeichnet wird. Mit Fortschreiten des Optimierungsprozesses erfolgt eine Bewertung der Individuen im Hinblick auf die definierten Zielfunktionen. Nach Selektion von Elternindividuen erfolgt auf deren Basis die Erzeugung von Kindern sowie deren Bewertung. Anschließend werden die schlechtesten Individuen der aktuellen Generation durch performantere Kinderindividuen ersetzt, wodurch die nachfolgende Generation gebildet wird. Der heuristische Ansatz der Evolutionären Algorithmen erlaubt dabei auch bei komplexen Optimierungsproblemen das Auffinden globaler Optima.

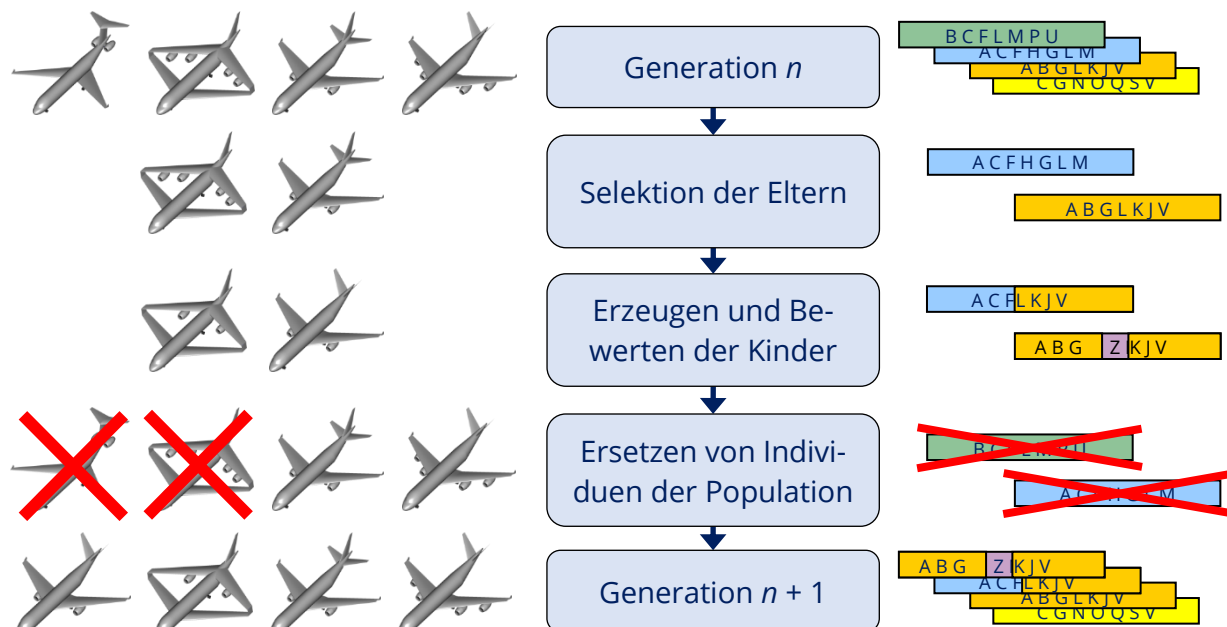
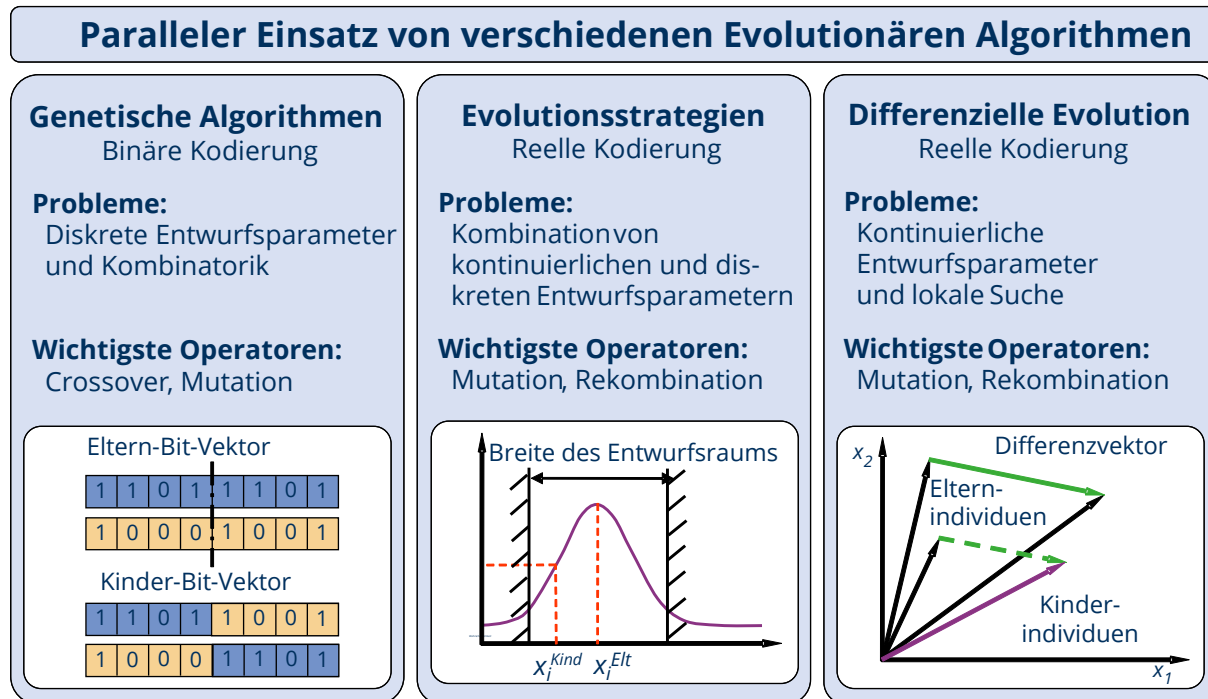


Abbildung 47: Prinzip der Nutzung Evolutionärer Algorithmen zur Optimierung in GEPoS².

Um die Vorteile verschiedener Evolutionärer Algorithmen nutzen zu können, erfolgt in GEPoS² der parallele Einsatz von Genetischen Algorithmen, Evolutionsstrategien und der Differenziellen Evolution, wie in Abbildung 48 dargestellt.

Die in GEPoS² umgesetzte Parallelisierung der Entwurfsbewertung nutzt den generationsbasierten Ansatz Evolutionärer Algorithmen aus. Weitere Verbesserungen der parallelen Entwurfsbewertung minimieren die Leerlaufzeiten einzelner Prozessorkerne und ermöglichen damit eine hocheffiziente Entwurfsbewertung.

In vergangenen Forschungsvorhaben erfolgte der erfolgreiche Einsatz von GEPoS² zur Lösung von Optimierungsproblemen aus dem Bereich der Luftfahrt. Beispiele sind die gewichtsminimale Auslegung versteifter Rumpfschalen [122] oder die Strukturoptimierung einer Flügelklappe aus Faserverbundkunststoff [123].

Abbildung 48: Paralleler Einsatz verschiedener Evolutionärer Algorithmen in GEOP².

II.1.5.3.2 Linear-statischer Finite Element Löser FiPPS²

FiPPS² ist ein an der Professur für Luftfahrzeugtechnik der Technischen Universität Dresden entwickelter linear-statischer Finite Elemente Löser. Wie GEOP² unterliegt FiPPS² einer stetigen Weiterentwicklung. Primäres Ziel der Entwicklung von FiPPS² ist der Ersatz kommerzieller Programme in Optimierungsprozessen. Bedingt durch den hochgradig parallelen Ansatz der Optimierung in GEOP² (vergleiche Abschnitt II.1.5.3.1), ergibt sich eine große Anzahl ($> \mathcal{O}(10^2)$) benötigter Lizenzen, was einen Einsatz kommerzieller Programme aus Gründen der Wirtschaftlichkeit ausschließt.

Bei der Entwicklung von FiPPS² wird großer Wert auf die Vergleichbarkeit der Ergebnisse mit dem kommerziellen Programm ANSYS gelegt, sodass eine Validierung und Verifizierung anhand einer geringen Anzahl an Beispielen sichergestellt werden kann. Die nutzungsorientierte Umsetzung von FiPPS² erlaubt eine hocheffiziente Implementierung durch den Verzicht auf unnötigen Overload. Die hauseigene Umsetzung ermöglicht weiterhin die problemspezifische Anpassung der Funktionalität. Eine speichereffiziente Realisierung ermöglicht den Verzicht auf zeitintensives Anlegen von Auslagerungsdateien. Wo sinnvoll, erfolgt die Nutzung externer Bibliotheken, wie PETSc [124], SLEPc [125] und MUMPS [126] als Gleichungslöser.

Derzeit umfasst die Elementbibliothek von FiPPS² ein 2-Knoten Balkenelement, ein geschichtetes 8-Knoten Schalenelement sowie ein geschichtetes 20-Knoten Volumenelement. Es werden sowohl linear-elastisch isotrope als auch linear-elastisch orthotrope Materialien unterstützt. Neben Knotenkräften und -momenten ist die Modellierung von Drucklasten und Temperaturlasten möglich. Als Verschiebungsrandbedingung können Nullverschiebungen, Multi Point Constraints, Knotenkopplungen und Kontaktformulierungen zwischen Knoten und Balken- sowie Schalenelementen definiert werden. Die Beibehaltung der Cholesky-Zerlegung der Steifigkeitsmatrix erlaubt die hocheffiziente Berechnung mehrerer Lastfälle. Zur weiteren Effizienzsteigerung erfolgte eine MPI-Paralleli-

sierung des Programms. Ergebnisse werden im vtk-Format ausgeschrieben, sodass eine einfache Ergebnisdarstellung mit gängigen Visualisierungsprogrammen, wie ParaView, möglich ist.

II.1.5.4 Aerodynamische ProfiLOPTimierung

In Abschnitt II.1.5.2 wurde das grundlegende Vorgehen bei der Entwicklung einer Optimierung- und Analysemethode für aktiv formveränderliche Flügel beschrieben. Als erster Teilbereich werden im Folgenden die erarbeiteten Grundlagen zur aerodynamischen ProfiLOPTimierung erläutert.

Wesentliches Kriterium der zu entwickelnden Methodik war dabei die Loslösung von vorgegebenen Ausgangsprofilen. In der Regel beschränken sich bekannte Methoden der ProfiLOPTimierung (beispielsweise [127, 128, 129, 130, 131, 132, 133, 134, 135, 49]) auf die Modifikation eines Ausgangsprofils. Für die Umsetzung eines ganzheitlichen Morphingkonzepts ist hingegen der potentiell mögliche Wechsel zwischen Profilen unterschiedlicher Profilmfamilien angestrebt. Aus diesem Grund wurde an die zu entwickelnde Methodik zur aerodynamischen ProfiLOPTimierung der Anspruch gestellt, dass eine optimierte Profilkontur unter Vorgabe der aerodynamischen Randbedingungen ohne weitere geometrische Vorgaben gefunden werden kann.

II.1.5.4.1 Optimierungsablauf

Der prinzipielle Ablauf des Optimierungsprozesses ist in Abbildung 49 wiedergegeben. Den Kern bildet das hauseigene Optimierungsprogramm GEPoS², basierend auf evolutionären Algorithmen. Im Rahmen der evolutionären Optimierung erfolgt die Erzeugung und Bewertung einzelner Individuen, die durch das Optimierungsmodell erstellt und bewertet werden. Der Entwurfsraum ist durch die Optimierungsparameter und deren Grenzen festgelegt, in diesem Fall die Profilageometrieparameter.

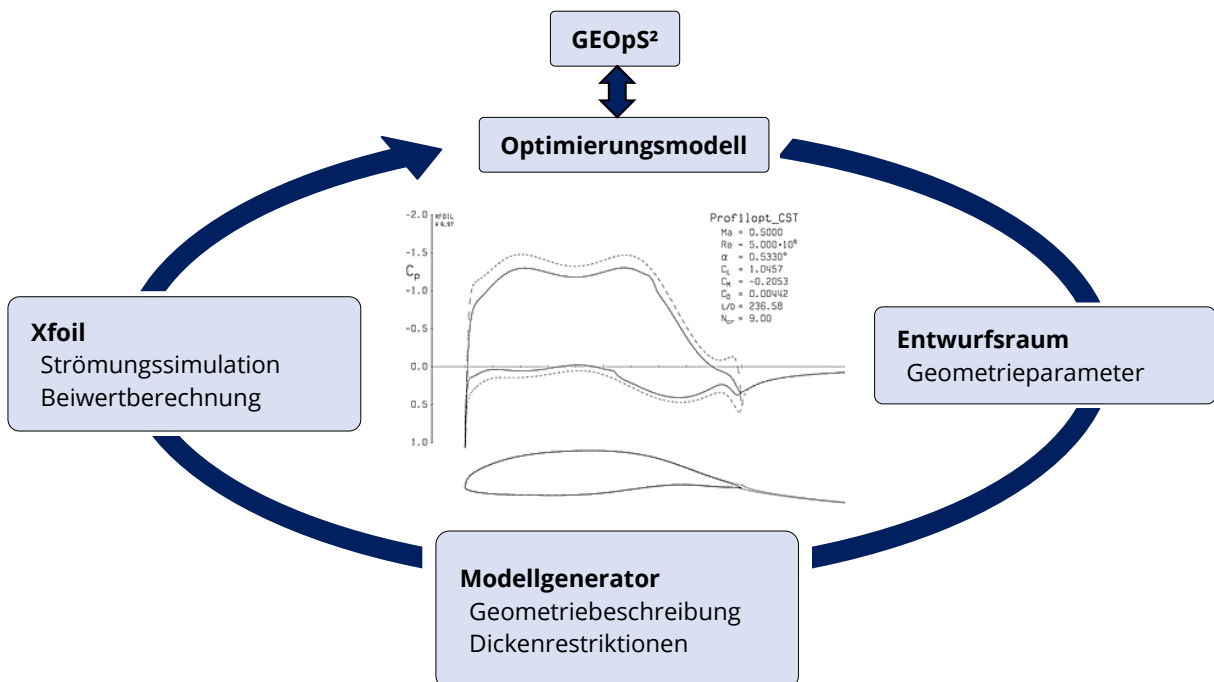


Abbildung 49: Schematischer Ablauf der aerodynamischen ProfiLOPTimierung.

Der Modellgenerator erzeugt für einen spezifischen Satz an Profilgeometrieparametern die Profilgeometrie und prüft diese auf die beschriebenen Dickenrestriktionen. Anschließend wird die zweidimensionale Panelmethode Xfoil mit gekoppeltem viskosenichtviskosen Löser zur aerodynamischen Bewertung der Profilkontur genutzt.

Für die Erstellung des Optimierungsmodells waren somit folgende Teilbereiche zu erarbeiten:

- Allgemeine parametrische Beschreibung der Profilgeometrie,
- Bewertungsmodell zur Ermittlung der aerodynamischen Güte,
- Integration in ein Optimierungsmodell unter Verwendung von GEOpS².

II.1.5.4.2 Parametrisierungsmethoden für Flügelprofile

Eine Übersicht verschiedener Parametrisierungsmethoden zur Beschreibung von Flügelprofilen liefert [136].

Im Folgenden werden drei prinzipielle Arten der Profilparametrisierung unterschieden:

- Freie Koordinatendefinition,
- Parametrisierung über geometrisch unmittelbar interpretierbare Parameter (Sehnenlänge, Nasenradius, maximale Profildicke, ...),
- Parametrisierung über geometrisch nicht unmittelbar / intuitiv interpretierbare Parameter (Bézier-Kurven, Formfunktionen, ...).

Für die Entwicklung des Optimierungsmodells hat sich zunächst die Beschreibung der Profilkontur durch die Bézier-PARSEC-Parametrisierung BP3434 nach [137] als günstig erwiesen.

Bézier-PARSEC-Parametrisierung

Die Bézier-PARSEC-Parametrisierung BP3434 nach [137] definiert das Flügelprofil über vier Bézier-Kurven. Die Parameter der Bézier-Kurven werden auf Grundlage von 15 Parametern (vergleiche Abbildung 50) definiert. Hiervon sind 10 Parameter direkt geometrisch interpretierbar, 5 weitere (b_i) dienen als sogenannte Bézier-Parameter.

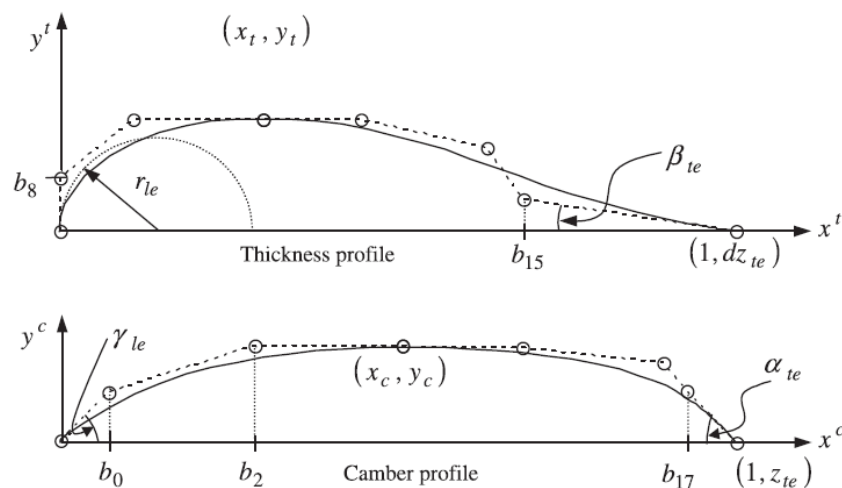


Abbildung 50: Geometrieparameter für Bézier-PARSEC-Parametrisierung, aus [138].

Für die umgesetzte Profilloptimierung werden die Dickenverteilung und die Skelettlinie entsprechend der Bézier-PARSEC-Methode berechnet. Im Anschluss erfolgt die Addition

beziehungsweise Subtraktion der y -Koordinaten der Profildicke und der Profisehne womit entsprechend die Profilober- und -unterseite erhalten wird.

Repräsentation gegebener Profile

Die beschriebene Parametrisierungsmethode wurde zunächst genutzt, um bekannte Profilgeometrien abzubilden. Dies dient dazu, die Eignung der Methoden zur Parametrisierung gängiger Profilkonturen zu prüfen. Dazu erfolgt die Definition eines Optimierungsproblems, das zum Ziel hat, die l^2 -Norm (Gleichung (14)) der Abweichung zwischen den y -Koordinaten der originalen $P_i^o(x_i^o, y_i^o)$ und parametrisierten Vergleichskontur $P_i^v(x_i^v, y_i^v)$ zu minimieren.

$$l^2 = \sqrt{\sum_{i=1}^n (y_i^o - y_i^v)^2} \quad (14)$$

Zur Lösung des Optimierungsproblems kommt das auf evolutionären Algorithmen basierende Optimierungsprogramm GOpS² (siehe Abschnitt II.1.5.3.1) zum Einsatz.

Da die originale Profilkontur nicht zwangsläufig mit derselben Koordinatenanzahl und identischen x -Koordinaten wie die parametrische Kontur diskretisiert ist, werden beide Konturen durch kubische Splines interpoliert, sodass die Berechnung der interpolierten Koordinaten an denselben Koordinaten x_i möglich ist. Zum Vergleich wurden folgende Profile herangezogen:

- NACA2412,
- NACA0012,
- Eppler E266,
- FX 74-CL5-140 MOD,
- NLF2-0415.

Durch die Betrachtung unterschiedlicher Profilmfamilien sowie symmetrischer und asymmetrischer Profile soll sichergestellt werden, dass eine große Bandbreite potentieller Profilgeometrien abgedeckt werden kann.

Nach jeweils 5000 Generationen ergaben sich die in Tabelle 36 aufgeführten Abweichungen zwischen der originalen und der interpolierten Kontur nach Gleichung (14). Einen Vergleich der originalen und der parametrisierten Kontur zeigt Abbildung 51 exemplarisch für das NACA2412 Profil.

Es zeigte sich, dass die Bézier-PARSEC-Methode die Vergleichsprofile gut repräsentieren kann und damit ein breites Spektrum verschiedener Profilgeometrien abbildet.

Tabelle 36: Vergleichszahl bei der Repräsentation verschiedener bekannter Profilgeometrien.

| Profil | l^2 -Norm der Abweichung |
|-------------------|----------------------------|
| NACA2412 | 0,002665 |
| NACA0012 | 0,002503 |
| Eppler E266 | 0,012280 |
| FX 74-CL5-140 MOD | 0,003519 |
| NLF2-0415 | 0,005884 |

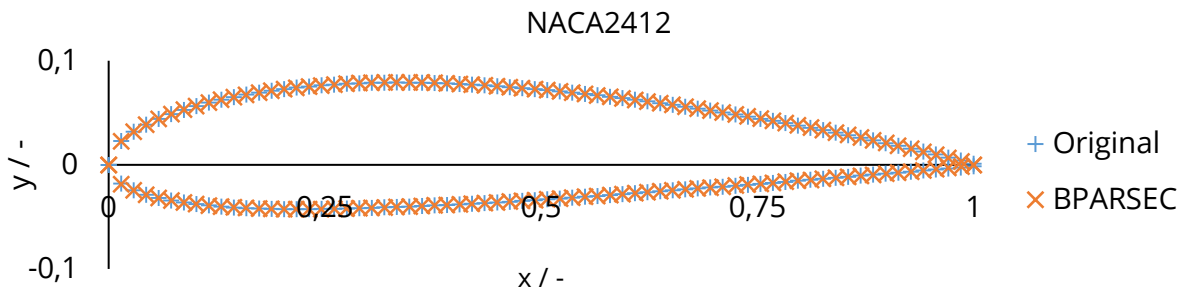


Abbildung 51: Repräsentation der NACA2412-Profilkontur durch die Bézier-PARSEC Profilparametrisierung.

Parametrisierung von Flügelprofilen durch POD-Zerlegung

Bei der aerodynamischen Optimierung von Flügelprofilen ist die zugrundeliegende Parametrisierung der Profilkontur wesentlich [139, 140, 141]. Im vorhergehenden Abschnitt wurde die Bézier-PARSEC-Parametrisierung nach [137] vorgestellt. Im Laufe der Entwicklung einer Optimierungsmethode für Flügelprofile entstand der Wunsch nach einer Parametrisierungsmethode mit variabler Parameteranzahl. Dabei soll die Methode für jede Wahl der Parameteranzahl typische Flügelprofile mit möglichst großer Bandbreite repräsentieren können. In Anlehnung an [142] erfolgte die Erstellung einer Profilparametrisierung, basierend auf der POD (Proper Orthogonal Decomposition) Zerlegung bekannter Flügelprofile.

Als Ausgangsdatensatz dienten die Koordinaten von $n_{of} = 1574$ Profile des UIUC-Profilkatalogs [143]. Der Datensatz umfasst ein breites Spektrum bekannter Profilkfamilien, unter anderem Althaus, Clark, Eppler, Wortmann, Göttingen, Quadbeck, NACA, Hepperle, ONERA und Selig Profile. Die Profilkkoordinaten liegen aus [143] in unterschiedlichem Format und unterschiedlicher Koordinatendichte vor. Vorbereitend für die nachfolgende Zerlegung mittels POD wurden die gegebenen Profilkkoordinaten zunächst aufbereitet. In einem automatisierten Prozess erfolgte hierzu die Erkennung der Koordinatensortierung, eine Skalierung auf die Einheitssehnenlänge $l = 1$, die Anpassung der Profilhinterkante auf eine spitz zulaufende Kante am Punkt $(1,0)$ und die explizite Angabe des Punkts $(0,0)$ an der Profilnase. Anschließend wurden die aufbereiteten Koordinaten durch kubische Splines approximiert. Dies erlaubt die Angabe der Profilkkoordinaten an einheitlichen Punkten $x_i, i = 1, \dots, n_{koord}$ entlang der Profilhinterkante. Da Flügelprofile insbesondere an der Vorder- und Hinterkante starke Konturkrümmungen besitzen, erfolgt eine Verdichtung über die Anpassung der Verteilung von x_i gemäß einer logarithmischen Verteilung zur Basis a :

$$x_i = \begin{cases} \left(a^{\frac{i-1}{\frac{n_{koord}}{2}-1}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{2 \cdot (a-1)} & \text{für } 1 < i \leq \frac{n_{koord}}{2} \\ 1 - \left(a^{\frac{n_{koord}-i}{\frac{n_{koord}}{2}-1}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{2 \cdot (a-1)} & \text{für } \frac{n_{koord}}{2} < i \leq n_{koord} \end{cases}, \quad (15)$$

mit der Bedingung, dass n_{koord} eine gerade Anzahl an Koordinatenpunkten ist. Die Verdichtung der Punkte hin zur Vorder- und Hinterkante nimmt mit steigender Basis a zu. Hier finden $a = 3$ und $n_{koord} = 80$ Anwendung.

Somit wird jedes Profil durch $(n_{koordinat} \cdot 2) = 160$ Koordinatenpunkte diskretisiert. Beispielfhaft stellt Abbildung 52 die so gewonnene Diskretisierung des NACA 2412-Profiles dar.

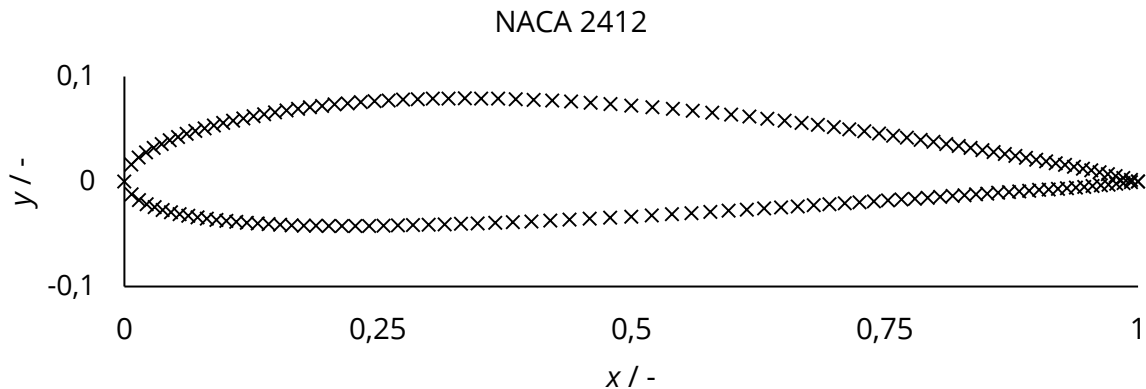


Abbildung 52: NACA 2412-Profil, diskretisiert in Vorbereitung auf die POD-Zerlegung bekannter Flügelprofile.

Mit dem Vektor der einheitlichen x -Koordinaten der Profilober- und -unterseite $x = \{x_{n_{koordinat}}, x_{n_{koordinat}-1}, \dots, x_2, x_1, x_1, x_2, \dots, x_{n_{koordinat}-1}, x_{n_{koordinat}}\}^T$ lassen sich somit alle Ausgangsprofile durch ihre zugehörigen y -Koordinaten beschreiben und in der Matrix $Y \in \mathbb{R}^{(2 \cdot n_{koordinat}) \times n_{af}}$ zusammenfassen:

$$\begin{aligned}
 Y &= [y^1 \quad y^2 \quad y^3 \quad \dots \quad y^{n_{af}}] = \\
 &= \begin{bmatrix} y_1^1 & y_1^2 & y_1^3 & \dots & y_1^{n_{af}} \\ y_2^1 & y_2^2 & y_2^3 & \dots & y_2^{n_{af}} \\ y_3^1 & y_3^2 & y_3^3 & \dots & y_3^{n_{af}} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ y_{160}^1 & y_{160}^2 & y_{160}^3 & \dots & y_{160}^{n_{af}} \end{bmatrix}, \tag{16}
 \end{aligned}$$

wobei y_i^j den y -Wert des i -ten Koordinatenpunkts von Profil j bezeichnet.

Im nächsten Schritt erfolgt die POD-Zerlegung der Matrix Y . Hierzu wird die Schnappschuss-Methode [144] angewendet. Aus der POD-Zerlegung resultieren $n_{EW} \leq n_{af}$ Eigenwerte λ_k mit $\lambda_1 \geq \lambda_2 \geq \dots \geq \lambda_{n_{EW}}$ und den zugehörigen POD-Moden $\Phi_k \in \mathbb{R}^{2 \cdot n_{koordinat}}$. Für jedes Profil j werden weiterhin n_{EW} POD-Koeffizienten v_k^j erhalten. Anschließend können die y -Koordinaten des Profils j als Linearkombination der POD-Moden unter Verwendung der entsprechenden POD-Koeffizienten rekonstruiert werden:

$$y^j = \sum_{k=1}^{n_{EW}} v_k^j \cdot \Phi_k. \tag{17}$$

Eine wesentliche Eigenschaft der POD Zerlegung, die hier genutzt wird, ist die Möglichkeit, die ursprünglichen Vektoren y^j mit einer geringeren Anzahl n_{POD} an POD-Moden zu approximieren:

$$y^j \approx \tilde{y}^j = \sum_{k=1}^{n_{POD}} v_k^j \cdot \Phi_k, \text{ mit } n_{POD} < n_{EW}, \quad (18)$$

wobei für jede Wahl von n_{POD} eine bestmögliche Approximation der Ausgangsdaten erfolgt. Als Maß für die Approximationsgüte kann das Verhältnis der Summe der Eigenwerte λ herangezogen werden:

$$\frac{\sum_{k=1}^{n_{POD}} \lambda_k}{\sum_{m=1}^{n_{EW}} \lambda_m}. \quad (19)$$

Diese Eigenschaft wird für die Profilparametrisierung ausgenutzt. Nach der Wahl der Anzahl an gewünschten Parametern n_{param} werden die POD-Koeffizienten als Parameter $p_k \in [\min_j v_k^j, \max_j v_k^j]$ interpretiert. Unter Verwendung der POD-Moden ist somit eine Möglichkeit der Profilparametrisierung gegeben:

$$y(p_1, p_2, \dots, p_{n_{param}}) = \sum_{k=1}^{n_{param}} p_k \cdot \Phi_k, \text{ mit } n_{param} \leq n_{EW}. \quad (20)$$

Zusammen mit den einheitlichen x -Werten x der Profilkordinaten ergibt sich damit ein vollständig definiertes, parametrisiertes Flügelprofil. Die so gewonnene Parametrisierungsmethode zeichnet sich gegenüber alternativen Methoden dadurch aus, dass sie auf einer großen Bandbreite existierender Profile basiert, deren typische geometrische Eigenschaften in die Parametrisierung eingehen. Die beliebige Wahl der Parameteranzahl erlaubt im Rahmen von Optimierungen einen einfachen Wechsel zwischen dem Freiheitsgrad der Parametrisierung und der Anzahl an Optimierungsvariablen. Die Sortierung der POD-Moden stellt dabei sicher, dass mit zunehmender Anzahl an Parametern ein abnehmender Zugewinn an darstellbaren Geometriedetails erfolgt.

Interessant ist in diesem Zusammenhang die Betrachtung der ersten POD-Moden über x in Abbildung 53 bis Abbildung 58. POD-Mode 1 stellt das arithmetische Mittel der y -Koordinaten aller Profile dar. Bereits mit einer POD-Mode lässt sich somit eine typische Profilkontur gewinnen und mittels p_1 über der Profildicke skalieren. Die zweite POD-Mode fügt, in Ergänzung mit dem zugehörigen Parameter p_2 eine Profilkürmung über die gesamte Sehnenlänge hinzu. Die weiteren POD-Moden dienen, gemeinsam mit dem jeweiligen Parameter, dem Hinzufügen weiterer Freiheitsgrade, wie Krümmungen an gezielten Bereichen über der Profilsehne. Insbesondere die Tatsache, dass bereits mit den ersten beiden Parametern eine Dicken- und Krümmungsänderung eines typischen Flügelprofils möglich ist, demonstriert die Plausibilität einer Parametrisierung auf Grundlage der POD-Zerlegung. Für nachfolgende Optimierungsrechnungen wird somit die Wahl eines idealen Kompromisses zwischen der Anzahl an Freiheitsgraden und Optimierungsvariablen ermöglicht.

Beispiele für die Parametrisierung über von Gl. (20) mit $n_{param} = 4$ Parametern $p_k, k = 1, 2, \dots, n_{param}$ stellt Tabelle 37 anhand der Repräsentation einer Auswahl bekannter Flügelprofile dar.

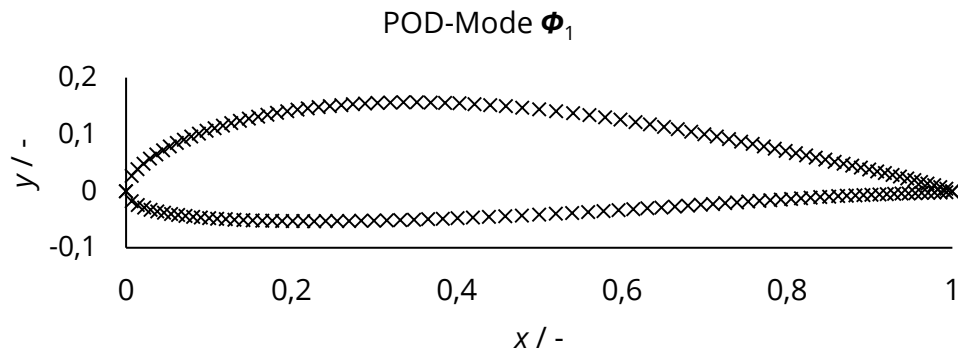


Abbildung 53: POD-Mode 1 zur Profilparametrisierung.

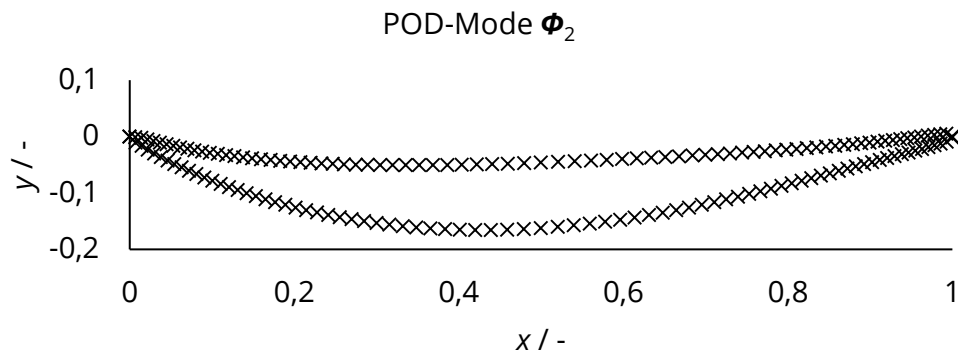


Abbildung 54: POD-Mode 2 zur Profilparametrisierung.

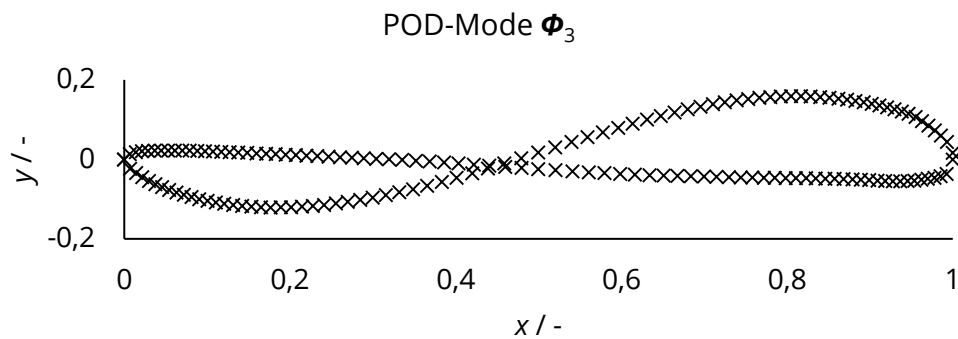


Abbildung 55: POD-Mode 3 zur Profilparametrisierung.

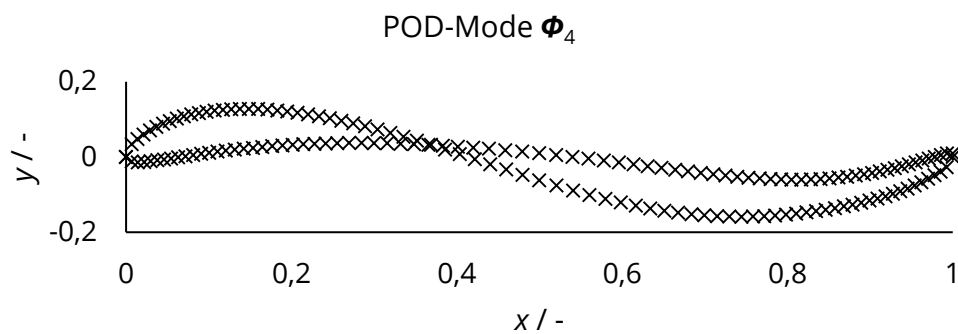


Abbildung 56: POD-Mode 4 zur Profilparametrisierung.

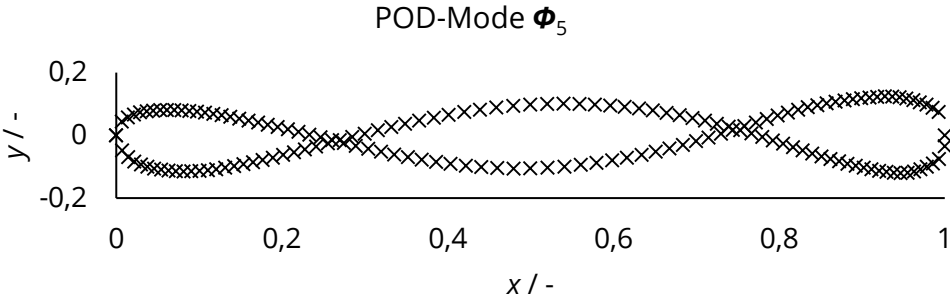


Abbildung 57: POD-Mode 5 zur Profilparametrisierung.

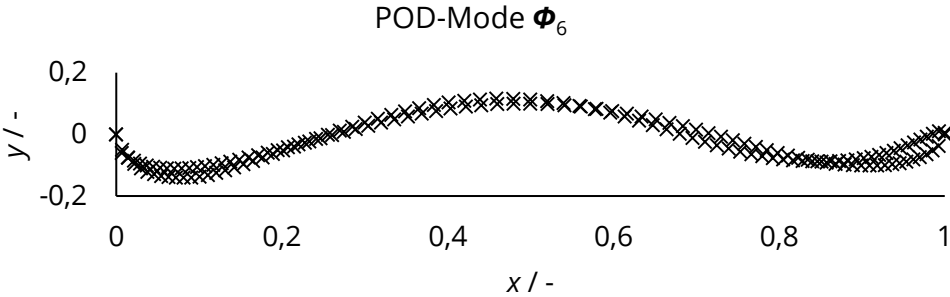






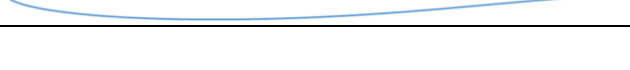


Abbildung 58: POD-Mode 6 zur Profilparametrisierung.

Tabelle 37: Beispielhafte Parametrisierung von Profilkonturen mittels der POD-Zerlegung unter Verwendung von vier Parametern.

| Bezeichnung | Parameter | | | | Profilkontur |
|-------------|-----------|----------|----------|----------|---|
| | ρ_1 | ρ_2 | ρ_3 | ρ_4 | |
| ag36 | 0,3940 | -0,0003 | -0,0018 | 0,0020 |  |
| eh2012 | 0,5099 | 0,1146 | -0,0027 | 0,0678 |  |
| goe195 | 0,7546 | -0,3281 | 0,0637 | -0,0600 |  |
| hsnlf213 | 0,5425 | 0,1616 | -0,0229 | 0,0090 |  |
| naca0015 | 0,3873 | 0,1951 | 0,0163 | 0,0120 |  |
| naca2412 | 0,3855 | 0,0105 | 0,0039 | -0,0072 |  |
| nlf1015 | 0,6358 | 0,1368 | -0,0115 | -0,0177 |  |

II.1.5.4.3 Aerodynamische Profilbewertung

Zur Bewertung der aerodynamischen Güte der Profile kommt das auf der zweidimensionalen Panelmethode mit viskos-nichtviskoser Kopplung basierende Programm Xfoil [145] (<http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil>) zum Einsatz. Gegenüber der Originalversion erfolgte eine geringfügige Anpassung der Zahlenformate bei der Ausgabe von Ergebnisdateien, um ein problemloses Einlesen in dem GEOpS²-Optimierungsmodells zu ermöglichen.

Vorteil von Xfoil ist dessen weite Verbreitung und die Möglichkeit, den viskosen Profilwiderstand durch die Approximation der Grenzschicht in guter Näherung ermitteln zu können. Hierzu wird Xfoil im viskosen Modus unter Vorgabe der Reynolds- und Mach-Zahl verwendet. Die Berechnung des Umschlagpunkts von laminarer zu turbulenter Strömung erfolgt in Xfoil unter Verwendung der e^n -Methode, wobei der Exponent $n = 9$ gesetzt wird.

II.1.5.4.4 Aerodynamische Randbedingungen der Optimierung

Für die Optimierung festzulegen sind die Umgebungsbedingungen der Umströmung in Form der Mach- und Reynolds-Zahl:

$$Ma = \frac{u_\infty}{a}, \quad (21)$$

$$Re = \frac{u_\infty \cdot l}{\nu}, \quad (22)$$

mit der Anströmgeschwindigkeit u_∞ , der Profillehnenlänge l , der Schallgeschwindigkeit a und der kinematischen Viskosität der Luft ν .

Die Schallgeschwindigkeit a kann bei bekannter Umgebungstemperatur T aus der Idealgasgleichung berechnet werden:

$$a = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T}, \quad (23)$$

wobei für Luft $\kappa = 1,4$ und $R = 287,05 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ gilt. Die dynamische Viskosität kann nach dem Sutherland-Gesetz ebenfalls in Abhängigkeit der Temperatur T bestimmt werden:

$$\eta(T) = \frac{C_1 \cdot T^{3/2}}{T + C_2}, \quad (24)$$

$$\nu = \frac{\eta(T)}{\rho(T)}, \quad (25)$$

mit den Konstanten des Sutherland-Gesetzes $C_1 = 1,458 \cdot 10^{-6} \text{ kg}/(\text{m} \cdot \text{s} \cdot \text{K}^{1/2})$, $C_2 = 110,4 \text{ K}$ und der Dichte der Luft ρ , die, ebenso wie die Temperatur T , der Internationalen Standardatmosphäre für eine gegebene Höhe H entnommen werden kann.

II.1.5.4.5 Aerodynamische Zielgrößen

Vorgenommen wird eine Mehrzieloptimierung. Ausgangspunkt ist die Forderung eines aerodynamischen robusten, widerstandsreduzierten Profils bei Vorgabe eines Zielauftriebsbeiwerts $C_{A,Ziel}$. Es wurden drei aerodynamische Größen zur Erstellung der Zielfunktionen definiert.

Zu minimieren ist der Widerstand bei gegebenem Auftriebsbeiwert $C_{A,Ziel}$:

$$C_{W,\alpha} = C_W(C_{A,Ziel}). \quad (26)$$

Erste Optimierungsrechnungen haben gezeigt, dass die ausschließliche Minimierung des Widerstandsbeiwerts an einem Betriebspunkt zu aerodynamisch wenig robusten Profilen führt. Ein aerodynamisch robustes Flügelprofil muss in gewissen Grenzen auch außerhalb des angestrebten Einsatzpunkts ein aerodynamisch günstiges Verhalten aufweisen. Beispielsweise kann sich durch Böen der Anstellwinkel plötzlich ändern, was ein robustes Profil ohne signifikante Verschlechterung der aerodynamischen Eigenschaften akzeptieren muss.

Aufgrund dessen wurde eine zweite Zielgröße eingeführt, mit der die Robustheit gegenüber geringen Anstellwinkeländerungen beschrieben werden kann. Hierzu wird, ausgehend von dem Zielanstellwinkel α_z mit $C_A(\alpha_z) = C_{A,z}$, eine Anstellwinkeländerung von $\Delta\alpha = \pm 1^\circ$ berücksichtigt. Anschließend erfolgt die Berechnung der Standardabweichung des Widerstandsbeiwerts:

$$\sigma_{C_W} = \sqrt{\frac{C_{W,\alpha-\Delta\alpha}^2 + C_{W,\alpha}^2 + C_{W,\alpha+\Delta\alpha}^2}{3} - \left(\frac{C_{W,\alpha-\Delta\alpha} + C_{W,\alpha} + C_{W,\alpha+\Delta\alpha}}{3}\right)^2}. \quad (27)$$

Weiterhin hat sich die Einbeziehung des maximalen kinetischen Formfaktors der viskosen Grenzschichttheorie entlang der Strömungsrichtung x , ausgewertet über die Profilober- und Unterseite sowie den modellierten Nachlauf, bewährt:

$$H_{K,max} = \max_x(H_K(x)). \quad (28)$$

Der kinematische Formfaktor H_K ist eine wesentliche Größe zur Beschreibung der viskosen Grenzschicht und gibt das Verhältnis der Verdrängungsdicke δ^* zu der Impulsverlustdicke θ der Grenzschicht an:

$$H_K = \frac{\delta^*}{\theta}. \quad (29)$$

Somit dient H_K als Maß für die Form des Geschwindigkeitsprofils der Grenzschicht an einem bestimmten Punkt entlang der Lauflänge über die Profilober- beziehungsweise -unterseite, ausgehend von dem vorderen Staupunkt. Gemäß [146] nimmt H_K bei Annäherung an einen Punkt der Strömungsablösung zu, jedoch kann kein exakter Wert für H_K als Ablösekriterium definiert werden. Dies ist bedingt durch die Tatsache, dass es sich bei einer Strömungsablösung um einen partiell kontinuierlichen Vorgang handelt, der keine diskrete Definition zulässt. Nach [146] wurde für Werte $H_K < 1,8$ in keinem Fall Ablösungen beobachtet, für Werte $H_K > 2,6$ konnten definitiv abgelöste Bereiche festgestellt werden. Weiterhin dient der Wert von H_K an der Profilhinterkante (Index h) zur Berechnung des viskosen Widerstandsbeiwerts $C_{W,viskos}$ über die Squire-Young-Gleichung:

$$C_{W,viskos} = 2 \cdot \frac{\Theta_h}{l} \cdot \left(\frac{u_{e,h}}{u_\infty}\right)^{\frac{H_{K,h}+5}{2}}, \quad (30)$$

mit der Impulsverlustdicke an der Hinterkante θ_h , der Profilsenhnenlänge l , der lokalen Geschwindigkeit am Grenzschichttrand an der Hinterkante $u_{e,h}$ und der Anströmgeschwindigkeit u_∞ .

Die Minimierung des kinematischen Formfaktors dient somit dazu, Profile zu erhalten, deren Umströmung möglichst frei von Strömungsablösungen erfolgt. Die Berechnung von H_K erfolgt in Xfoil [145], das eine direkte viskos-nichtviskose Kopplung zwischen der potentialtheoretischen Panelmethode und dem Grenzschichtmodell implementiert.

II.1.5.4.6 Geometrischer Straffaktor

Es wurde ein Straffaktor zur Begrenzung der maximal zulässigen Profildicke eingeführt. Die Profildicke ergibt sich aus dem Maximum des Abstandes $t(x)$ zwischen der Profilober- und -unterseite entlang der Laufkoordinate x : $t_{max} = \max_x(t(x))$. Diese kann auf eine maximal zulässige Profildicke $t_{max,zul}$ beschränkt werden, wozu der Straffaktor s_t dient:

$$s_t = \begin{cases} \left| \frac{t_{max}}{t_{max,zul}} \right| \cdot 100 & \text{wenn } t_{max} > t_{max,zul} \\ 1 & \text{wenn } t_{max} \leq t_{max,zul} \end{cases} \quad (31)$$

Im Rahmen der Mehrzieloptimierung ergeben sich somit die drei zu minimierenden Zielgrößen:

$$f_{z1} = C_{W,Ziel} \cdot s_t, \quad (32)$$

$$f_{z2} = \sigma_{C_w} \cdot s_t, \quad (33)$$

$$f_{z3} = H_{K,max} \cdot s_t. \quad (34)$$

II.1.5.4.7 Beispieloptimierung

Exemplarisch werden die Ergebnisse einer Optimierung mit den Strömungsrandbedingungen $Re = 5 \cdot 10^6$, $Ma = 0,5$ dargestellt. In einer Höhe $H = 0$ entspricht dies einer Anströmgeschwindigkeit $u_\infty = 170$ m/s und einer Profilsenhnenlänge $l = 0,43$ m.

Als Parametrisierungsmodell wurde die POD-Parametrisierung mit $n_{POD} = 10$ Geometrieparametern gewählt.

Die Optimierung erfolgte separat für folgende Auftriebsbeiwerte: $C_{A,1} = 0,0$; $C_{A,2} = 0,1$; $C_{A,3} = 0,2$; $C_{A,4} = 0,3$; $C_{A,5} = 0,4$; $C_{A,6} = 0,5$; $C_{A,7} = 1,0$; $C_{A,8} = 1,5$ und $C_{A,9} = 2,0$.

Für jedes Optimierungsergebnis ergibt sich eine dreidimensionale Pareto-Front. Aus dieser wurde für die weitere Darstellung jeweils das Profil mit dem kleinsten maximalen kinematischen Formfaktor $H_{K,max}$ gewählt. Die resultierenden Zielfunktionswerte sind in Tabelle 38 dargestellt. Tabelle 39 und Tabelle 40 führen die entsprechenden Zielfunktionswerte für die herangezogenen Vergleichsprofile NACA 2412 und NLF(1)-0115 auf.

Tabelle 38: Ergebnis der beispielhaften Profilloptimierung mit 10 Geometrieparametern.

| Optimierung PODFoil, 10 Geometrieparameter | | | |
|--|-------------------|-----------------------|-------------|
| $C_{A,Ziel}$ | $C_W(C_{A,Ziel})$ | σ_{C_w} | $H_{K,max}$ |
| 0,0 | 0,00394 | $3,702 \cdot 10^{-5}$ | 2,713 |
| 0,1 | 0,00402 | $7,897 \cdot 10^{-5}$ | 2,719 |
| 0,2 | 0,00376 | $9,493 \cdot 10^{-5}$ | 2,709 |

| | | | |
|-----|---------|-----------------------|-------|
| 0,3 | 0,00401 | $2,779 \cdot 10^{-4}$ | 2,801 |
| 0,4 | 0,00444 | $2,397 \cdot 10^{-4}$ | 2,801 |
| 0,5 | 0,00466 | $1,958 \cdot 10^{-4}$ | 2,818 |
| 1,0 | 0,00503 | $6,652 \cdot 10^{-4}$ | 2,823 |
| 1,5 | 0,00707 | $1,244 \cdot 10^{-3}$ | 2,713 |

Tabelle 39: Vergleichswerte des NACA 2412 Profils zu der beispielhaften Profilloptimierung mit 10 Geometrieparametern.

| NACA 2412 | | | |
|--------------|-------------------|-----------------------|-------------|
| $C_{A,Ziel}$ | $C_W(C_{A,Ziel})$ | σ_{C_W} | $H_{K,max}$ |
| 0,0 | 0,00600 | $1,403 \cdot 10^{-4}$ | 3,297 |
| 0,3 | 0,00562 | $5,381 \cdot 10^{-5}$ | 3,084 |
| 0,5 | 0,00546 | $1,299 \cdot 10^{-4}$ | 3,057 |
| 1,0 | 0,00879 | $1,127 \cdot 10^{-3}$ | 13,263 |

Tabelle 40: Vergleichswerte des NLF(1)-0115 Profils zu der beispielhaften Profilloptimierung mit 10 Geometrieparametern.

| NLF(1)-0115 | | | |
|--------------|-------------------|-----------------------|-------------|
| $C_{A,Ziel}$ | $C_W(C_{A,Ziel})$ | σ_{C_W} | $H_{K,max}$ |
| 0,0 | 0,00698 | $4,651 \cdot 10^{-4}$ | 11,869 |
| 0,3 | 0,00427 | $1,126 \cdot 10^{-4}$ | 5,938 |
| 0,5 | 0,00518 | $8,895 \cdot 10^{-4}$ | 5,915 |
| 1,0 | 0,01030 | $1,065 \cdot 10^{-3}$ | 6,568 |

Im Folgenden werden, aus Gründen der Übersichtlichkeit, nur die Ergebnisse für $C_{A,1} = 0,0$; $C_{A,4} = 0,3$; $C_{A,6} = 0,5$; $C_{A,7} = 1,0$ und $C_{A,8} = 1,5$ dargestellt. Für die verbleibenden Auftriebsbeiwerte gab es keine davon abweichenden Auffälligkeiten. In Abbildung 59 sind die Polaren der resultierenden Profile dargestellt. Weiterhin ist die konvexe Hülle der Polaren eingetragen. Unter der Annahme, dass für jeden Auftriebsbeiwert C_A ein zugehöriges Profil mit minimalem Widerstandsbeiwert $C_W(C_A)$ gefunden werden kann, stellt die konvexe Hülle das theoretisch erreichbare Optimum eines formveränderlichen Flügelprofils und somit das erzielbare Morphingpotential dar.

Zum Vergleich zeigen Abbildung 60 und Abbildung 61 die konvexe Hülle der Profilpolaren zusammen mit den Polaren der Vergleichsprofile NACA 2412 und NLF(1)-0115. Die Fläche zwischen der konvexen Hülle der Polaren der widerstandsreduzierten Profile und dem Vergleichsprofil kann dabei als potentiell Potential formveränderlicher Profile interpretiert werden.

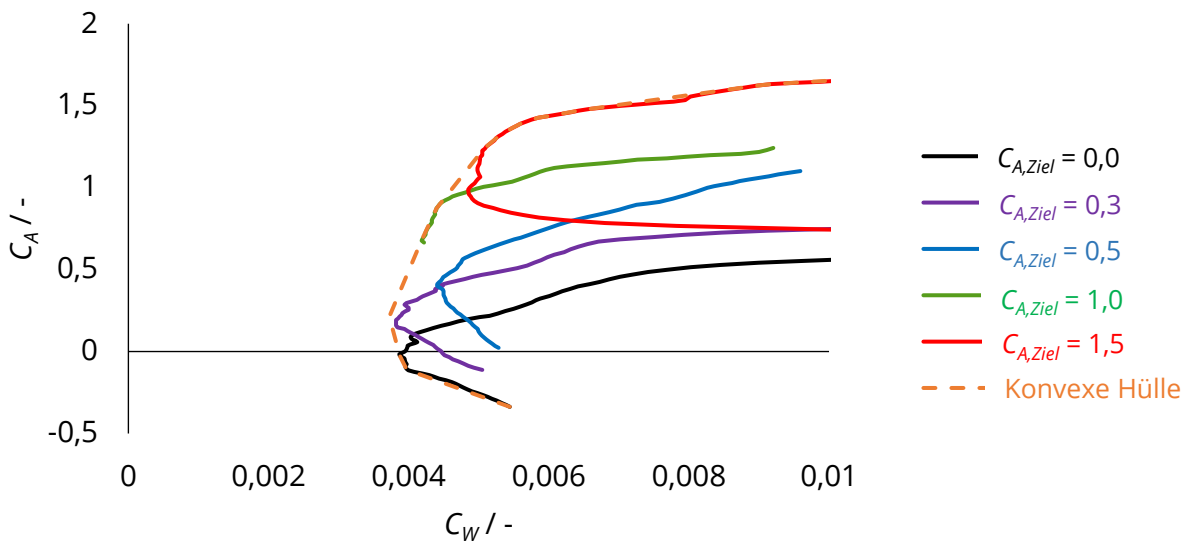


Abbildung 59: Profilpolaren des Ergebnisses der Profilloptimierung für $Re = 5 \cdot 10^6$, $Ma = 0,5$ unter Einbeziehung der konvexen Hülle.

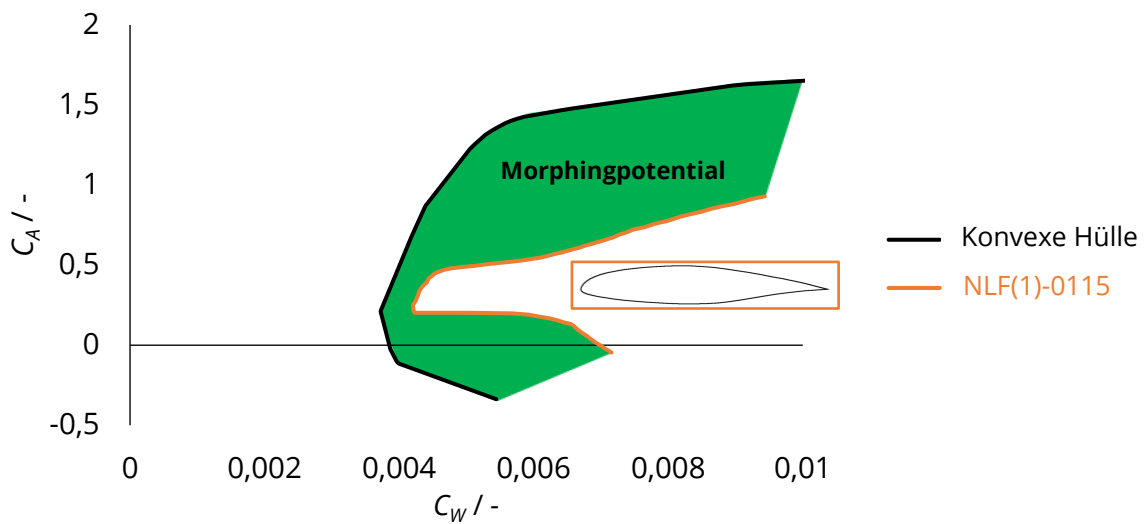


Abbildung 60: Vergleich der konvexen Hülle der Profilpolaren der optimierten Profilkonturen mit NLF(1)-0115 als Vergleichsprofil.

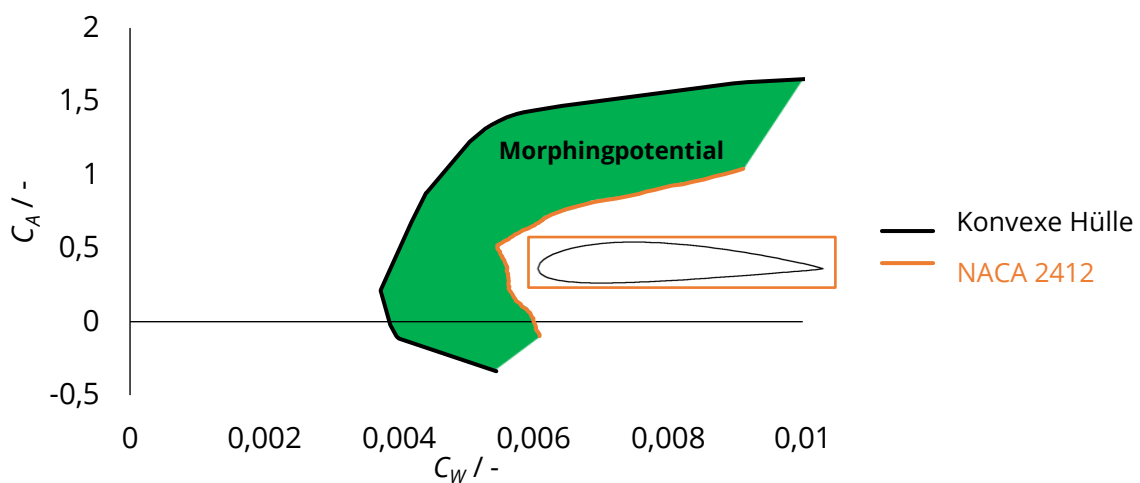


Abbildung 61: Vergleich der konvexen Hülle der Profilpolaren der optimierten Profilkonturen mit NACA 2412 als Vergleichsprofil.

II.1.5.4.8 Nachrechnung eines Profils mittels höherwertiger CFD-Analyse

Aus den vorhergehenden Optimierungsergebnissen wurde exemplarisch für ein Profil eine höherwertige CFD-Analyse zur Verifizierung der erhaltenen Profilgeometrien durchgeführt. Ziel war es, sicherzustellen, dass das Optimierungsergebnis nicht die Ausnutzung numerischer Lücken in Xfoil darstellt und die Aerodynamik des Profils auch bei Verwendung eines höherwertigen Strömungslösers keine Unstimmigkeiten aufweist.

Für die Strömungssimulation kam ANSYS FLUENT 18.2 zum Einsatz. Das Fluid wurde als C-Netz in Abhängigkeit von der Profillehnenlänge l in ANSYS Meshing 18.2 vernetzt (siehe Abbildung 62 und Abbildung 63).

Die zweidimensionale Berechnung erfolgte stationär unter Verwendung eines druckbasierten Lösers. Als Turbulenzmodell wurde das Ein-Gleichungsmodell Spalart-Allmaras [147] mit folgenden Einstellungen verwendet:

- $C_{b1} = 0,1355,$
- $C_{b2} = 0,622,$
- $C_{v1} = 7,1,$
- $C_{w2} = 0,3,$
- $C_{w3} = 2,$
- $Pr = 0,667,$
- $Pr_{Energy} = 0,85,$
- $Pr_{Wall} = 0,85,$
- Vorticity-Based,
- Viscous-Heating.

Als Fluid wurde Luft mit der Dichte nach dem Idealgasgesetz und der Viskosität nach dem Sutherland-Gesetz (vergleiche Gleichung (24), (25)) verwendet. Der Einlass wurde als „pressure-farfield“ mit Vorgabe der Strömungsgeschwindigkeit und dem Umgebungsdruck definiert. Als Auslass wurde ebenfalls „pressure-farfield“ gewählt. Der Turbulenzgrad wurde am Einlass durch das Verhältnis der turbulenten Viskosität von 10% definiert. Die Einstellungen des Lösers sind in Tabelle 41 aufgeführt. Die Referenzwerte der Umgebungsbedingungen listet Tabelle 42 auf.

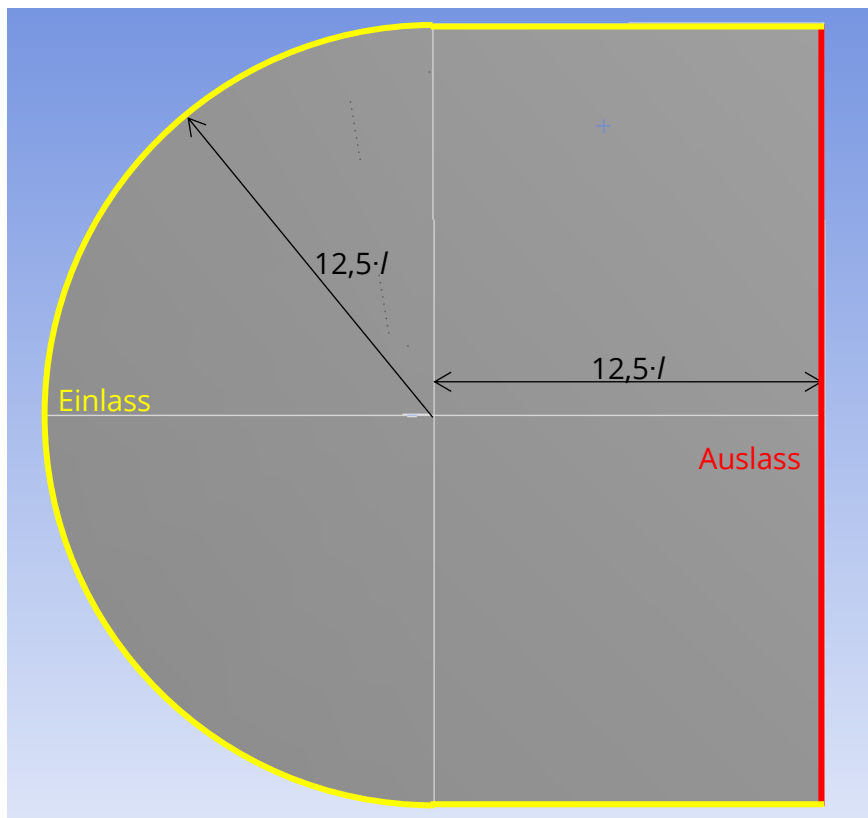


Abbildung 62: Vernetzungsgebiet um die Profilkontur in ANSYS DesignModeler.

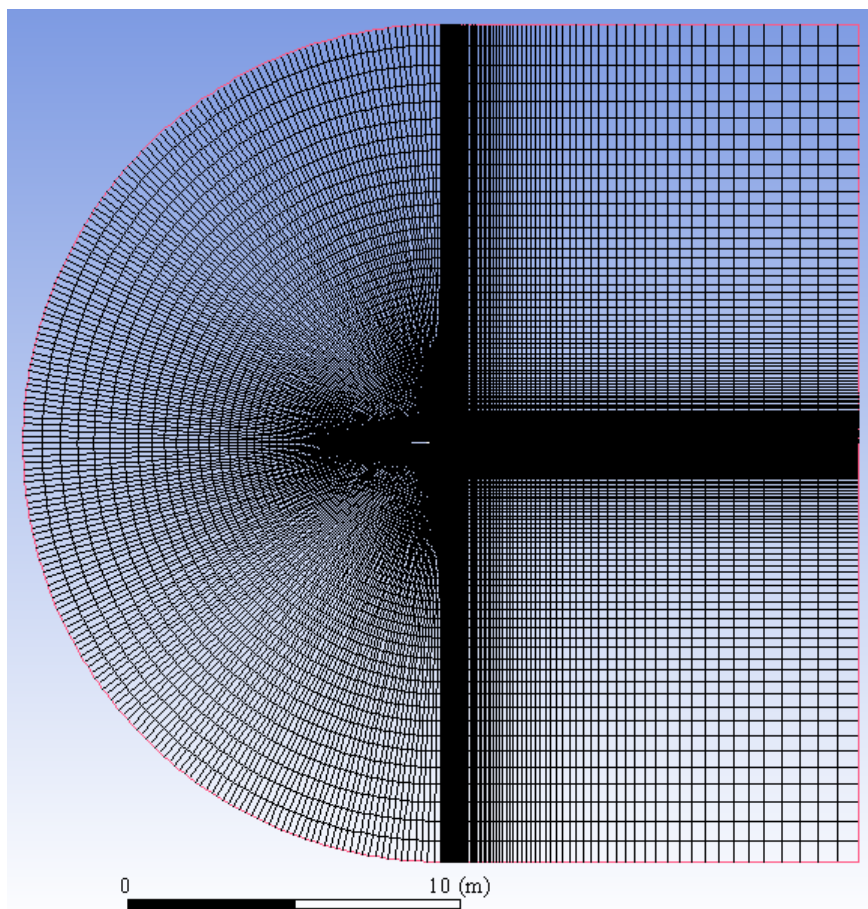


Abbildung 63: Vernetzung des Fluidgebietes um die Profilkontur in ANSYS Meshing.

Tabelle 41: Einstellungen des Lölers ANSYS FLUENT 18.2.

| Druck-Geschwindigkeits Kopplung | |
|------------------------------------|-------------------------|
| Schema | SIMPLE |
| Räumliche Diskretisierung | |
| Gradient | Green-Gauss zellbasiert |
| Druck | 2. Ordnung |
| Dichte | 2. Ordnung Aufwind |
| Impuls | 2. Ordnung Aufwind |
| Modifizierte turbulente Viskosität | 2. Ordnung Aufwind |
| Energie | 2. Ordnung Aufwind |

Tabelle 42: Umgebungsreferenzwerte in ANSYS FLUENT.

| Bezeichnung | Formelzeichen / Einheit | Wert |
|-----------------------|-------------------------------|------------------------|
| Dichte | ρ / (kg/m ³) | 1,225 |
| Referenzlänge | l_{ref} / m | 0,429 |
| Druck | p_{∞} / kPa | 101,325 |
| Temperatur | T_{∞} / K | 288,15 |
| Geschwindigkeit | u_{∞} / (m/s) | 170,1 |
| Dynamische Viskosität | η / (kg/(m·s)) | $1,7894 \cdot 10^{-5}$ |
| Adiabatenkoeffizient | κ / - | 1,4 |

Nachfolgend sind die Ergebnisse für den Anstellwinkel $\alpha = 1,07^\circ$ dargestellt. In Xfoil erfolgte die Berechnung einmal mit freier Transition (Legendeneintrag Xfoil – Transition) unter Verwendung des e^n -Transitionsmodells mit $n = 9$ und unter Vorgabe einer erzwungenen Transition nahe der Profilverkante bei $x/c = 0,001$, sodass die Strömung praktisch über die gesamte Profillänge turbulent ist (Legendeneintrag Xfoil – Turbulent). Abbildung 64 stellt die Druckverteilung entlang der Profilhöhle als Vergleich zwischen den Ergebnissen aus Xfoil und FLUENT dar. Es zeigte sich, dass keine nennenswerten Unterschiede zwischen beiden Programmen resultieren. Einzig an der Hinterkante ab etwa $x/c > 0,9$ ist eine leichte Differenz zu erkennen. Auch die Unterschiede zwischen Xfoil mit freier und erzwungener Transition sind marginal.

Zusammenfassend ließen sich somit auch bei Nachrechnung des Profils mit einem höherwertigen Strömungslöser keine unerwarteten Charakteristika in der Druckverteilung über der optimierten Profilkontur feststellen.

Einen Vergleich der integralen Beiwerte der Simulationsergebnisse stellt Tabelle 43 dar, wobei $C_{W,D}$ den Druckanteil und $C_{W,V}$ den viskosen Anteil des Widerstandsbeiwerts $C_W = C_{W,D} + C_{W,V}$ bezeichnet. Zusätzlich dargestellt sind die Ergebnisse aus FLUENT unter Verwendung eines alternativen Turbulenzmodells mit Transitionsmodellierung, dem Viergleichungsmodell Transition SST. Auch bei diesem wurden die Standardeinstellungen beibehalten und die Option der Rauigkeitskorrelation deaktiviert. Es zeigte sich, gegenüber der rein turbulenten Modellierung mittels des Spalart-Allmaras Turbulenzmodells, eine signifikante Vergrößerung des Widerstandsbeiwerts um 24%. Der Widerstandszuwachs findet dabei im viskosen Widerstandsanteil statt, während der Druckwiderstandsanteil reduziert ist. Anzumerken ist, dass als Referenzlänge für die Berechnung der Beiwerte jeweils eine Sehnenlänge $l_{ref} = 1,0$ m angenommen wird. Dies dient der Vergleichbarkeit der Xfoil- und FLUENT-Ergebnisse.

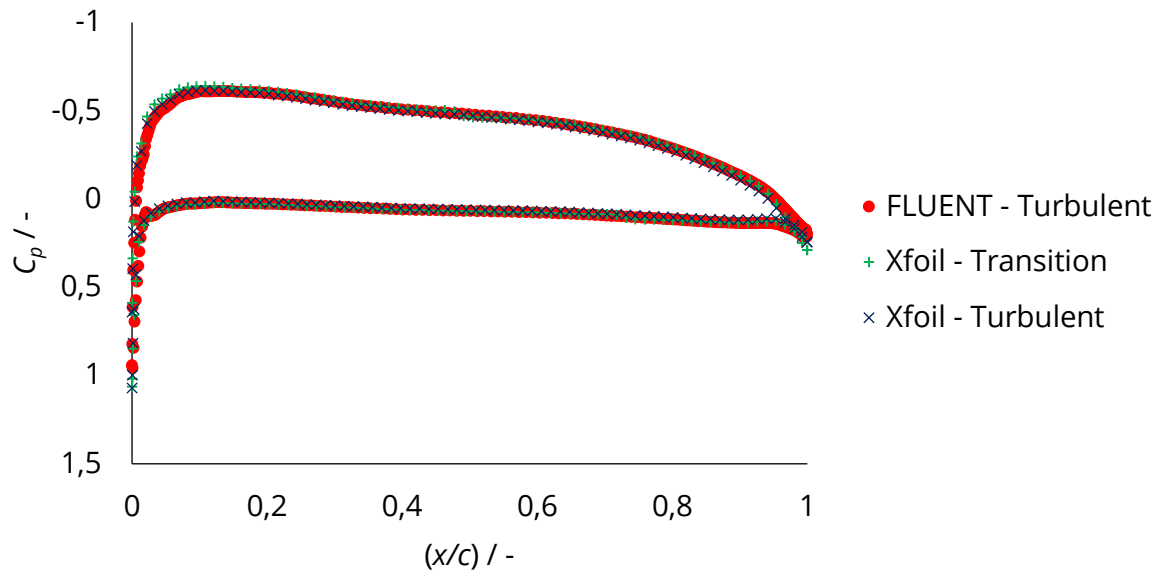


Abbildung 64: Vergleich der Druckkoeffizienten entlang der Profilschneide bei Berechnung mit FLUENT und Xfoil.

Tabelle 43: Vergleich der integralen Beiwerte des optimierten Beispielprofils bei Berechnung mit Xfoil und FLUENT.

| Programm | C_A / - | C_W / - | $C_{W,D}$ / - | $C_{W,V}$ / - | (C_A/C_W) / - |
|---------------------|-----------|-----------|---------------|---------------|-----------------|
| FLUENT – Turbulent | 0,491 | 0,00681 | 0,00408 | 0,00273 | 72 |
| FLUENT – Transition | 0,485 | 0,00845 | 0,00296 | 0,00549 | 57 |
| Xfoil | 0,500 | 0,00435 | 0,00079 | 0,00356 | 115 |
| Xfoil – Turbulent | 0,474 | 0,00814 | 0,00144 | 0,00670 | 58 |

Es zeigte sich eine gute Übereinstimmung der Auftriebsbeiwerte C_A zwischen den Ergebnissen aus FLUENT und Xfoil. Bei Verwendung des Spalart-Allmaras Turbulenzmodells ist die Übereinstimmung mit Xfoil bei freier Transition größer als bei Verwendung des Transition SST-Modells. Signifikanter fallen die Unterschiede bei den Widerstandsbeiwerten aus. Bei diesen ist jedoch zu berücksichtigen, dass eine starke Abhängigkeit vom gewählten Turbulenzgrad vorliegt. Der durch Xfoil bei freier Transition ermittelte Widerstandsbeiwert liegt um 36% unter dem Widerstandsbeiwert von FLUENT bei Verwendung des Spalart-Allmaras Turbulenzmodells. Der Widerstandsbeiwert aus Xfoil bei erzwungener Transition und aus FLUENT unter Verwendung des Transition SST-Modells zeigen hingegen eine gute Übereinstimmung bei einer relativen Abweichung von 4%. Somit ist davon auszugehen, dass in Abhängigkeit von der Wahl des Turbulenzmodells in FLUENT und dem Anteil der laminaren Lauflänge in Xfoil, eine gute Übereinstimmung zwischen den beiden Simulationsmethoden vorherrscht. Insbesondere konnten bei der Nachrechnung des beispielhaft gewählten Optimierungsergebnisses in FLUENT keine generellen Unstimmigkeiten festgestellt werden, sodass die Verwendung von Xfoil innerhalb des Optimierungsprozesses als zulässig einzustufen ist.

