

# Interner Bericht

**DLR-IB-SY-BS-2024-184**

**Entwicklung eines Tools zur  
Generierung von Flügelkasten-  
Layouts auf Basis von CPACS**

**Studienarbeit**

Ricardo Reinke

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

Institut für Systemleichtbau



DLR

Deutsches Zentrum  
für Luft- und Raumfahrt



# Dokumenteigenschaften

Titel	<u>Entwicklung eines Tools zur Generierung von Flügelkasten-Layouts auf Basis von CPACS</u>
Betreff	<u>Studienarbeit</u>
Institut	<u>Systemleichtbau</u>
Erstellt von	<u>Ricardo Reinke</u>
Beteiligte	<u>Dr.-Ing. David Zerbst, M. Sc. Hendrik Traub</u>
Geprüft von	<u>Prof. Dr.-Ing. Christian Hühne</u>
Freigabe von	<u>Prof. Dr.-Ing. Christian Hühne</u>
Zugänglichkeit	<input checked="" type="checkbox"/> Stufe 1: Allgemein zugänglich (in elib ohne Zugangsbeschränkung) <input type="checkbox"/> Stufe 2: DLR intern zugänglich (in elib mit Beschränkung „nur DLR-intern zugänglich“)
Datum	<u>07.10.2024</u>
Version	<u>1.0</u>
Datei Info	<u>IB_2024_184_SA_Reinke.pdf</u>





# Entwicklung eines Tools zur Generierung von Flügelkasten-Layouts auf Basis von CPACS

## Studienarbeit

an der Technischen Universität Braunschweig

Verfasser: Ricardo Reinke

im Studiengang: M. Sc. Luft- und Raumfahrttechnik

Matr.-Nr.: 5373918

Erstprüfer:

Prof. Dr.-Ing. Christian Hühne (TU Braunschweig – IMA, DLR – SY)

Betreuer:

M. Sc. Hendrik Traub (TU Braunschweig – IMA)

Betreuer:

Dr.-Ing. David Zerbst (DLR – SY)

Bearbeitungszeitraum: 4 Monate

Abgabedatum am: 07.10.2024







## **Aufgabenstellung**

### **Studienarbeit**

für

**Herrn Ricardo Reinke**

Matr.-Nr. 5373918

Thema:

**Entwicklung eines Tools zur Generierung von Flügelkasten-Layouts  
auf Basis von CPACS**

**Development of a Tool for Generating Wing Box Layouts Based on  
CPACS**

#### **Einleitung**

In etablierten MDO-Prozessen am DLR erfolgt die Auslegung der Flügelstruktur auf Basis von Hautfeld-Steifigkeiten und Dicken einer vorgegebenen Wingbox. Darüber hinaus beeinflusst auch die Geometrie und Anordnung von Strukturelementen wie Holmen, Rippen und Stringern maßgeblich das Verformungsverhalten und die Masse des Flügels. Ziel der Studienarbeit ist die Bereitstellung der Zugänglichkeit zu entsprechenden Parametern der Flügel-Innentopologie als Voraussetzung für die Berücksichtigung in der Strukturoptimierung. Als Grundlage dient das CPACS-Format zur parametrischen Beschreibung von Flugzeugkonfigurationen. Ein zu programmierender Topologie-Generator soll auf Basis eines User-Inputs Holme und Rippen für einen vorgegebenen Flügel in CPACS nach gängigen Konstruktionsprinzipien verteilen. Dabei sind insbesondere Triebwerks- und Fahrwerkspositionen zu berücksichtigen. Mit den erzeugten Flügelstrukturen sollen über Strukturoptimierungen die Auswirkungen unterschiedlicher Anordnungen von Strukturelementen auf die Flügelmasse analysiert werden.

#### **Forschungshypothese**

Die Erweiterung des Designraums um Wingbox-Topologie-Parameter ermöglicht ein spezifischeres Optimum der Flügel-Gesamtmasse in der MDO





## Aufgabenstellung

Folgende Arbeitsschritte zur Untersuchung der Forschungshypothese sind zu bearbeiten:

1. Eine Literaturrecherche zu den Themen:
  - a. Flügelstrukturentwurf
  - b. Konstruktionsprinzipien und strukturelle Wirkung von Holmen, Rippen, Stringern
2. Ableitung von geeigneten User-Inputs auf Basis von 1.
3. Programmierung eines Tools zur Topologie-Generierung in Python, umfassend:
  - a. Lesen und Schreiben von Holm-, Rippen-, Triebwerkspositionen im CPACS-Format
  - b. Anordnung von Holmen, Rippen und Zellen in CPACS auf Basis des User-Inputs
  - c. Implementierung von Tests zur Sicherstellung der Funktionalität im Entwicklungsprozess
4. Optimierung von Flügelstrukturen und Analyse der Masse unter Variation von Holm- und Rippenverteilung

### Bearbeitungszeit: 4 Monate

Die Arbeit muss im TU Connect-Portal hochgeladen und in zweifach gebundener und einer elektronischen Form im Geschäftszimmer des Instituts für Mechanik und Adaptronik abgegeben werden. Ausnahmen sind in der Prüfungsordnung dokumentiert.

### Betreuer am Institut für Mechanik und Adaptronik:

**M.Sc. Hendrik Traub**

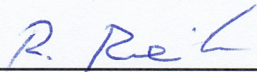
### Betreuer am DLR Braunschweig:

**Dr.-Ing. David Zerbst**

Die Bearbeitung der Studienarbeit erfolgt am Institut für Mechanik und Adaptronik der TU Braunschweig. Änderungen der Aufgabenstellung sind nur mit Zustimmung des Betreuers und Prüfungsausschusses möglich.

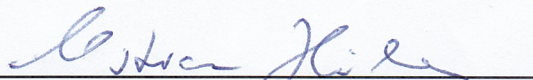
Mit der Annahme dieser Aufgabenstellung bin ich mir darüber bewusst, dass in der Studienarbeit die Eigenständigkeitserklärung des IMA unterschrieben enthalten sein muss.

Hiermit bestätige ich den Empfang der Aufgabenstellung:



---

**Ricardo Reinke**



---

**Prof. Dr.-Ing. Christian Hühne**



## **Eigenständigkeitserklärung**

Ich erkläre hiermit, dass ich die vorliegende Studienarbeit mit dem Titel „Entwicklung eines Tools zur Generierung von Flügelkasten-Layouts auf Basis von CPACS“ selbstständig und ohne unzulässige fremde Hilfe bearbeitet habe und dass ich die Arbeit noch nicht für diese oder eine andere Prüfung eingereicht habe. Alle benutzten Quellen und Hilfsmittel habe ich im Sinne der guten wissenschaftlichen Praxis vollständig angegeben.

Braunschweig, den 07.10.2024





## Abstract

The aim of this thesis is to increase the accessibility of parameters for defining the wing box structure in a multidisciplinary optimization process. To improve the efficiency of modern aircraft, increasingly complex interdisciplinary approaches are being used. This requires a rethinking of previous concepts and a move away from simplified rules of thumb, whose extrapolation often leads to inaccurate results, towards more precise physical models.

The wing is one of the most critical components in aircraft design, as it is subjected to significant loads. In many optimization processes, however, the primary wing box structure remains static. This thesis investigates whether considering parameters for the wing box structure can lead to a more specific optimum in terms of wing mass.

For this purpose, a wing box topology generator was developed in Python, which defines the position of spars and ribs using as few input parameters as possible in the accessible CPACS format. The generator also allows for the consideration of engine positions. Subsequently, a set of wing box configurations was generated and optimized under typical load profiles by adjusting the thickness of each structural element. It has been shown that the geometry of the wing box has an influence on the wing mass from a structural mechanics perspective. An optimal wing box layout consists of a small wing box with a vertically arranged rib field and an optimal rib spacing.

## Kurzfassung

Ziel dieser Studienarbeit ist es, die Zugänglichkeit von Parametern zur Definition der Flügelkastenstruktur in einem multidisziplinären Optimierungsprozess zu erhöhen. Um die Effizienz moderner Flugzeuge zu steigern, werden zunehmend komplexere, disziplinübergreifende Entwicklungsansätze verwendet. Dies erfordert ein Überdenken bisheriger Konzepte und eine Abkehr von vereinfachenden Faustformeln, deren Extrapolation häufig zu ungenauen Ergebnissen führt, hin zu präziseren physikalischen Modellen.

Der Tragflügel ist dabei eine der kritischsten Komponenten im Flugzeugentwurf, da er erheblichen Belastungen ausgesetzt ist. In vielen Optimierungsprozessen bleibt die primäre Struktur des Flügelkastens jedoch statisch. In dieser Arbeit wurde untersucht, ob die Berücksichtigung von Parametern zur Flügelkastenstruktur ein spezifischeres Optimum hinsichtlich der Flügelmasse ermöglichen kann.

Hierzu wurde ein Flügelkasten-Topologie-Generator in Python entwickelt, der die Position von Holmen und Rippen mit möglichst wenigen Eingabeparametern im zugänglichen CPACS-Format definiert. Der Generator ermöglicht zudem die Berücksichtigung der Triebwerkspositionen. Anschließend wurde ein Set von Flügelkasten-Konfigurationen erstellt und anhand realer Lastprofile optimiert, indem die Dicken der einzelnen Strukturelemente angepasst wurden. Es wurde gezeigt, dass der Einfluss der Geometrie des Flügelkastens aus strukturmechanischer Sicht einen entscheidenden Einfluss auf die Flügelmasse hat. Ein optimales Flügelkasten-Layout besteht aus einem kleinen Flügelkasten mit einem senkrecht angeordneten Rippenfeld mit einem optimalen Rippenabstand.



# Nomenklatur

## Lateinische Formelzeichen

$A$  Auftrieb

$a$  Länge

$b$  Spannweite oder Breite

$c$  Abstand zum Schwerpunkt

$C_A$  Auftriebsbeiwert

$D$  D-Matrix

$E$  Elastizitätsmodul

$f(\vec{x})$  Zielfunktion

$G$  Gewichtskraft

$g$  Erdbeschleunigung

$k$  Faktor

$m$  Masse

$N$  Anzahl

$n$  Lastvielfaches oder Beullast

$P$  Wirkende Kraft

$q$  Dynamischer Druck

$R$  Reichweite, Sicherheitsfaktor

$rib$  Parameter der sich auf die Rippendefinition bezieht

$S$  Flügelfläche

$s$  Rippenabstand (engl.: *rib spacing*)

$t$  Dicke (engl.: *thickness*)

$V$  Geschwindigkeit

$W$  Gewicht (engl.: *weight*)



$x$  Designvariable oder Koordinate im Kartesischen System

$\vec{x}$  Designvektor

$y$  Koordinate im Kartesischen System

$z$  Koordinate im Kartesischen System

# Griechische Formelzeichen

$\alpha$  Koeffizient für Beulen

$\beta$  Koeffizient für Beulen

$\eta$  Relative Koordinate in Spannweitenrichtung

$\Lambda$  Flügelstreckung (engl.: *aspect ratio*)

$\nu$  Poissonzahl

$\Omega$  Spezifisches Gewicht

$\rho$  Dichte

$\tau$  Zuspitzung (engl.: *taper ratio*)

$\xi$  Relative Koordinate in Flügeltiefenrichtung

# Indizes

**cr** kritisch

**D** dynamisch

**end** Ende des jeweiligen Objektes (Holm, Rippe oder Flügelkasten)

**Endkasten** Endkasten

**fle** Fixed Leading Edge

**Flügel** Flügel

**Flügelkasten** Flügelkasten

**fs** Vorderholm (engl.: *frontspar*)

**fte** Fixed Trailing Edge

**Holme** Holme

**i** Index für Designvariable

**j** Index für Nebenbedingungen in Gleichungsform

**k** Index für Nebenbedingungen in Ungleichungsform

**l** untere (engl.: *lower*)

**Luft** Luft

**max** maximal

**min** minimal

**MTO** Maximum Takeoff

**Nasenkasten** Nasenkasten

**obere Schale** obere Schale

**ref** Referenz

**Rippen** Rippen

**rotation** Rotation bezogen auf Rippenausrichtung

**rs** Hinterholm (engl.: *rearspar*)

**s** Scherung

**span** Index für Knickspannweite

**st** Strukturelle Spannweite (engl.: *structural span*)

**Stabilität** Stabilität

**start** Start des jeweiligen Objektes (Holm, Rippe oder Flügelkasten)

**u** obere (engl.: *upper*)

**untere Schale** untere Schale

**vorhergesagt** Vorhergesagter Wert

**x** Druck

# Abkürzungsverzeichnis

**BWB** Blended Wing Body

**CAD** Computer Aided Design

**CFD** Computational Fluid Dynamics

**CPACS** Common Language For Aircraft Design

**CS-25** Certification Specifications for Large Aeroplanes

**DLR** Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

**DoE** Design of Experiments

**EASA** European Aviation Safety Agency

**EIS** Entry into Service

**EU** Europäische Union

**FE** Finite Elemente

**FEM** Finite Elemente Modell

**ICAO** Internationale Zivilluftfahrt-Organisation

**LTAG** Long-term Global Aspirational Goal

**MAC** Mittlere Aerodynamische Flügeltiefe (engl.: *Mean Aerodynamic Chord*)

**MDO** Multidisziplinäre Designoptimierung

**TF** Turbofan

**TiGL** TiXI Geometry Library

**TiXI** Eine Bibliothek zum verarbeiten von XML-Dateien

**TLAR** Top Level Aircraft Requirement

**T&W** Tube & Wing

**UID** Unique Identifier

**XML** Extensible Markup Language

**YAML** Yet Another Markup Language

# Inhaltsverzeichnis

<b>Nomenklatur</b>	<b>xi</b>
<b>1. Einleitung</b>	<b>1</b>
1.1. Ziele der Arbeit . . . . .	2
1.2. Aufbau der Arbeit . . . . .	2
<b>2. Grundlagen des Flügelstrukturentwurfs</b>	<b>3</b>
2.1. Flügelstrukturentwurf . . . . .	3
2.1.1. Aktuelle Entwicklungsansätze . . . . .	3
2.1.2. Lasten auf den Tragflügel . . . . .	6
2.1.3. Tragflügelaufbau . . . . .	9
2.2. Multidisziplinäre Designoptimierung im Rahmen der Flugzeugentwicklung	14
2.3. CPACS-Format und seine Bedeutung in der parametrischen Flugzeugentwicklung . . . . .	16
<b>3. Generierung der Innentopologie eines Flügelkastens</b>	<b>19</b>
3.1. Auswahl geeigneter Eingabeparameter . . . . .	19
3.2. Anordnung von Holmen, Rippen und Zellen auf Basis des Inputs . . . . .	21
<b>4. Parameterstudie zur Massoptimierung von Flügelkästen</b>	<b>27</b>
4.1. Generierung der Flügelkasten-Layouts . . . . .	27
4.2. Strukturoptimierungsprozess . . . . .	30
4.3. Ergebnisse der Optimierung . . . . .	32
4.3.1. Korrelation der Parameter . . . . .	35
4.3.2. Analyse des Einflusses der Rippenparameter auf die Masse . . . . .	38
4.4. Diskussion der Ergebnisse . . . . .	43
<b>5. Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>45</b>
<b>Literatur</b>	<b>47</b>
<b>Abbildungsverzeichnis</b>	<b>50</b>
<b>Tabellenverzeichnis</b>	<b>51</b>
<b>A. Existierende Konfigurationen</b>	<b>55</b>
<b>B. Konfigurationen</b>	<b>56</b>
<b>C. Lastfälle</b>	<b>57</b>





# 1. Einleitung

Eine der größten Herausforderungen in der Luftfahrt besteht darin, das langfristige Ziel der Klimaneutralität bis 2050 umzusetzen. Dieses resultiert aus den Ergebnissen des Pariser Abkommens von 2015 und darauf aufbauenden Abkommen wie beispielsweise dem European Green Deal der EU. Im Rahmen der 41. ICAO Versammlung 2022 wurde dann die Umsetzung dieses Zieles als Long-term Global Aspirational Goal (LTAG) der Mitgliedstaaten festgelegt und durch die Notwendigkeit zur Bekämpfung des Klimawandels begründet. [16, 34]. Daher werden enorme Anstrengungen unternommen, um Luftfahrzeuge in Hinblick auf Effizienz, Leistung und Nachhaltigkeit zu verbessern.

Neue Entwicklungsansätze, wie beispielsweise der Einsatz von Verbundwerkstoffen, adaptiven Strukturen und Laminar Flow Control bieten großes Potential zur Reduzierung des Gewichtes und der Verbesserung der Aerodynamik. Ebenfalls können neue Antriebstechnologien die Umweltverträglichkeit erheblich steigern. Die neuen Energieträger, wie Wasserstoff oder Batterien, haben im Vergleich zu konventionellen Treibstoffen eine geringere Energiedichte. Daher sind neue Architekturkonzepte erforderlich, um diese Technologien zu integrieren. Neben Tanks in den Tragflächen müssen auch andere Bereiche des Flugzeugs für die Integration nachhaltiger Antriebssysteme erschlossen werden.

Hierbei kommen neuartige Flugzeugkonzepte ins Spiel, wie das Blended Wing Body (BWB)-Konzept, welches Potential für effizientere Luftfahrzeuge bietet. Diese Konzepte können die Integration der neuen Antriebssysteme bereits in der Entwurfsphase berücksichtigen, wodurch Konzepte speziell auf die neuen Energieträger zugeschnitten werden können. Allerdings führen diese Ansätze zu immer stärker gekoppelten Entwürfen, in welchen Aerodynamik, Antriebssysteme und Strukturmechanik eng miteinander in Wechselwirkung stehen.

Aufgrund der zunehmenden Komplexität ist es in der Entwurfsphase entscheidend, einen optimalen Entwurf zu finden. Der herkömmliche Ansatz, jede Disziplin einzeln zu betrachten, führt jedoch nicht zu einem globalen Optimum. Nur durch die Kopplung aller Disziplinen kann ein globales Optimum gefunden werden. Dafür kann eine Multidisziplinäre Designoptimierung (MDO) helfen, die genannten Wechselwirkungen zu untersuchen. Voraussetzungen sind dabei realistische Simulationsmodelle sowie eine hohe Rechenleistung. [37]

In der MDO werden bisher selten Parameter zur Optimierung des Flügelkasten-Layouts einbezogen. Die Flügelkasten-Geometrie wird nach einer Best-Guess-Schätzung bestimmt und bleibt während der Optimierung unberührt. Der Flügel wird in der MDO oft nur auf Grundlage der Planform und des Flügelprofils optimiert. Die Primärstruktur, wird in einer Strukturoptimierung auf Steifigkeit optimiert. [37] Die Geometrie des Flügelkastens wird jedoch durch alle genannten Entwicklungsansätze und neuartigen Flugzeugkonzepten stark beeinflusst. Daher ist die Berücksichtigung des Flügelkasten-Layouts in der Entwurfsphase relevant, um einen möglichst effizienten Flugzeugentwurf zu erreichen. Daher untersucht diese Arbeit die Hypothese, dass durch die Einbeziehung von Parametern für das Flügelkasten-Layout, insbesondere zur Platzierung von Holmen und Rippen, ein spezifischeres Optimum in Hinblick auf die Gesamtmasse erreicht werden kann.