II.1.5.5 Entwicklung einer grundlegenden Methode zur Optimierung aktiv formveränderlicher Flügelstrukturen

In Abschnitt II.1.5.4 wurde die entwickelte Methode zur Optimierung von Flügelprofilen erläutert. Im Folgenden wird die erarbeitete Methode zur Generierung einer optimalen aktiven inneren Struktur, die die Verformung von einer vorgegebenen Ausgangskontur hin zu einer aerodynamisch optimierten Kontur für einen abweichenden Flugzustand ermöglicht, vorgestellt. Ziel ist die anschließende Nutzung der Methodik zur Entwicklung eines Strukturkonzepts mit optimalem Verhältnis zwischen Aktuierungsaufwand und Widerstandsreduktion.

Im folgenden Abschnitt wird dabei auf die ersten Methodenentwicklungen eingegangen. Die daraus resultierte prototypische Umsetzung wurde, unter Verwendung der Erkenntnisse erster Testrechnungen, anschließend weiterentwickelt und ergänzt.

II.1.5.5.1 Modellierung der inneren Struktur

Zunächst wurde eine Parametrisierungsmethode benötigt, mit der bei möglichst geringer Parameteranzahl eine möglichst allgemeine Beschreibung der inneren Struktur zur Aktuierung möglich ist. Als Ausgangskonzept diente das im Abschnitt II.1.3.2 (Tabelle 30) dargestellte Konzept mit geodätischen Linearaktuatoren als zelluläre Struktur. Dieses kann als allgemeine Form einer inneren Struktur, bestehend aus linearen Aktuatoren, aufgefasst werden.

Zur Parametrisierung zellulärer Strukturen wurden zunächst zwei wesentliche Varianten der Strukturbeschreibung betrachtet:

- Voronoi-Diagramme, wie, unter anderem, in [148, 149, 150] zur Modellierung der passiven Stützstruktur einer formveränderlichen Hinterkantenklappe eingesetzt (vergleiche Abbildung 65);
- Lindenmayer-Zellsysteme [151], wie, unter anderem, in [152, 153] zur Modellierung der passiven inneren Struktur eines Flügelkastens eingesetzt (vergleiche Abbildung 66).

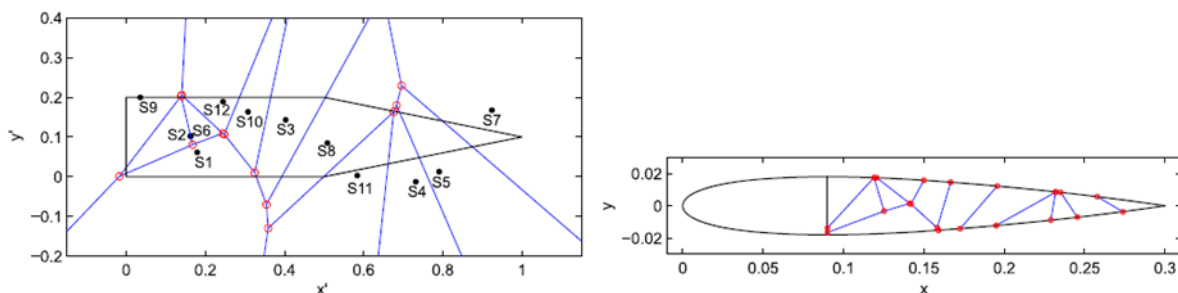


Abbildung 65: Verwendung von Voronoi-Diagrammen zur Parametrisierung der passiven Struktur eines Flügelprofils, aus [150].

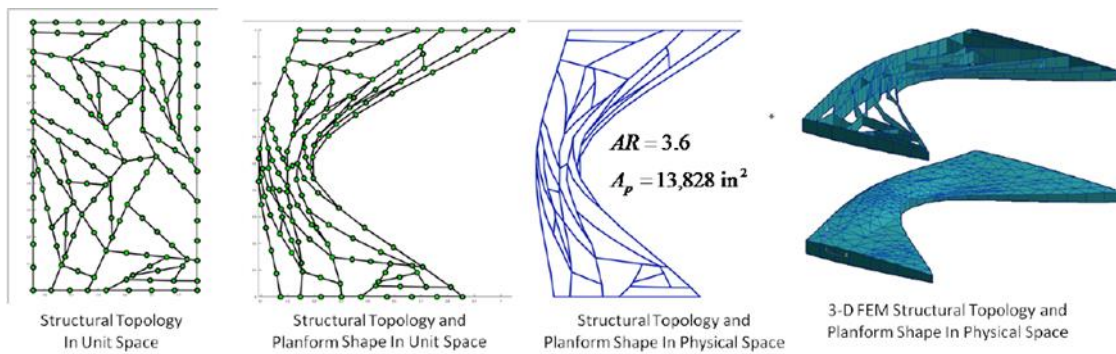


Abbildung 66: Verwendung von Lindenmayer-Zellsystemen zur Parametrisierung der passiven Struktur eines Flügelkastens, aus [153].

Voronoi-Diagramme

Voronoi-Diagramme stellen eine weitverbreitete Triangulationsmethode dar. Beginnend mit einem Satz an Ausgangspunkten stellen Voronoi-Diagramme die Triangulation so dar, dass die Ausgangspunkte als Zentrum der entstehenden Polygone jeweils den maximalen Abstand zu den zugehörigen Zellrändern besitzen. Das Voronoi-Diagramm verhält sich dual zur Delaunay-Triangulation.

Die Strukturparametrisierung mittels Voronoi-Diagrammen zeichnet sich durch folgende Eigenschaften aus:

- Es werden stets geschlossene Zellen erhalten,
- Die Zellränder bilden Polygone ab,
- Die Positionen der Zellmittelpunkte dienen als Geometrieparameter.

Insbesondere der Erhalt stets geschlossener Zellen machen Voronoi-Diagramme attraktiv für die Verwendung als Strukturparametrisierung.

Es existiert eine Vielzahl von Algorithmen zur Erstellung von Voronoi-Diagrammen. Hier erfolgte die Implementierung des Bowyer-Watson-Algorithmus [154, 155] nach Sloan [156] zur Delaunay-Triangulation mit einem nachgeschalteten Algorithmus zur Umwandlung in ein Voronoi-Diagramm im hauseigenen Modellgenerator WingModeller. Hierbei wird der anfängliche Geometrieraum größer gehalten als die zu parametrisierende geometrische Fläche des Flügelprofils. Nach der Erstellung des Voronoi-Diagramms erfolgt ein Zuschnitt des Diagramms auf die gewünschte Zielkontur, wodurch gleichzeitig die Anbindungspunkte der inneren Struktur an die äußere Flügelkontur erhalten werden. Ein Beispiel einer inneren Struktur unter Verwendung eines Voronoi-Diagramms mit 50 Ausgangspunkten stellt Abbildung 67 dar.

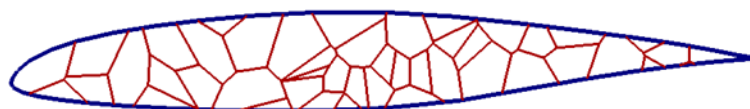


Abbildung 67: Beispiel der Umsetzung von Voronoi-Diagrammen im Modellgenerator WingModeller.

Problematisch bei Voronoi-Diagrammen zur Strukturdiskretisierung ist die Entkoppelung der Anzahl zusätzlicher Geometrieparameter je Liniensegment, wie deren Dicke, von der resultierenden Anzahl der Liniensegmente. Sollen jedem Liniensegment ein oder mehrere Parameter zugewiesen werden, so kann nur die Anzahl der maximal notwendigen Parameter bestimmt werden.

Lindenmayer-Zellsysteme

Lindenmayer-Zellsysteme entstammen ursprünglich der Modellierung von Pflanzen und deren Wachstum [151]. In jüngster Vergangenheit wurde diese Form der Zellbeschreibung auch zur Parametrisierung von Strukturen verwendet [157, 158], wie beispielsweise in [152, 153, 159].

Bei der hier verwendeten mBPOL Variante der Lindenmayer-Zellsysteme handelt es sich um eine kontextfreie Entwurfssprache. Ausgangspunkt ist ein Alphabet zur Beschreibung von Zellwänden (beispielsweise A, B, x). Zellteilungsregeln für jeden Buchstaben des Alphabets (beispielsweise $A \rightarrow B[-A]x[+A]B$; $B \rightarrow A$; $x \rightarrow x$) geben an, wie die Zellenwände im nächsten Zellteilungsschritt unterteilt werden. Abbildung 68 stellt exemplarisch sechs Zellteilungsschritte einer viereckigen Ausgangszelle dar. Im Folgenden wird das Prinzip der Zellteilung detaillierter erläutert.

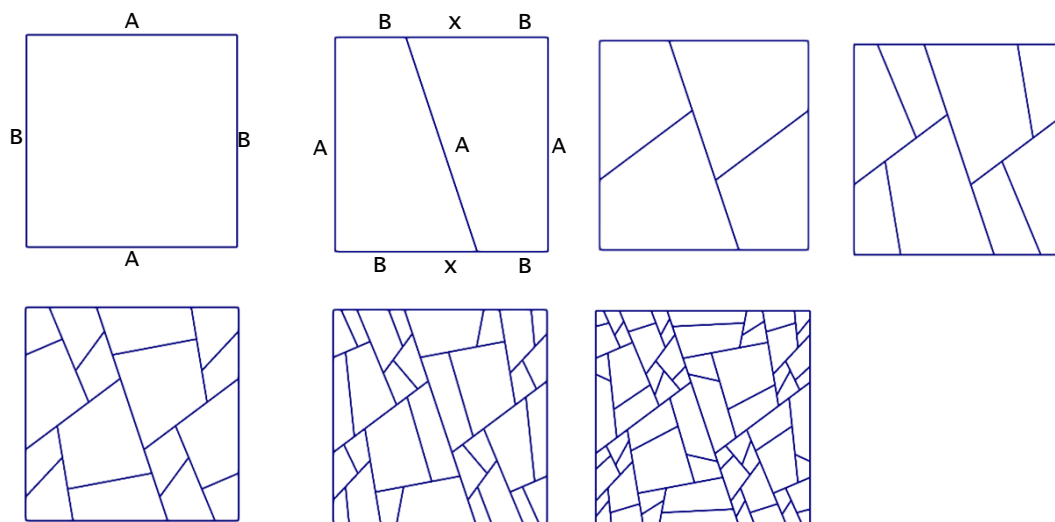


Abbildung 68: Exemplarische Darstellung von sechs Zellteilungsschritten einer viereckigen Ausgangszelle des Lindenmayer-Zellsystems.

Das Alphabet besteht aus sogenannten Tokens und Terminals. Tokens sind in diesem Fall A und B, als Terminal dient der Buchstabe x. Tokens und Terminals dienen der Typzuweisung von Zellwänden und Knotenpunkten. Während Tokens eine Teilungsregel zugewiesen wird, werden Terminals nicht weiter geteilt. Zu Beginn wird eine Ausgangszelle vorgegeben – in dem dargestellten Beispiel ein Quadrat. Dieses erhält gegen den Uhrzeigersinn, ausgehend von der unteren Kante, anfängliche Zellwandtypen vorgegeben – hier A B A B. Weiterhin wird eine maximale Anzahl an möglichen Zellteilungen spezifiziert – hier sechs Zellteilungen. In jedem Zellteilungsschritt werden zunächst die Zellwände entsprechend ihrer Zellteilungsregel geteilt. Die Zellwände des Typs A werden gemäß der Vorschrift $A \rightarrow B[-A]x[+A]B$ in drei gleich lange Segmente B|x|B unterteilt. Die eckigen Klammern geben an den Teilungsstellen mögliche Knoten an. Nach dem im Uhrzeigersinn ersten Segment B entsteht somit ein Knoten [-A]. Das Vorzeichen gibt dabei die Position des Knotens an. Ein Knoten mit - entsteht in Laufrichtung rechts der Zellwand; ein Knoten mit + entsteht links der Zellwand. Nachdem die Zellteilungsregeln auf alle Zellwände der aktuellen Zelle angewendet wurden, erfolgt die Bildung neuer Zellen. Hierzu wird in jeder alten Zelle geprüft, ob zwei Knoten gleichen Typs innerhalb der Zelle liegen. Ist dies der Fall, entsteht zwischen diesen eine neue Zellwand des Typs der

Knoten. Nach Teilung an dem ersten geeigneten Knotenpaar erfolgt keine Prüfung weiterer Teilungsmöglichkeiten. Anschließend werden weitere Zellteilungsschritte durchgeführt, bis keine weitere Zellteilung möglich ist oder das Limit der vorgegebenen Zellteilungsschritte erreicht wird.

Da stets von einer Anfangszelle ausgegangen wird und jede Zelle pro Zellteilungsschritt in maximal zwei Zellen geteilt werden kann, folgt aus der Anzahl der Zellteilungsschritte n_{Teilung} unmittelbar die maximal mögliche Zellenanzahl $n_{\text{Zellen,max}}$:

$$n_{\text{Zellen,max}} = 2^{n_{\text{Teilung}}} . \quad (35)$$

In der ursprünglichen Implementierung der Lindenmayer-Zellsysteme im Modellgenerator WingModeller wurde, analog zu den Voronoi-Diagrammen, der anfängliche Geometrieräum größer als der zu parametrisierende Innenbereich des Flügelprofils gewählt. Durch Zuschneiden des Zellsystems auf den gewünschten Geometriebereich ergibt sich anschließend die innere Struktur des Flügelprofils. Ein Beispiel ist in Abbildung 69 dargestellt. Im Laufe der Weiterentwicklung der Methodik wurde auf ein Mapping der Außenkontur des Zellsystems auf das Profil übergegangen (siehe Abschnitt II.1.5.5.5).

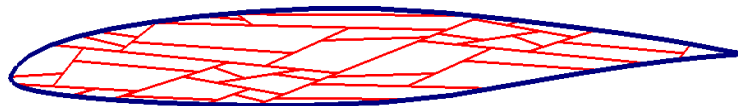


Abbildung 69: Umsetzung von Lindenmayer-Zellsystemen zur Strukturdiskretisierung im Modellgenerator WingModeller.

Ebenso wie bei Voronoi-Diagrammen ist auch bei Lindenmayer-Zellsystemen keine direkte Verknüpfung zusätzlicher Parameter mit den resultierenden Liniensegmenten möglich. Dies liegt begründet in der Tatsache, dass zum Zeitpunkt der Definition die Anzahl der resultierenden Segmente unbekannt und somit keine Zuordnung zu diesen möglich ist.

Nach ersten Untersuchungen mit Hilfe der im Modellgenerator WingModeller implementierten Methoden zur Erstellung von Voronoi-Diagrammen und Lindenmayer-Zellsystemen fiel die Wahl für weitergehende Entwicklungen auf eine Strukturparametrisierung mittels Lindenmayer-Zellsystemen.

Für die Nutzung der Lindenmayer-Zellsysteme als Strukturparametrisierung im Rahmen von Optimierungsrechnungen ist die Erstellung einer geeigneten Beschreibung der Zellteilungsregeln und die anfängliche Zuschreibung von Zellwandtypen an die Ausgangszelle durch entsprechende Optimierungsvariablen erforderlich. In GOpS² erfolgt die Beschreibung über Ganzzahl-Felder gemäß Tabelle 44. Jede Zellteilungsregel besteht aus sechs Ganzzahl-Variablen. Dabei können die ersten fünf Ganzzahl-Variablen den Wertebereich 39...246 ausfüllen; die letzte Variable den Bereich 198...246. Auf diese Weise ist sichergestellt, dass die Zellteilungsregel immer mit einem Non-Marker, das heißt einer Teilung ohne Hinzufügen eines Knotens an dessen Ende endet. Weiterhin können an allen fünf Stellen davor Leerzeichen eingefügt werden, was eine Verkürzung der Zellteilungsregeln gestattet. In der hier dargestellten Tabelle werden sechs Tokens A B C D E F und ein Terminal G verwendet. Die Zuweisung mehrerer Werte zu demselben Non-Marker dient der Gewährleistung einer gleichmäßigen Verteilung zwischen Markern und Non-Markern. Es verbleiben somit folgenden Optimierungsgrößen:

- Besetzung der anfänglichen Zellwände mit Tokens oder Terminals,

- Erstellung der Zellteilungsregeln entsprechend dem beschriebenen Schema.

Tabelle 44: Kodierungstabelle für Marker und Non-Marker des Optimierungsmodells mit Lindenmayer-Zellen.

| ID | Muster | Beispiele | | |
|-----------|-------------|---|----------|--------------|
| 39...99 | <i>leer</i> | <i>Leerzeichen</i> | | |
| 100...106 | A[+?] | 100: A[+A] 101: A[+B] 102: A[+C] 103: A[+D] 104: A[+E] 105: A[+F] 106: A[+G] | } Marker | |
| 107...113 | A[-?] | 107: A[-A] 108: A[-B] 109: A[-C] 110: A[-D] 111: A[-E] 112: A[-F] 113: A[-G] | | |
| 114...127 | B[??] | 114: B[+A] 121: B[-A] | | |
| 128...141 | C[??] | 128: C[+A] 135: C[-A] | | |
| 142...155 | D[??] | 142: D[+A] 149: D[-A] | | |
| 156...169 | E[??] | 156: E[+A] 163: E[-A] | | |
| 170...183 | F[??] | 170: F[+A] 177: F[-A] | | |
| 184...197 | G[??] | 184: G[+A] 191: G[-A] | | |
| 198...204 | A | 198: A 199: A 200: A 201: A 202: A 203: A 204: A | | } Non-Marker |
| 205...211 | B | 205: B | | |
| 212...218 | C | 212: C | | |
| 219...225 | D | 219: D | | |
| 226...232 | E | 226: E | | |
| 233...239 | F | 233: F | | |
| 240...246 | G | 240: G | | |

II.1.5.5.2 Vorstudie: Steifigkeitsoptimierung

Als Vorstudie zur Nutzung von Lindenmayer-Zellsystemen als Variante der Strukturparametrisierung erfolgte die Steifigkeitsoptimierung eines generischen Flügelsegments. Das Flügelsegment hat ein NLF(1)-0115 Flügelprofil zur Grundlage. An der Flügelhinterkante wird eine Oberflächenkraft als Zuglast über circa die letzten 20% der Flügelsehnenlänge auf der Flügeloberseite aufgebracht (siehe Abbildung 70). Im Bereich der Flügelvorderkante werden alle Freiheitsgrade der Knoten auf der Flügelaußenhaut gesperrt, um eine feste Einspannung zu modellieren. Ziel ist die Minimierung der Strukturverformung.

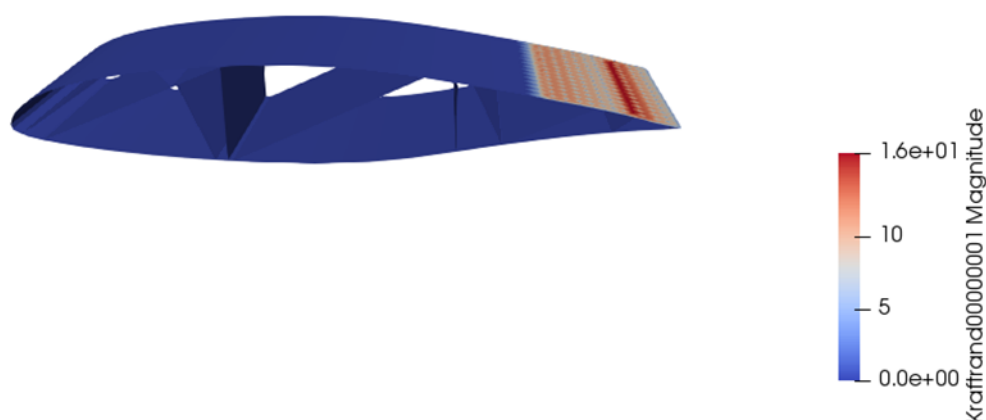


Abbildung 70: Kraftrandbedingungen der Testrechnung zur Steifigkeitsoptimierung mittels Lindenmayer-Zellen.

Als Zielfunktionswerte dienen das Maximum der Knotenabstände zwischen verformter und unverformter Geometrie auf der Flügelaußenhaut und die Gesamtstrukturmasse.

Ziel ist es, beide Zielfunktionswerte zu minimieren. Die Dicken und Materialparameter der Flügelaußenhaut und der inneren zellulären Struktur werden während der Optimierung nicht verändert, sodass ein Einfluss auf die Struktur nur über die Gestalt der inneren Struktur möglich ist. Es wurden 1756 Generationen mit 140 Elternindividuen gerechnet. Die resultierende Pareto-Front mit ausgewählten Individuen ist in Abbildung 71 dargestellt.

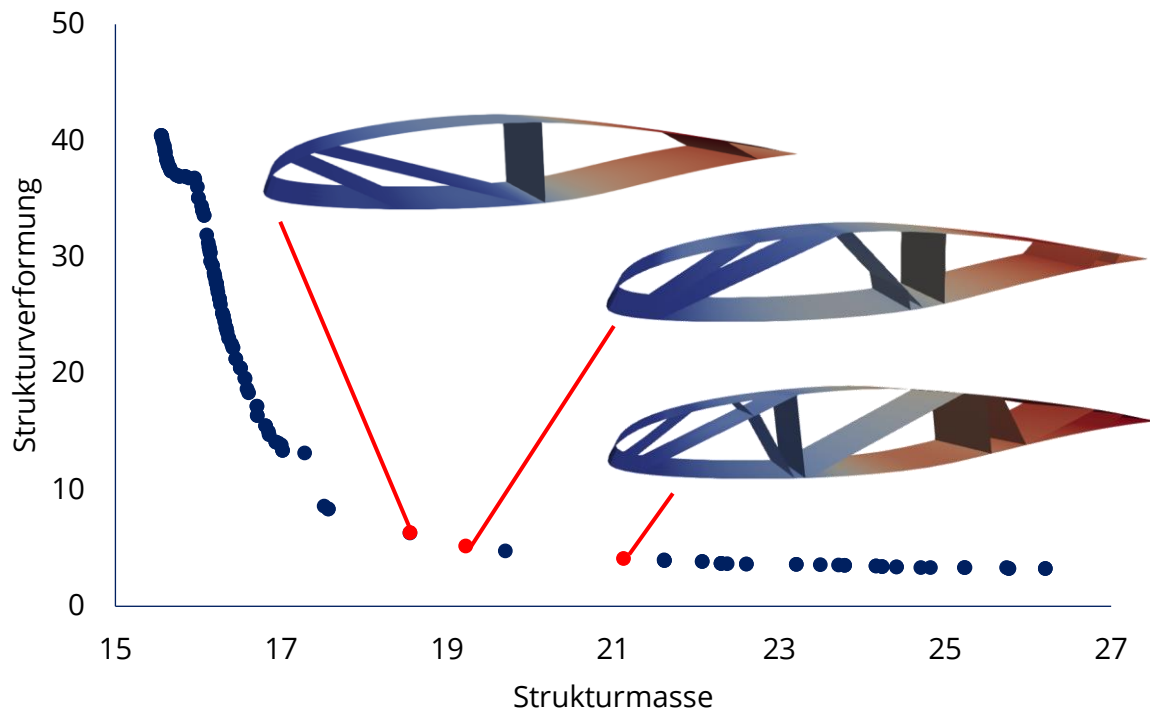


Abbildung 71: Steifigkeitsoptimierung als Testrechnung zur Strukturparametrisierung mittels Lindenmayer-Zellen.

Die Ergebnisse der Steifigkeitsoptimierung als Vorstudie zur Verwendung von Lindenmayer-Zellsystemen als Parametrisierungsmethode zeigten ein plausibles und nachvollziehbares Verhalten. Aus diesem Grund wurden die Lindenmayer-Zellsysteme für die Entwicklung und Umsetzung der Optimierungsmethode beibehalten.

II.1.5.5.3 Optimierungmodell für eine aktive innere Struktur

Nachdem sich die Lindenmayer-Zellsystemen bei der beschriebenen Vorstudie zur Steifigkeitsoptimierung eines Flügelsegments als prinzipiell geeignete Parametrisierungsmethode erwiesen haben, wurde nachfolgend ein Modell zur optimalen Gestaltung einer aktiven inneren Struktur bestehend aus Linearaktuatoren erarbeitet. Hierzu wurde das Problem auf eine zweidimensionale Betrachtung reduziert. Die Ausgangsgeometrie besteht aus einem zunächst vorgegebenen Flügelprofil.

Zur Modellierung der Aktuierung wird dem Werkstoff der gesamten inneren Struktur ein künstlicher Wärmeausdehnungskoeffizient

$$\alpha_{\text{Aktuator}} = 1 \text{ K}^{-1} \quad (36)$$

zugewiesen. Die Modellierung von Aktuatoren erfolgt durch das Setzen von Temperaturlasten auf die entsprechenden Balkenelemente. Der zulässige Wertebereich der Differenztemperaturen ΔT beträgt

$$-0,05 \text{ K} \leq \Delta T \leq 0,05 \text{ K}, \quad (37)$$

womit ein Dehnungsbereich

$$-5\% \leq \varepsilon_{\text{Aktuator}} \leq 5\%, \text{ mit} \quad (38)$$

$$\varepsilon_{\text{Aktuator}} = \alpha_{\text{Aktuator}} \cdot \Delta T \quad (39)$$

resultiert, was dem üblichen Dehnungsbereich von Formgedächtnislegierungen entspricht (vergleiche Abschnitt II.1.2.1.1).

II.1.5.5.4 Definition der Einspannung durch variablen Bereich

Die Einspannungsrandbedingungen des Modells werden durch die Vorgabe eines fixierten Bereichs definiert. Hierzu wird ein Polygon innerhalb des Flügelsegments vorgegeben und als Bereich fester Einspannung definiert. Der definierte Bereich wird aus dem Zellsystem ausgeschnitten, wobei die Schnittpunkte die Punkte fester Einspannung bilden (siehe Abbildung 72). Auf diese Weise kann mit einfachen Mitteln ein Holm als feste Einspannung idealisiert werden und dessen Position und Größe durch die Einbeziehung der Eckpunkte des Polygons als Optimierungsvariablen mitoptimiert werden.

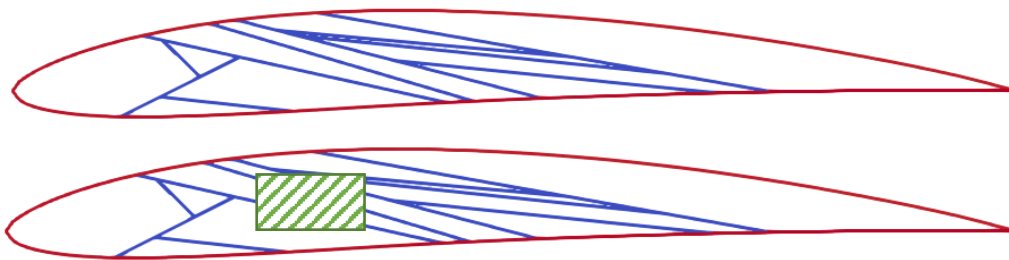


Abbildung 72: Definition eines Bereichs fester Einspannung bei Zellsystemen. Oben: ursprüngliches Zellsystem; unten: Zellsystem mit ausgeschnittenem Bereich fester Einspannung (grün).

II.1.5.5.5 Mapping des Zellsystems auf die Profilkontur

Um das Zellsystem bestmöglich in die Profilkontur einzupassen, wurden zwei verschiedene Varianten umgesetzt.

In der ersten Implementierung erfolgte die Erstellung des Zellsystems auf einem beliebigen Polygon, das die Profilkontur vollständig umschließen muss (vergleiche Abschnitt II.1.5.5.1). Das auf dem Polygon erzeugte Zellsystem wird anschließend auf den Bereich der Profilkontur zugeschnitten und die entstandenen Schnittpunkte zur Anbindung des Zellsystems an die Profilkontur genutzt.

Eine verbesserte Implementierung verwendet ein Mapping der Außenkontur des Zellsystems auf die Profilkontur. Hierzu wird das Zellsystem zunächst auf einem beliebigen Polygon, hier ein gleichseitiges Dreieck, erstellt. Im Anschluss erfolgt das Mapping auf die Profilkontur über die normierte Lauflänge, beginnend von einem definierten Startpunkt, wie in Abbildung 73 dargestellt. Der Startpunkt auf dem Ausgangspolygon wird durch den ersten Eckpunkt festgelegt. Auf der Profilkontur liegt der Startpunkt an der Profilhinterkante.

Die Laufrichtung ist auf dem Ausgangspolygon in Richtung der Definitionsreihenfolge der Eckpunkte festgelegt. Die Profilkontur wird ausgehend von der Hinterkante über die Profiloberseite, die Profilnase, die Profilunterseite wieder zur Hinterkante umlaufen (vergleiche Abbildung 74). Die Zellkanten, die sich aus den Kanten des Ausgangspolygons ergeben, werden nach Abschluss der Zellteilung entfernt. Die dabei entstehenden freien Anschlusspunkte dienen anschließend zur Anbindung des Zellsystems an die Profilkontur.

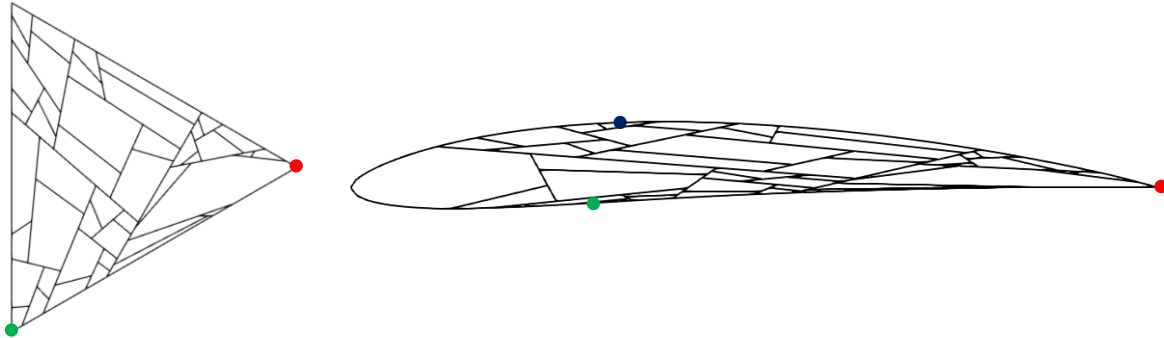


Abbildung 73: Mapping des Lindenmayer-Zellsystems von einem gleichseitigen Dreieck (links) auf die Profilkontur (rechts) unter Definition eines gemeinsamen Startpunkts (rot).



Abbildung 74: Laufkoordinate s entlang des Flügelprofils.

II.1.5.5.6 Einführung von Segmenten in Lindenmayer-Zellsystemen

In der ursprünglichen Implementierung der Lindenmayer-Zellsysteme entsprechen die modellierten Liniensegmente den Lindenmayer-Zellwänden nach deren Teilung. Somit ist die Anzahl der Linien zur Beschreibung einer Lindenmayer-Zelle in der Regel größer als die Anzahl ihrer Kanten, da diese in eine Vielzahl von Liniensegmenten unterteilt sind. Für die Nutzung als Geometrieparametrisierung von FE-Modellen resultiert hieraus der Nachteil, dass die Längen der Liniensegmente häufig signifikant kürzer sind als die gewünschte Elementgröße des FE-Modells. Somit hat das Lindenmayer-Zellsystem unerwünschten Einfluss auf die Vernetzung des damit parametrisierten FE-Modells.

Um diesen Nachteil aufzuheben, wurden Segmente eingeführt. Die Segmente stellen Gruppierungen einzelner Lindenmayer-Liniensegmente dar, sodass ein Segment jeweils der Kante einer Lindenmayer-Zelle entspricht. Eine Lindenmayer-Zelle mit n Eckpunkten besteht somit aus n Segmenten. Die Segmente stellen somit die größtmöglichen Linieneinheiten in den Zellsystemen dar und ermöglichen eine Strukturparametrisierung ohne Einfluss auf das FE-Netz zu nehmen.

II.1.5.5.7 Einführung zusätzlicher Geometriegrößen der Lindenmayer-Zellsysteme

Die Definition des Lindenmayer-Zellteilungssystems wurde um zusätzliche Geometrieigenschaften ergänzt, die Einfluss auf die entstehenden Zellen nehmen. Sie dienen der Vermeidung stark verzerrter Zellen und erlauben eine detailliertere Beeinflussung der resultierenden Geometrien. Hierzu wurden folgende Parameter eingeführt:

- Minimale Kantenlänge $l_{\text{Lindenmayer},\text{min}}$

- Minimaler Flächenanteil $f_{A,Lindenmayer,min}$,
- Minimaler Zellinnenwinkel $\varphi_{Lindenmayer,min}$.

Bei Verwendung der Parameter erfolgt eine Unterteilung von Liniensegmenten nur, wenn die Länge der resultierenden Teilsegmente jeweils mindestens $l_{Lindenmayer,min}$ beträgt. Eine Zellteilung wird nur vorgenommen, wenn die resultierenden Innenwinkel der neuen Zellen mindestens $\varphi_{Lindenmayer,min}$ betragen und die Fläche A_{neu} der flächenmäßig kleineren entstehenden Zelle mindestens $f_{A,Lindenmayer,min} \cdot A_{alt}$ beträgt, wobei A_{alt} die Fläche der zu teilenden Zelle ist.

Im Rahmen der Optimierungsrechnung dienen die drei zusätzlich eingeführten Geometrieparameter als weitere Optimierungsvariablen zur Strukturbeschreibung.

II.1.5.5.8 Einführung einer Dickenverteilung auf der Profilkontur

Neben der inneren Geometrie ist die Dicke der Profilaußenhaut entscheidend für das Verformungsverhalten des formveränderlichen Profils. Durch die Beeinflussung der Außenhautdicke werden nachgiebige Gelenke und gezielt versteifte Bereiche ermöglicht. Ziel ist es, die Außenhautdicke mit wenig Optimierungsparametern flexibel beschreiben zu können. Hierzu wird eine Definition der Hautdicke an diskreten Stützstellen vorgenommen. Diese sind, ausgehend von der Profilhinterkante, über die Laufkoordinate s (vergleiche Abbildung 74) definiert. Die Dicke zwischen zwei Stützstellen wird linear interpoliert.

Im Folgenden wurden zwölf Stützstellen an den Positionen $s = 0,0; 0,2; 0,3; 0,4; 0,45; 0,5; 0,55; 0,6; 0,65; 0,7; 0,8$ und $1,0$ gewählt.

II.1.5.5.9 Einführung von Optimierungsrandbedingungen

Im Laufe erster Testrechnungen zeigte sich die Notwendigkeit der Einführung von geometrischen Randbedingungen bei der Optimierung. Andernfalls resultieren unerwünschte Optimierungsergebnisse. Die umgesetzten Optimierungsrandbedingungen sind im Folgenden erläutert.

Austreten der inneren Struktur aus der äußeren Kontur

Zu beobachten war das Austreten der aktiven inneren Struktur aus der äußeren Kontur im verformten Zustand einiger Entwürfe. Dies soll durch die Wahl geeigneter innerer Strukturen ausgeschlossen werden. Hierzu wurde eine Prüfung eingeführt, ob Teile der inneren Struktur im verformten Zustand außerhalb der äußeren Profilkontur liegen.

Im Bewertungsmodell werden die Balkenelemente der inneren Struktur in Teilstücke unterteilt und für jedes Teilstück geprüft, ob dieses innerhalb der als Polygon interpretierten Fläche der Profilkontur liegt. Hierzu kommt der Algorithmus der Subroutine *contains2* aus [160] zum Einsatz.

Liegt einer der geprüften Punkte außerhalb der Profilkontur, werden die Zielfunktionswerte des Individuums mit einem Straffaktor multipliziert.

Überschneidung der Profilober- und -unterseite

Weiterhin wurde bei ersten Optimierungsrechnungen festgestellt, dass innere Strukturen entstehen, deren Aktuierung eine Überschneidung der Profilober- und -unterseite im verformten Zustand bewirken. Dies stellt ein unerwünschtes Verhalten dar, was durch die Einführung einer entsprechenden Randbedingung zu unterbinden ist. Hierfür erfolgt im Bewertungsmodell eine Trennung der Ober- und Unterseite des Flügelprofils im verformten Zustand. Entlang der Profilsehne erfolgt jeweils eine Unterteilung in 1000 äquidistante

Teilstücke. An den x -Koordinaten aller Trennpunkte wird die zugehörige y -Position der Profilober- und -unterseite durch lineare Interpolation der bekannten Knotenpositionen des FE-Modells bestimmt. Unterschreitet die Differenz der y -Position der Ober- und -unterseite eine vorgegebene Toleranzgrenze, wird die Geometrie als unzulässig definiert und erhält Strafzielfunktionswerte.

Die Wahl der Toleranzgrenze des Abstandes der Profilober- und -unterseite hat wesentlichen Einfluss auf die Optimierungsergebnisse. Wird ein sehr kleiner minimaler Abstand gewählt (beispielsweise 10^{-12}), entstehen potentiell verformte Profile mit sehr dünner Hinterkante (vergleiche Abbildung 75). Durch die Wahl eines zu großen minimalen Abstandes erfolgt hingegen eine zu starke Einschränkung des Lösungsraumes.

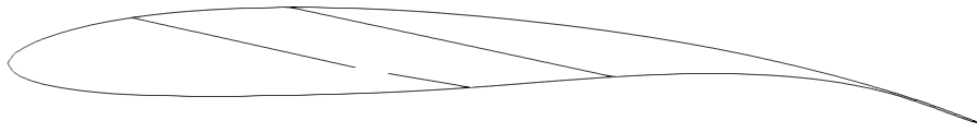


Abbildung 75: Beispielhafte Darstellung eines Profils mit innerer Struktur, die eine sehr dünne Hinterkante bei Aktuierung erzeugt.

II.1.5.5.10 Optimierung der Aktuierungsgrade innerhalb des FE-Lösers

Neben der Topologie der inneren Struktur ist dessen Belegung mit Linearaktuatoren und der Wahl deren Aktuierungsgrade über die Zuweisung entsprechender Wärmeausdehnungskoeffizienten α_{Aktuator} entscheidend für das resultierende Verformungsverhalten der aktiven Struktur. Hierzu wurde zunächst versuchsweise eine zweistufige Optimierung der inneren Struktur vorgenommen. In Anlehnung an [161] erfolgt somit eine Trennung der Optimierung der Grundstruktur und der Aktuatorbelegung auf der Grundstruktur. Abbildung 76 stellt den Ablauf der zweistufigen Optimierung dar.

In dem dargestellten Prozess finden folgende hausinterne Programme Anwendung:

- GOpS² als Optimierungsprogramm, basierend auf evolutionären Algorithmen;
- WingModeller als Modellgenerator zwei- und dreidimensionaler Flügelgeometrien;
- FEModeller als Vernetzer zur Erstellung von FE-Modellen auf Basis des Geometriemodells;
- FiPPS² als linear-statisches Finite Elemente Programm zur Strukturanalyse.

In der äußeren Optimierungsschleife erfolgt durch GOpS² ausschließlich die Optimierung der Grundstruktur, bestehend aus einem Lindenmayer-Zellsystem. Die Belegung der Aktuatoren mit Wärmeausdehnungskoeffizienten erfolgt für jedes Individuum in einer zweiten, inneren Optimierungsschleife unter Verwendung der Bibliothek NLOPT [162] innerhalb des FE-Lösers FiPPS². Auf diese Weise wird für jedes Individuum die bestmögliche Aktuatorbelegung ermittelt und diese bei der Bewertung des Individuums herangezogen. Der Vorteil der Verwendung von NLOPT als FORTRAN-Bibliothek zur Bereitstellung von Optimierungsalgorithmen liegt in der großen Auswahl zur Verfügung stehender Optimierungsalgorithmen mit einem gemeinsamen Interface. Somit kann auf einfache Weise eine Vielzahl unterschiedlicher Optimierungsalgorithmen verglichen werden.

Dabei wurden folgende Optimierungsalgorithmen herangezogen:

- ESCH, evolutionärer Algorithmus, [163],
- Nelder-Mead Simplex, gradientenfreies Verfahren, [164, 165],
- Method of Moving Asymptotes (MMA), gradientenbasiertes Verfahren, [166],
- Sequential Quadratic Programming, (SLSQP) gradientenbasiertes Verfahren, [167].

Für die Optimierung wird eine Zielgeometrie vorgegeben, die durch die resultierende aktive Struktur bestmöglich getroffen werden soll. Hierzu werden als Zielfunktionen verschiedene Bewertungsgrößen, wie das mittlere Fehlerquadrat des senkrechten Abstandes oder der maximale senkrechte Abstand zwischen der erreichten und gewünschten Zielkontur getestet. Weiterhin erfolgte vorab eine Skalierung, Translation und Rotation der resultierenden Kontur, sodass diese nach der Fehlerquadratmethode bestmöglich der Zielkontur entspricht.

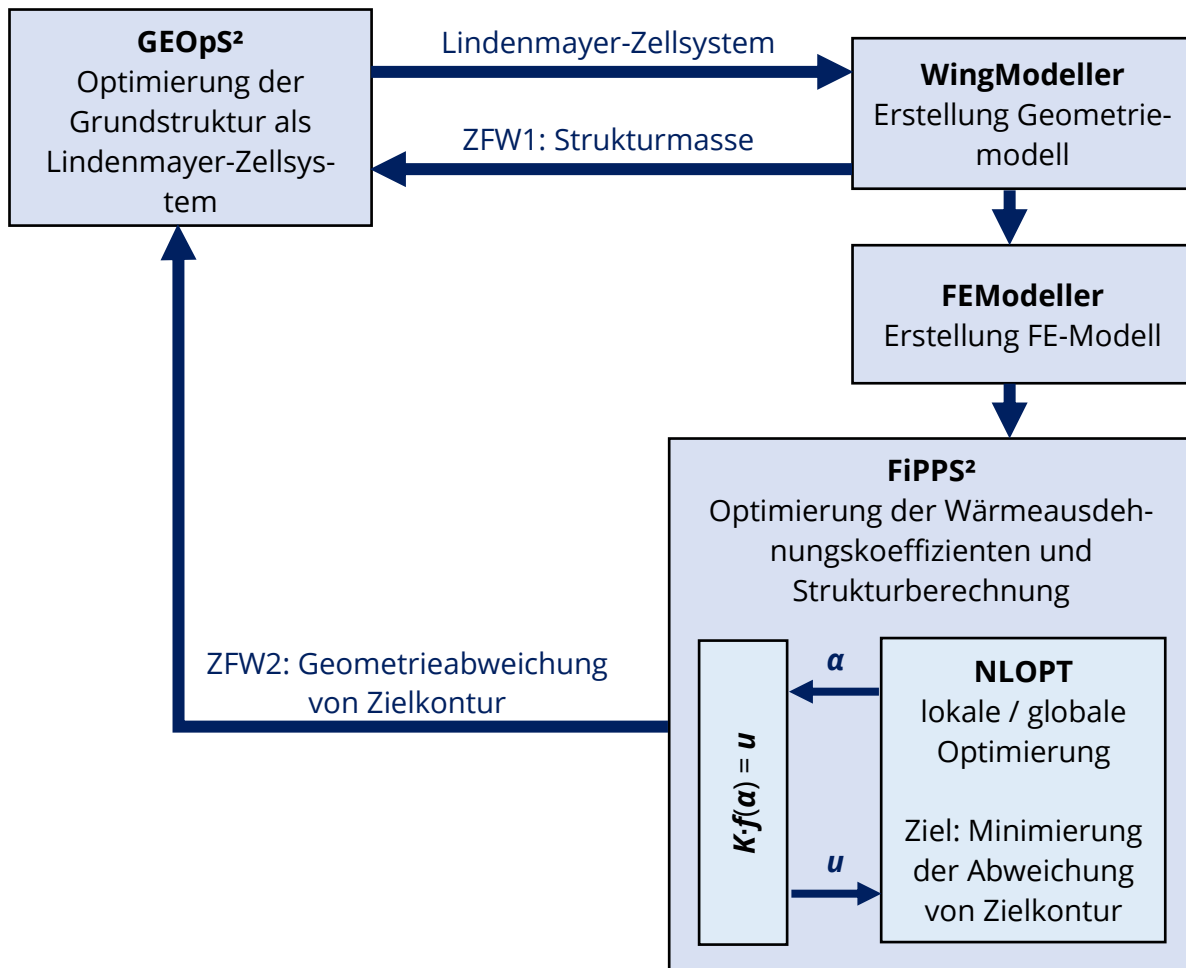


Abbildung 76: Ablauf der zweistufigen Optimierung von Grundstruktur und Aktuatorbelastung.

Testrechnungen zeigen, dass auch bei Variation der Definition der Zielfunktion und des Optimierungsalgorithmus keine zufriedenstellenden Ergebnisse erzielt werden. Dies wird in erster Linie begründet mit dem Fehlen einer aerodynamisch basierten Zielfunktion. Eine Kopplung der Optimierungsmethodik mit einer aerodynamischen Bewertung ist in diesem Fall, aufgrund der hohen Anzahl $\mathcal{O}(\geq 10^3)$ an Zielfunktionsauswertungen pro lokaler Optimierung, nicht zielführend. Aus demselben Grund besteht keine Aussicht mit diesem Verfahren Optimierungen durchzuführen, ohne die Zielkontur des Profils a priori vorzugeben, was im Sinne der Entwicklung aktiv morphender Strukturen einen signifikanten Nachteil darstellt.

Beispielhaft stellt Abbildung 77 ein Optimierungsergebnis dar. Die Ausgangs- und Zielkontur zeigt Abbildung 78. Obwohl die aktivierte Struktur (siehe Abbildung 79) die Zielkontur

global gut trifft, treten signifikante Abweichungen an der Profilnase auf. Insbesondere dieser Bereich ist aerodynamisch kritisch gegenüber Formabweichungen.

Aus den genannten Gründen erfolgte keine weitere Betrachtung der vorgestellten zwei-stufigen Optimierung.

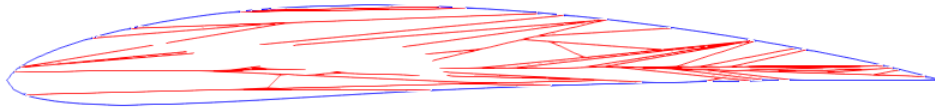


Abbildung 77: Beispiel einer resultierenden inneren Struktur bei Optimierung mittels SLSQP, unverformter Zustand.

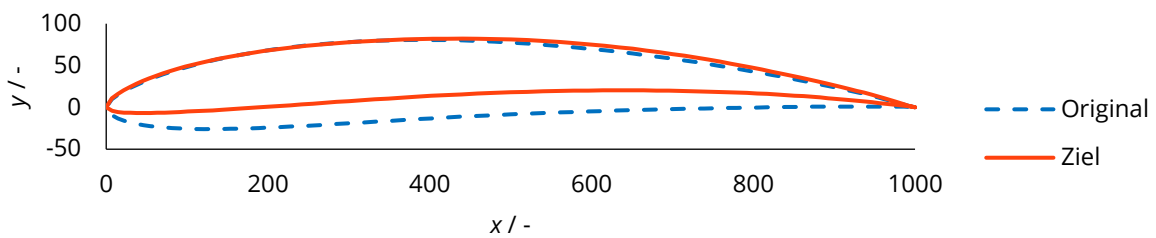


Abbildung 78: Ausgangs- und Zielkontur für die Optimierung der inneren Struktur mittels SLSQP.

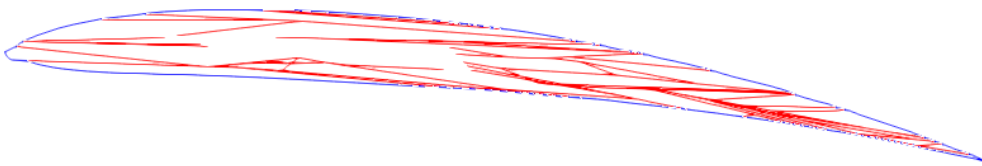


Abbildung 79: Beispiel einer resultierenden inneren Struktur bei Optimierung mittels SLSQP, verformter Zustand.

II.1.5.5.11 Modellierung der Verteilung der Wärmeausdehnungskoeffizienten über Level-Set Funktionen

Da sich, wie im vorherigen Abschnitt beschrieben, die separate Optimierung der Grundstruktur und den darauf platzierten Aktuatoren nicht als tauglich erwies, wurde stattdessen eine Methodik eingeführt, die die Grundstruktur und die Aktuatorplatzierung sowie deren Aktuierungsgrade simultan beschreibt. Auch hier stellte sich wieder die Forderung nach einer Parametrisierung, die bei möglichst geringer Parameteranzahl einen möglichst großen Gestaltungsraum zulässt. Hierzu wird eine vereinfachte Variante der Level-Set-Optimierung nach [168] verwendet.

Auf der, durch das Lindenmayer-Zellsystem definierten, Grundstruktur werden aktive Bereiche durch das Setzen von Wärmeausdehnungskoeffizienten der Aktuatoren $\alpha_{\text{Aktuator}} \neq 0$ definiert. Ein entsprechendes Beispiel zeigt Abbildung 80.

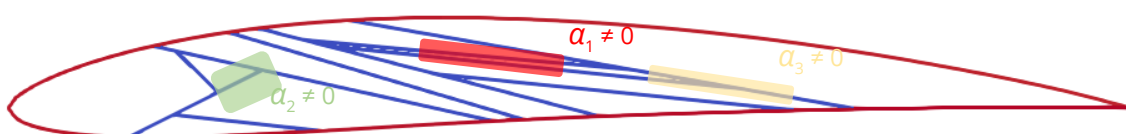


Abbildung 80: Beispielhafte Darstellung der Platzierung aktiver Bereiche in Form von Wärmeausdehnungskoeffizienten α auf einer Grundstruktur aus Lindenmayer-Zellen.

Die aktiven Bereiche werden dabei als Komponenten Φ_i der Level-Set Funktion Φ nach [168] definiert:

$$\Phi_i(x, y) = - \left[\left(\frac{\cos \theta_i (x - x_{0i}) + \sin \theta_i (y - y_{0i})}{\frac{l_i}{2}} \right)^q + \left(\frac{-\sin \theta_i (x - x_{0i}) + \cos \theta_i (y - y_{0i})}{\frac{t_i}{2}} \right)^q - 1 \right], \quad (40)$$

mit θ_i als Rotationswinkel, dem Ursprung (x_{0i}, y_{0i}) , der Länge l_i und der Breite t_i des Bereichs der Level-Set-Komponente sowie eines ganzzahligen Parameters q (hier nach [169, 168] $q = 6$), wie in Abbildung 81 dargestellt.

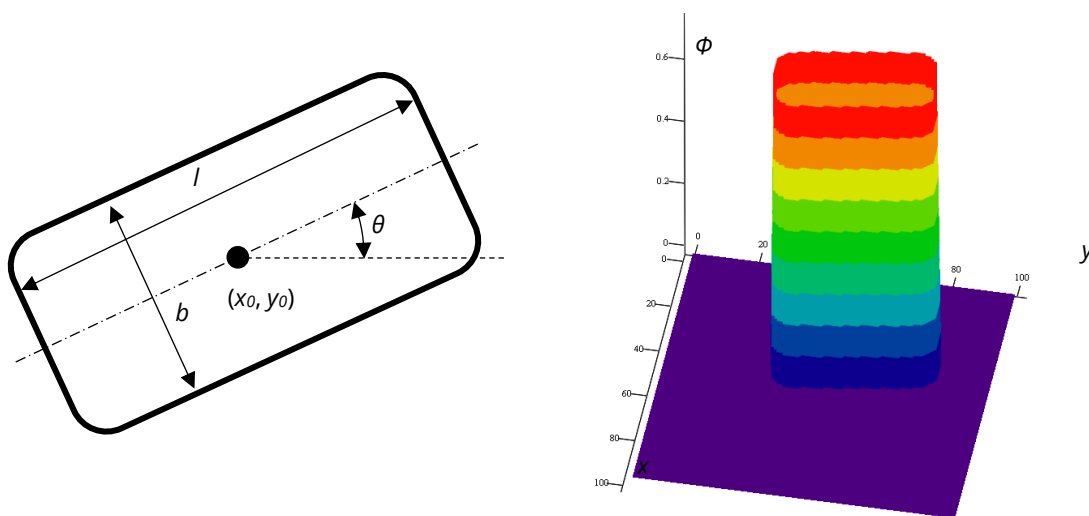


Abbildung 81: Darstellung der Level-Set-Komponenten, nach [169].

Jeder Komponente wird weiterhin ein Wärmeausdehnungskoeffizient $\alpha_{\text{Aktuator},i} \neq 0$ zugewiesen, den die eingeschlossenen Segmente der Lindenmayer-Zellen erhalten. Als eingeschlossen gilt dabei ein Segment, dessen Mittelpunkt in dem Bereich der Komponente i mit $\Phi_i(x, y) > 0$ liegt. Somit ist jeder aktive Bereich durch sechs Parameter definiert.

II.1.5.5.12 Fluid-Struktur-Kopplung

Zu dem bestehenden Optimierungsmodell wird eine Fluid-Struktur-Kopplung hinzugefügt, um die aerodynamischen Lasten berücksichtigen zu können. Hieraus folgt auch die Option der Einbeziehung passiver Morphingfähigkeiten, die auf einer Verformung infolge der Luftkräfte beruhen, in die Optimierungsrechnungen. Hierzu kommt, wie bei der aerodynamischen Bewertung, Xfoil als Strömungslöser zum Einsatz.

Der prinzipielle Ablauf der Fluid-Struktur-Kopplung ohne Einbeziehung von Initialspannungen ist in Abbildung 82 dargestellt.

Als Abbruchkriterium der Schleife aus struktureller und aerodynamischer Lösung dient in der finalen Umsetzung die Bewertung der relativen maximalen Verschiebungsänderung zwischen zwei Durchläufen

$$\left| \frac{\max_i u_i^j - \max_i u_i^{j-1}}{\max_i u_i^j} \right| < \varepsilon_{FSI}, \quad (41)$$

wobei u_i^j den Betrag des Verschiebungsvektors des Knotens i , $1, 2, \dots, n_{Kontur}$ der Profilkontur zum Durchlauf j bezeichnet; n_{Kontur} gibt die Gesamtanzahl der Knoten auf der Profilkontur an; ε_{FSI} bezeichnet das Abbruchkriterium (hier $\varepsilon_{FSI} = 10^{-2}$). Für eine ordnungsgemäße Beendigung der Schleife muss Gl. (41) erfüllt sein.

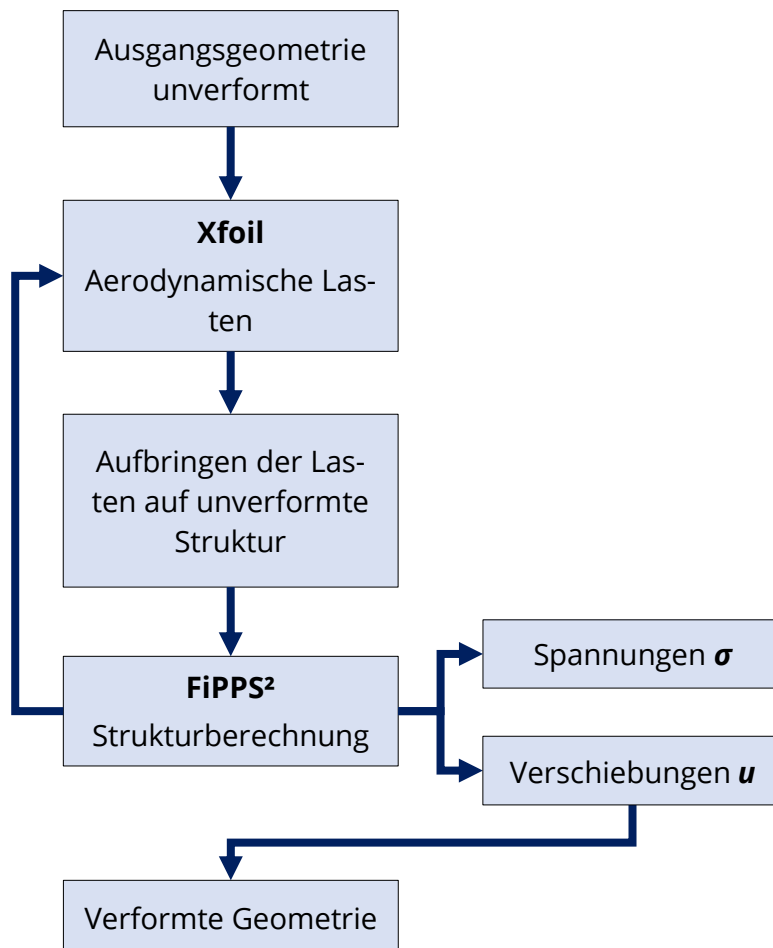


Abbildung 82: Prinzipskizze der Fluid-Struktur-Kopplung.

II.1.5.5.13 Kombinierte aerodynamische und strukturelle Optimierung

Für die Kombination der aerodynamischen und strukturellen Optimierung wird ein Ausgangsprofil vorgegeben. Dieses wird im Laufe der Optimierung mit einer aktiven inneren Struktur versehen, bei deren Aktivierung ein Profil resultiert, das die gewünschten aerodynamischen Ansprüche für einen definierten Zielauftriebsbeiwert $C_{A,Ziel}$ erfüllt. Für das aerodynamische Bewertungsmodell wurde dabei auf die Erfahrungen aus der Profilloptimierung (Abschnitt II.1.5.4) zurückgegriffen.

Zu den drei Zielfunktionswerten der Profilloptimierung (vergleiche Gl. (32) – (34)) kommt für die aero-strukturelle Optimierung zusätzlich der Zielfunktionswert der Gesamtstrukturmasse m hinzu.

Der Optimierungsprozess ähnelt dem beschriebenen Prozess zur Profilloptimierung und ist in Abbildung 83 dargestellt. Abweichend ist die hier zwischengeschaltete Fluid-Struktur-Kopplung. Innerhalb dieser wird die Verformung der Profilkontur, infolge der Aktuierung durch die innere Struktur und der äußeren Luftkräfte, ermittelt. Die resultierende verformte Profilkontur wird abschließend derselben aerodynamischen Bewertung wie bei der Profilloptimierung unterzogen, wodurch die drei aerodynamischen Zielgrößen für die verformte Kontur erhalten werden. Die Gesamtstrukturmasse m wird unmittelbar im Modellgenerator auf Basis der Geometrie und der Materialdichte ermittelt.

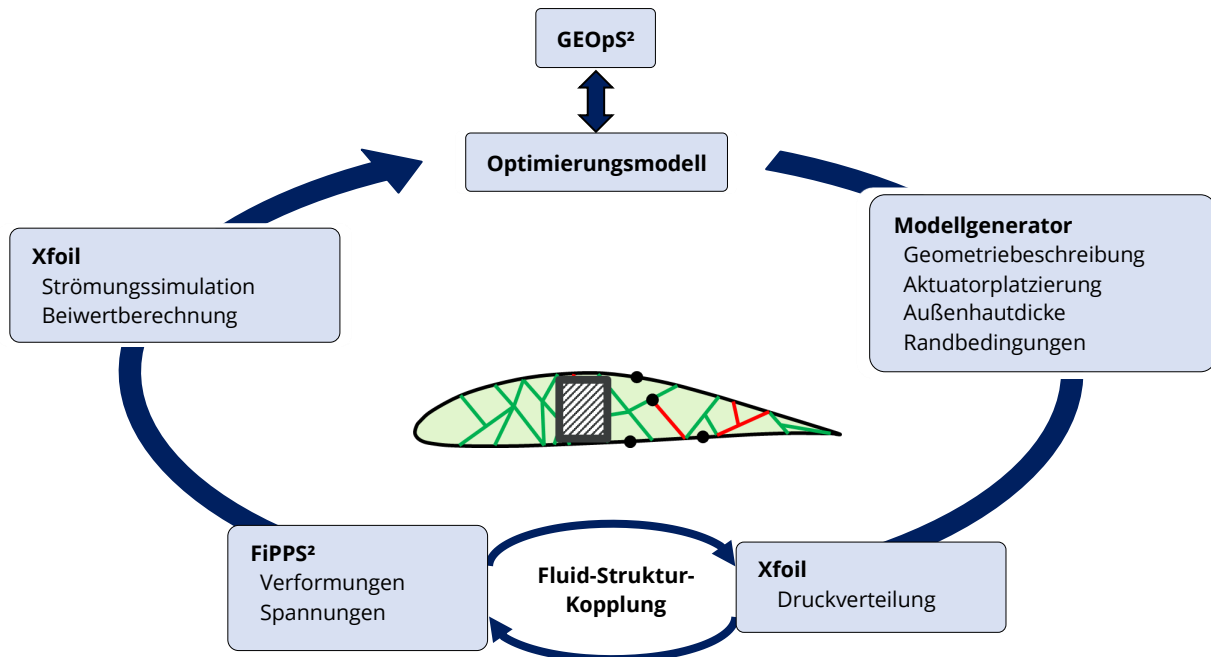


Abbildung 83: Erste Implementierung der aero-strukturellen Optimierung einer aktiven Profilstuktur.

II.1.5.6 Weiterentwicklung der Optimierungsmethode

Der vorhergehende Abschnitt II.1.5.5 beschrieb die grundlegende Umsetzung einer Methode zur Optimierung aktiv formveränderlicher Flügel. Im Rahmen erster Optimierungsrechnungen ergab sich die Notwendigkeit der Erweiterung der Methode. Diese hatten die Verbesserung der Ergebnisse sowie die Steigerung der Effizienz der Methode zum Ziel.

II.1.5.6.1 Modifikation der Fluid-Struktur-Kopplung

Die Motivation für eine Modifikation der bisherigen Umsetzung der Fluid-Struktur-Kopplung lag in dem Wunsch nach einer separaten Vernetzung des Struktur- und Fluidmodells, sodass auf die Spezifika beider Rechenmethoden bei der Vernetzung gesondert Rücksicht genommen werden kann. An die Vernetzung für den Fluid- und Strukturlöser werden unterschiedliche Anforderungen gestellt. Beispielsweise ist bei der Vernetzung für den Fluidlöser eine starke Netzverfeinerung an der Flügelvorder- und -hinterkante gewünscht, die für den Strukturlöser nicht erforderlich ist und die Rechenzeit bei Netzgleichheit unnötig erhöhen würde. Im Gegensatz dazu genügt für das Fluidnetz eine relativ grobe Vernetzung in Spannweitenrichtung, was wiederum für die Strukturanalyse nicht anwendbar ist.

Weiterhin erfolgte bei der bisherigen Umsetzung der Fluid-Struktur-Kopplung der Datenaustausch zwischen den einzelnen Iterationsschritten über gesonderte Dateien. Nach jedem Iterationsschritt wurde ein neues FE-Modell durch den Modellgenerator generiert und ausgeschrieben (vergleiche Abbildung 83). Wie in der Prinzipskizze der Fluid-Struktur-Kopplung (siehe Abbildung 82) dargestellt, werden hierbei nur die äußeren Lasten aufgrund der veränderten Strömungssituation aktualisiert. Somit verursachte die bisherige Implementierung einen unnötig hohen Rechenaufwand.

Die Neuerstellung des FE-Modells ist aufgrund der gleichbleibenden Geometrie überflüssig. Weiterhin bleibt, aufgrund ebenfalls unveränderter Materialparameter, die Gesamtsteifigkeitsmatrix \mathbf{K} des FE-Problems (Gl. (42)) über alle Iterationsschritte gleich.

$$\mathbf{Ku} = \mathbf{f} \quad (42)$$

Es ändert sich lediglich der Vektor der äußeren Lasten \mathbf{f} aufgrund der aktualisierten aerodynamischen Lasten, mit dem die neuen Verschiebungen \mathbf{u} berechnet werden können. Dies wurde von der bisherigen Implementierung der Fluid-Struktur-Kopplung nicht ausgenutzt, verspricht jedoch einen wesentlichen Zuwachs an Effizienz bei der Programmausführung.

Die modifizierte Fluid-Struktur-Kopplung hat zum Ziel, die Kopplung vollständig in den FE-Löser FiPPS² zu integrieren, der über eine entsprechende Schnittstelle auf den Fluidlöser zugreift. Somit ist die Fluid-Struktur-Kopplung aus Nutzersicht vollständig in FiPPS² gekapselt und kann einfach angesteuert werden. Dies zeigt die Darstellung des modifizierten Optimierungsablaufs in Abbildung 84.

Im Hinblick auf die Zukunftsfähigkeit und Weiterverwendbarkeit der Werkzeuge wird weiterhin die Möglichkeit der Berechnung dreidimensionaler Strukturen berücksichtigt.

In den folgenden Abschnitten erfolgt eine knappe Beschreibung der modifizierten Fluid-Struktur-Kopplung.

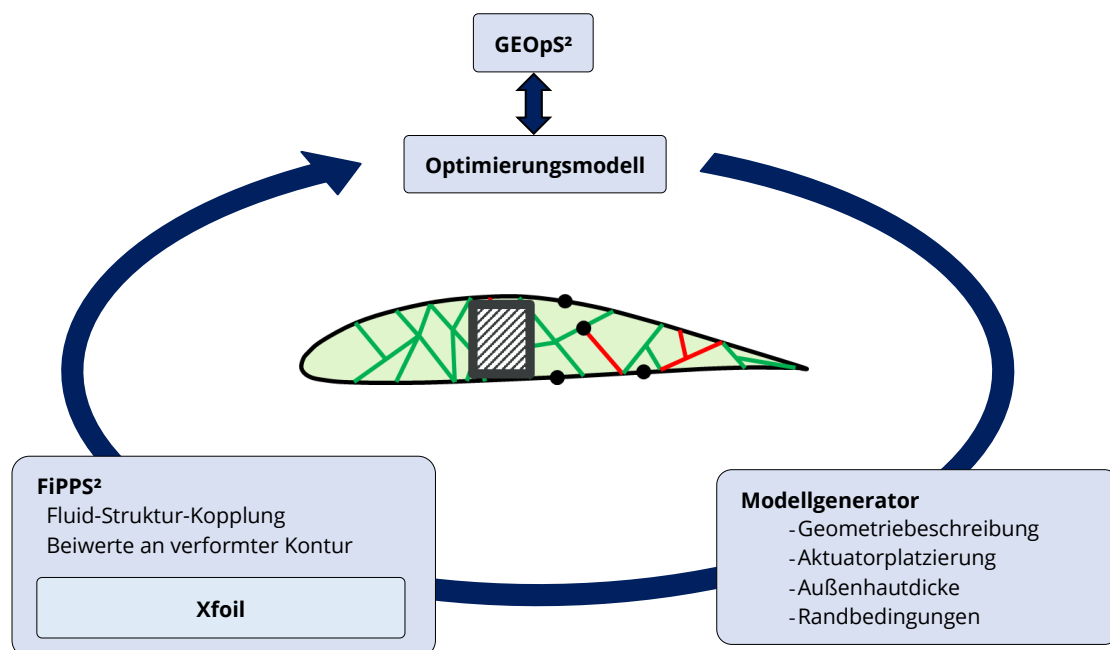


Abbildung 84: Modifizierte Implementierung der aero-strukturellen Optimierung einer aktiven Profilstruktur.

Kopplung des Fluid- und Strukturnetzes

Wie in Abbildung 82 ersichtlich, erfolgt eine bidirektionale Kopplung zwischen Fluid- und Strukturlöser. Von dem Fluid- an den Strukturlöser werden die Oberflächenkräfte als Erhaltungsgröße übertragen. Von dem Struktur- an den Fluidlöser erfolgt die Übertragung der Verschiebungen.

Übertragung der Oberflächenkräfte

Jedem Element des Fluidnetzes wird im Rahmen der Strömungsberechnung ein Druckbeiwert c_p zugewiesen, der mittels des Staudrucks über die Anströmgeschwindigkeit v_∞ und die Luftdichte ρ auf den dynamischen Druck Δp umgerechnet werden kann:

$$\Delta p = c_p \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v_\infty^2. \quad (43)$$

Nach Abschluss der Fluidsimulation erfolgt die Übergabe der elementweisen Werte Δp_{eFi} der Elemente des Fluidnetzes e_{Fi} an FiPPS². Innerhalb von FiPPS² erfolgt die Zuordnung der Druckwerte an die Knoten des Strukturnetzes gemäß der Darstellung in Abbildung 85. Jedem Strukturknoten wird hierbei der Druckwert des Fluidelements zugewiesen, auf dessen Oberfläche seine senkrechte Projektion möglich ist. Die Zuweisung der Strukturknoten zu den Fluidelementen erfolgt dabei nicht in FiPPS² selbst, sondern wird durch die angepasste Vernetzungsbibliothek FEModeller bei Erstellung des FE-Modells vorab berechnet.

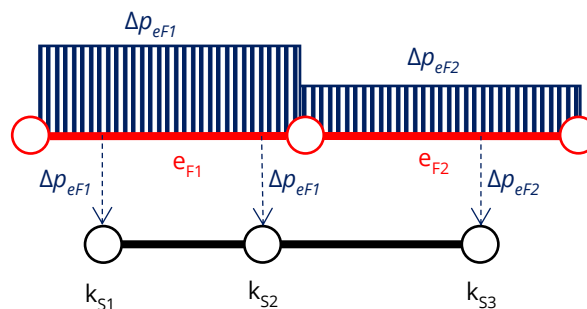


Abbildung 85: Zuordnung der Drücke von den Elementen des Fluidnetzes e_F auf die Knoten des Strukturnetzes k_S .

Anschließend wird jedem Strukturelement i der Druck $\Delta p'_{eS}$ als Mittelwert der Drücke $\Delta p_{kS,j}$ an seinen $j = 1, \dots, n_k$ Knoten zugewiesen:

$$\Delta p'_{eS,i} = \frac{\sum_{j=1}^{n_k} \Delta p_{kS,j}}{n_k}. \quad (44)$$

Nach Zuweisung der Drücke aller Strukturelemente erfolgt abschließend eine Korrektur um den Faktor der Gesamtkraft des Fluid- zu der Gesamtkraft des Strukturmodells:

$$\Delta p_{eS,i} = \Delta p'_{eS,i} \cdot \frac{\sum \Delta p_{eF,i}}{\sum \Delta p'_{eS,i}}. \quad (45)$$

Auf diese Weise wird der Charakteristik des Drucks als Erhaltungsgröße Rechnung getragen.

Übertragung der Verschiebungen

Das Prinzip der Übertragung der Verschiebungen von dem Struktur- auf den Fluidlöser stellt Abbildung 86 dar.

Analog zu der Übertragung der Oberflächendrücke erfolgt auch für die Übertragung der Verschiebungen vorab eine Zuweisung jedes Knotens des Fluidnetzes k_F zu einem Element des Strukturnetzes e_S , gemäß der senkrechten Projektion des Knotens auf die Elemente. Zusätzlich wird hierbei die Lage der senkrechten Projektion des Knotens innerhalb des Elements in dessen natürlichen Koordinaten, für das lineare Balkenelement $\xi = [0, \dots, 1]$, gespeichert. Mittels dieser erfolgt die Bestimmung der Verschiebungen an den Knoten des Fluidnetzes e_F für das lineare Balkenelement mit den Knoten e_{Sj} und e_{Sj+1} :

$$u_{e_{Fi}} = u_{e_{Sj}} \cdot \xi + (1 - \xi) \cdot u_{e_{Sj+1}} \cdot \quad (46)$$

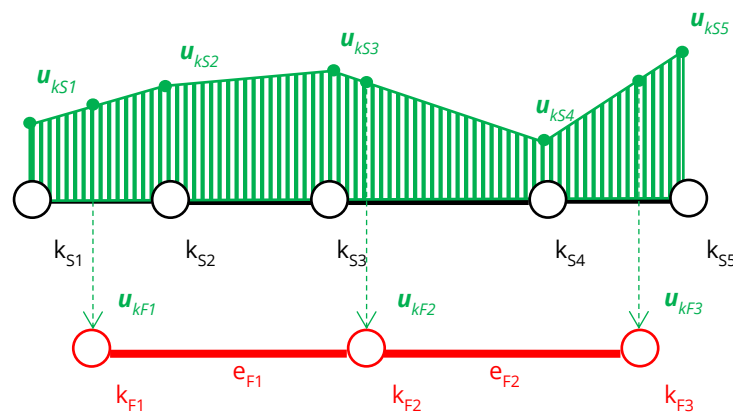


Abbildung 86: Zuordnung der Verschiebungen von den Knoten des Strukturnetzes k_S auf die Knoten des Fluidnetzes k_F .

Da die Verschiebungen keine Erhaltungsgröße darstellen, ist die Übertragung an dieser Stelle, ohne die Notwendigkeit einer weiteren Korrektur, abgeschlossen.

Anbindung des Strömungslösers an den Finite Elemente Löser FiPPS²

Wie beschrieben, erfolgt bei der modifizierten Fluid-Struktur-Kopplung die Ansteuerung des Strömungslösers direkt aus FiPPS². Hierzu steht ein generisches FORTRAN-Interface zur Verfügung, das die Übertragung von Druck- und Verschiebungsgrößen erlaubt. Auf diese Weise ist eine modulare Anbindung verschiedener Strömungslöser möglich.

Für zweidimensionale Simulationen erfolgt die Verwendung des viskosen-nichtviskosen 2D Panel Programms Xfoil. Eine direkte Kopplung des in FORTRAN77 geschriebenen Programms Xfoil an FiPPS² erscheint mit vertretbarem Aufwand nicht möglich. Aus diesem Grund wird zur Ansteuerung von Xfoil die hierfür geschriebene FORTRAN Subroutine XfoilWrapper zwischengeschaltet. Diese übernimmt die Ansteuerung von Xfoil mittels des Austauschs von Dateien und wird als Black-Box zwischen Xfoil und FiPPS² geschaltet.

Der vollständige Verzicht auf externe Dateioperationen ist möglich bei der Durchführung dreidimensionaler Fluid-Struktur-Kopplungen, dank Einbindung des 3D Panel Programms APAME, das im nachfolgenden Abschnitt knapp beschrieben wird. In Ermangelung der Einbeziehung viskoser Effekte, kann APAME derzeit jedoch nicht für die durchgeführte Optimierung aktiver Flügel verwendet werden.

Modifikation und Einbindung des 3D Panel Programms APAME

Um perspektivisch die Erweiterung auf dreidimensionale Analysen zu ermöglichen, erfolgte die Einbindung des freien 3D Panel Programms APAME [170, 171] in FiPPS². APAME ist ein nichtviskoses Panel Programm und erlaubt somit die Berechnung der Druckverteilung um beliebige umströmte Körper. Viskose Effekte, wie Ablösungen, werden nicht berücksichtigt, womit auch keine Berechnung des viskosen Widerstandes möglich ist.

In der Originalversion erlaubt APAME lediglich die Abschätzung des induzierten Widerstands auf Basis der Integration der Druckverteilung. Da dies jedoch nur eine äußerst ungenaue Approximation des induzierten Widerstands darstellt, erfolgte die Erweiterung von APAME um die Berechnung des induzierten Widerstands auf Grundlage der Nachlaufpanels in der Trefftz-Ebene nach [172, 173, 174, 175]. Die implementierte Berechnung des induzierten Widerstands wird erfolgreich durch den Vergleich mit Ergebnissen aus der Literatur validiert. Exemplarisch dargestellt ist die Validierung auf Grundlage eines elliptischen Flügels mit symmetrischem NACA0012-Profil [173]. Die vernetzte Geometrie des Flügels ist als Draufsicht in Abbildung 87 dargestellt.