## 1.1. Ziele der Arbeit

Das Ziel dieser Arbeit ist die Entwicklung eines Tools zur Generierung von Flügelkasten-Layouts im Common Language For Aircraft Design (CPACS)-Format. Dabei werden wesentlichen Parameter zur Platzierung der inneren Struktur im Flügelkasten als Eingabedaten an das Tool übergeben. Nach der Verarbeitung wird die anfänglich leere Außenhülle des Flügels mit den platzierten Strukturelementen ausgegeben.

Zur Überprüfung der Forschungshypothese wird eine Parameterstudie mit unterschiedlichen Flügelkasten-Konfigurationen durchgeführt. Aus jeder Konfiguration wird ein Finite Elemente Modell (FEM) erstellt und mit realistischen Lastprofilen gemäß CS-25-25 beaufschlagt. Die Dicken der einzelnen Strukturelemente werden so angepasst, dass die Struktur eine hinreichend hohe Stabilität aufweist. Das Ziel besteht darin, den Einfluss der Parameter auf die Flügelmasse zu untersuchen, um darauf basierend eine fundierte Bewertung der Hypothese vorzunehmen.

## 1.2. Aufbau der Arbeit

Die Arbeit gliedert sich wie folgt: Zunächst werden aktuelle Entwicklungsansätze im Flügelentwurf beleuchtet. Anschließend erfolgt eine Analyse der strukturellen Wirkung verschiedener Versteifungselemente. Das Kapitel endet mit der Betrachtung von einer MDO sowie der Bedeutung des CPACS-Formates im Rahmen der parametrischen Flugzeugentwicklung.

Basierend auf der Literaturrecherche werden geeignete Parameter als Eingabewerte abgeleitet, die für die Generierung der Flügelkasten-Layouts verwendet werden können. Anschließend wird der Generierungsprozess der Innentopologie des Flügelkastens mit den vorgestellten Eingabewerten erläutert.

Im nächsten Abschnitt wird eine Parameterstudie zur Überprüfung der Hypothese durchgeführt. Dabei werden diskrete Flügelkasten-Layouts erstellt und Finite-Elemente-Modelle generiert. Mithilfe einer Optimierung werden die Dicken der einzelnen Strukturelemente basierend auf realistischen Lastfällen über mehrere Iterationen optimiert. Die Ergebnisse der Modelle werden hinsichtlich der Strukturmasse und ihrer Zusammensetzung analysiert, um den Einfluss der jeweiligen Parameter zu bewerten. Abschließend werden die Ergebnisse diskutiert und die gewonnenen Erkenntnisse zusammengefasst.

## 2. Grundlagen des Flügelstrukturentwurfs

Der Konzeptentwurf ist die erste der drei Hauptphasen des Flugzeugentwurfs nach Raymer [27]. Das Ziel dieser Phase besteht darin, ein Konzept basierend auf den Anforderungen der Transportaufgabe zu entwickeln, die unter anderem aus der Marktanalyse abgeleitet wurden. Dabei werden verschiedene Konfigurationen mithilfe einfacher Methoden entworfen und bewertet, um eine erste grobe Festlegung zu treffen. [27, 37].

In diesem Kapitel werden einleitend vielversprechende Entwicklungsansätze zur Optimierung von Tragflügeln betrachtet. Daraus wird die Notwendigkeit der Betrachtung der inneren Flügeltopologie im Konzeptentwurf abgeleitet. Darauf aufbauend wird der herkömmliche Tragflügelaufbau beschrieben sowie die Bedeutung und Funktion einzelner Versteifungselemente. Im zweiten Teil des Kapitels wird der interdisziplinäre Entwicklungsansatz der Multidisziplinären Designoptimierung (MDO) vorgestellt. Dabei wird auch auf die Bedeutung der parametrischen Flugzeugentwicklung mit CPACS in einer multidisziplinären Designoptimierung eingegangen.

### 2.1. Flügelstrukturentwurf

Der Tragflügel eines Flugzeugs erzeugt den notwendigen Auftrieb für den Flug. Gleichzeitig sind in der Regel Triebwerke am Tragflügel angebracht, um den erforderlichen Schub zu erzeugen. Darüber hinaus befinden sich im Flügel Kraftstoffsysteme sowie zahlreiche Steuerflächen zur Manövrierbarkeit des Flugzeugs. Daher ist der Tragflügel eine der am stärksten belasteten und kritischsten Komponenten des Flugzeugs, dessen Versagen unzulässig ist. [13]

Nachfolgend werden aktuelle Entwicklungsansätze vorgestellt. Darauf folgt eine Betrachtung des Aufbaus eines Tragflügels und dessen Strukturelemente.

#### 2.1.1. Aktuelle Entwicklungsansätze

Aktuelle Entwicklungen im Flugzeugentwurf fokussieren sich auf eine verbesserte Effizienz, Leistung und Nachhaltigkeit. Besonders der Einsatz neuer Antriebssysteme verändert das traditionelle Bild eines zivilen Flugzeugs erheblich. Neben vollständig neu entwickelten Flugzeugkonzepten gibt es auch spezifische Ansätze zur Entwicklung hocheffizienter Tragflügel. Einige Ansätze werden im Folgenden kurz vorgestellt und hinsichtlich ihrer Herausforderungen für die Flügelkastenstruktur erläutert.

Um die Effizienz von Tragflächen zu steigern, können hochgestreckte Flügel von Vorteil sein, da sie den induzierten Widerstand deutlich reduzieren. Allerdings gehen größere Spannweiten auch mit mehreren Nachteilen einher. Ein höheres Biegemoment an der Flügelwurzel erfordert eine Verstärkung der Primärstruktur, was zu einer erhöhten Masse und in der Folge zu einer weiteren Zunahme der Lasten führt. Zudem ist die reduzierte Manövrierfähigkeit bei unveränderten Steuerflächen ein wichtiger Aspekt. Eine Verlagerung der Querruder weiter nach außen lässt sich aufgrund des begrenzten Bauraums und der derzeitigen Aktuatortechnik nicht ohne Weiteres realisieren. [22, 29]

Die Herausforderungen bei der Gestaltung des Flügelkastens mit diesem Entwicklungsansatz liegen in der erhöhten Lastaufnahme sowie der Integration von Hochauftriebssystemen in den zur Flügelspitze hin stark falcher werdenden Flügelkasten.

Ein Entwicklungsansatz zur Steigerung der Effizienz von Tragflügeln ist die Verwendung von *adaptiven Strukturen*, welche auch als aktive Strukturen bekannt sind. Diese Technologien ermöglichen es, die Form und Geometrie des Flügels dynamisch an die Flugbedingungen anzupassen. Hunsaker, Phillips und Joo [15] untersuchten morphende Flügel, die ihre Form so anpassen können, dass diese unterschiedliche Auftriebsverteilungen für den Reiseflug und den Manöverflug ermöglichen. Während des Reiseflugs steht die Minimierung des Widerstands im Vordergrund, während im Manöverflug neben der Minimierung des Widerstands die Lasten für die Flügelstruktur für die Dimensionierung bestimmend sind. Durch die angepasste Form der Flügel kann somit der Widerstand um etwas 10% im Vergleich zu einer Standardkonfiguration reduziert werden.

Adaptive Strukturen können auch dynamische Belastungen aktiv dämpfen und reduzieren, was zu einer Gewichtsersparnis führt. Durch den Einsatz von aktiver Dämpfung oder formvariablen (morphenden) Strukturen wird angestrebt, die flugphysikalischen Eigenschaften zu optimieren. Insbesondere können durch diesen Ansatz der aerodynamische Widerstand gesenkt, Schwingungen der Struktur reduziert und die Flugleistung sowie -steuerung verbessert werden. Des Weiteren ist auch eine Lärmreduzierung mit morphenden Strukturen möglich. Der Begriff adaptive Strukturen ist zwar nicht eindeutig definiert, umfasst jedoch neben aktiven Strukturen auch formvariable Strukturen, die erhebliche Änderungen in Form und Geometrie ermöglichen. [28, 15]

Die Autoren Li u. a. [19] haben verschiedene Konzepte und Strategien mit morphenden Flügeln analysiert. Dabei wurden Konzepte untersucht, welche die Wölbung, die Dicke, die Verdrehung, die Spannweite oder die Pfeilung von Flügeln verändern. Zudem wurden Konzepte zu faltbaren Strukturen analysiert. Diese Ansätze zielen darauf ab, eine höhere Performance zu erreichen, was sich in einem verbesserten Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand widerspiegelt.

Jedoch ist die Integration stark morphender Strukturen oft mit einem erheblichen Gewichtsanstieg sowie mit zusätzlichem Aufwand verbunden, was die Attraktivität solcher Konzepte einschränken kann. Daher muss die Effizienzsteigerung stets mit der Wirtschaftlichkeit und dem zusätzlichen Gewicht gegenübergestellt werden.

Nach Li u. a. [19] gehören Strukturen mit variabler Spannweite und Pfeilung, sowie solche, die eine Kombination aus variabler Spannweite und Wölbung nutzen zu den vielversprechendsten Konzepten, die einen guten Kompromiss zwischen Performance und zusätzlichem Gewicht bieten. Auch Strukturen mit morphenden Vorderkanten haben sich als vielversprechend erwiesen. Diese Konzepte zeigen, wie durch gezielte Anpassungen der Flügelgeometrie sowohl die aerodynamische Effizienz als auch die strukturelle Belastung optimiert werden können.

Auch die aktive Schwingungsdämpfung und die damit resultierende Lastabminderung bieten großes Potenzial. Dabei messen Sensoren die durch Böenanregung entstehenden Schwingungen, die dann aktiv gedämpft werden, indem gegenphasig einwirkende Aktuatoren die ungewollten Schwingungen reduzieren. Dies kann mit Steuerklappenausschlägen erreicht werden, wobei eine höhere und häufigere Belastung der Steuerflächen in Kauf genommen wird. [28]

Die Lastabminderung kann auch passiv erfolgen, indem morphende Materialien sich so verformen, dass die Lastverteilung verbessert wird. Auch die Verwendung von Faserverbundwerkstoffen kann helfen, indem der Flügel sich durch den maßgeschneiderten Lagenaufbau so verformt, dass die Lastaufnahme optimiert wird.

Morphende Strukturen erfordern meist tiefgreifende Eingriffe in die Flügel- und Flugzeugarchitektur. Daher sind umfassende Anpassungen notwendig, um die Integration von Systemen sowie die strukturelle Integrität sicherzustellen. Für den Flügelkasten spielen neben den geometrischen Randbedingungen der Systemintegration und der Kraftstoffspeicherung auch die Belastungen eine entscheidende Rolle. Der Flügelkasten sollte daher frühzeitig im Entwurfskonzept berücksichtigt werden, um eine optimale Integration und Effizienz zu gewährleisten. Besonders für Themen wie der Lastabminderung oder adaptiver Schwingungsdämpfung sind die strukturellen Eigenschaften des Flügelkastens von großer Bedeutung.

Ein weiterer Ansatz zur Effizienzsteigerung von Tragflügeln ist das Konzept *Laminar Flow Control*. Dabei wird versucht, die Strömung gezielt zu modifizieren, dass der Übergang von der laminaren zu turbulenter Strömung verzögert wird. Dadurch lässt sich der aerodynamische Widerstand reduzieren, ohne die Geometrie des Flügels anzupassen.

Beispielsweise kann aktiv durch das Absaugen der Luft über eine perforierte Flügeloberfläche die Strömung länger laminar gehalten werden. Eine Herausforderung besteht dabei in der Mikrometer genauen Fertigung der aktiven Schicht [33]. Eine notwendige Voraussetzung für die Umsetzung dieser Technologie ist eine disziplinübergreifende Entwicklung. Während die Aerodynamik die Druckverteilung und die optimale Absaugrate bestimmt, ist es die Aufgabe der Strukturmechanik, die Flügelkastenstruktur so zu entwerfen, dass diese die strukturelle Integrität des Flügels sicherstellt und gleichzeitig Raum für die notwendigen Systeme bietet. Dadurch wird die Flügelkastenstruktur zu einem wichtigen Element im Designprozess. [17]

Schon 1978 befasste sich Watts [35] mit dem Design eines Flügelkastens aus faserverstärkten Verbundmaterialien. Er erkannte, dass mit dem Einsatz dieser Materialien eine Gewichtsersparnis von bis zu 25% möglich sei. [35]

Moors, Kassapoglou, Almeida u. a. [23] beschreiben einen effizienten Prozess für das Design eines Flügelkastens mit faserverstärkten Kunststoffen. Der Laminataufbau erfolgt nach grundlegenden und bewährten Methoden. Dabei wird ein besonderer Augenmerk auf die verschiedenen Versagensarten gelegt. Insbesondere wird das lokale Beulen von der Außenhaut während der Bruchlast zugelassen, dabei kommt es zu einer Lastumverteilung von der beulenden Struktur zu der unversehrten Struktur. Der beschriebene Ansatz ermöglicht es die Anzahl der verwendeten Strukturelemente, wie Rippen, Holme und Stringer zu variieren. [23]

Eine besondere Eigenschaft faserverstärkter Verbundmaterialien ist die Möglichkeit, durch den gezielten Lagenaufbau eine richtungsabhängige Steifigkeit im Flügel zu erzielen. Dadurch lassen sich aerodynamische Effekte so steuern, dass unerwünschte Lastspitzen reduziert und die Belastung gleichmäßiger verteilt werden, was zu einer gezielten Lastabminderung führt. Dieses Prinzip wird als *Aeroelastic Tailoring* bezeichnet. [31]

Da das herkömmliche Tube & Wing (T&W) Konzept schon stark optimiert ist und wenig Potential für weitere signifikante Änderungen bietet, können tiefere Veränderungen

der Flugzeugarchitektur neue Möglichkeiten bieten. Besonders die Integration neuer Antriebssysteme kann die Nachhaltigkeit eines Flugzeuges enorm steigern. Jedoch erfordern diese aufgrund der geringeren Energiedichte der Energieträger mehr Platz, um in einem Flugzeug integriert zu werden. Das vielversprechendste Flugzeugkonzept, welches diese Thematik lösen könnte, stellt das Blended Wing Body (BWB) Konzept dar. [11] Die Autoren Gauvrit-Ledogar u. a. [11] untersuchten ein BWB-Konzept in einer MDO und verglichen dieses mit einem herkömmlichen T&W-Konzept. Dabei wird ein reduzierter Designvektor aus nur 12 Parametern verwendet, wobei keine Parameter der Struktur im Flügelkasten verwendet werden. Die Veröffentlichung zeigt die Vorteile wie die Erhöhung des Auftriebs-zu-Widerstands-Verhältnisses um bis zu 15 % sowie eine Reduktion des Abfluggewichts um etwa 10 %, auf. Allerdings ist das BWB-Konzept ein stark gekoppeltes System, da jede Disziplin (Aerodynamik, Struktur, Antrieb, etc.) untereinander eng miteinander verbunden sind.

Die vorgestellten Entwicklungsansätze beschreiben unterschiedliche Ausmaße der Flügelveränderung. Allen Ansätzen ist jedoch gemein, dass sie die Belastung, Geometrie und Integration von Systemen des Flügels erheblich beeinflussen. Insbesondere die Primärstruktur muss an diese Ansätze angepasst und optimiert werden. Daher ist der Zugang zu Parametern für das Flügelkasten-Layout für eine effektive Optimierung von großer Bedeutung.

### 2.1.2. Lasten auf den Tragflügel

Der Tragflügel eines Flugzeugs ist sowohl während des Fluges als auch am Boden verschiedenen Lasten ausgesetzt. Für die Auslegung sind die dimensionierenden Lasten entscheidend, die für jede Komponente des Flügels berücksichtigt werden müssen. In diesem Abschnitt werden die unterschiedlichen Lasten charakterisiert und ihre Bedeutung für den Entwurfsprozess erläutert.

Am Tragflügel wirken Punkt-, Oberflächen- und Volumenlasten. Punktlasten entstehen durch Kräfte, die von Triebwerken, Fahrwerken, Querrudern und Klappen auf den Flügel einwirken. Zusätzlich wirken statische und dynamische Oberflächenkräfte durch die aerodynamische Druckverteilung, die den Flügel durch den Auftrieb nach oben ziehen. Volumenkräfte entstehen durch die Gewichtsverteilung innerhalb des Flügels. All diese unterschiedlichen Lasten müssen in die Primärstruktur eingeleitet werden. [28]

Der aus den oben genannten Kräften resultierende Schnittkraftverlauf lässt sich vereinfacht darstellen, wie in Abbildung 2.1 gezeigt. Dabei ist die Gewichtskraft des Triebwerks eine wichtige Größe, welche den Kräfte- und Momentenverlauf verändert.

Bei der Auslegung eines Flügels gibt es eine Vielzahl an Lastfällen, welche durch die Certification Specifications for Large Aeroplanes (CS-25) vorgegeben sind, von denen jedoch nur wenige tatsächlich dimensionierend sind. Daher ist es entscheidend, die dimensionierenden Lastfälle zu identifizieren, die auf den Flügel und seine Baugruppen wirken. Da zu Beginn in der Regel unklar ist, welche Lastfälle letztendlich dimensionierend sind, werden zunächst alle Szenarien berücksichtigt. Sobald die relevanten Lastfälle ermittelt wurden, kann die Auslegung des Tragflügels erfolgen. [37, 10]

Aus den dimensionierenden Lastfällen ergibt sich für jedes Bauteil eine *sichere Last* (engl.: *Limit Load*), bei der keine bleibenden Verformungen auftreten dürfen. Die sichere Last multipliziert mit einem Faktor von 1,5 ergibt die *Bruchlast*, welche auch *Ultimate*



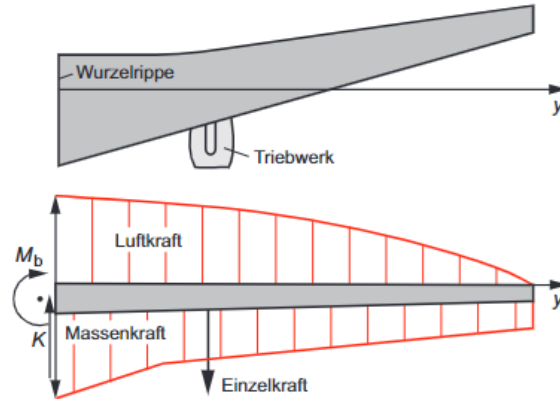


Abbildung 2.1.: Vereinfachter Schnittkraftverlauf am Tragflügel [28]

*Load* genannt wird. Erst bei dieser Last darf das Bauteil versagen. Der Sicherheitsfaktor wird bewusst so hoch gewählt, um Unsicherheiten und Streuungen bei Annahmen und Berechnungen, Materialwerten sowie den Einfluss von Temperatur und Feuchtigkeit zu kompensieren. [28, 37]

Betrachtet man die Häufigkeitsverteilung der dimensionierenden Lastfälle, zeigt sich, dass in fast einem Drittel aller Fälle vertikale Böen die kritischste Belastungsart für den Flügel darstellen. Mit etwas mehr als 20 % sind auch Höhenrudermanöver und mit 15 % Querrudermanöver ebenfalls entscheidend für die Dimensionierung. Auch der Landestoß ist ein wichtiger Lastfall, der in über zehn Prozent der Fälle dimensionierend wirkt. [2]

Im Folgenden werden die genannten Belastungsarten näher beschrieben. Dazu zählen Manöver- und Böenlasten sowie der Landestoß.