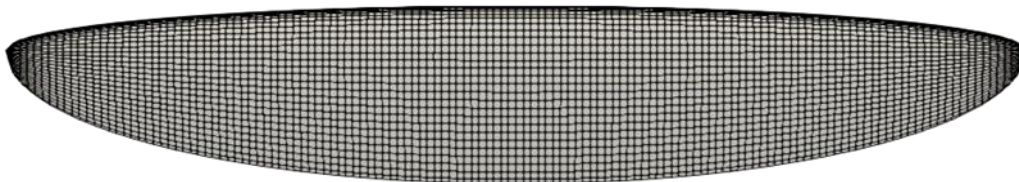


Abbildung 87: Elliptischer Flügel mit NACA0012-Profil nach [173].

Wesentliche geometrische Abmaße sind in Tabelle 45 gelistet; die Strömungsrandbedingungen finden sich in Tabelle 46.

Tabelle 45: Geometrische Maße des elliptischen Flügels mit NACA0012-Profil nach [173].

| Bezeichnung | Formelzeichen | Wert | Einheit |
|----------------------|---------------|------|----------------|
| Mittlere Flügeltiefe | l_{μ} | 1,0 | m |
| Spannweite | b | 6,74 | m |
| Flügelfläche | S | 6,47 | m ² |

Tabelle 46: Strömungsrandbedingungen für den Testfall des elliptischen Flügels mit NACA0012-Profil nach [173].

| Bezeichnung | Formelzeichen | Wert | Einheit |
|------------------------|---------------|---------|-------------------|
| Anströmgeschwindigkeit | v_{∞} | 30,0 | m/s |
| Luftdichte | ρ | 1,225 | kg/m ³ |
| Atmosphärischer Druck | p_{∞} | 101,325 | kPa |

Aus der Literaturquelle ist der Beiwert des induzierten Widerstands für einen Anstellwinkel $\alpha = 8,0^{\circ}$ bekannt. Den Vergleich mit den in APAME berechneten Werten stellt Tabelle 47 dar. Hierbei wurden drei Fälle betrachtet. Zunächst erfolgte der Vergleich bei identischem Anstellwinkel $\alpha_{APAME} = 8,0^{\circ}$. In diesem Fall beträgt die relative Abweichung des berechneten induzierten Widerstands C_{wi} vom analytischen Wert 1,42%, der Oswald-Faktor

$$e = \frac{C_A^2}{\pi \cdot \Lambda \cdot C_{wi}}, \quad (47)$$

mit der Flügelstreckung $\Lambda = b^2/S = 7,0$ weicht um -0,85% ab. Für den weiteren Vergleich erfolgte die Berechnung mit einem leicht reduzierten Anstellwinkel $\alpha_{APAME} = 7,96^\circ$. In diesem Fall tritt die bestmögliche Übereinstimmung des induzierten Widerstands mit 0,35% Abweichung auf, der Oswald-Faktor weicht um -0,80% ab. Jedoch ist hierbei der Auftriebsbeiwert $C_{A,APAME}$ geringfügig kleiner als der Referenzauftriebsbeiwert $C_{A,ref}$. Als letzter Fall erfolgte die Trimmung des Anstellwinkels in APAME so, dass der erhaltene Auftriebsbeiwert dem Referenzwert entspricht. Hierbei weicht der induzierte Auftriebsbeiwert um 0,89%, der Oswald-Faktor um -0,88% von dem Referenzwert ab.

Es ist zu folgern, dass eine zuverlässige Berechnung des induzierten Auftriebsbeiwerts mit Abweichungen kleiner als 1% möglich ist, sofern die Trimmung auf den gleichen aerodynamischen Zustand erfolgt.

Tabelle 47: Vergleich der induzierten Widerstände, berechnet mit der modifizierten Version von APAME, und den analytischen Werten aus [173].

| Kenngröße | $\alpha_{APAME} / ^\circ$ | | |
|----------------------------|---------------------------|---------|---------|
| | 8,0 | 7,96 | 7,97789 |
| $C_{A,ref} / -$ | 0,64159 | 0,64159 | 0,64159 |
| $e_{ref} / -$ | 0,99916 | 0,99916 | 0,99916 |
| $C_{wi,ref} / -$ | 0,01873 | 0,01873 | 0,01873 |
| $C_{A,APAME} / -$ | 0,64337 | 0,64015 | 0,64159 |
| $C_{wi} / -$ | 0,0190 | 0,0188 | 0,0189 |
| $\Delta_{rel}(C_{wi}) / -$ | 1,42% | 0,35% | 0,89% |
| $e / -$ | 0,991 | 0,991 | 0,990 |
| $\Delta_{rel}(e) / -$ | -0,85% | -0,80% | -0,88% |

Weiterhin wurde APAME für eine effiziente Berechnung von Flügeln um die Berücksichtigung einer Symmetrieebene an der Flügelwurzel ergänzt. Dies erlaubt die Simulation von Flügelumströmungen auf Basis von Halbflügeln.

Die Kopplung an FiPPS² erfolgte auf Quelltextebene, sodass der Datenaustausch vollständig ohne Dateioperationen auskommt. Die Kopplung erfolgte analog zu der beschriebenen 2D-Kopplung, wobei als Strukturelemente Acht-Knoten-Schalenelemente mit quadratischem Ansatz und als Fluidelemente Vier-Knoten Panels mit konstanter Dipol- und Quellenstärke verwendet werden.

Validierung der Fluid-Struktur-Kopplung

Die Validierung der Fluid-Struktur-Kopplung erfolgte am Beispiel der 3D-Kopplung mit APAME im Rahmen der Diplomarbeit von Herrn Siehl [176] auf Basis eines Rechteckflügels mit NACA0012-Profil. Der Flügel besteht aus einer Außenhaut mit konstanter Dicke ohne Innenstruktur und ist an der Wurzel fest eingespannt. Die geometrischen Abmaße des Flügels stellt Tabelle 48 dar; Materialparameter sind in Tabelle 48 zu finden.

Tabelle 48: Geometrische Abmaße des Rechteckflügels mit NACA0012-Profil zur Validierung der Fluid-Struktur-Kopplung [176].

| Bezeichnung | Formelzeichen | Wert | Einheit |
|------------------------|---------------|------|----------------|
| Flügeltiefe (konstant) | l | 2,0 | m |
| Spannweite | b | 24,0 | m |
| Flügelfläche | S | 48,0 | m ² |
| Hautdicke (konstant) | t | 8,0 | mm |

Tabelle 49: Materialparameter des Rechteckflügels mit NACA0012-Profil zur Validierung der Fluid-Struktur-Kopplung [176].

| Bezeichnung | Formelzeichen | Wert | Einheit |
|----------------------|---------------|-------|---------|
| Elastizitätsmodul | E | 72400 | GPa |
| Querkontraktionszahl | ν | 0,33 | - |
| Schubmodul | E | 27218 | GPa |

Als Vergleich dient die Berechnung desselben Testfalls in der kommerziellen Simulationsumgebung ANSYS Workbench 19.2 mit ANSYS Mechanical als Struktur- und ANSYS Fluent als Fluidlöser.

Beispielhaft dargestellt sind die Ergebnisse für eine Anströmung mit $v_\infty = 170$ m/s, $\rho = 1,225$ kg/m³ und einem Anstellwinkel $\alpha = 2^\circ$. Tabelle 50 stellt die relative Abweichung der Flügelspitzenverformung von dem Ergebnis in FiPPS²/APAME zu den Ergebnissen aus ANSYS bei verschiedenen Feinheiten des Struktur- und Fluidnetzes dar. Die resultierenden Druckverteilungen am verformten Flügel bei feiner Struktur- und Fluidvernetzung stellt Abbildung 88 gegenüber.

Es zeigt sich jeweils eine gute Übereinstimmung der Ergebnisse.

Tabelle 50: Relative Abweichung der Flügelspitzenverschiebung in FiPPS²/APAME von ANSYS [176].

| | | Netzfeinheit Fluid | | |
|-----------------------|--------|--------------------|--------|-------|
| | | Grob | Mittel | Fein |
| Netzfeinheit Struktur | Grob | 13,12% | 4,47% | 4,35% |
| | Mittel | 4,94% | 3,38% | 0,38% |
| | Fein | 3,97% | 3,72% | 1,36% |

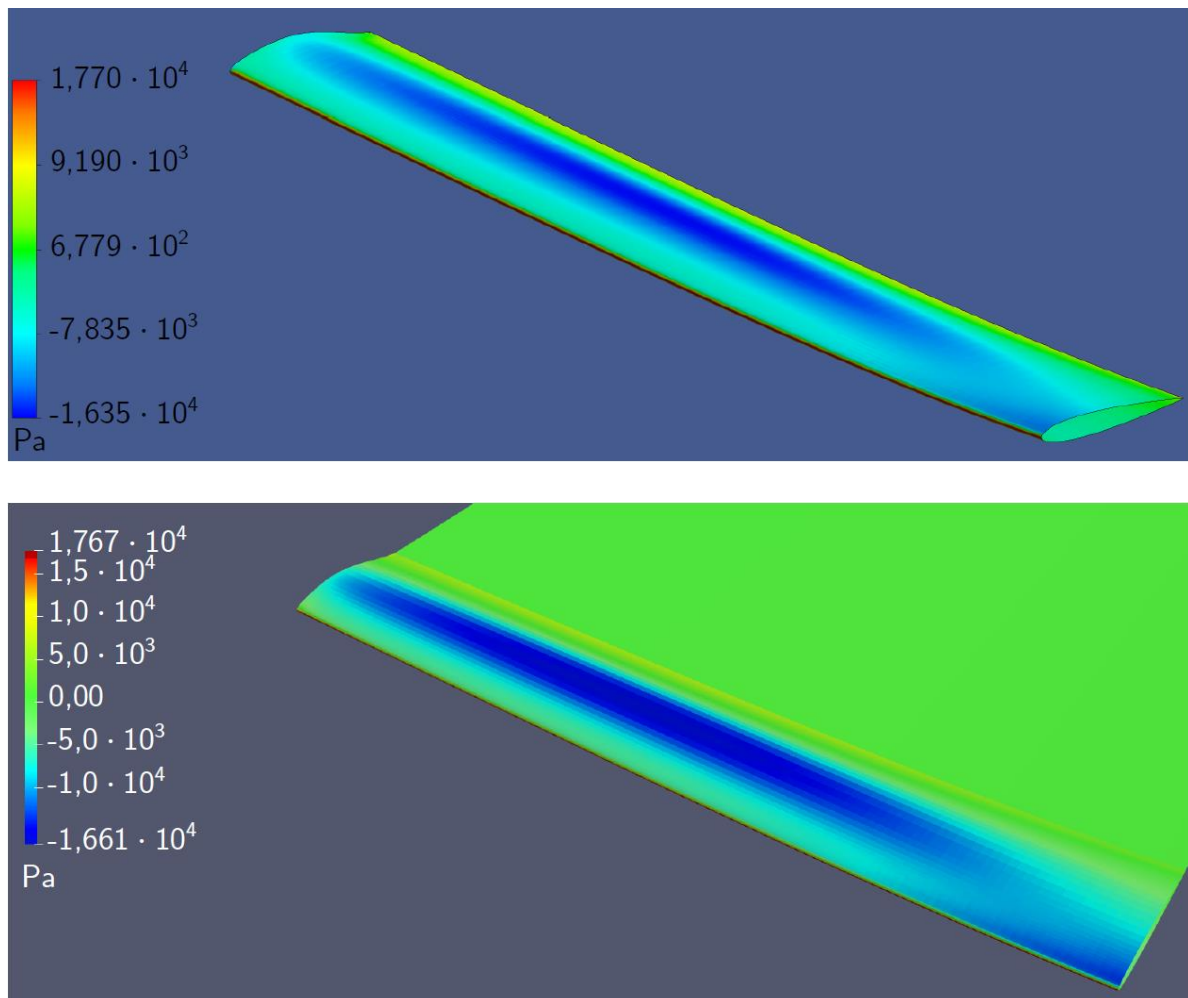


Abbildung 88: Vergleich der Druckverteilungen am verformten Rechteckflügel, berechnet in ANSYS Mechanical/Fluent (oben) und FiPPS²/APAME (unten), jeweils mit feiner Struktur- und Fluidvernetzung, aus [176].

II.1.5.6.2 Modifikation des Modellgenerators

Wie in Abschnitt II.1.5.6.1 beschrieben, besteht die Motivation der Modifikation der Fluid-Struktur-Kopplung sowie des Modellgenerators in dem Wunsch nach einer problemspezifischen Vernetzung des Fluid- und Strukturmodells. Für die Erzeugung von Rechenmodellen mit getrennter Fluid- und Strukturvernetzung erfolgte eine weitgehende Neuimplementierung des in Java geschriebenen Modellgenerators WingModeller als WingModeller².

Dieser stellt bei Erzeugung der Rechenmodelle auch die in Abschnitt II.1.5.6.1 beschriebenen Konnektivitätsinformationen zwischen den Knoten und Elementen des Fluid- und Strukturmodells bereit. Des Weiteren folgt WingModeller² nun einem streng modularen Aufbau mit Trennung der äußeren Profil- beziehungsweise Flügelgeometrie und der Innenstruktur. Somit ergeben sich gegenüber der ursprünglichen Variante folgende Vorteile:

- Nutzung der neuimplementierten Fluid-Struktur-Kopplung (siehe Abschnitt II.1.5.6.1),
- Separate Vernetzung des Fluid- und Strukturmodells, sodass auf Spezifika der Fluid- und Strukturberechnung eingegangen werden kann,

- Modularer Aufbau ermöglicht einfache Ergänzung weiterer Parametrisierungsvarianten für die Innenstruktur,
- Modularer Aufbau ermöglicht einfachen Wechsel zwischen verschiedenen Ausgangsprofilgeometrien unter Nutzung einer integrierten Profildatenbank,
- Modularer Aufbau ermöglicht die Erstellung dreidimensionaler Flügel und deren Vernetzung.

II.1.5.6.3 Ergänzung weiterer Strukturparametrisierungen

In der ersten Version der Optimierungsmethode kamen für die Parametrisierung der aktiven Innenstruktur Lindenmayer-Zellsysteme zum Einsatz. Als alternative Parametrisierungsvariante wurden Voronoi-Diagramme vorgestellt (vergleiche Abschnitt II.1.5.5.1). Für die Bewertung der Optimierungsergebnisse ist es essentiell, zu prüfen, inwiefern die resultierenden Strukturen von der verwendeten Parametrisierungsmethode abhängen. Aus diesem Grund erfolgt in diesem Abschnitt die Beschreibung weiterer umgesetzter Parametrisierungsvarianten für die Innenstruktur. Diese umfassen, in Ergänzung zu den Lindenmayer-Zellsystemen und den Voronoi-Diagrammen, eine Variante der Level-Set Parametrisierung und der Bijektiven Graphbeschreibung.

Level-Set Parametrisierung

Grundlage von Level-Set basierten Topologieparametrisierungen ist die indirekte Beschreibung der Topologie durch zweidimensionale Funktionen $z = f_{LS}(x, y)$. Hierzu wird die Funktion f_{LS} variiert und auf einer Höhe z_{Level} geschnitten. Der zweidimensionale Schnitt durch die Funktion bildet die resultierende Struktur ab, wobei

- Für $f_{LS}(x, y) \geq z_{Level}$ das Vorhandensein von Material modelliert wird;
- Für $f_{LS}(x, y) < z_{Level}$ das Fehlen von Material angenommen wird.

Vereinfacht ist das Prinzip der Level-Set Parametrisierung in Abbildung 89 dargestellt.

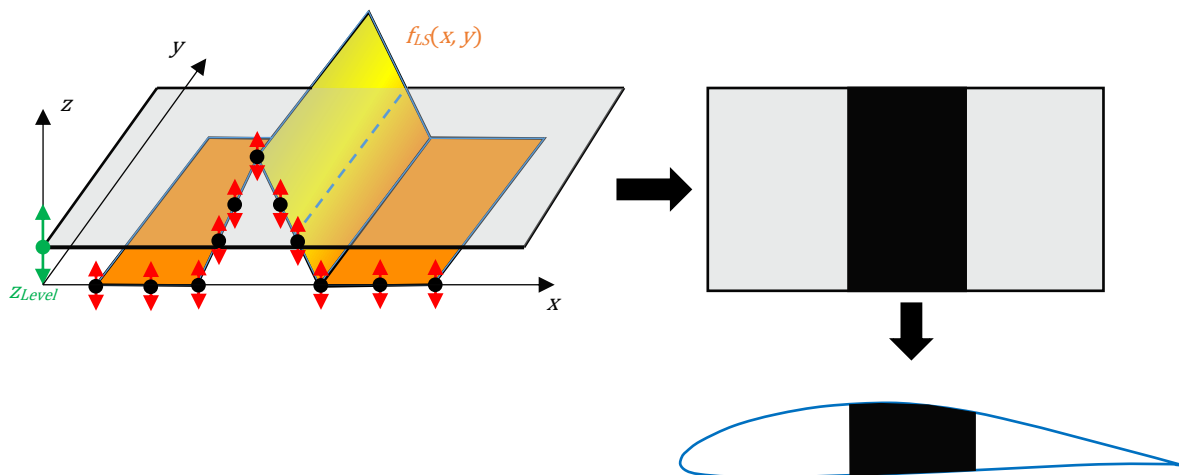


Abbildung 89: Prinzipdarstellung der Strukturparametrisierung durch Level-Set Funktionen.

Die Nutzung von Level-Set Funktionen in Kombination mit Evolutionären Algorithmen zur Topologieoptimierung wird, unter Anderem, in [177, 178] beschrieben. Hierbei erfolgt die Anwendung auf gängige strukturmechanische Testfälle, wie den Michell-Balken [177, 178]. Untersucht werden verschiedenen Arten von Level-Set Funktionen und deren Einflussparameter [177, 178].

In Anlehnung an [177, 178] erfolgte die Umsetzung einer Methode zur Beschreibung der aktiven Innenstruktur des Flügelprofils. Diese wird im Folgenden kurz beschrieben und exemplarisch auf den Testfall des Michell-Balkens angewendet.

Umgesetzte Level-Set Parametrisierung

In Anlehnung an [177, 178] erfolgte die Wahl von Radialen Basisfunktionen als Grundlage der Level-Set Funktion:

$$f_{LS}(x, y) = \sum_{i=1}^N \lambda_i \varphi_i(x, y), \quad (48)$$

mit Wahl der Basisfunktionen $\varphi_i(x, y)$ als Gauss-Funktion:

$$\varphi_i(x, y) = e^{-\frac{(x-x_i)^2+(y-y_i)^2}{d^2}}, \quad (49)$$

wobei N die Anzahl der Gauss'schen Basisfunktionen, λ_i deren Koeffizienten, (x_i, y_i) die Zentren der Gauss'schen Basisfunktionen und d deren Formfaktor sind.

Für die Umsetzung der beschriebenen Funktion $f_{LS}(x, y)$ wird die Interpolation mittels Radialer Basisfunktionen aus der Java-Bibliothek Smile (Statistical Machine Intelligence and Learning Engine, <https://haifengl.github.io/smile>) verwendet.

Beispielhaft ist die Funktion $f_{LS}(x, y)$ auf dem Einheitsgitter $x = [0, \dots, 1]$, $y = [0, \dots, 1]$ in Abbildung 90 dargestellt, wobei 9×9 Gauss'sche Basisfunktionen auf einem äquidistanten Gitter verwendet werden. Der Formfaktor d wird dabei gleich dem äquidistanten Abstand des Gitters $d = 0,125$ gesetzt.

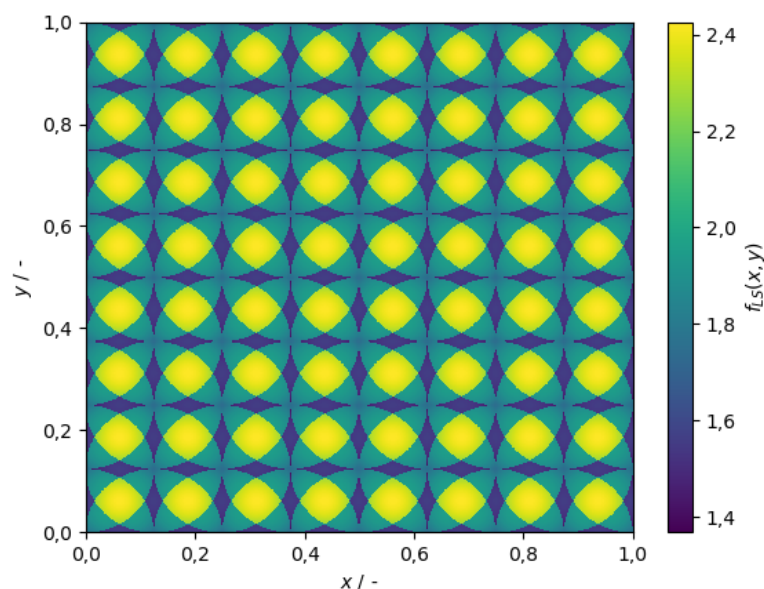


Abbildung 90: Beispielfarbige Darstellung der Level-Set Funktion $f_{LS}(x, y)$ mit Gauss'schen Basisfunktionen.

Für die Nutzung im Rahmen der Strukturparametrisierung der aktiven Struktur wird der Bereich (x, y) auf ein das Flügelprofil beinhaltendes Rechteck beschränkt (siehe Abbildung 91). Als Formfaktor wird der horizontale Abstand der äquidistant verteilten Gauss'schen Basisfunktionen gesetzt:

$$d = x_i - x_{i-1}. \quad (50)$$

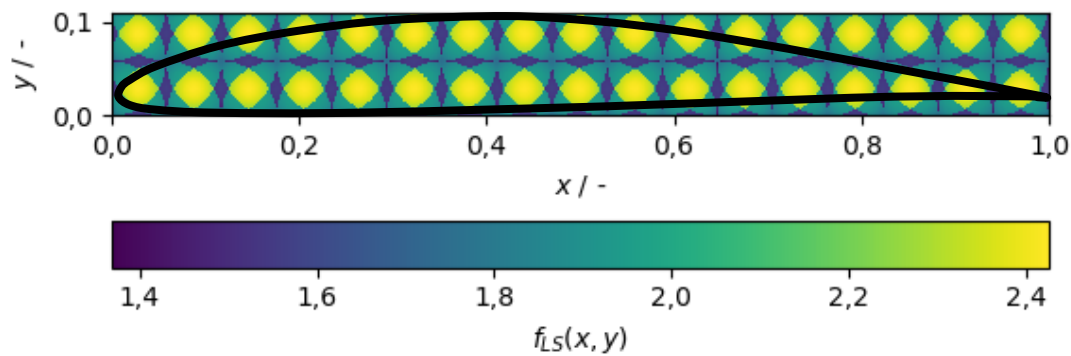


Abbildung 91: Beispielhaft Darstellung der Level-Set Funktion $f_{LS}(x, y)$, beschränkt auf das umschreibende Rechteck eines Flügelprofils.

Beispielhafte Anwendung auf das Problem des Michell-Balkens

Für die Evaluierung der prinzipiellen Anwendbarkeit der umgesetzten Level-Set Parametrisierung im Rahmen von Strukturoptimierungen erfolgte eine testweise Anwendung auf das Problem des Michell-Balkens.

Hierzu wird eine Grundfläche mit der Länge $l_M = 4$ und einer Breite $b_M = 2$ angenommen (siehe Abbildung 92). An den Punkten $A = (0, b_M)$ und $B = (0, 0)$ erfolgt die Vorgabe einer festen Einspannung, am Punkt $C = (l_M, b_M/2)$ wird eine Kraft $F_M = 2,5 \cdot 10^{-3}$ vorgegeben. Die Dicke $t = 1$ wird konstant gehalten. Es erfolgt eine Vorvernetzung der Grundfläche mit Acht-Knoten Schalenelementen mit quadratischem Ansatz. Durch die Level-Set Parametrisierung wird diesen, bei Vorhandensein von Struktur, die Materialeigenschaften des angenommenen Materials zugewiesen, bei Nichtvorhandensein von Struktur erfolgt die Zuweisung der Eigenschaften eines Dummy-Materials mit um den Faktor 10^{-6} reduzierten Steifigkeitswerten (siehe Tabelle 51).

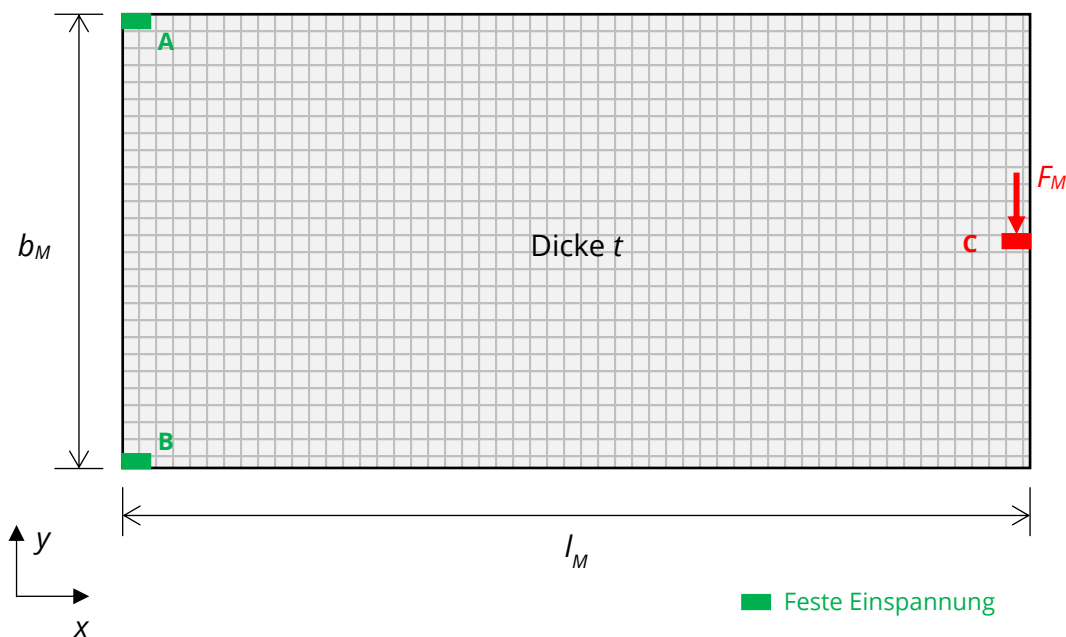


Abbildung 92: Testbeispiel des Michell-Balkens für Level-Set Topologieoptimierung.

Ziel ist es, die Masse und Verformung in Form eines Zweiziel-Problems durch die optimierten Strukturen zu reduzieren, wobei als Randbedingung eine maximale Vergleichsspannung von $\sigma_v = 0,1$ eingehalten werden muss.

Als Vergleichsergebnis stellt Abbildung 93 eine optimierte Struktur aus [177] dar, wobei anzumerken ist, dass hier ein dreistufiger Optimierungsansatz mit 85 Optimierungsvariablen in der ersten Stufe und 175 Optimierungsvariablen in der zweiten und dritten Stufe Anwendung findet und die Symmetrie des Problems bezüglich der horizontalen Mittenachse ausgenutzt wird [177]. Außerdem erfolgt die Festlegung des Verhältnisses von Fläche mit vorhandenem Material zu Fläche mit nicht-vorhandenem Material durch iterative Anpassung des Schwellenwertes Z_{Level} auf 60% [177], wodurch ein Einzelproblem mit ausschließlicher Reduzierung der Verformung entsteht.

Tabelle 51: Materialparameter für die Optimierung des Michell-Balkens mittels Level-Set Funktionen.

| Material | E-Modul $E / -$ | Schubmodul $G / -$ | Poisson-Zahl $\nu / -$ | Dichte $\rho / -$ |
|-----------------|--------------------|-----------------------|---------------------------|----------------------|
| Vorhanden | 1,0 | 0,385 | 0,3 | 1,0 |
| Nicht vorhanden | 10^{-6} | $0,385 \cdot 10^{-6}$ | 0,3 | 10^{-6} |



Abbildung 93: Ergebnis der Level-Set Optimierung von Guirguis und Aly als Vergleichsstruktur, aus [177].

Im Rahmen der hier durchgeführten Optimierung wird der Schwellenwert $Z_{Level} = 0$ gesetzt, was die Fläche und damit die Masse der Struktur variabel lässt. Im Rahmen erster Optimierungsläufe hat sich die Entstehung nicht-zusammenhängender Strukturbereiche als problematisch erwiesen. Aus diesem Grund erfolgte eine Erweiterung der Implementierung um eine Konnektivitätsprüfung zur Detektion nicht-zusammenhängende Topologien. Damit können bereits im Zuge des Modellaufbaus entsprechende Topologien als unzulässig deklariert und in der Optimierung mit einem Strafparameter versehen werden.

Als vergleichsweise einfach umzusetzende Konnektivitätsprüfung [179] findet die Union-Find-Tree Strategie nach Hoshen und Kopelman [180] Anwendung.

Im Rahmen der Testbeispiele des Michell-Balkens erfolgt die Nutzung des Algorithmus' für die Prüfung der Anforderungen an zulässige Topologien:

- Es dürfen keine nicht-zusammenhängende Strukturbereiche entstehen,
- Beide Punkte fester Einspannung (A und B) müssen jeweils mit dem Kraftangriffspunkt (C) verbunden sein.

Abbildung 94 stellt die Ergebnisse dreier identischer Rechnungen in Form der resultierenden Pareto-Fronten mit ausgewählten Strukturen und deren Dehnung in x -Richtung ε_x dar. Rechnung 1 wurde bis Generation 7264, Rechnung 2 bis Generation 10000 und Rechnung 3 bis Generation 6227 durchgeführt. Es zeigt sich, dass im Bereich des Pareto-

Optimums die entstehenden Fronten gut übereinanderliegen und vergleichbare Strukturen mit nur geringfügig abweichenden Zielfunktionswerten (siehe Tabelle 52) resultieren, was die Reproduzierbarkeit der Ergebnisse widerspiegelt. Es zeigte sich, dass mittels der Level-Set Parametrisierung plausible Strukturlösungen für das Problem des Michell-Balkens gefunden werden können. Im Kontrast zu den Vergleichsergebnissen aus der Literatur (vergleiche Abbildung 93) ist eine geringere Strukturkomplexität zu erkennen, wobei wesentliche Charakteristika dennoch wiederzufinden sind. Gegenüber der Optimierung in [177] erfolgte hier eine vereinfachte Umsetzung der Level-Set Optimierung, weshalb der Prozess trotz der geringeren Strukturkomplexität als brauchbar im Rahmen der Strukturoptimierung angesehen wird und die Übertragung auf die Problemstellung der aktiv formveränderlichen Flügelprofile erfolgt.

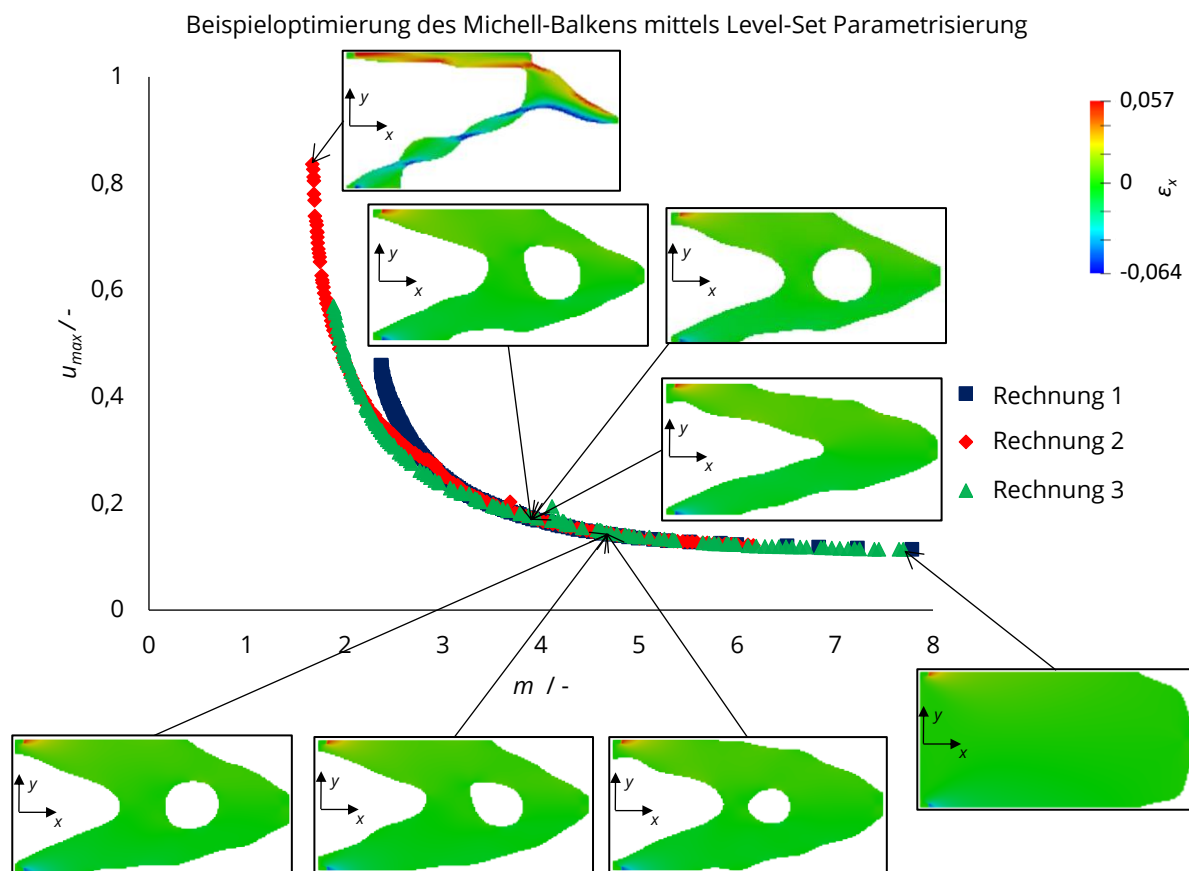


Abbildung 94: Darstellung der Ergebnisse der Beispieloptimierung des Michell-Balkens mittels Level-Set Parametrisierung.

Tabelle 52: Zielfunktionswerte der Pareto-optimalen Individuen der Beispieloptimierung des Michell-Balkens mittels Level-Set Parametrisierung.

| Rechnung i | $m_i / -$ | $\frac{m_i - m_1}{m_1}$ | $u_{max,i} / -$ | $\frac{u_{max,i} - u_{max,1}}{u_{max,1}}$ |
|--------------|-----------|-------------------------|-----------------|---|
| 1 | 4,70063 | 0,00% | 0,14239 | 0,00% |
| 2 | 4,68688 | -0,29% | 0,14353 | 0,24% |
| 3 | 4,71188 | 0,24% | 0,14495 | 1,80% |

In Bezug auf die Nutzung der Level-Set Parametrisierung im Rahmen der Optimierung der aktiv formveränderlichen Flügelprofile ist anzumerken, dass diese ausschließlich zur Parametrisierung der Innenstruktur genutzt wird und in diesem Zuge als Alternative zu Lindenmayer-Zellsystemen und den Voronoi-Diagrammen dient. Die Platzierung der aktiven Bereiche auf der Grundstruktur und die Optimierung der Außenhautdicke des Profils (vergleiche Abschnitt II.1.5.5.8 und II.1.5.5.11) bleibt unverändert.

Bijektive Graphbeschreibung

Als vierte Variante der Strukturparametrisierung wurde, neben den Lindenmayer-Zellsystemen, den Voronoi-Diagrammen und der Level-Set Parametrisierung, die Bijektive Graphbeschreibung betrachtet.

Die Bijektive Graphbeschreibung umfasst die eindeutige Beschreibung der n_G möglichen Graphen, die sich durch lineare Verbindung von n_P Punkten mittels n_S linearer Segmente ergibt (siehe Abbildung 95). Es erfolgt die Beschränkung auf den zweidimensionalen Raum, womit die maximale Anzahl n_G an Graphen wie folgt bestimmt werden kann [181]:

$$n_G = \binom{n_P}{2} \binom{n_S}{2}. \quad (51)$$

Auf Grundlage dieser Überlegung wird in [181] eine Methode zur Bijektiven Abbildung der Nummer $g = [0, \dots, n_G - 1]$ auf den zugehörigen Graphen vorgestellt. Der Graph wird dabei definiert durch n_S lineare Segmente (u, v) , die als Tupel den Index des Startpunkts u und des Endpunkts v beinhalten [181]. Bei fortlaufender Nummerierung aller n_P Punkte, stellt g somit eine eindeutige Beschreibung aller Graphen dar.

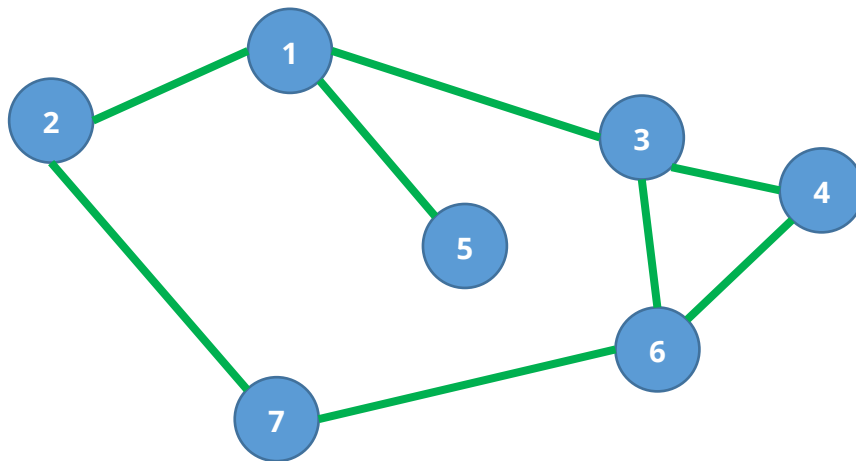


Abbildung 95: Beispiel eines linearen Graphen mit sieben Punkten und acht linearen Segmenten.

Somit verspricht die Bijektive Graphbeschreibung eine einfache Möglichkeit, Strukturen bestehend aus linearen Segmenten durch eine geringe Anzahl an Variablen zu beschreiben. Bei Kenntnis der Anzahl und Lage der Punkte, können alle möglichen Graphen durch zwei Ganzzahlgrößen, die Anzahl der linearen Segmente n_S und die Graphennummer g kodiert werden.

Umsetzung der Parametrisierung mittels Bijektiver Graphen

Die Umsetzung der Kodierung und Dekodierung der Bijektiven Graphen im Modellgenerator WingModeller² erfolgte nach der Beschreibung in [181, 182, 183, 184, 185]. Als Geometrieparameter dienen damit folgende Größen:

- Anzahl der Punkte n_p ,
- Lage der Punkte (x_i, y_i) für $i = 1, \dots, n_p$,
- Anzahl der Segmente n_s ,
- Graphennummer g .

Der Raum (x, y) wird dabei, wie bei den Voronoi-Diagrammen und der Level-Set Parametrisierung, auf ein das Flügelprofil umschreibendes Rechteck beschränkt. Analog zu den bisher vorgestellten Parametrisierungsmethoden dient auch die Bijektive Graphbeschreibung nur der Strukturparametrisierung. Die Platzierung der aktiven Bereiche auf der Grundstruktur und die Optimierung der Außenhautdicke des Profils (vergleiche Abschnitt II.1.5.5.8 und II.1.5.5.11) bleibt unverändert.

Beispielhafte Anwendung auf das Problem des Michell-Balkens

Vor der Anwendung auf das aktive Flügelprofil wurde auch die Bijektive Graphbeschreibung zunächst auf das Problem des Michell-Balkens als Testbeispiel angewendet.

Der Testfall entspricht dabei weitgehend dem der Prüfung der Level-Set Parametrisierung. Jedoch erfolgt hier keine Vorvernetzung des Grundbereichs, da die linearen Graphen eine explizite Strukturbeschreibung darstellen und durch Balkenelemente vernetzt werden. Die Punkte A, B und C (vergleiche Abbildung 92) werden fest vorgegeben und dienen der Einspannung und Kraftaufbringung. Weitere Punkte können durch den Optimierer zur Geometriebeschreibung hinzugefügt werden. Somit ergeben sich zur Strukturbeschreibung die in Tabelle 53 aufgeführten Optimierungsvariablen.

Tabelle 53: Anzahl und Wertebereiche der Optimierungsvariablen für das Optimierungsbeispiel des Michell-Balkens mittels der Bijektiven Graphbeschreibung.

| Beschreibung | Wertebereich | Variablenanzahl | |
|---------------------------------|--------------|-----------------|-------------------|
| | | Ganzzahl | Gleitkommazahl |
| Anzahl Punkte n_p | 4, ..., 8 | 1 | - |
| Anzahl Segmente n_s | 3, ..., 10 | 1 | - |
| Koordinaten Punkte (x_i, y_i) | 0, ..., 1 | - | $2 \cdot n_p$ |
| Graphennummer g_s | 0, ..., 1 | - | 1 |
| Gesamt | | 2 | $2 \cdot n_p + 1$ |

Die Graphennummer g wird in der Optimierung durch die normierte Variable g_s repräsentiert und, abhängig von der Anzahl der Punkte und Segmente, auf g umgerechnet:

$$g = \lfloor n_G \cdot g_s \rfloor. \quad (52)$$

Weiterhin werden die Punktkoordinaten von einem Einheitsviereck umgerechnet auf die Größe des Entwurfsrechtecks. Somit resultieren 2 Ganzzahlvariablen und, in Abhängigkeit von der Anzahl der Punkte, 9 bis 17 Gleitkommazahlvariablen.

Es erfolgt eine Konnektivitätsprüfung, die alle Strukturen als unzulässig erkennt, die eines der folgenden Kriterien nicht erfüllen:

- Die Punkte A und B müssen jeweils mit dem Punkt C verbunden sein,

- Es dürfen keine nicht-verbundenen Segmente entstehen.

Nachfolgend knapp dargestellt sind die Ergebnisse der Testrechnung. Abbildung 96 zeigt die Pareto-Front mit ausgewählten Individuen des Rang 1. Die Zielfunktionswerte der dargestellten Individuen und deren relative Abweichungen zu den jeweiligen Minima listet Tabelle 54 auf. Es ist zu beachten, dass, bedingt durch die abweichende Definition des Beispielproblems in Bezug auf die Materialeigenschaften und die angreifende Kraft, keine quantitative Vergleichbarkeit mit der vorhergehend beschriebenen Optimierung unter Verwendung der Level-Set Parametrisierung gegeben ist. Individuum (Ind.) 4 stellt das Pareto-Optimum dar, das den minimalen Abstand r zum Koordinatenursprung aufweist:

$$r = \sqrt{\left(\frac{u_{max}}{\max(u_{max})}\right)^2 + \left(\frac{m}{\max(m)}\right)^2}. \quad (53)$$

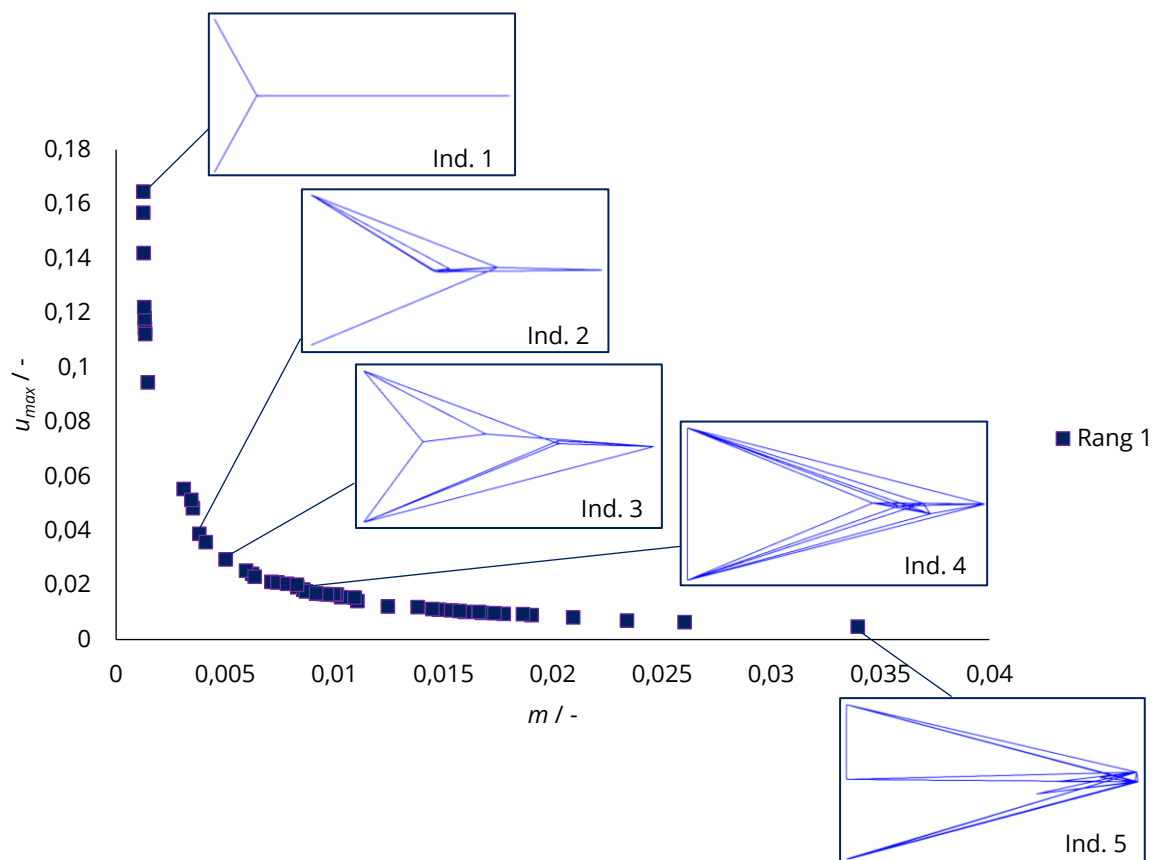


Abbildung 96: Darstellung der Ergebnisse der Beispielloptimierung des Michell-Balkens mittels der Parametrisierung durch die Bijektive Graphbeschreibung.

Es zeigt sich die Annäherung des Pareto-optimalen Individuums an die Charakteristika der Vergleichslösung (siehe Abbildung 93). In Richtung kleinerer Masse m nimmt die Anzahl der Strukturelemente ab und die Gesamtverformung u_{max} im Zuge dessen signifikant zu. In Richtung größerer Masse m nimmt die Verschiebung u_{max} ab, es entstehen mit Ind. 5 Strukturen, die eine starke Verästelung aufweisen und klare Lastpfade vermissen lassen. Anhand des Testbeispiels zeigte sich damit die prinzipielle Eignung der Bijektiven Graphbeschreibung zur Parametrisierung von Strukturen im Rahmen von Optimierungsrechnungen. Somit erfolgt die Nutzung der Bijektiven Graphbeschreibung als weitere

Form der Strukturparametrisierung der aktiven Flügelstruktur. Wie bei der Level-Set Parametrisierung wirkt sich dies nur auf die Strukturparametrisierung aus; die Platzierung der aktiven Bereiche und die Dickenbeschreibung bleibt unverändert.

Tabelle 54: Zielfunktionswerte der Pareto-optimalen Individuen der Beispieloptimierung des Michell-Balkens mittels der Parametrisierung durch die Bijektive Graphbeschreibung.

| Individuum i | $m_i / -$ | $\frac{m_i - m_1}{m_1}$ | $U_{max,i}$ | $\frac{U_{max,i} - U_{max,5}}{U_{max,5}}$ |
|----------------|-----------|-------------------------|-------------|---|
| 1 | 0,001247 | 0,00 | 0,164616 | 34,23 |
| 2 | 0,003810 | 2,06 | 0,038836 | 7,31 |
| 3 | 0,005020 | 3,03 | 0,029404 | 5,29 |
| 4 | 0,009166 | 6,35 | 0,016825 | 2,60 |
| 5 | 0,033965 | 26,24 | 0,004673 | 0,00 |

Vergleich der Parametrisierungsmethoden

Nach Beschreibung der ergänzten Parametrisierungsmethoden erfolgt ein kurzer Vergleich mit den bisher betrachteten in Tabelle 55. Als Kriterien dienen dabei zum einen die Flexibilität der Strukturbeschreibung, die hier in Form der Beschreibungsmöglichkeit geschlossener Zellen, offener Lastpfade und der Möglichkeit, überkreuzende Strukturen darzustellen, definiert wird. Weiterhin betrachtet wird die Möglichkeit der Beschreibung von flächigen und Fachwerkstrukturen. Von Interesse ist außerdem die Möglichkeit, diskrete Punkte und Segmente einfach ansprechen zu können. Neben der Flexibilität, stellt die Wahrscheinlichkeit der Erzeugung unerwünschter Strukturen bei einer zufälligen Wahl der Parameter ein Vergleichskriterium dar, wobei die hier angestrebte Optimierung der Innenstruktur eines aktiv formveränderlichen Flügelprofils als Ziel zugrunde gelegt wird. Weitere Kriterien sind die Einfachheit der Umsetzung, die notwendige Rechenzeit zur Interpretation der Eingabeparameter.

Tabelle 55: Qualitativer Vergleich der umgesetzten Parametrisierungsmethoden.

| Kriterium | LZ | VD | LS | BG |
|--|-----------|-----------|---------|---------|
| Generierung geschlossener Zellen | Ja | Ja | Bedingt | Bedingt |
| Generierung offener Lastpfade | Nein | Nein | Bedingt | Ja |
| Beschreibung überkreuzender Strukturen | Nein | Nein | Nein | Ja |
| Beschreibung flächiger Strukturen | Nein | Nein | Ja | Nein |
| Beschreibung Fachwerkstrukturen | Ja | Ja | Nein | Ja |
| Ansprechbarkeit diskreter Punkte | Schwierig | Schwierig | Nein | Einfach |
| Ansprechbarkeit diskreter Segmente | Schwierig | Schwierig | Nein | Einfach |
| Ansprechbarkeit diskreter Zellen | Schwierig | Einfach | Nein | Nein |
| Wahrscheinlichkeit unzulässiger Strukturen | Gering | Gering | Mittel | Hoch |
| Komplexität der Umsetzung | Hoch | Mittel | Gering | Mittel |
| Benötigte Rechenzeit | Hoch | Mittel | Gering | Mittel |

LZ: Lindenmayer-Zellsysteme

VD: Voronoi-Diagramme

LS: Level-Set Parametrisierung

BG: Bijektive Graphbeschreibung

II.1.5.6.4 Erweiterung auf mehrere Flugzustände

Im Rahmen der Auswertung der ersten Optimierungsergebnisse für die aktive Innenstruktur des formveränderlichen Flügels zeigte sich, dass die Einbeziehung zweier Zielzustände für die Betrachtung nicht ausreichend ist.

Es erfolgte daher die Erweiterung der Optimierungs- und Analyseverfahren auf eine beliebige Anzahl von Zielzuständen. Dabei kommt die modulare Gestaltung der Methode positiv zum Tragen, die dies auf einfachem Wege gestattet.

Nach Erweiterung können n_z Zielzustände für das formveränderliche Profil betrachtet werden. Ziel ist es, die Zielfunktionswerte über alle $i = 1, \dots, n_z$ Zustände zu minimieren und für jeden Zustand die Optimierungsrandbedingungen zu erfüllen. Zusammengefasst sind daher folgende Zielfunktionen im Rahmen der Mehrzieloptimierung zu minimieren:

$$f_1 = \max_i(C_{W,i}), \quad (54)$$

$$f_2 = \max_i(\sigma_{C_{W,i}}), \quad (55)$$

$$f_3 = \max_i(H_{K,max,i}), \quad (56)$$

$$f_4 = \max_i(m_i), \quad (57)$$

mit den in Abschnitt II.1.5.4 und II.1.5.5, definierten aerodynamischen und strukturellen Größen.

Die Effizienz der Optimierungsrechnung wird bei mehreren definierten Zielzuständen signifikant durch die in Abschnitt II.1.5.6.1 beschriebene Implementierung der Fluid-Struktur-Kopplung gesteigert. Innerhalb der Berechnung eines Individuums erfolgt im Rahmen der Fluid-Struktur-Kopplung eine vielfache Berechnung des FE-Modells, multipliziert mit der Anzahl der definierten Zielzustände. Da sich, bei gleichbleibender Geometrie des FE-Modells, nur der Vektor der äußeren Lasten \mathbf{f} (siehe Gl. (42)) ändert, ist bei Berechnung eines Individuums nur einmalig die zeitaufwändige Cholesky-Zerlegung der Steifigkeitsmatrix \mathbf{K} innerhalb des FE-Lösers FiPPS² erforderlich.

Für jeden Zielzustand $i > 1$ wird ein eigener Aktuierungsgrad a_{ij} für jeden Aktuierungsbereich j als Optimierungsvariable eingeführt. Der Zustand $i = 1$ wird als unaktuierter Ausgangszustand betrachtet. Die Beschreibung der Aufbringung der Aktuierungsgrade a_{ij} findet sich in Abschnitt II.1.5.5.11.

II.1.5.6.5 Ergänzung der Optimierungsrandbedingungen

Wie in Abschnitt II.1.5.5.9, beschrieben, werden folgende Randbedingungen innerhalb der Optimierungsrechnung geprüft:

- Die Innenstruktur darf bei Aktuierung nicht aus der Außenstruktur austreten,
- Die Ober- und Unterseite der Profilkontur dürfen sich bei Aktuierung nicht überschneiden.

Beide Bedingungen werden im Folgenden in einem Strafparameter zusammengefasst:

$$w_1 = \begin{cases} 10^5 & \text{bei unzulässiger Verformung,} \\ 1 & \text{sonst.} \end{cases} \quad (58)$$

Im Rahmen der Auswertung weiterer Optimierungsrechnungen und der Einbeziehung mehrerer Zielzustände (siehe Abschnitt II.1.5.6.4) ergab sich die Notwendigkeit der weiteren Beschränkung durch Optimierungsrandbedingungen, die im Folgenden kurz dargestellt werden.

Beschränkung der Anstellwinkeländerung

Bislang erfolgte keine Beschränkung bezüglich des Anstellwinkels α bei Trimmung des Auftriebsbeiwerts C_A hin zu den vorgegebenen Zielzuständen. In gewissen Grenzen ist somit die Anpassung des Auftriebsbeiwerts C_A ohne Formänderung des Profils, durch Trimmung von α , möglich.

Um die Anstellwinkeländerung im Sinne formveränderlicher Flügel zu begrenzen, wurde ein Straffaktor zur Beschränkung der Differenz des Anstellwinkels zwischen jedem Flugzustand $i > 1$ und $i = 1$ eingeführt:

$$w_2 = \begin{cases} \max_i \left(\frac{\Delta\alpha_i}{\Delta\alpha_{max}} \right) \cdot 10^2 & \text{wenn } \max_i(\Delta\alpha_i) > \Delta\alpha_{max}, \\ 1 & \text{sonst,} \end{cases} \quad (59)$$

mit $\Delta\alpha_i = |\alpha(C_{A,i}) - \alpha(C_{A,1})|, i = 2, \dots, n_Z,$

wobei eine Begrenzung von $\Delta\alpha_{max} = 2^\circ$ vorgenommen wird.

Beschränkung der Änderung der einbeschriebenen Fläche

Weiterhin konnte eine Tendenz hin zu stark verformten, sehr schlanken Profilen für höhere Auftriebsbeiwerte C_A festgestellt werden. Um dies zu beschränken, erfolgte die Limitierung der maximalen Änderung der durch die verformte Profilkontur eingeschlossenen Fläche A_i zwischen jedem Flugzustand $i > 1$ und $i = 1$ durch einen entsprechenden Straffaktor:

$$w_3 = \begin{cases} \max_i(\delta A_i) \cdot 10^3 & \text{wenn } \max_i(\delta A_i) > \delta A_{max}, \\ 1 & \text{sonst,} \end{cases} \quad (60)$$

mit $\delta A_i = \left| \frac{A_i - A_1}{A_1} \right|, i = 2, \dots, n_Z,$

wobei $\delta A_{max} = 10\%$ gewählt wird.

Für die Optimierung erfolgt die Multiplikation der Zielfunktionswerte (Gl. (54) bis (57)) mit den drei eingeführten Straffaktoren:

$$zf_1 = f_1 \cdot w_1 \cdot w_2 \cdot w_3, \quad (61)$$

$$zf_2 = f_2 \cdot w_1 \cdot w_2 \cdot w_3, \quad (62)$$

$$zf_3 = f_3 \cdot w_1 \cdot w_2 \cdot w_3, \quad (63)$$

$$zf_4 = f_4 \cdot w_1 \cdot w_2 \cdot w_3. \quad (64)$$

II.1.5.6.6 Erweiterung des Aktuierungsbereichs auf die Flügelaußenhaut

Die bislang umgesetzte Definition der aktiven Bereiche auf der Grundstruktur ist in Abbildung 80 dargestellt. Dabei wurden aktive Bereiche ausschließlich auf der Innenstruktur definiert, die Flügelhaut wird hiervon ausgeschlossen.

Moderate Formänderungen sind somit realisierbar, jedoch ist die maximale Änderung der Profilkrümmung hierdurch stark eingeschränkt. Die Änderung der Profilkrümmung erfolgt primär durch außermittig angebrachte Linearaktuatoren, die eine Biegung des Flügelprofils um dessen ursprüngliche Wölbungslinie realisieren.

Im Zuge weiterer Testrechnungen erfolgte daher die Ausweitung des möglichen Bereichs aktiver Struktur auf die Flügelhaut, wie in Abbildung 97 dargestellt.

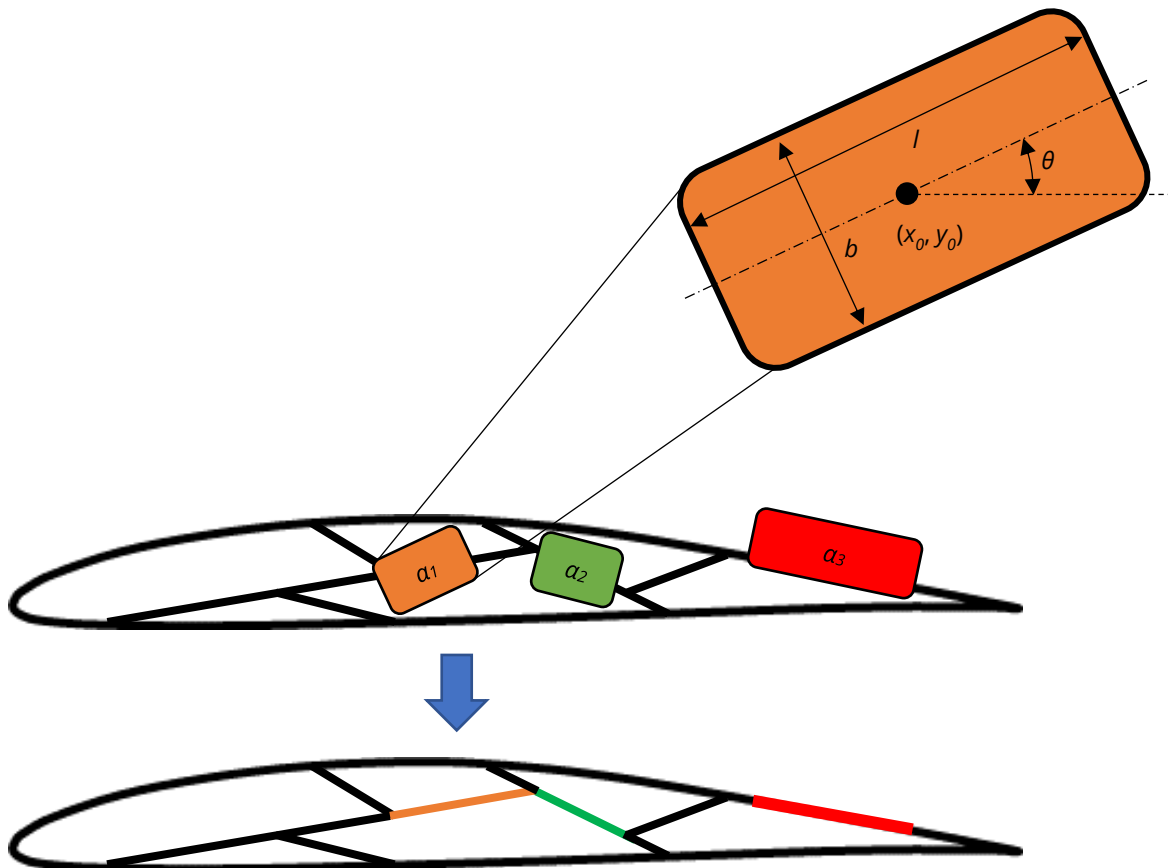


Abbildung 97: Einbeziehung der Flügelhaut in die Definition aktiver Bereiche durch Moving Morphable Components.

Während bei den Lindenmayer-Zellsystemen in der Innenstruktur ein gesamtes lineares Segment als Linearaktuator definiert wird, sofern der Mittelpunkt des Segments innerhalb eines aktiven Bereichs liegt, wird auf der Außenhaut nur der tatsächlich innerhalb des aktiven Bereichs liegende Abschnitt mit Linearaktuatoren versehen.

Durch die Möglichkeit, aktive Bereiche in die Flügelhaut einzubringen, können Strukturen erzeugt werden, die wesentlich größere Änderungen der Profilwölbung erlauben.

Im Rahmen der Auslegung und Implementierung kann die Berücksichtigung aktiver Flügelhautbereiche durch einen Parameter einfach zugeschaltet werden. Dies erlaubt den Vergleich des Zugewinns durch aktive Flügelhautbereiche gegenüber der ausschließlichen Aktuierung der inneren Struktur.

II.1.6 Arbeitspaket 2.3: Strukturentwurf – Hybrides Morphen

Aufbauend auf den im Arbeitspaket 2.1 (Abschnitt II.1.5) erarbeiteten Strukturentwürfen für aktiv formveränderliche Flügel, erfolgte im Rahmen des Arbeitspakets 2.3 die Zusammenführung mit dem passiven Morphingkonzept des Verbundpartners IFL zu einem hybrid formveränderlichen Flügel.

Entsprechend des in Abbildung 13 dargestellten Ablaufplans ergab sich auch hier eine enge Verknüpfung zwischen den Arbeitspaketen 2.3, 3.3 und 3.5. Nach der Zusammenführung der grundlegenden Konzepte zu einem hybrid formveränderlichen Flügel (Abschnitt II.1.6.1) erfolgte die Erweiterung der im Arbeitspaket 2.1 (Abschnitt II.1.5) erarbeiteten Methode zur Optimierung und Analyse aktiv formveränderlicher Flügel an die Erfordernisse des hybrid formveränderlichen Flügels. Die derart erweiterte Methode wurde anschließend in den Arbeitspaketen 3.3 (Abschnitt II.1.7) und 3.5 (Abschnitt II.1.8) genutzt, um detailliertere Entwürfe des hybrid formveränderlichen Flügelkonzepts erarbeiten und analysieren zu können.

II.1.6.1 Konzept des hybrid morphenden Flügels

Auf Grundlage der Ergebnisse beider Verbundpartner erfolgte die gemeinsame Erarbeitung eines grundlegenden Konzeptes zur Zusammenführung der Flügelentwürfe. Hierbei wurde die anfangs festgelegte Definition eines hybrid morphenden Flügels (vergleiche Abschnitt II.1.1.2.4) berücksichtigt. Eine Auswertung der bisherigen Erkenntnisse ergab folgende Zielstellungen:

- Das aktive Morphen soll der Steigerung der aerodynamischen Effizienz im Flug dienen. Hierbei erfolgt eine aktive Einflussnahme auf die Flügelgeometrie.
- Das passive Morphen soll zur Abminderung aerodynamischer Lasten dienen. Die Struktur reagiert dabei auf die äußeren Lasten, ohne dass weitere Energie für die Formänderung zugeführt werden muss.

Für das aktive Morphen wurde an der Technischen Universität Dresden (ILR) eine Methodik zur Auslegung und Optimierung aktiv formveränderlicher Flügelprofile entwickelt. Durch lineares Austragen in Spannweitenrichtung wird ein aktiv formveränderlicher Flügel erhalten, der die widerstandsoptimierte Anpassung der Profilgeometrie an mehrere Flugzustände ermöglicht. Der Flügelholm wurde dabei bislang nicht gesondert betrachtet. Stattdessen erfolgte die Annahme einer festen Einspannung im Bereich des Flügelholms. Dieser Bereich wurde von der Optimierung ausgeschlossen und nicht mit Struktur belegt. Parallel erfolgte an der Technischen Universität Braunschweig (IFL) die Entwicklung eines Flügelholms, der durch gezielte spannweite Variation der Steifigkeitseigenschaften auf äußere Lasten, wie beispielsweise Böen, reagiert und diese durch sein passives Verformungsverhalten abmindert.

Für das grundlegende hybride Morphingkonzept erfolgt eine Verschmelzung der beiden Anteile, wie in Abbildung 98 veranschaulicht.

Die Schnittstelle des hybriden Konzepts bestand demnach zunächst zwischen der aktiv formveränderlichen Struktur zur Anbindung der Flügelhaut und dem passiv formveränderlichen Flügelholm.

Im weiteren Projektverlauf erfolgte eine Auflösung der strikten Trennung zwischen der aktiven Rippen- und der passiven Holmstruktur. Auf dieser Grundlage besteht der hybrid formveränderliche Flügel demnach über eine Rippenstruktur, die sich sowohl aus aktiven

Elementen, wie auch aus passiven, multistabilen Elementen zusammensetzt, um die oben genannten Ziele des hybrid formveränderlichen Flügels zu erreichen.

Auf diese Weise wird ein hybrid morphender Flügel erhalten, der durch die Kombination von aktivem und passivem Morphen seine volle Leistungsfähigkeit erzielt.

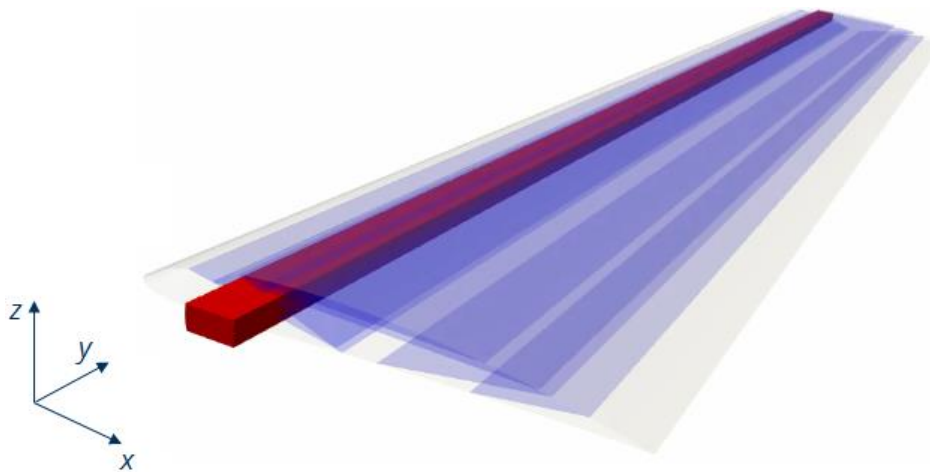


Abbildung 98: Konzept des hybrid morphenden Flügels, bestehend aus passiv formveränderlichem Flügelholm (rot) und aktiv formveränderlicher Rippenstruktur (blau).

II.1.6.2 Erweiterung der Optimierungs- und Analyseverfahren

Für die weitergehende Analyse und Konzeptionierung des hybrid formveränderlichen Flügelentwurfs wurde die im Arbeitspaket 2.1 (siehe Abschnitt II.1.5) erarbeitete Optimierungsmethode für aktiv formveränderliche Flügel um die Abbildbarkeit des prinzipiellen Verhaltens passiv morphender bistabiler Strukturen ergänzt.

Bereits für die Optimierung und Analyse des aktiv formveränderlichen Flügels erfolgte die Integration einer Fluid-Struktur Kopplung (siehe Abschnitt II.1.5.5.12 und II.1.5.6.1). Diese erlaubt die Einbeziehung der aerodynamischen Kräfte in die Strukturanalyse und bildet das Verhalten der verformten Struktur unter gleichzeitigem Wirken von Aktuatorkräften und aerodynamischen Lasten ab. Die wesentlichen Voraussetzungen zur Abbildung passiven Morphens, das die aerodynamischen Lasten zur gezielten Strukturverformung ausnutzt, sind damit gegeben. Dies verdeutlicht die enge Verzahnung der Arbeitspakete 2.1 und 2.3.

Für die Abbildung des prinzipiellen Verhaltens des hybrid formveränderlichen Flügelkonzepts nach Abschnitt II.1.6.1, war somit eine Möglichkeit zur Abbildung des Verhaltens der bistabilen Strukturelemente erforderlich. Ziel war es hierbei, auf eine möglichst einfache und effiziente Umsetzung zurückzugreifen, um eine Anwendung im Rahmen der rechenzeitintensiven Optimierungsrechnungen zu ermöglichen. Diese bieten anschließend die Möglichkeit, im Rahmen der Strukturanalyse des Arbeitspakets 3.3 (Abschnitt II.1.8) neuartige Konzepte für hybrid formveränderliche Flügel zu generieren und zu analysieren. Der umgesetzte Optimierungsablauf und die einbezogene Modellierung bistabiler Strukturen wird im Folgenden näher erläutert.

II.1.6.2.1 Problemdefinition

Wie einleitend beschrieben, ist das Ziel des hier betrachteten hybrid formveränderlichen Flügels die gezielte Lastreduktion bei unerwünschten Änderungen der Flugbedingungen.

Hierzu wird eine Anstellwinkeländerung $\Delta\alpha$ betrachtet, wie sie beispielsweise durch Böen hervorgerufen werden kann. Der hybrid formveränderliche Flügel soll nun, durch seine passive Verformung die auftretende Last, hier beschrieben durch eine Erhöhung ΔC_A des Auftriebsbeiwerts C_A , möglichst reduzieren.

Im Rahmen der Optimierung erfolgt auch hier die Betrachtung mehrerer Flugzustände i , die jeweils durch eine gezielt aufgebrachte Anstellwinkeländerung $\Delta\alpha_i$, ausgehend von dem ursprünglichen Anstellwinkel α_0 , definiert werden. Im Rahmen der Optimierung ist das Ziel, die resultierende Änderung des Auftriebsbeiwerts ΔC_A über alle Flugzustände i zu minimieren. Hieraus resultiert das Einzelproblem:

$$\min_{\mathbf{x}} \left[\max_i (\Delta C_{A,i}) \right], \text{ mit} \quad (65)$$

$$\Delta C_{A,i} = C_A(\alpha_0 + \Delta\alpha_i) - C_A(\alpha_0),$$

wobei \mathbf{x} den Vektor der Optimierungsvariablen bezeichnet. Diese dienen der Definition nachgiebiger Elemente auf Basis des zugrundeliegenden Strukturkonzepts des aktiv morphenden Flügels, wie in Abbildung 99 dargestellt. Die Strukturelemente der inneren Struktur des aktiv formveränderlichen Flügels dienen dabei als mögliche Bereiche für bistabile Strukturelemente zur gezielten passiven Verformung des Flügelprofils.

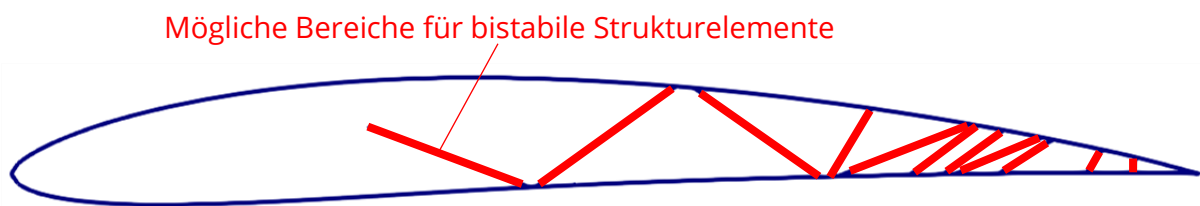


Abbildung 99: Prinzipdarstellung zur Integration bistabiler Strukturelemente in das Konzept des aktiv formveränderlichen Flügels.

Auf die umgesetzte Modellierung der bistabilen Strukturelemente zur Integration in den Optimierungsprozess wird im nachfolgenden Abschnitt näher eingegangen.

II.1.6.2.2 Modellierung des Verhaltens bistabiler Strukturelemente

Das grundlegend angestrebte Strukturverhalten bi- oder multistabiler Strukturen innerhalb des in Abschnitt II.1.6.1 erläuterten Konzeptentwurfs eines hybrid formveränderlichen Flügel liegt in der gezielten Steifigkeitsreduktion der Strukturelemente. Ziel ist die Ausnutzung einer gezielten Steifigkeitsreduktion bei einem gezielten Umschlagen infolge definierter aerodynamischer Lasten. Die resultierende Strukturantwort, definiert durch die nun reduzierte Steifigkeit einzelner Strukturelemente, bewirkt eine Entlastung der Struktur.

Für die Integration einer entsprechenden Modellierung des Strukturverhaltens in den Optimierungsablauf der aktiv formveränderlichen Flügel sind einschränkende Annahmen zu treffen. Diese liegen begründet in der angewendeten linearen Strukturanalyse, die, aus Gründen der Effizienz und Rechenzeit, beibehalten wird. Das detaillierte nichtlineare Strukturverhalten der bi- oder multistabilen Strukturen kann demnach nicht abgebildet werden. Stattdessen wurde ein vereinfachter Ansatz auf Basis der linearen Finite Elemente Rechnung gewählt, dessen Anwendung dennoch eine ausreichende Aussagekraft bezüglich der Konzeptegnung erlaubt.

Hierzu können einzelne Segmente der Innenstruktur des aktiv formveränderlichen Flügelentwurfs als bistabile Strukturelemente deklariert werden, wie in Abbildung 99 skizziert. Vor dem angenommenen Umschlagen der bistabilen Strukturelemente erhalten diese die definierten Steifigkeitseigenschaften des Materials für die Innenstruktur des aktiven Flügels. Nach dem angenommenen Umschlagen eines bistabilen Elements wird dessen Steifigkeit, unter Annahme eines isotropen Materialverhaltens, um den Faktor $x_{bistab} \in (0; 1)$ reduziert:

$$E^* = E \cdot x_{bistab}, \quad (66)$$

$$G^* = \frac{E^*}{2(1 + \nu)}, \quad (67)$$

wobei E^* den Elastizitäts- und G^* den Schubmodul des Elements nach dem Umschlagen, E den ursprünglichen Elastizitätsmodul, und ν die unverändert beibehaltene Querkontraktionszahl bezeichnet.

Auf diese Weise ist eine einfache und effiziente Modellierung von Elementen mit gezielter Steifigkeitsreduktion möglich. Dabei wird ein idealisiertes Strukturverhalten abgebildet. Die hier angestrebten Ziele der Optimierung und Analyse werden hiervon jedoch nicht beeinträchtigt.

II.1.6.2.3 Optimierungsablauf

Für die Optimierung und Analyse der hybrid morphenden Flügelentwürfe wurde der Optimierungsablauf der aero-strukturellen Optimierung aktiv morphender Flügel (vergleiche Abschnitt II.1.5) zielführend angepasst. Den entsprechenden Optimierungsablauf stellt Abbildung 100 dar.

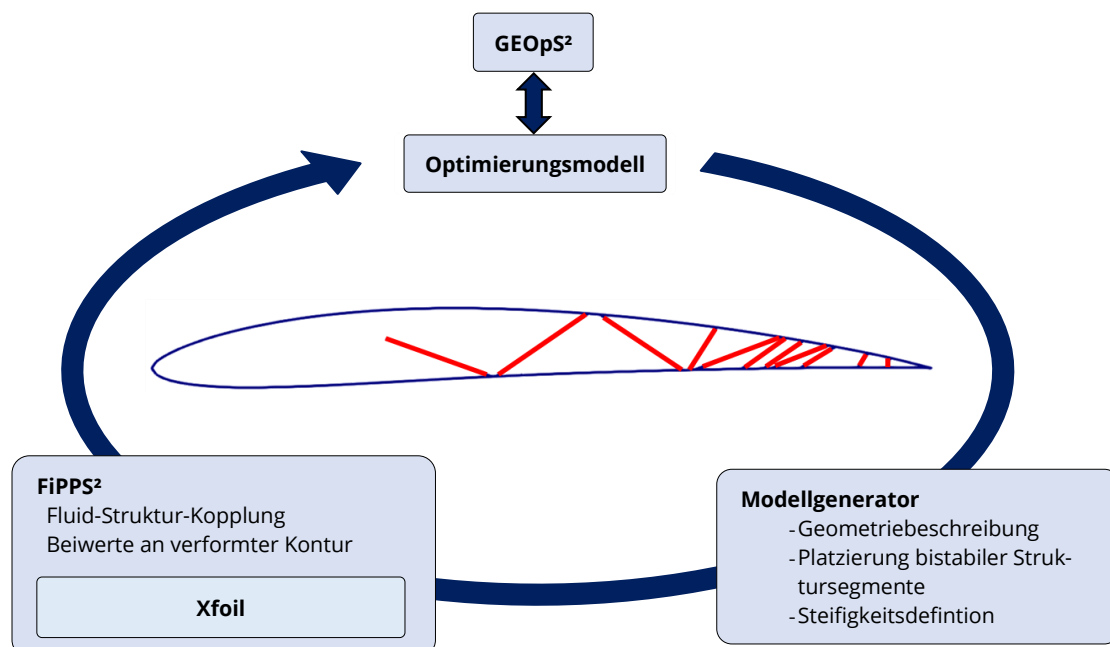


Abbildung 100: Optimierungsablauf für hybrid morphender Flügelentwürfe durch Steifigkeitsoptimierung der Innenstruktursegmente.

Ausgangspunkt der Optimierung ist eine konkrete Struktur aus der Optimierung des aktiv formveränderlichen Flügels. Wie im vorhergehenden Abschnitt II.1.6.2.2 erläutert, werden in diese anschließend bistabile Segmente eingebracht die, in ihrem idealisierten Verhalten, nach einem Umschlagen eine um den Faktor χ_{bistab} reduzierte Steifigkeit aufweisen. Auf diese Weise wird das Strukturverhalten gezielt beeinflusst, um eine Lastreduktion zu erreichen.

Nach der Modellerstellung mit den steifigkeitsreduzierten Strukturelementen erfolgt die Berechnung der verformten Struktur unter aerodynamischen Lasten durch Nutzung der in FiPPS² integrierten Fluid-Struktur-Kopplung (vergleiche Abschnitt II.1.5.5.12 und II.1.5.6.1). Im Gegensatz zu der Optimierung des aktiv formveränderlichen Flügelprofile werden hierbei keine Aktuatorlasten aufgebracht, sodass die Strukturverformung nur durch die aerodynamischen Lasten bedingt ist. Nach Konvergenz der Fluid-Struktur-Kopplung erfolgt für die verformte Profilkontur die Ermittlung des Auftriebsbeiwerts $C_A(\alpha_0 + \Delta\alpha_i)$ für den jeweiligen Flugzustand i . Für jeden Flugzustand i wird dabei eine separate Fluid-Struktur-Kopplung durchgeführt und der zugehörige Auftriebsbeiwert bestimmt. Nach Abschluss der Berechnung aller betrachteten Flugzustände erfolgt die Bildung der Zielfunktion nach Gl. (65). Deren Wert wird im Laufe der Optimierung durch GEOPS², unter Nutzung Evolutionärer Algorithmen, reduziert.

Als Ergebnis stehen am Ende der Optimierungsrechnung somit grundlegende zweidimensionale Entwürfe für hybrid morphende Flügel zur Verfügung, die eine gezielte Steifigkeitsänderung einzelner Strukturelemente, initiiert durch ein Umschlagen bistabiler Lamine, zur Reduktion der Laständerung bei Auftreten von erhöhten Anstellwinkeln nutzen.

II.1.7 Arbeitspaket 3.1: Strukturanalyse – Aktives Morphen

Gemäß des Ablaufplans zum Vorhaben VAH in Abbildung 13, liefert das Arbeitspaket 2.1 (Abschnitt II.1.5) die wesentliche Grundlage für die Strukturanalyse aktiver Morphingkonzepte. In diesem wurde eine Methodik entwickelt, die die aero-strukturelle Optimierung von aktiven Flügeln erlaubt. Hierzu erfolgt eine aerodynamische und strukturelle Bewertung möglicher Konzepte, wodurch auch deren erste Analyse gegeben ist.

Auf Basis der in Abschnitt II.1.5 beschriebenen Optimierungsmethodik werden nachfolgend ausgewählte Ergebnisse entsprechender Optimierungsrechnungen dargestellt und diskutiert. Hierzu wird folgende Gliederung vorgenommen:

1. Abschnitt II.1.7.1: Darstellung einer beispielhaften Testrechnung mit der prototypischen Umsetzung der Optimierungsmethode.
2. Abschnitt II.1.7.2: Detaillierte Strukturanalyse basierend auf beispielhaften Ergebnissen der weiterentwickelten Optimierungsmethode.
3. Abschnitt II.1.7.3: Exemplarisches Austragen eines Konzepts in Spannweitenrichtung und Analyse der prinzipiellen Umsetzbarkeit im Dreidimensionalen.
4. Abschnitt II.1.7.4: Ableitung von Erkenntnissen für die Konzeptionierung und den Entwurf aktiv formveränderlicher Flügel, basierend auf den beschriebenen Ergebnissen der Strukturoptimierung und -analyse.
5. Abschnitt II.1.7.5: Ableitung von Erkenntnissen zur aerodynamischen Effizienz aktiv formveränderlicher Flügel, basierend auf den beschriebenen Ergebnissen der Strukturoptimierung und -analyse.
6. Abschnitt II.1.7.6: Kurze Darstellung der benötigten Rechenzeiten, basierend auf dem Berichtsjahr 2018.
7. Abschnitt II.1.7.7: Entwicklung und Umsetzung eines Funktionsmodells als Tischdemonstrator im Rahmen eines studentischen Projekts.

II.1.7.1 Testrechnung mit prototypischer Umsetzung der Optimierungsmethode

Die nachfolgend dargestellte Testrechnung zur Strukturoptimierung aktiv formveränderlicher Flügel basiert auf der prototypischen Umsetzung der Optimierungsmethode nach Abschnitt II.1.5.5. Diese Testrechnung steht exemplarisch für eine Vielzahl durchgeführter Testrechnungen, die der problemorientierten Weiterentwicklung der Optimierungsmethode und dem Verständnis möglicher Konzepte aktiv formveränderlicher Flügel dienen.

II.1.7.1.1 Problemdefinition

Als Ausgangsgeometrie des Profils dient eine, mittels der in Abschnitt II.1.5.4 beschriebenen Profilloptimierung gewonnenen, Profilkontur für einen Auftriebsbeiwert $C_A = 0,4$. Ziel ist eine Optimierung der verformten Geometrie für den Zielauftriebsbeiwert $C_{A,Ziel} = 1,0$. Die Strömungsrandbedingungen $Re = 5 \cdot 10^6$, $Ma = 0,5$ sind identisch mit denen der reinen Profilloptimierung in Abschnitt II.1.5.4.7.

II.1.7.1.2 Ergebnisdarstellung

Im Rahmen der Optimierung mittels evolutionärer Algorithmen erfolgte die Berechnung von 8159 Generationen mit einer Populationsgröße von 1015 Individuen. Unter Auslassung des dritten Zielfunktionswerts der Widerstandsabweichung bei Anstellwinkeländer-

ung σ_{C_W} erfolgt eine Darstellung der Zielgrößen Masse m , Widerstandsbeiwert C_W und maximaler kinetischer Formfaktor $H_{k,max}$, jeweils bezogen auf deren Maximalwert, für die Individuen der 8159. Generation in Abbildung 101. Eine Detaildarstellung erfolgt an dem in Abbildung 102 markierten Individuum. Dessen Auswahl erfolgte über die Betrachtung des minimalen Abstands

$$r = \sqrt{\left(\frac{m}{\max(m)}\right)^2 + \left(\frac{C_W}{\max(C_W)}\right)^2 + 10 \cdot \left(\frac{H_{k,max}}{\max(H_{k,max})}\right)^2}, \quad (68)$$

unter höherer Gewichtung des maximalen kinematischen Formfaktors $H_{k,max}$, und Auslassung der Widerstandsabweichung bei Anstellwinkeländerung σ_{C_W} .

Die resultierenden Zielfunktionswerte des ausgewählten Individuums listet Tabelle 56 auf.

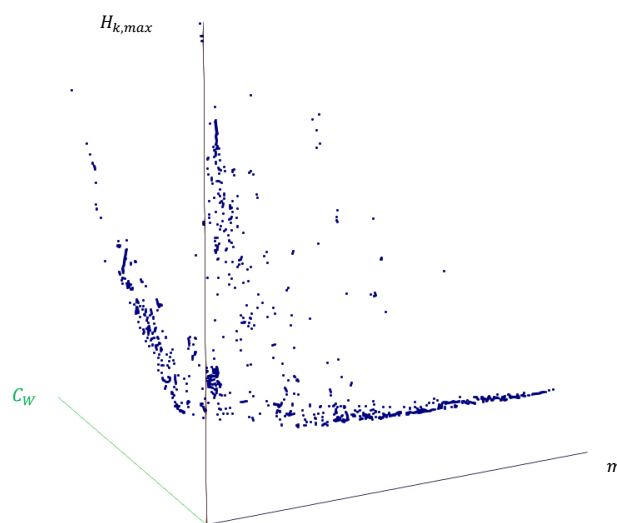


Abbildung 101: Darstellung der Individuen der 8159. Generation der Beispielrechnung zur aero-strukturellen Optimierung, σ_{C_W} nicht dargestellt.

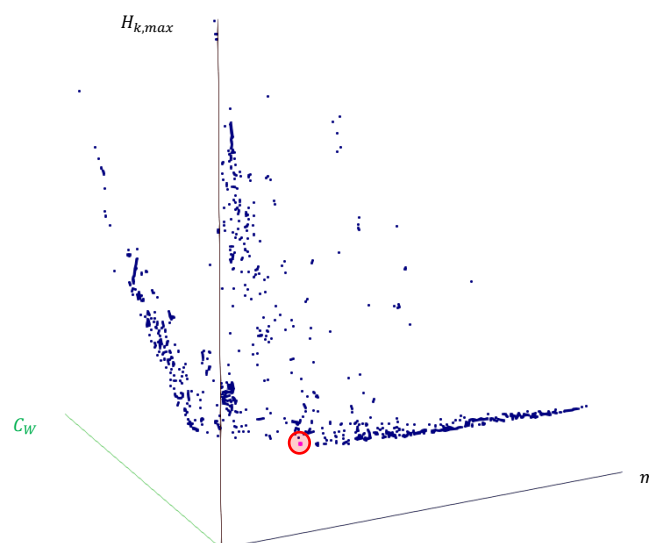


Abbildung 102: Darstellung der Individuen der 8159. Generation der Beispielrechnung zur aero-strukturellen Optimierung mit Markierung des dargestellten Beispielergebnisses, σ_{C_W} nicht dargestellt.

Tabelle 56: Zielfunktionswerte des Beispielergebnisses der aero-strukturellen Optimierung.

| $m / -$ | $C_w / -$ | $\sigma_{C_w} / -$ | $H_{k,max} / -$ |
|---------|-----------|--------------------|-----------------|
| 0,7220 | 0,00589 | 0,00105 | 3,019 |

Abbildung 103 stellt die resultierende Struktur im unverformten Zustand mit der Verteilung der Temperaturlasten T dar. Die Temperaturlasten liegen im Bereich $T \leq 0$, sodass die aktiv definierten Segmente durchweg als Zugaktuatoren agieren. Die als Aktuatoren definierten Segmente befinden sich im Bereich der Hinterkante, die Struktur im Bereich der Profilnase ist passiv.

In Abbildung 104 sind die resultierenden Balkendurchmesser der Struktur dargestellt. Die Durchmesser der inneren Struktur sind nicht Bestandteil der Optimierung und daher als Konstante vorgegeben. An der Profilkontur ist zu erkennen, dass die Profiloberseite die größten Balkendurchmesser erhält. An der Profilunterseite bildet sich etwa auf halber Profiltiefe ein Bereich mit minimalem Balkendurchmesser aus.

Bei Betrachtung der Strukturverformung im aktuierten Zustand (Abbildung 105) zeigt sich, dass die Verformung der Ausbildung einer integralen Hinterkantenklappe ähnelt. Der Bereich mit minimalem Balkendurchmesser bildet ein nachgiebiges Gelenk aus, die Zugaktuatoren reduzieren die Profildicke beim Übergang zum letzten Drittel des Profils und erhöhen die Profilwölbung in diesem Bereich.

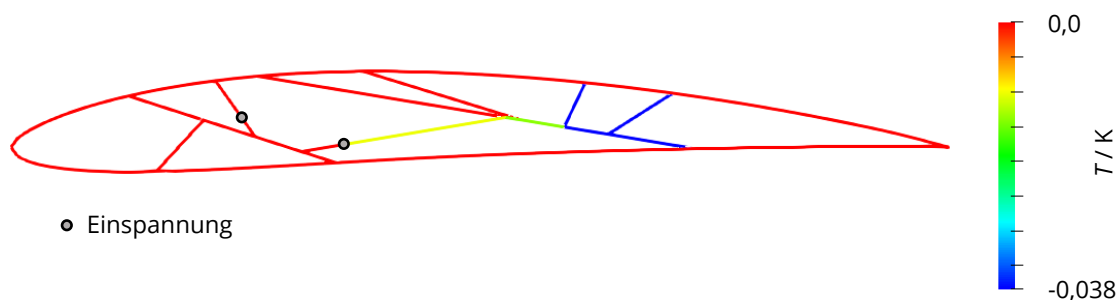


Abbildung 103: Temperaturlasten des Beispielergebnisses der aero-strukturellen Optimierung im unverformten Zustand.

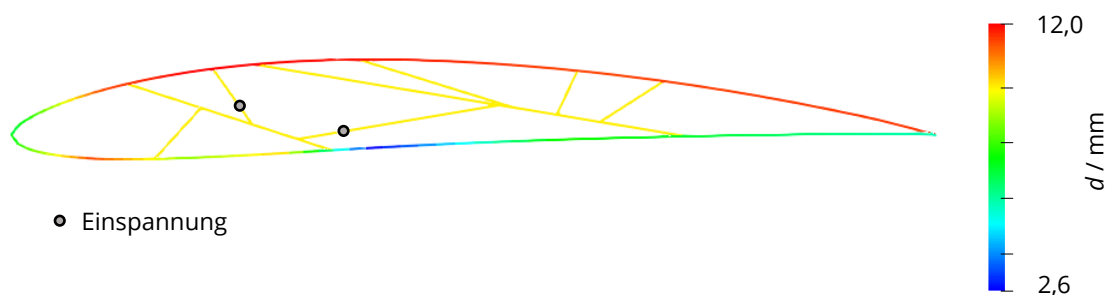


Abbildung 104: Balkendurchmesser des Beispielergebnisses der aero-strukturellen Optimierung im unverformten Zustand.

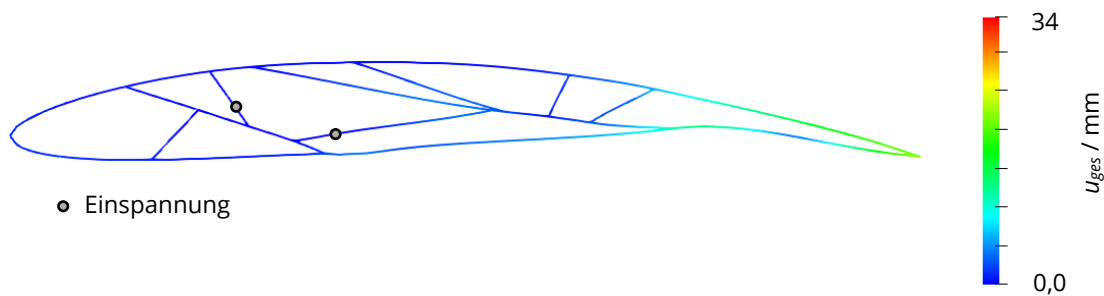


Abbildung 105: Gesamtverschiebung des Beispielergebnisses der aero-strukturellen Optimierung im verformten Zustand.

II.1.7.1.3 Qualitativer Vergleich mit Ergebnissen aus der Literatur

Zum Vergleich des hier dargestellten Ergebnisses einer aktiven Struktur wird die Topologieoptimierung von Maute und Reich [186] eines formveränderlichen Flügelprofils herangezogen. Diese dient der Topologieoptimierung einer inneren passiven Struktur eines Flügelprofils, die durch diskrete Aktuatorpunkte verformt werden kann (siehe Abbildung 106). Wie bei der hier erarbeiteten Optimierungsmethodik erfolgt auch in [186] eine simultane Optimierung der inneren Struktur und der Zielgeometrie bei Verformung. Die Topologieoptimierung geschieht unter Verwendung des SIMP-Ansatzes (Solid Isotropic Material with Penalization) auf einer Grundstruktur bestehend aus 4314 Elementen [186]. Die Kopplung zwischen Fluid und Struktur erfolgt auf Basis eines quasi-dreidimensionalen Modells [186]. Im Gegensatz zur hier beschriebenen Methodik ist in [186] keine physikalisch fundierte Berücksichtigung des aerodynamischen Widerstands möglich.

In Abbildung 107 und Abbildung 108 ist die resultierende innere Struktur im unverformten und verformten Zustand dargestellt. Weiterhin zeigen Abbildung 109 und Abbildung 110 die unverformte und verformte innere Struktur bei Mitoptimierung der Aktuatorpositionen.

Die Ergebnisse der Topologieoptimierung aus [186] zeigen nachgiebige Strukturen, die eine gewisse Vergleichbarkeit mit den hier erhaltenen Ergebnissen aus Abbildung 103 bis Abbildung 105 aufweisen. Insbesondere sind auch die Ergebnisse aus [186] nicht ohne weitere Interpretation der Struktur in die Realität übertragbar.

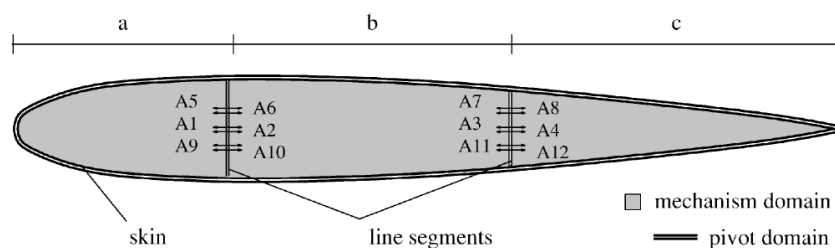


Abbildung 106: Grundstruktur zur Optimierung der inneren Struktur eines Flügelprofils, aus [186].



Abbildung 107: Dichteverteilung der unverformten inneren Struktur eines Flügelprofils bei Vorgabe der Aktuatorpositionen, aus [186].

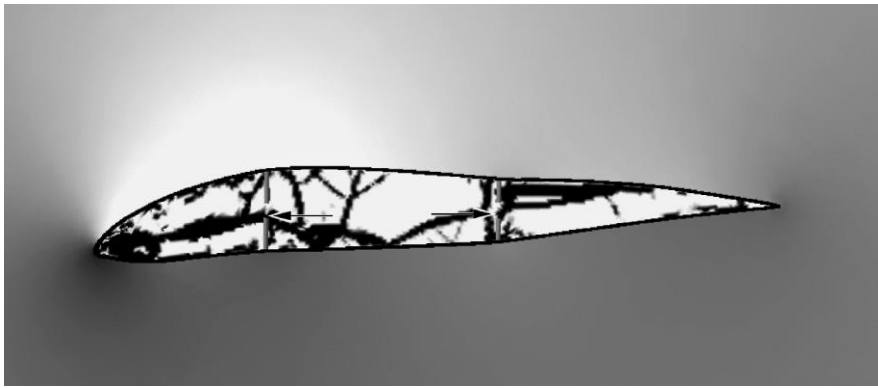


Abbildung 108: Verformte innere Struktur eines Flügelprofils bei Vorgabe der Aktuatorpositionen mit Druckverteilung, aus [186].

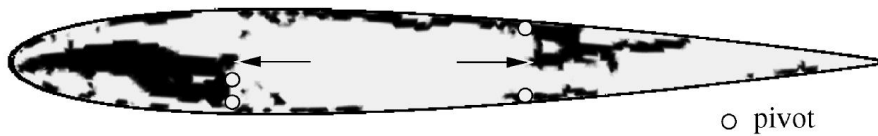


Abbildung 109: Dichteverteilung der unverformten inneren Struktur eines Flügelprofils ohne Vorgabe der Aktuatorpositionen, aus [186].

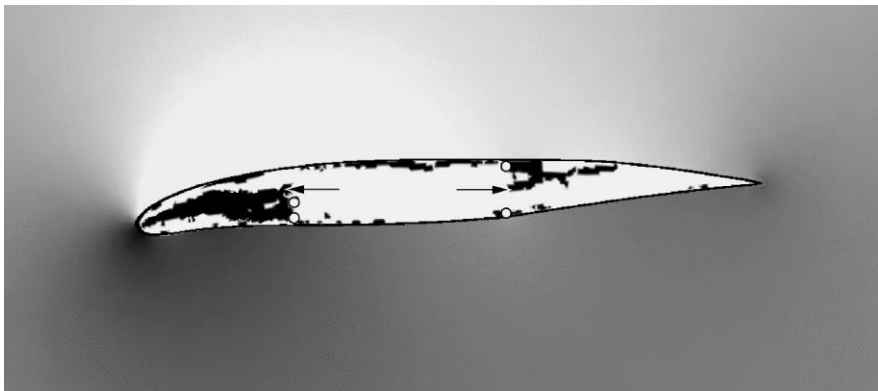


Abbildung 110: Verformte innere Struktur eines Flügelprofils ohne Vorgabe der Aktuatorpositionen mit Druckverteilung, aus [186].

II.1.7.2 Systematische Strukturanalyse mit weiterentwickelter Optimierungsmethode

Wie beschrieben, wurden die Ergebnisse der Testrechnungen mit der prototypischen Umsetzung der Optimierungsmethode für die Ableitung notwendiger Weiterentwicklungen genutzt. Aufbauend zu der vorhergehenden exemplarischen Darstellung einer Testrechnung (Abschnitt II.1.7.1) werden im Folgenden ausgewählte Optimierungsrechnungen mit der weiterentwickelten Optimierungsmethode (vergleiche Abschnitt II.1.5.6) dargestellt und diskutiert.

Insbesondere erfolgt die kritische Betrachtung der realisierten Parametrisierungsmethoden unter dem Aspekt, dass ein optimaler Entwurf unabhängig von der konkreten Parametrisierungsmethode reproduzierbar sein sollte.

Die erhaltenen Ergebnisse dienen anschließend zur Ableitung genereller Erkenntnisse für den Entwurf und die Konzeptionierung aktiv formveränderlicher Flügel.

II.1.7.2.1 Problemdefinition

Im Unterschied zu den Abschnitt II.1.7.1, dargestellten Ergebnissen, erfolgte eine Anpassung auf mehrere Flugzustände und die Berücksichtigung der Spezifika der Referenzkonfiguration.

Hierfür werden die in Tabelle 57 zusammengefassten Daten der Referenzkonfiguration für die Ableitung von Flugzuständen als Optimierungsziele herangezogen.

Tabelle 57: Für Optimierungsbeispiele herangezogene Referenzdaten des Flugzeugs.

| Bezeichnung | Formelzeichen | Wert | Einheit |
|---------------------|---------------|---------|----------------|
| Bezugsflügelteufe | l_{μ} | 2,8012 | m |
| Abflugmasse | m_{TO} | 62731,8 | kg |
| Leertankmasse | m_{ZF} | 61552,4 | kg |
| Reiseflug-Mach-Zahl | Ma_c | 0,7 | - |
| Flügelfläche | S | 137,23 | m ² |

Aus diesen lassen sich drei Flugzustände $i = 1, 2, 3$ ableiten, die in Tabelle 58 aufgeführt sind, wobei u_{∞} die Fluggeschwindigkeit, H die Flughöhe, Re die Reynolds-Zahl, Ma die Mach-Zahl, m die Flugzeugmasse und C_A der Auftriebsbeiwert ist. Dieser berechnet sich aus dem vertikalen Gleichgewicht aus Auftriebs- und Gewichtskraft:

$$C_A = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho_{ISA}(H) \cdot u_{\infty}^2 \cdot S}, \quad (69)$$

mit der Erdbeschleunigung $g = 9,81 \text{ m/s}^2$ und der Dichte $\rho_{ISA}(H)$ gemäß der Internationalen Standardatmosphäre (ISA) für die Flughöhe H .

Die Flugzustände entsprechen diskreten Punkten des vereinfachten Missionsprofils in Abbildung 111, angelehnt an das Referenzmissionsprofil nach Abschnitt II.1.1.10.

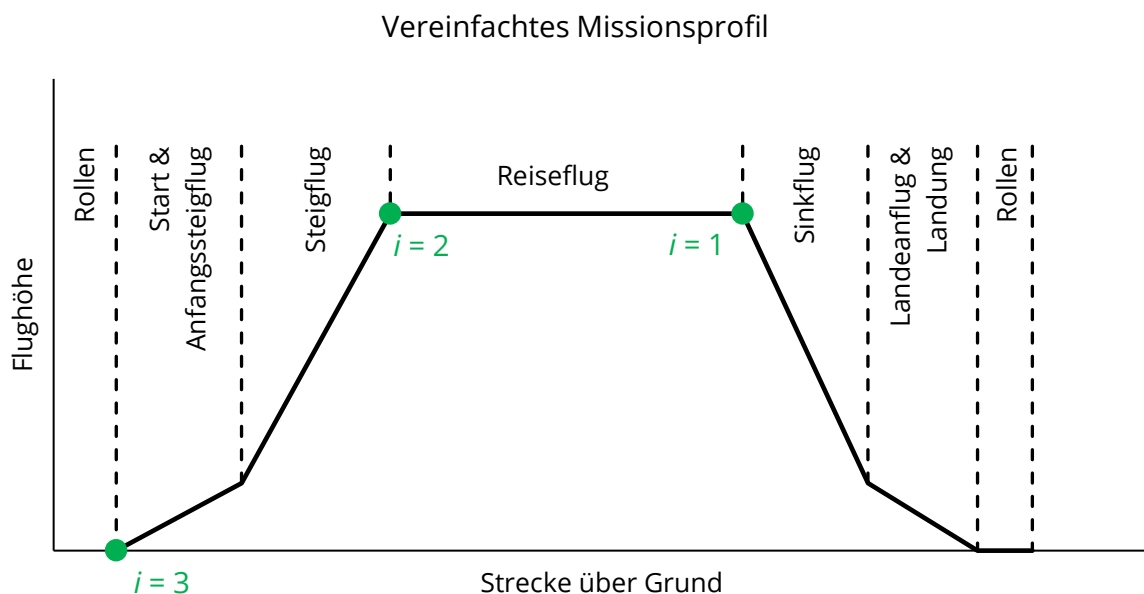


Abbildung 111: Vereinfachtes Missionsprofil mit drei ausgezeichneten Flugzuständen i für Optimierungsrechnungen.

Dabei stellen die Zustände $i = 1$ und $i = 2$ Reiseflugzustände mit unterschiedlicher Flugzeugmasse dar, wobei die Massenreduktion als Treibstoffverbrauch während des Fluges interpretiert werden kann. Flugzustand $i = 3$ spezifiziert einen Start des Flugzeugs mit der maximalen Abflugmasse m_{T0} .

Tabelle 58: Für Optimierungsbeispiele herangezogene Flugzustände.

| $i / -$ | $u_{\infty} / (m/s)$ | H / km | $Re / -$ | $Ma / -$ | m / t | $C_A / -$ |
|---------|----------------------|----------|-------------------|----------|---------|-----------|
| 1 | 206,55 | 11,5 | $1,31 \cdot 10^7$ | 0,70 | 40,12 | 0,40 |
| 2 | 206,55 | 11,5 | $1,31 \cdot 10^7$ | 0,70 | 61,55 | 0,61 |
| 3 | 78,11 | 0 | $1,44 \cdot 10^7$ | 0,23 | 62,73 | 1,20 |

Sofern nicht anders angegeben, werden bei den nachfolgend beschriebenen Optimierungsrechnungen die drei in Tabelle 58 aufgeführten Flugzustände als Zielzustände definiert.

Weiterhin ist, im Gegensatz zu den in Abschnitt II.1.7.1 dargestellten Ergebnissen, der Bereich der festen Einspannung fest vorgegeben und auf 20% bis 30% der Profillehnenlänge festgelegt. Die in diesem Bereich liegende Flügelhaut wird ebenfalls in die Einspannung einbezogen, sodass diese einer Flügelbox entspricht (siehe Abbildung 112).

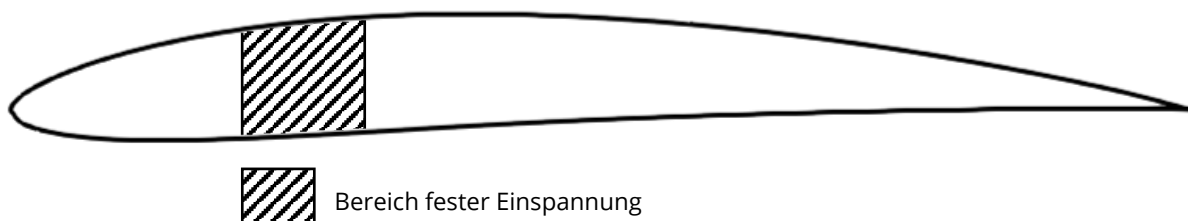


Abbildung 112: Vorgabe einer festen Holmposition in Form eines Bereichs fester Einspannung.

Im Folgenden werden die Ergebnisse unter Verwendung der drei Parametrisierungsmethoden Lindenmayer-Zellsysteme, Voronoi-Diagramme und Bijektive Graphbeschreibung für die aktive Innenstruktur dargestellt und verglichen.

II.1.7.2.2 Strukturentwurf mit Lindenmayer-Zellsystemen

Zunächst folgt die Betrachtung der Optimierungsergebnisse unter Verwendung der Lindenmayer-Zellsysteme. Es erfolgte die Berechnung von 15000 Generationen unter Verwendung der in Tabelle 59 aufgeführten Parameter der Evolutionäre Algorithmen. Die Berechnung fand auf dem Hochleistungsrechner des Zentrums für Informationsdienste und Hochleistungsrechnen (ZIH) der Technischen Universität Dresden statt.

Abbildung 113 stellt die Pareto-Front der 15000. Generation mit fünf ausgewählten Individuen dar, wobei die Farbskala die Dicke t der Innenstruktur jeweils bezogen auf die minimale und maximale Dicke des Individuums t_{min} und t_{max} angibt. Für Detailangaben wird auf die nachfolgende Diskussion der Individuen verwiesen. Die Zielfunktionswerte der fünf Individuen sind in Tabelle 60 gelistet. Die Individuum 1 weist ein gutes Verhältnis aus geringem Widerstandsbeiwert und geringer Strukturmasse auf. Individuum 2 erzielt einen kleineren Widerstandsbeiwert als Individuum 1, hat jedoch eine größere Strukturmasse.

Individuen 3 und 4 sind die Individuen mit dem jeweils geringsten Widerstandsbeiwert und der geringsten Strukturmasse.

Tabelle 59: Parameter der Evolutionären Algorithmen.

| Algorithmus | Beschreibung | Wert |
|--------------------------|--------------------------------------|------|
| Genetische Algorithmen | Populationsgröße | 255 |
| | Anzahl Crossover-Punkte | 3 |
| | Mutationswahrscheinlichkeit | 0,01 |
| Evolutionäre Strategien | Standardabweichung | 0,2 |
| Differenzielle Evolution | Mutationsrate | 0,9 |
| | Anzahl verwendeter Differenzvektoren | 1 |
| | Crossover-Konstante | 0,5 |

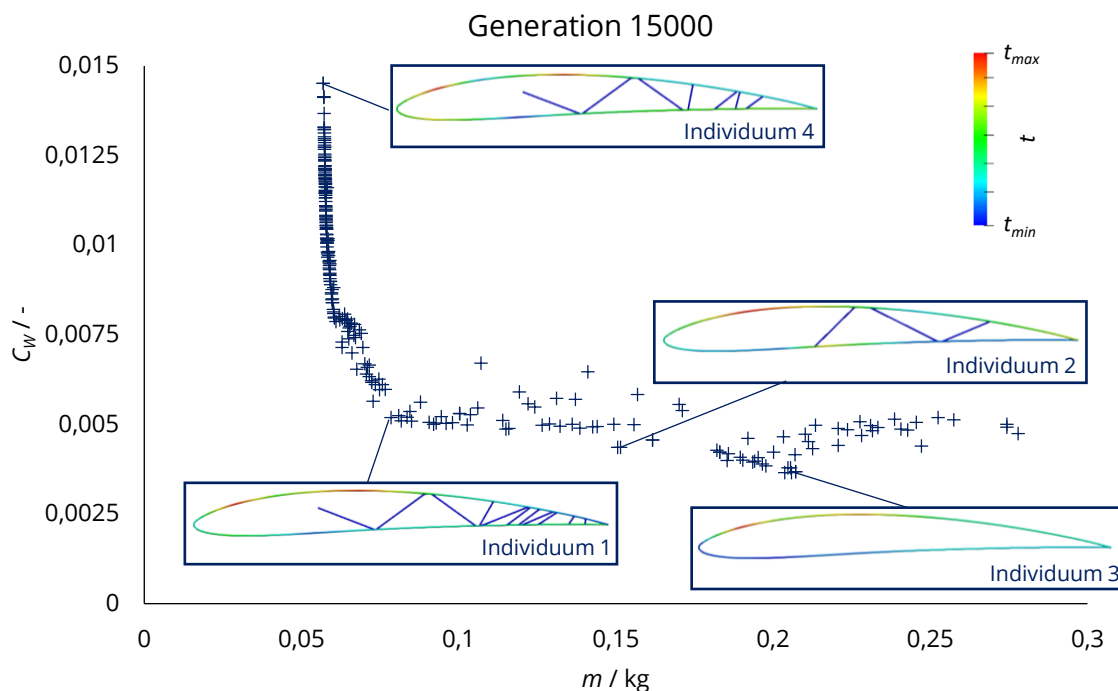
Abbildung 113: Pareto-Front der Optimierung (Rang 1) mit Lindenmayer-Zellsystemen mit Darstellung ausgewählter Individuen, projiziert auf zwei Zielfunktionswerte m und C_w .

Tabelle 60: Zielfunktionswerte ausgewählter Individuen der Optimierung mit Lindenmayer-Zellsystemen.

| Individuum | m / kg | $C_w / -$ | $\sigma_{C_w} / -$ | $H_{K,max} / -$ |
|------------|-----------------|-----------|--------------------|-----------------|
| 1 | 0,07846 | 0,00519 | 0,00037 | 3,77533 |
| 2 | 0,15146 | 0,00435 | 0,00113 | 4,19502 |
| 3 | 0,20586 | 0,00365 | 0,00178 | 9,65291 |
| 4 | 0,05694 | 0,01451 | 0,00820 | 27,5551 |

Zur weiteren Analyse der aerodynamischen Leistungsfähigkeit der dargestellten Individuen zeigt Abbildung 114 die Profilpolaren der formveränderlichen Flügelprofile im Vergleich zu den Profilpolaren des unveränderten Ausgangsprofils. Da Individuum 4 die Lösung mit der kleinsten Strukturmasse, auf Kosten eines hohen aerodynamischen Widerstands, darstellt, ist die Polare von Individuum 4 in Abbildung 114 nicht dargestellt.

Für die Erstellung der Profilpolaren erfolgte die lineare Interpolation der Aktuierungsgrade $a_{i,j}$ zwischen den drei Flugzuständen. Ebenfalls linear interpoliert wird der Zielauftriebsbeiwert $C_{A,Ziel}$, die Mach-Zahl Ma und die Reynolds-Zahl Re . Für jeden Zwischenwert des Zielauftriebsbeiwerts $C_{A,Ziel}$ erfolgt eine separate aero-strukturelle Bewertung. Hier kommt die in Abschnitt II.1.5.6.1 beschriebene Integration der Fluid-Struktur Kopplung in FiPPS² positiv zum Tragen, die eine einfache Analyse bei variierenden aerodynamischen Randbedingungen erlaubt.

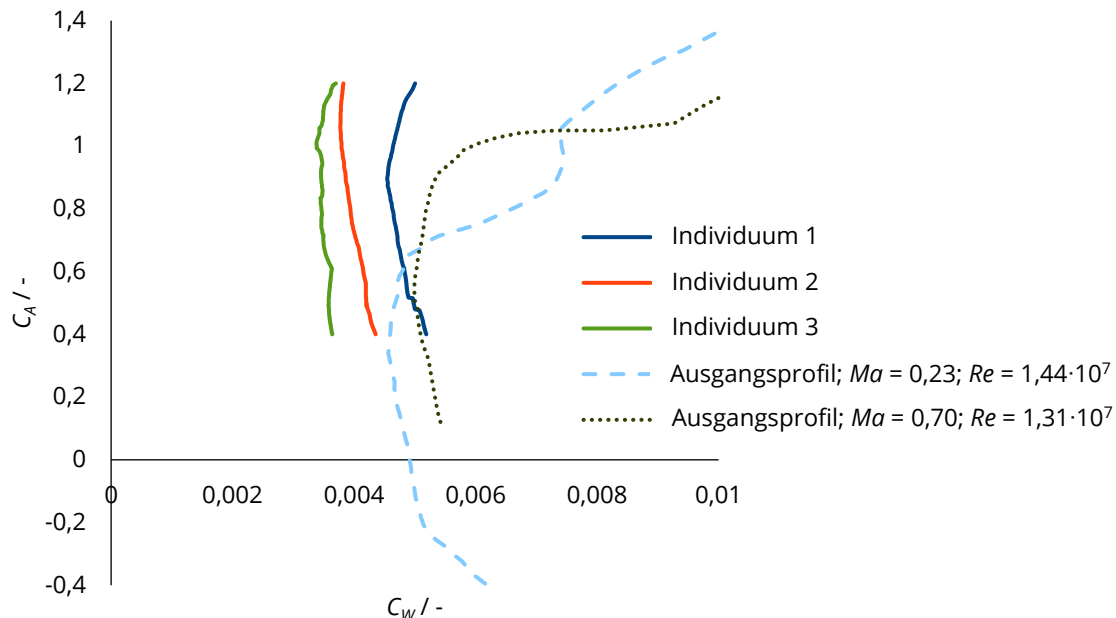


Abbildung 114: Profilpolaren ausgewählter Individuen der Optimierung mit Lindenmayer-Zellsystemen im Vergleich zu dem unverformten Profil.

Individuum 1

Abbildung 115 stellt Details des Individuums 1 dar. Es ist festzustellen, dass die Innenstruktur eine vergleichsweise geringe Dicke gegenüber der Profilhaut aufweist.

Für den Flugzustand $i = 1$ erfolgt die Profilverformung ausschließlich über die aerodynamischen Kräfte. Dies führt nur zu geringen Verformungen infolge der strukturellen Nachgiebigkeit. In diesem Fall unterstützt die Innenstruktur die Profilkontur.

Das Aktuierungsschema für den Flugzustand $i = 2$ besteht aus Zugaktuatoren im Bereich von $30\% < x/l < 55\%$ und Druckaktuatoren nahe der Profilmittte. Sowohl die Innenstruktur als auch die Profilkontur agieren teils als aktive, teils als passive Strukturbestandteile. Dies führt zu einer erhöhten Krümmung in der zweiten Profilhälfte.

Für Flugzustand $i = 3$ erfolgt eine Anpassung des Aktuierungsschemas. Der Aktuierungsgrad der Zugaktuatoren zwischen $30\% < x/l < 55\%$ wird erhöht; im Bereich der Hinterkante wechseln die Druck- zu Zugaktuatoren. Hierdurch wird ein zweiter Krümmungspunkt erzeugt und die Profilkrümmung weiter erhöht.

In Anbetracht der Profilpolaren des verformten Profils (siehe Abbildung 114) ist festzustellen, dass der Widerstandsbeiwert für Flugzustand $i = 1$ gegenüber dem unverformten Profil geringfügig erhöht ist. Für Flugzustand $i = 2$ erzielt das verformte Profil etwa den gleichen Widerstandsbeiwert wie das unverformte Profil; für Flugzustand $i = 3$ ist der Widerstandsbeiwert signifikant gegenüber dem unverformten Profil reduziert. Zwischen

den drei Flugzuständen kann keine signifikante Erhöhung des Widerstandsbeiwerts festgestellt werden, was eine gute Skalierbarkeit der Aktuierung zwischen den explizit vorgegebenen Flugzuständen nachweist.

Individuum 2

Abbildung 116 stellt Details des Individuums 2 dar. Im Vergleich zu Individuum 1 besteht die Struktur aus einer reduzierten Anzahl an Strukturelementen, jedoch mit einer höheren Dicke. Unter den aerodynamischen Lasten von Flugzustand $i = 1$ weist die Struktur ein steiferes Verhalten als Individuum 1 auf und zeigt nur geringe Verformungen an der Profiloberseite.

Für Flugzustand $i = 2$ besteht das Aktuierungsschema aus Zugaktuatoren in der Flügelhaut zwischen $35\% < x/l < 52\%$ und Druckaktuatoren im Bereich $62\% < x/l < 89\%$ auf der Profilunterseite. Weiterhin erfolgt eine Aktuierung der Innenstruktur mit einem Druckaktor nahe der Profilnase und einem Zugaktor im Bereich $x/l = 60\%$. Dies führt zu einer Krümmungserhöhung der Profiloberseite auf Höhe $x/l = 80\%$.

Das Aktuierungsschema wird für Flugzustand $i = 3$ angepasst. Hier agiert die innere Strebe nahe der Profilnase als Druckaktor, die beiden stromabwärtig folgenden Streben als Zugaktuatoren. Auch hier befinden sich aktive Bereiche der Flügelhaut auf der Profilunterseite. Unter aerodynamischen und Aktuierungslasten führt dies zu einer signifikant erhöhten Profilkrümmung bei $x/l = 60\%$. Um den Bereich der Knickstelle sind die inneren Streben in entgegengesetzter Richtung angebracht und bilden eine V-Form.

Mit Betrachtung der Profilpolaren (siehe Abbildung 114) zeigt sich, dass der Widerstandsbeiwert für alle drei Flugzustände gegenüber dem unverformten Profil reduziert wird. Zwischen den Flugzuständen findet keine signifikante Erhöhung statt, was eine kontinuierliche Anpassung der Profilkontur beim Übergang zwischen den Flugzuständen sinnvoll macht.

Individuum 3

Individuum 3 (siehe Abbildung 117) weist den geringsten Widerstandsbeiwert C_w auf. Es ist festzustellen, dass das aktive Flügelprofil ausschließlich aus seiner Außenkontur besteht und keine inneren Strukturelemente eingebracht werden. Demgegenüber weist die Profilaußenhaut eine deutlich höhere Dicke im Vergleich zu den weiterhin betrachteten Strukturen auf, was sich in einer erhöhten Strukturmasse widerspiegelt.

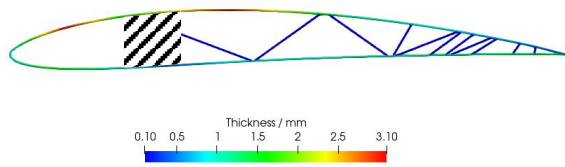
Es sind aktive Bereiche der Flügelhaut erkennbar. Für Flugzustand $i = 2$ befinden sich Zugaktuatoren im Bereich zwischen $x/l = 3\%$ der Profiloberseite und $x/l = 11\%$ der Profilunterseite sowie im Bereich $35\% < x/l < 55\%$ auf der Profilunterseite. Druckaktuatoren sind erkennbar in den Bereichen $58\% < x/l < 76\%$ und $87\% < x/l < 98\%$ der Profilunterseite. Weiterhin befinden sich sowohl auf der Profilober- als auch der -unterseite aktive Bereiche um $x/l = 25\%$, die im fixierten Bereich der Flügelhaut liegen. Diese nehmen daher keinen Einfluss auf das Verformungsverhalten des Profils, wirken sich im Rahmen der Optimierung jedoch auch nicht negativ auf die Zielfunktionswerte aus. Das beschriebene Aktuierungsschema führt zu einer Krümmungserhöhung auf der Profiloberseite.

Für Flugzustand $i = 3$ erfolgt eine qualitative Änderung des Aktuierungsschemas. Im Bereich der Profilnase wechseln die Aktuatoren zu Zugaktuatoren. Dies führt zu einer Erhöhung der Profildicke in der vorderen Profilhälfte und einer Krümmung des Profils um $x/l = 60\%$.

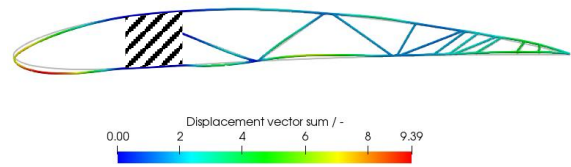
Die Profilpolare (siehe Abbildung 114) bestätigt die guten aerodynamischen Eigenschaften. Über alle drei Flugzustände wird der Widerstandsbeiwert nahezu konstant gehalten und weist einen deutlich reduzierten Wert gegenüber dem unverformten Flügelprofil auf.

Individuum 4

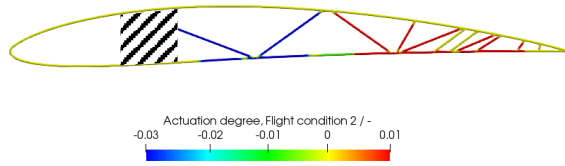
Individuum 4 (siehe Abbildung 118) ist das Individuum mit der geringsten Strukturmasse m . Dies wird durch eine vergleichsweise geringe Dicke erreicht, was sich in einer hohen Nachgiebigkeit der Struktur unter aerodynamischen Lasten widerspiegelt. Hierdurch weist das verformte Profil vergleichsweise hohe Widerstandsbeiwerte $C_w \geq 0,01451$ auf und führt somit zu keiner aerodynamischen Verbesserung gegenüber dem unverformten Flügelprofil. Aus diesem Grund werden die Aktuierungsschemata und Verformungsverhalten nicht weiter diskutiert.



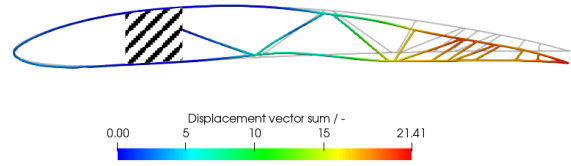
Strukturdicke



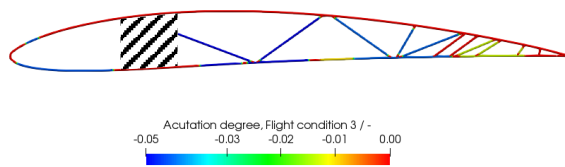
Verformung für Zustand $i = 1$



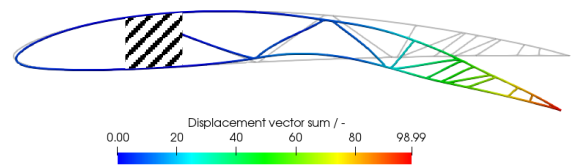
Aktuierungsschema für Zustand $i = 2$



Verformung für Zustand $i = 2$

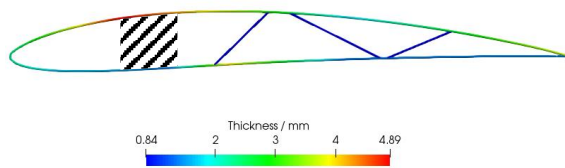


Aktuierungsschema für Zustand $i = 3$

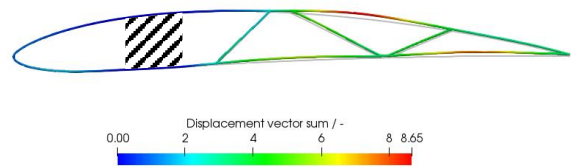


Verformung für Zustand $i = 3$

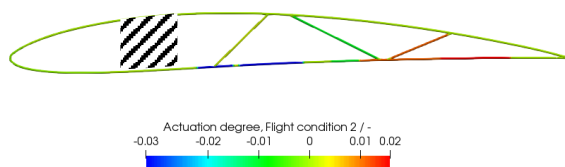
Abbildung 115: Details des Individuums 1 der Optimierung mit Lindenmayer-Zellsystemen.



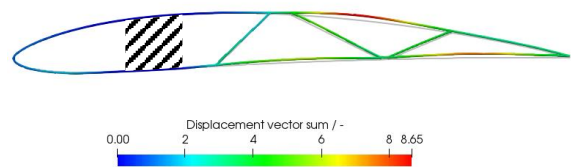
Strukturdicke



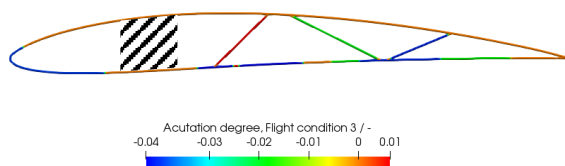
Verformung für Zustand $i = 1$



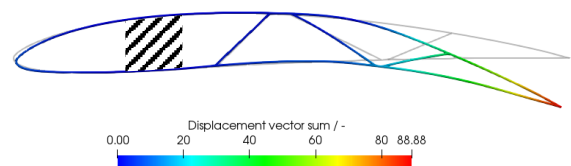
Aktuierungsschema für Zustand $i = 2$



Verformung für Zustand $i = 2$

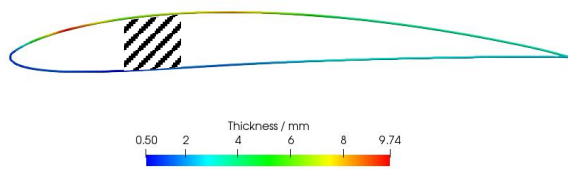


Aktuierungsschema für Zustand $i = 3$

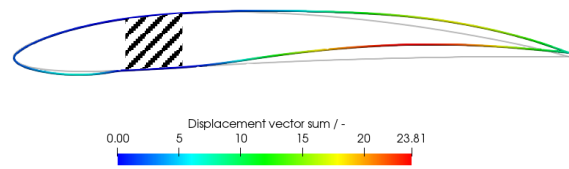


Verformung für Zustand $i = 3$

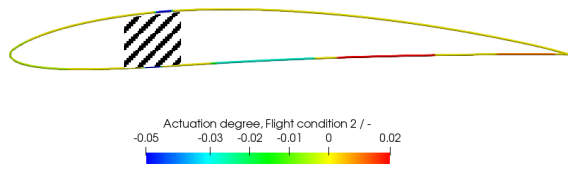
Abbildung 116: Details des Individuums 2 der Optimierung mit Lindenmayer-Zellsystemen.



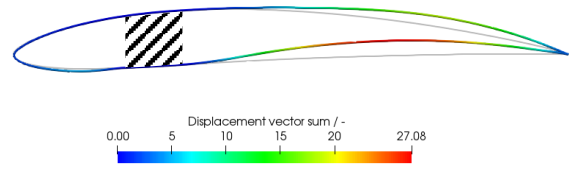
Strukturdicke



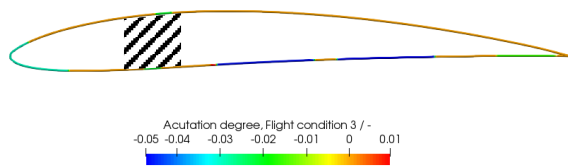
Verformung für Zustand $i = 1$



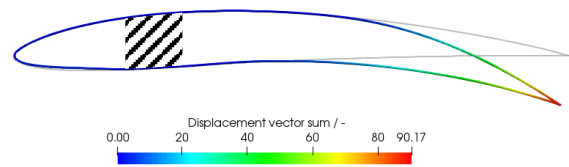
Aktuierungsschema für Zustand $i = 2$



Verformung für Zustand $i = 2$

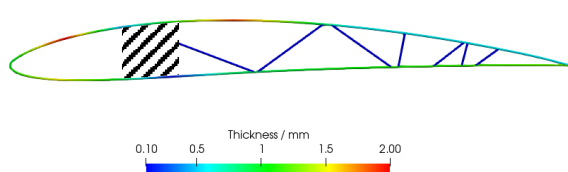


Aktuierungsschema für Zustand $i = 3$

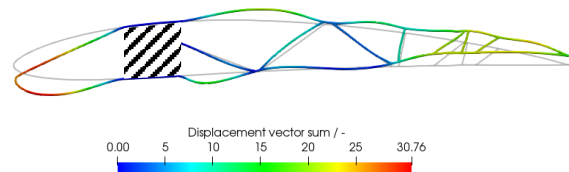


Verformung für Zustand $i = 3$

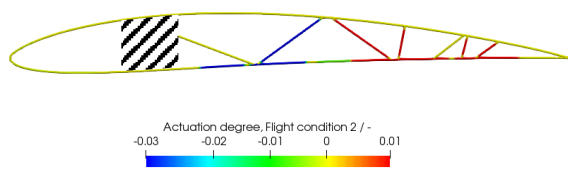
Abbildung 117: Details des Individuums 3 der Optimierung mit Lindenmayer-Zellsystemen.



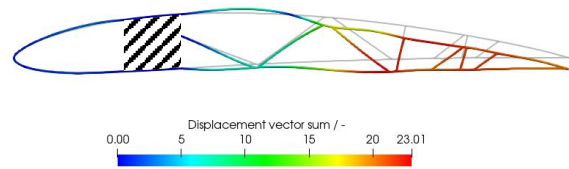
Strukturdicke



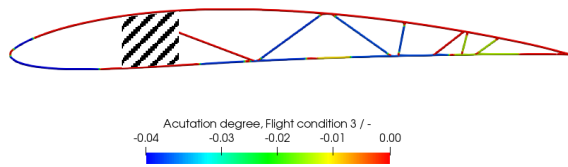
Verformung für Zustand $i = 1$



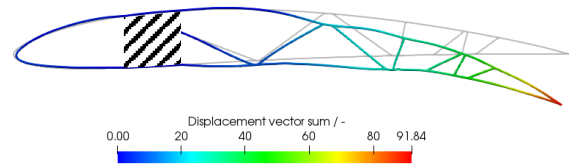
Aktuierungsschema für Zustand $i = 2$



Verformung für Zustand $i = 2$



Aktuierungsschema für Zustand $i = 3$



Verformung für Zustand $i = 3$

Abbildung 118: Details des Individuums 4 der Optimierung mit Lindenmayer-Zellsystemen.

II.1.7.2.3 Strukturentwurf mit Voronoi-Diagrammen

Nachfolgend wird eine beispielhafte Optimierung unter Verwendung der Voronoi-Diagramme als Parametrisierungsmethode beschrieben. Es erfolgte die Beschränkung auf $n_{VP} = 5, \dots, 10$ Punkte zur Erstellung des Voronoi-Diagramms (Abschnitt II.1.5.5.1).

Abbildung 119 stellt die resultierende Pareto-Front nach 15000 Generationen dar. Die Parameter der Evolutionären Algorithmen entsprechen Tabelle 59. Nachfolgend knapp beschrieben werden vier ausgewählte Individuen der Pareto-Front.

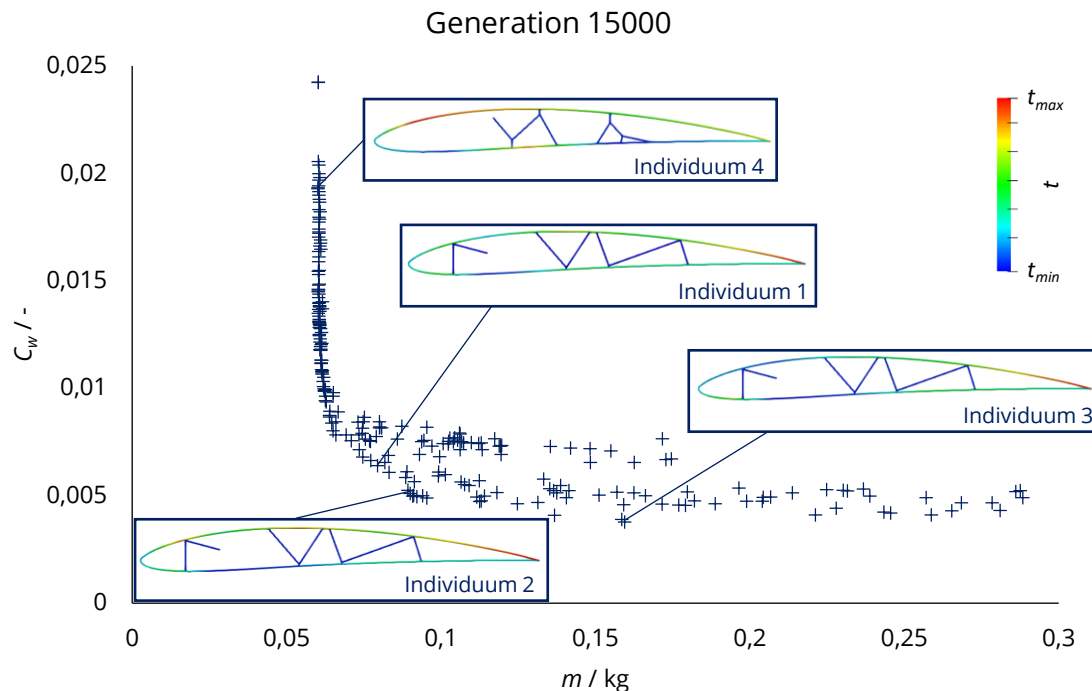


Abbildung 119: Pareto-Front der Optimierung (Rang 1) mit Voronoi-Diagrammen mit Darstellung ausgewählter Individuen, projiziert auf zwei Zielfunktionswerte m und C_w .

Individuum 1

Details des Individuums 1 sind in Abbildung 120 dargestellt. Festzustellen ist zunächst eine optische Ähnlichkeit zu den Ergebnissen der Optimierung mittels Lindenmayer-Zellsystemen. Das Individuum weist eine Innenstruktur mit vergleichsweise geringer Strukturdicke auf.

Für den Flugzustand $i = 1$ erfolgt eine sichtbare Verformung durch die angreifenden aerodynamischen Lasten, wobei eine leichte Welligkeit der Profilkontur und eine erhöhte Krümmung im Bereich der Profilhinterkante festzustellen sind.

Für Flugzustand $i = 2$ erfolgt eine Aktuierung der Flügelhaut an der Profilunterseite. Es entsteht eine Kombination aus Zug- und Druckaktuatoren. Diese führen, in Kombination mit den aerodynamischen Lasten, zu einer Verformung ähnlich der für Flugzustand $i = 1$, wobei eine geringfügige Reduktion der Hinterkantenkrümmung festzustellen ist.

Für Flugzustand $i = 3$ erfolgt eine Anpassung des Aktuierungsschemas. Die aktiven Bereiche der Flügelhaut an der Profilunterseite agieren nun ausschließlich als Zugaktuator mit deutlich erhöhtem Aktuierungsgrad. Dies führt, in Kombination mit den aerodynamischen Lasten, zu der Ausbildung einer stark erhöhten Krümmung der hinteren Profilhälfte. Bemerkenswert ist dabei insbesondere die Kontinuität und geringe Welligkeit der

Profilkontur. Diese wird durch die innere Fachwerkstruktur gestützt, was zu einer aerodynamisch günstigen Profilverformung führt.

Individuum 2

Die Topologie von Individuum 2 (siehe Abbildung 121) entspricht der von Individuum 1, jedoch ist die Strukturdicke der Flügelhaut erhöht, die der Innenstruktur reduziert. Dies führt zu einer höheren Strukturmasse im Vergleich zu Individuum 1.

Für Flugzustand $i = 1$ verformt sich die Struktur sichtbar infolge der aerodynamischen Lasten. Es ist eine leichte Welligkeit der Profilunterseite und eine erhöhte Profilkrümmung im Bereich der Hinterkante erkennbar.

Für die Flugzustände $i = 2$ und $i = 3$ ähneln die Aktuierungsschemata weitgehend denen von Individuum 1. Auch ist eine Ähnlichkeit bei den verformten Profilkonturen festzustellen. Signifikanter Unterschied ist die Wellenbildung im Bereich $x/l = 35\%$ an der Profilunterseite. Dies ist auf die geringere Dicke der stützenden Innenstruktur zurückzuführen.

Individuum 3

Abbildung 122 stellt Details von Individuum 3 dar. Das Individuum zeichnet sich durch den geringsten Widerstandsbeiwert C_w bei einer erhöhten Strukturmasse gegenüber den beschriebenen Individuen 2 und 3 aus. Die Innenstruktur weicht von den bisher betrachteten Individuen ab. Auffällig ist das Fehlen einer Stützstruktur im Bereich der Profilnase $x/l < 20\%$.

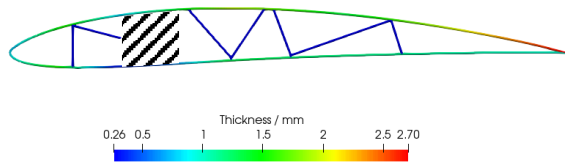
Für Flugzustand $i = 1$ zeigt sich auch hier eine Erhöhung der Profilkrümmung im Bereich der Hinterkante. Es ist jedoch keine wesentliche Ausbildung von Welligkeiten an der Profilkontur erkennbar. Auffällig ist die leichte Wölbung an der Profilunterseite im Bereich der Profilnase, die auf das Fehlen einer Stützstruktur in diesem Bereich zurückgeführt werden kann.

Für Flugzustand $i = 2$ erfolgt erneut eine Aktuierung auf der Unterseite der Flügelhaut. Im Vergleich zu den Individuen 2 und 3 finden sich auch aktive Bereiche in der Innenstruktur. Auch hier bewirkt die Aktuierung, in Kombination mit den Luftlasten, eine Verformung ähnlich der bei Flugzustand $i = 1$.

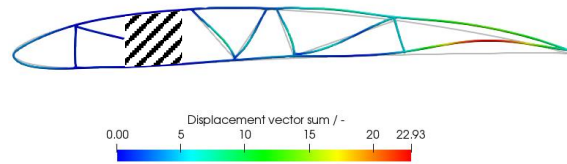
Für Flugzustand $i = 3$ wirken, wie bei Individuum 1 und 2, alle aktiven Bereiche als Zugaktuator mit gegenüber Flugzustand $i = 2$ erhöhtem Aktuierungsgrad. Dies führt zu einer definierten Erhöhung der Profilwölbung im Bereich $x/l = 60\%$. An dieser Stelle bildet die innere Stützstruktur eine V-förmige Struktur aus, die ein definiertes Abknicken an der Profilunterseite ermöglicht. Die Profilkontur bleibt dadurch kontinuierlich und weist keine Welligkeiten auf, was die guten aerodynamischen Eigenschaften erklärt.

Individuum 4

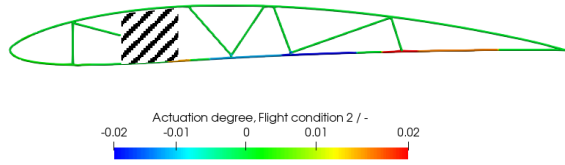
Individuum 4 (siehe Abbildung 123) ist das Individuum mit der geringsten Strukturmasse der Pareto-Front. Die Topologie ist identisch mit der von Individuum 1 und 2, jedoch ist die strukturelle Dicke gegenüber diesen Individuen verringert, was sich in der Strukturmasse widerspiegelt. Für alle drei Flugzustände weist die Profilkontur eine starke Welligkeit auf. Dies spiegelt sich in der stark reduzierten aerodynamischen Effizienz wieder, weshalb an dieser Stelle nicht weiter auf die Aktuierungsschemata und das Verformungsverhalten eingegangen wird.



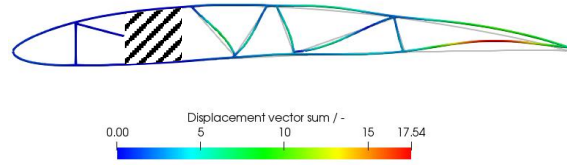
Strukturdicke



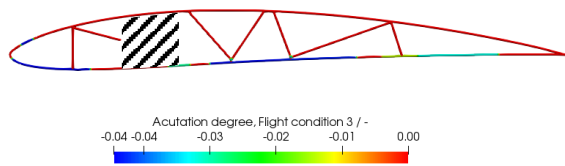
Verformung für Zustand $i = 1$



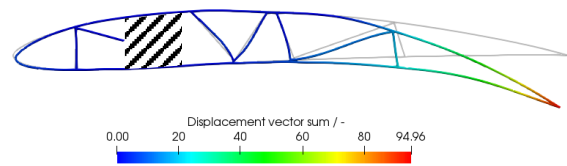
Aktuierungsschema für Zustand $i = 2$



Verformung für Zustand $i = 2$

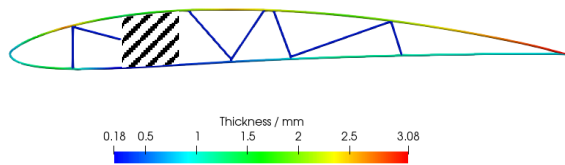


Aktuierungsschema für Zustand $i = 3$

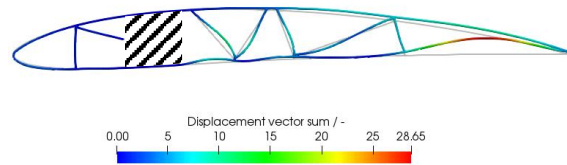


Verformung für Zustand $i = 3$

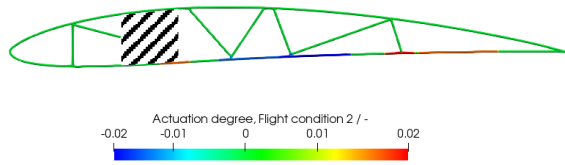
Abbildung 120: Details des Individuums 1 der Optimierung mit Voronoi-Diagrammen.



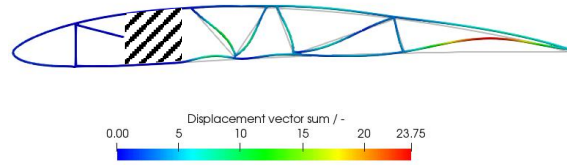
Strukturdicke



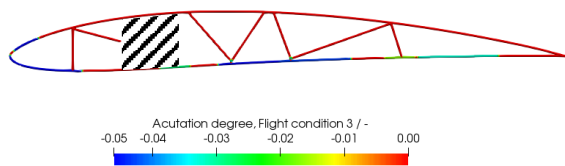
Verformung für Zustand $i = 1$



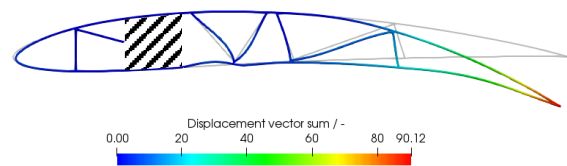
Aktuierungsschema für Zustand $i = 2$



Verformung für Zustand $i = 2$

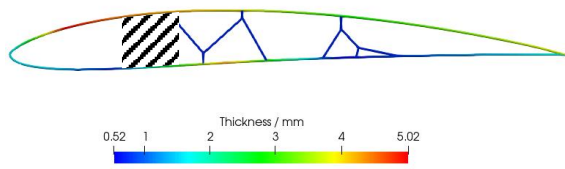


Aktuierungsschema für Zustand $i = 3$

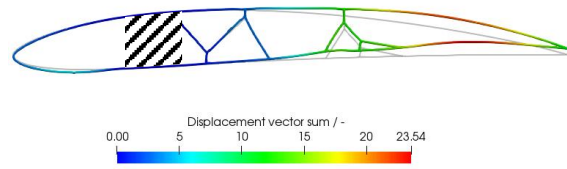


Verformung für Zustand $i = 3$

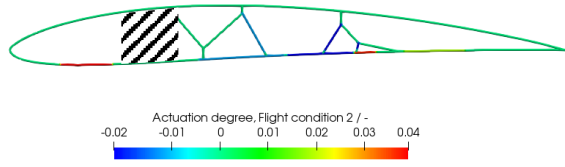
Abbildung 121: Details des Individuums 2 der Optimierung mit Voronoi-Diagrammen.



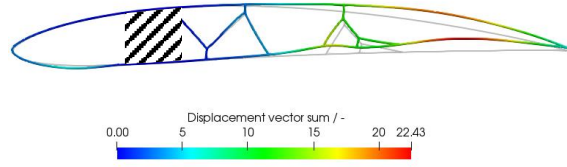
Strukturdicke



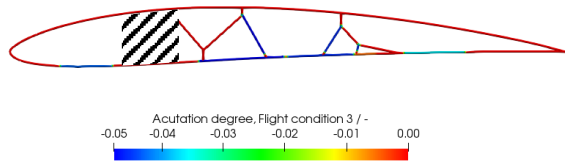
Verformung für Zustand $i = 1$



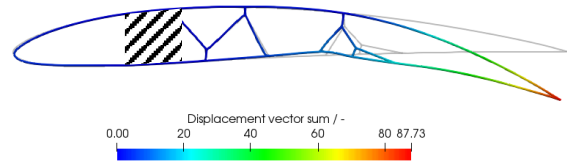
Aktuierungsschema für Zustand $i = 2$



Verformung für Zustand $i = 2$

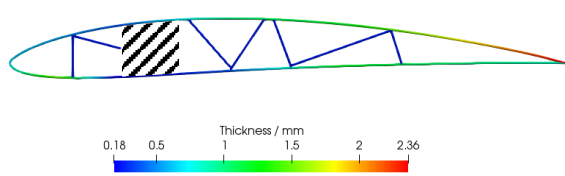


Aktuierungsschema für Zustand $i = 3$

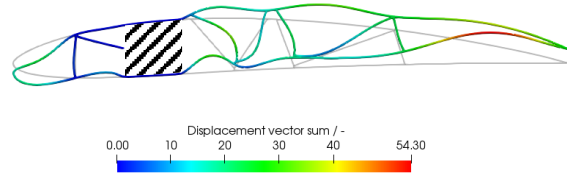


Verformung für Zustand $i = 3$

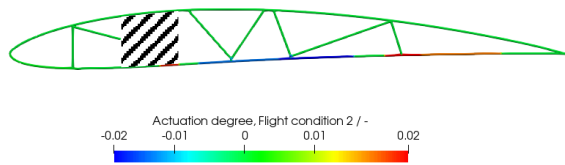
Abbildung 122: Details des Individuums 3 der Optimierung mit Voronoi-Diagrammen.



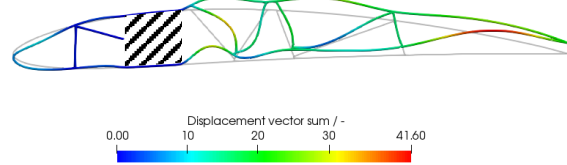
Strukturdicke



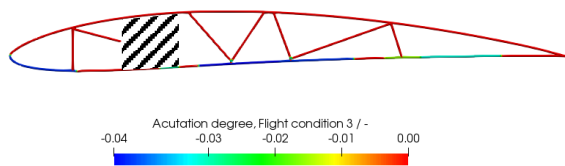
Verformung für Zustand $i = 1$



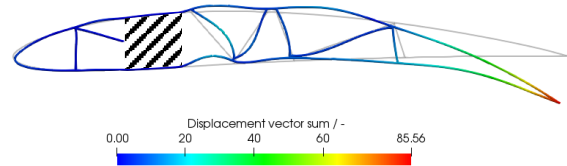
Aktuierungsschema für Zustand $i = 2$



Verformung für Zustand $i = 2$



Aktuierungsschema für Zustand $i = 3$



Verformung für Zustand $i = 3$

Abbildung 123: Details des Individuums 4 der Optimierung mit Voronoi-Diagrammen.

II.1.7.2.4 Strukturentwurf mit Bijektiver Graphbeschreibung

Der folgende Abschnitt beschreibt eine Beispieloptimierung unter Verwendung der Bijektiven Graphbeschreibung (vergleiche Abschnitt II.1.5.6.3). Die Optimierungsparameter wurden gemäß Tabelle 59 gewählt. Für die Bijektive Graphbeschreibung erfolgte die Beschränkung auf $n_p = 20$ Punkte und $n_s = 4, \dots, 10$ lineare Segmente.

Die nach Berechnung von 15000 Generationen resultierende Pareto-Front zeigt Abbildung 124 mit der Darstellung ausgewählter Individuen. Im Folgenden wird auf deren Charakteristika kurz eingegangen.

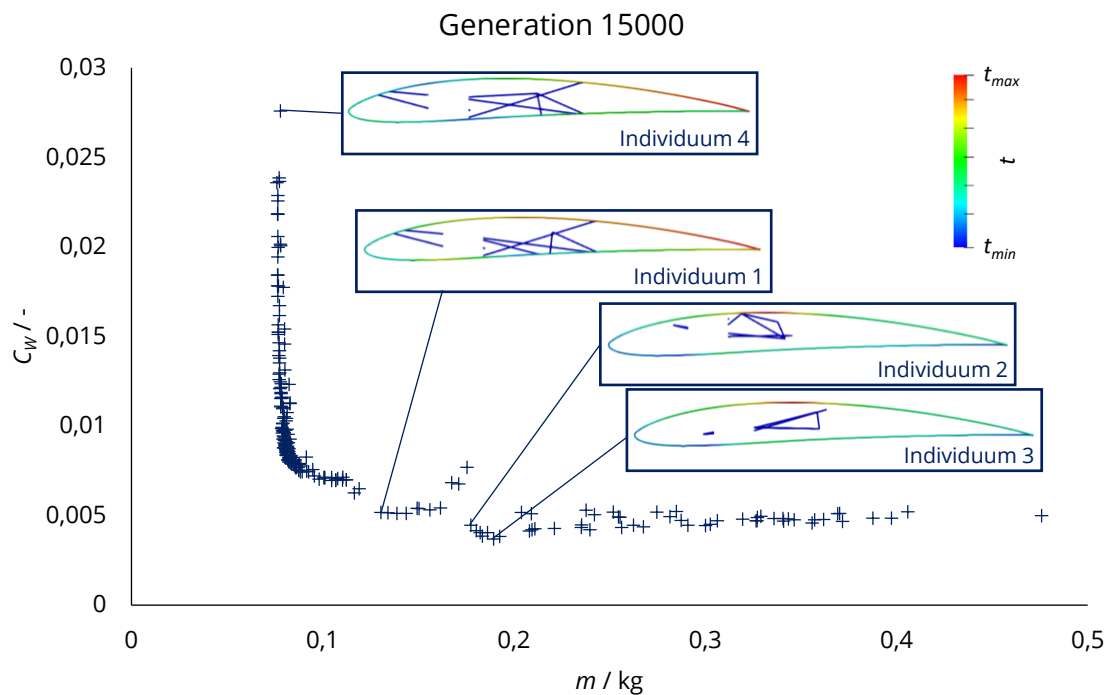


Abbildung 124: Pareto-Front der Optimierung (Rang 1) mit Bijektiver Graphbeschreibung mit Darstellung ausgewählter Individuen, projiziert auf zwei Zielfunktionswerte m und C_w .