Manöverlasten treten bei Flugmanövern wie Kurven- oder Sinkflug auf und werden durch den Ausschlag von Steuerflächen initiiert. Das Lastvielfache  $n$  entspricht dem Verhältnis der auf das Flugzeug wirkenden Kraft  $P$  und seiner Gewichtskraft  $G$ , wie in Gleichung 2.1 dargestellt ist.

$$n = \frac{P}{G} \tag{2.1}$$

Nach der CS-25 der European Aviation Safety Agency (EASA) müssen Flugzeuge, mit einer maximalen Startmasse von  $m_{MTO} = 22700 \text{ kg}$  oder mehr, ein Lastvielfaches von  $n_{\min} = -1$  bis  $n_{\max} = 2.5$  aushalten. Für symmetrische Manöver, bei denen in der Symmetrieebene Auftrieb und Massenkraft wirken, kann ein  $V, n$ -Diagramm (Abbildung 2.2) verwendet werden, das den zulässigen Betriebszustand angibt. [10, 28, 37]

Manöver und die damit resultierenden Manöverlasten werden durch die Steuerflächen eingeleitet. Flügel sind mit einer Vielzahl von Steuerflächen ausgestattet. Hochauftriebs-hilfen wie Landeklappen und Vorfügel werden hauptsächlich beim Start und bei der Landung eingesetzt. Während des Fluges werden vor allem die Querruder (engl.: *Ailerons*) zur Steuerung des Flugzeugs verwendet. Diese Steuerflächen erzeugen punktuelle Lasten auf den Flügel, was zu einer veränderten aerodynamischen Druckverteilung führt, wie in Abbildung 2.3 dargestellt. Diese Lasten sind in der Regel jedoch nur für die tragende Struktur der Klappen sowie für die direkt angrenzenden oberen und unteren Hautfelder von Bedeutung. [24]



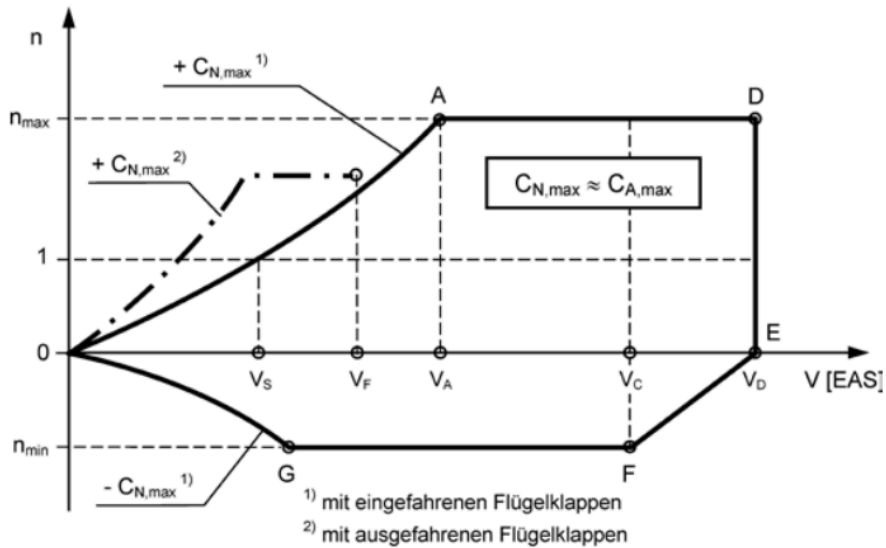


Abbildung 2.2.: V,n-Diagramm [28]

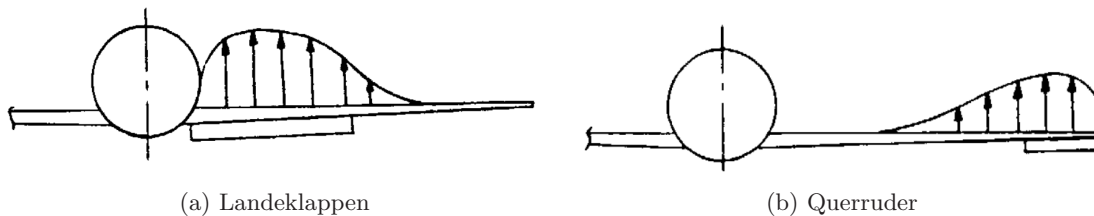


Abbildung 2.3.: Aerodynamische Lasten verursacht durch Steuerflächen [24]

Neben den Belastungen durch Manöver treten auch Lasten durch atmosphärische Turbulenzen auf. Unter Turbulenzen versteht man Luftströmungen, die zeitlichen Schwankungen unterliegen. Hierbei wird zwischen Horizontal- und Vertikalböen unterschieden. Beide Arten von Böen können erhebliche Belastungen auf den Tragflügel ausüben. Auch Böenlasten lassen sich mithilfe des  $V, n$ -Diagramm bestimmen, wie in Abbildung 2.4 dargestellt. Allgemein gibt es verschiedene Möglichkeiten die Böenlasten zu bestimmen. Eines davon ist die quasistatische PRATT-Methode. [28, 12]

Auch die Lasten, die beim Bodenbetrieb auftreten, sind von großer Bedeutung. Hierzu zählt vor allem der Landestoß, aber auch das Rollen auf unebenem Untergrund. Das Gesamtgewicht des Flügels, einschließlich des Kraftstoffs, ist ein entscheidendes Kriterium bei der Flügelauslegung. Das Gewicht der Flügelstruktur und der Triebwerke, falls diese am Flügel montiert sind, trägt wesentlich zum Gesamtgewicht bei. Zusätzlich müssen Kraftstofftanks und Systeme wie das Fahrwerk berücksichtigt werden. Beim Landestoß muss das Gewicht des Flügels aufgrund seiner Trägheit abgefangen werden, weshalb dieser Lastfall mit einem Lastvielfachen von  $n = 2$  bis 3 ausgelegt wird. [24, 28]

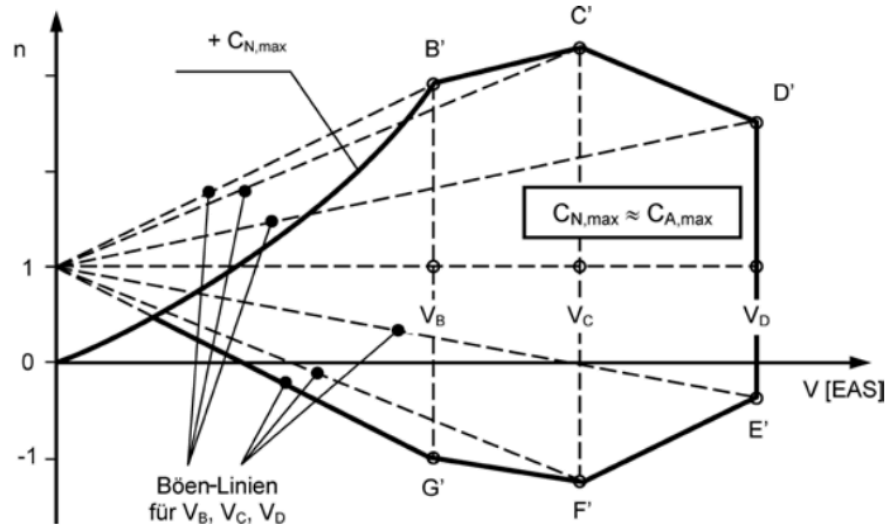


Abbildung 2.4.: V,n-Diagramm mit Böenlinie [28]

### 2.1.3. Tragflügelaufbau

Der klassische Tragflügelaufbau in Schalenbauweise besteht aus differenzierten Versteifungselementen, die spezifische Lasten aufnehmen und Funktionen übernehmen, wie in Abbildung 2.5 gezeigt. Die Primärstruktur des Flügelkastens setzt sich im Wesentlichen aus Holmen, Rippen, Stringern und Beplankungen zusammen. Die Aufgaben der einzelnen Strukturelemente werden im Folgenden näher erläutert.

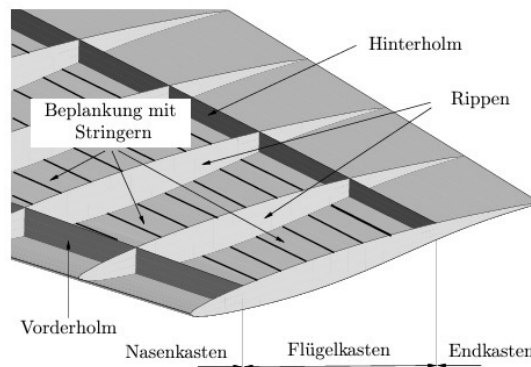


Abbildung 2.5.: Struktur eines Tragflügels [37]

*Holme* (engl.: *Spars*) sind Träger, die in Spannweitenrichtung verlaufen. Ihre Hauptaufgabe besteht darin, Querkräfte und Biegemomente aufzunehmen. Der Auftrieb bewirkt eine Aufwärtsbiegung des Flügels, die von den Holmen getragen werden muss. Diese Aufwärtsbiegung kann die Rumpfstruktur entlasten, allerdings wird der Flügel in der Regel durch den Kraftstoff vorgespannt, was zu einem Offset in der Biegekomponente führt. Am Boden wirkt das Gewicht des Flugzeugs auf die Holme und biegt den Flügel nach unten. Die Holme sind an der Flügelwurzel stärker belastet als an der Flügelspitze. Um diesen Lasten optimal standzuhalten, bestehen Holme aus einem Steg und jeweils einem

Gurt an der Ober- und Unterseite. Der Steg übernimmt die Aufnahme der Querkräfte, während die Gurte in Längsrichtung die Zug- und Druckkräfte aus dem Biegemoment aufnehmen. [18, 28]

Bei Kleinflugzeugen werden üblicherweise einzelne Holme aus I- oder C-Profilen verwendet. Im hinteren Teil des Flügels werden diese Holme durch zusätzliche Hilfsholme ergänzt. Diese Konstruktion ermöglicht eine Gewichtsminimierung. [28]

Bei größeren Flugzeugen werden Tragflügel in Schalenbauweise mit einem Flügelkasten, wie in Abbildung 2.5 zu sehen ist, hergestellt. Dabei werden die Träger weit auseinander gesetzt. Die Beplankung zwischen den Holmen übernimmt zusätzlich die Aufnahme der Zug- und Druckkräfte. Daher findet man in dieser Konfiguration häufig Holme ohne ausgeprägte Gurte, die auch als Stegholme bezeichnet werden. Ein besonderer Vorteil dieser Konstruktion ist, dass der von den Holmen und der Beplankung gebildete Flügelkasten abgeschlossen ist und somit neben Biegemomenten auch besonders gut Torsionsmomente aufnehmen kann. Der Flügelkasten übernimmt als Primärstruktur alle relevanten Lasten. Vor dem Vorderholm, welcher nach Niu und Niu [24] bei einer konstanten relativen Flügeltiefe von 12 % bis 17 % platziert wird, befindet sich der Nasenkasten. Hinter dem Hinterholm, der zwischen 55 % bis 60 % platziert wird, ist der Endkasten. Im Endkasten sind unter anderem die Querruder untergebracht, die etwa 30 % der relativen Flügeltiefe ausmachen. Beide Kästen gehören in der Regel zur Sekundärstruktur. Besonders bei größeren Zivilflugzeugen kann auch ein zusätzlicher mittlerer Holm verbaut sein. Dieser endet jedoch an einer definierten Spannweitenposition, meist in Höhe der Triebwerke. Der Flügelkasten endet üblicherweise auch vor der Flügelspitze, da die restliche Struktur steif genug ist, um die Lasten von der Flügelspitze aufzunehmen. [24, 28, 37]

Besonders bei dünnen Tragflügeln mit geringer Streckung, wie zum Beispiel bei Überschallflugzeugen, wird ein mehrholmiges Konzept verwendet. Dieses bietet den Vorteil, dass Lasten besser verteilt werden können, wodurch die Steifigkeit erhöht wird und zusätzliche Redundanz entsteht. [28]

Die Beplankung wird neben den Holmen zusätzlich mit *Rippen* abgestützt. Diese dünnwandigen, ebenen Träger sind meist senkrecht zu den Holmen angeordnet und verleihen dem Flügel die gewünschte aerodynamische Form. Rippen sind notwendig, um die Hautfelder zu verkleinern und das Beulen der Haut zu verhindern. Darüber hinaus helfen sie, die Oberflächenkräfte aus der aerodynamischen Druckverteilung besser in die Primärstruktur, also in die Holme, einzuleiten. Zusätzlich müssen die Rippen Trägheitskräfte aufnehmen, die durch Kraftstoff, Struktur und weitere Systeme entstehen. Ihre Stärke liegt auch darin, lokal große Kräfte aufnehmen zu können, um beispielsweise die Lasten von Fahrwerk und Triebwerk zu stützen. [18, 24, 28, 37]

In einem Flügel werden eine Vielzahl an Rippen benötigt, daher ist es entscheidend diese ideal anzuordnen, um die Strukturmasse zu reduzieren. Es empfiehlt sich bei konzentrierten Lasten, Änderungen des Querschnitts oder der Flügelform zusätzliche Rippen zu verteilen. [24]

Des Weiteren gibt es verschiedene Konzepte, wie Rippen angeordnet werden können. Zwei Konzepte sind in Abbildung 2.6 dargestellt.

In der ersten Konfiguration, bei der die Rippen senkrecht zum Vorderholm angeordnet sind, sind die Rippen generell kürzer, was zu einer geringeren Masse führt. Zudem erleichtert die senkrechte Ausrichtung zu den Holmen die Fertigung erheblich. Alternativ

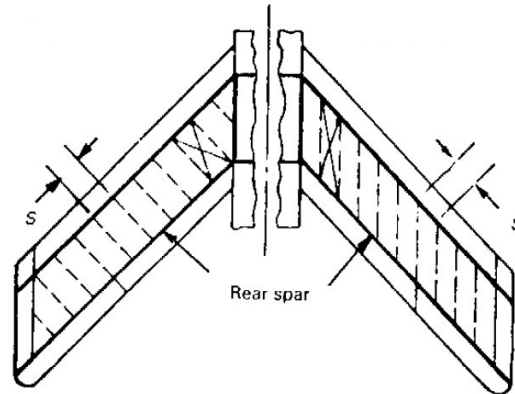


Abbildung 2.6.: Orientierung der Rippen: Links sind die Rippen senkrecht zum Vorderholm angeordnet, rechts sind die Rippen parallel zur Flugrichtung angeordnet [24]

können die Rippen auch senkrecht zur Flügelvorderkante stehen, während andere Anordnungen wie senkrechte Rippen zum hinteren Holm oder zur Flügelhinterkante eher unüblich sind. [24]

Dagegen bietet die Konfiguration, bei der die Rippen parallel zur Flugrichtung angeordnet sind, eine bessere aerodynamische Form des Flügels, was den Luftwiderstand verringert. Diese Anordnung kann jedoch die strukturelle Steifigkeit beeinträchtigen und den Aufwand für die Fertigung erhöhen. [24]

Um die Vorteile beider Konzepte zu vereinen, gibt es eine hybride Variante. Dabei werden die Rippen an der Flügelwurzel parallel zur Strömungsrichtung orientiert und drehen sich mit zunehmender Spannweite, bis sie an der Flügelspitze schließlich senkrecht zu den Holmen verlaufen. Diese Gestaltung kombiniert eine optimale aerodynamische Form mit erhöhter struktureller Steifigkeit und verringertem Fertigungsaufwand. [24]

Der Einfluss der Rippenorientierung auf die strukturelle Integrität und die aerodynamische Leistung wurde in mehreren Studien untersucht. Othman u. a. [25] analysierten die Auswirkungen der Rippenorientierung in einem rechteckigen Flügelkasten. Es wurde gezeigt, dass eine stärkere Verdrehung der Rippen im Vergleich zu einer parallelen Ausrichtung die natürlichen Eigenfrequenzen der Torsionsmoden erhöht. Dies bietet die Möglichkeit, aerodynamische Instabilitäten wie Flattern und Divergenz besser zu vermeiden, was wiederum eine Gewichtsreduktion ermöglicht.

Zu ähnlichen Ergebnissen kommen auch Chan, Harmin und Rafie [5], die den Einfluss der Rippenorientierung auf die maximale Geschwindigkeit, bei der gerade kein Flattern auftritt, untersucht haben. Die Studie wurde mit einem größeren Modell, bestehend aus drei Holmen und 51 Rippen, durchgeführt. Es wurde gezeigt, dass eine Verdrehung der Rippen in einzelnen Abschnitten in der Mitte des Flügels am effektivsten ist, um die Flattergeschwindigkeit zu erhöhen, wobei die Rippenorientierung in dieser mittleren Sektion besonders sensitiv bezüglich der Torsionsmoden ist.

Neben der Orientierung der Rippen ist der Abstand zwischen den Rippen  $s$ , auch *rib spacing* genannt, ein entscheidender Parameter für die Platzierung der Rippen. Der Rippenabstand definiert die Anzahl der benötigten Rippen, die maßgeblich zum Gesamtgewicht des Flügels beitragen [24]. Ein durchschnittlicher Rippenabstand liegt dabei bei  $s = 0,75 \text{ m}$  [32].