Individuum 1

Eine Detaildarstellung von Individuum 1 findet sich in Abbildung 125. Im Vergleich zu den bisher betrachteten Parametrisierungsmethoden, den Lindenmayer-Zellsystemen und den Voronoi-Diagrammen, weist die Bijektive Graphbeschreibung die Besonderheit auf, dass diese nicht auf geschlossene Zellen beschränkt ist. Somit können, neben offenen Lastpfaden, auch sich kreuzende Strukturelemente entstehen. Diese verfügen über keine gemeinsame Verbindung an dem Kreuzungspunkt und sind somit in einer dreidimensionalen Ausarbeitung des Strukturmodells mit gegenseitigem Versatz in z -Richtung zu versehen.

Die Verformung der Struktur unter aerodynamischen Lasten für Flugzustand $i = 1$ fällt gering aus. Im Bereich der Hinterkante des Profils ist eine leichte Verformung ersichtlich, die Profilaußenhaut weist dabei jedoch keinerlei Welligkeiten auf.

Bei Betrachtung des Flugzustands $i = 2$ ist das Vorhandensein sich kreuzender Strukturelemente im Bereich $x/l = 50\%$ ersichtlich. Aktive Strukturbereiche sind sowohl auf der Profilaußenhaut im Bereich der Profilunterseite, als auch in der Innenstruktur zu finden. Unter Aktuierungs- und aerodynamischen Lasten erfolgt eine Erhöhung der Profilkrümmung im Bereich $x/l > 60\%$, wobei sich das Profil in diesem Bereich signifikant verjüngt.

Prägnant ist eine Dreiecksstruktur bei etwa $x/l = 55\%$ die keine Kreuzungspunkte mit der restlichen Innenstruktur aufweist, das Profil in dem Bereich des Abknickens jedoch stützt. Für Flugzustand $i = 3$ wirkt diese Dreiecksstruktur ebenfalls stützend im Bereich des Abknickens des Profils. Das Aktuierungsschema ändert sich zu einer reinen Zugaktuierung mit erhöhtem Aktuierungsgrad. Dies bewirkt eine Wölbungserhöhung der hinteren Profilhälfte.

Für alle drei Flugzustände ist festzustellen, dass die Profilaußenhaut aerodynamisch günstig, ohne das Auftreten von Welligkeiten oder anderweitig unerwünschten Verformungen ist.

Individuum 2

Charakteristisch für Individuum 2 (siehe Abbildung 126) sind die auftretenden offenen Lastpfade der Innenstruktur. Die Profilaußenkontur wird kaum durch die Innenstruktur abgestützt; es liegt nur ein Verbindungspunkt an der Profiloberseite bei etwa $x/l = 33\%$ vor.

Unter den aerodynamischen Lasten von Flugzustand $i = 1$ findet eine deutliche Wölbung der Profilhinterkante statt. Ebenfalls zu beobachten ist eine Auswölbung der Profilunterseite nahe der Profilnase.

Für Flugzustand $i = 2$ erfolgt die Aktuierung der Profilunterseite und der Innenstruktur. Zusammen mit den aerodynamischen Lasten führt dies zu einem Verformungsverhalten ähnlich dem von Flugzustand $i = 1$.

Das Aktuierungsschema ändert sich für Flugzustand $i = 3$ in der Form, dass hier nur Zugaktuatoren mit erhöhtem Aktuierungsgrad vorliegen. Die Profilverformung weist eine Erhöhung der Hinterkantenwölbung für $x/l > 70\%$ auf. Auch hier ist keine Welligkeit der Profilkontur festzustellen. Das Verformungsverhalten wird nahezu ausschließlich durch die Dickenverteilung der Profilaußenhaut definiert, es findet keine nennenswerte Stützung durch die Innenstruktur statt.

Individuum 3

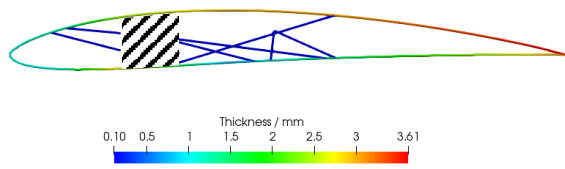
Individuum 3 (siehe Abbildung 127) weist den geringsten Widerstandsbeiwert C_W in der Pareto-Front auf. Auffällig ist, dass die Innenstruktur keinerlei Anbindung an die Profilaußenhaut aufweist. Die Dicke der Innenstruktur ist auf den Minimalwert $t = 0,1$ reduziert. Aufgrund der fehlenden Anbindung nimmt die Innenstruktur keinen Einfluss auf das Verformungsverhalten des Profils und wirkt ausschließlich als Blindstruktur.

Die Aktuierungsschemata und das Verformungsverhalten des Individuums entsprechen weitgehend denen von Individuum 2. Aus diesem Grund wird hierauf nicht weiter eingegangen.

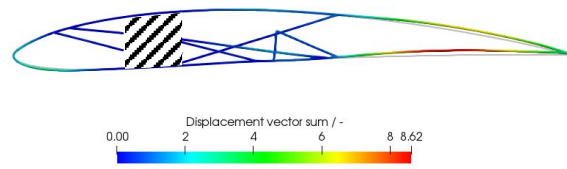
Individuum 4

Individuum 4 (siehe Abbildung 128) hat die geringste Strukturmasse innerhalb der Pareto-Front bei einer vergleichsweise schlechten aerodynamischen Effizienz. Diese liegt begründet in dem nachgiebigen Verhalten der Struktur unter aerodynamischen Lasten, wie sich in den Verformungen bei den Flugzuständen $i = 1$, $i = 2$ und $i = 3$ in Form starker Welligkeit der Profilkontur widerspiegelt.

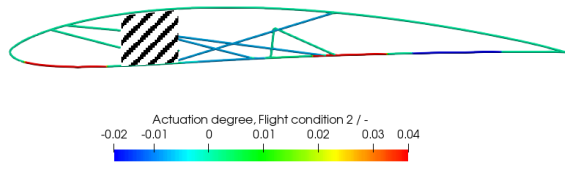
Aufgrund des hohen Widerstandsbeiwerts des verformten Profils werden die Aktuierungsschemata und Verformungsmoden nicht weiter betrachtet.



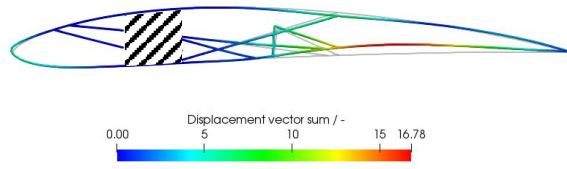
Strukturdicke



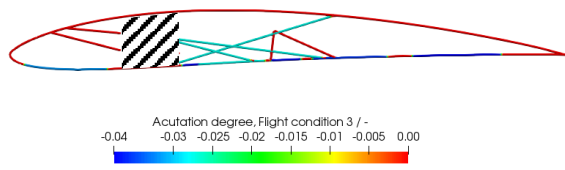
Verformung für Zustand $i = 1$



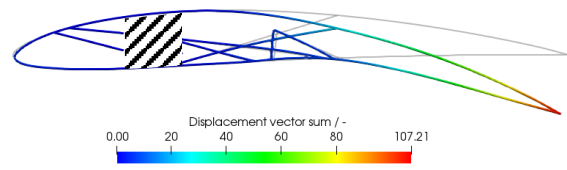
Aktuierungsschema für Zustand $i = 2$



Verformung für Zustand $i = 2$

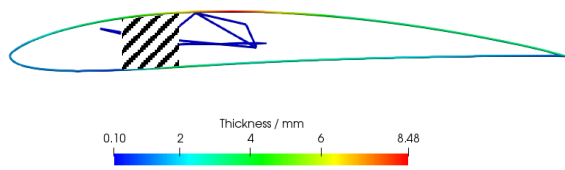


Aktuierungsschema für Zustand $i = 3$

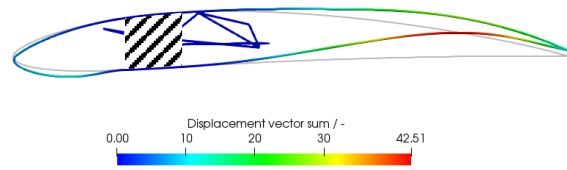


Verformung für Zustand $i = 3$

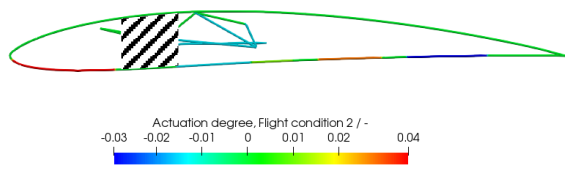
Abbildung 125: Details des Individuums 1 der Optimierung mit Bijektiver Graphbeschreibung.



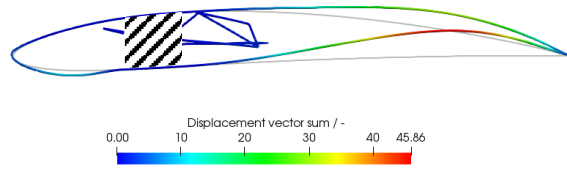
Strukturdicke



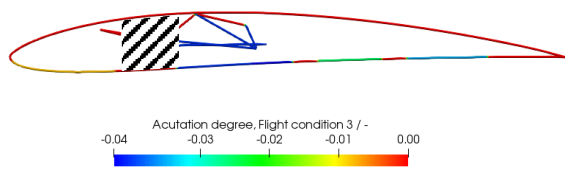
Verformung für Zustand $i = 1$



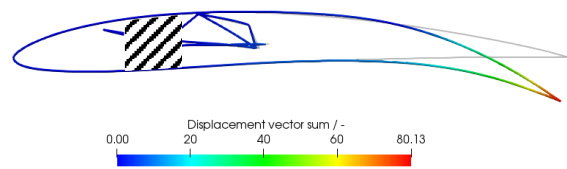
Aktuierungsschema für Zustand $i = 2$



Verformung für Zustand $i = 2$

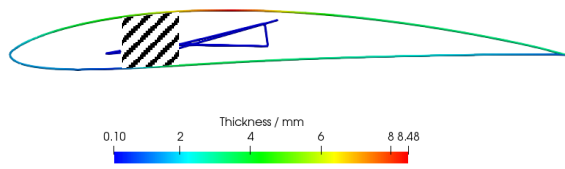


Aktuierungsschema für Zustand $i = 3$

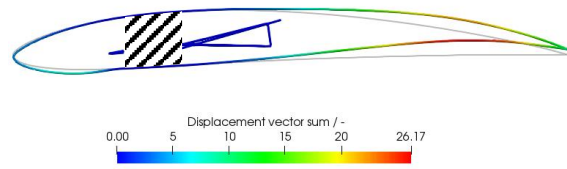


Verformung für Zustand $i = 3$

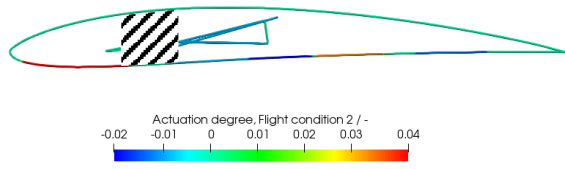
Abbildung 126: Details des Individuums 2 der Optimierung mit Bijektiver Graphbeschreibung.



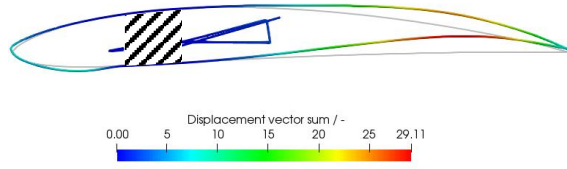
Strukturdicke



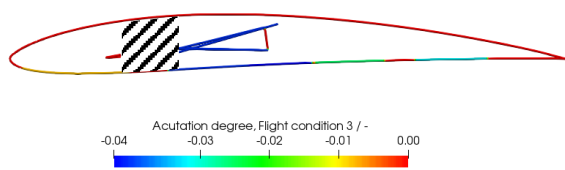
Verformung für Zustand $i = 1$



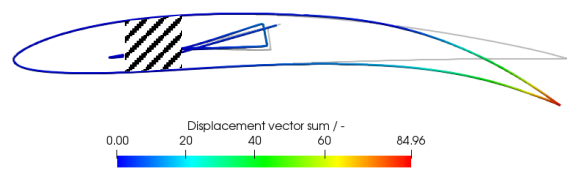
Aktuierungsschema für Zustand $i = 2$



Verformung für Zustand $i = 2$

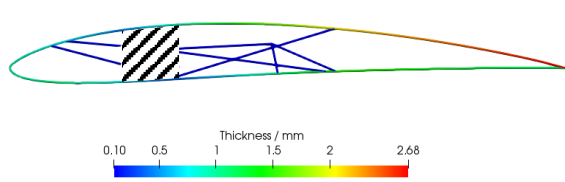


Aktuierungsschema für Zustand $i = 3$

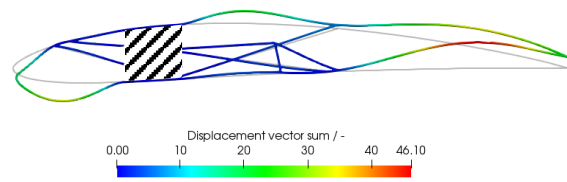


Verformung für Zustand $i = 3$

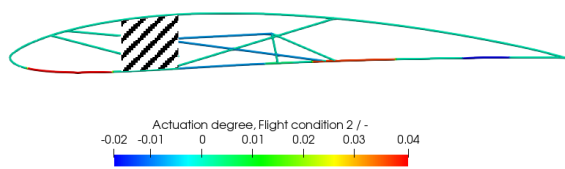
Abbildung 127: Details des Individuums 3 der Optimierung mit Bijektiver Graphbeschreibung.



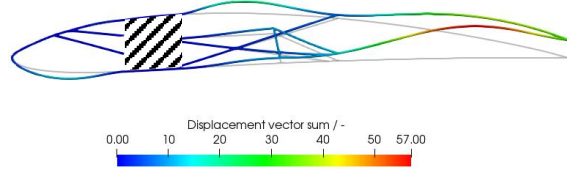
Strukturdicke



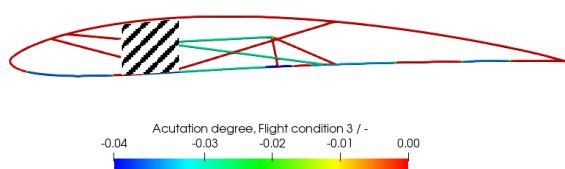
Verformung für Zustand $i = 1$



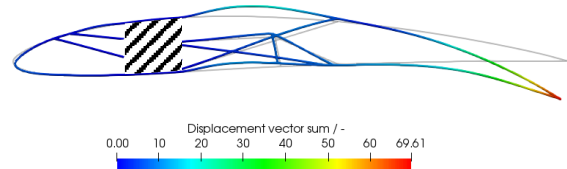
Aktuierungsschema für Zustand $i = 2$



Verformung für Zustand $i = 2$



Aktuierungsschema für Zustand $i = 3$



Verformung für Zustand $i = 3$

Abbildung 128: Details des Individuums 4 der Optimierung mit Bijektiver Graphbeschreibung.

II.1.7.2.5 Vergleich der Parametrisierungsvarianten

Abbildung 129 stellt die Pareto-Fronten der drei beschriebenen Optimierungsrechnungen vergleichend dar.

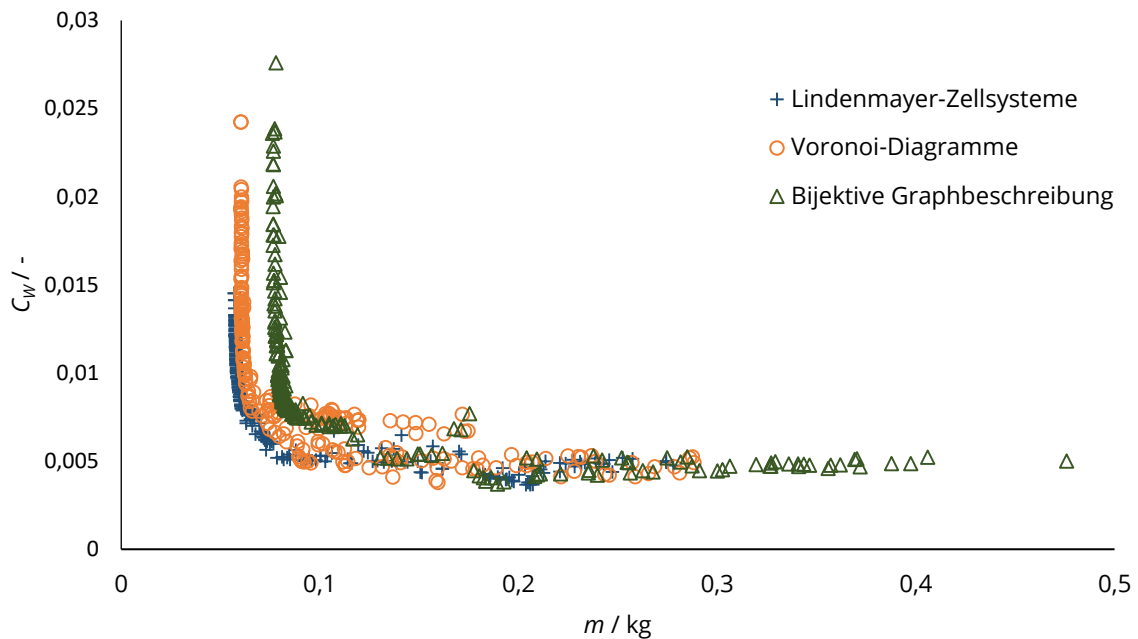


Abbildung 129: Vergleich der Pareto-Fronten (Rang 1) der Optimierung mit Parametrisierung durch Lindenmayer-Zellsysteme, Voronoi-Diagramme und Bijektive Graphbeschreibung, projiziert auf zwei Zielfunktionswerte m und C_w .

Es ist ersichtlich, dass mit den Lindenmayer-Zellsystemen die am deutlichsten ausgeprägte Pareto-Front erzielt wird. Mit der Parametrisierung über die Voronoi-Diagramme wird ein ähnlicher Verlauf der Pareto-Front erzielt. Die Parametrisierung durch die Bijektive Graphbeschreibung liefert im Vergleich die am schlechtesten ausgeprägte Pareto-Front.

In allen drei Optimierungsrechnungen werden vergleichbare Minima im Hinblick auf den Widerstandsbeiwert erhalten. Unterschiede zeigen sich hingegen bei den Minima der Strukturmassen. Hier liefern nur die Lindenmayer-Zellsysteme und die Voronoi-Diagramme ähnliche Werte. Begründen lässt sich dies bei Betrachtung der vorhergehend diskutierten Individuen der jeweiligen Rechnungen. Die Individuen mit dem minimalen Widerstandsbeiwert weisen keine Innenstruktur oder nur eine Blindstruktur auf. Somit hat die Parametrisierung der Innenstruktur in diesem Fall keinen Einfluss. Für die Individuen mit der minimalen Masse muss die Innenstruktur die Profilaußenhaut soweit unterstützen, dass eine aerodynamische Bewertung möglich ist, was zu stark deformierte Profile ausschließt. Hier wirkt sich das Spektrum der durch die jeweilige Parametrisierungsmethode darstellbaren Strukturen somit merklich auf den Minimalwert aus.

Sowohl der Vergleich der Pareto-Fronten der Optimierungsrechnungen mittels Lindenmayer-Zellsystemen und den Voronoi-Diagrammen als auch die Betrachtung der zugehörigen Individuen zeigt die Ähnlichkeit beider Ergebnisse.

Es zeigt sich demnach eine gute Anwendbarkeit der Lindenmayer-Zellsystemen und der Voronoi-Diagramme auf die Problemstellung der Optimierung der aktiven Profilstruktur.

Die Bijektive Graphbeschreibung liefert zwar zusätzliche Freiheitsgrade infolge der Möglichkeit auch überkreuzende Strukturelemente und offene Lastpfade zu generieren, zeigt jedoch eine erhöhte Wahrscheinlichkeit der Erzeugung unzulässiger Strukturentwürfe. Dies spiegelt sich in der deutlich schlechter ausgeprägten Pareto-Front, verglichen mit den Lindenmayer-Zellsystemen und den Voronoi-Diagrammen, wieder. Somit ist die Bijektive Graphbeschreibung nur eingeschränkt für die Anwendung im Rahmen der hier durchgeführten Strukturoptimierung geeignet.

II.1.7.3 Spannweite Erweiterung auf einen dreidimensionalen Flügelentwurf

Ergänzend zu der beschriebenen Strukturanalyse zweidimensionaler Flügelsegmente erfolgte eine Untersuchung bezüglich der Austragung in die dritte spannweite Dimension. Dies dient primär der Untersuchung, ob Querkontraktionseffekte das Verformungsverhalten signifikant beeinflussen. Weiterhin wurde das Strukturverhalten des dreidimensionalen Flügels unter Aktuator- und aerodynamischen Lasten untersucht. Abbildung 130 stellt die Struktur des spannweitig ausgetragenen Flügelsegments dar. Die Verschiebungsrandbedingungen an der Einspannung bei $y = 0$ sind dabei als Symmetriestandbedingungen modelliert. Die Spannweite in y -Richtung beträgt $b = 5000$ mm, die Flügeltiefe in x -Richtung $l = 1000$ mm. Sowohl die Aktuatorzuweisungen als auch die Struktur厚ken wurden aus dem zweidimensionalen Modell übernommen und unmittelbar auf das dreidimensionale Modell übertragen.

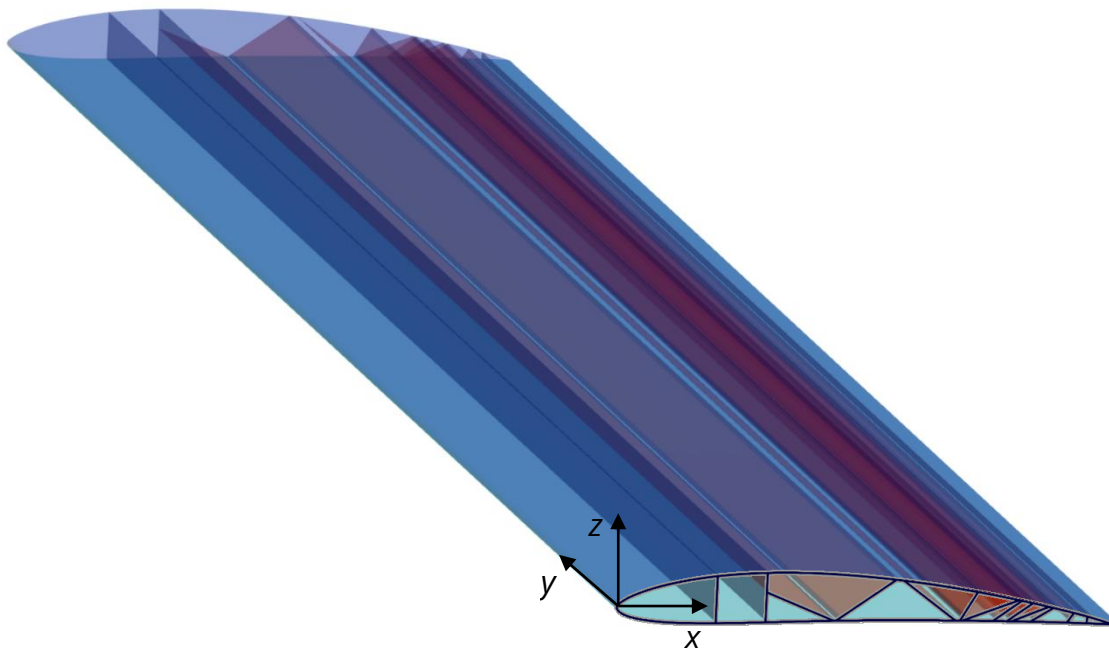


Abbildung 130: Aktiv formveränderliche Flügelstruktur spannweitig ausgetragen.

Zunächst erfolgte die Betrachtung des Verformungsverhaltens ohne aerodynamische Lasten. Die Verformung wird demnach nur durch die Aktuatorlasten hervorgerufen. Abbildung 131 stellt die Verformungszustände für die drei betrachteten Flugzustände $i = 1, 2, 3$ (siehe Tabelle 58) dar.

Das Verformungsverhalten entspricht auch im dreidimensionalen Modell den Erwartungen. Insbesondere hat die Querkontraktion in Richtung der spannweitig nicht einge-

schränkten Verformungsrichtung keine negativen Auswirkungen. Eine Detailanalyse der Verschiebung entlang einer Schnittlinie bei 20% der Flügeltiefe in Abbildung 132 zeigt, dass die Querkontraktion nur äußerst geringfügige Effekte hervorruft. Verglichen mit der Spannweite b hat die maximale Verschiebung in Folge der Querkontraktion $u_{v,max} = 0,0038$ mm eine relative Größe von $u_{v,max}/b \approx 10^{-6}$ und ist damit vernachlässigbar gering.

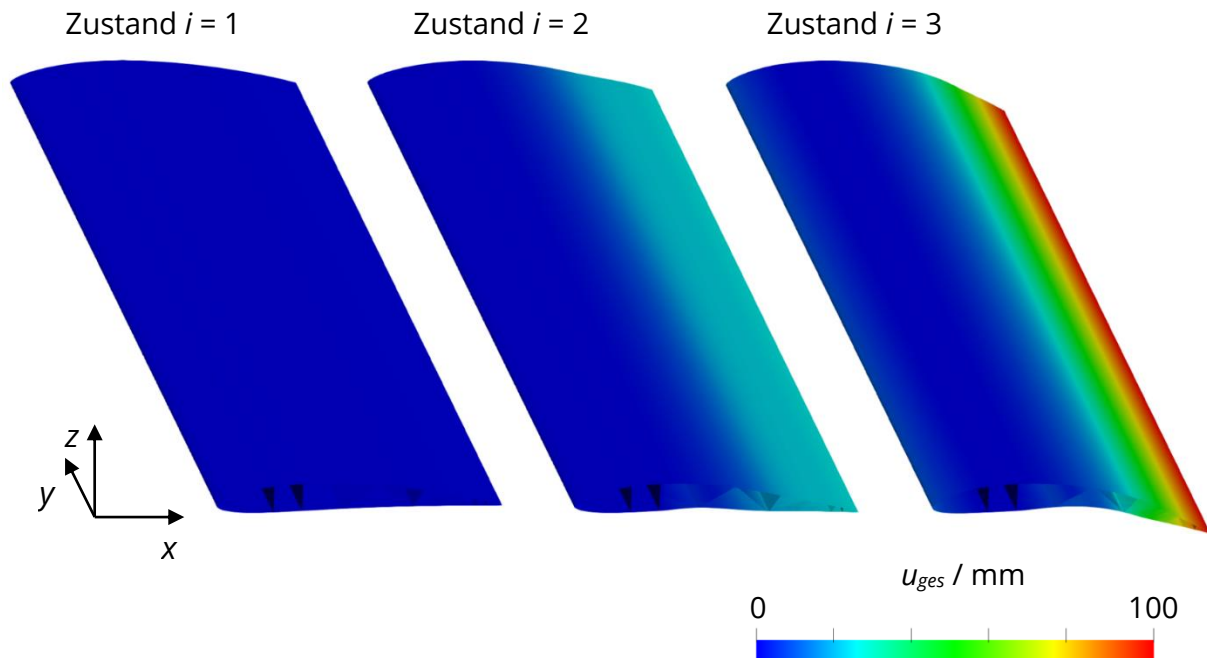


Abbildung 131: Gesamtverformung des spannwitig ausgetragenen aktiv formveränderlichen Flügels für die drei Flugzustände ohne aerodynamische Lasten.

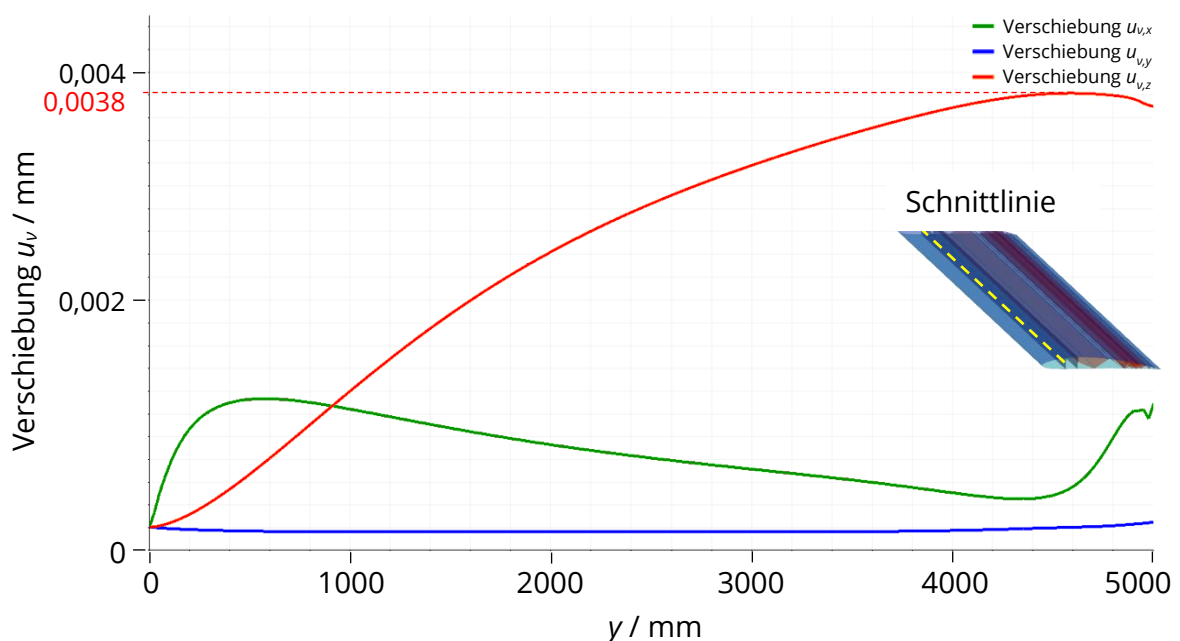


Abbildung 132: Verschiebung einer Schnittlinie bei 20% der Flügeltiefe über der spannwitigen y-Koordinate des dreidimensionalen Modells ohne aerodynamische Lasten.

Die Gesamtstrukturverformung bei Hinzunahme der aerodynamischen Lasten stellt Abbildung 133 für den Flugzustand $i = 3$ dar. Auch hier zeigt sich kein unerwünschtes

Strukturverhalten; die spannweiten Lasten werden durch den Kastenholm zwischen 20% und 30% der Flügeltiefe aufgenommen, sodass eine ungehinderte Verformung des Flügelprofils über der Spannweite möglich ist. Ebenso zeigt der Vergleich der Verformung an der Flügelwurzel ($y = 0$) des dreidimensionalen Modells mit der des zweidimensionalen Modells für den Flugzustand $i = 3$ (siehe Abbildung 134) keine unerwünschten Auffälligkeiten. Für den Verformungsvergleich wurden sowohl die Aktuator- als auch die aerodynamischen Lasten aufgebracht. Die geringfügigen Abweichungen resultieren hier aus den Effekten der spannweiten Biegung des dreidimensionalen Modells um dessen x -Achse.

Abschließend stellt Abbildung 135 die Dehnungsintensität auf der Flügelober- und -unterseite für den Flugzustand $i = 3$ unter Einbeziehung der Aktuator- und aerodynamischen Lasten dar. Deutlich zur erkennen sind die Dehnungsmaxima im Bereich der Flügelwurzel ($y = 0$), infolge der Einspannung, sowie die abnehmende Dehnungsintensität in Richtung des freien Flügelendes $y = b = 5000$ mm.

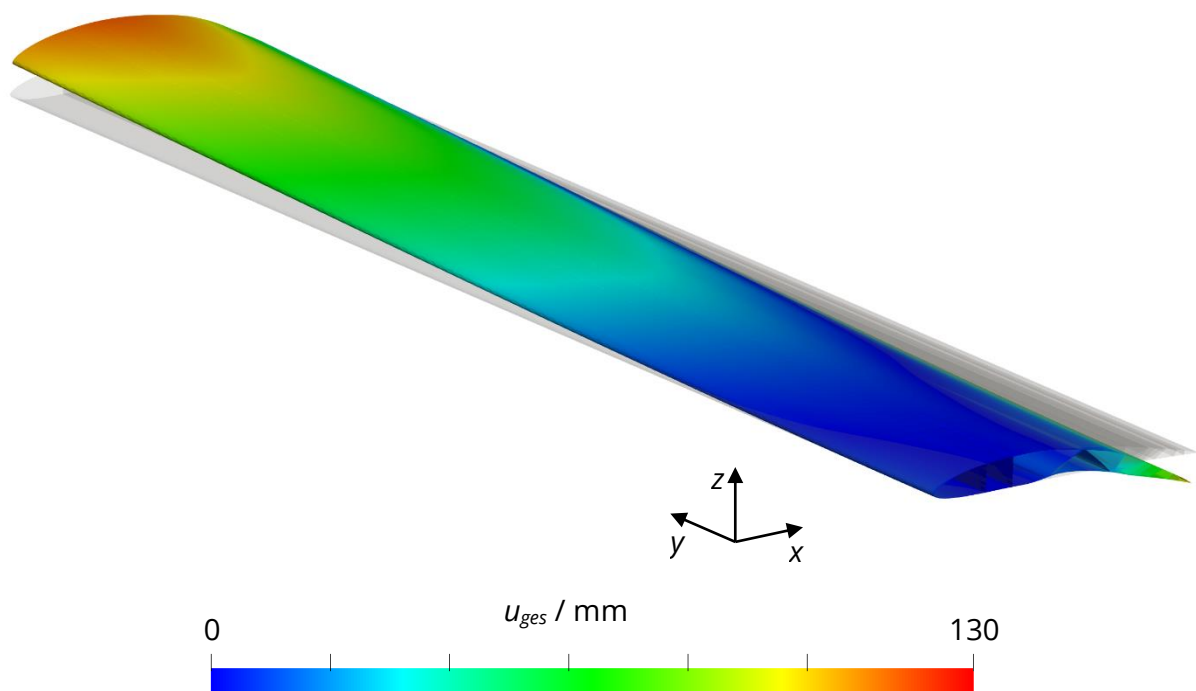


Abbildung 133: Gesamtverformung des spannweitig ausgetragenen aktiv formveränderlichen Flügels für den Flugzustand $i = 3$ mit aerodynamischen Lasten.

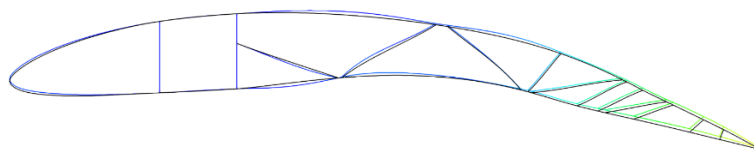


Abbildung 134: Vergleich der Verformung der Flügelwurzel ($y = 0$) des dreidimensionalen Modells (farbig) mit der des zweidimensionalen Modells (schwarz) für den Flugzustand $i = 3$.

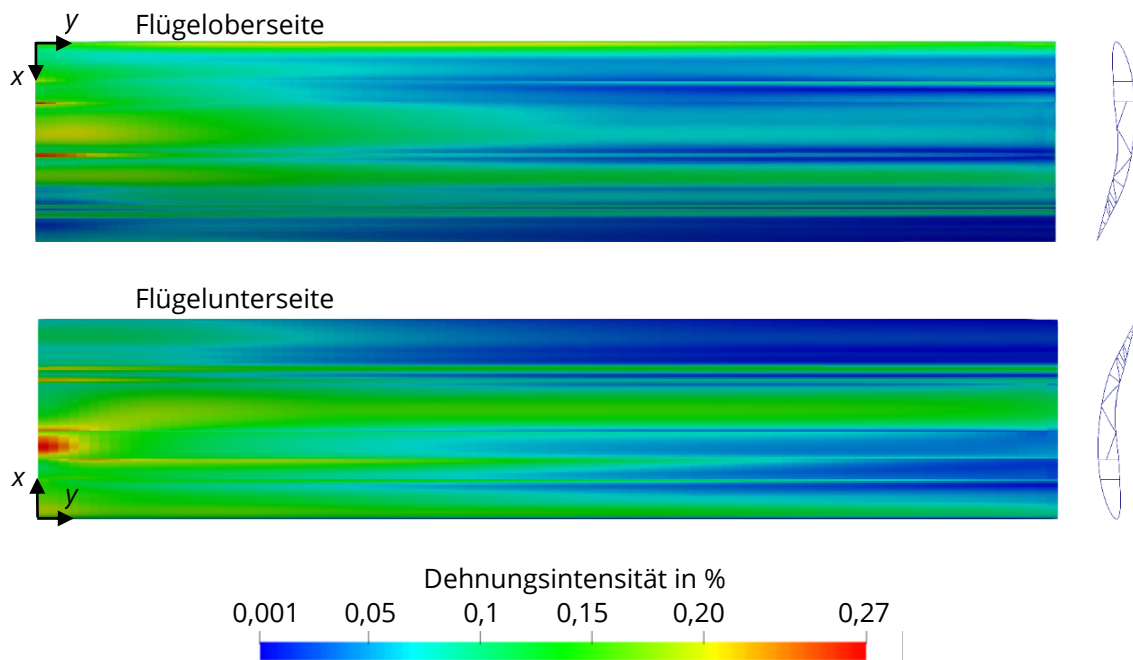


Abbildung 135: Dehnungsintensität an der Ober- und Unterseite des dreidimensionalen Modells für den Flugzustand $i = 3$.

II.1.7.4 Ableitung von Erkenntnissen für Strukturentwurf

Aus den in Abschnitt II.1.7.2 beschriebenen Ergebnissen der Optimierungsrechnungen ließen sich wesentliche Erkenntnisse für den Entwurf der aktiven Flügelstruktur ableiten. Im Hinblick auf die Formänderung zeigt sich, dass die treibende Formänderungsart die Krümmungsänderung ist. Die resultierenden Flügelstrukturen weisen im Wesentlichen die Charakteristik einer integralen Hinterkantenklappe auf.

Für die Realisierung großer Krümmungsänderungen, wie sie bei dem hier betrachteten Flugzustand $i = 3$ notwendig für aerodynamisch effiziente Profilkonturen sind, ist die Platzierung von Aktuatoren in der Flügelhaut erforderlich. Erst hierdurch kann die notwendige Längenänderung der Flügelhaut realisiert werden, die eine signifikante Wölbungsänderung ohne das Ausbilden von Welligkeiten auf der Profilkontur erlaubt.

Weiterhin zeigte sich, dass die Strukturen mit dem geringsten Widerstandsbeiwert C_w , und damit der höchsten aerodynamischen Effizienz, keine Innenstruktur aufweisen. Das Verformungsverhalten wird ausschließlich durch die Anpassung der Dickenverteilung und die Einbringung von Aktuatoren in die Profilaußenhaut realisiert. Begründet werden kann dies mit dem Ausbleiben von Welligkeiten bei den betreffenden Strukturen. Anbindungspunkte der Innenstruktur an die Profilaußenhaut sind Punkte potentieller Änderung der Krümmung der Außenkontur, was zu Welligkeiten und damit zu aerodynamischen Nachteilen führen kann. Jedoch ist die Masse dieser Strukturen größer als bei Profilen mit Innenstruktur. Innenstrukturen können somit das Verformungsverhalten unterstützen und durch die Integration von Aktuatoren auch aktiv Einfluss darauf nehmen. Bei Betrachtung eines günstigen Verhältnisses von Strukturmasse und aerodynamischer Güte sind Innenstrukturen daher vorteilhaft und auch bei zukünftigen Entwürfen vorzusehen.

Abschließend demonstriert die Analyse an einem exemplarisch in spannweiteige Richtung ausgetragenen 3D-Modell (Abschnitt II.1.7.3) die prinzipielle Übertragbarkeit der Ergebnisse in die dritte Dimension.

II.1.7.5 Ableitung von Erkenntnissen zur aerodynamischen Effizienz

Die gewonnenen Ergebnisse der Analyse aktiv formveränderlicher Flügelsegmente lassen die Ableitung wesentlicher Erkenntnisse bezüglich der erzielbaren aerodynamischen Effizienz zu.

Aus der Analyse der Profilpolaren der formveränderlichen Flügelsegmente und deren Vergleich mit formunveränderlichen Flügelprofilen (siehe Abbildung 114) lassen sich Aussagen über das Einsparpotential im Hinblick auf eine Widerstandsreduktion ableiten. Wie beschrieben zeigte sich, dass zwischen den Flugzuständen, mittels einer linearen Skalierung der Aktuierungsgrade, eine Anpassung der Profilkontur ohne Erhöhung des Widerstandsbeiwerts möglich ist. Somit ist die Vorgabe diskreter Flugzustände auch für die Optimierung kontinuierlich morphender Flügelprofile ausreichend. Es besteht die Aussicht, durch den aktiv morphenden Flügel die aerodynamische Effizienz über das gesamte Missionsprofil steigern zu können, ohne die Komplexität der Struktur oder des Auslegungs- und Optimierungsverfahrens erhöhen zu müssen.

Dabei steigt das Einsparpotential gegenüber formkonstanten Flügelprofilen bei Flugbedingungen, die vom Reiseflug abweichen. Während des Reiseflugs weisen auch formkonstante Profile nahezu konstante Widerstandsbeiwerte $C_w(C_A)$ auf. Bei abweichenden Flugbedingungen wird dies erst durch formveränderliche Profile möglich, sodass hier ein Einsparpotential von 40-70% des Widerstandsbeiwerts C_w resultiert. Damit zeigt sich, dass formveränderliche Flügelprofile insbesondere bei Kurzstreckenflugzeugen und missionsvariablen Flugzeugen von Interesse sind.

Zusammenfassend bieten aktiv formveränderliche Flügel somit primär Potential, eine Widerstandsreduktion bei Ersatz herkömmlicher Hochauftriebshilfen zu generieren. Der bevorzugte Anwendungsbereich sind dabei Kurzstreckenflugzeuge und missionsvariable Flugzeuge.

II.1.7.6 Benötigte Rechenzeit im Rahmen der Strukturoptimierung

Die Optimierungsrechnungen im Rahmen der Methodenentwicklung und zur Ableitung des aktiv formveränderlichen Flügels wurden auf dem Bull Hochleistungsrechner des Zentrums für Informationsdienste und Hochleistungsrechnen (ZIH) der Technischen Universität Dresden durchgeführt. Beispielhaft erfolgte im Berichtsjahr 2018 hierfür die Nutzung von insgesamt rund 10^7 CPU-Stunden.

II.1.7.7 Entwicklung und Umsetzung eines Tischdemonstrators

Zur Veranschaulichung des Funktionsprinzips der aktiv formveränderlichen Flügelkonzepte wurde, basierend auf einem beispielhaften Ergebnis aus der multidisziplinären Optimierung, ein Funktionsmodell als Tischdemonstrator entwickelt und umgesetzt (siehe Abbildung 136).

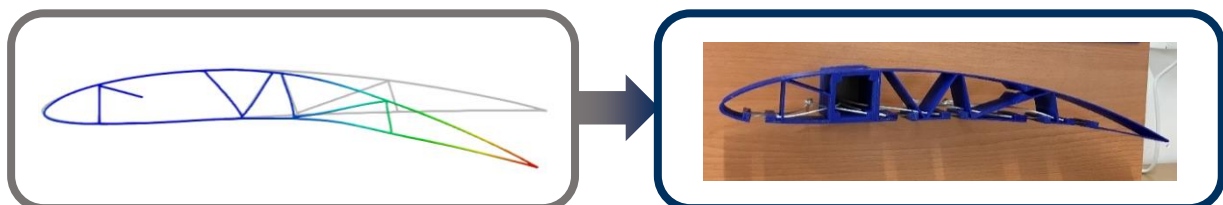


Abbildung 136: Grundlegende Idee der Übertragung eines numerisch erzeugten Strukturentwurf (links) mittels eines Funktionsmodells (rechts) in die Realität.

Die Entwicklung und Umsetzung des Tischdemonstrators erfolgte dabei von drei studentischen Hilfskräften als studentisches Projekt. Wesentliches Ziel war dabei die Einbindung der universitären Forschung im Rahmen des Vorhabens in die akademische Lehre. Im Folgenden wird auf den Entwicklungs- und Bauprozess kurz eingegangen.

Ausgangspunkt stellt der in Abbildung 137 dargestellte Entwurf mit Kennzeichnung der entsprechenden Aktuatorpositionen dar. Aus Gründen der Vereinfachung wurde die Strukturdicke über dem gesamten Modell konstant gesetzt und die Aktuierungsdehnungen dementsprechend empirisch angepasst.

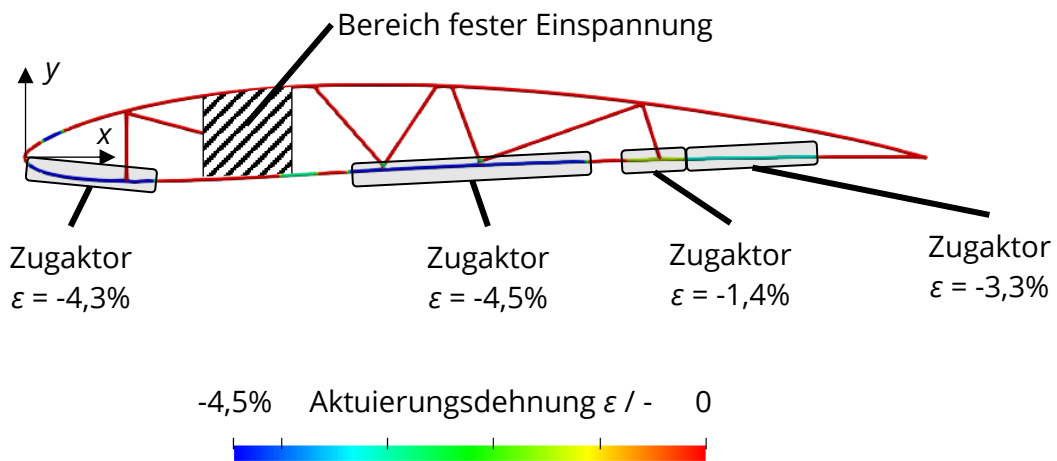


Abbildung 137: Strukturmodell eines aktiv formveränderlichen Flügels aus der numerischen Optimierung zur Umsetzung als Funktionsmodell.

Erste Überlegungen begannen mit der Auswahl eines Materials und Fertigungsverfahrens. Dabei gab es eine schnelle Festlegung auf die additive Fertigung mit Kunststoff, da eine schnelle, einfache Umsetzung der gekrümmten Geometrie, ohne wesentliche konstruktive Limitierungen möglich ist. Ein 3-D-Drucker ist zudem im Haus verfügbar und Ideen können im Rapid Prototyping direkt per Trial-and-Error Methode getestet werden. Der verwendete Kunststoff (PLA – Polylactide) ist elastisch und die Steifigkeit kann über die Wandstärke individuell variiert werden. Die Kosten sind zudem gering. Als Träger des Modells wurde Holz vorgesehen. Dies ist optisch ansprechend, leicht zu bearbeiten und ebenfalls kostengünstig.

Erste Ideen zur Umsetzung des Aktuatorverhaltens im Flügel waren eine Führung auf Schienen, Seilzüge oder Pneumatik-Zylinder. Diese zeigen jedoch vermutlich keine gute Wiedergabe des Materialverhaltens der Außenhaut; bei Schienen und Zylindern gibt es zusätzlich Platzprobleme. Eine andere Idee waren auxetische Strukturen in Kombination mit Seilzügen/Bowdenzügen, welche sich elastisch verformen können, aber trotzdem eine hohe Biegesteifigkeit haben.

Nach einigen Tests konnten elastische, auxetische Strukturen im 3-D-Drucker umgesetzt werden (siehe Abbildung 138). Probleme gibt es aber in der Skalierbarkeit. Die Wandstärke kann nicht hinreichend reduziert werden. Bei entsprechender Skalierung auf ein Tischmodell werden die Strukturen bei demnach zu biegesteif.

Letztendlich fiel die Wahl daher auf eine Modellierung der Aktuatoren mittels Draht-Bowdenzügen aus dem Modellbau. Hierbei ergibt sich der Vorteil, dass die Aktuatorik mit Modellbauservos auf der Modellrückseite außerhalb des Flügels implementiert werden kann. Erfahrung mit Servo-Motoren aus dem Modellbau sind bereits vorhanden. Motoren

zum Testen lagen im Haus vor. Eine Steuerung ist vergleichsweise einfach über einen Arduino-Mikrokontroller oder einen Raspberry Pi-Kleinstrechner möglich.

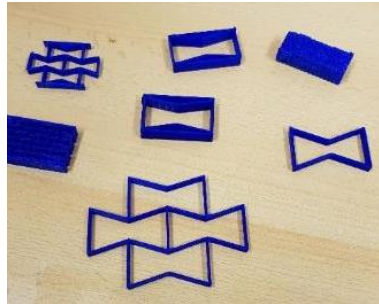


Abbildung 138: Prototypische Modelle auxetischer Strukturen.

Die Steifigkeit der Bowdenzüge wurde durch die Wahl von $n = 6$ Bowdenzüge mit einem Radius $r = 0,4$ mm aus Stahldraht ($E_{St} \approx 210$ GPa) an die der Flügelhaut aus PLA ($E_{PLA} \approx 3,5$ GPa) mit einer Dicke $t = 1,2$ mm und einer Flügeltiefe $b = 50$ mm angepasst:

$$n \cdot E_{St} \cdot \frac{\pi \cdot r^4}{4} \approx E_{PLA} \cdot \frac{t^3 \cdot b}{12}. \quad (70)$$

Parallel wurde die Konstruktion der Flügelstruktur durchgeführt. Die entsprechend skalierten Konturen wurden als Kurven in das CAD-Programm SolidWorks übernommen. Eine kleine erste Version des Flügels, mit aufgeschnittener Außenhaut an möglichen Stellen für Aktoren, zeigte eine zufriedenstellende Dehnbarkeit und Steifigkeit.

Es folgte eine Aufteilung des Flügels in drei Teile, um trotz der geringen Maße des hausigen 3D-Druckers ein ausreichend großes Modell bauen zu können. Kunststoffkleber dient als Fügmaterial. Tests ließen auf eine ausreichende Festigkeit der Klebverbindung schließen.

Herausforderungen gab es bei der Konstruktion der Führungen für die relativ steifen Bowdenzüge. Deshalb erfolgte eine Festlegung auf nur zwei Bowdenzüge pro Aktor und 4 kleine Drahtführungen, um die Steifigkeit der PLA-Außenhaut zu erreichen (siehe Abbildung 139). Nicht alle Bowdenzüge konnten wie geplant durch die Flügelhalterung zur Modellrückseite geführt werden. Daher erhielten sie zum Teil eigene Führungen.

Erste Tests mit einem eingebrachten Bowdenzug-Paar verliefen erfolgreich. Auf Basis der Erkenntnisse des ersten Prototyps wurden die Führungen der Bowdenzüge noch einmal überarbeitet (siehe Abbildung 140) und kleine konstruktive Verbesserungen am Flügel vorgenommen.

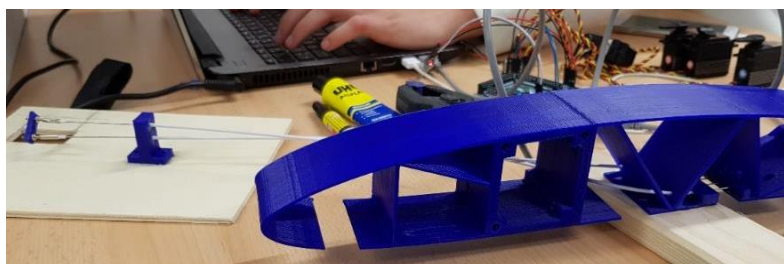


Abbildung 139: 3D-gedruckte Struktur des Tischdemonstrators mit ersten eingebrachten Bowdenzügen zur Aktuierung.

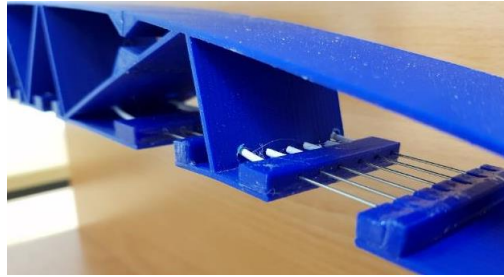


Abbildung 140: Detailansicht eines mittels Bowdenzügen umgesetzten Aktuators des Tischdemonstrators.

Die Modellbauservos wurden auf der Rückseite zwecks einfacher Bearbeitung und Handhabung auf separaten Holzplatten installiert und mit den Bowdenzügen verbunden (siehe Abbildung 141). Für ausreichende Leistung werden vier Servomotoren mit einem maximalen Stellmoment von 2,5 Nm gewählt.

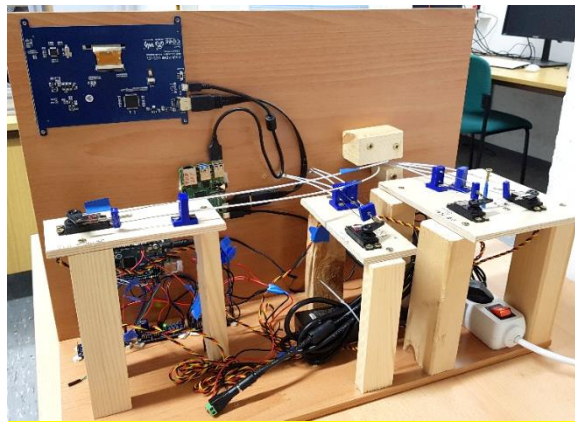


Abbildung 141: Rückseite des Tischdemonstrators mit Servomotoren und Steuerungselektronik.

Die Bedienung erfolgt über ein Touchdisplay das mit einem Kleinrechner vom Typ Raspberry Pi 4B verbunden ist. Dieses übernimmt die Ansteuerung der Servomotoren. Eine entsprechende Software mit graphischer Benutzeroberfläche (siehe Abbildung 142) wurde in der Programmiersprache Python unter Verwendung des GUI-Toolkits Tkinter umgesetzt.

Abbildung 143 zeigt den Tischdemonstrator nach Fertigstellung im unverformten und aktuierten Zustand.

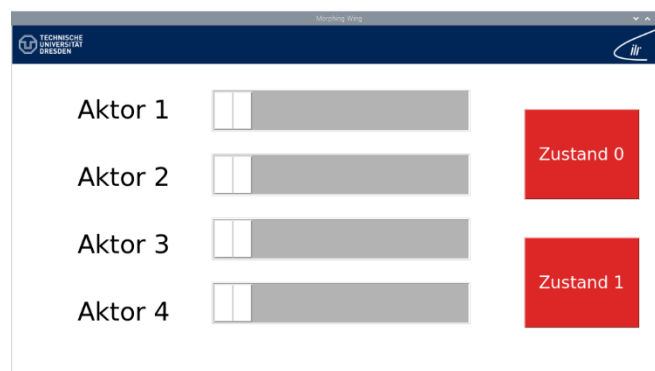
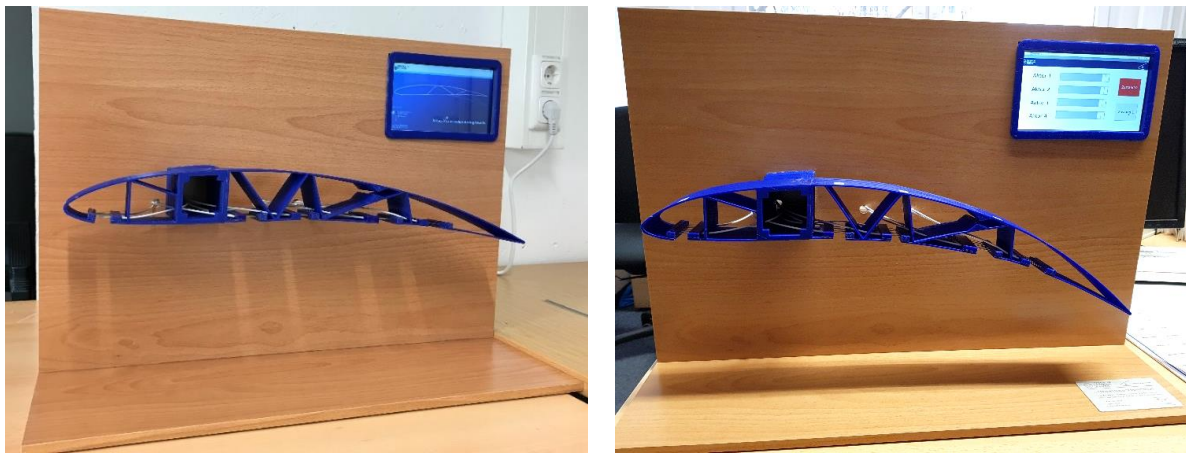


Abbildung 142: Screenshot der graphischen Benutzeroberfläche zur Steuerung des Tischdemonstrators.



a) Unverformter Zustand 0

b) Aktuierter Zustand 1

Abbildung 143: Tischdemonstrator nach Fertigstellung im unverformten Zustand (links) und aktuierten Zustand (rechts)

Neben einer anschaulichen grundlegenden Funktionsdemonstration diente die Entwicklung und Umsetzung des Tischdemonstrators als studentisches Projekt primär der angestrebten Verwertungsperspektive der Einbindung aktueller Forschungsthemen in die akademische Lehre. Die als Studentische Hilfskräfte tätigen Studierenden konnten im Rahmen des Projekts umfangreiche Erfahrungen in den Bereichen der eigenständigen Problemlösung, der Erarbeitung kreativer Lösungen und der Teamarbeit sammeln. Weiterhin machten die Studierenden interdisziplinäre Erfahrungen in den Bereichen 3D-Druck, Programmierung, Modellbau, Technische Mechanik, Elektro- und Regelungstechnik.

II.1.8 Arbeitspaket 3.3: Strukturanalyse – Hybrides Morphen

Analog zu den Strukturanalysen des aktiv morphenden Flügelkonzepts (siehe Abschnitt II.1.7), basieren die Strukturanalysen des hybrid morphenden Flügelkonzepts auf der hierfür entwickelten und in Abschnitt II.1.6 beschriebenen Optimierungs- und Analyse-methode. Hierauf basierend werden im Folgenden ausgewählte Ergebnisse der Strukturanalyse näher erläutert.

II.1.8.1 Problemdefinition

Ausgangspunkt der Strukturanalyse ist das in Abbildung 144 dargestellte Strukturlayout eines aktiv morphenden Flügels. Der Flugzustand entspricht dem Flugzustand 1 aus Tabelle 58 mit der Reynolds-Zahl $Re = 1,31 \cdot 10^7$, der Mach-Zahl $Ma = 0,7$ und dem Zielauftriebsbeiwert $C_A = 0,4$.

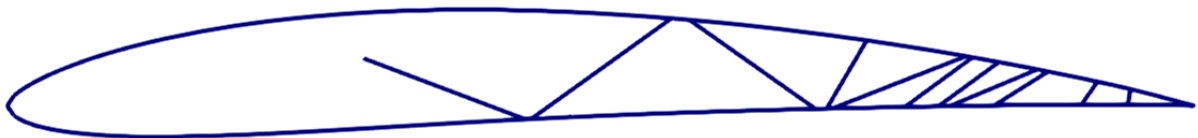


Abbildung 144: Strukturlayout eines aktiv formveränderlichen Flügelkonzepts als Basis für den hybrid formveränderlichen Flügel.

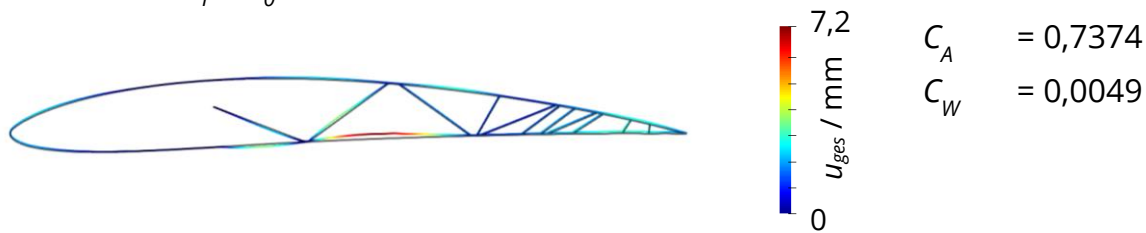
Für den beschriebenen Flugzustand ergibt sich der anfängliche Anstellwinkel $\alpha_0 = -1,339^\circ$, sodass gilt $C_A(\alpha_0) = 0,4$. Ausgehend von dem gewünschten Flugzustand mit α_0 erfolgt die Definition zweier Anstellwinkeländerungen $\Delta\alpha_1 = 2^\circ$ und $\Delta\alpha_2 = 4^\circ$ für die, gemäß der Beschreibung in Abschnitt II.1.6.2.1 die Reduktion der Änderung des Auftriebsbeiwerts nach Gl. (65), bedingt durch gezielte Steifigkeitsreduktionen einzelner Strukturelemente, erfolgen soll.

Abbildung 145 stellt die Verformungszustände für das betrachtete Strukturkonzept vor der Steifigkeitsanpassung dar. Es ist deutlich zu erkennen, dass die Flügelkontur nur geringfügig durch die aerodynamischen Lasten verformt wird. Für den Zustand 1 ist lediglich eine kleine Durchbiegung der unteren Flügelkontur bei etwa 55% der Flügeltiefe zu erkennen. Bei Betrachtung des Zustands 2 fällt darüber hinaus das Hochbiegen der Profilnase auf. In beiden Fällen erhöht sich der Auftriebsbeiwert durch den vergrößerten Anstellwinkel erheblich. Für den Zustand 1 ergibt sich ein Auftriebsbeiwert $C_A = 0,7374$, für den Zustand 2 entsprechend $C_A = 0,9534$.

Unter Nutzung der Optimierungsmethode nach Abschnitt II.1.6 soll, hiervon ausgehend, eine gezielte Steifigkeitsanpassung vorgenommen werden, mit der die Anstellwinkelerhöhung auf ein Minimum reduziert wird.

Im Folgenden werden zunächst die Ergebnisse der entsprechenden Optimierungsrechnungen dargestellt, analysiert und diskutiert (Abschnitt II.1.8.2). Anschließend wird auf dieser Basis ein Ausblick auf eine mögliche Umsetzung des Konzepts gegeben (Abschnitt II.1.8.3).

Zustand 1: $\alpha_1 = \alpha_0 + \Delta\alpha_1$



Zustand 2: $\alpha_2 = \alpha_0 + \Delta\alpha_2$

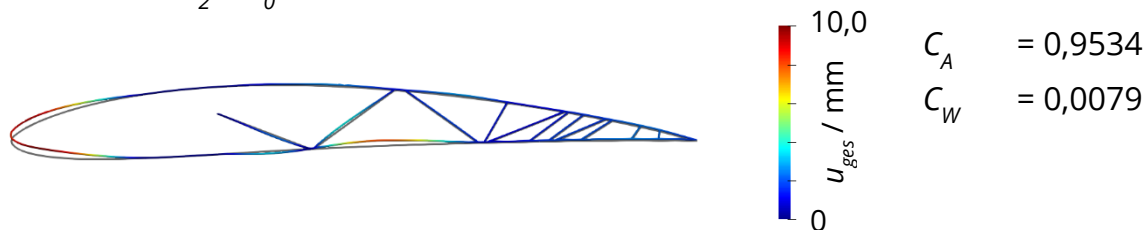


Abbildung 145: Verformungszustände für den Ausgangszustand der Struktur des hybrid formveränderlichen Flügels.

II.1.8.2 Ergebnisse der Strukturoptimierung

Nach Abschluss der Optimierungsrechnung zu dem in Abschnitt II.1.8.1 definierten Problem des hybrid formveränderlichen Flügels ergab sich die in Abbildung 146 dargestellte Steifigkeitsanpassung. Die dargestellten Steifigkeitsreduktionen stellen damit die idealisierten Struktursteifigkeiten nach dem Umschlagen der multistabilen Strukturelemente infolge einer Anstellwinkelerhöhung dar.

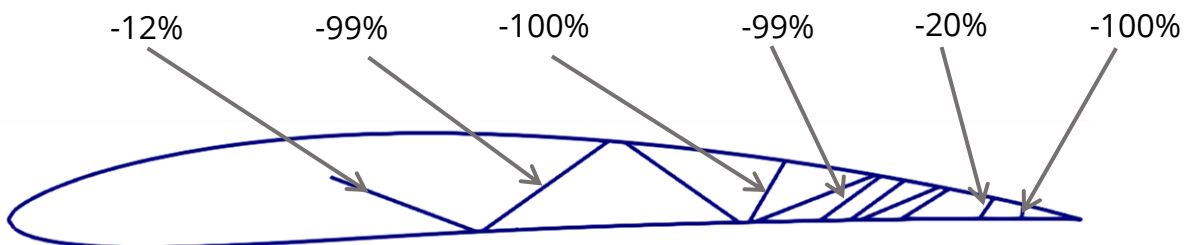


Abbildung 146: Prozentuale Steifigkeitsreduktion des hybrid formveränderlichen Flügelentwurfs.

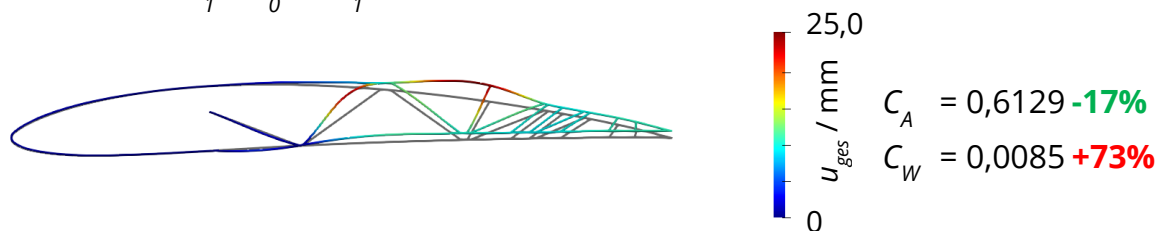
Hervorzuheben ist, dass primär die Strukturelemente im Bereich zwischen 50% und 80% der Flügeltiefe in ihrer Steifigkeit reduziert werden. Diese nehmen nach dem Umschlagen somit nahezu keine Lasten mehr auf und tragen nur noch unwesentlich zur Steifigkeit der Gesamtstruktur bei.

Abbildung 147 stellt die verformte Struktur für die beiden betrachteten Zustände unter Einbeziehung der Steifigkeitsreduktion gemäß Abbildung 146 dar. Somit entsprechen die Verformungszustände der Verformung des hybrid formveränderlichen Flügels nach Umschlagen der idealisierten multistabilen Elemente dar. Deutlich zu erkennen ist die Auswölbung der Flügelhaut an der Flügeloberseite bei etwa 70% der Flügeltiefe.

Diese resultiert aus der nahezu vollständig reduzierten Steifigkeit der darunterliegenden Strukturstrebe. Somit kann, bedingt durch den Unterdruck an der Flügeloberseite, die Flügelhaut in diesem Bereich angehoben werden. Weiterhin ist zu erkennen, dass die Auswölbung an der Flügeloberseite eine Verkürzung der Flügeloberseite bewirkt, wodurch ein Anheben der Flügelhinterkante erfolgt.

In geringfügig reduzierter Ausprägung zeigt sich qualitativ dasselbe Verformungsverhalten für die weiterhin erhöhte Steifigkeitsänderung $\Delta\alpha_2$.

Zustand 1: $\alpha_1 = \alpha_0 + \Delta\alpha_1$



Zustand 2: $\alpha_2 = \alpha_0 + \Delta\alpha_2$

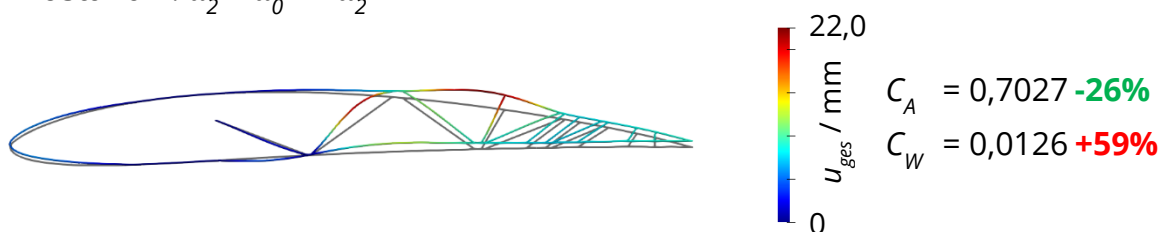


Abbildung 147: Verformungszustände für den steifigkeitsreduzierten Zustand der Struktur des hybrid formveränderlichen Flügels.

Das hierdurch erreichte Verformungsverhalten erzielt für beide Anstellwinkeländerungen eine deutlich geringere Auftriebserhöhung, verglichen mit der Ausgangssteifigkeit. Dies spiegelt sich auch in dem in Abbildung 148 graphisch dargestellten Verlauf des Auftriebsbeiwerts über dem Anstellwinkel wieder.

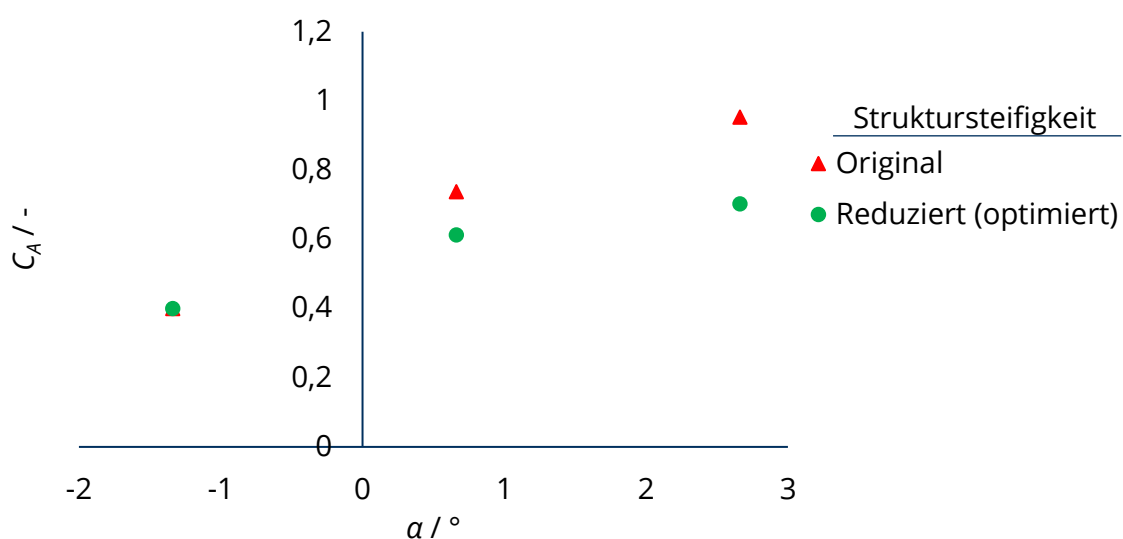


Abbildung 148: Darstellung des Auftriebsbeiwerts über dem Anstellwinkel mit der originalen und optimal reduzierten Struktursteifigkeit des hybrid formveränderlichen Flügels.

Somit wird das Ziel einer gezielten passiven Verformung zur Lastreduktion erfüllt. Im Folgenden wird näher auf die zugrundeliegenden aerodynamischen Effekte eingegangen, um die Struktur und ihr Verformungsverhalten auf Plausibilität prüfen sowie allgemeine Aussagen zu dem Konzept des hybrid formveränderlichen Flügels ableiten zu können.

Zunächst erfolgte eine Analyse der Flügelumströmung im Hinblick auf mögliche Strömungsablösungen. Die zweidimensionale Analyse in Xfoil zeigte jedoch keine derartigen Effekte. Somit wird das aerodynamische Verhalten im Wesentlichen auf das Hochziehen der Hinterkante und einer damit verbundenen Reduktion des virtuellen Anstellwinkels zurückgeführt. Zur Überprüfung dieser These erfolgt die Betrachtung von zwei Detailuntersuchungen mit

- Steifigkeitsreduktion ausschließlich im hinteren Bereich der Flügelinnenstruktur (Var. B);
- Steifigkeitsreduktion ausschließlich im vorderen Bereich der Flügelinnenstruktur (Var. C).

Für eine einfache Unterscheidung, erhält die optimierte Variante der Flügelstruktur (siehe Abbildung 146) die Bezeichnung Var. A.

Auf Grundlage dieser Detailuntersuchungen konnten Aussagen bezüglich der Auswirkungen der beiden treibenden Formänderungen, des Auswölbens der Flügeloberseite sowie des Hochziehens der Flügelhinterkante, getroffen werden.

Zunächst erfolgte die Analyse bei Beschränkung der Steifigkeitsreduktion auf den hinteren Teil der Flügelinnenstruktur, entsprechend Abbildung 149. Die drei vorderen Streben erhalten, im Gegensatz zu der optimierten Lösung, ihre ursprüngliche Steifigkeit zugewiesen.

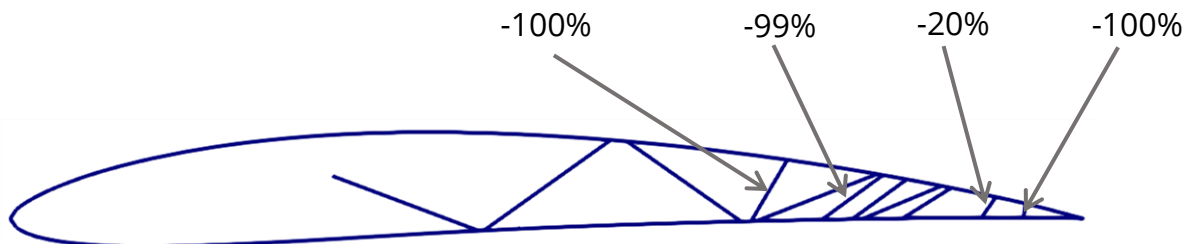


Abbildung 149: Detailuntersuchung mit ausschließlicher Steifigkeitsreduktion des hinteren Teils der Flügelinnenstruktur (Var. B).

Im Anschluss wurde eine Beschränkung der Steifigkeitsreduktion auf den vordere Teil der Flügelinnenstruktur, entsprechend Abbildung 150, vorgenommen. Die drei vorderen Streben erhalten die reduzierte Steifigkeit entsprechend der optimierten Lösung, die weiter stromabwärts befindlichen Strukturelemente erhalten die ursprüngliche Struktursteifigkeit.

Für den Flugzustand 1 mit einer Anstellwinkelerhöhung $\Delta\alpha_1 = 2^\circ$ vergleicht Abbildung 151 die Verformungszustände für die drei betrachteten Varianten. Es zeigen sich deutliche Unterschiede, die eine Ableitung der Wirkung der Steifigkeitsanpassung erlauben. Zum einen sorgt die Steifigkeitsreduktion der hinteren Strukturelemente (Var. B) zu einer signifikanten Auswölbung der Profiloberseite und einer damit verbundenen Anhebung der Flügelhinterkante. Zum anderen zeigt sich, dass die Steifigkeitsreduktion der drei vorderen Strukturstreben (Var. C) zu einem ausschließlichen Hochziehen der Hinterkante, ohne signifikante Auswölbung der Profiloberseite, führt. In Kombination nutzt die optimierte

Lösung (Var. A) beide Effekte, um die Flügelhinterkante anzuheben und gleichzeitig eine gegenüber Var. B reduzierte Auswölbung der Flügeloberseite zu erzeugen.

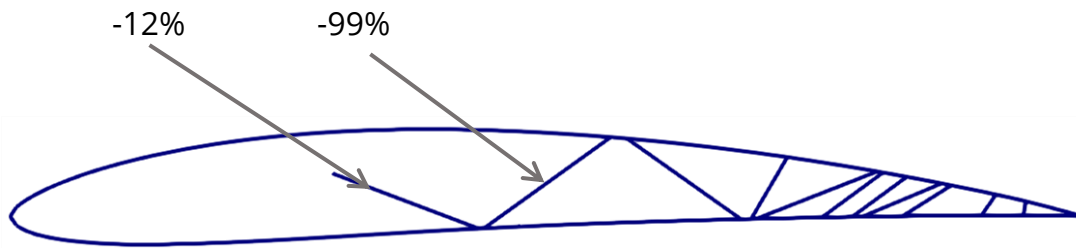


Abbildung 150: Detailuntersuchung mit ausschließlicher Steifigkeitsreduktion des hinteren Teils der Flügelinnenstruktur (Var. C).

Zustand 1: $\alpha_1 = \alpha_0 + \Delta\alpha_1$

— Var. A
— Var. B
— Var. C

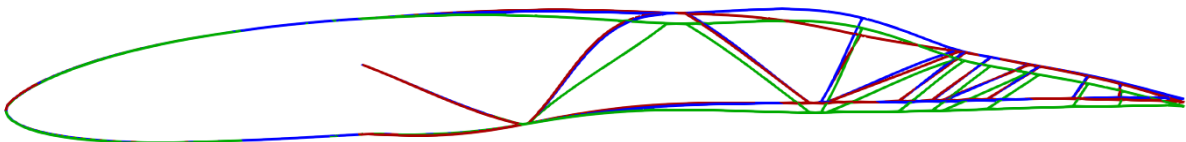


Abbildung 151: Vergleich des Verformungsverhaltens der drei Varianten A, B und C für den Flugzustand 1 mit $\Delta\alpha_1 = 2^\circ$.

Qualitativ dasselbe Verhalten zeigt sich bei Betrachtung des zweiten Flugzustands mit einer Anstellwinkelerhöhung $\Delta\alpha_2 = 4^\circ$, gemäß der Darstellung in Abbildung 152. Auch hier nutzt die optimierte Strukturvariante (Var. A) den Effekt des Hochziehens der Flügelhinterkante und der Auswölbung der Flügeloberseite.

Zustand 2: $\alpha_2 = \alpha_0 + \Delta\alpha_2$

— Var. A
— Var. B
— Var. C

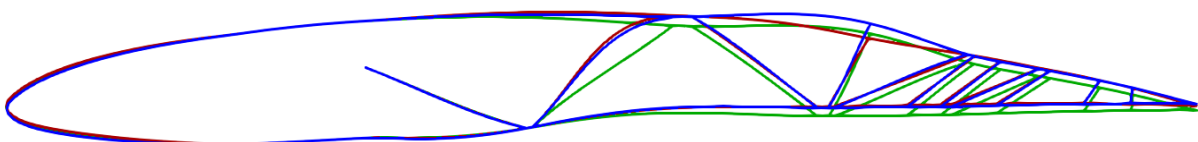


Abbildung 152: Vergleich des Verformungsverhaltens der drei Varianten A, B und C für den Flugzustand 2 mit $\Delta\alpha_2 = 4^\circ$.

Die separate aerodynamische Analyse der verformten Flügelkonturen der drei Varianten A, B und C führte zu den in Tabelle 61 aufgeführten prozentualen Änderungen der aerodynamischen Beiwerte gegenüber der Variante ohne Steifigkeitsreduktion.

Tabelle 61: Prozentuale Änderung der aerodynamischen Beiwerte durch Steifigkeitsreduktion der drei Varianten A, B und C.

| Var. | Flugzustand 1 $\Delta\alpha_1 = 2^\circ$ | | Flugzustand 2 $\Delta\alpha_2 = 4^\circ$ | |
|------|--|------------------|--|------------------|
| | $\Delta C_A / -$ | $\Delta C_W / -$ | $\Delta C_A / -$ | $\Delta C_W / -$ |
| A | -17% | +73% | -26% | +59% |
| B | -13% | +71% | -18% | +32% |
| C | -7% | +26% | -5% | $\pm 0\%$ |

Es zeigt sich, dass die Steifigkeitsreduktion der optimierten Variante A die Effekte der beiden getrennt untersuchten Varianten B und C kombiniert und so zu der größten angestrebten Reduktion der Erhöhung des Auftriebsbeiwerts ΔC_A führt. Gleichzeitig hat dies die größte Erhöhung des Widerstandsbeiwerts ΔC_W zur Folge, dessen Änderung, im Sinne der Lastenreduktion, hier jedoch nicht in die Optimierung einfließt.

Eine detaillierte Analyse der resultierenden Druckverteilungen gibt Einblick in das Wirken der Strukturverformungen. Die entsprechenden Druckverteilungen sind in Abbildung 153 bis Abbildung 158 dargestellt.

Deutlich ersichtlich ist eine Grenzschichtaufdickung hinter der Auswölbung der Profiloberseite. Diese führt zu einer virtuellen Aufdickung des Profils und damit zu einem virtuellen Hochziehen der Profilhinterkante. Damit unterstützt der Effekt das geometrische Hochziehen der Hinterkante durch die Verformungsänderung. Beide Effekte führen dazu, dass der virtuelle Staupunkt an der Profilhinterkante nach oben wandert und damit den effektiven Anstellwinkel reduziert. Dies führt zu einer Reduktion des Auftriebsbeiwerts, wie angestrebt. Die beschriebenen Effekte haben weiterhin eine Verschiebung des vorderen Staupunkts nahe der Flügelnahe in Richtung Flügelunterseite zur Folge. Dies erklärt die deutlich ersichtlichen Auswirkungen der Verformung auf die Druckverteilung nahe der Flügelnahe. Als weiteren signifikanten Effekt auf die Druckverteilung lässt sich ein steigender Druckgradient vor der Auswölbung der Profiloberseite, bedingt durch die hierdurch verlangsamte Strömungsgeschwindigkeit, erkennen.

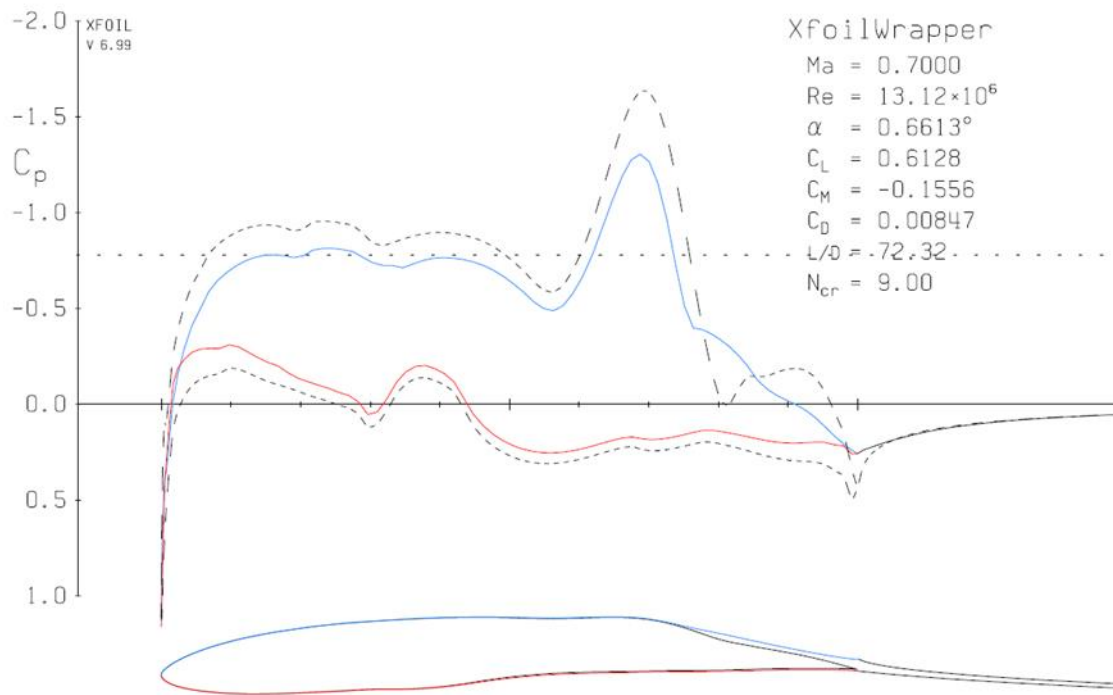


Abbildung 153: Druckverteilung (oben) und Grenzschichtdicke (unten) der verformten Struktur der Var. A für den Zustand 1 $\Delta\alpha_1 = 2^\circ$.

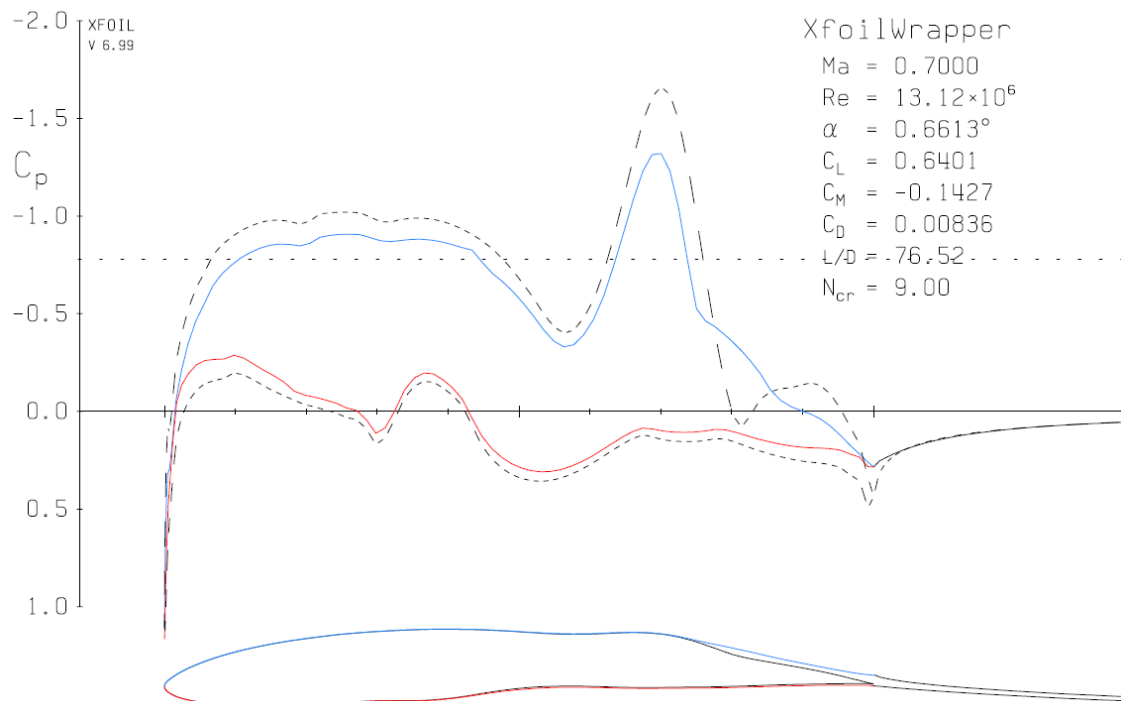


Abbildung 154: Druckverteilung (oben) und Grenzschichtdicke (unten) der verformten Struktur der Var. B für den Zustand 1 $\Delta\alpha_1 = 2^\circ$.

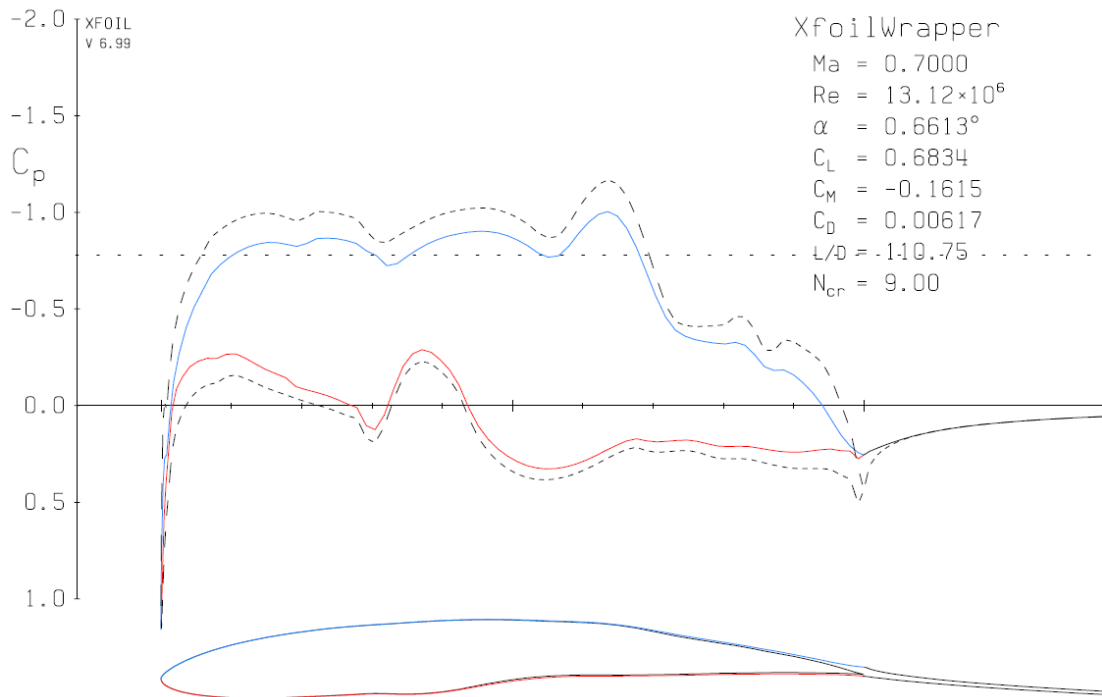


Abbildung 155: Druckverteilung (oben) und Grenzschichtdicke (unten) der verformten Struktur der Var. C für den Zustand 1 $\Delta\alpha_1 = 2^\circ$.

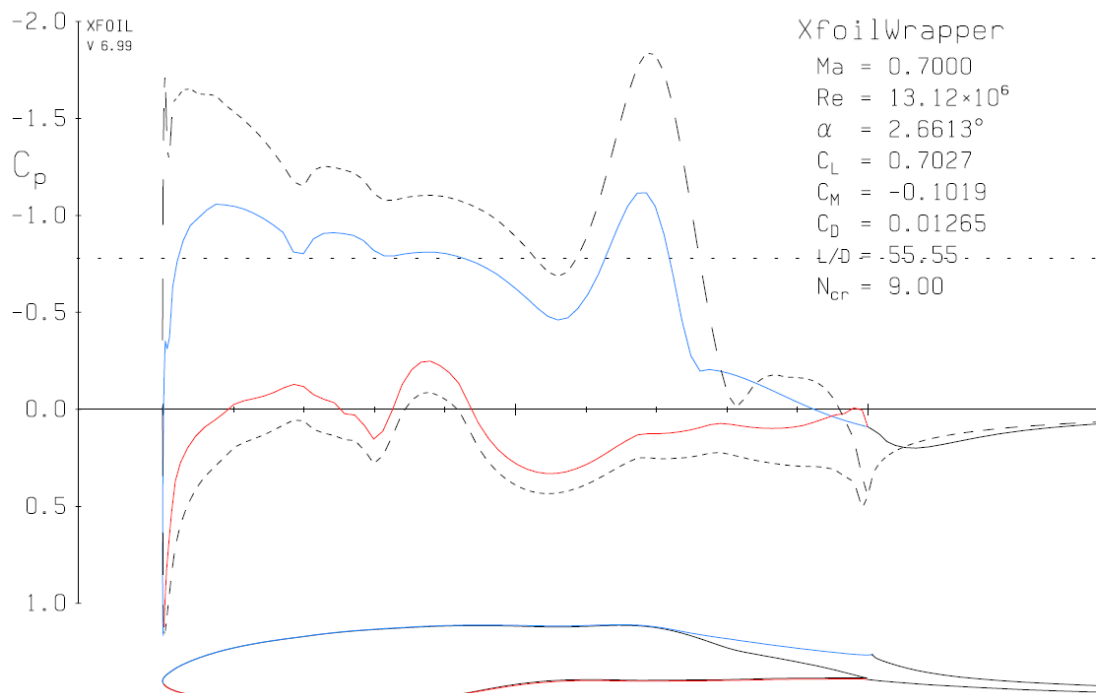


Abbildung 156: Druckverteilung (oben) und Grenzschichtdicke (unten) der verformten Struktur der Var. A für den Zustand 2 $\Delta\alpha_2 = 4^\circ$.

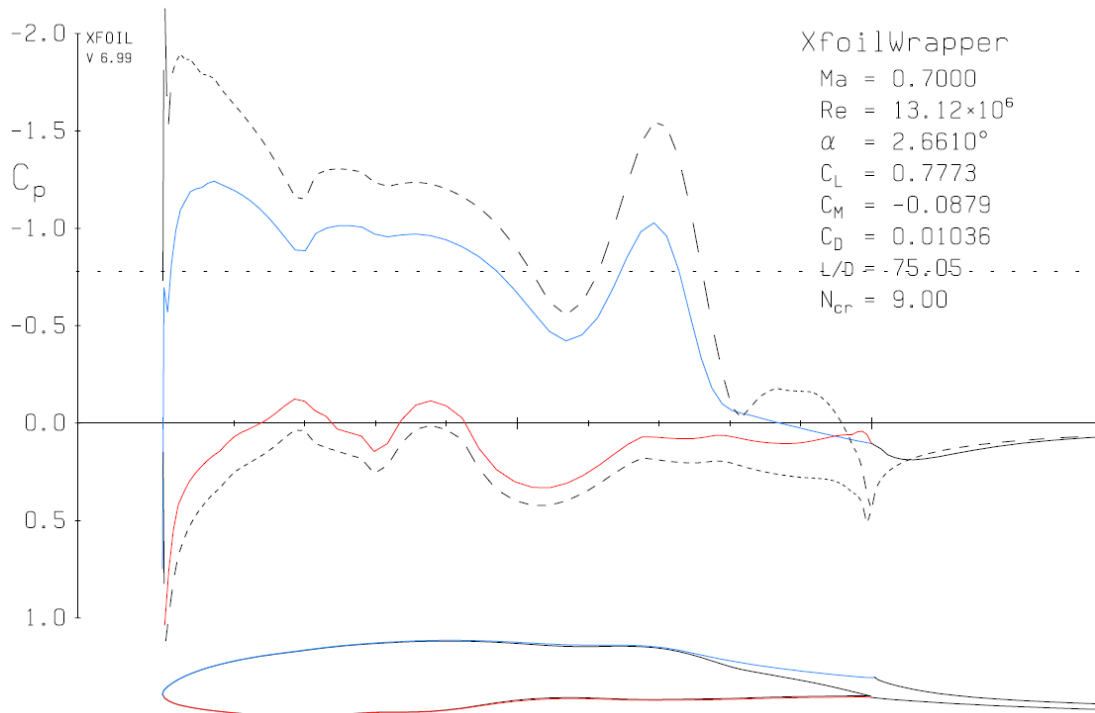


Abbildung 157: Druckverteilung (oben) und Grenzschichtdicke (unten) der verformten Struktur der Var. B für den Zustand 2 $\Delta\alpha_2 = 4^\circ$.

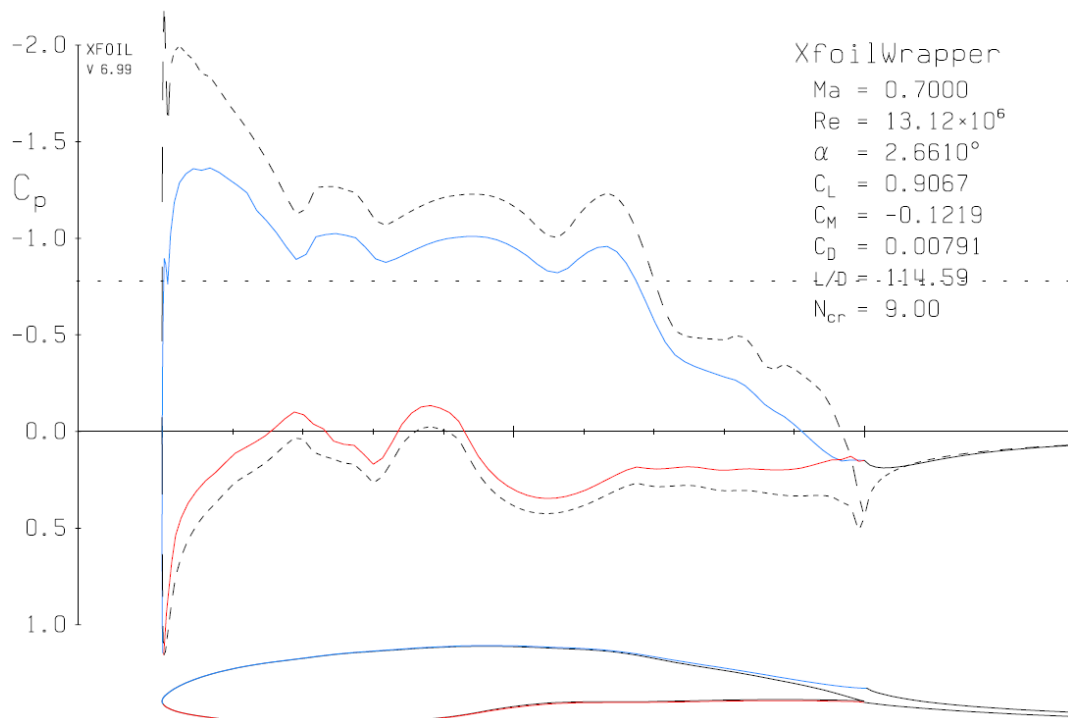


Abbildung 158: Druckverteilung (oben) und Grenzschichtdicke (unten) der verformten Struktur der Var. C für den Zustand 2 $\Delta\alpha_2 = 4^\circ$.

Somit ist abschließend festzustellen, dass die Steifigkeitsreduktion der optimierten Lösung zu einer nachvollziehbaren Verformung führte, die wirkungsvolle Lastabminderung bei Anstellwinkelerhöhung bewirkt. Die Verformung wird hierbei ausschließlich durch die äußeren aerodynamischen Lasten hervorgerufen.

Auf eine mögliche praktische Umsetzung des Konzepts mit einer gezielten Steifigkeitsabminderung, gemäß der beschriebenen Lösung, wird im folgenden Abschnitt eingegangen.

II.1.8.3 Mögliche Umsetzung eines entsprechenden Konzepts

Für eine praktische Umsetzung des beschriebenen Konzepts des hybrid morphenden Flügels mit gezielter Steifigkeitsreduktion zur Lastabminderung wird eine technologische Lösung benötigt, die ein gezieltes Umschlagen der nichtlinearen Strukturelemente bewirkt. Die nichtlinearen Strukturelemente sind weiterhin derart auszulegen, dass sie nach dem Umschlagen die gewünschten reduzierten Struktursteifigkeiten aufweisen.

Insbesondere das gezielte Umschlagen der nichtlinearen Strukturelemente stellt eine anspruchsvolle technologische Herausforderung dar. Entsprechende Lösungen können sich hierfür an dem existierenden Prinzip aktiv gedämpfter Alpin-Ski [187] orientieren.

Denkbar ist hier die Nutzung spannweitig in den Flügel integrierter Piezosensoren, die eine unerwünschte Lasterhöhung infolge einer rapiden Zunahme der Flügelbiegung detektieren. In diesem Fall werden strukturintegrierte Piezoaktuatoren in den nichtlinearen Strukturelementen genutzt, um diese gezielt Umschlagen zu lassen. Idealerweise kann hierbei die erzeugte elektrische Energie der Piezosensoren für die Versorgung der Piezoaktuatoren genutzt werden, was ein vollständig energieneutrales Konzept zur Lastabminderung ermöglichen würde.

Indem die nichtlinearen Strukturelemente weiterhin als Aktuator oder passive Struktur gemäß dem zugrundeliegenden Konzept des aktiv formveränderlichen Flügels dienen, vereinen sie auf Strukturebene aktive und passive Morphingeffekte. Damit resultiert ein Flügelkonzept das auf Strukturebene aktives Morphen, zur Erhöhung der aerodynamischen Effizienz, und passives Morphen, zur gezielten Lastabminderung, vereint und damit dem innerhalb des Verbundprojekts angestrebten Ziels eines hybrid morphenden Flügels (vergleiche Abschnitt II.1.1.2.4) vollumfänglich entspricht.

II.1.9 Arbeitspaket 3.5: Sensitivitäten & Optimierung

Wie in Abschnitt II.1.5 beschrieben, erfolgte die Entwurfsfindung des aktiv formveränderlichen Flügels auf Basis einer Auslegungs- und Optimierungsmethode, die unter Einbeziehung einer aero-strukturellen Analyse die Entwurfsoptimierung ermöglicht.

Die Bestimmung von Sensitivitäten und die Optimierung der Entwürfe waren somit, wie in Abbildung 13 veranschaulicht, bereits Teil des in Abschnitt II.1.7 erläuterten Entwurfsprozesses.

Dabei erlauben die resultierenden Pareto-Fronten der durchgeführten Mehrzieloptimierungen bereits Aussagen über Sensitivitäten der Ergebnisse. Bei der hier verwendeten Zielgrößendefinition resultieren für den aktiv formveränderlichen Flügel vierdimensionale Pareto-Fronten. Aus diesen können Lösungen mit unterschiedlicher Gewichtung von Strukturmasse, aerodynamischer Effizienz und aerodynamischer Robustheit beziehungsweise Gutmütigkeit ausgelesen werden und die Sensitivitäten zwischen diesen Kriterien in Form von Approximationskurven und -flächen quantitativ bestimmt werden.

Neben den Sensitivitäten, die unmittelbar aus den Pareto-Fronten gewonnen werden, erfolgte die zusätzliche Ermittlung von Sensitivitäten bezüglich der aktiven Struktur und wesentlicher Entwurfsparameter die anschließend für die Ableitung von Entwicklungsprognosen herangezogen wurden.

Im Folgenden sind die Ergebnisse der durchgeführten Sensitivitätsstudien und Analysen kurz dargestellt und erläutert. Konkret betrachtet wurden hier die

- Notwendige Aktuatordehnung (Abschnitt II.1.9.1),
- Notwendige Aktuatorkraft (Abschnitt II.1.9.2),
- Notwendige Aktuierungsenergie (Abschnitt II.1.9.3)

des aktiv formveränderlichen Flügels.

II.1.9.1 Notwendige Aktuatordehnung

Für die Analyse der notwendigen Aktuatordehnung zur Aktuierung des aktiv formveränderlichen Flügels wurde eine Sensitivitätsstudie mit variierender maximaler Aktuatordehnung vorgenommen.

Hierzu wurden Optimierungsrechnungen unter Verwendung von Lindenmayer-Zellsystemen zur Modellierung der inneren Struktur, analog zu den dargestellten Optimierungsrechnungen in Abschnitt II.1.7.2.2, durchgeführt. Im Rahmen einer Sensitivitätsstudie erfolgte dabei eine Variation des Wertebereichs der Aktuatordehnung ε im Bereich $0 \leq |\varepsilon| \leq 5\%$. Die maximale und minimale Aktuatordehnung ist dabei betragsmäßig jeweils identisch definiert, wobei die minimale Aktuatordehnung ein negatives und die maximale Aktuatordehnung ein positives Vorzeichen erhält. Als Flugzustände wurden die drei Flugzustände, analog zu den Analysen in Abschnitt II.1.7.2, gemäß Tabelle 58 definiert.

Abbildung 159 stellt wesentliche Auszüge der Sensitivitätsstudie in Form von Pareto-Fronten, projiziert in die zweidimensionale Ebene μ - C_w dar. Dabei gibt C_w den Widerstandsbeiwert und μ die Masse m des Flügels bezogen auf dessen spannweite Tiefe w

$$\mu = \frac{m}{w} \quad (71)$$

als spezifische Flügelmasse an.

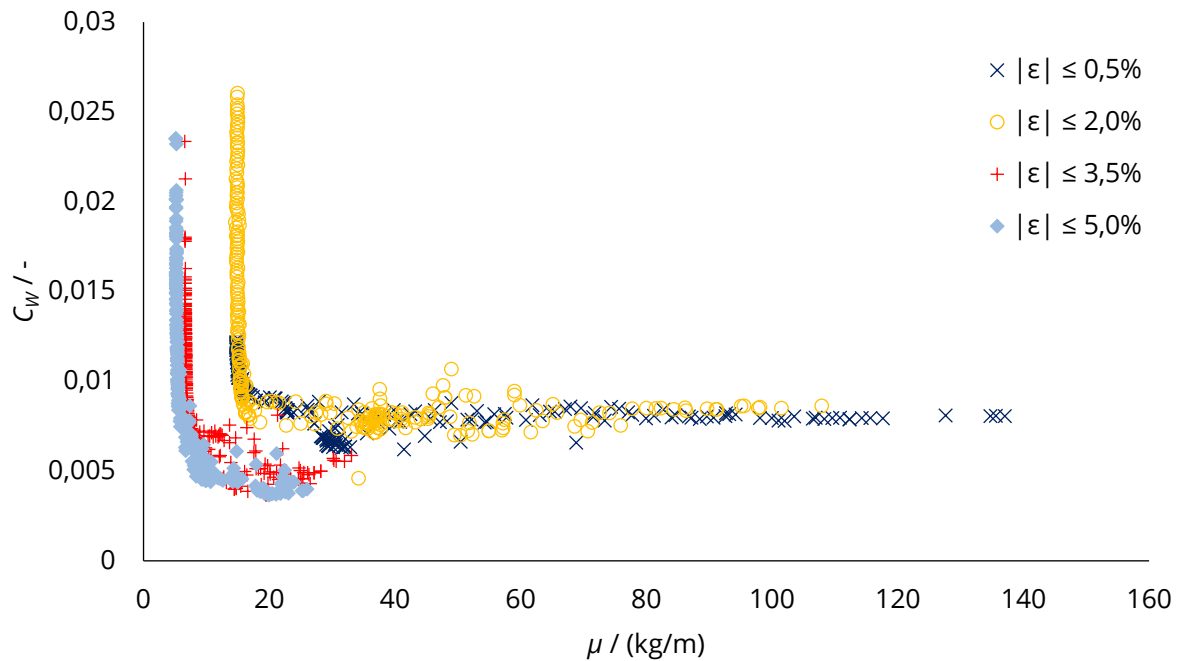


Abbildung 159: Pareto-Fronten (Widerstandsbeiwert C_W über spezifischer Masse μ) der Sensitivitätsstudie mit unterschiedlichen maximalen Aktuatordehnungen ε .

Wie zu erwarten zeigt sich, dass sich die Pareto-Fronten mit zunehmendem Wertebereich für die Aktuatordehnung ε in Richtung kleinerer minimaler Widerstandsbeiwerte C_W und spezifischer Massen μ bewegen.

Bei Vergleich der Pareto-Fronten ist festzustellen, dass die Ergebnisse für eine maximale Aktuatordehnung $\varepsilon_{max} = 3,5\%$ und $\varepsilon_{max} = 5\%$ gut übereinstimmen. Weiterhin erreichen die Individuen dieser Rechnungen deutlich bessere Zielfunktionswerte, in Form geringerer spezifischer Massen μ und Widerstandsbeiwerte C_W . In Bezug auf die Aktuatordehnung ist somit festzustellen, dass eine Konvergenz für maximale Aktuatordehnungen im Bereich $3,5\% \leq \varepsilon_{max} \leq 5\%$ eintritt.

Die Betrachtung ausgewählter Individuen der einzelnen Optimierungsrechnungen in Abbildung 160 bis Abbildung 163 zeigt, dass die Profilkrümmung im verformten Zustand mit steigendem Wertebereich der Aktuatordehnung ε signifikant zunimmt. Bei Betrachtung der in Tabelle 62 aufgelisteten Eigenschaften der herangezogenen Individuen zeigt sich außerdem die zunehmende Verbesserung der aerodynamischen Eigenschaften im Zuge einer Verringerung des Widerstandsbeiwerts C_W mit zunehmendem Wertebereich für ε .



Abbildung 160: Ausgewähltes Individuum der Optimierungsrechnung mit $|\varepsilon| \leq 0,5\%$, verformt für den Flugzustand 3.

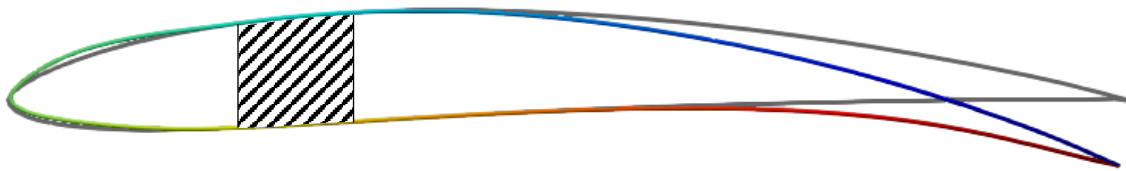


Abbildung 161: Ausgewähltes Individuum der Optimierungsrechnung mit $|\varepsilon| \leq 2,0\%$, verformt für den Flugzustand 3.

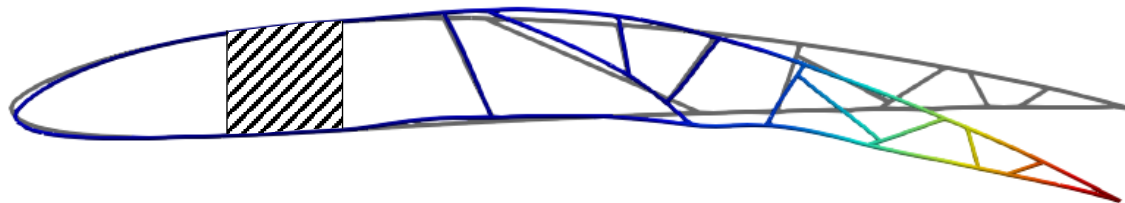


Abbildung 162: Ausgewähltes Individuum der Optimierungsrechnung mit $|\varepsilon| \leq 3,5\%$, verformt für den Flugzustand 3.

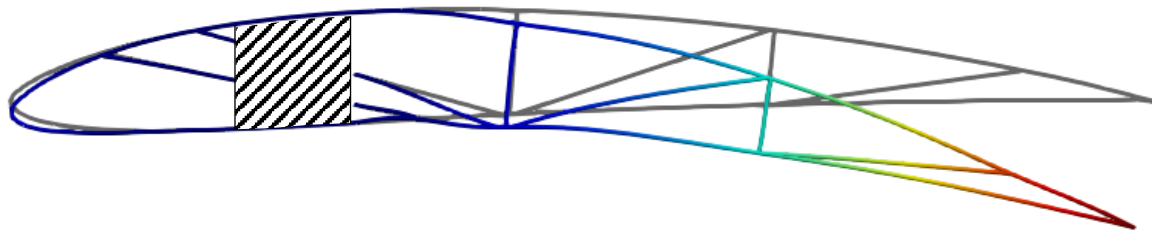


Abbildung 163: Ausgewähltes Individuum der Optimierungsrechnung mit $|\varepsilon| \leq 5,0\%$, verformt für den Flugzustand 3.

Tabelle 62: Wesentliche Kenngrößen der betrachteten Individuen aus der Parameterstudie bezüglich der Aktuatordehnung ε .

| Rechnung | Spezifische Masse μ / (kg/m) | Widerstandsbeiwert C_w | | |
|-------------------------|-------------------------------------|--------------------------|------------|------------|
| | | Zustand 1 | Zustand 2 | Zustand 3 |
| $ \varepsilon < 0,5\%$ | 35,915 | 0,00627149 | 0,00624962 | 0,00776691 |
| $ \varepsilon < 2,0\%$ | 18,524 | 0,00684633 | 0,00729767 | 0,00773419 |
| $ \varepsilon < 3,5\%$ | 7,7307 | 0,00693903 | 0,00661123 | 0,00705941 |
| $ \varepsilon < 5,0\%$ | 7,7628 | 0,00555182 | 0,00528932 | 0,00548599 |

Als Ergebnis der Sensitivitätsstudie zu den notwendigen Aktuatordehnungen folgt somit, dass maximale Aktuatordehnungen im Bereich $3,5\% \leq \varepsilon_{max} \leq 5\%$ für effiziente aktiv formveränderliche Flügel notwendig und ausreichend sind.

II.1.9.2 Notwendige Aktuatorkraft

Zur Analyse der notwendigen Aktuatorkraft wurde exemplarisch ein Strukturentwurf aus der Strukturoptimierung mit Lindenmayer-Zellsystemen zur Parametrisierung der Innenstruktur (siehe Abschnitt II.1.7.2.2) analysiert. Hierzu wurde die notwendige Aktuatorkraft F bestimmt, die zur Verformung der Flügelstruktur notwendig ist. Dabei fließt sowohl der

Kraftaufwand zur Deformation der Struktur, als auch der Kraftaufwand zur Überwindung der aerodynamischen Lasten ein, sodass die tatsächliche Aktuatorkraft erhalten wird.

Abbildung 164 stellt die notwendige Aktuatorkraft als spezifische Kraft

$$f = \frac{F}{w}, \quad (72)$$

normiert auf die spannweite Tiefe w des Flügelsegments, für die drei betrachteten Flugzustände dar.

Für den ersten Flugzustand $i = 1$ wird keine Aktuatorkraft benötigt, die Deformation des Flügelsegments erfolgt ausschließlich passiv durch die äußeren aerodynamischen Lasten. Bei Betrachtung der Aktuatorkräfte für den zweiten und dritten Flugzustand ist festzustellen, dass die Aktuatoren überwiegend auf Zug ($f < 0$) arbeiten. Dies gilt insbesondere für den dritten Flugzustand $i = 3$.

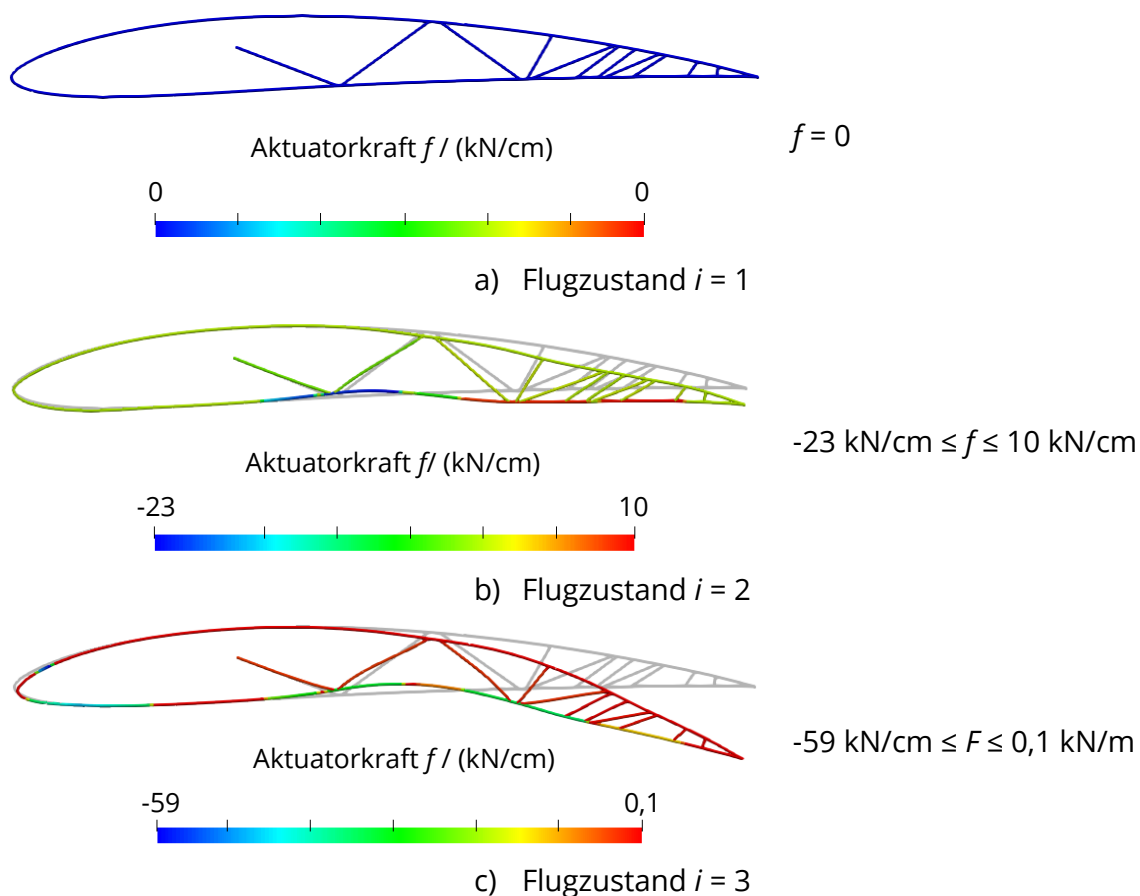


Abbildung 164: Spezifische Aktuatorkraft f zur Aktuierung eines aktiv formveränderlichen Flügelprofils für die drei betrachteten Flugzustände.

Im Rahmen der vorliegenden Untersuchung ergaben sich somit exemplarische Anforderungen an die notwendigen Zug- und Druckkräfte der Aktuatoren. Bezogen auf die spannweite Tiefe werden Zugkräfte von rund 60 kN/cm und Druckkräfte von rund 10 kN/cm benötigt.

Daraus lässt sich schlussfolgern, dass insbesondere leistungsfähige Zugaktuatoren für die Umsetzung entsprechender aktiv formveränderlicher Flügel notwendig sind. Die konkreten Zahlenwerte bezüglich der notwendigen Aktuatorkraft können hier als Richtwert für

die notwendige Größenordnung liefern, sind jedoch nicht als final anzusehen. Die konkrete konstruktive Ausgestaltung eines praxistauglichen Konzeptentwurfs hat hier wesentlichen Einfluss. So könnte insbesondere eine steifigkeitsvariable Gestaltung einzelner Strukturbereiche die notwendigen Kräfte signifikant mindern.

II.1.9.3 Notwendige Aktuierungsenergie

Die Analyse der notwendigen Aktuierungsenergie erfolgte an demselben Individuum wie die Analyse der notwendigen Aktuatorkraft (Abschnitt II.1.9.2). Aussagen über die notwendige Aktuierungsenergie liefern Hinweise auf die Effizienz des aktiv formveränderlichen Flügels und die bereitzustellende Energie zum Betrieb des aktiv formveränderlichen Flügels. Zur Bestimmung der Aktuierungsenergie wurde die notwendige spezifische Aktuierungsenergie e_s bestimmt, als Aktuierungsenergie E_s bezogen auf die spannweite Tiefe w des betrachteten Flügelsegments:

$$e_s = \frac{E_s}{w}. \quad (73)$$

Die Ermittlung der Energie erfolgt dabei in dem hauseigenen FE-Löser FiPPS², der hierzu um die Berechnung der Gesamtdehnungsenergie (Total Strain Energy) erweitert wurde [188]:

$$E = \frac{1}{2} \mathbf{u}^T \mathbf{K} \mathbf{u}, \quad (74)$$

mit dem Verschiebungsvektor \mathbf{u} und der Gesamtsteifigkeitsmatrix \mathbf{K} .

Zur Ermittlung der Aktuierungsenergie erfolgte die Berechnung der Gesamtdehnungsenergie unter Ausschluss der aerodynamischen Lasten. Auf diese Weise entspricht die Gesamtdehnungsenergie der notwendigen Verformungsenergie, die durch die Aktuatorik des aktiv formveränderlichen Flügels.

Abbildung 165 gibt die notwendige spezifische Aktuierungsenergie für die drei betrachteten Flugzustände an. Bedingt durch die rein passive Verformung im Flugzustand $i = 1$ ist hier keine Energie aufzubringen. In den beiden Flugzuständen mit aktiver Verformung des Flügels beträgt die notwendige spezifische Aktuierungsenergie $e_s = 8,23$ kJ/cm für den Flugzustand $i = 2$ beziehungsweise $e_s = 45,7$ kJ/cm für den Flugzustand $i = 3$.

Die erforderlichen Aktuierungsenergien liefern eine wesentliche Information zur Ableitung einer Effizienzbewertung des formveränderlichen Flügels.

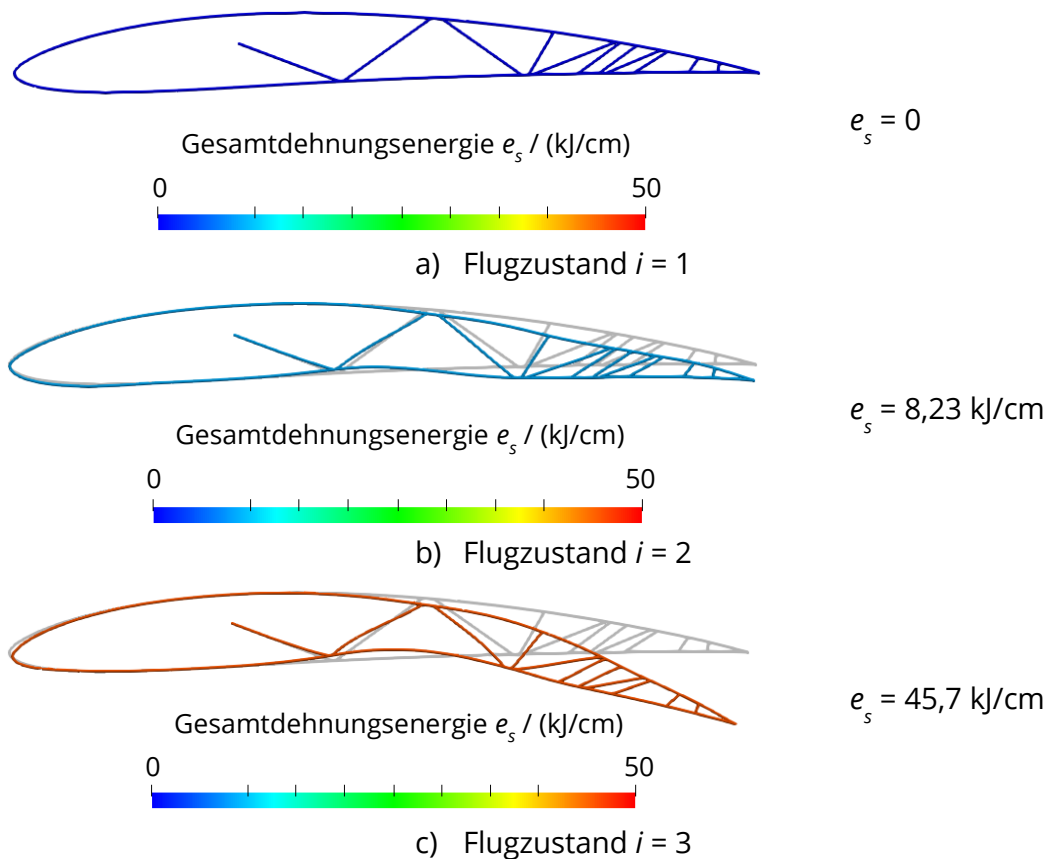


Abbildung 165: Gesamtdehnungsenergie e_s zur Aktuierung eines aktiv formveränderlichen Flügelprofils für die drei betrachteten Flugzustände.

II.1.9.4 Bewertung der möglichen Treibstoffeinsparung

Für eine abschließende Bewertung des Nutzens aktiv morphender Flügel wurde die zu erwartende Treibstoffeinsparung für das Referenzflugzeug NASA/Boeing SUGAR High 765-095-RevD ermittelt. Hierzu wurde eine Referenzmission herangezogen, für die der Treibstoffverbrauch sowohl mit konventionellen formunveränderlichen als auch mit aktiv morphenden Flügelprofilen verglichen wird. Es erfolgte die Berechnung des Treibstoffverbrauchs über die gesamte Mission, mit Ausnahme des Rollens am Boden sowie dem Startvorgang bis Abheben. Die Berechnung erfolgte in Abhängigkeit der aerodynamischen Charakteristika des Flügelprofils in Form von Auftriebs-Widerstands-Polaren. Hierfür wurde der Widerstand der verbleibenden Flugzeugkomponenten in Anlehnung an Werte aus der Literatur abgeschätzt.

II.1.9.4.1 Bewertungsmodell

Das Bewertungsmodell basiert auf dem Kraftstoffmodell von BADA, entwickelt durch EUROCONTROL. Dieses wird beispielsweise in [189] zur Bewertung der Vorteile eines kontinuierlichen Sinkflugs angewendet. Hier erfolgt die Umsetzung nach der Beschreibung in [189].

Ausgangspunkt ist das Energiegleichgewicht [189]:

$$(F - W)v_{TAS} = mgh + mv_{TAS}\dot{v}_{TAS}, \quad (75)$$

mit dem Triebwerksschub F , dem aerodynamischen Widerstand W , der Fluggeschwindigkeit (TAS – True Airspeed) v_{TAS} , der Höhe h , der Flugzeugmasse m und der Erdbeschleunigung g . Durch einen Punkt werden die jeweiligen Zeitableitungen d/dt gekennzeichnet.

Nachfolgend wird davon ausgegangen, dass die Höhe h der Höhe nach der Internationalen Standardatmosphäre entspricht und die Fluggeschwindigkeit $v = v_{TAS}$ der Fluggeschwindigkeit über Grund entspricht [189]. Dies impliziert die Annahmen eines Fluges in der Internationalen Standardatmosphäre ohne Windkomponenten [189]. Umgestellt nach dem Triebwerksschub F folgt aus (75) [189]:

$$F = mg \frac{\dot{h}}{v} + m\dot{v} + W \quad (76)$$

Ohne weitere Herleitung folgt die Gesamttreibstoffmasse m_f für eine Flugstrecke S [189]:

$$m_f = \int_0^S b_f C_f \left(\frac{mg}{v} \cdot \sin(\gamma) + m \frac{dv}{ds} + \frac{W}{v} \right) ds. \quad (77)$$

Dabei bezeichnet b_f den spezifischen Treibstoffverbrauch des Flugzeugs, C_f stellt einen Korrekturfaktor nach BADA, zur Berücksichtigung des abweichenden Treibstoffverbrauchs im Reiseflug und anderen Flugphasen dar, $\gamma = \arcsin\left(\frac{\dot{h}}{v}\right)$ gibt den Flugbahnwinkel an.

Nach BADA wird außerdem eine lineare Abhängigkeit des spezifischen Treibstoffverbrauchs von der Fluggeschwindigkeit mit den flugzeug- und triebwerksabhängigen Konstanten C_{f1} und C_{f2} berücksichtigt [189]:

$$b_f = C_{f1} \left(1 + \frac{v}{C_{f2}} \right). \quad (78)$$

Die Integration von Gl. (77) erfolgt hier numerisch über eine einfache Trapezregel. Es werden folgende Annahmen getroffen:

- Der Korrekturkoeffizient wird vernachlässigt: $C_f = 1$;
- der spezifische Treibstoffverbrauch b_f wird nicht über die BADA-Approximation, sondern durch lineare Interpolation der bekannten Triebwerksdaten bestimmt;

Somit ergibt sich die gesamte Treibstoffmasse

$$m_f = \sum_{i=2}^{n_{int}} b_f(F_i) \frac{F_i}{v_i}, \quad (79)$$

mit der Schubkraft F_i :

$$F_i = m_i g \cdot \sin(\gamma_i) + m_i \left(\frac{dv}{ds} \right) v_i + W(C_{A,i}, \rho_i, v_i). \quad (80)$$

Es wird die gesamte Strecke S in n_{int} Teilstücke untergliedert:

$$s_i = \frac{S \cdot (i - 1)}{n_{int} + 1}. \quad (81)$$

Daraus wird anschließend die aktuelle Geschwindigkeit bestimmt, wobei v_0 die Geschwindigkeit zu Beginn des betrachteten Flugsegments ist:

$$v_i = \left(\frac{dv}{ds} \right)_i \cdot s_i + v_0. \quad (82)$$

Die aktuelle Flughöhe folgt aus dem Steigwinkel γ und der Ausgangshöhe H_0 :

$$H_i = \sin(\gamma_i) \cdot s_i + H_0. \quad (83)$$

Die Dichte ρ wird auf nach der Internationale Standardatmosphäre aus der Höhe H_i bestimmt:

$$\rho_i = \text{ISA}(H_i). \quad (84)$$

Zur Berücksichtigung der Massenabnahme infolge des Treibstoffverbrauchs, wird dieser in der aktuellen Gesamtmasse des Flugzeugs berücksichtigt, die ausgehend von der Masse zu Beginn des Flugsegments m_0 bestimmt wird:

$$m_i = \begin{cases} m_0 & \text{für } i = 1 \\ m_0 - \sum_{j=1}^{i-1} m_j & \text{für } i > 1 \end{cases} \quad (85)$$

Damit folgt der Auftriebsbeiwert zu:

$$C_{A,i} = \frac{2m_i g}{\rho_i v_i S_F}. \quad (86)$$

Die Berechnung der Treibstoffmasse wurde in einer Fortran90-Routine umgesetzt. Diese nimmt als Eingabegröße die Profilpolare $c_d(c_w)$ entgegen.

II.1.9.4.2 Flugzeugdaten zur Effizienzbewertung

Als Referenzkonfiguration wurde das Flugzeug NASA Sugar High 765-095-RevD (vergleiche Abschnitt II.1.1.9) herangezogen. Die hierfür notwendigen Daten sind in Tabelle 6 aufgeführt.

Als Triebwerk kommt in der betrachteten Referenzkonfiguration das gFan+ Triebwerk als Ducted Fan zum Einsatz [59]. Die wesentlichen Kenndaten des Triebwerks sind in Tabelle 8 und Tabelle 9 aufgeführt.

Für den in Gl. (79) benötigten Zusammenhang zwischen spezifischem Treibstoffverbrauch und Schub $b_f(F)$ wird linear zwischen den in Tabelle 9 gegebenen Werten interpoliert (siehe Abbildung 166).

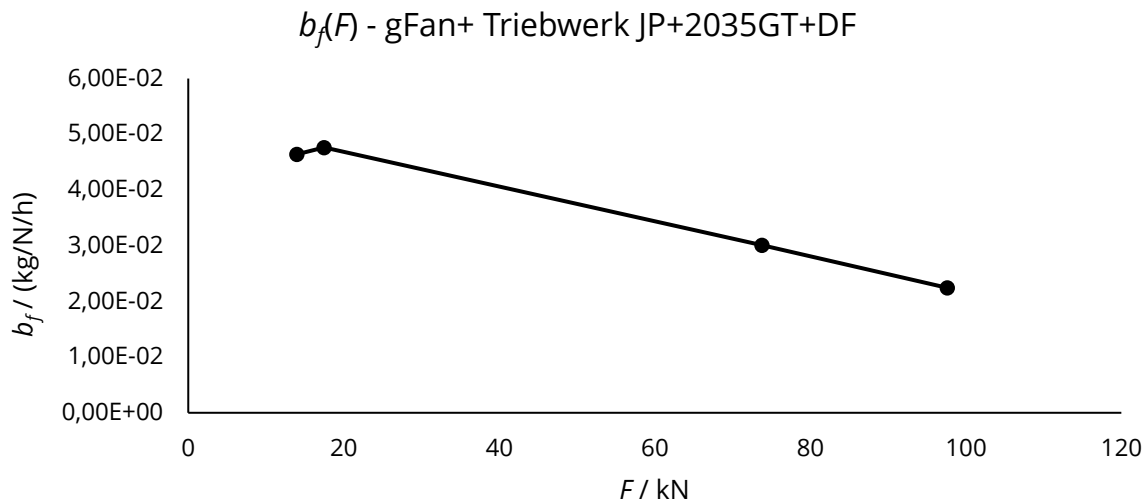


Abbildung 166: Angenommene Schubabhängigkeit des spezifischen Kraftstoffverbrauchs des gFan+ Triebwerks JP+2035GT+DF.

II.1.9.4.3 Widerstandsberechnung

Um den Einfluss verschiedener Profile auf die Reichweiteneffizienz bestimmen zu können, ist der Widerstand des Flügels von den restlichen Widerstandsanteilen des Flugzeugs zu separieren. Der aerodynamische Widerstand W setzt sich hier aus den beiden Anteilen des Nullwiderstands und des induzierten Widerstands zusammen:

$$W = \frac{\rho}{2} v^2 S_F \left(C_{W0} + \frac{C_A^2}{\pi e \Lambda} \right). \quad (87)$$

Wellenwiderstände werden vereinfachend nur insofern berücksichtigt, als dass ein konstanter Anteil des Nullwiderstandsbeiwerts C_{W0} den Wellenwiderstand näherungsweise berücksichtigt. Hierzu wird der gesamte Widerstandsbeiwert C_{Wtot} des Flugzeugs (vergleiche Tabelle 6) um den induzierten Widerstandsbeiwert reduziert und damit ein Ersatznullwiderstandsbeiwert bestimmt:

$$C_{W0'} = C_{Wtot} - C_{Wind}. \quad (88)$$

Mit den vorliegenden Flugzeugdaten ergibt sich dieser zu $C_{W0'} = 0,01983$. Nach [54] beträgt der Anteil des viskosen Widerstands des Flügels am viskosen Gesamtwiderstand etwa 30%. Dies wird hier näherungsweise auf den gesamten Nullwiderstand übertragen, sodass der hier herangezogene Nullwiderstand des Flügels der Referenzkonfiguration

$$C_{W0,Flügel} = 30\% \cdot C_{W0}, \quad (89)$$

hier $C_{W0,Flügel} = 0,00514$ beträgt. Der Ersatzwiderstandsbeiwert des Flugzeugs ohne Flügel ergibt sich somit zu

$$C_{W0,ohneFlügel'} = C_{W0'} - C_{W0,Flügel}, \quad (90)$$

hier $C_{W0,ohneFlügel'} = 0,01469$. In diesem Ersatzwiderstandsbeiwert sind somit, ausgehend von dem Gesamtwiderstandsbeiwert, alle Anteile mit Ausnahme des induzierten Widerstands sowie des Nullwiderstands des Flügels zusammengefasst.

Der Oswald-Faktor e des Gesamtflugzeugs wird aus den gegebenen Daten des Flugzeugs (vergleiche Tabelle 6) bestimmt, wobei der Auftriebsbeiwert $C_A(C_{W0}) = 0,3$ als Näherung aus [54] entnommen ist

$$e = \frac{[C_A - C_A(C_{W0})]^2}{\pi \Lambda C_{Wind}}, \quad (91)$$

sodass mit $C_A = 0,75$ und $C_{Wind} = 0,00905$ ein Oswaldfaktor $e = 0,36$ für das gesamte Flugzeug folgt.

Der Widerstand für die Effizienzberechnung ergibt sich somit zu

$$W(C_A) = \frac{\rho}{2} v^2 S_F \left(C_{W0,ohneFlügel'} + C_{W0,Flügel}(C_A) + \frac{C_A^2}{\pi e \Lambda} \right), \quad (92)$$

in Abhängigkeit von dem Widerstandsbeiwert des Flügels. Dieser wird, im Gegensatz zu dem Ersatzwiderstandsbeiwert $C_{W0,ohneFlügel'}$, als auftriebsabhängig angenommen und aus der Profilpolaren bestimmt.

Die Umrechnung des Profilwiderstandsbeiwerts auf einen gepfeilten Flügel ist nach [190, 191] als 2,75D Transformation möglich

$$C_{W,Flügel} = c_{w,2D,Druck} \cdot \cos^3(\varphi_{50}) + c_{w,2D,viskos} \cdot \cos^{0,2}(\varphi_{50}), \quad (93)$$

wobei $c_{w,2D,Druck}$ der Druckwiderstandsbeiwert des Profils, $c_{w,2D,viskos}$ der viskose Widerstandsbeiwert des Profils und φ_{50} der mittlere Pfeilwinkel entlang 50% der Profiltiefe des Flügels ist. Damit folgt, dass der Widerstandsbeiwert eines ungepfeilten Flügels dem Widerstandsbeiwert des Flügelprofils entspricht. Aufgrund der geringen Pfeilung des betrachteten Flugzeugflügels wird die Pfeilung hier vernachlässigt. Dies hat wesentliche Vereinfachungen der Rechnung zur Folge, da hierdurch keine Aufteilung des Profilwiderstandsbeiwerts nach dem Druck- und viskosen Widerstandsanteil notwendig ist. Ebenfalls vernachlässigt wird die Umrechnung des Auftriebsbeiwerts des gepfeilten Flügels auf den Auftriebsbeiwert des Flügelprofils.

Somit ergibt sich final folgender Zusammenhang zwischen dem aerodynamischen Widerstand W und der Profilpolaren $c_{w,2D}(C_{a,2D})$:

$$W(C_A) = \frac{\rho}{2} v^2 S_F \left(C_{W0,ohneFlügel'} + c_{w,2D}(C_A) + \frac{C_A^2}{\pi e \Lambda} \right). \quad (94)$$

II.1.9.4.4 Effizienzvergleich

Der Effizienzvergleich erfolgte für unterschiedliche Missionsprofile, als Vereinfachungen des Referenzmissionsprofils nach Abschnitt II.1.1.10. Zunächst wurde ein Profil über die Auslegungsreichweite $R_D \approx 6500$ km des Flugzeugs herangezogen. Dieses beginnt mit einem Steigflug von der Höhe $H_0 = 0$ auf die Ausgangsreiseflughöhe $H_C = 11,5$ km mit einem konstanten Steigwinkel von $\gamma = 2^\circ$. Während des Steigflugs erfolgt die Beschleunigung von

$v = 78,11 \text{ m/s}$ auf $v_c = 206,55 \text{ m/s}$. Es schließt ein Reiseflugsegment in Form eines Horizontalfluges auf der konstante Höhe H_c mit konstanter Geschwindigkeit v_c an. Die bis zur Auslegungsreichweite verbleibende Strecke über Grund wird während des abschließenden Sinkfluges mit konstantem Steigwinkel $\gamma = -3^\circ$ auf die Höhe $H = 0$ absolviert. Während des Sinkfluges erfolgt die konstante Reduktion der Geschwindigkeit von $v_c = 206,55 \text{ m/s}$ auf $v = 78,11 \text{ m/s}$. Das resultierende Höhen- und Geschwindigkeitsprofil ist in Abbildung 167 dargestellt.

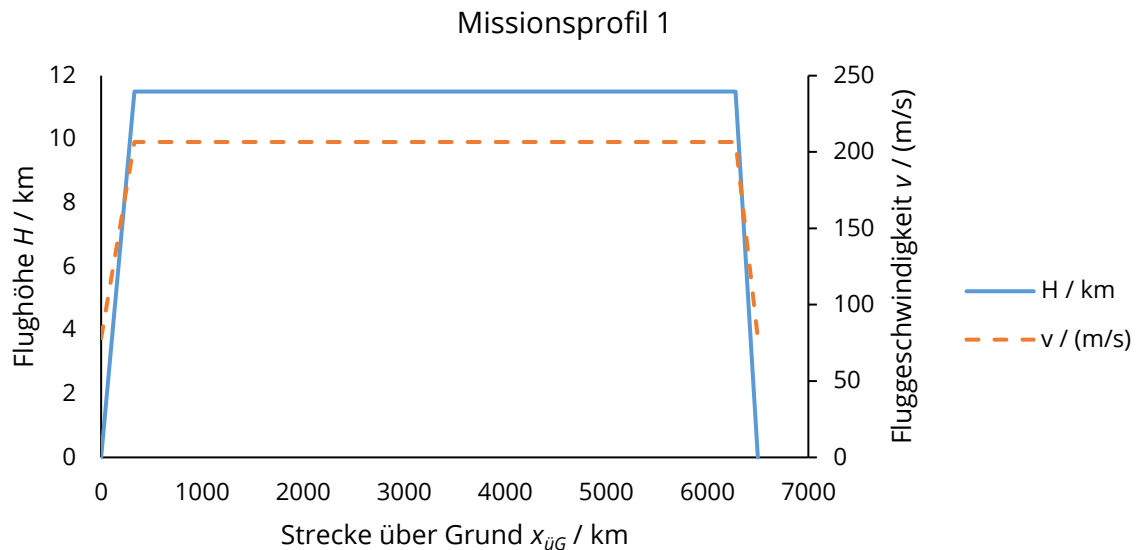


Abbildung 167: Missionsprofil 1 für Effizienzvergleich.

Weiterhin wurde das Missionsprofil eines Kurzstreckenfluges mit einer Strecke über Grund von 800 km betrachtet. Der Missionsablauf ist prinzipiell identisch mit dem des Missionsprofil 1, jedoch wird der Steigwinkel im anfänglichen Steigflug auf $\gamma = 3^\circ$ erhöht. Das resultierende Höhen- und Geschwindigkeitsprofil ist Abbildung 168 zu entnehmen.

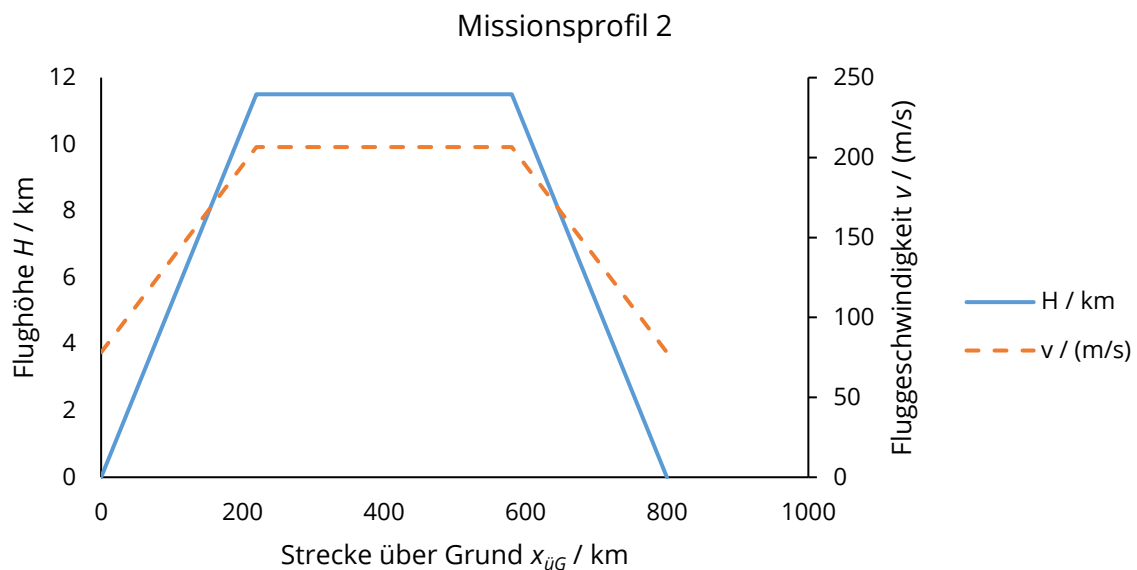


Abbildung 168: Missionsprofil 2 für Effizienzvergleich.

Für einen Effizienzvergleich wurden die Ergebnisse der in Abschnitt II.1.7.2.2 beschriebenen Optimierungsrechnung unter Verwendung von Lindenmayer-Zellsystemen zur Strukturparametrisierung herangezogen. Es wurden drei ausgewählte Individuen betrachtet, deren Profilpolaren in Abbildung 169 dargestellt sind. Weiterhin wurden drei Profile mit konstanter Form zum Vergleich herangezogen. Diese umfassen das formunveränderliche Ausgangsprofil der aktiven Profilentwürfe, das Profil NACA 2412 sowie das Profil HSNLF(1)-213, das für die NASA/Boeing SUGAR Referenzkonfiguration als Referenzprofil gewählt wurde (siehe Abschnitt II.1.1.9). Zur Erstellung der Profilpolaren erfolgte eine Interpolation der Reynolds- und Mach-Zahlen zusammen mit dem Auftriebsbeiwert zwischen den drei diskreten Flugzuständen.

An dieser Stelle wird darauf hingewiesen, dass bei den formunveränderlichen Profilen keine Klappenausschläge berücksichtigt wurden.

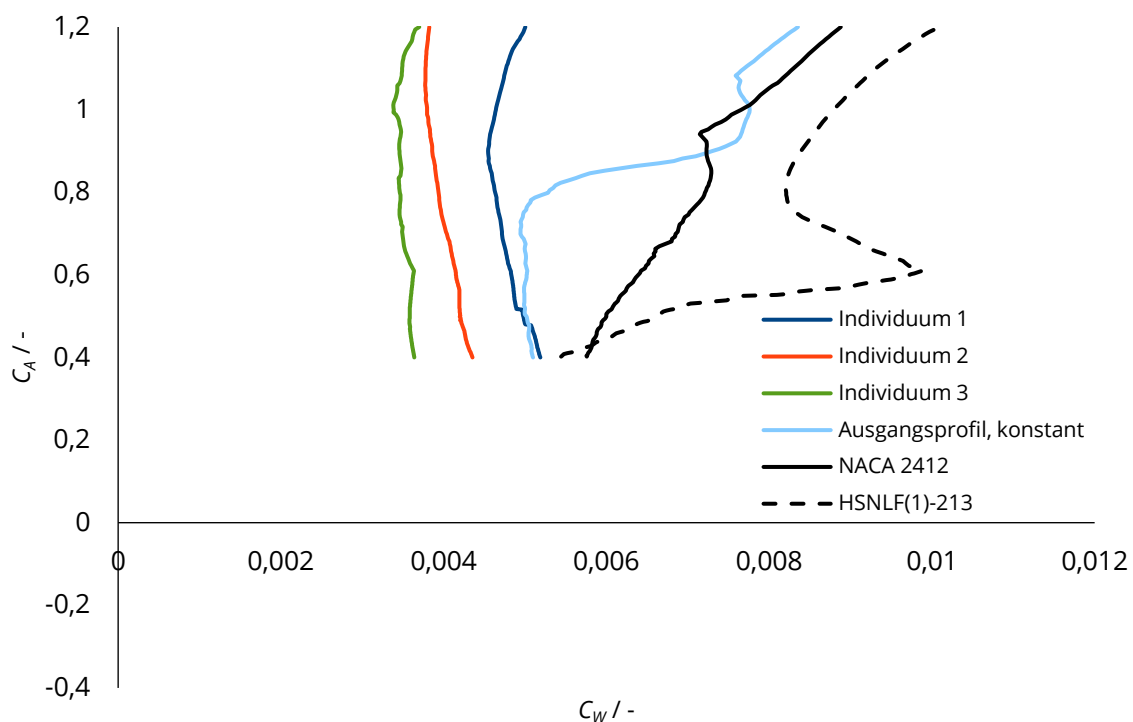


Abbildung 169: Profilpolaren ausgewählter aktiv formveränderlicher Profile, basierend auf Lindenmayer-Zellsystemen, im Vergleich zu formkonstanten Flügelprofilen.

Für das Missionsprofil 1 ergeben sich, nach Gl. (79), die in Tabelle 63 aufgeführten erforderlichen Treibstoffmassen. Tabelle 64 gibt die resultierenden Treibstoffmassen für Missionsprofil 2 an. Berechnet wurde weiterhin jeweils die relative Differenz der benötigten Treibstoffmassen zu der Verwendung des Referenzprofils HSNLF(1)-213 sowie des formkonstante Ausgangsprofils.

Für das Missionsprofil 1 kann gegenüber dem formkonstanten Ausgangsprofil im besten Fall eine Treibstoffeinsparung von 4,57% erreicht werden, sofern das widerstandsgünstigste formveränderliche Flügelprofil (Individuum 3) verwendet wird. Im Fall der Verwendung eines widerstandsungünstigeren Profils (Individuum 1), das jedoch eine geringere Strukturmasse aufweist, kann noch eine Einsparung von 0,55% erzielt werden.

Die große Einsparung bei Individuum 4 liegt in der signifikanten Verringerung des Widerstandsbeiwerts über alle Flugphasen gegenüber dem formkonstanten Ausgangsprofil. Individuum 1 weist hingegen nur für den Steigflug eine signifikante Widerstandsreduktion

auf. Dies führt zu der deutlich geringeren Treibstoffmassenreduktion. Bei Vergleich gegen das Referenzprofil HSNLF(1)-213 zeigen alle formveränderlichen Profile signifikante Reduktionen der Treibstoffmasse um 10,19% bis 13,81%. Dies liegt begründet in dem sehr kleinen widerstandsarmen Betriebsbereich des Profils HSNLF(1)-213. Somit können über den langen Reiseflugzeitraum durch alle drei betrachteten formveränderlichen Profile signifikante Einsparungen erzielt werden.

Bei Betrachtung der Treibstoffmassen für das Missionsprofil 2 fällt auf, dass die Einsparungen gegenüber Missionsprofil 1 nahezu durchweg geringer sind, mit Ausnahme des Vergleichs von Individuum 1 gegen das formunveränderliche Ausgangsprofil. Dies liegt darin begründet, dass Individuum 1 seinen Vorteil aus dem Steigflug schöpft, der bei Missionsprofil 1 einen deutlich größeren Anteil an der Gesamtflugstrecke einnimmt, als bei Missionsprofil 1.