Wie in Abbildung 2.7 gezeigt, gibt es einen optimalen Abstand zwischen den Rippen. Ein zu kleiner Abstand erhöht die Anzahl der Rippen im Flügel, was zu einer erhöhten Masse führt. Dafür kann das Gewicht der Beplankung reduziert werden, da diese dünner dimensioniert werden kann, aufgrund kleinerer Hautfelder, wodurch Beulen erst später auftritt. Umgekehrt reduziert ein zu großer Abstand der Rippen zwar die Anzahl der Rippen und damit das Gewicht der Rippen, erfordert jedoch eine dickere Beplankung, um Beulen bei den vergrößerten Hautfeldern zu vermeiden. Ein optimaler Rippenabstand verringert die Gesamtmasse des Flugzeugs und führt zu höherer Effizienz. Ein größerer Rippenabstand wird bei gleichbleibendem Gewicht bevorzugt, da dadurch Kosten und Ermüdungserscheinungen reduziert werden können. [24]

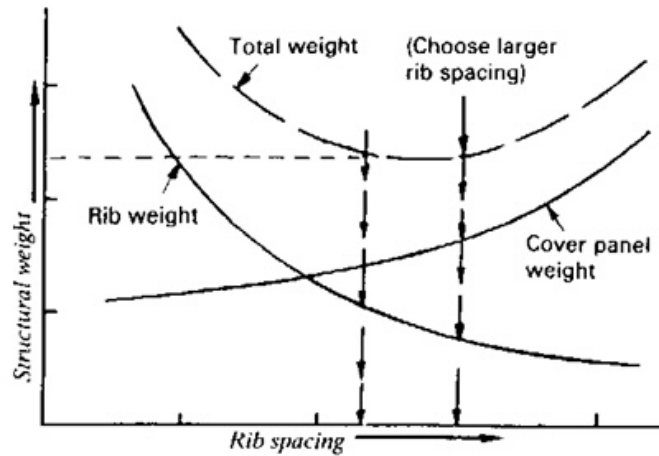


Abbildung 2.7.: Einfluss des Abstands der Rippen auf das Gewicht [24]

Nach Niu und Niu [24] und Chan, Harmin und Rafie [5] kann ein spezifischeres Optimum durch einen variablen Rippenabstand erreicht werden. Aus struktureller Sicht wird ein Rippenabstand benötigt, der sich zur Flügelspitze hin verringert. Währenddessen wird aus aerodynamischer Sicht der optimale Rippenabstand hinsichtlich der Flatterneigung durch einen zunehmend größeren Abstand entlang der Holme erzielt. Beide Ansätze verbessern jeweils die strukturellen und aerodynamischen Eigenschaften des Flügels. Es ist jedoch notwendig, eine sorgfältige Abwägung vorzunehmen, um den idealen Rippenabstand zu bestimmen.

Die Außenkontur des Flügels wird durch die dünnwandige *Beplankung* vorgegeben und ist maßgeblich für die aerodynamischen Eigenschaften verantwortlich. Diese Beplankung wird dementsprechend normal zur Oberfläche durch die aerodynamische Druckverteilung belastet. Die Oberflächenkräfte werden von der Beplankung auf die Rippen und Holme verteilt. Das wirkende Torsionsmoment muss ebenfalls von ihnen aufgenommen werden, was zu Schubbeanspruchungen führt. Bei Strukturkonzepten, mit einem Flügelkasten, wird die Beplankung zusätzlich durch Zug- und Druckkräfte beansprucht, da diese nicht mehr vollständig von den Gurten der Holme aufgenommen werden können. [28, 37]

Um das Gewicht gering zu halten, wird die Beplankung möglichst dünn ausgeführt. Dadurch steigt jedoch die Gefahr des Beulens, weshalb Stringer eingesetzt werden. Ein weiterer Weg, die kritische Beullast zu erhöhen, ist die Verwendung der Sandwichbauweise. [28]

*Stringer* werden als zusätzliche Versteifungselemente auf der Haut in Spannweitenrichtung aufgebracht, um die Beplankung vor Beulen zu schützen, indem die Beulfelder geteilt werden. In der Regel werden offene Profile, wie Z- oder J-Profile verwendet [37]. Geschlossene Stringer, wie  $\Omega$ -Profile, bieten zwar höhere spezifische Torsions- und Biegesteifigkeiten sind aber anfälliger für Korrosion, da sich in dem geschlossenen Profil Feuchtigkeit ansammeln kann. Besonders bei einer schadenstoleranten Auslegung lassen sich die geschlossenen Profile nicht visuell inspizieren, was ihre Überprüfung und Wartung erschwert. [24, 28]

Abschließend sind in Tabelle 2.1 die wesentlichen Eigenschaften der Strukturelemente zusammengetragen.

Tabelle 2.1.: Übersicht über die Strukturelemente im Flügelkasten

Element	Wirkende Lasten	Funktion	Ausrichtung
Holme	Querkräfte und Biegemomente	Hauptstrukturelement im Flügel	In Spannweitenrichtung
Rippen	Aerodynamische Druckverteilung, Trägheitskräfte	Beulen der Haut verhindern, aerodynamische Form geben, Lastübertragung auf die Holme	In Flügeltiefenrichtung senkrecht zu Holmen
Beplankung	Aerodynamische Druckverteilung	Lastaufnahme, aerodynamische Eigenschaften	
Stringer	Beulen	Schutz vor Beulen der Haut	In Spannweitenrichtung senkrecht zu Rippen

Die Funktion, sowie die Ausrichtung lässt sich auch in realen Beispielen wiedererkennen. Nach Niu und Niu [24] sind in Abbildung A.1 Zivilflugzeuge gezeigt. Insbesondere erkennt man die Holmanordnung in der typischen Ausführung mit einem Vorder- und einem Hinterholm. Zum Teil wird auch ein mittlerer Holm verbaut. Die Anordnung der Rippen, welche in der Regel senkrecht zu den Holmen verlaufen oder über die Spannweite gedreht sind, sind ebenfalls erkennbar. Außerdem lassen sich zusätzliche Rippen auf der Höhe der Triebwerke erkennen.

Der Tragflügel eines Flugzeugs umfasst neben der Primärstruktur, dem Flügelkasten, auch eine Vielzahl von Komponenten der Sekundärstruktur. Dazu gehören der Nasen- und Endkasten des Flügels sowie Hochauftriebssysteme, Ruder, Spoiler und Triebwerksaufhängungen. Auf der Systemseite ist das zur Verfügung stehende Kraftstoffvolumen von besonderer Bedeutung. Des Weiteren kann das Hauptfahrwerk in den Tragflügel integriert sein. Zusätzlich sind eine Vielzahl kleinerer Systeme wie Beleuchtung und Anti-Icing in den Flügel integriert. Alle Klappen und Steuerflächen müssen energetisch mithilfe des Elektrik-, Pneumatik- oder Hydrauliksystems versorgt werden, wobei Aktuatoren zur Energieumwandlung erforderlich sind. [28]



Aus Sicherheitsgründen sind viele flugkritische Systeme redundant ausgelegt, sodass das Flugzeug auch bei einem Systemausfall kontrollierbar bleibt. Während der Entwurfsphase werden die meisten Systeme noch nicht vollständig berücksichtigt, dennoch muss vor allem ausreichend Platz für Fahrwerke und Kraftstoff eingeplant werden. Dies führt zu einer Reihe von Randbedingungen für den Tragflügelentwurf. [28, 37]

## 2.2. Multidisziplinäre Designoptimierung im Rahmen der Flugzeugentwicklung

Die Flugzeugentwicklung wird zunehmend komplexer und erfordert die Berücksichtigung einer Vielzahl von Parametern aus unterschiedlichen Disziplinen, wie Aerodynamik, Strukturmechanik, Aeroelastik und Antriebe und Systeme. Ein Ansatz, bei dem jede Disziplin separat ein eigenes lokales Optimum anstrebt, ist aufgrund der Schwierigkeiten bei der Integration, der Wechselwirkungen zwischen verschiedenen Effekten sowie der Berücksichtigung geometrischer und funktionaler Randbedingungen nicht realisierbar. Für den Konzeptentwurf eines Tragflügels kann die Multidisziplinäre Designoptimierung verwendet werden, um ein globales Optimum zu finden. Dabei werden Entwurfsparameter aus unterschiedlichen Disziplinen gleichzeitig optimiert, um die Gesamtleistung, Effizienz und Umweltverträglichkeit von Flugzeugen zu maximieren. Dabei werden funktionale und geometrische Randbedingungen für jede Disziplin berücksichtigt. [21, 37]

Besonders durch die notwendige Betrachtung der Kopplung der Strukturmechanik und der Aerodynamik beim Flügel eignet sich der Einsatz der MDO. Nach Wunderlich [37] unterscheiden sich die derzeitigen Modellierungsansätze insbesondere in der Dimensionierung und Parametrisierung des Tragflügels und dessen Architektur, den Simulationsverfahren sowie der Optimierung an sich. Der Trend bewegt sich dabei weg von empirischen und semiempirischen Methoden, deren Extrapolation einfacher Zusammenhänge zu unbekanntem Fehlern führen kann, hin zum Einsatz physikalischer Modelle. Der steigende Rechenaufwand wird dabei in Kauf genommen, um präzisere Ergebnisse, insbesondere für neuartige Konzepte, zu erzielen.

Nach Martins und Kennedy [20] ist besonders die effiziente Berechnung von Gradienten (Sensitivitäten) entscheidend für groß ausgelegte MDO-Prozesse. Die Methode des Adjungierten-Ansatzes spielt dabei eine wesentliche Rolle, welche es ermöglicht trotz vieler Designvariablen und hochgenauen Modellen effizient zu optimieren. Insbesondere ist dies bei der Kopplung von aerodynamischen und strukturellen Modellen notwendig. Auch Abu-Zurayk und Schulze [1] beschäftigten sich mit der Berechnung von Gradienten für eine Multidisziplinäre Optimierung von flexiblen Flügelstrukturen. Dabei untersuchten sie den Nutzen eines gekoppelten aeroelastischen Adjoint-Ansatzes und verglichen diesen mit einem rein aerodynamischen Adjoint-Ansatz. Sie kamen zu dem Schluss, dass der gekoppelte aeroelastische Ansatz besonders relevant für flexible Flügelstrukturen, wie dies der Fall ist bei der Verwendung von Faserverbundwerkstoffen, ist.

Die globalen Entwurfsparameter für eine Tragflügeloptimierung umfassen nach Wunderlich [36] sowohl Parameter zur Beschreibung der Planform und des Flügelprofils (wie Streckung, Pfeilung, Zuspitzung und weitere) als auch der Geometrie des Flügelkastens. Zu letzteren gehören die Anzahl und Lage der Holme sowie die Anzahl und Orientierung der Rippen. Werden Faserverbundwerkstoffe verwendet, sind zusätzlich Parameter zur

Beschreibung der Faserorientierung und des Lagenaufbaus relevant, um das aeroelastische Verhalten präzise zu modellieren.

Die Berücksichtigung der Flügelkastenparameter in der Multidisziplinären Optimierung ist von Bedeutung, da es maßgeblich die strukturelle Integrität, die aeroelastischen Eigenschaften und das verfügbare Kraftstoffvolumen des Tragflügels beeinflusst. Dabei sind die Parameter für die Flügelkasten-Strukturelemente in der MDO unterrepräsentiert. In dieser Arbeit soll die Zugänglichkeit zu der inneren Strukturtopologie des Flügelkastens verbessert werden. Insbesondere bei modernen Flugzeugen, die zunehmend auf Faserverbundwerkstoffe setzen, spielt die genaue Abstimmung der Parameter für den Flügelkasten eine zentrale Rolle für die Leistung und Effizienz des Gesamtsystems.

Formal kann ein MDO-Problem als Minimierung einer Zielfunktion  $f(\vec{x})$  verstanden werden. Die Zielfunktion ist abhängig vom Designvektor  $\vec{x}$ , welcher aus Designvariablen  $x_i$  besteht (siehe Gleichung 2.2). Dabei sind die Designvariablen in der Regel durch obere  $x_i^u$  und untere  $x_i^l$  Grenzen beschränkt. Außerdem gibt es noch Nebenbedingungen, welche durch die einzelnen Disziplinen vorgegeben werden und das umsetzbare Design eingrenzen. Diese werden in Ungleichungen (engl.: *inequality constraints*)  $g_j(\vec{x})$  und Gleichungen (engl.: *equality constraints*)  $h_k(\vec{x})$  eingeteilt.

$$\vec{x} = [x_1, x_2, \dots, x_n] \quad (2.2)$$

Zunächst wird in einem Optimierungsprozess aus den Anforderungen ein erstes Design (engl.: *Initial Design*) abgeleitet. Dieser Schritt entspricht dem Vorgehen im herkömmlichen Entwicklungsprozess ohne Optimierung. Anschließend wird das Optimierungsproblem formuliert. Dabei werden die erforderlichen Designvariablen  $x_i$ , Grenzen  $x_i^u$ ,  $x_i^l$  sowie Nebenbedingungen  $g_j(\vec{x})$ ,  $h_k(\vec{x})$  identifiziert.

Im nächsten Schritt erfolgt die eigentliche Optimierung. Hierbei werden die Zielfunktion  $f(\vec{x})$  und die Nebenbedingungen ausgewertet. Da Hersteller und Fluggesellschaften vorrangig ökonomisch operieren, besteht das Hauptziel darin, einen möglichst hohen Gewinn zu erzielen. Dies erfordert, dass die Transportaufgabe sicher, kostengünstig, schnell und umweltschonend durchgeführt wird. Als Zielfunktion einer MDO wird daher die Minimierung der Flugzeugmasse  $m$  oder die Reduzierung des Kraftstoffverbrauchs verwendet. Anschließend wird überprüft, ob sich das Ergebnis in einem Optimum befindet. Falls dies nicht der Fall ist, werden die Designvariablen  $x_i$  angepasst, und die Zielfunktion sowie die Nebenbedingungen werden erneut bewertet.

Sobald ein Optimum gefunden wurde, muss das ermittelte Design geprüft werden. Es ist möglich, dass das gefundene Ergebnis zwar optimiert, aber dennoch unzureichend ist. In einem solchen Fall müssen die Zielfunktion und die Nebenbedingungen angepasst und der Optimierungsprozess erneut durchlaufen werden. Es kann auch sinnvoll sein, das erste Design zu modifizieren. Wenn das gefundene optimierte Design als zufriedenstellend bewertet wird, kann es als finales Design und damit als Ergebnis des Optimierungsprozesses betrachtet werden. [21, 37]



## 2.3. CPACS-Format und seine Bedeutung in der parametrischen Flugzeugentwicklung

Die Common Language For Aircraft Design (CPACS) ist ein auf der Extensible Markup Language- (XML) basiertes Datenformat, welches in der Flugzeug- und Hubschrauberentwicklung verwendet wird. Seit 2005 wird es vom Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) entwickelt und bietet ein Format zum Austausch und zur Integration von verschiedenen Softwaretools. [3, 9]

Die Stärken von CPACS sind die Standardisierung, die Flexibilität, die Integration und der Umfang. Das Dateiformat bietet einen einheitlichen Standard, der von verschiedenen heterogenen Teams verwendet werden kann. Damit ist der Austausch von Daten zwischen verschiedenen Disziplinen, wie der Strukturmechanik, der Aerodynamik oder der Flugmechanik, aber auch zwischen Organisationen möglich. Die Stärke von XML macht sich vor allem in der Flexibilität bemerkbar. Durch den sehr generischen Charakter ist CPACS erweiterbar und kann auf spezifische Anforderungen angepasst werden. Außerdem lässt sich das Dateiformat in verschiedene Softwaretools einbinden, wie zum Beispiel in CAD-Software, Strukturberechnungstools oder CFD-Simulationen. Das Dateiformat umfasst dabei eine Vielzahl an relevanten Aspekten für die Luftfahrzeugentwicklung, einschließlich von Geometrie, Struktur, Materialeigenschaften, Lasten, Systemen und weiteren Bedingungen. [3, 9]

In Abbildung 2.8 sind die oberen Knoten der Datenstruktur dargestellt. Derzeit können sowohl Flugzeuge als auch Helikopter angelegt werden. Es ist ersichtlich, dass CPACS hierarchisch aufgebaut ist und einem Top-Down-Ansatz folgt. Dementsprechend wird ein Element mit jedem weiteren untergeordneten Knoten zunehmend spezifiziert. Jedem Knoten können einfache (wie *string*, *double*, *boolean*, usw.) sowie komplexe Datentypen (definiert durch untergeordnete Elemente) zugeordnet werden. Zum Beispiel können für ein Flügelobjekt (*wing*) untergeordnete *componentSegments* angelegt werden. Innerhalb dieser können unter dem Knoten *structure* weitere Objekte wie *spars* und *ribDefinitions* für die Strukturelemente definiert werden. Jedes Objekt wird mit Koordinaten positioniert und erhält zusätzliche Eigenschaften, wie beispielsweise das verwendete Material. An einigen Stellen wird jedoch auch ein Bottom-Up-Ansatz verfolgt. Dies ist beispielsweise bei Triebwerken sinnvoll, die häufig in der gleichen Ausführung verwendet werden. Hierbei wird das Triebwerk durch Referenzen gesetzt. Die Kombination aus beiden Ansätzen wird als *Middle-Out-Ansatz* bezeichnet, der es ermöglicht, aeronautische Systeme vollständig zu beschreiben. [3]

Damit in CPACS Referenzierungen als Schlüssel für die Wiederverwendbarkeit und Modularität von Objekten funktionieren, werden Unique Identifiers (UIDs) als Bezeichner verwendet. Diese UIDs gewährleisten die eindeutige Identifikation und Referenzierung. Jedes Objekt erhält seine eigene UID, die seine Eindeutigkeit sicherstellt. Die Bezeichner können dabei beliebige Werte annehmen und sind vom Datentyp *string*. [8]

Für die Modellierung des Flügels werden häufig Angaben in  $\eta, \xi$ -Koordinaten gemacht. Dieses Koordinatensystem bezieht sich in der Regel auf die relativen Koordinaten eines *componentSegments*. Die relative Koordinate  $\eta$  beschreibt die Position entlang der Spannweite, wobei  $\eta = 0$  einen Punkt an der Flügelwurzel und  $\eta = 1$  einen Punkt an der Flügelspitze darstellt. Die  $\xi$ -Koordinate gibt analog die relative Position entlang der Flü-