Tabelle 63: Benötigte Treibstoffmassen für ausgewählte formveränderliche und formkonstante Flügelprofile bei Missionsprofil 1.

| Profil | Treibstoffmasse m_f / kg | Relative Abweichung zu | |
|-----------------------------|-------------------------------|------------------------|--------------------------|
| | | HSNLF(1)-213 | Ausgangsprofil, konstant |
| Individuum 1 | 9576,968764 | -10,19% | -0,55% |
| Individuum 2 | 9366,307651 | -12,16% | -2,74% |
| Individuum 3 | 9190,178635 | -13,81% | -4,57% |
| Ausgangsprofil, konstant | 9630,370951 | -9,69% | 0,00 |
| NACA 2412 | 10014,56821 | -6,08% | 3,99% |
| HSNLF(1)-213 | 10663,23723 | 0,00 | 10,73% |

Tabelle 64: Benötigte Treibstoffmassen für ausgewählte formveränderliche und formkonstante Flügelprofile bei Missionsprofil 2.

| Profil | Treibstoffmasse m_f / kg | Relative Abweichung zu | |
|-----------------------------|-------------------------------|------------------------|--------------------------|
| | | HSNLF(1)-213 | Ausgangsprofil, konstant |
| Individuum 1 | 1483,238965 | -7,01% | -0,56% |
| Individuum 2 | 1466,654601 | -8,05% | -1,67% |
| Individuum 3 | 1454,14328 | -8,83% | -2,51% |
| Ausgangsprofil, konstant | 1491,625746 | -6,48% | 0,00 |
| NACA 2412 | 1524,57509 | -4,42% | 2,21% |
| HSNLF(1)-213 | 1595,026892 | 0,00 | 6,93% |

Abschließend lässt sich feststellen, dass die Wahl des Flügelprofils signifikante Einfluss auf den Treibstoffverbrauch des Flugzeugs hat. Die Einsparung durch formvariable Profile liegt dabei im Bereich von 0,5% bis rund 10%, abhängig von der Wahl des formvariablen und formkonstanten Profils. Nicht berücksichtigt sind an dieser Stelle die zusätzlichen Massen des formveränderlichen Profils sowie der notwendige Energiebedarf zur Formänderung.

II.1.10 Arbeitspaket 4.1: Bewertung & Entwicklungsprognose

Das Arbeitspaket 4.1 hatte zum Ziel, die Ergebnisse und Erkenntnisse aus der Literaturrecherche und Technologieprognose mit den Anforderungen aktiv formveränderlicher Flügel, die sich aus der Analyse sowie den Sensitivitätsrechnungen ergeben haben, zu verknüpfen und abschließende Aussagen bezüglich notwendiger technologischer Entwicklungen zu treffen und einen Ausblick auf notwendige weitere Forschungsaktivitäten zu liefern.

Hierzu folgt der nachfolgende Abschnitt zum Arbeitspaket 4.1 folgender Gliederung:

- Zusammenstellung der technologischen Anforderungen aktiv formveränderlicher Flügel (Abschnitt II.1.10.1).
- Ableitung erwarteter technologischer Entwicklungen auf Basis der durchgeführten Technologieprognose (Abschnitt II.1.10.2).
- Zusammenfassende Betrachtung und Ableitung von Forschungshinweisen (Abschnitt II.1.10.3).

II.1.10.1 Technologische Anforderungen

Die Ableitung der technologischen Anforderungen aktiv formveränderlicher Flügel basiert auf den Ergebnissen der Strukturanalysen (Abschnitt II.1.7 und II.1.8) und den zugehörigen Sensitivitäts- sowie Optimierungsrechnungen (Abschnitt II.1.9). Im Rahmen der Literaturrecherche und der Technologieprognose (Abschnitt II.1.1 und II.1.2) wurden drei wesentliche Basistechnologien aktiv formveränderlicher Flügel identifiziert:

- Aktuatoren,
- Flügelhautmaterialien,
- Energiespeicher.

Auf die resultierenden technologischen Anforderungen an die drei Basistechnologien wird im Folgenden eingegangen.

II.1.10.1.1 Aktuatoren

Bezüglich möglicher Aktuatoren hat sich eine gute Eignung von Linearaktuatoren zur Realisierung aktiv formveränderlicher Flügel gezeigt. Hierbei ergab sich die Notwendigkeit von Zug- und Druckaktuatoren zur ganzheitlichen Formänderung, wobei Zugaktuatoren in ihrer Bedeutung überwiegen. Bedingt durch den großen Abstand zur neutralen Achse hat sich die Platzierung von Linearaktuatoren in der Flügelhaut als besonders geeignet und effektiv herausgestellt. Generell bietet sich eine Strukturintegration der Linearaktuatoren an, sodass diese auch als lasttragende Strukturelemente dienen.

Im Sinne einer möglichst energiesparenden und damit effizienten Umsetzung aktiv formveränderlicher Flügel ist ein energiefreies Verharren der Aktuatoren in ihrem aktuierten Zustand von großer Bedeutung.

Generell werden Aktuatortechnologien mit einer geringen Masse, einem hohen Effizienzgrad und möglichst geringen Alterungseffekten, beziehungsweise einer hohen Zyklenzahl, angestrebt. Darüber hinaus ist, im Rahmen einer praxisrelevanten Umsetzung, eine kostengünstige Fertigung anzustreben.

Als konkrete Anforderungen an technologische Kennwerte für Linearaktuatoren ergaben sich für das betrachtete Konzept des aktiv formveränderlichen Flügels zwei wesentliche Größen. Zum einen werden Aktuatoren benötigt, die sowohl für die Expansion als auch

die Kontraktion des Aktuators Aktuatordehnungen $|\varepsilon| > 3\%$ bereitstellen können (vergleiche Abschnitt II.1.9.1). Zum anderen ergab sich die Forderungen nach spannweitig normierten Aktuatorkräften im Bereich $-6 \text{ MN/m} \leq f \leq 1 \text{ MN/m}$ (vergleiche Abschnitt II.1.9.2). Bei letztgenannten Aktuatorkräften ist darauf hinzuweisen, dass die hier gegebenen Kennwerte stark von den konkreten Dimensionen und der konstruktiven Gestaltung der Flügelstruktur abhängig sind. Daher sind die Werte nicht als quantitativ allgemeingültige Werte zu verstehen, jedoch liefern sie einen guten Eindruck über die Dominanz der notwendigen Zugkräfte zu den Druckkräften mit einem qualitativen Verhältnis von 6:1.

II.1.10.1.2 Flügelhautmaterialien

Bei den Flügelhautmaterialien stellen die Anforderungen an die Steifigkeit die treibende Größe dar. Hier wird eine geringe Steifigkeit in Richtung der Formänderung angestrebt, gleichzeitig ist eine hohe Steifigkeit senkrecht dazu zur Aufnahme der aerodynamischen Lasten gefordert. Im Idealfall wird daher eine richtungsabhängig variable Steifigkeit erwünscht.

Weitere wesentliche Anforderungen stellen große zulässige Dehnungen und eine möglichst geringe Kopplung der Dehnungen in unterschiedliche Raumrichtungen dar. Darüber hinaus werden Materialien mit geringen Alterungseffekten und einem breiten Spektrum möglicher Einsatztemperaturen gewünscht. Im Sinne des Leichtbaus und einer kostengünstigen Fertigung ist darüber hinaus eine geringe Dichte, eine gute Verarbeitbarkeit und eine kostengünstige Herstellung der Flügelhautmaterialien erwünscht.

Als konkrete Kennwerte ergaben sich aus den Analysen des aktiv formveränderlichen Flügels (Abschnitt II.1.7.3) notwendige Dehnungen der Flügelhaut in der Ebene $|\varepsilon| \geq 0,3\%$.

II.1.10.1.3 Energiespeicher

Energiespeicher werden im Rahmen aktiv formveränderlicher Flügel zur Bereitstellung der notwendigen Energie zur Formänderung der Flügelstruktur benötigt. Hier sind insbesondere Leistungsspitzen abzufangen, die aus den weitestgehend diskret und kurzzeitig auftretenden Formänderungen resultieren. Sofern durch die Aktuatorik kein energiefreies Verharren in dem verformten Zustand möglich ist, wird darüber hinaus eine weitgehend kontinuierliche Energiebereitstellung benötigt. Dies ist aus Gründen der Effizienz jedoch durch die Wahl geeigneter Aktuatoren, oder die Integration von Mechanismen zum kinematischen Sperren der Struktur, zu vermeiden.

Als Anforderungen an potentielle Energiespeichertechnologien ergeben sich somit, neben der kurzfristigen Abrufbarkeit hoher Leistungen, eine hohe Kapazität. Idealerweise kann die Energiespeicherung strukturintegriert erfolgen, sodass die Energiespeicher gleichzeitig als tragende Strukturelemente genutzt werden können. Weiterhin gelten auch für potentielle Energiespeichertechnologien die Forderung nach einer hohen Zyklensfestigkeit, beziehungsweise geringen Alterungseffekten, einer geringen Masse sowie einer kostengünstigen Fertigung und Wartung. Weiterhin ist hier insbesondere auch die Umweltverträglichkeit im Sinne der Nutzung erneuerbarer Energiequellen in den Fokus zu rücken.

Im Rahmen der Analyse aktiv formveränderlicher Flügel ergab sich eine notwendige spannweitig normierte Formänderungsenergie $e_s \leq 46 \text{ kJ/m}$ (siehe Abschnitt II.1.9.3). Auch hier ist jedoch zu beachten, dass dieser Wert signifikant von der Größe sowie der konstruktiven Umsetzung des aktiv formveränderlichen Flügelkonzepts abhängig ist und

daher nicht als Absolutwert anzusehen ist. Insbesondere durch gezielte Beeinflussung der Struktursteifigkeit ließe sich die notwendige Formänderungsenergie signifikant reduzieren. Weiterhin spielt für die Reduktion der Gesamtenergiebilanz ein energiefreies Verharren in beliebigen verformten Zuständen eine signifikante Rolle, sodass auch unter diesem Aspekt Strukturen mit gezielt veränderlichen Steifigkeitseigenschaften von großem Interesse sind.

II.1.10.1.4 **Anforderung an Zulassungsrichtlinien**

Die technologischen Anforderungen werden durch einen kurzen Ausblick auf Anforderungen an Zulassungsrichtlinien für Flugzeuge mit aktiv formveränderlichen Flügeln abgeschlossen. Dieser Ausblick basiert im Wesentlichen auf der Literaturrecherche (Abschnitt II.1.2) mit [192] als Grundlage.

Die Anwendung formveränderlicher Flügel in Verkehrsflugzeugen stellt neue Anforderungen an die Zulassungsbedingungen. Formveränderliche Flügel erhöhen die Systemkomplexität von Flügeln signifikant und stellen somit ein sicherheitskritisches System dar, das bisher, mangels Anwendung, nicht in Zulassungsvorschriften für Verkehrsflugzeuge vorgesehen ist.

Erste Überlegungen zu Hürden und Lücken in den heutigen Zulassungsrichtlinien finden sich in [192]. Simmons und Freund [192] weisen darauf hin, dass derzeitige Zulassungsvorschriften strukturelle, mechanische und elektrische Systeme an Flugzeugflügeln getrennt voneinander betrachten. Während diese Aufteilung bei konventionellen Flügeln möglich und sinnvoll ist, ist dies bei formveränderlichen Flügeln, aufgrund der angestrebten Loslösung von der Trennung zwischen Struktur, Mechanik und Aktuatorik, nicht mehr möglich.

In [192] wird erläutert, dass derzeitige Zulassungsvorschriften für Flugzeugfahrwerke einen ersten Anhaltspunkt zur Entwicklung neuer Vorschriften für formveränderliche Flügel liefern können. Bei fahrwerksbetreffenden Vorschriften wird die enge Verknüpfung von Mechanik und Struktur bereits heute berücksichtigt.

Große Herausforderungen stellt weiterhin die Ableitung neuer Last- und Testfälle dar. Durch die Formänderung ergibt sich zwangsläufig eine deutlich erhöhte Anzahl kritischer Konfigurationen. So muss sichergestellt werden, dass stets die Beherrschbarkeit des Luftfahrzeugs gegeben ist, auch wenn einzelne Komponenten versagen. Weiterhin muss in jeder Zwischenkonfiguration, die während der Formänderung durchlaufen wird, ein flugfähiger Zustand eingehalten werden. In Bezug auf die Versagenstoleranz ist der angestrebte Wegfall der Trennung von Struktur, Mechanik und Aktuatorik zu berücksichtigen, sodass die mechanischen Komponenten in derartige Betrachtungen mit einfließen müssen.

II.1.10.2 **Entwicklungspotential relevanter Basistechnologien**

Der nachfolgende Abschnitt verknüpft die Anforderungen an die drei betrachteten Basistechnologien nach Abschnitt II.1.10.1 mit den Erkenntnissen aus der Technologieprognose (Abschnitt II.1.2.6). Auf diese Weise werden vielversprechende Technologien identifiziert und Lücken aufgedeckt. Dies dient der Ableitung finaler Forschungshinweise.

II.1.10.2.1 Aktuatoren

Tabelle 65 trägt die wesentlichen Technologiekennelemente sowie das Zukunftspotential gemäß der durchgeführten Technologieprognose für ausgewählte Aktuatortechnologien zusammen.

Den Anforderungen an Aktuatortechnologien für aktiv formveränderliche Flügel folgend, werden Technologien mit einer hinreichend großen Aktuierungsdehnung $|\epsilon| \geq 3\%$ und einer hohen Effizienz, einer großen mechanischen Aktuierungsspannung sowie einer hohen Energiedichte gefordert. Weiterhin werden Technologien mit einem hohen Entwicklungspotential entsprechend der durchgeführten Technologieprognose bevorzugt. Entsprechend den Anforderungen gibt Tabelle 65 eine farblich gekennzeichnete Bewertung der jeweiligen Kategorie an. Daraus leitet sich die zusammenfassende Einsatzwahrscheinlichkeit der jeweiligen Technologie ab. Gemäß den Anforderungen und der Prognose erscheinen somit Aktuatortechnologien basierend auf Kohlenstoffnanoröhrchen als besonders vielversprechend. Eine mittlere Bewertung erhalten Technologien basierend auf elektroaktiven Polymeren, dielektrischen Aktuatoren und hydraulischen beziehungsweise pneumatischen Aktuatoren.

Demnach liegt im Bereich der Aktuatortechnologien zum heutigen Stand der Technik ein weiterer Forschungs- und Entwicklungsbedarf vor. Nach der Bewertung in Tabelle 65 erhält keine Technologie zum heutigen Stand eine gute Bewertung in allen relevanten Kategorien.

Unkonventionelle Aktuatoren beziehungsweise multifunktionale Materialien erhalten jedoch eine überwiegend gute Zukunftsprognose. Demnach ist hier ein hohes Entwicklungspotential zu erwarten. Problematisch ist derzeit die überwiegend geringe Energiedichte bei unkonventionellen Aktuatortechnologien, mit Ausnahme von Technologien basierend auf Kohlenstoffnanoröhrchen. Ein weiterer signifikanter Entwicklungsbedarf liegt in der Kombination einer hohen Effizienz mit einer hohen mechanischen Aktuierungsspannung.

In Bezug auf konventionelle Aktuatortechnologien zeichnet sich eine geringe Entwicklungsprognose ab, jedoch erreichen hydraulische und pneumatische Aktuatoren bereits zum derzeitigen Stand überwiegend gute Eigenschaften.

II.1.10.2.2 Flügelhautmaterialien

In Analogie zu der Darstellung der Anforderungen und Bewertung von Aktuatortechnologien stellt Tabelle 66 die Bewertung ausgewählter Technologien für Flügelhautmaterialien dar. Die Anforderungsanalyse ergab die Forderung nach variablen Elastizitätsmoduln, hoher maximaler Dehnungen, kleinen Querkontraktionszahlen und einer guten Zukunftsprognose.

Der Abgleich der Anforderungen mit dem aktuellen technologischen Stand ergibt eine mittlere bis schlechte Bewertung existierender Technologien. Zunächst existiert zum gegenwärtigen Zeitpunkt keine unmittelbar anwendbare Technologie mit variablen Elastizitätsmoduln. Nur mit Einschränkung können diese derzeit durch Formgedächtnismaterialien ermöglicht werden, sind dabei jedoch stets mit Nebeneffekten, wie unerwünschter Kontraktion oder Elongation, verbunden. Weiterhin stellt die Kombination hoher zulässiger Dehnungen mit geringen Querkontraktionszahlen eine Herausforderung dar. Hier ergibt sich ein genereller Forschungsbedarf im Bereich auxetischer Materialien, die aufgrund ihrer negativen Querkontraktionszahlen neue Möglichkeiten im Bereich der Entwicklung formveränderlicher Flügel bieten.

II.1.10.2.3 **Energiespeicher**

Abschließend fasst Tabelle 67 den technologischen Stand von Energiespeichern zusammen und gibt eine darauf basierende Bewertung an. Aus der Anforderungsanalyse ergab sich insbesondere die Forderung nach hohen Leistungsbereichen, großer Leistungsdichten und einer hohen Zyklenzahl.

Es zeigt sich, dass zum heutigen Stand der Technik keine der betrachteten Technologien eine durchweg gute Bewertung erhält. Problematisch sind derzeit in erster Linie die verfügbaren Leistungsdichten. Weiterhin stellt eine treibende Forderung die Erhöhung der Zyklenzahl durch Reduktion von Alterungseffekten dar.

Tabelle 65: Zusammenfassende Bewertung des heutigen technologischen Standes von Aktuator-technologien.




| Technologien | Zukunfts- potenzial | Technologiekennwerte heute (2019) | | | | Einsatzwahr- scheinlichkeit |
|---|------------------------|-----------------------------------|---------------------------------|------------------------------|---------------------------|--------------------------------|
| | | Effizienz in % | Aktuierungsspan- nung in MPa | Aktuierungs- dehnung in % | Energiedichte in kJ/kg | |
| Kohlenstoffnano- röhrchen | Hoch | ? | 88 | 3 | 281 | Hoch |
| Elektroaktive Poly- mere | Hoch | 2 | 2 – 8 | 0,5 – 4 | 0,002 – 0,005 | Mittel |
| Dielektrische Aktu- atoren | Mittel | 90 | 0,3 | 120 | 0,002 | Mittel |
| Piezoelektrische Aktuatoren | Mittel | 90 – 99 | 15 – 40 | 0,07 – 0,15 | 0,2 – 0,4 | Gering |
| Formgedächtnis- materialien | Mittel | 3 | 100 – 700 | 0,2 – 7 | 0,3 – 0,7 | Gering |
| Hydraulik / Pneu- matik | Gering | 90 – 98 | 20 – 70 | 10 – 100 | 4 – 35 | Mittel |
| Farblegende | | | | | | |
|  | | Schlecht | | | | |
|  | | Mittel | | | | |
|  | | Gut | | | | |

Tabelle 66: Zusammenfassende Bewertung des heutigen technologischen Standes von Flügelhauttechnologien.







| Technologien | Zukunfts- potenzial | Technologiekennwerte heute (2019) | | | | Einsatzwahr- scheinlichkeit |
|---|------------------------|---|----------------------------|--------------------------------|---------------------------|--------------------------------|
| | | Variabler Elastizi- tätsmodul | Maximale Deh- nung in % | Dichte in kg/m ³ | Querkontrak- tionszahl | |
| Elastomere | Mittel | Nein | 1000 | 400 – 1200 | 0,35 – 0,5 | Mittel |
| Formgedächtnis- materialien (Polymere) | Mittel | Zweistufig | 10 – 100 | 900 – 1250 | 0,25 – 0,35 | Mittel |
| Auxetische Ma- terialien | Mittel | Nein | ? | ? | 0 | Gering |
| Aluminium | n. bw. | Nein | 0,05 – 0,7 | 2700 | 0,3 | Gering |
| Kohlenstofffa- serverbund | n. bw. | Nein | 1,0 – 1,4 | 1200 – 1800 | 0,25 – 0,36 | Gering |
| Farblegende | | | | | | |
| | |  | Schlecht | | | |
| | |  | Mittel | | | |
| | |  | Gut | | | |

Tabelle 67: Zusammenfassende Bewertung des heutigen technologischen Standes von Energiespeichertechnologien.

| Technologien | Zukunfts- potenzial | Technologiekennwerte heute (2019) | | | Einsatzwahr- scheinlichkeit |
|---|------------------------|-----------------------------------|----------------------------|--------------------------|--------------------------------|
| | | Leistungsbereich in MW | Leistungsdichte in W/kg | Haltbarkeit in Zyklen | |
| Thermische Energiespei- cher | Hoch | 0,1 – 300 | 10 – 30 | 2000 – 14600 | Mittel |
| Supraleitende magnetische Energiespeicher | Mittel | 0,01 – 10 | 500 – 2000 | 1000000 | Mittel |
| Wasserstoffspeicherung | Mittel | 0,000001 – 50 | 5 – 500 | 1000 – 10000 | Mittel |
| Li-ion | n. bw. | 0,1 – 50 | 100 – 5000 | 1000 – 10000 | Mittel |
| Farblegende | | | | | |
|  | | Schlecht | | | |
|  | | Mittel | | | |
|  | | Gut | | | |

II.1.10.3 Ableitung von Forschungshinweisen

Basierend auf den Anforderungsanalysen und Entwicklungsprognosen erfolgt abschließen in Abschnitt II.1.10.3.1 eine kurze Zusammenfassung von Forschungshinweisen für aktiv formveränderliche Flügel. Als Ausblick beschreibt Abschnitt II.1.10.3.2 exemplarisch eine mögliche Vision für die strukturintegrierte Kombination der wesentlichen Basistechnologien. Durch Angabe entsprechender Quellen zu grundlegenden Forschungstätigkeiten wird ein Ausblick auf mögliche Forschungsfelder und deren Kombination gegeben.

II.1.10.3.1 Zusammenfassende Hinweise

Im Rahmen der Anforderungsanalyse und Technologieprognose zeichnete sich ein signifikanter Forschungsbedarf im Bereich der drei Basistechnologien aktiv formveränderlicher Flügel, namentlich Aktuatoren, Flügelhautmaterialien und Energiespeicher, ab.

Im Bereich der Aktuatortechnologien ist insbesondere eine Kombination hoher Effizienz und großer mechanischer Aktuierungsspannungen mit Aktuierungsdehnungen $|\epsilon| > 3\%$ anzustreben. Da ein hohes Entwicklungspotential von unkonventionellen Aktuatortechnologien beziehungsweise multifunktionalen Materialien abzusehen ist, wird insbesondere auch die Ableitung praxistauglicher Aktuatoren aus multifunktionalen Materialien, wie dielektrischen Polymeren, angeregt.

Bei den Flügelhautmaterialien zeigte sich eine technologische Lücke bei der Kombination elastischen Materialverhaltens mit kleinen Querkontraktionszahlen zur weitgehenden Entkopplung von Verformungen in unterschiedliche Raumrichtungen. Vielversprechende Möglichkeiten für formveränderliche Flügel versprechen auxetische und steifigkeitsvariable Materialien, sodass hier ein potentieller Forschungsschwerpunkt gesehen wird.

Der Fokus bei der Weiterentwicklung von Energiespeichertechnologien ist auf eine Erhöhung der Leistungsdichte und Zyklenzahlen zu richten. Weiterhin bieten strukturintegrierte elektrische Energiespeicher vielversprechendes Potential für aktiv formveränderliche Flügel, sodass auch hier ein Kernpunkt zukünftiger Forschungsaktivitäten gesehen wird.

II.1.10.3.2 Ausblick: Kombination der Anforderungen in einer Technologie

Wie in der vorhergehenden Ableitung von Forschungshinweisen dargestellt, bieten insbesondere strukturintegrierte Lösungen vielversprechende Möglichkeiten für aktiv formveränderliche Flügel. Die parallele Nutzung von Funktionsmaterialien als tragende Struktur reduziert sowohl die Masse als auch den Bauraum der Struktur signifikant und ermöglicht damit neue effiziente Konzeptlösungen für formveränderliche Flügel.

Im Folgenden wird als Ausblick eine mögliche Vision zur Strukturintegration der drei wesentlichen Basistechnologien in einem multifunktionalen Verbundmaterial dargestellt (siehe Abbildung 170). Dieses soll primär als Inspiration für weitergehende Forschungsaktivitäten dienen und Ideen zur gezielten Kombination verschiedener Technologien liefern.

Im Wesentlichen besteht das Verbundmaterial aus einer Matrix mit eingebetteten Fasern. Eine gezielte Steifigkeitsbeeinflussung wird dabei über ein gezieltes Aufschmelzen einer thermoplastischen Zwischenlage [193] oder Faserumhüllung [194] ermöglicht. Hierdurch erfolgt eine temporäre Entkopplung der Lagen und damit eine Reduktion der Biegesteifigkeit. Entsprechende Forschungsansätze liefern [193, 194].

Die Integration von Linearaktuatoren als Fasern in das Verbundmaterial ermöglicht eine Aktuierung des Verbundes ohne Notwendigkeit äußerer Aktuatoren. Anregungen können hierzu Forschungsansätze zur Aktuatorintegration in Form der Einbettung von Nitinol-Drähten in Kohlestofffaserverbundmaterialien liefern [195]. Eine Wirkung als Linearaktuatoren erzielen die Nitinol-Drähte dabei durch ihren Formgedächtniseffekt [195].

Abschließend bietet die Nutzung des Faserverbundmaterials als Akkumulator die Möglichkeit der strukturintegrierten Speicherung elektrischer Energie. Forschungsansätze hierzu liefert [72]. Hierbei erfolgt die Nutzung eines Kohlestofffaserverbundmaterials als Akkumulator [72]. Die Kohlestofffaser dient dabei als Kathode und wird von einem Gel-Elektrolyt (in Lithium-Salz gelöstes Polymer) umhüllt [72]. Das anschließende Matrix-Material dient als Anode des Akkumulators [72].

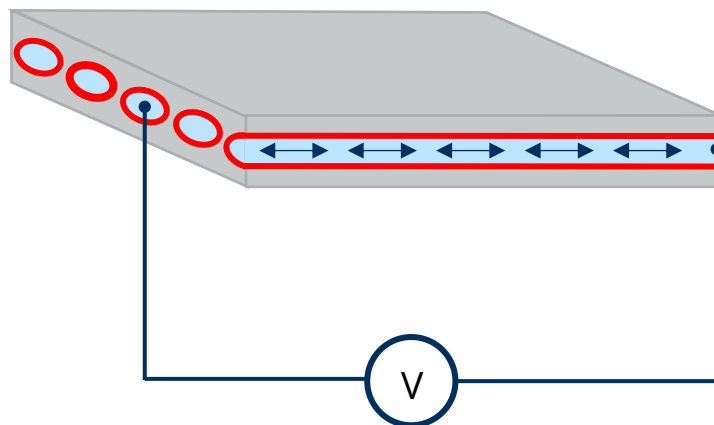


Abbildung 170: Skizze einer Allzwecktechnologie für aktiv formveränderliche Flügel als Verbundmaterial mit Nutzung der Fasern als Linearaktuatoren und Energiespeicher (blau) sowie gezielt aufschmelzbarer Anbindung (rot) an das Matrixmaterial (grau) zur Steifigkeitsbeeinflussung.

Somit bietet das hier als Zukunftsvision vorgestellte Verbundmaterial die Möglichkeit, alle wesentlichen Technologien für aktiv formveränderliche Flügel strukturintegriert zu kombinieren. Damit wäre die Realisierung der Konzepte aktiv formveränderlicher Flügel in Form hochintegrativer Lösungen mit minimalem Bauraum und minimaler Masse möglich. Die aufgezeigten Forschungsgrundlagen weisen auf eine prinzipielle Umsetzbarkeit hin und geben perspektivische Richtungen für weitere Forschungsvorhaben vor.

II.1.11 Arbeitspaket 4.2: Workshop

Gemäß dem Forschungsantrag war für das Verbundprojekt HyMoWi ein Abschlussworkshop vorgesehen. Dieser hatte zum Ziel, die Ergebnisse des Verbundprojekts im externen Experten aus der Forschung und Industrie zu teilen und zu diskutieren. Wesentliche Fragestellungen waren hierbei:

- Wie werden die entwickelten Konzepte und Methoden zur Realisierung eines aktiven Morphing-Konzepts beurteilt?
- Wie werden die entwickelten Konzepte und Methoden zur Realisierung eines passiven Morphing-Konzepts beurteilt?
- Wie werden die entwickelten Konzepte und Methoden zur Realisierung eines hybriden Morphing-Konzepts sowie die Ergebnisse der Technologieprognose beurteilt?
- Welche Showstopper stehen einer weiteren Umsetzung der Morphingkonzepte entgegen?
- Welche Prioritäten sollten für Folgeprojekte gesetzt werden?
- Welche Anforderungen bestehen seitens der Industrie für Kooperationen?

Die wesentlichen Randbedingungen, Inhalte und Diskussionsergebnisse des Abschlussworkshops sind in den folgenden Abschnitten knapp zusammengefasst.


II.1.11.1 Organisation

Der Workshop fand am 14.06.2019 im Verkehrsmuseum Dresden, Augustusstraße 1, 01067 Dresden, von 10:00 Uhr bis 15:45 Uhr statt. Als Räumlichkeit wurde die Luftfahrtausstellung des Verkehrsmuseums Dresden genutzt (siehe Abbildung 171).




Abbildung 171: Räumlichkeit des zweiten HyMoWi-Expertenworkshops im Verkehrsmuseum Dresden.

Den Teilnehmern ging vorab postalisch die in Abbildung 172 und Abbildung 173 dargestellte Einladung mit der Bitte um Beantwortung und Rücksendung zu. Neben der Anmeldung auf dem Postweg war weiterhin eine Anmeldung über die Homepage des Projekts (<https://www.hymowi.de>) möglich.



Technische Universität Braunschweig



TECHNISCHE UNIVERSITÄT DRESDEN


Abschlussworkshop

des Verbundprojekts


HyMoWi

Zukunftspotentiale hybrid-morphender Tragflügel

am 14. Juni 2019
in Dresden




Gefördert durch:



Bundesministerium für Wirtschaft und Energie

aufgrund eines Beschlusses des Deutschen Bundestages

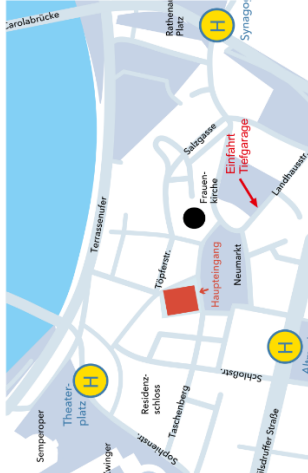


Veranstaltungsort
Verkehrsmuseum Dresden

Adresse:
im Johanneum am Neumarkt
Augustusstraße 1
01067 Dresden

Hinweise zur Anfahrt mit dem PKW:
Direkt am Museum sind keine Parkplätze vorhanden. Nutzen Sie bitte die öffentlichen Parkplätze und -häuser in der Umgebung, z.B. das Parkhaus unter dem Neumarkt Dresden.

Ansprechpartner
Bei Rückfragen wenden Sie sich bitte an:
Florian Dexl
Tel.: 0351 463-36694
e-Mail: luftfahrzeugtechnik@tu-dresden.de



Anmeldung
Wir freuen uns auf Ihr Kommen und bitten um Anmeldung bis zum **10.05.2019** an:

Technische Universität Dresden
Institut für Luft- und Raumfahrttechnik
Professur für Luftfahrzeugtechnik
01062 Dresden

Fax: 0351 463-37263
e-Mail: luftfahrzeugtechnik@tu-dresden.de

Titel

Name

Vorname

Organisation

e-Mail / Telefon
(für Rückfragen)

Technische Universität Dresden
Professur für Luft- und Raumfahrttechnik
01062 Dresden

Abbildung 172: Vorderseite der Einladung zu dem zweiten HyMoWi-Expertenworkshop.

Einladung

Wir freuen uns, die Erkenntnisse des Verbundprojekts HyMoWi im Rahmen eines Abschlussworkshops mit Vertretern aus Industrie und Forschung zu teilen.

Gerne begrüßen wir Sie hierzu am Freitag, den 14.06.2019, im Verkehrsmuseum Dresden. Es besteht die fakultative Möglichkeit, Gastbeiträge einzureichen. Nähere Informationen finden Sie hierzu auf der Rückseite der Anmeldung.

Bei Interesse bitten wir Sie um Rücksendung Ihrer Anmeldung bis zum 10.05.2019 per Post, e-Mail oder Fax.

Programm

- 10:00 Begrüßung
- 10:15 Vorstellung des Verbundprojekts HyMoWi durch den Projektleiter
- 10:30 Methoden zur Auslegung und Optimierung aktiv formveränderlicher Flügel
- 11:15 Kaffeepause
- 11:30 Methoden zur Auslegung und Optimierung passiv formveränderlicher Flügel
- 12:15 Mittagspause
- 13:15 Vorstellung abgeleiteter Konzepte hybridmorphender Tragflügel
- 14:00 Technologieprognose und Forschungshinweise
- 14:30 Gastbeiträge
- 15:30 Zusammenfassung und Abschlussdiskussion
- 15:45 Verabschiedung und Kaffee

Verbundpartner

- Institut für Flugzeugbau und Leichtbau (IFL), Technische Universität Braunschweig
- Institut für Luft- und Raumfahrttechnik (ILR), Technische Universität Dresden

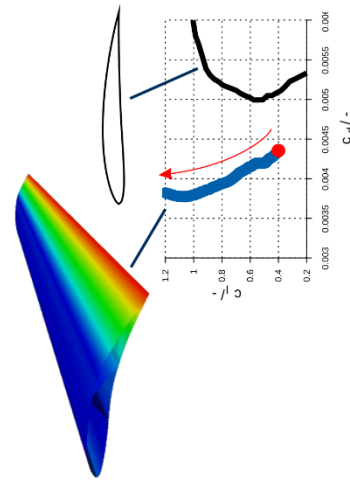
HyMoWi – Hybrid-morphender Flügel

Stetig steigende Anforderungen an die Effizienz und Umweltverträglichkeit zukünftiger Flugzeugentwicklungen erfordern den Einsatz neuartiger Technologien. Formveränderliche Flügel versprechen eine aerodynamisch optimale Anpassung an variierende Flugzustände und die Abmilderung äußerer Lasten, beispielsweise durch Böen. Bei dem derzeitigen Technologiestand steht die Umsetzung formveränderlicher Flügel vor großen Hürden.

Aus dieser Motivation heraus wurden im Verbundprojekt HyMoWi der Technischen Universität Braunschweig und der Technischen Universität Dresden Methoden zur Auslegung und Optimierung passiv und aktiv formveränderlicher Flügel entwickelt.

Auf Basis dieser Erkenntnisse erfolgte unter Einbeziehung einer Prognose für Aktor-, Flügelhaut- und Energiespeichertechnologien die Ausarbeitung von Forschungsempfehlungen im Hinblick auf das Jahr 2050.

Das Projekt HyMoWi wird durch das Bundesministerium für Wirtschaft und Energie im Rahmen des Luftfahrtforschungsprogramms LuFo V-2 gefördert.



Beitragsanmeldung (optional)

Über Gastbeiträge zu verwandten Themen aus Ihrer Forschungs- und Industriepaxis freuen wir uns sehr. Die Anmeldung eines Beitrags ist keine Teilnahmevoraussetzung. Bei Interesse bitten wir Sie um nähere Angaben zu Ihrem geplanten Gastbeitrag.

Themenbereich:

- Formveränderliche Flügel Flugzeugentwurf
- Adaptive Strukturen Aktuatoren
- Intelligente Werkstoffe Aerodynamik
- Sonstiges: _____

Vortragstitel:

Beitragsart:

- Kurzbeitrag (10 min.) Vortrag (20 min.)

Anmerkungen, Wünsche:

Abbildung 173: Rückseite der Einladung zu dem zweiten HyMoWi-Expertenworkshop.

II.1.11.1.1 **Teilnehmende**

Die Einladungen wurden an 41 externe Gäste versendet. Insgesamt nahmen 18 Personen an dem Workshop teil. Diese setzten sich wie folgt zusammen:

- 3 Personen des Verbundpartners IFL (Technische Universität Dresden),
- 4 Personen des Verbundpartners ILR (Technische Universität Braunschweig),
- 1 Studentische Hilfskraft zur Unterstützung des Workshopablaufs (Technische Universität Dresden)
- 6 Gäste aus der Forschung,
- 4 Gäste aus der Industrie.

II.1.11.2 **Inhalte und zeitlicher Ablauf**

In Tabelle 68 ist der zeitliche Ablaufplan des Workshops wiedergegeben.

Tabelle 68: Ablaufplan des zweiten HyMoWi-Expertenworkshops.

| Freitag, der 14.06.2019 | |
|--------------------------------|---|
| 10:00 Uhr | Begrüßung |
| 10:15 Uhr | Vorstellung des Verbundprojekts HyMoWi |
| 10:30 Uhr | Vortrag Methoden zur Auslegung und Optimierung aktiv formveränderlicher Flügel |
| 11:15 Uhr | <i>Kaffeepause</i> |
| 11:30 Uhr | Vortrag Methoden zur Auslegung und Optimierung passiv formveränderlicher Flügel |
| 12:15 Uhr | <i>Mittagspause</i> |
| 13:15 Uhr | Vorstellung abgeleiteter Konzepte hybrid-morphender Tragflügel |
| 14:00 Uhr | Vortrag Technologieprognose und Forschungshinweise |
| 14:30 Uhr | Gastbeiträge |
| 15:30 Uhr | Zusammenfassung und Abschlussdiskussion |
| 15:45 Uhr | <i>Verabschiedung und Kaffee</i> |

II.1.11.3 **Ergebniszusammenfassung und Fazit**

Festzuhalten war, dass das Interesse an Morphingkonzepten für formveränderliche Flügel weiterhin groß ist. Sowohl Vertreter der Industrie als auch aus universitären und nicht-universitären Forschungseinrichtungen sind gegenüber entsprechenden Entwicklungen positiv eingestellt.

Die Ergebnisse des Verbundprojektes und die gewählten Ansätze wurden von den Vertretern der Industrie und Forschung positiv aufgenommen. Punkte, die eine Umsetzung der Konzepte grundsätzlich unmöglich machen, konnten nicht identifiziert werden. Besonders Anklang fand auch die entwickelte Methode zur Durchführung einer Technologieprognose, welche einen Ansatz zur Durchführung einer wissenschaftlich basierten Zukunftsvorhersage bereitstellt. Im Hinblick auf weitere Forschungsaktivitäten im Bereich formveränderliche Flügel und deren möglicher Umsetzung ist den Vertretern der Industrie insbesondere die Formulierung von Etappenzielen wichtig. So besteht die Möglichkeit einer zeitnahen genaueren Untersuchung und Realisierung entwickelter

Konzepte, unter anderem im Bereich passiv morphender Flügel. Des Weiteren wurde die Patentierung entwickelter Technologien angeregt.

Herausforderungen werden vor allem in Bezug auf die Integration der Mechanismen und zugehörigen Subsystemen in das Gesamtsystem Flugzeug gesehen. Zudem stellt der Komplex Energieversorgung-Aktuatorik eine Herausforderung für die Realisierung der Konzepte dar.

Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass die Vertreter der Industrie und der universitären und nichtuniversitären Forschungseinrichtungen gegenüber der Idee eines hybrid morphenden Flügels weiterhin aufgeschlossen sind. Eine Bereitstellung der Ergebnisse des Projektes und ein damit verbundener, tiefergehender Austausch mit parallellaufenden Forschungs- und Entwicklungsprojekten sowie interessierten Fachkreisen aus der Industrie wurde angeregt.

Somit lieferte der abgehaltene Workshop einen wesentlichen Beitrag zur Vernetzung zwischen Industrie und Forschung und bot beiden Seiten eine fruchtbare Plattform für den Wissensaustausch.

II.1.11.4 Einbindung Studentischer Hilfskräfte

Wie in dem Forschungsantrag vorgesehen, erfolgte die Einstellung Studentischer Hilfskräfte zur Unterstützung der Vorbereitung und Durchführung des Workshops. Konkret unterstützten Studentische Hilfskräfte den Workshop in folgenden Punkten:

- Erstellung von Präsentationsmaterialien (Einladungen, Hand-Outs, Roll-Up-Poster, Namensschilder, ...),
- Anfertigung von 3D-Animationen und Darstellungen zur Ergebnispräsentation,
- Fotodokumentation des Workshops,
- Aufbereitung von Fotos zur Dokumentation des Workshops.

II.1.12 Arbeitspaket 4.3: Dokumentation & Veröffentlichung der Ergebnisse

Entsprechend der Planung in der Antragsstellung erfolgte im Arbeitspaket 4.3 die Dokumentation der Ergebnisse des Teilvorhabens VAH im Verbundprojekt HyMoWi in Form des vorliegenden Abschlussberichts. Weiterhin erfolgte eine Veröffentlichung von Teilergebnissen in Form eines Fachartikels in der Fachzeitschrift Structural and Multidisciplinary Optimization [196].

II.1.13 Übersicht projektbezogener Studienarbeiten

Im Rahmen projektbezogener Studien- und Abschlussarbeiten erhielten Studierende die Gelegenheit, aktiv an aktuellen wissenschaftlichen Fragestellungen mitzuarbeiten und erste Erfahrungen im wissenschaftlichen Arbeiten zu sammeln. Aus der laufenden Projektbearbeitung wurden weitergehende Detailanalysen und Untersuchungen möglicher alternativer Lösungsansätze als Studienarbeit ausgegliedert. Insgesamt wurden im Rahmen des Vorhabens VAH / HyMoWi 14 Studien- und 9 Abschlussarbeiten durch Studierende angefertigt, die in Tabelle 69 aufgelistet sind.

Tabelle 69: Übersicht projektbezogener Studien- und Abschlussarbeiten.

| Studierender | Thema | | Art der Arbeit |
|---------------------|---|-------|-----------------------|
| Johannes Oppe | Umsetzung und Analyse einfacher Methoden zur Abschätzung des viskosen Widerstands in einer 3D-Panelmethode | [197] | Projektarbeit |
| Julian Hartge | Konzeptstudie zu formveränderlichen Flügelquerschnitten basierend auf multi-stabilen Strukturen | [198] | Projektarbeit |
| André von Pinkowski | Literaturrecherche und Konzeptentwicklung zum Thema aktiv morphende Flügelstrukturen | [199] | Großer Beleg |
| Max Buchberger | Entwicklung und Bewertung von Aktuatorkonzepten für aktiv formveränderliche Flügel | [200] | Großer Beleg |
| Antonia Rahn | Untersuchung der Realisierbarkeit und des Potentials eines Konzepts formveränderlicher Flügel basierend auf rotierenden Wellen zur Aktuierung | [201] | Großer Beleg |
| Marcus Gödicke | Entwicklung und Analyse von Methoden zur Geometrieparametrisierung von Flügelprofilen | [202] | Großer Beleg |
| Wolfgang Siehl | Numerische Optimierung der inneren Struktur eines Flügelprofils zur Formänderung mittels Linearaktuatoren | [203] | Großer Beleg |
| Felix Osterthun | Untersuchung der Realisierbarkeit formveränderlicher Flügelprofile basierend auf volumenändernden Aktuatoren | [204] | Großer Beleg |
| Nicolai Marißen | Konzeptstudie eines formveränderlichen Flügelprofils basierend auf konventionellen Aktuatortechnologien | [205] | Großer Beleg |
| Montadhar Guesmi | Validierung der Profilpolarenberechnung mittels 2D-Panelprogrammen durch systematischen Vergleich mit Methoden höherer Ordnung | [206] | Großer Beleg |

| | | | |
|--------------------|---|-------|-----------------|
| Robert Kirschberg | Entwicklung einer Methodik zur Bestimmung aerodynamischer Lastfälle für formveränderliche Flügel | [207] | Großer Beleg |
| Dennis Heuse | Analyse der Parametrisierung von zweidimensionalen Strukturen durch Lindenmayer-Zellsysteme zur Topologieoptimierung | [208] | Großer Beleg |
| Dennis Krause | Entwicklung einer Methode zur Prognose zukünftiger Technologieentwicklungen | [100] | Studienarbeit |
| Junwen Zhang | Systematischer Vergleich von linearen und nichtlinearen FE-Analysen von Flügelverformungen am Beispiel einer generischen Flügelstruktur | [209] | Studienarbeit |
| Shanlin Ma | Parameterstudie signifikanter Einflussgrößen bei aerodynamischen Profilloptimierungen | [210] | Bachelor-Arbeit |
| Fabiano Knaute | Validierung eines 3D-Panelprogramms durch systematischen Vergleich mit Methoden höherer Ordnung | [211] | Bachelor-Arbeit |
| Lucienne Wiedemann | Entwicklung und Bewertung von Konzepten aktiv formveränderlicher Flügelstrukturen | [212] | Diplomarbeit |
| Chen Xu | Entwicklung eines automatisierten Validierungsverfahrens für ein 3D-Panelprogramm | [213] | Diplomarbeit |
| Dennis Krause | Entwicklung und Analyse von Konzepten zur Untersuchung des Potentials aktiv formveränderlicher Flügel unter Verwendung einfacher Methoden | [214] | Diplomarbeit |
| Marcus Gödicke | Umsetzung und Analyse von Level-Set Methoden für die Topologieoptimierung zweidimensionaler Strukturen | [215] | Diplomarbeit |
| Stefan Hofmann | Systematische Analyse und Vergleich von Parametrisierungsmethoden für zweidimensionale Strukturen | [216] | Diplomarbeit |
| Wolfgang Siehl | Validierung einer Methode zur iterativen Fluid-Struktur-Kopplung durch den systematischen Vergleich mit alternativen Lösern | [176] | Diplomarbeit |
| Anke Niehus | Konzeptentwicklung eines formveränderlichen Flügelprofils basierend auf Linearaktuatoren auf Grundlage eines parametrisierten FE-Modells | [217] | Diplomarbeit |

II.2 Wichtigste Positionen des zahlenmäßigen Nachweises

Die beantragten Mittel wurden gemäß der Planung erfolgreich eingesetzt und für folgende Positionen verwendet.

Personalmittel

Es wurden planmäßig wissenschaftliche Mitarbeiter im Rahmen des Vorhabens finanziert. Um die anfänglich entstandenen Verzögerungen aufzuholen, wurden unabhängig bearbeitbare Teile des Vorhabens vorgezogen. Darüber hinaus erfolgte in der ersten Jahreshälfte 2019 die Einstellung eines zusätzlichen wissenschaftlichen Mitarbeiters zur Parallelisierung der Arbeiten. Weiterhin erfolgte die planmäßige Finanzierung studentischer Hilfskräfte.

Verbrauchsmaterial

Entsprechend der Antragsstellung erfolgte die Beschaffung der notwendigen Softwarelizenzen für kommerzielle Compiler zur Umsetzung der numerischen Optimierungs- und Analysemethoden. Darüber hinaus erfolgte eine Nutzung der Mittel für Verbrauchsmaterialien für die Abhaltung des Abschlussworkshops. Die dabei wesentlichen Kostenpunkte umfassten die Raummiete eines geeigneten Vortragsraumes sowie die Beschaffung von Informations- und Verbrauchsmaterialien wie Roll-Up Poster und Namensschilder. Weiterhin wurden Verbrauchsmaterialien zum Bau eines Tischdemonstrators im Rahmen eines studentischen Projekts, zur Gewährleistung der Einbindung des Forschungsvorhabens in die akademische Lehre, beschafft.

Reisekosten

Die Reisekosten wurden für regelmäßige vor Ort Treffen mit dem Projektpartner, dem Institut für Flugzeugbau und Leichtbau der Technischen Universität Braunschweig, sowie des Besuchs des ersten Expertenworkshops in Braunschweig eingesetzt. Weiterhin erfolgte die Finanzierung der Teilnahme an nationalen und internationalen Fachkonferenzen zur Vorstellung von Teilergebnissen des Vorhabens.

II.3 Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit

Im Rahmen des Verbundprojekts HyMoWi wurden im Teilvorhaben VAH Konzepte und Forschungsprognosen zu aktiv formveränderlichen Flügeln erarbeitet und, gemeinsam mit dem Verbundpartner, in das Konzept eines hybrid formveränderlichen Flügels integriert. Formveränderliche Flügel bieten ein vielversprechendes Potential zur Steigerung der Leistungsfähigkeit und der Effizienz zukünftiger Flugzeuggenerationen und können damit einen wesentlichen Beitrag zum zukünftigen ökoeffizienten Fliegen liefern. Das Verbundprojekt HyMoWi liefert wesentliche Anregungen für zukünftige Forschungsvorhaben für die perspektivische Umsetzung hybrid formveränderlicher Flügel mit dem Zeithorizont des Jahres 2050.

Zunächst erfolgte eine umfassende Literaturrecherche zur Ermittlung des aktuellen Stands aktiv formveränderlicher Flügel und der dafür notwendigen Basistechnologien. Um die technologische Entwicklung hin zum Zeithorizont 2050 abschätzen zu können, wurde eine Technologieprognose auf Basis von Patentmetadaten durchgeführt, die eine qualitative Abschätzung der zu erwartenden technologischen Entwicklungen lieferte. Auf

diese Weise konnten sowohl der aktuelle Stand der Forschung als auch der Entwicklungshorizont 2050 ermittelt werden.

Anschließend erfolgte die systematische Erarbeitung von Konzepten aktiv formveränderlicher Flügel auf Basis eines morphologischen Kastens. Bedingt durch die hohe Komplexität und den multidisziplinären Charakter des Entwurfsproblems, war die Entwicklung einer Methodik zur multidisziplinären Optimierung und Analyse aktiv formveränderlicher Flügel notwendig. Diese bildete die Grundlage für die anschließenden Untersuchungen.

Umfangreiche Sensitivitätsstudien und Analyserechnungen, basierend auf der entwickelten multidisziplinären Optimierungsmethode, lieferten wesentliche Aussagen bezüglich des Potentials und der notwendigen technologischen Grundlagen aktiv formveränderlicher Flügel.

Eine Erweiterung der multidisziplinären Optimierungsmethode zur vereinfachten Abbildung wesentlicher Eigenschaften des durch den Verbundpartner entwickelten Konzepts eines passiv formveränderlichen Flügels, erlaubte die Durchführung von Analysen eines hybrid formveränderlichen Flügels. Dieser nutzt aktive Formänderungen zur Widerstandsreduktion über ein breites Spektrum an Flugrandbedingungen und passive Formänderungen zur Lastabminderung, beispielsweise beim Durchfliegen von Böenfeldern.

Der abschließende Abgleich der technologischen Anforderungen formveränderlicher Flügel mit dem Stand der Technik sowie der Technologieprognose erlaubte die Ableitung fundierter Aussagen zu notwendigen Forschungsintensivierungen im Hinblick auf die Umsetzung energieeffizienter formveränderlicher Flügel.

Zur Ausführung der Arbeiten war das Institut für Luft- und Raumfahrttechnik der Technischen Universität Dresden als öffentliche Einrichtung auf die finanzielle Zuwendung angewiesen. Für die beantragten und aufgeführten Kosten standen keine ausreichenden Haushaltsmittel zur Verfügung, sodass die Förderung des Eigenvorhabens im beantragten Umfang notwendig war. Die benötigten finanziellen Mittel wurden, entsprechend dem Vorhabenumfang, angemessen für den Erkenntnisgewinn verwendet.

II.4 Voraussichtlicher Nutzen, insbesondere der Verwertbarkeit des Ergebnisses im Sinne des fortgeschriebenen Verwertungsplans

Im Rahmen des Vorhabens wurden wesentliche Erkenntnisse bezüglich des Potentials aktiv und hybrid formveränderlicher Flügel gewonnen. Hierfür erfolgte innerhalb des Vorhabens die Entwicklung und Anwendung entsprechender Software und Methoden. Aus den gewonnenen Erkenntnissen wurden Forschungshinweise abgeleitet, die sowohl für die Forschung als auch die Industrie von Nutzen für die Ableitung zukünftiger Forschungs- und Entwicklungsvorhaben ist.

Vertretern aus der Industrie und Forschung wurden hierfür die Ergebnisse des Verbundprojekts im Rahmen eines Abschlussworkshops vorgestellt. Weiterhin wurde die entwickelte Optimierungsmethode und Teilergebnisse des Vorhabens einem breiten Fachpublikum im Rahmen der Fachkonferenzen ECCM 6-ECFD 7 (2018, Glasgow, UK) und dem Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress 2019 (2019, Darmstadt) vorgestellt. Des Weiteren sind wesentliche Teilergebnisse des Vorhabens der Öffentlichkeit in Form eines Fachartikels in der Fachzeitschrift *Structural and Multidisciplinary Optimization* [196] zugänglich gemacht worden.

Darüber hinaus konnten sich Nachwuchswissenschaftler im Rahmen der Bearbeitung des Vorhabens weiterbilden und Erkenntnisse in Promotionsvorhaben einfließen lassen. Somit stehen später Nachwuchswissenschaftler mit den erworbenen Kenntnissen und Fähigkeiten der Industrie als hochqualifizierte Fachkräfte zur Verfügung. In der universitären Lehre erfolgte im Rahmen des Vorhabens weiterhin die Bearbeitung von 14 Studien- und 9 Abschlussarbeiten, in denen Studierende der Luft- und Raumfahrttechnik der Technischen Universität Dresden erste Erfahrungen im Bereich der wissenschaftlichen Forschung gewinnen konnten. Weiterhin konnten Studierende als Studentische Hilfskräfte Einblicke in aktuelle Forschungsthemen gewinnen und, im Rahmen eines Studentischen Projekts, bei der Entwicklung und Umsetzung eines Funktionsdemonstrators theoretische sowie praktische Erfahrungen in einem breitgefächerten Themenspektrum sammeln.

II.5 Während der Durchführung des Vorhabens dem ZE bekannt gewordene Fortschritte auf dem Gebiet des Vorhabens bei anderen Stellen

Die Vielzahl internationaler Forschungstätigkeiten und das breite Spektrum des Forschungsgebiets formveränderlicher Flügel bewirken die stetige Veröffentlichung neuer Forschungsergebnisse. Auf wesentliche Publikationen, die innerhalb der Laufzeit des Vorhabens bekannt wurden, wird im Folgenden kurz eingegangen.

Im Jahr 2016 erfolgte die Veröffentlichung des finalen Berichtbandes zu dem EU-geförderten Verbundprojekt SARISTU (Smart Intelligent Aircraft Structures) [218]. Im Rahmen von SARISTU wurde die Machbarkeit der Integration intelligenter Strukturen in traditionelle Flugzeugentwürfe untersucht, wobei die Entwicklung einer aktiv formveränderlichen Flügelvorderkante und eines aktiv formveränderlichen Winglets erfolgte [218].

Im Jahr 2017 ist die Veröffentlichung des Buches „Morphing Wing Technologies: Large Commercial Aircraft and Civil Helicopters“ [219] zu nennen. Das Buch stellt eine Zusammenfassung von Forschungsbeiträgen diverser Autoren im Bereich formveränderlicher Flügel dar und ist damit die erste umfassende Monographie in diesem Fachgebiet.

Für das Jahr 2018 sind beispielhaft zu nennen: Windkanalversuche zu existierenden Morphing-Konzepten [220], eine Übersicht existierender Methoden zur Modellierung und Analyse formveränderlicher Flügel [221], die Entwicklung einer formveränderlichen Flügelvorderkante für ein propellergetriebenes Regionalverkehrsflugzeug [222] und aeroelastische Untersuchungen eines Flügels mit spannweitiger Formänderung [223].

Beispielhaft für das Berichtsjahr 2019 zu nennen sind Publikationen zu aerodynamischen Optimierungen formveränderlicher Flügel [224], der Auswirkung formveränderlicher Hinterkanten auf den Treibstoffverbrauch eines Verkehrsflugzeugs [225], der Steifigkeitsoptimierung der Flügelhaut einer formveränderlichen Flügelnase [226], Konzepten segmentierter Flügelhäute [227], kinematischer Mechanismen spannweitig formveränderlicher Flügel [228], experimentelle Versuche zu formveränderlichen Flügelvorderkanten [229] sowie der Optimierung verteilter Piezoaktuatoren in aktiv formveränderlichen Flügeln [230].

Das Alleinstellungsmerkmal des Verbundprojekts HyMoWi liegt in der Kombination aktiver und passiver Formänderungskonzepte zu einem hybriden formveränderlichen Flügel unter Berücksichtigung des Ausblicks auf das Jahr 2050 sowie der Generierung von Entwicklungsprognosen diesbezüglich. Keine der genannten Publikationen beschreibt ent-

sprechende Ergebnisse. Somit sind die bekannt gewordenen Veröffentlichungen klar von den verfolgten Zielen des Vorhabens abgegrenzt.

II.6 Erfolgte und geplante Veröffentlichung des Ergebnisses

Erfolgte Veröffentlichungen

Artikel in Fachzeitschriften (Peer-reviewed)

- Dextl, F.; Hauffe, A.; Wolf, K.: „Multidisciplinary multi-objective design optimization of an active morphing wing section“, *Structural and Multidisciplinary Optimization*, doi: 10.1007/s00158-020-02613-4, 2020.

Konferenzbeiträge

- Dextl, F.; Hauffe, A.; Wolf, K.: „Multi-objective optimization of a morphing aerofoil's active internal structure“, *6th European Conference on Computational Mechanics (ECCM 6) 7th European Conference on Computational Fluid Dynamics (ECFD 7)*, Glasgow, UK, 2018.
- Dextl, F.; Hauffe, A.; Wolf, K.: „Multidisziplinäre Mehrzieloptimierung eines aktiv formveränderlichen Flügelprofils zur Widerstandsminimierung“, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2019*, Darmstadt, 2019.

Geplante Veröffentlichungen

Konferenzbeiträge (Beitrag angenommen)

- Dextl, F.; Hauffe, A.; Wolf, K.: „Aero-Strukturelle Mehrzieloptimierung der adaptiven Innenstruktur eines aktiv-formveränderlichen Flügelprofils zur Widerstandsminimierung“, *14. Fachtagung Baustatik – Baupraxis*, Stuttgart, 2020.

Anmerkung: Die 14. Fachtagung Baustatik – Baupraxis war ursprünglich im März 2020 angesetzt, musste jedoch aufgrund der Auswirkungen der COVID-19 Pandemie (Coronavirus SARS-CoV-2) verschoben werden. Zum Stand des vorliegenden Abschlussberichts ist der Alternativtermin im März 2021 vorgesehen.

- Dextl, F.; Hauffe, A.; Wolf, K.: „Comparison of parameterization methods for the multidisciplinary optimization of a morphing wing section's active internal structure“, *14th World Congress in Computational Mechanics (WCCM)*, Paris, Frankreich, 2020.

Anmerkung: Die Konferenz 14th World Congress in Computational Mechanics war ursprünglich im Juli 2020 angesetzt, musste jedoch aufgrund der Auswirkungen der COVID-19 Pandemie (Coronavirus SARS-CoV-2) ausgesetzt werden. Zum Stand des vorliegenden Abschlussberichts war noch kein Alternativtermin bekannt.

Konferenzbeiträge (Beitrag eingereicht)

- Haupt, M.; Dextl, F.; Ko, S.; Hauffe, A.; Strobach, C.; Friedmann, F.; Horst, P.; Wolf, K.; Markmiller, J.: „Active, passive and hybrid morphing of wings“, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2020*, Aachen, 2020.

III. Abbildungs- und Tabellenverzeichnis

Abbildungsverzeichnis

| | |
|---|----|
| Abbildung 1: Klassifikation der Morphing-Konzepte, nach [4]. | 9 |
| Abbildung 2: Flügelquerschnitt des MLW-Konzepts, nach [7]. | 10 |
| Abbildung 3: Prinzip der Biegezeile, nach [12]. | 11 |
| Abbildung 4: Prinzip eines 2-dimensionalen Mechanismus, nach [14]. | 11 |
| Abbildung 5: Piezoelektrisches bimorphes Prinzip, nach [15]. | 12 |
| Abbildung 6: Prinzip des Piezo-Biegers [18]. | 13 |
| Abbildung 7: Konzept des ADAR-Flügels [25]. | 14 |
| Abbildung 8: Mögliche Konfigurationen für das (A) Variform Konzept und (B) aufblasbare Flügelkonzept [26, 27]. | 14 |
| Abbildung 9: DARPA Eccentuator Konzept [10]. | 15 |
| Abbildung 10: Prinzip der Fachwerkstruktur, nach [29]. | 15 |
| Abbildung 11: Prinzip des HECS Konzeptes [30]. | 16 |
| Abbildung 12: Überblick der HyMoWi Konzepte. | 18 |
| Abbildung 13: Ablaufplan zur Erarbeitung eines hybrid formveränderlichen Flügelkonzepts und zugehörige Arbeitspakete (AP) des Teilvorhabens VAH. | 21 |
| Abbildung 14: Abhängigkeit des induzierten und parasitären Widerstands von der Geschwindigkeit bei einer Höhe $H = 10$ km. | 27 |
| Abbildung 15: Zusammensetzung des Widerstands eines Verkehrsflugzeugs im Reiseflug (Stand 2002), nach [48]. | 27 |
| Abbildung 16: Relative Startstrecke $s_{TO}/s_{TO,ref}$ in Abhängigkeit verschiedener aerodynamischer und geometrischer Parameter für ein Beispielflugzeug. | 31 |
| Abbildung 17: Relative Startleistung $PWR_S/PWR_{S,ref}$ für eine gegebene Startstrecke in Abhängigkeit verschiedener aerodynamischer und geometrischer Parameter. | 32 |
| Abbildung 18: Relative Leistung $PWR_{CG}/PWR_{CG,ref}$ für einen gegebenen Steigwinkel in Abhängigkeit verschiedener aerodynamischer und geometrischer Parameter. | 32 |
| Abbildung 19: Relative Leistung $PWR_C/PWR_{C,ref}$ im Reiseflug bei $Ma = 0,7$ über verschiedenen aerodynamischen und geometrischen Parametern für das Beispielflugzeug. | 33 |
| Abbildung 20: Relative Leistung $PWR_C/PWR_{C,ref}$ im Reiseflug bei $Ma = 0,85$ über verschiedenen aerodynamischen und geometrischen Parametern für das Beispielflugzeug. | 33 |
| Abbildung 21: Relative kritische Mach-Zahl $Ma_{DD}/Ma_{DD,ref}$ in Abhängigkeit von geometrischen und aerodynamischen Parametern. | 34 |
| Abbildung 22: Relative Landestrecke $s_L/s_{L,ref}$ über verschiedenen aerodynamischen und geometrischen Parametern für das Beispielflugzeug. | 34 |
| Abbildung 23: Zusammensetzung der weltweiten Verkehrsflugzeugflotte von 1960 bis 2004, unterteilt in Regional-, Standardrumpf- und Großraumflugzeuge, nach [53]. | 36 |
| Abbildung 24: Übersicht verschiedener Flugzeugkonfigurationen. | 37 |
| Abbildung 25: 3D-Darstellung der Referenzkonfiguration basierend auf dem Entwurf NASA SUGAR High 765-095-RevD. | 38 |
| Abbildung 26: Bemaßung des Flügels des Referenzflugzeugs. | 39 |
| Abbildung 27: Hochgeschwindigkeits-Laminarprofil HSNLF(1)-0213. | 39 |
| Abbildung 28: Dreiseitenansicht der NASA/Boeing SUGAR Phase I 765-095, aus [55]. | 41 |

| | |
|--|----|
| Abbildung 29: Demonstrator „V1plus“ von COMAC im Flugtest als 1:10 Modell eines Strut Braced Wing Verkehrsflugzeugs, aus [60]..... | 42 |
| Abbildung 30: Prognostiziertes Missionsprofil für das Jahr 2030, aus [55]. | 43 |
| Abbildung 31: Prozentualer Anteil der Aktuatortechnologien an bekannten Morphingkonzepten, basierend auf [9]..... | 45 |
| Abbildung 32: Systematische Übersicht unkonventioneller Aktuatortechnologien..... | 47 |
| Abbildung 33: Systematische Übersicht konventioneller Aktuatortechnologien. | 48 |
| Abbildung 34: Übersicht elektrischer Energiespeichertechnologien..... | 49 |
| Abbildung 35: Grafische Darstellung des Regressionsmodells 31. | 63 |
| Abbildung 36: Prognose der Leistungsdaten von Aktuatortechnologien. | 64 |
| Abbildung 37: Prognose der Leistungsdaten von Energiespeichertechnologien. | 65 |
| Abbildung 38: Vergleichsprognose der Leistungsdaten von Piezoaktuatoren, basierend auf den Daten aus [100]. | 65 |
| Abbildung 39: Wellenkonzept als beispielhafte Anwendung des morphologischen Kastens..... | 69 |
| Abbildung 40: Vorgehen zur Konzepterstellung mittels ingenieurstechnischer Überlegungen..... | 78 |
| Abbildung 41: Konzept eines formveränderlichen Flügelprofils mittels kinematischer Linearführung. | 79 |
| Abbildung 42: Konzept eines formveränderlichen Flügelprofils mittels kinematischem Hebel. | 79 |
| Abbildung 43: Konzept eines formveränderlichen Flügelprofils mittels gelenkigem Steg. | 80 |
| Abbildung 44: Konzept eines formveränderlichen Flügelprofils mittels Bogenelement. . | 81 |
| Abbildung 45: Konzept eines formveränderlichen Flügelprofils mittels adaptivem Fachwerk..... | 81 |
| Abbildung 46: Konzept eines formveränderlichen Flügelprofils mittels Volumenänderung. | 82 |
| Abbildung 47: Prinzip der Nutzung Evolutionärer Algorithmen zur Optimierung in GEOpS ² | 84 |
| Abbildung 48: Paralleler Einsatz verschiedener Evolutionärer Algorithmen in GEOpS ² ... | 85 |
| Abbildung 49: Schematischer Ablauf der aerodynamischen Profilloptimierung..... | 86 |
| Abbildung 50: Geometrieparameter für Bézier-PARSEC-Parametrisierung, aus [138]..... | 87 |
| Abbildung 51: Repräsentation der NACA2412-Profilkontur durch die Bézier-PARSEC Profilparametrisierung. | 89 |
| Abbildung 52: NACA 2412-Profil, diskretisiert in Vorbereitung auf die POD-Zerlegung bekannter Flügelprofile. | 90 |
| Abbildung 53: POD-Mode 1 zur Profilparametrisierung..... | 92 |
| Abbildung 54: POD-Mode 2 zur Profilparametrisierung..... | 92 |
| Abbildung 55: POD-Mode 3 zur Profilparametrisierung..... | 92 |
| Abbildung 56: POD-Mode 4 zur Profilparametrisierung..... | 92 |
| Abbildung 57: POD-Mode 5 zur Profilparametrisierung..... | 93 |
| Abbildung 58: POD-Mode 6 zur Profilparametrisierung..... | 93 |
| Abbildung 59: Profilpolaren des Ergebnisses der Profilloptimierung für $Re = 5 \cdot 10^6$, $Ma = 0,5$ unter Einbeziehung der konvexen Hülle..... | 99 |
| Abbildung 60: Vergleich der konvexen Hülle der Profilpolaren der optimierten Profilkonturen mit NLF(1)-0115 als Vergleichsprofil..... | 99 |

| | |
|--|-----|
| Abbildung 61: Vergleich der konvexen Hülle der Profilpolaren der optimierten Profilkonturen mit NACA 2412 als Vergleichsprofil. | 99 |
| Abbildung 62: Vernetzungsgebiet um die Profilkontur in ANSYS DesignModeler. | 101 |
| Abbildung 63: Vernetzung des Fluidgebietes um die Profilkontur in ANSYS Meshing. .. | 101 |
| Abbildung 64: Vergleich der Druckkoeffizienten entlang der Profilsehne bei Berechnung mit FLUENT und Xfoil. | 103 |
| Abbildung 65: Verwendung von Voronoi-Diagrammen zur Parametrisierung der passiven Struktur eines Flügelprofils, aus [150]. | 104 |
| Abbildung 66: Verwendung von Lindenmayer-Zellsystemen zur Parametrisierung der passiven Struktur eines Flügelkastens, aus [153]. | 105 |
| Abbildung 67: Beispiel der Umsetzung von Voronoi-Diagrammen im Modellgenerator WingModeller. | 105 |
| Abbildung 68: Exemplarische Darstellung von sechs Zellteilungsschritten einer viereckigen Ausgangszelle des Lindenmayer-Zellsystems. | 106 |
| Abbildung 69: Umsetzung von Lindenmayer-Zellsystemen zur Strukturdiskretisierung im Modellgenerator WingModeller. | 107 |
| Abbildung 70: Krafrandbedingungen der Testrechnung zur Steifigkeitsoptimierung mittels Lindenmayer-Zellen. | 108 |
| Abbildung 71: Steifigkeitsoptimierung als Testrechnung zur Strukturparametrisierung mittels Lindenmayer-Zellen. | 109 |
| Abbildung 72: Definition eines Bereichs fester Einspannung bei Zellsystemen. Oben: ursprüngliches Zellsystem; unten: Zellsystem mit ausgeschnittenem Bereich fester Einspannung (grün). | 110 |
| Abbildung 73: Mapping des Lindenmayer-Zellsystems von einem gleichseitigen Dreieck (links) auf die Profilkontur (rechts) unter Definition eines gemeinsamen Startpunkts (rot). | 111 |
| Abbildung 74: Laufkoordinate s entlang des Flügelprofils. | 111 |
| Abbildung 75: Beispielhafte Darstellung eines Profils mit innerer Struktur, die eine sehr dünne Hinterkante bei Aktuierung erzeugt. | 113 |
| Abbildung 76: Ablauf der zweistufigen Optimierung von Grundstruktur und Aktuatorbelegung. | 114 |
| Abbildung 77: Beispiel einer resultierenden inneren Struktur bei Optimierung mittels SLSQP, unverformter Zustand. | 115 |
| Abbildung 78: Ausgangs- und Zielkontur für die Optimierung der inneren Struktur mittels SLSQP. | 115 |
| Abbildung 79: Beispiel einer resultierenden inneren Struktur bei Optimierung mittels SLSQP, verformter Zustand. | 115 |
| Abbildung 80: Beispielhafte Darstellung der Platzierung aktiver Bereiche in Form von Wärmeausdehnungskoeffizienten α auf einer Grundstruktur aus Lindenmayer-Zellen. | 115 |
| Abbildung 81: Darstellung der Level-Set-Komponenten, nach [169]. | 116 |
| Abbildung 82: Prinzipskizze der Fluid-Struktur-Kopplung. | 117 |
| Abbildung 83: Erste Implementierung der aero-strukturellen Optimierung einer aktiven Profilstruktur. | 118 |
| Abbildung 84: Modifizierte Implementierung der aero-strukturellen Optimierung einer aktiven Profilstruktur. | 119 |

| | |
|---|-----|
| Abbildung 85: Zuordnung der Drücke von den Elementen des Fluidnetzes e_F auf die Knoten des Strukturnetzes k_S . | 120 |
| Abbildung 86: Zuordnung der Verschiebungen von den Knoten des Strukturnetzes k_S auf die Knoten des Fluidnetzes k_F . | 121 |
| Abbildung 87: Elliptischer Flügel mit NACA0012-Profil nach [173]. | 122 |
| Abbildung 88: Vergleich der Druckverteilungen am verformten Rechteckflügel, berechnet in ANSYS Mechanical/Fluent (oben) und FiPPS ² /APAME (unten), jeweils mit feiner Struktur- und Fluidvernetzung, aus [176]. | 125 |
| Abbildung 89: Prinzipdarstellung der Strukturparametrisierung durch Level-Set Funktionen. | 126 |
| Abbildung 90: Beispielhafte Darstellung der Level-Set Funktion $f_{LS}(x, y)$ mit Gauss'schen Basisfunktionen. | 127 |
| Abbildung 91: Beispielhaft Darstellung der Level-Set Funktion $f_{LS}(x, y)$, beschränkt auf das umschreibende Rechteck eines Flügelprofils. | 128 |
| Abbildung 92: Testbeispiel des Michell-Balkens für Level-Set Topologieoptimierung. | 128 |
| Abbildung 93: Ergebnis der Level-Set Optimierung von Guirguis und Aly als Vergleichsstruktur, aus [177]. | 129 |
| Abbildung 94: Darstellung der Ergebnisse der Beispielloptimierung des Michell-Balkens mittels Level-Set Parametrisierung. | 130 |
| Abbildung 95: Beispiel eines linearen Graphen mit sieben Punkten und acht linearen Segmenten. | 131 |
| Abbildung 96: Darstellung der Ergebnisse der Beispielloptimierung des Michell-Balkens mittels der Parametrisierung durch die Bijektive Graphbeschreibung. | 133 |
| Abbildung 97: Einbeziehung der Flügelhaut in die Definition aktiver Bereiche durch Moving Morphable Components. | 137 |
| Abbildung 98: Konzept des hybrid morphenden Flügels, bestehend aus passiv formveränderlichem Flügelholm (rot) und aktiv formveränderlicher Rippenstruktur (blau). | 139 |
| Abbildung 99: Prinzipdarstellung zur Integration bistabiler Strukturelemente in das Konzept des aktiv formveränderlichen Flügels. | 140 |
| Abbildung 100: Optimierungsablauf für hybrid morphender Flügelentwürfe durch Steifigkeitsoptimierung der Innenstruktursegmente. | 141 |
| Abbildung 101: Darstellung der Individuen der 8159. Generation der Beispielrechnung zur aero-strukturellen Optimierung, σ_{cw} nicht dargestellt. | 144 |
| Abbildung 102: Darstellung der Individuen der 8159. Generation der Beispielrechnung zur aero-strukturellen Optimierung mit Markierung des dargestellten Beispielergebnisses, σ_{cw} nicht dargestellt. | 144 |
| Abbildung 103: Temperaturlasten des Beispielergebnisses der aero-strukturellen Optimierung im unverformten Zustand. | 145 |
| Abbildung 104: Balkendurchmesser des Beispielergebnisses der aero-strukturellen Optimierung im unverformten Zustand. | 145 |
| Abbildung 105: Gesamtverschiebung des Beispielergebnisses der aero-strukturellen Optimierung im verformten Zustand. | 146 |
| Abbildung 106: Grundstruktur zur Optimierung der inneren Struktur eines Flügelprofils, aus [186]. | 146 |
| Abbildung 107: Dichteverteilung der unverformten inneren Struktur eines Flügelprofils bei Vorgabe der Aktuatorpositionen, aus [186]. | 146 |

| | |
|---|-----|
| Abbildung 108: Verformte innere Struktur eines Flügelprofils bei Vorgabe der Aktuatorpositionen mit Druckverteilung, aus [186]. | 147 |
| Abbildung 109: Dichteverteilung der unverformten inneren Struktur eines Flügelprofils ohne Vorgabe der Aktuatorpositionen, aus [186]. | 147 |
| Abbildung 110: Verformte innere Struktur eines Flügelprofils ohne Vorgabe der Aktuatorpositionen mit Druckverteilung, aus [186]. | 147 |
| Abbildung 111: Vereinfachtes Missionsprofil mit drei ausgezeichneten Flugzuständen i für Optimierungsrechnungen. | 148 |
| Abbildung 112: Vorgabe einer festen Holmposition in Form eines Bereichs fester Einspannung. | 149 |
| Abbildung 113: Pareto-Front der Optimierung (Rang 1) mit Lindenmayer-Zellsystemen mit Darstellung ausgewählter Individuen, projiziert auf zwei Zielfunktionswerte m und C_w . | 150 |
| Abbildung 114: Profilpolaren ausgewählter Individuen der Optimierung mit Lindenmayer-Zellsystemen im Vergleich zu dem unverformten Profil. | 151 |
| Abbildung 115: Details des Individuums 1 der Optimierung mit Lindenmayer-Zellsystemen. | 154 |
| Abbildung 116: Details des Individuums 2 der Optimierung mit Lindenmayer-Zellsystemen. | 154 |
| Abbildung 117: Details des Individuums 3 der Optimierung mit Lindenmayer-Zellsystemen. | 155 |
| Abbildung 118: Details des Individuums 4 der Optimierung mit Lindenmayer-Zellsystemen. | 155 |
| Abbildung 119: Pareto-Front der Optimierung (Rang 1) mit Voronoi-Diagrammen mit Darstellung ausgewählter Individuen, projiziert auf zwei Zielfunktionswerte m und C_w . | 156 |
| Abbildung 120: Details des Individuums 1 der Optimierung mit Voronoi-Diagrammen. | 158 |
| Abbildung 121: Details des Individuums 2 der Optimierung mit Voronoi-Diagrammen. | 158 |
| Abbildung 122: Details des Individuums 3 der Optimierung mit Voronoi-Diagrammen. | 159 |
| Abbildung 123: Details des Individuums 4 der Optimierung mit Voronoi-Diagrammen. | 159 |
| Abbildung 124: Pareto-Front der Optimierung (Rang 1) mit Bijektiver Graphbeschreibung mit Darstellung ausgewählter Individuen, projiziert auf zwei Zielfunktionswerte m und C_w . | 160 |
| Abbildung 125: Details des Individuums 1 der Optimierung mit Bijektiver Graphbeschreibung. | 162 |
| Abbildung 126: Details des Individuums 2 der Optimierung mit Bijektiver Graphbeschreibung. | 162 |
| Abbildung 127: Details des Individuums 3 der Optimierung mit Bijektiver Graphbeschreibung. | 163 |
| Abbildung 128: Details des Individuums 4 der Optimierung mit Bijektiver Graphbeschreibung. | 163 |

| | |
|--|-----|
| Abbildung 129: Vergleich der Pareto-Fronten (Rang 1) der Optimierung mit Parametrisierung durch Lindenmayer-Zellsysteme, Voronoi-Diagramme und Bijektive Graphbeschreibung, projiziert auf zwei Zielfunktionswerte m und C_w | 164 |
| Abbildung 130: Aktiv formveränderliche Flügelstruktur spannweitig ausgetragen..... | 165 |
| Abbildung 131: Gesamtverformung des spannweitig ausgetragenen aktiv formveränderlichen Flügels für die drei Flugzustände ohne aerodynamische Lasten... | 166 |
| Abbildung 132: Verschiebung einer Schnittlinie bei 20% der Flügeltiefe über der spannweitigen y -Koordinate des dreidimensionalen Modells ohne aerodynamische Lasten..... | 166 |
| Abbildung 133: Gesamtverformung des spannweitig ausgetragenen aktiv formveränderlichen Flügels für den Flugzustand $i = 3$ mit aerodynamischen Lasten... | 167 |
| Abbildung 134: Vergleich der Verformung der Flügelwurzel ($y = 0$) des dreidimensionalen Modells (farbig) mit der des zweidimensionalen Modells (schwarz) für den Flugzustand $i = 3$ | 167 |
| Abbildung 135: Dehnungsintensität an der Ober- und Unterseite des dreidimensionalen Modells für den Flugzustand $i = 3$ | 168 |
| Abbildung 136: Grundlegende Idee der Übertragung eines numerisch erzeugten Strukturentwurf (links) mittels eines Funktionsmodells (rechts) in die Realität. | 169 |
| Abbildung 137: Strukturentwurf eines aktiv formveränderlichen Flügels aus der numerischen Optimierung zur Umsetzung als Funktionsmodell. | 170 |
| Abbildung 138: Prototypische Modelle auxetischer Strukturen..... | 171 |
| Abbildung 139: 3D-gedruckte Struktur des Tischdemonstrators mit ersten eingebrachten Bowdenzügen zur Aktuierung. | 171 |
| Abbildung 140: Detailansicht eines mittels Bowdenzügen umgesetzten Aktuators des Tischdemonstrators. | 172 |
| Abbildung 141: Rückseite des Tischdemonstrators mit Servomotoren und Steuerungselektronik..... | 172 |
| Abbildung 142: Screenshot der graphischen Benutzeroberfläche zur Steuerung des Tischdemonstrators. | 172 |
| Abbildung 143: Tischdemonstrator nach Fertigstellung im unverformten Zustand (links) und aktuierten Zustand (rechts)..... | 173 |
| Abbildung 144: Strukturlayout eines aktiv formveränderlichen Flügelkonzepts als Basis für den hybrid formveränderlichen Flügel..... | 174 |
| Abbildung 145: Verformungszustände für den Ausgangszustand der Struktur des hybrid formveränderlichen Flügels. | 175 |
| Abbildung 146: Prozentuale Steifigkeitsreduktion des hybrid formveränderlichen Flügelentwurfs..... | 175 |
| Abbildung 147: Verformungszustände für den steifigkeitsreduzierten Zustand der Struktur des hybrid formveränderlichen Flügels..... | 176 |
| Abbildung 148: Darstellung des Auftriebsbeiwerts über dem Anstellwinkel mit der originalen und optimal reduzierten Struktursteifigkeit des hybrid formveränderlichen Flügels..... | 176 |
| Abbildung 149: Detailuntersuchung mit ausschließlicher Steifigkeitsreduktion des hinteren Teils der Flügellinnenstruktur (Var. B)..... | 177 |
| Abbildung 150: Detailuntersuchung mit ausschließlicher Steifigkeitsreduktion des hinteren Teils der Flügellinnenstruktur (Var. C)..... | 178 |

| | |
|---|-----|
| Abbildung 151: Vergleich des Verformungsverhaltens der drei Varianten A, B und C für den Flugzustand 1 mit $\Delta\alpha_1 = 2^\circ$ | 178 |
| Abbildung 152: Vergleich des Verformungsverhaltens der drei Varianten A, B und C für den Flugzustand 2 mit $\Delta\alpha_2 = 4^\circ$ | 178 |
| Abbildung 153: Druckverteilung (oben) und Grenzschichtdicke (unten) der verformten Struktur der Var. A für den Zustand 1 $\Delta\alpha_1 = 2^\circ$ | 180 |
| Abbildung 154: Druckverteilung (oben) und Grenzschichtdicke (unten) der verformten Struktur der Var. B für den Zustand 1 $\Delta\alpha_1 = 2^\circ$ | 180 |
| Abbildung 155: Druckverteilung (oben) und Grenzschichtdicke (unten) der verformten Struktur der Var. C für den Zustand 1 $\Delta\alpha_1 = 2^\circ$ | 181 |
| Abbildung 156: Druckverteilung (oben) und Grenzschichtdicke (unten) der verformten Struktur der Var. A für den Zustand 2 $\Delta\alpha_2 = 4^\circ$ | 181 |
| Abbildung 157: Druckverteilung (oben) und Grenzschichtdicke (unten) der verformten Struktur der Var. B für den Zustand 2 $\Delta\alpha_2 = 4^\circ$ | 182 |
| Abbildung 158: Druckverteilung (oben) und Grenzschichtdicke (unten) der verformten Struktur der Var. C für den Zustand 2 $\Delta\alpha_2 = 4^\circ$ | 182 |
| Abbildung 159: Pareto-Fronten (Widerstandsbeiwert C_W über spezifischer Masse μ) der Sensitivitätsstudie mit unterschiedlichen maximalen Aktuatordehnungen ε | 185 |
| Abbildung 160: Ausgewähltes Individuum der Optimierungsrechnung mit $ \varepsilon \leq 0,5\%$, verformt für den Flugzustand 3..... | 185 |
| Abbildung 161: Ausgewähltes Individuum der Optimierungsrechnung mit $ \varepsilon \leq 2,0\%$, verformt für den Flugzustand 3..... | 186 |
| Abbildung 162: Ausgewähltes Individuum der Optimierungsrechnung mit $ \varepsilon \leq 3,5\%$, verformt für den Flugzustand 3..... | 186 |
| Abbildung 163: Ausgewähltes Individuum der Optimierungsrechnung mit $ \varepsilon \leq 5,0\%$, verformt für den Flugzustand 3..... | 186 |
| Abbildung 164: Spezifische Aktuatorkraft f zur Aktuierung eines aktiv formveränderlichen Flügelprofils für die drei betrachteten Flugzustände..... | 187 |
| Abbildung 165: Gesamtdehnungsenergie e_s zur Aktuierung eines aktiv formveränderlichen Flügelprofils für die drei betrachteten Flugzustände..... | 189 |
| Abbildung 166: Angenommene Schubabhängigkeit des spezifischen Kraftstoffverbrauchs des gFan+ Triebwerks JP+2035GT+DF..... | 192 |
| Abbildung 167: Missionsprofil 1 für Effizienzvergleich..... | 194 |
| Abbildung 168: Missionsprofil 2 für Effizienzvergleich..... | 194 |
| Abbildung 169: Profilpolaren ausgewählter aktiv formveränderlicher Profile, basierend auf Lindenmayer-Zellsystemen, im Vergleich zu formkonstanten Flügelprofilen..... | 195 |
| Abbildung 170: Skizze einer Allzwecktechnologie für aktiv formveränderliche Flügel als Verbundmaterial mit Nutzung der Fasern als Linearaktuatoren und Energiespeicher (blau) sowie gezielt aufschmelzbarer Anbindung (rot) an das Matrixmaterial (grau) zur Steifigkeitsbeeinflussung..... | 206 |
| Abbildung 171: Räumlichkeit des zweiten HyMoWi-Expertenworkshops im Verkehrsmuseum Dresden..... | 207 |
| Abbildung 172: Vorderseite der Einladung zu dem zweiten HyMoWi-Expertenworkshop..... | 208 |
| Abbildung 173: Rückseite der Einladung zu dem zweiten HyMoWi-Expertenworkshop..... | 209 |