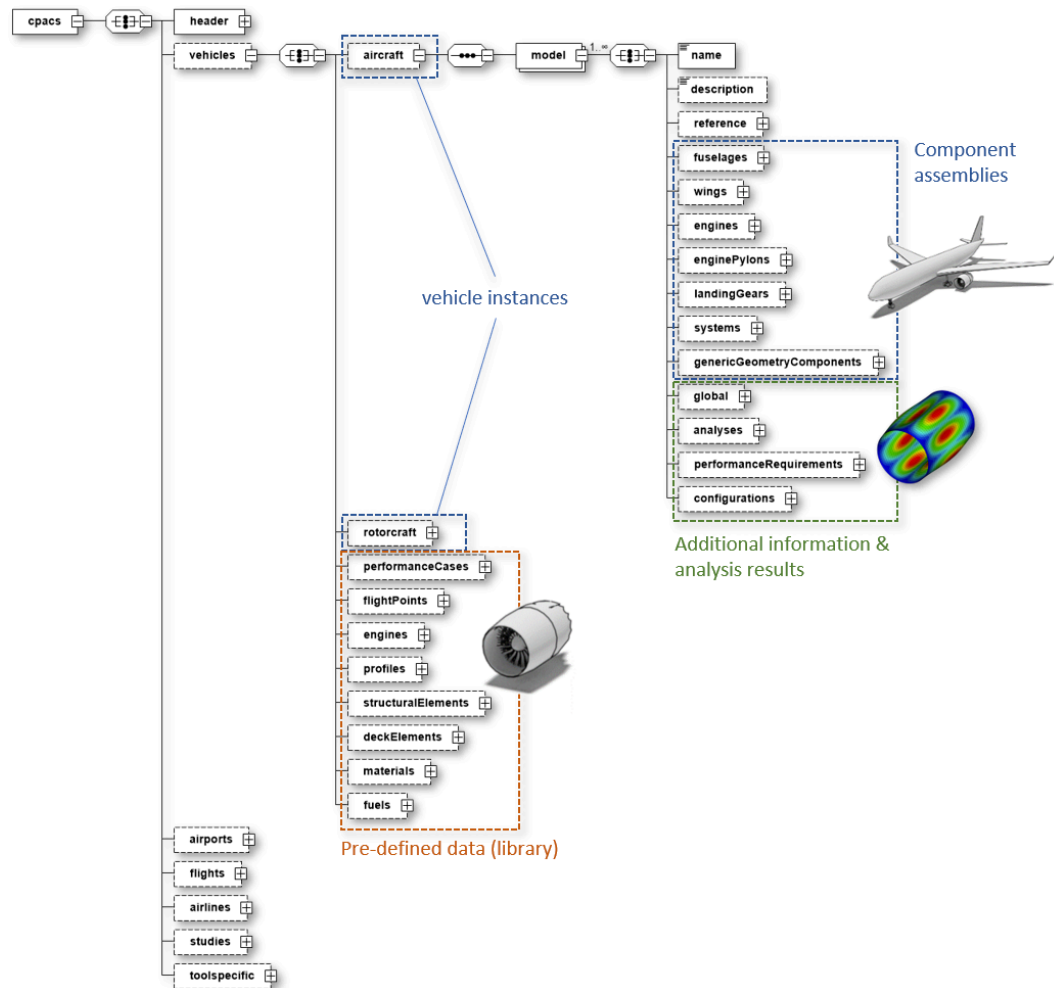


Abbildung 2.8.: Hierarchische Datenstruktur von CPACS

geltiefe an. Als dritte Koordinate im Raum wird die mittlere Ebene des Flügels, sofern dies nicht anders definiert wurde, verwendet. Eine Umrechnung zwischen den relativen  $\eta, \zeta$ -Koordinaten und dem globalen  $x, y$ -Koordinatensystem kann anhand der Geometriedaten des Flügels und durch Interpolation erfolgen. [8]

Für die Arbeit mit CPACS ist die Verwendung der Werkzeuge TiXI und TiGL sinnvoll. TiXI ist eine Software Bibliothek, welche benötigt wird um CPACS Dateien zu laden, zu bearbeiten und zu speichern, da es die XML-Datei effektiv verarbeiten kann. Die TiXI Geometry Library (TiGL) ist dabei eine auf TiXI aufbauende Bibliothek, welche die Geometrie der CPACS Dateien auslesen, visualisieren und manipulieren kann. Beide Software Bibliotheken werden vom DLR entwickelt und bereitgestellt. [9]

Daher ist CPACS ein geeignetes Format, welches in einer Multidisziplinäre Designoptimierung seinen Einsatz findet. Das Format eignet sich durch die genannten Punkte für eine interdisziplinäre Betrachtung eines Flugzeugentwurfs und lässt sich mit anderen Disziplinen und Arbeitsgruppen gut austauschen.



## 3. Generierung der Innentopologie eines Flügelkastens

Für die Berücksichtigung von Parametern für die Innentopologie eines Flügelkastens, in einer größeren Optimierungskette, wurde ein Package in Python entwickelt. Mithilfe des Packages lassen sich aus, wenigen zuvor definierten, Eingabewerten komplette Konfigurationen für Flügelkästen in CPACS generieren. Bei der Erstellung des Flügelkasten-Generators wurden die Erkenntnisse aus der Literaturrecherche berücksichtigt. Dabei werden automatisiert Rippen und Holme gesetzt und im CPACS-Dateiformat geschrieben. In diesem Kapitel wird der entwickelte Generator vorgestellt und die Auswahl der Eingabeparameter erläutert.

### 3.1. Auswahl geeigneter Eingabeparameter

In Unterabschnitt 2.1.3 wurde der Tragflügelaufbau inklusive der verschiedenen Strukturelemente beschrieben. Die wesentlichen Aussagen werden nachfolgend zusammengefasst:

1. Tragflügel von Passagierflugzeugen werden in der Regel mit einem Vorder- und einem Hinterholm im Flügelkasten konstruiert. Bei größeren Flugzeugen kann ein zusätzlicher Mittelholm zum Einsatz kommen, beispielsweise bei der BOEING 747 oder der DOUGLAS DC-8, um das Gewicht von zwei Triebwerken zu tragen (siehe Abbildung A.1).
2. Der Flügelkasten, inklusive der Holme, hört in der Regel vor der Flügelwurzel auf. Die Steifigkeit der restlichen Strukturelemente genügt.
3. Die Rippen im Flügelkasten sind bis zur Flügelwurzel parallel zur Strömungsrichtung angeordnet. Von der Flügelwurzel bis zur Flügelspitze werden die Rippen entweder senkrecht zu einem Holm ausgerichtet oder graduell so gedreht, dass sie am Ende des Flügelkastens senkrecht zu einem Holm stehen. Die Rippen befinden sich typischerweise zwischen Vorder- und Hinterholm.
4. Zusätzliche Rippen können erforderlich sein, um die Struktur bei hohen lokalen Lasten, wie denen durch die Gewichts- und Schubkräfte eines Triebwerks, zu verstärken.

Aus den zuvor genannten Erkenntnissen aus der Literaturrecherche lassen sich Anforderungen an die Parametrisierung für die Eingabe des Tools ableiten:

1. Erweiterbarkeit: Die Eingabe soll erweiterbar sein, sodass zum Beispiel auch mehrholmige Strukturkonzepte umgesetzt werden können. Das heißt, dass die Anzahl der zu definierenden Elemente beliebig sein soll.
2. Explizite Setzung: Einzelne Strukturelemente sollen explizit gesetzt werden können.

3. Parametrisierung: Die Dimension und Position der Strukturelemente sollen parametrisiert werden können.
4. Minimierung der Eingabeparameter: Die Anzahl der Eingabeparameter soll auf das notwendige Minimum begrenzt werden.

Das Tool erhält als Eingabe eine vorkonfigurierte CPACS-Datei mit bestehenden Einträgen. Die aerodynamische Form des Tragflügels und die Positionen der Triebwerke sind die wesentlichen Informationen, die für die Generierung der Flügelkasten-Konfigurationen benötigt werden. Der Benutzer kann in einer Eingabedatei verschiedene Parameter übergeben, um die Strukturelemente zu generieren.

Die Eingabedatei dient dazu, die Definition der parametrisierten Flügelkasten-Topologie an das Programm zu übergeben. Dafür wird die Eingabedatei als Yet Another Markup Language (YAML) Datei gespeichert. Dieses Format bietet die Möglichkeit zur Datenstrukturierung und ist dank seiner unkomplizierten Syntax leicht verständlich. Im Folgenden werden der Aufbau und die verwendeten Parameter erläutert.

Die Eingabedatei beginnt mit einem Header, der allgemeine Informationen enthält. Insbesondere werden dort die UUIDs des betrachteten Flügels, des zugehörigen untergeordneten Knotens *componentSegments*, sowie des Materials übermittelt. Dadurch wird jede Eingabedatei eindeutig einem *componentSegments* eines spezifischen Flügels zugeordnet. Für die spezifischen Versteifungselemente, wie den Holmen und Rippen, werden anschließend die einzelnen Parameter übergeben.

Für die Definition der Holme werden zwei Varianten angeboten. In der ersten, der expliziten Variante, können Holme durch eine Menge an *sparPositions* definiert werden. Dabei gehört zu einer *sparPosition* jeweils ein Wertepaar aus  $(\eta, \xi)$ -Koordinaten, sowie eine *sparPositionUID* als Bezeichner. In der Eingabedatei werden lediglich  $(\eta, \xi)$  Koordinaten angegeben, da die *sparPositionUID* automatisch erzeugt wird. Ein Holm wird durch die Verbindung der *sparPositions* dargestellt.

Alternativ ist es möglich, Holme ohne explizite Verwendung von *sparPositions* zu definieren. Hierbei wird ein Holm durch eine konstante relative Flügeltiefe  $\xi$  sowie  $\eta_{\text{start}}$  und  $\eta_{\text{end}}$  Werten definiert. Die  $\eta$ -Werte definieren den Start- und Endpunkt des Holms. An jeder Querschnittsänderung des Flügels wird eine *sparPositions* erzeugt, was zu einem Knick im Holm führt. Auf diese Weise kann ein Holm mit nur drei Parametern definiert werden.

Die Beschreibung der Rippen benötigt weitere Parameter für eine vollständige Definition. In CPACS kann eine Rippe über mehrere Wege definiert werden, wobei die Rippen im Generator mithilfe von *sparPositions* definiert werden. Die *sparPositions* entsprechen zwei referenzierbaren Punkte im  $(\eta, \xi)$ -Koordinatensystem. Die Rippe wird auf der Geraden definiert, die durch die beiden Punkte verläuft, und beginnt sowie endet an den zuvor definierten Objekten *rib<sub>start</sub>* beziehungsweise *rib<sub>end</sub>* entlang dieser Geraden. Daher werden zwei zusätzlichen Objekt-UUIDs (Holm, Flügelvorderkante oder Flügelhinterkante), zwischen denen sich die Rippe befindet, für die Definition benötigt.

Für die Eingabe der Parameter für die Rippen werden, wie bei den Holmen, zwei Varianten angeboten. In der ersten Variante können Rippen explizit gesetzt werden. Dafür werden jedoch nur vier, statt der zuvor sechs beschriebenen, Parameter übermittelt. Für diese explizite Definition werden keine  $\xi_{\text{start}}$  und  $\xi_{\text{end}}$  Werte übergeben, da angenom-

men wird, dass die zwei zu definierenden Punkte auf den Objekten mit den angegebenen Objekt-UIDs  $rib_{start}$  beziehungsweise  $rib_{end}$  liegen. Damit kann das Tool auf die relative Koordinate  $\xi$  bezogen auf die Flügeltiefe von den Objekten an der entsprechenden Stelle  $\eta_{start}$  und  $\eta_{end}$  zugreifen. Die UIDs  $rib_{start}$  und  $rib_{end}$  entsprechen den Strukturelementen, zwischen denen Rippen gesetzt werden. In CPACS kann dafür die Flügelvorderkante oder Flügelhinterkante festgelegt werden. Außerdem ist es möglich Rippen an einem bestimmten Holm starten und enden zu lassen, dann wird stattdessen eine *sparUID* übergeben.

Neben der expliziten Varianten können auch Rippen in einer großen Anzahl automatisiert gesetzt werden. Dafür wird ein maximal zulässiger Rippenabstand  $s$  vorgegeben. Es werden die benötigten Rippen mit maximalen Abstand zwischen  $\eta_{start}$  und  $\eta_{end}$  verteilt. Als Referenzobjekt dient hierfür die  $rib_{ref}$ , welches wie  $rib_{start}$  beziehungsweise  $rib_{end}$  entweder eine Flügelvorderkante, eine Flügelhinterkante oder eine *sparUID* sein kann. Des Weiteren sind  $rib_{start}$  und  $rib_{end}$  wie zuvor auch die Elemente, zwischen denen die Rippen gesetzt werden. Dazu wird der Parameter  $rib_{rotation}$  verwendet, um die Rippenausrichtung zu definieren. Dabei kann zwischen drei verschiedenen Varianten ausgewählt werden. Entweder werden alle Rippen parallel zur Flugzeugachse ausgerichtet, senkrecht zu einem Holm oder der Flügelvorder- oder Flügelhinterkante oder in der dritten Variante werden die Rippen gedreht angeordnet von einer parallelen Konfiguration bis zur Flügelwurzel bis hin zu senkrechten Rippen am Ende des Flügelkastens.

In Tabelle 3.1 und Tabelle 3.2 sind alle vorgestellten Parameter zusammengefasst. Alle Varianten der Parametrisierung lassen sich in beliebiger Anzahl vornehmen, sodass zum Beispiel auch mehrere Rippen oder Holme explizit in einer Eingabedatei definiert werden können.

Tabelle 3.1.: Eingabeparameter zum Setzen der Holme im Flügelkasten

Parametrisierung	Parameter	Formelzeichen	Erwartet
explizit	sparPositions	$(\eta, \xi)$	$[0,1]$
konst. Flügeltiefe	Flügeltiefe	$\xi$	$[0,1]$
	eta_start	$\eta_{start}$	$[0,1]$
	eta_end	$\eta_{end}$	$[0,1]$

## 3.2. Anordnung von Holmen, Rippen und Zellen auf Basis des Inputs

Nachdem die Eingabeparameter definiert wurden, wird in diesem Abschnitt der Prozess der Generierung erläutert. Dabei wird zunächst ein Programmablaufplan in Abbildung 3.1 gezeigt.

Zu Beginn des Prozesses wird ein CPACS-Interface mit der vorkonfigurierten CPACS-Datei erstellt. Dieses CPACS-Interface ist eine Klasse, die als Schnittstelle zwischen dem entwickelten Package und der CPACS-Datei fungiert. Mit Hilfe dieser Instanz kann auf

Tabelle 3.2.: Eingabeparameter zum Setzen der Rippen im Flügelkasten

Parametrisierung	Parameter	Formelzeichen	Erwartet
explizit	Start	$rib_{\text{start}}$	'leadingEdge', 'trailingEdge', sparUID
	Ende	$rib_{\text{end}}$	'leadingEdge', 'trailingEdge', sparUID
	eta_start	$\eta_{\text{start}}$	[0,1]
	eta_end	$\eta_{\text{end}}$	[0,1]
maximal zulässiger Rippenabstand	Start	$rib_{\text{start}}$	'leadingEdge', 'trailingEdge', sparUID
	Ende	$rib_{\text{end}}$	'leadingEdge', 'trailingEdge', sparUID
	eta_start	$\eta_{\text{start}}$	[0,1]
	eta_end	$\eta_{\text{end}}$	[0,1]
	Rippenabstand	$s$	> 0
	Rippenausrichtung	$rib_{\text{rotation}}$	'parallel', 'gedreht', 'senkrecht'
	Referenz	$rib_{\text{ref}}$	'leadingEdge', 'trailingEdge', sparUID

die einzelnen Knoten in CPACS zugegriffen werden, wodurch gezieltes Lesen und Schreiben von Daten möglich wird.

Das Lesen und Schreiben im CPACS-Format erfolgt mithilfe der TiXI-Bibliothek, die gezielte Änderungen in diesem Dateiformat ermöglicht. Besonders relevant sind dabei das Auslesen der Geometriedaten der leeren Flügelhülle sowie die Position der Triebwerke. Danach werden die Werte aus der Eingabedatei des Anwenders ausgelesen und gespeichert. Besonders relevant sind die Parameter, welche die Rippen und Holme definieren. Anschließend werden alle Holme basierend auf der Eingabe und der Planform des Flügels gesetzt. Mit den gesetzten Holmen lassen sich dann die Rippen setzen. Die Beschreibung beider Prozesse ist nachfolgend detailliert beschrieben. Mit den gesetzten Holmen und Rippen können nun Zellen generiert werden, welche für die spätere Analyse benötigt werden. Zellen sind dabei, in der Regel viereckige, Bereiche mit spezifischen Eigenschaften, die von den restlichen Eigenschaften des Flügels abweichen können. Die Zellen werden dabei für die Beplankung, als auch für die einzelnen Rippen und Holme generiert. Schlussendlich wird die modifizierte CPACS-Datei gespeichert und kann für weitere Analysen verwendet werden. [8]

In diesem Abschnitt wird das Setzen der Holme detailliert beschrieben. Wie in Tabelle 3.1 gezeigt, gibt es zwei mögliche Varianten zur Definition der Holme. Der spezifischen Programmablauf für beide Varianten zum Setzen der Holme ist in Abbildung 3.2 dargestellt.

Die erste Variante beschreibt eine explizite Definition der Holme. Dabei werden jeweils Wertepaare  $(\eta, \xi)$  als Eingabeparameter übermittelt. Die gegebenen Koordinaten werden mit einem Bezeichner zu *sparPositions* geschrieben. Die Liste aller *sparPositions*, welche die Holme explizit definieren, wird in CPACS geschrieben.

Die zweite Variante basiert auf den drei Parametern  $\eta_{\text{start}}$ ,  $\eta_{\text{end}}$  und der konstanten relativen Flügeltiefe  $\xi$ . Zunächst werden alle  $\eta$ -Werte ermittelt, bei denen eine Änderung der Planform des Flügels auftritt und die zwischen  $\eta_{\text{start}}$   $\eta_{\text{end}}$  liegen. Anschließend werden *sparPositions* für die  $\eta$ -Werte in Kombination mit der konstanten relativen Flügeltiefe  $\xi$  erstellt. Die Liste aller *sparPositions* dient als Grundlage für das Setzen der Holme. Jeder Holm kann dabei als die Verbindung aller zugehörigen *sparPositions* verstanden werden.

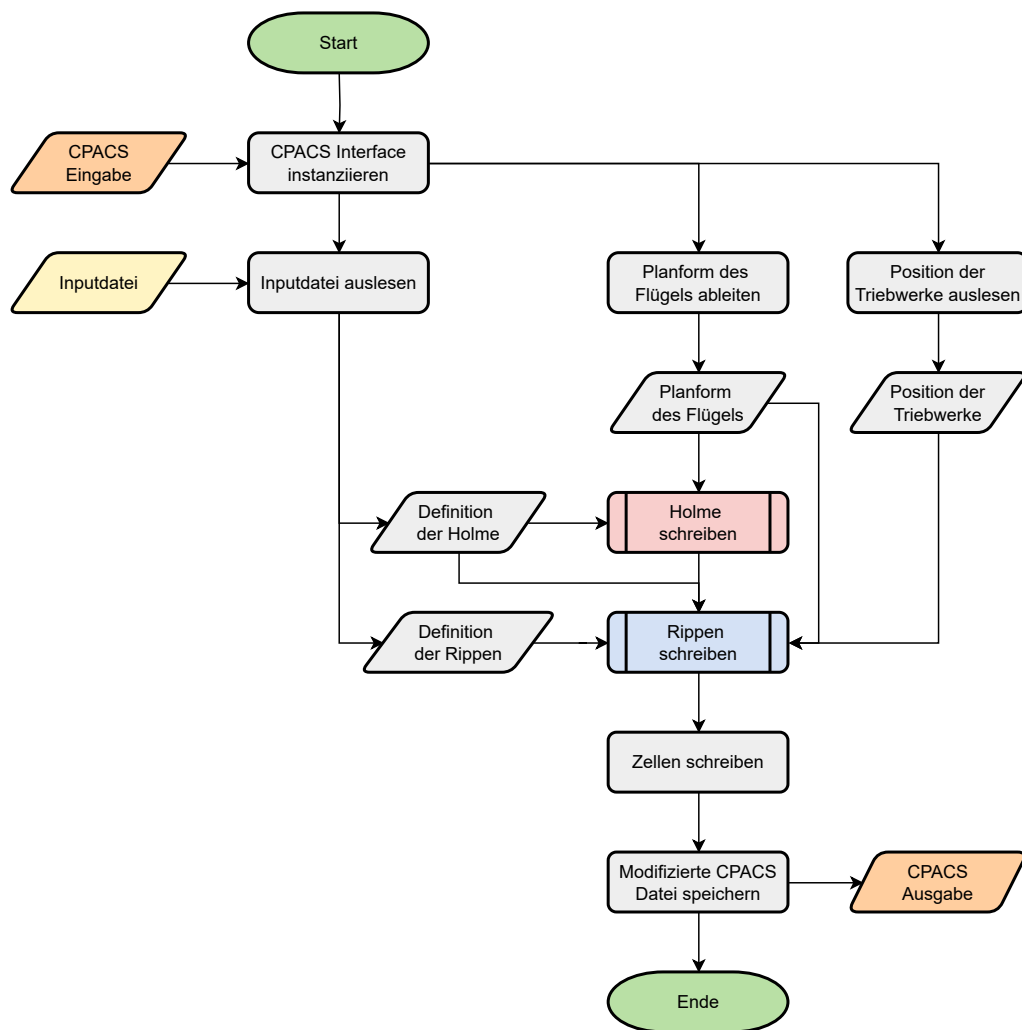


Abbildung 3.1.: Programmablaufplan zur Generierung der Innentopologie eines Flügelkastens



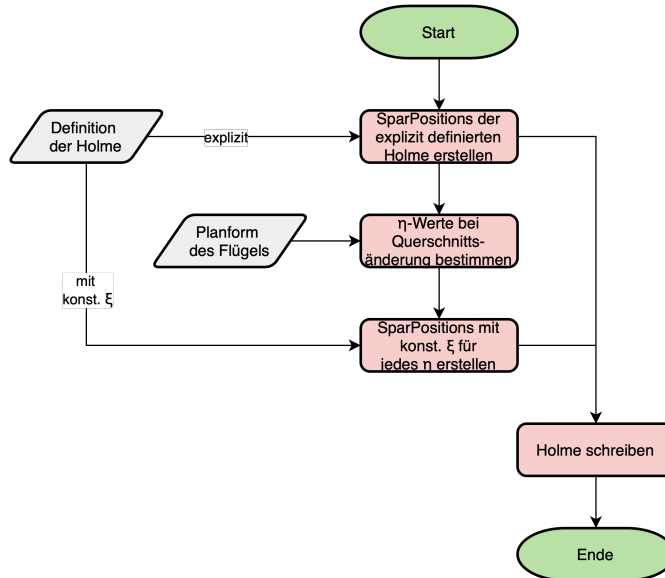


Abbildung 3.2.: Programmablauf zum Setzen der Holme

Das Setzen der Rippen ist etwas komplexer. Im Programmablauf Diagramm der Generierung der Rippen in Abbildung 3.3 sind vier Schritte erkennbar.

Im ersten Schritt werden die Rippen an den Start- und Endpunkten jedes Holmes platziert. Die Rippen, die sich an den äußersten Positionen befinden, also bei den minimalen beziehungsweise maximalen  $\eta$ -Werten, werden immer parallel ausgerichtet. Alle Rippen, die zwischen diesen Extremen liegen, werden entsprechend dem Parameter  $rib_{\text{rotation}}$  ausgerichtet. Für diesen Schritt ist die vorherige Definition der Holme erforderlich. Wenn möglich, werden die zuvor definierten *sparPositions* der Holme auch für die Rippendefinition verwendet.

Im zweiten Schritt werden alle explizit definierten Rippen gesetzt. Die Parameter aus der Eingabedatei sind dabei ausreichend, um die Position und Ausrichtung der Rippen eindeutig festzulegen, ohne dass eine weitere Verarbeitung erforderlich ist. Daher können diese explizit definierten Rippen direkt in CPACS geschrieben werden.

Anschließend wird für jedes Triebwerk eine zusätzliche Rippe eingefügt, basierend auf den ermittelten Triebwerkspositionen. Sollte an dieser Position bereits eine zuvor gesetzte Rippe vorhanden sein, wird die neue Rippe leicht versetzt angeordnet, um die Homogenität des Rippenfeldes zu gewährleisten. Da im Bereich des Triebwerks, die Hauptbeanspruchungsrichtung parallel zur Flugrichtung, aufgrund des Schubes ist, wird die Rippe unabhängig vom gewählten Parameter  $rib_{\text{rotation}}$  parallel zur Flugrichtung ausgerichtet. Aus Gründen der Übersichtlichkeit ist die Wahl der Orientierung nicht im Flowchart dargestellt.

Im vierten und letzten Schritt werden die Rippen entsprechend des vorgegebenen maximal zulässigen Rippenabstandes  $s$  aufgefüllt. Mithilfe der Flügelspannweite lassen sich somit alle Werte für  $\eta$  bestimmen, so dass die Rippen stets optimal verteilt sind und zusätzlich der maximale Rippenabstand eingehalten wird. Rippen werden vor der Flügelwurzel stets parallel gesetzt. Erst außerhalb des Rumpfes wird die Orientierung der Rippen mit dem Parameter  $rib_{\text{rotation}}$  angepasst. Dabei liegt das Rotationszentrum stets

auf dem Referenzobjekt. Dabei wird überprüft, ob eine Rippe sich schneidet, falls dies der Fall ist wird die Rippe entsprechend versetzt.

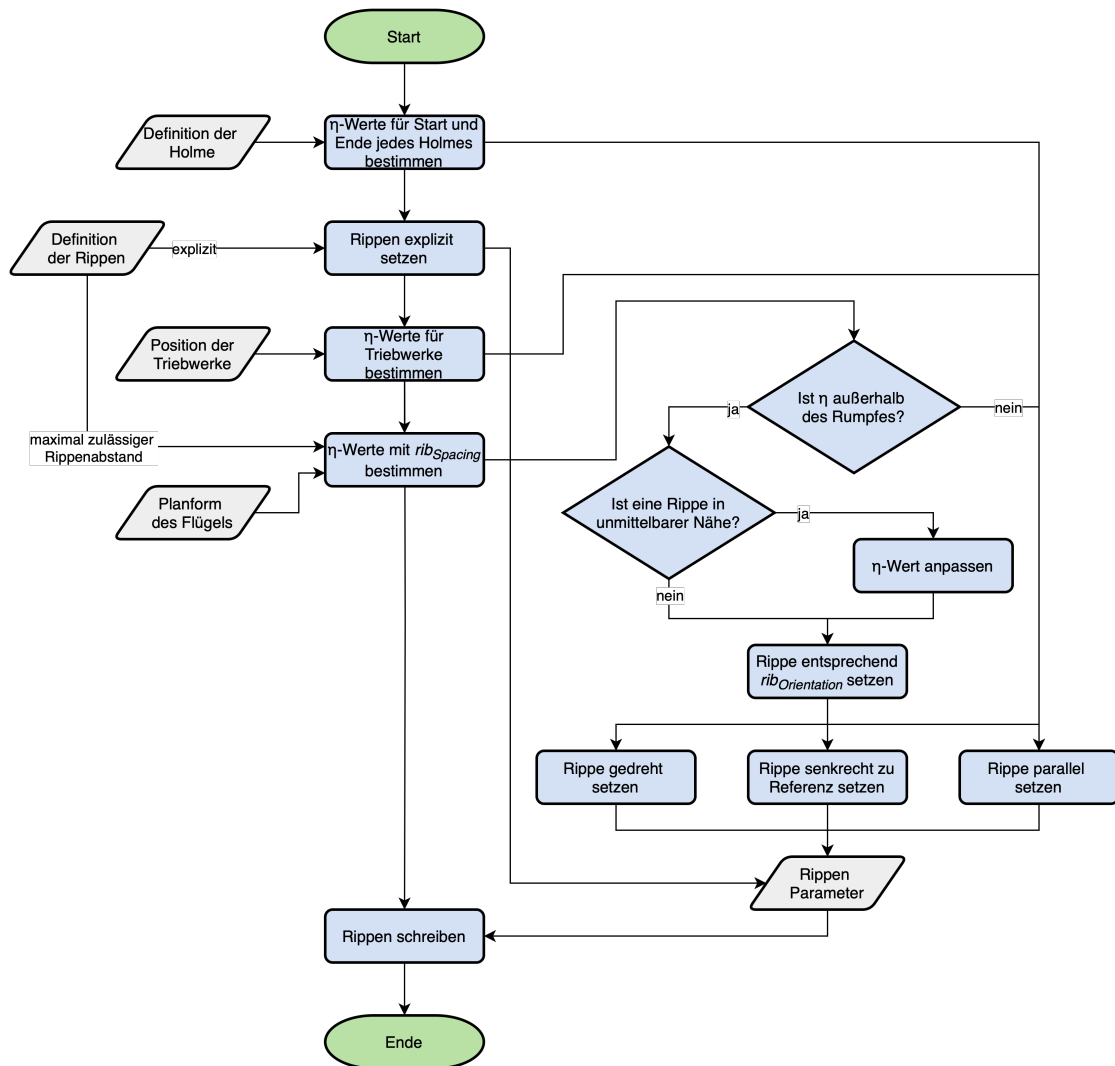


Abbildung 3.3.: Programmablauf zum Setzen der Rippen

In Abbildung 3.4 werden die drei möglichen Orientierungen von Rippen dargestellt. Ein Punkt auf einem Referenzobjekt, das entweder ein Holm, die Flügelvorderkante oder die Flügelhinterkante sein kann, wird zunächst mit den passenden  $\xi$ - und  $\eta$ -Koordinaten bestimmt. Ausgehend von diesem Referenzpunkt kann die Rippe dann entweder parallel, gedreht oder senkrecht zum Referenzelement angeordnet werden. Bei gedrehten Rippen wird der Winkel zwischen einer parallelen und einer senkrechten Ausrichtung entsprechend der Position in Spannweitenrichtung interpoliert. Die Rippe selbst erstreckt sich zwischen zwei Elementen, dem  $rib_{start}$ - und dem  $rib_{end}$ -Element.

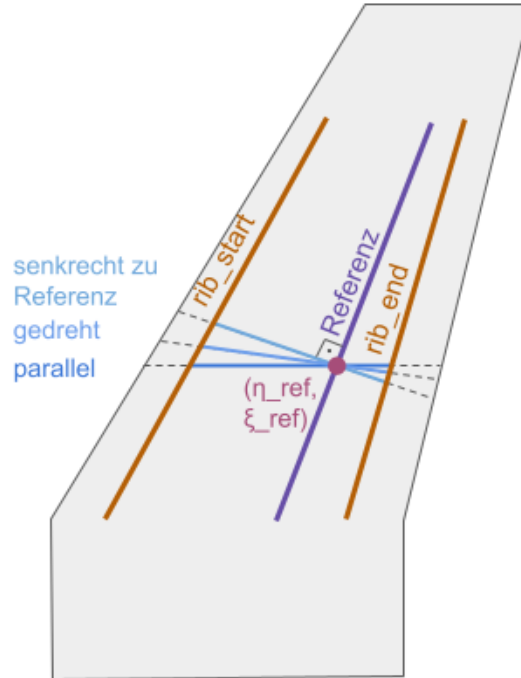


Abbildung 3.4.: Ausrichtung der Rippen basierend auf den Parameter  $rib_{rotation}$

In Abbildung 3.5 sind drei Plots dargestellt, bei denen das generierte Flügelkasten-Layout mit dem Parameter  $rib_{rotation}$  jeweils variiert wurde. Deutlich erkennbar ist, dass auf Höhe der Triebwerke eine zusätzliche Rippe leicht versetzt und stets parallel platziert wurde. Die Rippen am Rand des Flügelkastens sind parallel ausgerichtet. Erst auf Höhe der Flügelwurzel werden die Rippen gedreht.

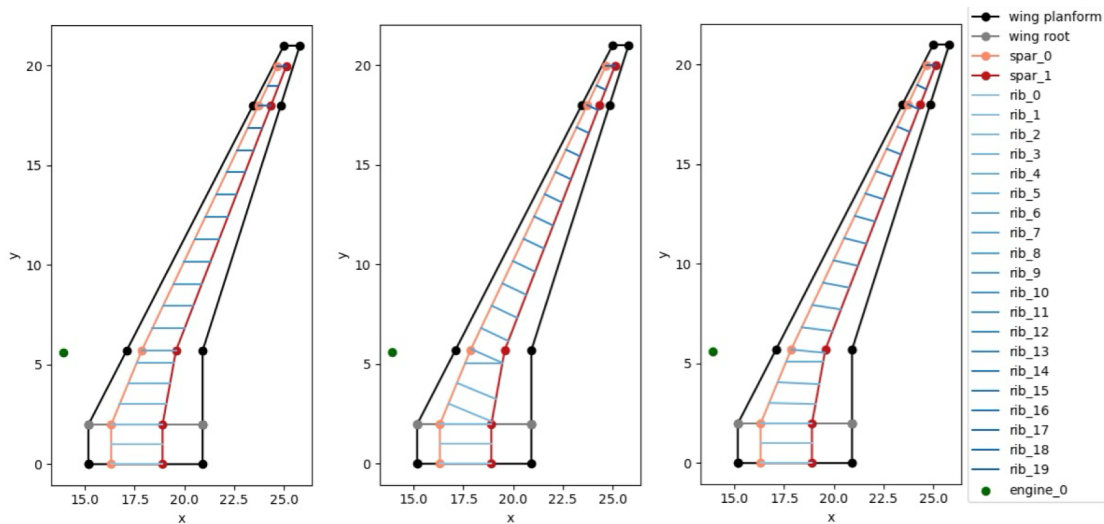


Abbildung 3.5.: Rippenanordnung von links nach rechts: parallel, senkrecht zu Vorderholm, gedreht mit Bezug auf Vorderholm

## 4. Parameterstudie zur Massenoptimierung von Flügelkästen

Das Ziel der folgenden Parameterstudie ist es zu untersuchen, ob durch die Einbeziehung von Parametern, welche die Flügelkasten-Topologie definieren, ein spezifisches Optimum in der gesamten Flügelmasse  $m_{\text{Flügel}}$  gefunden werden kann.

Die Parameterstudie wird am Flügel des D250-TF durchgeführt, wobei TF für Turbofan steht. Diese Konfiguration basiert auf einer weiterentwickelten AIRBUS A321 mit einem Entry into Service (EIS) im Jahr 2040. Als Top Level Aircraft Requirement (TLAR) ist eine Reichweite von  $R = 1500 \text{ nm} \approx 2778 \text{ km}$  und eine Sitzplatzkapazität von 250 PAX festgelegt. Die maximale Abflugmasse beträgt  $m_{\text{MTO}} = 74\,336 \text{ kg}$ . Aufgrund seiner Ähnlichkeit zu den weitverbreiteten Single-Aisle-Flugzeugen dient es als Referenz für verschiedene Forschungsprojekte. [4]

Die wichtigsten Kennzahlen des Flügels der D250-TF sind in Tabelle 4.1 zusammengefasst. Bemerkenswert ist die hohe Flügelstreckung, welche mit einer besseren Effizienz und einem geringeren Widerstand verbunden ist. Die Flügelmasse  $m_{\text{Flügel}}$  umfasst dabei beide Flügel und alle Versteifungselemente in der bestehenden Grundkonfiguration.

Tabelle 4.1.: Kennzahlen des Tragflügels der D250-TF [4]

Parameter	Wert
Flügelfläche	$S = 128,96 \text{ m}^2$
Spannweite	$b = 21 \text{ m}$
Flügelstreckung	$\Lambda = 13.68$
Zuspitzung	$\tau = 0.14$
Mittlere Aerodynamische Flügeltiefe	$MAC = 3,79 \text{ m}$
Masse	$m_{\text{Flügel}} = 8485 \text{ kg}$

Im Folgenden wird ein Überblick über die Parameterstudie gegeben. Zunächst wird in Abschnitt 4.1 erklärt, wie die Konfigurationen der Flügelkästen auf Basis von fünf Eingabeparametern erstellt wurden. Danach erfolgt in Abschnitt 4.2 eine Beschreibung des Optimierungsprozesses, gefolgt von einer umfassenden Analyse der Ergebnisse, in der sowohl Korrelations- als auch Regressionsanalysen durchgeführt werden. Besonderes Augenmerk liegt auf einer detaillierten Untersuchung der einzelnen Parameter welche für die Rippendefinition benötigt werden. Dabei wird der Einfluss des Rippenabstandes und der Rippenorientierung in Unterabschnitt 4.3.2. Zum Schluss werden in Abschnitt 4.4 die Ergebnisse aus den Analysen diskutiert.

### 4.1. Generierung der Flügelkasten-Layouts

In diesem Abschnitt wird die Generierung verschiedener Flügelkasten-Konfigurationen erläutert. Zunächst werden die zu untersuchenden Parameter ausgewählt, wobei darauf geachtet wird, dass sie möglichst unabhängig voneinander sind und einen großen Teil

des Designraums abdecken. Ziel ist es, eine repräsentative Auswahl zu treffen, um die Vielfalt möglicher Designs zu gewährleisten. Anschließend wird auf die Generierung der Flügelkasten-Layouts basierend auf den gewählten Parametern eingegangen.

Ziel ist es, die Anzahl der zu wählenden Parameter, möglichst gering zu halten. Dennoch soll jeder Parameter zusätzliche Freiheiten im Designraum ausnutzen. Zudem müssen die einzelnen Parameter direkt oder indirekt im Generator der Flügelkasten-Layouts zugänglich sein. Für die Rippen soll der Abstand und die Orientierung untersucht werden. Für die Holme, werden die Position und Länge variiert. Damit bestimmen die Parameter für die Holme gleichzeitig auch die Größe des Flügelkastens.