Tabellenverzeichnis

| | |
|---|----|
| Tabelle 1: Zeitplanung und zeitlicher Ablauf des Teilvorhabens VAH im Verbundprojekt HyMoWi. Abschlusstreffen T3 aus administrativen Gründen verlegt auf den Februar 2020. | 8 |
| Tabelle 2: Übersicht ausgewählter Patentanmeldungen bezüglich Morphing-Konzepte. | 16 |
| Tabelle 3: Vergleich des Gewichtanteils von Flügel, Steuerung sowie Hydraulik und Pneumatik verschiedener Verkehrsflugzeuge, nach [47]. | 25 |
| Tabelle 4: Technische Daten eines Beispielflugzeugs. | 26 |
| Tabelle 5: Qualitative Skizzendarstellung der Flugzeugkonfigurationen zu ausgewählten Flugzuständen | 35 |
| Tabelle 6: Wesentliche Kenngrößen des als Referenzkonfiguration betrachteten Flugzeugs NASA Sugar High 765-095-RevD. | 38 |
| Tabelle 7: Wesentliche Kenngrößen des Flügels des Referenzflugzeugs. | 39 |
| Tabelle 8: Wesentliche Kenndaten des gFan+ Triebwerks JP+2035GT+DF, nach [59] S. 158. | 40 |
| Tabelle 9: Spezifischer Kraftstoffverbrauch des gFan+ Triebwerks JP+2035GT+DF, nach [59] S. 158. | 40 |
| Tabelle 10: Übersicht derzeit bekannter Aktuatortechnologien mit typischen Kennwerten. | 50 |
| Tabelle 11: Übersicht derzeit bekannter Speichertechnologien für elektrische Energie mit typischen Kennwerten, sofern nicht anders angegeben aus [68]. | 52 |
| Tabelle 12: Technologische Kenngrößen für Aktuatoren, Flügelhautlösungen und Energiespeicher. | 53 |
| Tabelle 13: CPC-Klassen der Aktuatortechnologien. | 55 |
| Tabelle 14: CPC-Klassen der Technologien der Flügelhautmaterialien. | 56 |
| Tabelle 15: CPC-Klassen der Energiespeichertechnologien. | 56 |
| Tabelle 16: CPC-Klassen der Ausgangstechnologien aus [97]. | 56 |
| Tabelle 17: Gewonnene Daten aus Patentanalyse für Ausgangstechnologien. | 58 |
| Tabelle 18: Gewonnene Daten aus Patentanalyse für Aktuatortechnologien. | 58 |
| Tabelle 19: Gewonnene Daten aus Patentanalyse für Technologien für Flügelhautmaterialien. | 59 |
| Tabelle 20: Gewonnene Daten aus Patentanalyse für Energiespeichertechnologien. | 59 |
| Tabelle 21: Bekannte Technologieentwicklungsfaktoren k der Ausgangstechnologien, aus [97]. | 60 |
| Tabelle 22: Erstellung der Regressionsmodelle unter Einbeziehung von einer bis fünf Variablen. | 61 |
| Tabelle 23: Gütekriterien der Regressionsmodelle. | 62 |
| Tabelle 24: Prognostizierte Technologieentwicklungsfaktoren k der Aktuatortechnologien. | 62 |
| Tabelle 25: Prognostizierte Technologieentwicklungsfaktoren k der Technologien für Flügelhautmaterialien. | 63 |
| Tabelle 26: Prognostizierte Technologieentwicklungsfaktoren k der Energiespeichertechnologien. | 63 |
| Tabelle 27: Technologiekennwerte für Piezoaktuatoren, aus [100]. | 66 |
| Tabelle 28: Morphologischer Kasten für aktive Morphingkonzepte. | 70 |

| | |
|--|-----|
| Tabelle 29: Beispielhafte Anwendung des morphologischen Kastens auf ein Wellenkonzept..... | 71 |
| Tabelle 30: Konzeptübersicht zur Änderung des Flügelprofils unter Verwendung von linearen strukturintegrierten Aktuatoren. | 72 |
| Tabelle 31: Konzeptübersicht zur Änderung des Flügelprofils unter Verwendung von volumenändernden Aktuatoren..... | 72 |
| Tabelle 32: Konzeptübersicht zur Änderung des Flügelprofils unter Verwendung von konventionellen Aktuatoren. | 73 |
| Tabelle 33: Aus der Literatur bekannte Lastfälle zur Auslegung und Optimierung von Flügeln und Flugzeugkonfigurationen..... | 75 |
| Tabelle 34: Für die Lastenspezifikation definierte Lastfälle. | 77 |
| Tabelle 35: Angenommene Daten der Flugzeugkonfiguration bezüglich des Reiseflugs. | 77 |
| Tabelle 36: Vergleichszahl bei der Repräsentation verschiedener bekannter Profilgeometrien..... | 88 |
| Tabelle 37: Beispielhafte Parametrisierung von Profilkonturen mittels der POD-Zerlegung unter Verwendung von vier Parametern. | 94 |
| Tabelle 38: Ergebnis der beispielhaften Profilloptimierung mit 10 Geometrieparametern. | 97 |
| Tabelle 39: Vergleichswerte des NACA 2412 Profils zu der beispielhaften Profilloptimierung mit 10 Geometrieparametern. | 98 |
| Tabelle 40: Vergleichswerte des NLF(1)-0115 Profils zu der beispielhaften Profilloptimierung mit 10 Geometrieparametern. | 98 |
| Tabelle 41: Einstellungen des Löfers ANSYS FLUENT 18.2..... | 102 |
| Tabelle 42: Umgebungsreferenzwerte in ANSYS FLUENT. | 102 |
| Tabelle 43: Vergleich der integralen Beiwerte des optimierten Beispielprofils bei Berechnung mit Xfoil und FLUENT..... | 103 |
| Tabelle 44: Kodierungstabelle für Marker und Non-Marker des Optimierungsmodells mit Lindenmayer-Zellen. | 108 |
| Tabelle 45: Geometrische Maße des elliptischen Flügels mit NACA0012-Profil nach [173]. | 122 |
| Tabelle 46: Strömungsrandbedingungen für den Testfall des elliptischen Flügels mit NACA0012-Profil nach [173]..... | 122 |
| Tabelle 47: Vergleich der induzierten Widerstände, berechnet mit der modifizierten Version von APAME, und den analytischen Werten aus [173]..... | 123 |
| Tabelle 48: Geometrische Abmaße des Rechteckflügels mit NACA0012-Profil zur Validierung der Fluid-Struktur-Kopplung [176]. | 124 |
| Tabelle 49: Materialparameter des Rechteckflügels mit NACA0012-Profil zur Validierung der Fluid-Struktur-Kopplung [176]. | 124 |
| Tabelle 50: Relative Abweichung der Flügelspitzenverschiebung in FiPPS ² /APAME von ANSYS [176]. | 124 |
| Tabelle 51: Materialparameter für die Optimierung des Michell-Balkens mittels Level-Set Funktionen..... | 129 |
| Tabelle 52: Zielfunktionswerte der Pareto-optimalen Individuen der Beispieloptimierung des Michell-Balkens mittels Level-Set Parametrisierung..... | 130 |
| Tabelle 53: Anzahl und Wertebereiche der Optimierungsvariablen für das Optimierungsbeispiel des Michell-Balkens mittels der Bijektiven Graphbeschreibung. | 132 |

| | |
|--|-----|
| Tabelle 54: Zielfunktionswerte der Pareto-optimalen Individuen der Beispielloptimierung des Michell-Balkens mittels der Parametrisierung durch die Bijektive Graphbeschreibung. | 134 |
| Tabelle 55: Qualitativer Vergleich der umgesetzten Parametrisierungsmethoden. | 134 |
| Tabelle 56: Zielfunktionswerte des Beispielergebnisses der aero-strukturellen Optimierung. | 145 |
| Tabelle 57: Für Optimierungsbeispiele herangezogene Referenzdaten des Flugzeugs. | 148 |
| Tabelle 58: Für Optimierungsbeispiele herangezogene Flugzustände. | 149 |
| Tabelle 59: Parameter der Evolutionären Algorithmen. | 150 |
| Tabelle 60: Zielfunktionswerte ausgewählter Individuen der Optimierung mit Lindenmayer-Zellsystemen. | 150 |
| Tabelle 61: Prozentuale Änderung der aerodynamischen Beiwerte durch Steifigkeitsreduktion der drei Varianten A, B und C. | 179 |
| Tabelle 62: Wesentliche Kenngrößen der betrachteten Individuen aus der Parameterstudie bezüglich der Aktuatordehnung ε | 186 |
| Tabelle 63: Benötigte Treibstoffmassen für ausgewählte formveränderliche und formkonstante Flügelprofile bei Missionsprofil 1. | 196 |
| Tabelle 64: Benötigte Treibstoffmassen für ausgewählte formveränderliche und formkonstante Flügelprofile bei Missionsprofil 2. | 196 |
| Tabelle 65: Zusammenfassende Bewertung des heutigen technologischen Standes von Aktuatortechnologien. | 202 |
| Tabelle 66: Zusammenfassende Bewertung des heutigen technologischen Standes von Flügelhauttechnologien. | 203 |
| Tabelle 67: Zusammenfassende Bewertung des heutigen technologischen Standes von Energiespeichertechnologien. | 204 |
| Tabelle 68: Ablaufplan des zweiten HyMoWi-Expertenworkshops. | 210 |
| Tabelle 69: Übersicht projektbezogener Studien- und Abschlussarbeiten. | 213 |

IV. Literaturverzeichnis

- [1] F. Dexl, A. Hauffe und K. Wolf, „LuFo V-2 Zwischenbericht zum Vorhaben VAH als Teil des Förderverbundprojekts "HyMoWi",“ Bericht ILR-LFT / 17-06 TR, Dresden, 2017.
- [2] F. Dexl, A. Hauffe und K. Wolf, „LuFo V-2 Zwischenbericht zum Vorhaben VAH als Teil des Förderverbundprojekts "HyMoWi",“ Bericht ILR-LFT / 18-08 TR, Dresden, 2018.
- [3] F. Dexl, A. Hauffe und K. Wolf, „LuFo V-2 Zwischenbericht zum Vorhaben VAH als Teil des Förderverbundprojekts "HyMoWi",“ Bericht ILR-LFT / 19-04, Dresden, 2019.
- [4] A. Sofla, S. Meguid, K. T. Tan und W. K. Yeo, „Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges,“ *Materials and Design*, 2009.
- [5] Z. Min, V. K. Kien und J. Y. Richard, „Aircraft morphing wing concepts with radical geometry change,“ *The IES Journal Part A: Civil & Structural engineering*, 2010.
- [6] J. K. Strelec, D. C. Lagoudas, M. A. Khan und J. Yen, „Design and Implementation of a Shape Memory Alloy Actuated reconfigurable Airfoil,“ *JOURNAL OF INTELLIGENT MATERIAL SYSTEMS AND STRUCTURES*, 2003.
- [7] D. Coutu, V. Brailovski und P. terriault, „Optimized design of an active extradors structure for an experimental morphing laminar wing,“ *Aerospace science and technology*, 2010.
- [8] S. Courchesne, A. V. Popov und R. M. Botez, „New aeroelastic studies for morphing wing,“ *Incas Bulletin*, 2012.
- [9] S. Barbarino, O. Bilgen, R. M. Ajaj, M. I. Friswell und D. J. Inman, „A Review of Morphing Aircraft,“ *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, Nr. 22, pp. 823-877, 2011.
- [10] J. N. Kudva, „Overview of the DARPA Smart Wing Project,“ *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2004.
- [11] V. Brailovski, P. Terriault, T. Georges und D. Coutu, „SMA Actuators for Morphing Wings,“ *3rd International Symposium on Shape Memory Materials for Smart Systems*, 2010.
- [12] D. M. Elzey, A. Y. N. Sofla und H. N. G. Wadley, „A shape memory-based multifunctional structural actuator panel,“ *International Journal of Solids and Structures*, Bd. 42, pp. 1943-1955, 2005.
- [13] V. P. Galantai, „Design and Analysis of Morphing Wing for Unmanned Aerial Vehicles,“ *Thesis*, 2010.
- [14] H. Basaeri, A. Yousefi-Koma, M. R. Zakerzadeh und S. S. Mohtasebi, „Experimental study of a bio-inspired robotic morphing wing mechanism actuated by shape memory alloy wires,“ *Mechatronics*, 2014.
- [15] O. J. Ohanian, K. B. Kochersberger, P. A. Gelhausen und A. P. Blain, „Piezoelectric Morphing versus Servo-Actuated MAV Control Surfaces,“ *Structural Dynamics and Materials Conference*, 2012.
- [16] O. Bilgen, M. I. Friswell, K. Kocherberger und D. J. Inman, „Surface Actuated Variable-Camber and Variable-Twist Morphing Wings Using Piezocomposites,“ *Structural Dynamics and Materials Conference*, 2011.

- [17] L. Butt, O. Bilgen und W. Mason, „Wing Morphing Design Utilizing Macro Fiber Composite Smart Materials,“ *The Society of Allied Weight Engineers*, 2010.
- [18] R. Barrett, R. Vos und P. Tiso, „Morphing Wing Flight Control Via Postbuckled Precompressed Piezoelectric Actuators,“ *Journal of Aircrafts*, 2007.
- [19] J. Pinkerton und R. W. Moses, „A feasibility study to control airfoil shape using THUNDER,“ *National Aeronautics and Space Administration*, n.d..
- [20] P. Poonsong, „Design And analysis of a Multi-Section Variable Camber Wing,“ *thesis*, 2004.
- [21] A. S. Panesar und P. M. Weaver, „Optimisation of blended bistable laminates for a morphing flap,“ *Composite Structures*, 2012.
- [22] C. G. Diaconu, P. M. Weaver und F. Mattioni, „Concepts for morphing airfoil sections using bi-stable laminated composite structures,“ *Thin-Walled Structures*, 2007.
- [23] K. Yu, W. Yin, S. Sun, Y. Liu und J. Leng, „Design and analysis of morphing wing based on SMP composite,“ *International Conference on Experimental Mechanics*, 2008.
- [24] D. A. Perkins, J. L. Reed und E. Havens, „Morphing Wing Structures for Loitering Air Vehicles,“ *Structural Dynamics & Materials Conference*, 2004.
- [25] B. K. S. Woods und M. I. Friswell, „The Adaptive Aspect Ratio morphing wing: Design concept and low fidelity skin optimization,“ *Aerospace Science and Technology*, 2015.
- [26] S. E. Gano und J. E. Renaud, „Optimised Unmanned Aerial Vehicle with Wing Morphing for Extended Range and Endurance,“ *Symposium and Exhibit on Multidisciplinary Analysis and Optimization*, 2002.
- [27] D. Cadogan, T. Smith, F. Uhelsky und M. MacKusick, „Morphing Inflatable Wing Development for Compact Package Unmanned Aerial Vehicles,“ *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, n.d..
- [28] M. Sinapius, H. P. Monner, M. Kintscher und J. Riemenschneider, „DLR's morphing wing activities within the European network,“ *23rd International Congress of Theoretical and Applied Mechanics*, 2013.
- [29] D. Baker und M. I. Friswell, „Determinate structures for wing camber control,“ *Smart Materials and Structures*, 2009.
- [30] M. D. Stubbs, „Kinematic Design and Analysis of a Morphing Wing,“ *Thesis*, 2003.
- [31] L. D. Wiggins und M. D. Stubbs, „A Design and Analysis of a Morphing Hyper-Elliptic Cambered Span (HECS) Wing,“ *Structural Dynamics & Materials Conference*, 2004.
- [32] D.-B. A. AG.GERMANY Patent US006152405A, 2000.
- [33] The Boeing Company.Chicago Patent US006622974B1, 2003.
- [34] The Boeing Company.Chicago Patent EP1442976A1, 2004.
- [35] The Boeing Company, „Geometric Morphing Wing With Layers“. Patent US6786457B2, 2002.
- [36] Toyota Motor Engineering & Manufacturing North Ame, „Smart material trailing edge variable chord morphing wing“. Patent US2015/0251747A1, 2015.
- [37] T. M. Sanderson, „Shape-change material and method“. Patent US2010/0243808A1, 2010.
- [38] Bombardier Inc., „Morphing wing for an aircraft“. Patent US2015/0151830A1, 2015.

- [39] Toyota Motor Engineering & Manufacturing North Ame, „Two-dimensional morphing structure for wing“. Patent US2015/0047337A1, 2015.
- [40] Cornerstone Research Group, Inc., „Passive adaptive structures“. Patent US2011/0084174A1, 2011.
- [41] D. R. Sar, T. M. Sanderson und T. P. McCreery, „Shape-changing structure with superelastic foam material“. Patent US2009/0286101A1, 2009.
- [42] Univ Nanjing Aeronautics, „Skin of morphing wing and drive method thereof“. Patent CN101708772A, 2010.
- [43] Univ Nanjing Aeronautics, „Self-adapting morphing trailing edge based on SMA“. Patent CN101693467A, 2010.
- [44] Univ Inje and Acad Cooperation, „Flap morphing wing using electroactive polymer“. Patent KR20150056340A, 2015.
- [45] J. H. S. Fincham und M. I. Friswell, „Aerodynamic optimization of a camber morphing aerofoil,“ *Aerospace Science and Technology*, Nr. 43, pp. 245-255, 2015.
- [46] G. Reich und B. Sanders, „Introduction to Morphing Aircraft Research,“ *Journal of Aircraft*, Bd. 44, Nr. 4, p. 1059, 2007.
- [47] S. Vasista, L. Tong und K. C. Wong, „Realization of Morphing Wings: A Multidisciplinary Challenge,“ *Journal of Aircraft*, Bd. 49, Nr. 1, pp. 11-28, 2012.
- [48] A. Abbas, J. de Vicente und E. Valero, „Aerodynamic technologies to improve aircraft performance,“ *Aerospace Science and Technology*, Bd. 28, pp. 100-132, 2013.
- [49] M. Secanell, A. Suleman und P. Gamboa, „Design of a Morphing Airfoil Using Aerodynamic Shape Optimization,“ *AIAA Journal*, Bd. 44, Nr. 7, pp. 1550-1562, 2006.
- [50] C.-C. Rossow, K. Wolf und P. Horst, *Handbuch der Luftfahrzeugtechnik*, München: Carl Hanser Verlag, 2014.
- [51] G. J. Kennedy, G. W. Kenway und J. R. R. A. Martins, „High Aspect Ratio Wing Design: Optimal Aerostructural Tradeoffs for the Next Generation of Materials,“ in *Proceedings of the AIAA Science and Technology Forum and Exposition (SciTech)*, National Harbor, MD, USA, 2014.
- [52] G. N. Cook und J. Goodwin, „Airline Networks: A Comparison of Hub-and-Spoke and Point-to-Point Systems,“ *Journal of Aviation/Aerospace Education & Research*, pp. 51-60, 2 17 2008.
- [53] J. Kilpi, „Fleet composition of commercial jet aircraft 1952-2005: Developments in uniformity and scale,“ *Journal of Air Transport Management*, Bd. 13, pp. 81-89, 2007.
- [54] E. Ting, K. Reynolds, N. Nguyen und J. Totah, „Aerodynamic Analysis of the Truss-Braced Wing Aircraft Using Vortex-Lattice Superposition Approach,“ in *32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Atlanta, Georgia, USA, 2014.
- [55] M. K. Bradley und C. K. Droney, „Subsonic Ultra Green Aircraft Research: Phase I Final Report,“ NASA/CR-2011-216847, Huntington Beach, California, USA, 2011.
- [56] E. G. Waggoner, R. L. Campbell, P. S. Phillips und J. K. Viken, „Computational Design of Natural Laminar Flow Wings for Transonic Transport Application,“ NASA Langley Research Center, Hampton, VA, USA, 1986.

- [57] W. G. Sewall, R. L. McGhee, D. E. Hahne und F. L. Jordan Jr., „Wind Tunnel Results of the High-Speed NLF(1)-0213 Airfoil,“ NASA Langley Research Center, Hampton, VA, USA, 1987.
- [58] J. K. Viken, S. A. Viken, W. Pfenninger, H. L. Morgan Jr. und R. L. Campbell, „Design of the Low-Speed NLF(1)-0414F and the High-Speed HSNLF(1)-0213 Airfoils with High-Lift Systems,“ NASA Langley Research Center, Hampton, VA, USA, 1987.
- [59] M. K. Bradley, C. K. Droney und T. J. Allen, „Subsonic ultra green aircraft research: Phase II - Volume I - Truss braced wing design exploration,“ National Aeronautics and Space Administration, Hampton, Virginia, USA, 2015.
- [60] J. Ostrower, „Comac looks to new shapes for its own future NMA,“ *The Air Current*, 11 September 2018. [Online]. Available: <https://theaircurrent.com/aircraft-development/comac-looks-to-new-shapes-for-its-own-nma>. [Zugriff am 27 März 2019].
- [61] F. Peter, E. Stumpf, G. M. Carossa, M. Kintscher, I. Dimino, A. Concilio, R. Pecora und A. Wildschek, „Morphing value assessment on overall aircraft level,“ in *Smart Intelligent Aircraft Structures (SARISTU)*, Cham, Springer International Publishing, 2016, pp. 859-871.
- [62] A. D. Shaw, I. Dayyani und M. I. Friswell, „Optimisation of composite corrugated skins for buckling in morphing aircraft,“ *Composite Structures*, Bd. 119, pp. 227-237, 2015.
- [63] W.-R. Kang, E.-H. Kim, M.-S. Jeong und I. Lee, „Morphing Wing Mechanism Using an SMA Wire Actuator,“ *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Bd. 13, Nr. 1, pp. 58-63, 2012.
- [64] M. T. Kikuta, *Mechanical Properties of Candidate Materials for Morphing Wings*, Blacksburg, Virginia, USA: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2003.
- [65] C. Thill, J. Etches, I. Bond, K. Potter und P. Weaver, „Morphing skins,“ *The Aeronautical Journal*, Bd. 112, pp. 117-139, 2008.
- [66] N. M. Wereley und F. Gandhi, „Flexible skins for morphing aircraft,“ *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, Bd. 21, pp. 1697-1698, 2010.
- [67] I. Hadjipaschalis, A. Poullikkas und V. Efthimiou, „Overview of current and future energy storage technologies for electric power applications,“ *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, Bd. 13, pp. 1513-1522, 2009.
- [68] H. L. Ferreira, R. Garde, G. Fulli, W. Kling und J. P. Lopes, „Characterisation of electrical energy storage technologies,“ *Energy*, Bd. 53, pp. 288-298, 2013.
- [69] H. Chen, T. N. Cong, W. Yang, C. Tan, Y. Li und Y. Ding, „Progress in electrical energy storage system: A critical review,“ *Progress in Natural Science*, Bd. 19, pp. 291-312, 2009.
- [70] H. Ibrahim, A. Ilinca und J. Perron, „Energy storage systems-Characteristics and comparisons,“ *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, Bd. 12, pp. 1221-1250, 2008.
- [71] J. P. Thomas und M. A. Qidwai, „The Design and Application of Multifunctional Structure-Battery Materials Systems,“ *Journal of the Minerals, metals, and Materials Society*, Bd. 57, Nr. 3, pp. 18-24, 2005.

- [72] J. Xu, A. Pupurs, G. Lindbergh und J. Varna, „Multifunctional composites: modeling intercalation induced stresses in constituents of micro-battery,“ in *ECCM 17 - 17th European Conference on Composite Materials*, München, 2016.
- [73] J. M. Jani, M. Leary, A. Subic und M. A. Gibson, „A review of shape memory alloy research, applications and opportunities,“ *Materials and Design*, Bd. 56, pp. 1078-1113, 2014.
- [74] M. Zupan, M. F. Ashby und N. A. Fleck, „Actuator Classification and Selection-The Development of a Database,“ *Advanced Engineering Materials*, Bd. 4, Nr. 12, pp. 933-940, 2002.
- [75] D. C. Lagoudas, *Shape Memory Alloys: Modeling and Engineering Applications*, New York: Springer, 2008.
- [76] J. E. Huber, N. A. Fleck und M. F. Ashby, „The Selection of Mechanical Actuators Based on Performance Indices,“ *Proceedings: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, Bd. 453, Nr. 1965, pp. 2185-2205, 1997.
- [77] C. Bil, K. Massey und E. J. Abdullah, „Wing morphing control with shape memory alloy actuators,“ *Journal of Intelligent Material Systems*, Bd. 24, Nr. 7, pp. 879-898, 2013.
- [78] MSM.net, „Magnetic shape memory technology,“ [Online]. Available: <http://www.themsmnet.net/technology.html>. [Zugriff am 23 Januar 2017].
- [79] R. Kornbluh, R. Pelrine, J. Eckerle und J. Joseph, „Electrostrictive Polymer Artificial Muscle Actuators,“ in *Proceedings of the 1998 IEEE International Conference of Robotics & Automation*, Leuven, Belgien, 1998.
- [80] B. Bauer, *Formgedächtnislegierungen in der Antriebstechnik: Aktoren in Getrieben und Kupplungen; Kerbwirkungszahlen*, Bochum: Ruhr-Universität Bochum, 2010.
- [81] I. W. Hunter und S. Lafontaine, „A comparison of muscle with artificial actuators,“ in *Technical Digest IEEE Solid-State Sensor and Actuator Workshop*, Hilton Head Island, SC, USA, 1992.
- [82] R. J. Full und K. Meijer, „Artificial muscles versus natural actuators from frogs to flies,“ *Proceedings of SPIE*, Bd. 3987, pp. 2-9, 2000.
- [83] J. Stejskal und R. G. Gilbert, „Polyaniline. Preparation of a Conducting Polymer,“ *Pure and Applied Chemistry*, Bd. 74, Nr. 5, pp. 857-867, 2002.
- [84] R. Shankar, T. K. Ghosh und R. J. Spontak, „Dielectric elastomers as next-generation polymeric actuators,“ *Soft Matter*, Bd. 3, pp. 1116-1129, 2007.
- [85] R. Pelrine, R. Kornbluh, Q. Pei, S. Stanford, S. Oh, J. Eckerle, R. Full, M. Rosenthal und K. Meijer, „Dielectric Elastomer Artificial Muscle Actuators: Toward Biomimetic Motion,“ in *Smart Structures and Materials 2002: Electroactive Polymer Actuators and Devices (EAPAD)*, 2002.
- [86] J. D. Madden, N. Vandesteeg, P. G. Madden, A. Takshi, R. Zimet, P. A. Anquetil, S. R. Lafontaine, P. A. Wieringa und I. W. Hunter, „Artificial Muscle Technology: Physical Principles and Naval Prospects,“ *IEEE Journal of Oceanic Engineering*, Bd. 29, Nr. 3, pp. 706-728, 2004.
- [87] J. D. W. Madden, P. G. A. Madden und I. W. Hunter, „Polypyrrole actuators: modeling and performance,“ in *Smart Structures and Materials 2001: Electroactive Polymer Actuators and Devices*, 2001.

- [88] A. Della Santa, D. De Rossi und A. Mazzoldi, „Performance and work capacity of a polypyrrole conducting polymer linear actuator,“ *Synthetic Metals*, Bd. 90, pp. 93-100, 1997.
- [89] J. A. Lee, R. H. Baughman und S. J. Kim, „High performance electrochemical and electrothermal artificial muscles from twist-spun carbon nanotube yarn,“ *Nano Convergence*, Bd. 2, Nr. 1, p. 8, 2015.
- [90] B. Richter, „Künstliche Muskeln mit Wachsfüllung,“ 24 April 2014. [Online]. Available: <http://www.konstruktionspraxis.vogel.de/kuenstliche-muskeln-mit-wachsfuellung-a-443795/>. [Zugriff am 16 Januar 2017].
- [91] C.-P. Chou und B. Hannaford, „Measurement and Modeling of McKibben Pneumatic Artificial Muscles,“ *IEEE Transactions on Robotics and Automation*, Bd. 12, Nr. 1, pp. 90-102, 1996.
- [92] Q. Zou, U. Sridhar und R. Lin, „A study on micromachined bimetallic actuation,“ *Sensors and Actuators*, Bd. 78, pp. 212-219, 1999.
- [93] Blue Engineering, „Blue Engineering,“ [Online]. Available: http://blue-eng.km.tu-berlin.de/wiki/Arten_von_Elektromotoren. [Zugriff am 23 Januar 2017].
- [94] Siemens AG, „Weltrekord-Elektromotor für Flugzeuge,“ 4 Juli 2016. [Online]. Available: [http://www.siemens.com/press/de/feature/2015/corporate/2015-03-electromotor.php?content\[\]=Corp](http://www.siemens.com/press/de/feature/2015/corporate/2015-03-electromotor.php?content[]=Corp). [Zugriff am 23 Januar 2017].
- [95] M. K. Kurosawa, O. Kodaira, Y. Tsuchitoi und T. Higuchi, „Transducer for High Speed and Large Thrust Ultrasonic Linear Motor Using Two Sandwich-Type Vibrators,“ *IEEE Transactions on Ultrasonics, Ferroelectrics, and Frequency Control*, Bd. 45, Nr. 5, pp. 1188-1195, 1998.
- [96] J. C. Fisher und R. H. Pry, „A Simple Substitution Model for Technological Change,“ *Technological Forecasting and Social Change*, Bd. 3, pp. 75-88, 1971.
- [97] C. L. Benson und C. L. Magee, „Quantitative Determination of Technological Improvement from Patent Data,“ *PLoS ONE*, Bd. 10, Nr. 4, p. e0121635, 10 2015.
- [98] G. E. Moore, „Cramming more components onto integrated circuits,“ *Electronics*, Bd. 38, Nr. 8, p. 114 ff., 1965.
- [99] C. L. Benson und C. L. Magee, „A Hybrid Keyword and Patent Class Methodology for Selecting Relevant Sets of Patents for a Technological Field,“ *Scientometrics*, 2012.
- [100] D. Krause, „Entwicklung einer Methode zur Prognose zukünftiger Technologieentwicklungen, Studienarbeit ILR-LFT SA 16-04,“ Technische Universität Dresden, 2017.
- [101] F. Dextl, „Protokoll zum ersten Expertenworkshop des LuFo-V2 geförderten Verbundprojekts HyMoWi,“ Bericht ILR-LFT / 17-21 IR (unveröffentlicht), Dresden, 2017.
- [102] A. Elham und M. J. Van Tooren, „Toward Wing Aerostructural Optimization Using Simultaneous Analysis and Design Strategy,“ in *58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA SciTech Forum*, Grapevine, Texas, 2017.

- [103] M. D. Skillen und W. A. Crossley, „Modeling and Optimization for Morphing Wing Concept Generation II Part I: Morphing Wing Modeling and Structural Sizing Techniques,“ NASA/CR-2008-214902, West Lafayette, Indiana, USA, 2008.
- [104] F. H. Gern, A. H. Naghshineh-Pour, E. Sulaeman, R. K. Kapania und R. T. Haftka, „Structural Wing Sizing for Multidisciplinary Design Optimization of a Strut-Braced Wing,“ *Journal of Aircraft*, Bd. 38, Nr. 1, pp. 154-163, 2001.
- [105] P. Piperni, M. Abdo, F. Kafyeke und A. T. Isikveren, „Preliminary Aerostructural Optimization of a Large Business Jet,“ *Journal of Aircraft*, Bd. 44, Nr. 5, pp. 1422-1438, 2007.
- [106] K. A. James, G. J. Kennedy und J. R. R. A. Martins, „Concurrent aerostructural topology optimization of a wing box,“ *Computers and Structures*, Bd. 134, pp. 1-17, 2014.
- [107] S. Wakayama und I. Kroo, „Subsonic wing planform design using multidisciplinary optimization,“ *Journal of Aircraft*, Bd. 32, Nr. 4, pp. 746-753, 1995.
- [108] J. Eves, J. J. Toropov, H. M. Thompson, P. H. Gaskell, J. J. Doherty und J. C. Harris, „Topology Optimization of Aircraft with Non-Conventional Configurations,“ in *8th World Congress on Structural and Multidisciplinary Optimization*, Lissabon, Portugal, 2009.
- [109] R. P. Liem, G. K. W. Kenway und J. R. R. A. Martins, „Multimission aircraft fuel-burn minimization via multipoint aerostructural optimization,“ *AIAA Journal*, 2014.
- [110] F. Hürlimann, *Mass estimation of transport aircraft wingbox structures with a CAD/CAE-based multidisciplinary process*, Zürich, Schweiz: Dissertation ETH Zürich, 2010.
- [111] R. Heinrich, N. Kroll, J. Neumann und B. Nagel, „Fluid-Structure Coupling for Aerodynamic Analysis and Design - A DLR Perspective,“ in *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, USA, 2008.
- [112] W. Mallik, R. K. Kapania und J. A. Schetz, „Effect of flutter on the multidisciplinary design optimization of truss-braced-wing aircraft,“ *Journal of Aircraft*, Bd. 52, Nr. 6, pp. 1858-1872, 2015.
- [113] European Aviation Safety Agency, „Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25 Amendment 20,“ 2017.
- [114] F. Gandhi und P. Anusonti-Inthra, „Skin design studies for variable camber morphing airfoils,“ *Smart Materials and Structures*, Bd. 17, p. 015025, 2008.
- [115] D. S. Ramrakhyani, G. A. Lesieutre, M. Frecker und S. Bharti, „Aircraft structural morphing using tendon-actuated compliant cellular trusses,“ *Journal of Aircraft*, Bd. 42, Nr. 6, pp. 1615-1621, 2005.
- [116] N. B. Cramer, D. W. Cellucci, O. B. Formoso, C. E. Gregg, B. E. Jenett, J. H. Kim, M. Lendraitis, S. S. Swei, G. T. Trinh, K. V. Trinh und K. C. Cheung, „Elastic shape morphing of ultralight structures by programmable assembly,“ *Smart Materials and Structures*, Bd. 28, p. 055006, 2019.
- [117] S.-H. Ko, J.-S. Bae und J.-H. Rho, „Development of a morphing flap using shape memory alloy actuators: the aerodynamic characteristics of a morphing flap,“ *Smart Materials and Structures*, Bd. 23, p. 074015, 2014.

- [118] S. A. Meguid, Y. Su und S. Wang, „Complete morphing wing design using flexible-rib system,” *International Journal of Mechanics and Materials in Design*, Bd. 13, pp. 159-171, 2015.
- [119] T. C. de Almeida, O. de Sousa Santos und J. Otubo, „Construction of a morphing wing rib actuated by a NiTi wire,” *Journal of Aerospace Technology and Management*, Bd. 7, Nr. 4, pp. 454-464, 2015.
- [120] R. Vos und R. M. Barrett, „Pressure adaptive honeycomb: A novel concept for morphing aircraft structures,” in *27th International Congress of the Aeronautical Sciences*, Nizza, Frankreich, 2010.
- [121] P. Kaletta, „Ein Beitrag zur Effizienzsteigerung Evolutionärer Algorithmen zur optimalen Auslegung von Faserverbundstrukturen im Flugzeugbau,” Technische Universität Dresden, Dresden, 2006.
- [122] J. Seeger und K. Wolf, „Multi-objective design of complex aircraft structures using evolutionary algorithms,” *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Bd. 225, Nr. 10, pp. 1153-1164, 2011.
- [123] W. Machunze, A. Gessler, T. Fabel, P. Horst, M. Rädels, K. Wolf, A. Ulbricht, S. Münter und W. Hufenbach, „Active flow control system integration into a CFRP flap,” *CEAS Aeronautical Journal*, Bd. 7, pp. 69-81, 2016.
- [124] S. Balay, S. Abhyankar, M. F. Adams, J. Brown, P. Brune, K. Buschelman, L. Dalcin, A. Dener, V. Eijkhout, W. D. Gropp, D. Karpeyev, D. Kaushik, M. G. Knepley, D. A. May, L. C. McInnes, R. T. Mills, T. Munson, K. Rupp, P. Sanan, B. F. Smith, S. Zampini, H. Zhang und H. Zhang, „PETSc Web page,” 2019. [Online]. Available: <https://www.mcs.anl.gov/petsc>.
- [125] V. Hernandez, J. E. Roman und V. Vidal, „SLEPc: A scalable and flexible toolkit for the solution of eigenvalue problems,” *ACM Transactions on Mathematical Software*, Bd. 31, Nr. 3, pp. 351-362, 2005.
- [126] P. R. Amestoy, I. S. Duff, J. Koster und J.-Y. L'Excellent, „A Fully Asynchronous Multifrontal Solver Using Distributed Dynamic Scheduling,” *SIAM Journal on Matrix Analysis and Applications*, Bd. 23, Nr. 1, pp. 15-41, 2001.
- [127] P. Della Vecchia, E. Daniele und E. D'Amato, „An airfoil shape optimization technique coupling PARSEC parameterization and evolutionary algorithm,” *Aerospace Science and Technology*, Bd. 32, pp. 103-110, 2014.
- [128] M. Ebrahimi und A. Jahangirian, „Aerodynamic Optimization of Airfoils Using Adaptive Parameterization and Genetic Algorithm,” *Journal of Optimization Theory and Applications*, Bd. 162, pp. 257-271, 2014.
- [129] R. M. U. Entz, L. G. N. Correa, R. F. de Oliveira, F. M. Catalano und M. A. F. de Medeiros, „Methods for Preliminary Airfoil Optimization,” in *27th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, San Antonio, Texas, USA, 2009.
- [130] K. Zhao, Z. Gao, J. Huang und Q. Li, „Aerodynamic optimization of rotor airfoil based on multi-layer hierarchical constraint method,” *Chinese Journal of Aeronautics*, Bd. 29, Nr. 6, pp. 1541-1552, 2016.
- [131] M. S. Khurana, H. Winarto und A. K. Sinha, „Airfoil Optimisation by Swarm Algorithm with Mutation and Artificial Neural Networks,” in *47th AIAA Aerospace Sciences*

- Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Orlando, Florida, USA, 2009.
- [132] M. Nemec und D. W. Zingg, „Multipoint and Multi-Objective Aerodynamic Shape Optimization,“ *AIAA Journal*, Bd. 42, Nr. 6, pp. 1057-1065, 2004.
- [133] A. Shahrokhi und A. Jahangirian, „Airfoil shape parameterization for optimum Navier-Stokes design with genetic algorithm,“ *Aerospace Science and Technology*, Bd. 11, pp. 443-450, 2007.
- [134] A. Vicini und D. Quagliarella, „Inverse and Direct Airfoil Design Using a Multiobjective Genetic Algorithm,“ *AIAA Journal*, Bd. 35, Nr. 9, pp. 1499-1505, 1997.
- [135] N. A. Vu, J. W. Lee und J. I. Shu, „Aerodynamic design optimization of helicopter rotor blades including airfoil shape for hover performance,“ *Chinese Journal of Aeronautics*, Bd. 26, Nr. 1, pp. 1-8, 2013.
- [136] A. Sóbester und A. I. J. Forrester, *Aircraft Aerodynamic Design: Geometry and Optimization*, Chichester: John Wiley & Sons Ltd, 2015.
- [137] T. Rogalsky, *Acceleration of Differential Evolution for Aerodynamic Design*, University of Manitoba, 2004.
- [138] R. W. Derksen und T. Rogalsky, „Bezier-PARSEC: An optimized aerofoil parameterization for design,“ *Advances in Engineering Software*, Bd. 41, pp. 923-930, 2010.
- [139] P. Castonguay und S. K. Nadarajah, „Effect of shape parameterization on aerodynamic shape optimization,“ in *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, USA, 2007.
- [140] V. Sripawadkul, M. Padulo und M. Guenov, „A comparison of airfoil shape parameterization techniques for early design optimization,“ in *13th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis Optimization Conference*, Fort Worth, Texas, USA, 2010.
- [141] W. Song und A. J. Keane, „A Study of Shape Parameterisation Methods for Airfoil Optimisation,“ in *10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, Albany, New York, USA, 2004.
- [142] D. J. J. Toal, N. W. Bressloff und A. J. Keane, „Geometric Filtration Using POD for Aerodynamic Design Optimization,“ *AIAA Journal*, Bd. 48, pp. 916-928, 2010.
- [143] UIUC Applied Aerodynamics Group, „UIUC Airfoil Coordinates Database,“ 2016. [Online]. Available: http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html. [Zugriff am 17 Februar 2017].
- [144] A. Chatterjee, „An introduction to the proper orthogonal decomposition,“ *Current Science*, Bd. 78, Nr. 7, pp. 808-817, 2000.
- [145] M. Drela, „XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils,“ *Low Reynolds Number Aerodynamics. Lecture Notes in Engineering*, Bd. 54, 1989.
- [146] I. H. Abbott und A. E. von Doenhoff, *Theory of wing sections*, New York: Dover Publications, 1959.
- [147] P. R. Spalart und S. R. Allmaras, „A one-equation turbulence model for aerodynamic flows,“ in *30th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, Reno, Nevada, USA, 1992.
- [148] G. Molinari, A. F. Arrieta und P. Ermanni, „Aero-Structural Optimization of Three-Dimensional Adaptive Wings with Embedded Smart Actuators,“ *AIAA Journal*, Bd. 52, Nr. 9, pp. 1940-1951, September 2014.

- [149] G. Molinari, M. Quack, A. F. Arrieta, M. Morari und P. Ermanni, „Design, realization and structural testing of a compliant adaptable wing,” *Smart Materials and Structures*, Bd. 24, 2015.
- [150] G. Molinari, A. F. Arrieta und P. Ermanni, „Planform, aero-structural and flight control optimization for tailless morphing aircraft,” in *Active and Passive Smart Structures and Integrated Systems*, 2015.
- [151] P. Prusinkiewicz und A. Lindenmayer, *The Algorithmic Beauty of Plants*, New York: Springer-Verlag, 1990.
- [152] M. H. Kobayashi, H.-T. C. Pedro, G. W. Reich und R. M. Kolonay, „On a Cellular Division Model for Topology Optimization,” in *50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Palm Springs, California, USA, 2009.
- [153] R. M. Kolonay und M. H. Kobayashi, „Topology, Shape, and Sizing Optimization of Aircraft Lifting Surfaces Using a Cellular Division Method,” in *13th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis Optimization Conference*, Fort Worth, Texas, USA, 2010.
- [154] A. Bowyer, „Computing Dirichlet tessellations,” *The Computer Journal*, Bd. 24, Nr. 2, pp. 162-166, 1981.
- [155] D. F. Watson, „Computing the n-dimensional Delaunay tessellation with application to Voronoi polytopes,” *The Computer Journal*, Bd. 24, Nr. 2, pp. 167-172, 1981.
- [156] S. W. Sloan und G. T. Houlsby, „An implementation of Watson's algorithm for computing 2-dimensional Delaunay triangulations,” *Advances in Engineering Software*, Bd. 6, Nr. 4, pp. 192-197, 1984.
- [157] J. D. Deaton und R. V. Grandhi, „A survey of structural and multidisciplinary continuum topology optimization: post 2000,” *Structural and Multidisciplinary Optimization*, Bd. 49, pp. 1-38, 2014.
- [158] N. Aulig und M. Olhofer, „Evolutionary computation for topology optimization of mechanical structures: An overview of representations,” in *2016 IEEE Congress on Evolutionary Computation (CEC)*, Vancouver, BC, Canada, 2016.
- [159] H.-T. C. Pedro und M. H. Kobayashi, „On a cellular division method for topology optimization,” *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Bd. 88, pp. 1175-1197, 2011.
- [160] R. Sedgewick und K. Wayne, „Polygon.java,” Princeton University, 30 August 2016. [Online]. Available: <http://algs4.cs.princeton.edu/91primitives/Polygon.java.html>. [Zugriff am 16 Oktober 2017].
- [161] A. Khetan, D. J. Lohan und J. T. Allison, „Managing variable-dimension structural optimization problems using generative algorithms,” *Structural and Multidisciplinary Optimization*, Bd. 52, pp. 695-715, 2015.
- [162] S. G. Johnson, „The NLOpt nonlinear-optimization package,” [Online]. Available: <http://ab-initio.mit.edu/nlopt>. [Zugriff am 12 Oktober 2017].
- [163] C. H. da Silva Santos, M. S. Gonçalves und H. E. Hernandez-Figueroa, „Designing Novel Photonic Devices by Bio-Inspired Computing,” *IEEE Photonics Technology Letters*, Bd. 22, Nr. 15, pp. 1177-1179, 2010.
- [164] J. A. Nelder und R. Mead, „A simplex method for function minimization,” *The Computer Journal*, Bd. 7, pp. 308-313, 1965.

- [165] M. J. Box, „A new method of constrained optimization and a comparison with other methods,” *Computer Journal*, Bd. 8, Nr. 1, pp. 42-52, 1965.
- [166] K. Svanberg, „A class of globally convergent optimization methods based on conservative convex separable approximations,” *SIAM Journal on Optimization*, Bd. 12, Nr. 2, pp. 555-573, 2002.
- [167] D. Kraft, „Algorithm 733: TOMP-Fortran modules for optimal control calculations,” *ACM Transactions on Mathematical Software*, Bd. 20, Nr. 3, pp. 262-281, 1994.
- [168] X. Guo, W. Zhang und W. Zhong, „Doing Topology Optimization Explicitly and Geometrically-A New Moving Morphable Components Based Framework,” *Journal of Applied Mechanics*, Bd. 81, 2014.
- [169] M. Bujny, N. Aulig, M. Olhofer und F. Duddeck, „Evolutionary Level Set Method for Crashworthiness Topology Optimization,” in *ECCOMAS Congress VII European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering*, Kreta, Griechenland, 2016.
- [170] D. Filković, „Graduate Work,” Universität Zagreb, Diplomarbeit, Zagreb, Kroatien, 2008.
- [171] D. Filković, „APAME 3d panel method,” [Online]. Available: <http://www.3dpanelmethod.com/>. [Zugriff am 19 März 2018].
- [172] K. W. Mortara und M. D. Maughmer, „A method for the prediction of induced drag for planar and nonplanar wings,” in *AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Monterey, CA, USA, 1993.
- [173] J. Leyser, „Accurate Computation of lift and induced drag at lifting surfaces,” in *14th Applied Aerodynamics Conference*, New Orleans, LA, USA, 1996.
- [174] S. Smith, „A computational and experimental study of nonlinear aspects of induced drag,” NASA Technical Paper 3598, Moffett Field, CA, USA, 1996.
- [175] J. Katz und A. Plotkin, *Low-Speed Aerodynamics*, 2. Hrsg., New York: Cambridge University Press, 2001.
- [176] W. Siehl, „Validierung einer Methode zur iterativen Fluid-Struktur-Kopplung durch den systematischen Vergleich mit alternativen Löser,” Technische Universität Dresden, Diplomarbeit ILR-LFT D 18-26, Dresden, 2019.
- [177] D. Guirguis und M. F. Aly, „A derivative-free level-set method for topology optimization,” *Finite Element in Analysis and Design*, Bd. 120, pp. 41-56, 2016.
- [178] D. Guirguis, W. W. Melek und M. F. Aly, „High-resolution non-gradient topology optimization,” *Journal of Computational Physics*, Bd. 372, pp. 107-125, 2018.
- [179] L. He, X. Ren, Q. Gao, X. Zhao, B. Yao und Y. Chao, „The connected-component labeling problem: A review of state-of-the-art algorithms,” *Pattern Recognition*, Bd. 70, pp. 25-43, 2017.
- [180] J. Hoshen und R. Kopelman, „Percolation and cluster distribution. I. Cluster multiple labeling technique and critical concentration algorithm,” *Physical Review B*, Bd. 14, Nr. 8, pp. 3438--3445, 1976.
- [181] V. Parque, M. Kobayashi und M. Higashi, „Bijections for the numeric representation of labeled graphs,” in *IEEE International Conference on Systems, Man, and Cybernetics*, San Diego, CA, USA, 2014.

- [182] V. Parque und T. Miyashita, „Numerical representation of modular graphs,“ in *42nd IEEE International Conference on Computer Software & Applications*, Tokyo, Japan, 2018.
- [183] V. Parque und T. Miyashita, „On succinct representation of directed graphs,“ in *2017 IEEE International Conference on Big Data and Smart Computing (BigComp)*, Jeju, Südkorea, 2017.
- [184] V. Parque und T. Miyashita, „On the numerical representation of labeled graphs with self-loops,“ in *2017 International Conference on Tools with Artificial Intelligence (ICTAI 2017)*, Boston, USA, 2017.
- [185] V. Parque und T. Miyashita, „On graph representation with smallest numerical encoding,“ in *2018 42nd IEEE International Conference on Computer Software & Applications*, Tokyo, Japan, 2018.
- [186] K. Maute und G. W. Reich, „Integrated Multidisciplinary Topology Optimization Approach to Adaptive Wing Design,“ *Journal of Aircraft*, Bd. 43, Nr. 1, pp. 253-263, 2006.
- [187] L. Rothemann und H. Schretter, „Active vibration damping of the alpine ski,“ *Procedia Engineering*, Bd. 2, pp. 2895-2900, 2010.
- [188] A. F. Bower, „Applied Mechanics of Solids,“ 2008. [Online]. Available: http://solidmechanics.org/text/Chapter7_2/Chapter7_2.htm. [Zugriff am 17 Oktober 2017].
- [189] L. Jin, Y. Cao und D. Sun, „Investigation of potential fuel savings due to continuous-descent approach,“ *Journal of Aircraft*, Bd. 50, Nr. 3, pp. 807-816, 2013.
- [190] C. J. Atkin und E. R. Gowree, „Recent developments to the viscous Garabedian and Korn method,“ in *28th International Congress of the Aeronautical Sciences*, Brisbane, Australien, 2012.
- [191] T. Zhao, Z. Yufei, Y. Chen und M. Zhang, „Supercritical wing design based on airfoil optimization and 2.75D transformation,“ *Aerospace Science and Technology*, Bd. 56, pp. 168-182, 2016.
- [192] F. Simmons III und D. Freund, „Wing Morphing for Quiet Supersonic Jet Performance - Variable Geometry Design Challenges for Business Jet Utilization,“ in *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, USA, 2005.
- [193] C. Tridech, H. A. Maples, P. Robinson und A. Bismarck, „High Performance Composites with Active Stiffness Control,“ *ACS Applied Materials & Interfaces*, Bd. 5, Nr. 18, pp. 9111-9119, 2013.
- [194] H. A. Maples, S. Wakefield, P. Robinson und A. Bismarck, „High performance carbon fibre reinforced epoxy composites with controllable stiffness,“ *Composites Science and Technology*, Bd. 105, pp. 134-143, 2014.
- [195] P. Bettini, M. Riva, G. Sala, L. Di Landro, A. Airoidi und J. Cucco, „Carbon fiber reinforced smart laminates with embedded SMA actuators—part I: Embedding techniques and interface analysis,“ *Journal of Materials Engineering and Performance*, Bd. 18, pp. 664-671, 2009.
- [196] F. Dexl, A. Hauffe und K. Wolf, „Multidisciplinary multi-objective design optimization of an active morphing wing section,“ *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2020.

- [197] J. Oppe, „Umsetzung und Analyse einfacher Methoden zur Abschätzung des viskosen Widerstands in einer 3D-Panelmethode,“ Technische Universität Dresden, Projektarbeit ILR-LFT PF 18-10, Dresden, 2018.
- [198] J. Hartge, „Konzeptstudie zu formveränderlichen Flügelquerschnitten basierend auf multistabilen Strukturen,“ Technische Universität Dresden, Projektarbeit ILR-LFT PF 19-22, Dresden, 2020.
- [199] A. von Pinkowski, „Literaturrecherche und Konzeptentwicklung zum Thema aktiv morphende Flügelstrukturen,“ Technische Universität Dresden, Großer Beleg ILR-LFT G 16-06, Dresden, 2016.
- [200] M. Buchberger, „Entwicklung und Bewertung von Aktuatorkonzepten für aktiv formveränderliche Flügel,“ Technische Universität Dresden, Großer Beleg ILR-LFT G 16-10, 2017.
- [201] A. Rahn, „Untersuchung der Realisierbarkeit und des Potentials eines Konzepts formveränderlicher Flügel basierend auf rotierenden Wellen zur Aktuierung,“ Technische Universität Dresden, Großer Beleg ILR-LFT G 16-04, 2017.
- [202] M. Gödicke, „Entwicklung und Analyse von Methoden zur Geometrieparametrisierung von Flügelprofilen,“ Technische Universität Dresden, Großer Beleg ILR-LFT GF 17-01, 2017.
- [203] W. Siehl, „Numerische Optimierung der inneren Struktur eines Flügelprofils zur Formänderung mittels Linearaktuatoren,“ Technische Universität Dresden, Großer Beleg ILR-LFT GF 17-02, 2017.
- [204] F. Osterthun, „Untersuchung der Realisierbarkeit formveränderlicher Flügelprofile basierend auf volumenändernden Aktuatoren,“ Technische Universität Dresden, Großer Beleg ILR-LFT GF 18-12, Dresden, 2019.
- [205] N. Marißen, „Konzeptstudie eines formveränderlichen Flügelprofils basierend auf konventionellen Aktuortechnologien,“ Technische Universität Dresden, Großer Beleg ILR-LFT GF 18-16, Dresden, 2019.
- [206] M. Guesmi, „Validierung der Profilpolarenberechnung mittels 2D-Panelprogrammen durch systematischen Vergleich mit Methoden höherer Ordnung,“ Technische Universität Dresden, Großer Beleg ILR-LFT GF 18-18, Dresden, 2019.
- [207] R. Kirschberg, „Entwicklung einer Methodik zur Bestimmung aerodynamischer Lastfälle für formveränderliche Flügel,“ Technische Universität Dresden, Großer Beleg ILR-LFT GF 18-21, Dresden, 2019.
- [208] D. Heuse, „Analyse der Parametrisierung von zweidimensionalen Strukturen durch Lindenmayer-Zellsystemen zur Topologieoptimierung,“ Technische Universität Dresden, Großer Beleg ILR-LFT GF 18-25, Dresden, 2019.
- [209] J. Zhang, „Systematischer Vergleich von linearen und nichtlinearen FE-Analysen von Flügelverformungen am Beispiel einer generischen Flügelstruktur,“ Technische Universität Dresden, Studienarbeit ILR-LFT SA 18-06, Dresden, 2019.
- [210] S. Ma, „Parameterstudie signifikanter Einflussgrößen bei aerodynamischen Profilloptimierungen,“ Technische Universität Dresden, Bachelor-Arbeit ILR-LFT B 17-01, 2017.

- [211] F. Knaute, „Validierung eines 3D-Panelprogramms durch systematischen Vergleich mit Methoden höherer Ordnung,“ Technische Universität Dresden, Bachelor-Arbeit ILR-LFT B 17-02, Dresden, 2017.
- [212] L. Wiedemann, „Entwicklung und Bewertung von Konzepten aktiv formveränderlicher Flügelstrukturen,“ Technische Universität Dresden, Diplomarbeit ILR-LFT D 16-13, 2017.
- [213] C. Xu, „Entwicklung eines automatisierten Validierungsverfahrens für ein 3D-Panelprogramm,“ Technische Universität Dresden, Diplomarbeit ILR-LFT D 17-12, Dresden, 2017.
- [214] D. Krause, „Entwicklung und Analyse von Konzepten zur Untersuchung des Potentials aktiv formveränderlicher Flügel unter Verwendung einfacher Methoden,“ Technische Universität Dresden, Diplomarbeit ILR-LFT D 17-23, Dresden, 2018.
- [215] M. Gödicke, „Umsetzung und Analyse von Level-Set Methoden für die Topologieoptimierung zweidimensionaler Strukturen,“ Technische Universität Dresden, Diplomarbeit ILR-LFT D 17-25, Dresden, 2018.
- [216] S. Hofmann, „Systematische Analyse und Vergleich von Parametrisierungsmethoden für zweidimensionale Strukturen,“ Technische Universität Dresden, Diplomarbeit ILR-LFT D 18-02, Dresden, 2018.
- [217] A. Niehus, „Konzeptentwicklung eines formveränderlichen Flügelprofils basierend auf Linearaktuatoren auf Grundlage eines parametrisierten FE-Modells,“ Technische Universität Dresden, Diplomarbeit ILR-LFT D 18-28, Dresden, 2019.
- [218] P. C. Wölcken und M. Papadopoulos, Smart Intelligent Aircraft Structures (SARISTU): Proceedings of the Final Project Conference, Cham Heidelberg New York Dordrecht London: Springer International Publishing Switzerland, 2016.
- [219] A. Concilio, I. Dimino, L. Lecce und R. Pecora, Morphing Wing Technologies: Large Commercial Aircraft and Civil Helicopters, Oxford: Butterworth-Heinemann, 2018.
- [220] A. De Gaspari, L. Riccobene und S. Ricci, „Design, Manufacturing and Wind Tunnel Validation of a Morphing Compliant Wing,“ *Journal of Aircraft*, Bd. 55, Nr. 6, pp. 2313-2326, 2018.
- [221] D. Li, S. Zhao, A. Da Ronch, J. Xiang, J. Drofelnik, Y. Li, L. Zhang, Y. Wu, M. Kintscher, H. P. Monner, A. Rudenko, S. Guo, W. Yin, J. Kirn, S. Storm und R. De Breuker, „A review of modelling and analysis of morphing wings,“ *Progress in Aerospace Sciences*, Bd. 100, pp. 46-62, 2018.
- [222] A. De Gaspari, A. Gilardelli, S. Ricci, A. Airoidi und F. Moens, „Design of a Leading Edge Morphing Based on Compliant Structures for a Twin-Prop Regional Aircraft,“ in *2018 AIAA/AHS Adaptive Structures Conferene - AIAA SciTech*, Kissimmee, Florida, USA, 2018.
- [223] R. M. Ajaj und M. I. Friswell, „Aeroelasticity of compliant span morphing wings,“ *Smart Materials and Structures*, Bd. 27, 2018.
- [224] W. A. Klimczyk und Z. J. Goraj, „Analysis and optimization of morphing wing aerodynamics,“ *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Bd. 91, Nr. 3, pp. 538-546, 2019.

- [225] D. A. Burdette und J. R. R. A. Martins, „Impact of morphing trailing edges on mission performance for the common research model,“ *Journal of Aircraft*, Bd. 56, Nr. 1, pp. 369-384, 2019.
- [226] C. Wang, H. Haddad Khodaparast, M. I. Friswell, A. Magrini, R. Ponza, E. Benini, V. Landersheim, D. Laveuve und C. Contell Asins, „Conceptual-level evaluation of a variable stiffness skin for a morphing wing leading edge,“ *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Bd. 233, Nr. 15, pp. 5703-5716, 2019.
- [227] H. You, S. Kim, W. Y. Joe und G. J. Yun, „New concept for aircraft morphing wing skin: Design, modeling and analysis,“ *AIAA Journal*, Bd. 57, Nr. 5, pp. 1786-1792, 2019.
- [228] P. L. Bishay, E. Burg, A. Akinwunmi, R. Phan und K. Sepulveda, „Development of a new span-morphing wing core design,“ *Designs*, Bd. 3, Nr. 1, 2019.
- [229] S. Vasista, J. Riemenschneider, R. Keimer, H. P. Monner, F. Nolte und P. Horst, „Morphing wing droop nose with large deformation: Ground tests and lessons learned,“ *Aerospace*, Bd. 6, Nr. 10, 2019.
- [230] A. C. Henry, G. Molinari, J. R. Rivas-Padilla und A. F. Arrieta, „Smart morphing wing: Optimization of distributed piezoelectric actuation,“ *AIAA Journal*, Bd. 57, Nr. 6, pp. 2384-2393, 2019.

Berichtsblatt

| | | |
|---|---|--|
| 1. ISBN oder ISSN geplant | 2. Berichtsart (Schlussbericht oder Veröffentlichung) Schlussbericht | |
| 3. Titel Verbundprojekt: HyMoWi – Zukunftspotentiale hybrid-morphender Tragflügel, Teilvorhaben: VAH – Vom aktiven zum hybriden Tragflügel | | |
| 4. Autor(en) [Name(n), Vorname(n)] Dexl, Florian, Dipl.-Ing. Friedmann, Felix, Dipl.-Ing. Hauffe, Andreas, Dipl.-Ing. Wolf, Klaus, Prof. Dr.-Ing. | 5. Abschlussdatum des Vorhabens Dezember 2019 | |
| | 6. Veröffentlichungsdatum Juni 2020 | |
| | 7. Form der Publikation Schlussbericht | |
| 8. Durchführende Institution(en) (Name, Adresse) Technische Universität Dresden Institut für Luft- und Raumfahrttechnik Professur für Luftfahrzeugtechnik Marschnerstraße 32 01307 Dresden | 9. Ber. Nr. Durchführende Institution ILR-LFT / 19-09 TR | |
| | 10. Förderkennzeichen 20E1509B | |
| | 11. Seitenzahl 243 | |
| 12. Fördernde Institution (Name, Adresse) Bundesministerium für Wirtschaft und Energie (BMWi) 53107 Bonn | 13. Literaturangaben 230 | |
| | 14. Tabellen 69 | |
| | 15. Abbildungen 173 | |
| 16. Zusätzliche Angaben | | |
| 17. Vorgelegt bei (Titel, Ort, Datum) | | |
| 18. Kurzfassung Formveränderliche Flügel stellen eine vielversprechende Technologie dar, die aerodynamische Effizienz zukünftiger Flugzeuge zu steigern. Zum heutigen Stand der Technik ist jedoch keine praxistaugliche Umsetzung formveränderlicher Flügel möglich, die in ihrer Gesamtbilanz eine Energieeinsparung realisiert. Das Teilvorhaben VAH des Verbundprojekts HyMoWi hatte daher zum Ziel, Konzepte aktiv formveränderlicher Flügel zu entwickeln und mit einem passiv formveränderlichen Flügelkonzept zu kombinieren. Weiterhin sollten die notwendigen technologischen Entwicklungen im Hinblick auf das Jahr 2050 identifiziert werden. Zum Erreichen der genannten Ziele erfolgte eine Technologieprognose, basierend auf Patentmetadaten, zu Basistechnologien aktiv formveränderlicher Flügel. In weiteren Schritten wurde eine Methode zur multidisziplinären Mehrzieloptimierung aktiv formveränderlicher Flügel entwickelt und umgesetzt. Diese ermöglicht die detaillierte Optimierung und Analyse aktiv formveränderlicher Flügel, ohne der Notwendigkeit einer Vorabdefinition der Zielgeometrie oder des Strukturlayouts. Eine effiziente Fluid-Struktur-Kopplung erlaubt die unmittelbare Bewertung der verformten Geometrien unter Berücksichtigung mehrerer Flugszustände. Als eine wesentliche Erkenntnis wurde gezeigt, dass aktiv formveränderliche Flügel, im Vergleich zu formkonstanten Profilen, das Potential besitzen, über ein breites Spektrum unterschiedlicher Flugbedingungen einen nahezu konstanten Widerstandsbeiwert zu realisieren. Zum Erhalt eines hybrid formveränderlichen Flügelkonzepts erfolgte die Kombination mit dem passiven Konzept des Verbundpartners. Abschließend diente die Kombination der Erkenntnisse der Technologieprognose mit den Ergebnissen der Optimierung und Analyse formveränderlicher Flügel der Ableitung von Forschungshinweisen. | | |
| 19. Schlagwörter Formveränderliche Flügel, multidisziplinäre Optimierung, aerodynamische Effizienz, Technologieprognose | | |
| 20. Verlag n/a | 21. Preis n/a | |

Document Control Sheet

| | | |
|--|---|--|
| 1. ISBN or ISSN planned | 2. type of document (e.g. report, publication) Final report | |
| 3. title Joint project: HyMoWi – Future potentials of hybrid morphing wings, Subproject: VAH – From the active to the hybrid morphing wing | | |
| 4. author(s) (family name, first name(s)) Dexl, Florian, Dipl.-Ing. Friedmann, Felix, Dipl.-Ing. Hauffe, Andreas, Dipl.-Ing. Wolf, Klaus, Prof. Dr.-Ing. | 5. end of project December 2019 | 6. publication date June 2020 |
| | 7. form of publication Final report | |
| | 8. performing organization(s) (name, address) Technische Universität Dresden Institute of Aerospace Engineering Chair of Aircraft Engineering Marschnerstraße 32 01307 Dresden | 9. originator's report no. ILR-LFT / 19-09 TR |
| 12. sponsoring agency (name, address) Bundesministerium für Wirtschaft und Energie (BMW) 53107 Bonn | 11. no. of pages 243 | |
| | 13. no. of references 230 | |
| | 14. no. of tables 69 | |
| 15. no. of figures 173 | | |
| 16. supplementary notes | | |
| 17. presented at (title, place, date) | | |
| 18. abstract Morphing wings are a promising technology for increasing the aerodynamic efficiency of future aircraft. However, at the current state of the art, a practical realization of morphing wings that reduce the overall energy balance is not possible. Therefore, the target of the subproject VAH, part of the joint project HyMoWi, was to develop concepts of active morphing wings and to combine them with a passive morphing wing concept. Furthermore, the required technological developments with regards to the year 2050 shall be identified. To reach the stated aims, a technology forecast, based on patent metadata, has been performed for basic technologies of active morphing wings. Further steps included the development and implementation of a multidisciplinary multi-objective optimization method for active morphing wings. This method allows the detailed optimization and analysis of active morphing wings without the need to define the target shape or the structural layout a priori. An efficient fluid-structure interaction approach allows the direct aerodynamic evaluation of the deformed shapes, taking into account multiple flight conditions. As a main result, it has been shown that active morphing wings, in contrast to constant airfoils, have the potential to achieve an almost constant drag coefficient over varying flight conditions. A combination with the passive concept of the associate partner has led to a hybrid morphing wing concept. Finally, the results of the technology forecast have been combined with the optimization and analysis results of morphing wings, in order to derive suggestions for future research. | | |
| 19. keywords Morphing wings, multidisciplinary optimization, aerodynamic efficiency, technology forecast | | |
| 20. publisher n/a | 21. price n/a | |