Zusammenfassend werden die folgenden fünf Parameter für die Parameterstudie ausgewählt:

1. Der maximale zulässige Rippenabstand  $s$
2. Die Orientierung der Rippen  $rib_{\text{rotation}}$
3. Das relative Ende des Flügelkastens in Spannweitenrichtung  $\eta_{\text{end}}$ , welches zugleich dem  $\eta_{\text{end}}$  von den Holmen und den Rippen entspricht
4. Die relative Position des Vorderholms bezogen auf die Flügeltiefe  $\zeta_{\text{fs}}$
5. Die relative Position des Hinterholms bezogen auf die Flügeltiefe  $\zeta_{\text{rs}}$

Für die Parameterstudie werden sämtliche bestehende Strukturelemente wie Rippen, Holme und Stringer entfernt, sodass nur die Außenhülle des Flügels bestehen bleibt. Daraufhin wird für jeden Parametersatz eine neue Innentopologie des Flügelkastens generiert. Aus diesen fünf Parametern lässt sich dann eine Eingabedatei erstellen. Dabei werden keine explizit definierten Holme oder Rippen übergeben. Stattdessen werden zwei Holme mit konstanter Flügeltiefe generiert, deren Startpunkt stets bei  $\eta_{\text{start}} = 0$  liegt. Das Ende beider Holme wird durch den Parameter  $\eta_{\text{end}}$  bestimmt. Für die Rippen wird die Definition mit maximal zulässigem Rippenabstand übernommen. Dabei werden die Rippen immer zwischen den Holmen gesetzt, wodurch  $rib_{\text{start}}$  und  $rib_{\text{end}}$  jeweils den UIDs der Holme zugeordnet wird. Auch die Rippen selbst erstrecken sich zwischen  $\eta_{\text{start}} = 0$  bis  $\eta_{\text{end}}$ . Die Rippenorientierung und der Rippenabstand werden direkt übernommen. Die Referenz für die Anordnung der Rippen liegt dabei immer am Vorderholm.

Nachdem die relevanten Parameter festgelegt wurden, müssen nun geeignete Parameterkombinationen gefunden werden, um daraus ein Set an Flügelkasten-Layouts zur Analyse zu generieren. Daher werden den Parameter feste Stufen, also diskrete Werte zugeordnet werden. Eine Kombination dieser Stufen repräsentiert dabei eine vollständig definierte Flügelkasten-Konfiguration. Die gewählten Werte sollen möglichst nahe an der Referenzstruktur des D250-TF liegen und den Entwurfsprinzipien aus Unterabschnitt 2.1.3 entsprechen. Jeder Parameter kann dabei verschiedene Stufen annehmen, wie in Tabelle 4.2 dargestellt.

Anschließend wird eine Auswahl an Flügelkasten-Konfigurationen erstellt. Da bei 243 möglichen Kombinationen eine vollfaktorielle Analyse aufgrund des hohen Rechenaufwands nicht praktikabel ist, werden Design of Experiments (DoE) Ansätze verwendet, um die Anzahl der Versuchskonfigurationen zu reduzieren und dabei den größtmöglichen

Tabelle 4.2.: Parameter und ihre möglichen Stufen

Parameter	Stufe 1	Stufe 2	Stufe 3
$s$	0.800	1.000	1.200
$\eta_{\text{end}}$	0.800	0.850	0.900
$rib_{\text{rotation}}$	parallel	senkrecht	gedreht
$\zeta_{\text{fs}}$	0.120	0.145	0.170
$\zeta_{\text{rs}}$	0.550	0.575	0.600

Informationsgehalt sicherzustellen. Das Versuchsset wird so konstruiert, dass die Parameter eine möglichst orthogonale Anordnung aufweisen, um eine gleichmäßige Verteilung der Flügelkasten-Konfigurationen im Designraum zu gewährleisten.

In Tabelle 4.3 sind alle Parameter, die für die Konfigurationen in der Parameterstudie verwendet werden, dargestellt. Abbildung B.1 zeigt die grafische Darstellung aller erstellten Konfigurationen.

Tabelle 4.3.: Versuchsset aus 18 verschiedenen Parameterkombinationen

Index	$s$	$\eta_{\text{end}}$	$rib_{\text{rotation}}$	$\zeta_{\text{fs}}$	$\zeta_{\text{rs}}$
0	0.800	0.800	parallel	0.120	0.550
1	0.800	0.800	senkrecht	0.145	0.600
2	0.800	0.850	parallel	0.170	0.600
3	1.000	0.850	senkrecht	0.145	0.575
4	1.000	0.850	gedreht	0.170	0.550
5	1.000	0.900	senkrecht	0.120	0.550
6	1.200	0.800	gedreht	0.145	0.575
7	1.200	0.900	parallel	0.120	0.575
8	1.200	0.900	gedreht	0.170	0.600
9	0.800	0.850	gedreht	0.120	0.575
10	0.800	0.900	senkrecht	0.170	0.575
11	0.800	0.900	gedreht	0.145	0.550
12	1.000	0.800	parallel	0.170	0.575
13	1.000	0.800	gedreht	0.120	0.600
14	1.000	0.900	parallel	0.145	0.600
15	1.200	0.800	senkrecht	0.170	0.550
16	1.200	0.850	parallel	0.145	0.550
17	1.200	0.850	senkrecht	0.120	0.600

Da der Parameter  $rib_{\text{rotation}}$  eine kategoriale Variable und nicht numerisch ist, wurde er mithilfe einer Mapping-Funktion in numerische Werte umgewandelt, um in der Regressionsanalyse verwendet werden zu können. Dabei wurden die Kategorien wie folgt kodiert: parallel  $\mapsto -1$ , gedreht  $\mapsto 0$  und senkrecht  $\mapsto 1$ . Diese Transformation ermöglicht es, den Einfluss von  $rib_{\text{rotation}}$  auf die Zielvariable in einem linearen Modell zu analysieren.

## 4.2. Strukturoptimierungsprozess

Die Flügelkasten-Layouts wurden mit dem Generator erzeugt und dessen Struktur kann anschließend optimiert werden. Daher wird in diesem Abschnitt der Prozess zur Optimierung der Dicken  $t$  aller Strukturelemente des Flügelkastens betrachtet.

Der Strukturoptimierungsprozess wird mit dem DLR-eigenen Framework LIGHTWORKS durchgeführt. An dieser Stelle kommt der Flügelkasten-Generator ins Spiel, der, wie zuvor beschrieben, die Flügelkastenstruktur in die CPACS-Datei schreibt. Auf dessen Grundlage wird ein FE-Modell des Flügelkastens erstellt. Die Struktur wird dafür in Panels unterteilt und mit Shell-Elementen gemeshed. Im Rahmen dieser Parameterstudie wird der Struktur ein isotropes Material, Aluminium 2024, zugeordnet mit den folgenden Materialkennwerten: Elastizitätsmodul  $E = 67,699 \text{ MPa}$  und Poissonzahl  $\nu = 0,24812$ .

Auf dieses Modell werden 29 verschiedene Lastfälle nach CS-25 (eine vollständige Liste ist in Tabelle C.1 zu finden) aufgebracht. Die Lasten wurden zuvor mit dem Lastentool LOADZERO berechnet und wurden schon in die initiale CPACS-Datei geschrieben. Dabei werden die Böenlasten nach PRATT bestimmt. Bodenlastfälle werden nicht betrachtet. Die Verläufe der Querkraft und der Momente, die auf den Flügelkasten wirken, sind in Abbildung 4.1 dargestellt. Im Querkraft und Biegemomentenverlauf ist der starke Einfluss des Triebwerks durch den Knick sichtbar. [14]

Mit dem B2000++ FE-Solver wird die Lastverteilung in jedem Panel für jede Iteration bestimmt. Hierbei wird ein internes analytisches Ersatzmodell basierend auf Panels nach der klassischen Laminattheorie verwendet. Daraufhin werden die Schnittlasten aus dem Solver auf die Panels gemappt, um die Nebenbedingungen auszuwerten. Nachfolgend kann ein Vergleich der wirksamen Lasten zu den kritischen Lasten durchgeführt werden. Ein Optimierungsalgorithmus ermittelt anschließend über mehrere Iterationen hinweg die Dicken der einzelnen Panels  $t_i$ , sodass die Masse des gesamten Flügelkastens  $m_{\text{Flügelkasten}}$  minimiert wird und alle Randbedingungen eingehalten werden. [7, 26]

Mathematisch lässt sich das Optimierungsproblem wie folgt beschreiben:

Minimiere die Gesamtmasse des Flügelkastens  $m_{\text{Flügelkasten}}$

$$f(\vec{x}) = m_{\text{Flügelkasten}}(\vec{x}) \quad (4.1)$$

mit Bezug auf die Dicke jedes Panels

$$x_i = t_i \quad (4.2)$$

unter Berücksichtigung von den Nebenbedingungen

$$g_1(\vec{x}) = g_{\text{Stabilität}}(\vec{x}) \quad (4.3)$$

$$x_i^l \leq x_i \leq x_i^u \quad i = 1, 2, \dots, N_x \quad (4.4)$$

. [21]

Für die Strukturoptimierung müssen die Nebenbedingung eingehalten werden. Dabei wird ausschließlich auf Stabilität geprüft und nicht auf Festigkeit, da Stabilität in der Regel das dominierende Versagenskriterium ist. Die Nebenbedingung  $g_{\text{Stabilität}}$  bezieht

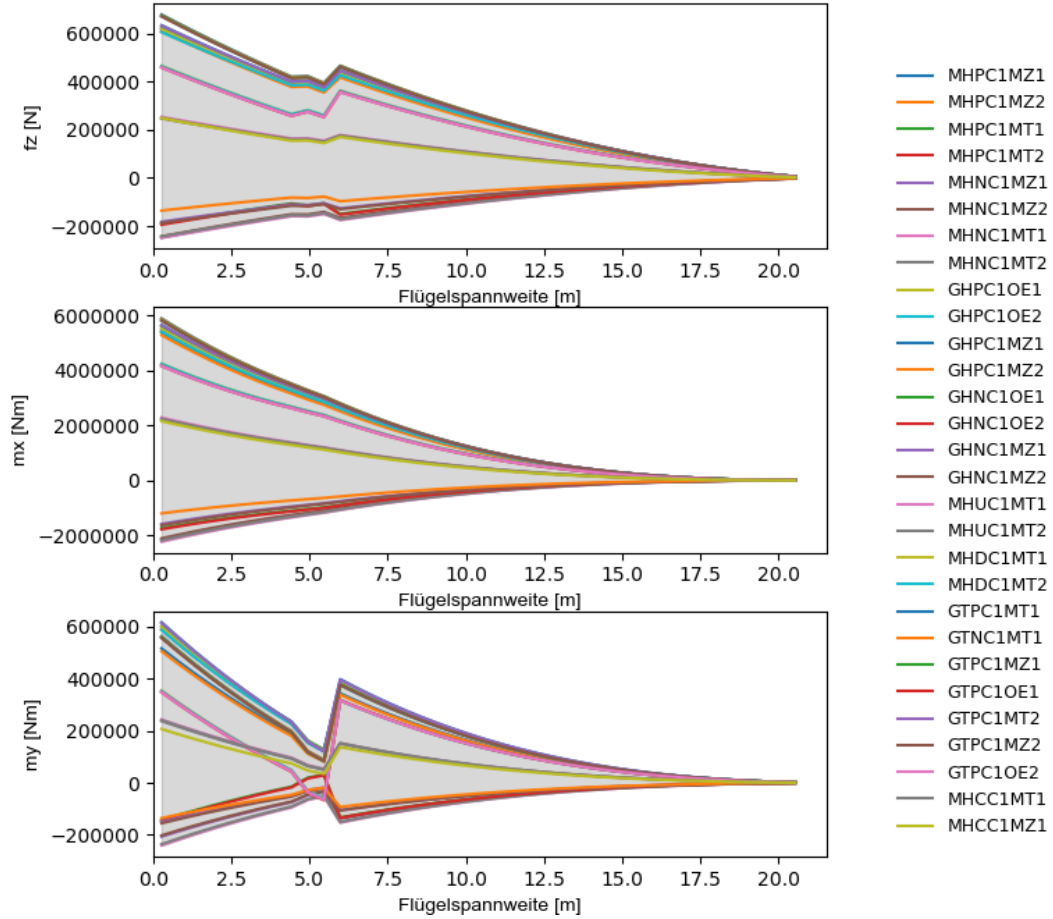


Abbildung 4.1.: Kräfte und Momentenverlauf für alle betrachteten Lastfälle

sich auf die kritische Beullast, wobei drei verschiedene Arten von Beulen auftreten können: Zum einen das globale Beulen des gesamten Panels, zum anderen das lokale Beulen zwischen den einzelnen Stringern, und schließlich das Beulen des Steps.

Für die Auswertung der Stabilitätsbedingungen  $g_{\text{Stabilität}}$  wird die kritische Beulbelastung  $n_{\text{cr}}$  für Druck- (Index x) und Scherbelastungen (Index s) nach Dähne u. a. [7] berechnet. Diese Formeln basieren auf der  $ABD$ -Matrix sowie den geometrischen Abmessungen der Platte mit der Länge  $a$  und der Breite  $b$ . Der Beulkoeffizient  $k_x$  wird für Drucklasten und  $k_s$  entsprechend für Scherbelastungen verwendet. In Gleichung 4.5 wird die kritische Beulbelastung für Drucklasten dargestellt:

$$n_{x,\text{cr}} = k_x(\bar{\alpha}, \beta) \left(\frac{\pi}{b}\right)^2 \sqrt{D_{11}D_{22}} \quad (4.5)$$

Analog wird in Gleichung 4.6 die kritische Beullast für Scherung bestimmt.

$$n_{s,\text{cr}} = k_s(\beta) \left(\frac{\pi}{b}\right)^2 \sqrt[4]{D_{11}D_{22}^3} \quad (4.6)$$



Die Koeffizienten  $\bar{\alpha}$  und  $\beta$  können mit Gleichung 4.7 und Gleichung 4.8 bestimmt werden.

$$\bar{\alpha} = \frac{a}{b} \cdot \sqrt[4]{\frac{D_{22}}{D_{11}}} \quad (4.7)$$

$$\beta = \frac{D_{12} + 2D_{33}}{\sqrt{D_{11}D_{22}}} \quad (4.8)$$

Wenn die Platte nicht rechteckig oder gedreht ist, so werden die Länge  $a$  und Breite  $b$  durch die Knickspanweiten  $Y_{\text{span}}$  und  $X_{\text{span}}$  ausgedrückt, welche mit den nachfolgenden Formeln bestimmt werden.  $Y_+$  und  $Y_-$  sind die Abstände vom Schwerpunkt bis zum Rand der Komponente in Querrichtung.  $c_{y+}$  und  $c_{y-}$  sind die Abstände vom Schwerpunkt der Platte zu den Schwerpunkten der beiden Hälften. [6]

$$Y_{\text{span}} = 2 [\min(c_{y+}, (Y_+ - c_{y+})) + \min(c_{y-}, (Y_- - c_{y-}))] \quad (4.9)$$

$$X_{\text{span}} = 2 [\min(c_{x+}, (X_+ - c_{x+})) + \min(c_{x-}, (X_- - c_{x-}))] \quad (4.10)$$

Bei einer kombinierten Belastung aus Druck- und Scherkräften wird der kombinierte Sicherheitsfaktor, mit  $R = n_{\text{erlaubt}}/n_{\text{ist}}$ , durch folgende Bedingung beschrieben:

$$R_x + R_s^2 \leq 1 \quad (4.11)$$

### 4.3. Ergebnisse der Optimierung

In diesem Abschnitt werden die Ergebnisse mit besonderem Augenmerk auf die Massenzusammensetzung vorgestellt. Zunächst wird dafür betrachtet, wie die einzelnen Massen zu Stande kommen und sich zusammensetzen.

Im Rahmen des Strukturoptimierungsprozesses wird für jeden Abschnitt jedes Strukturelements die Dicke  $t_i$  bestimmt. Da die Panels unterschiedlich stark von den verschiedenen Lastfällen beeinflusst werden können, wurden die entscheidenden Lastfälle auf die jeweiligen Elemente in Abbildung 4.2 dargestellt. Eine Gesamtübersicht aller aufgetragenen Lastfälle ist in Tabelle C.1 zu finden.

Die obere Schale wird durch die Lastfälle mit den Nummern 10 (GHPC1OE2) und 20 (MHDC1MT2) dimensioniert. Lastfall 10, ein Böenlastfall, dominiert, während lediglich an der Spitze Lastfall 20, ein Manöverlastfall, entscheidend. Die untere Schale wird ausschließlich durch den sechsten Lastfall (MHNC1MZ2) dimensioniert. Dabei handelt es sich um einen Manöver Lastfall mit einem maximalen negativen Lastfaktor von  $-1$ .

Die ermittelten Dicken  $t_i$  sind exemplarisch für die leichteste Konfiguration in Abbildung 4.3 dargestellt. Auffällig ist, dass die Schalen in der Nähe der Flugzeuglängsachse mit bis zu 4 cm besonders stark ausgeprägt sind. Diese starke Ausprägung lässt sich auf die fehlenden Stringer in der Berechnung zurückführen. Die Steifigkeit der Stringer würden in LIGHTWORKS über einen verschmierten Stringer-Ansatz berücksichtigt werden. Richtung Flügelspitze nimmt die Dicke der Schalen kontinuierlich ab. Die Rippen sind deutlich dünner, lediglich in der Nähe der Flügelwurzel leicht verstärkt, jedoch immer noch unter 2 cm. Die Holme sind ebenfalls nur sehr dünn und werden erst an der Flügelwurzel etwas dicker.

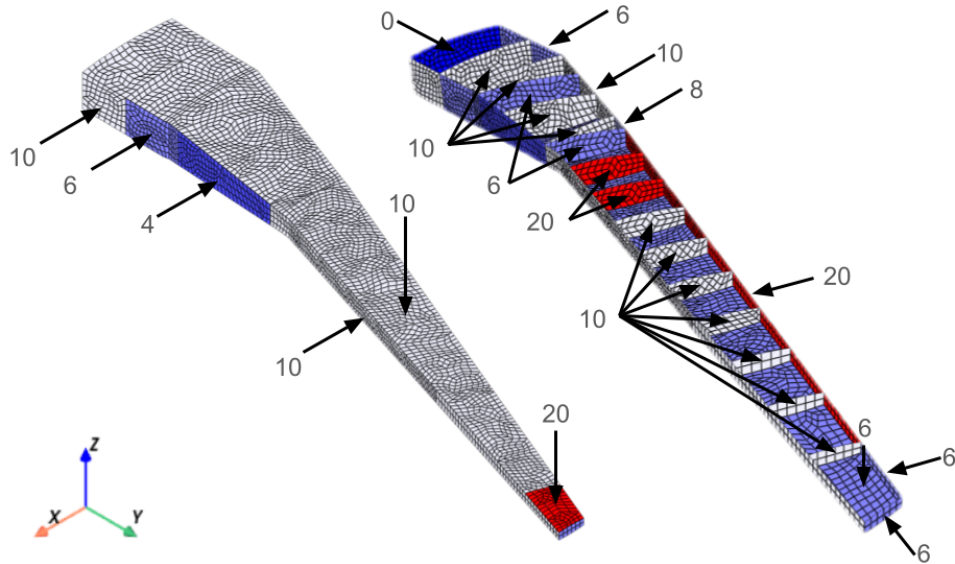


Abbildung 4.2.: Dimensionierende Lastfälle visualisiert exemplarisch für Konfiguration 15

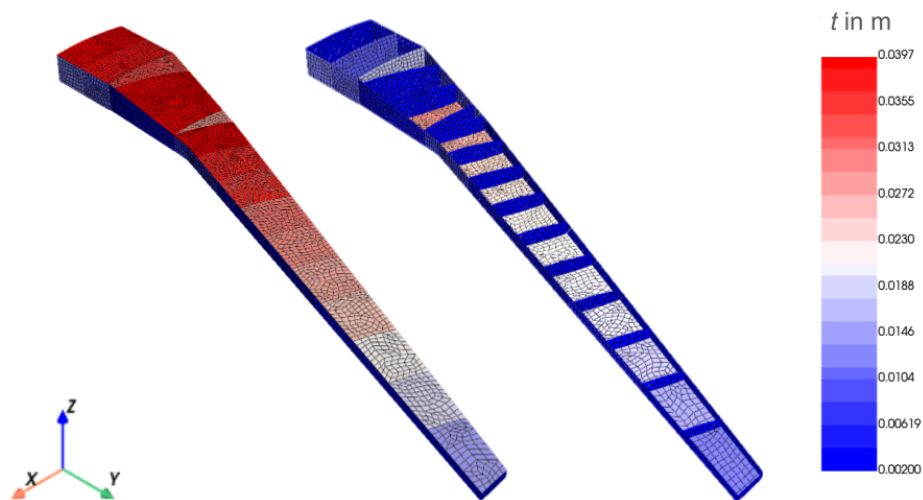


Abbildung 4.3.: Ermittelte Dicken exemplarisch für Konfiguration 15

Aus den Dicken, der Geometrie und den Materialeigenschaften lassen sich die Massen  $m_i$  der einzelnen Elemente ableiten. Diese Massen können anschließend den vier Hauptkomponenten – Rippen, Holme, obere Schale und untere Schale – zugeordnet werden. Um die Gesamtmasse des Flügels  $m_{\text{Flügel}}$  zu bestimmen, wird die aus der Optimierung resultierende Masse des Flügelkastens mit den Sekundärmasse des Nasen- und des Endkastens summiert (siehe Gleichung 4.12).

$$m_{\text{Flügel}} = m_{\text{Flügelkasten}} + m_{\text{Nasenkasten}} + m_{\text{Endkasten}} \quad (4.12)$$

Da die Sekundärmassen durch die variierende Größe des Flügelkastens unterschiedlich ausfallen können, dürfen sie nicht vernachlässigt werden. Daher werden sie gemäß Torenbeek [32] abgeschätzt. Dafür werden die spezifischen Gewichte des Nasen- und Endkastens nach Gleichung 4.13 und Gleichung 4.14 bestimmt. Dafür werden die Werte zu  $k_{\text{fle}} = 1$ ,  $\Omega_{\text{ref}} = 56 \text{ N m}^{-2}$ ,  $q_{\text{D}} = 5,65 \text{ kN m}^{-2}$ ,  $q_{\text{ref}} = 30 \text{ kN m}^{-2}$ ,  $W_{\text{MTO}} = 729\,236 \text{ N}$ ,  $W_{\text{ref}} = 1\,000\,000 \text{ N}$ ,  $b_{\text{st}} = 46,342 \text{ m}$  und  $b_{\text{ref}} = 50 \text{ m}$  angenommen [32].

$$\Omega_{\text{Nasenkasten}} = 3,15 k_{\text{fle}} \Omega_{\text{ref}} \left( \frac{q_{\text{D}}}{q_{\text{ref}}} \right)^{0.25} \left( \frac{W_{\text{MTO}} b_{\text{st}}}{W_{\text{ref}} b_{\text{ref}}} \right)^{0.145} = 78,641 \text{ N m}^{-2} \quad (4.13)$$

$$\Omega_{\text{Endkasten}} = 2,6 \Omega_{\text{ref}} \left( \frac{W_{\text{MTO}} b_{\text{st}}}{W_{\text{ref}} b_{\text{ref}}} \right)^{0.0544} = 125,750 \text{ N m}^{-2} \quad (4.14)$$

Die Masse lässt sich jeweils mit dem spezifischen Gewicht  $\Omega$  und der Planfläche  $S$  gemäß Gleichung 4.15 ermitteln. Die Grundfläche  $S$  des Nasen- beziehungsweise Endkastens wird als Fläche eines Polygons zwischen der Flügelvorderkante und dem Vorderholm beziehungsweise zwischen dem Hinterholm und der Flügelhinterkante ermittelt.

$$m = \frac{\Omega S}{g} \quad (4.15)$$

In Tabelle 4.4 sind die Massen der verschiedenen Flügelkasten-Konfigurationen aufsteigend sortiert dargestellt. Die Flügelmasse ist dabei nochmal in die sechs Komponenten Rippen, Holme und obere, bzw. untere Schale sowie Nasen- und Endkasten aufgeschlüsselt, wie auch in Gleichung 4.16 gezeigt.

$$m_{\text{Flügel}} = m_{\text{Rippen}} + m_{\text{Holme}} + m_{\text{untere Schale}} + m_{\text{obere Schale}} + m_{\text{Nasenkasten}} + m_{\text{Endkasten}} \quad (4.16)$$

Tabelle 4.4.: Ergebnisse der Optimierung für alle Konfigurationen, Massen in kg

Index	$m_{\text{Flügel}}$	$m_{\text{Rippen}}$	$m_{\text{Holme}}$	$m_{\text{untere Schale}}$	$m_{\text{obere Schale}}$	$m_{\text{Nasenkasten}}$	$m_{\text{Endkasten}}$
15	4511.788	199.955	207.584	1498.205	2058.112	126.305	421.627
4	4589.673	210.258	207.512	1527.997	2099.583	122.696	421.627
10	4696.390	286.079	191.621	1558.056	2139.734	122.696	398.204
12	4837.243	221.968	195.665	1641.721	2256.989	122.696	398.204
11	4888.263	268.413	190.904	1646.122	2260.153	101.044	421.627
16	4933.285	203.449	200.483	1687.531	2315.542	104.653	421.627
3	5081.127	252.121	187.778	1744.933	2393.438	104.653	398.204
0	5095.236	273.292	179.912	1742.390	2391.406	86.609	421.627
2	5097.693	278.753	181.203	1743.687	2396.574	122.696	374.780
1	5120.116	311.387	170.620	1753.151	2405.525	104.653	374.780
5	5132.663	249.288	189.338	1766.581	2419.220	86.609	421.627
6	5169.418	211.396	187.337	1799.090	2468.738	104.653	398.204
8	5171.345	210.842	191.656	1797.438	2470.324	126.305	374.780
9	5346.166	288.264	171.531	1855.497	2546.061	86.609	398.204
14	5506.502	240.390	180.369	1941.180	2665.130	104.653	374.780
7	5574.199	220.024	181.730	1977.610	2710.022	86.609	398.204
13	5678.682	247.413	166.304	2025.463	2778.113	86.609	374.780
17	5767.571	248.673	169.512	2063.062	2824.935	86.609	374.780

Es zeigt sich, dass die resultierenden Flügelmassen zwischen 4500 kg bis 5800 kg liegen. Insbesondere tragen die Massen der oberen und unteren Schale mit bis zu 85 % den größten Teil zur Gesamtmasse bei. Die Rippen und Holme sind deutlich leichter und machen jeweils nur einen geringen einstelligen Prozentsatz der Gesamtmasse aus. Die Sekundärmassen tragen ebenfalls nur einen geringen Beitrag und liegen zwischen 460 kg bis 550 kg. Damit ist der Einfluss der abgeschätzten Sekundärmassen trotz veränderlicher Holmpositionen eher gering.

### 4.3.1. Korrelation der Parameter

In diesem Abschnitt wird die Korrelation zwischen den Parametern im Bezug auf die jeweiligen Massen des Flügelkastens untersucht. Die Sekundärmassen werden für diese Analyse nicht betrachtet.

Dafür werden die Pearson-Korrelationskoeffizienten ausgewertet, die die Stärke der linearen Korrelation zwischen zwei Variablen angeben. Die Pearson-Koeffizienten können Werte zwischen  $-1$  und  $1$  annehmen. Ein Wert von  $-1$  bedeutet eine perfekte negative lineare Beziehung, das heißt, wenn eine Variable erhöht wird, verringert sich die andere im gleichen Verhältnis. Ein Wert von  $0$  deutet auf keine lineare Beziehung hin; die Variablen sind dann vollständig unabhängig voneinander. Ein Wert von  $1$  zeigt eine perfekte positive lineare Beziehung, bei der eine Erhöhung der einen Variable zu einer proportionalen Erhöhung der anderen führt.[30]

In Abbildung 4.4 sind alle Pearson-Koeffizienten in einer Korrelationsmatrix dargestellt. Auf der linken Seite der Korrelationsmatrix sind die fünf Eingabeparameter aufgeführt.

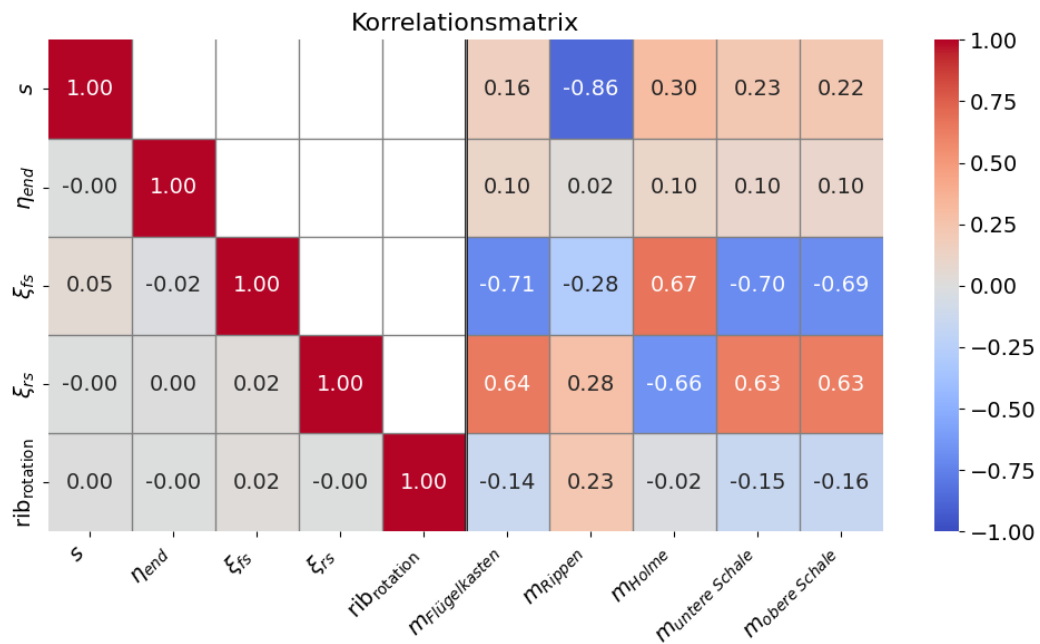


Abbildung 4.4.: Korrelationsmatrix mit Pearson-Korrelation

Jeder Parameter weist zu sich selbst eine perfekt positive lineare Beziehung auf, was durch den Wert 1 auf der Hauptdiagonale dargestellt wird. Die Korrelationen zwischen

den Eingabeparametern sind alle nahe 0, was auf eine weitgehende Unabhängigkeit der Variablen hinweist. Dies ist zu erwarten, da die Parameter so ausgewählt wurden, dass sie möglichst unabhängig voneinander sind. Die größte Korrelation, mit einem Wert von 0,05, tritt zwischen dem minimalen Rippenabstand  $s$  und der relativen Flügeltiefe des Vorderholms  $\xi_{fs}$  auf. Dieser Wert ist jedoch so gering, dass auch hier von einer Unabhängigkeit ausgegangen werden kann.

Für die Auswertung ist besonders die Korrelation zwischen den Eingabeparametern und der gesamten Flügelmasse relevant. In der Spalte der Flügelmasse zeigt sich, dass eine Vergrößerung der relativen Flügeltiefe des Vorderholms den größten Einfluss auf die Reduzierung der Flügelmasse hat, da der Pearson-Koeffizient mit 0,71 betragsmäßig am größten ist und nahe bei 1 liegt. Auch eine Verringerung der relativen Flügeltiefe des Hinterholms trägt zur Reduzierung der Flügelmasse bei, da der Pearson-Koeffizient mit 0,64 auf einen eher positiven linearen Zusammenhang hindeutet. Dies deutet darauf hin, dass die Holme enger zueinander positioniert werden sollten, um ein Optimum zu erreichen. Außerdem weisen die beiden leichtesten Konfigurationen, 15 und 4, den geringsten Abstand zwischen den Holmen auf. Jedoch sollte an dieser Stelle auch berücksichtigt werden, dass der Flügelkasten auch generell kleiner ist. Die anderen drei Parameter beeinflussen ebenfalls die Gesamtmasse, jedoch ist ihr Einfluss deutlich geringer. Am drittstärksten wirkt sich der Rippenabstand aus: Eine Verringerung dieses Abstands führt zu einer Reduzierung der Flügelmasse.

Im Folgenden wird der Einfluss der Eingabeparameter auf die einzelnen Massen detailliert untersucht und analysiert.

Die Masse der Rippen  $m_{\text{Rippen}}$  wird am stärksten vom Parameter des minimalen Rippenabstandes  $s$  beeinflusst. Hier zeigt sich eine nahezu perfekte negative lineare Korrelation von  $-0.86$ . Dies ist so zu erwarten, da die Rippenanzahl und damit verbunden die Rippenmasse indirekt proportional zum Rippenabstand ist. Das bedeutet, dass ein größerer Rippenabstand die Rippenmasse signifikant reduziert. Der Parameter  $\eta_{\text{end}}$  hat hingegen keinen bemerkbaren Einfluss auf die Rippenmasse. Die relativen Flügeltiefen der Holme sind die zweitwichtigsten Einflussfaktoren. Enger zusammenliegende Holme wirken sich auf die Rippenmasse aus, da die Rippen kürzer werden. Die Rotation der Rippen  $rib_{\text{rotation}}$  hat ebenfalls einen Einfluss auf die Rippenmasse, der Pearson-Koeffizient von 0,23 deutet hierbei an, dass eine senkrechte gegenüber einer parallelen Anordnung eine reduzierte Masse der Rippen hervorrufen kann. Allerdings machen die Rippen mit einem Gewicht von etwa 200 kg bis 300 kg nur etwa 4 % bis 7 % der Masse des Flügelkastens aus, weshalb der beschriebene Einfluss kaum spürbar in der Gesamtmasse bemerkbar macht.

Die Holme tragen ebenfalls nur etwa 3 % bis 5 % zur Masse des Flügelkastens bei. Auch hier ist die Position der Holme bezogen auf die relative Flügeltiefe der entscheidende Faktor, jedoch wirkt sich ein größerer Abstand zwischen den Holmen positiv auf die Reduzierung der Masse der Holme  $m_{\text{Holme}}$  aus. Damit verhält sich die Masse der Holme entgegengesetzt zu den Schalen und Rippen bei Änderung der Position der Holme. Ein geringerer Rippenabstand wirkt sich ebenfalls positiv auf die Holmmasse aus, da mehr Rippen die Kräfte aufnehmen können und die Beulfelder kleiner werden. Die anderen beiden Parameter haben nur einen geringen Einfluss auf die Holmmasse und können aufgrund der geringen Holmmasse vernachlässigt werden.

Der Einfluss der Eingabeparameter auf die Massen der oberen und unteren Schale ist ähnlich, daher können diese zusammen betrachtet werden. Die Masse der oberen Schale ist jedoch etwas größer als die der unteren. Da die Schalen den größten Massenanteil ausmachen, spielt ihre Auswirkung auf die Gesamtmasse des Flügels eine besonders große Rolle. Entscheidend ist hier vor allem die Position der Holme entlang der Flügeltiefe: Enger beieinander liegende Holme ermöglichen eine Reduzierung der Schalenmasse. Dies lässt sich durch die kleiner werdende Fläche und kleiner werdende Beulfelder begründen. Ein verringerter Rippenabstand reduziert ebenfalls die Masse der Schalen, da die Beulfelder ebenfalls kleiner werden. Da die Schalen als unversteifte Hautfelder berechnet wurden, weisen sie eine größere Dicke und damit verbunden eine höhere Masse auf. Versteifungen wirken sich daher erheblich auf die Dicke der Schalen aus. Eine eher senkrechte Rippenorientierung führt ebenfalls zu einer Reduzierung der Masse. Auch hier hat  $\eta_{\text{end}}$  den geringsten Einfluss. Eine Verringerung von  $\eta_{\text{end}}$  wäre jedoch denkbar, um die Masse weiter zu reduzieren.

Die Position der Holme, definiert durch die relativen Flügeltiefen  $\zeta_{\text{fs}}$  und  $\zeta_{\text{rs}}$ , ist der entscheidende Faktor für die Massenoptimierung. Die anderen drei Parameter spielen eine untergeordnete Rolle. Der Rippenabstand  $s$  und die Rippenorientierung  $rib_{\text{rotation}}$  sind dabei wichtiger als die Endposition der Holme  $\eta_{\text{end}}$ . Wichtig ist hierbei zu betrachten, dass nur innerhalb der betrachteten Grenzen der einzelnen Parameter Aussagen getroffen werden können. Eine deutliche Erhöhung oder Reduzierung eines einzelnen Parameters kann zu unvorhersehbaren Ergebnissen führen, die diese Studie nicht abdecken kann. Daher sind diese Aussagen nicht allgemein gültig, sondern immer im Hinblick auf die Flügelgeometrie und den verwendeten Werten zu betrachten.

Neben der Auswertung der Korrelationsmatrix wurde auch eine Regressionsanalyse durchgeführt. Dabei wurde je ein lineares Modell auf Basis der fünf Eingabeparameter für jede der Zielvariablen, den jeweiligen Masse, erstellt. Ziel der Regressionsanalyse war es, zu untersuchen, inwieweit das trainierte lineare Modell die berechneten Massenwerte vorhersagen kann. Für die Bewertung der Modellgüte werden zwei Metriken verwendet, zum Einen der Bestimmtheitsmaß, der  $R^2$ -Wert, und zum Anderen der mittlere quadratische Fehler. Diese Metriken sind in Tabelle 4.5 dargestellt.

Tabelle 4.5.: Mittlerer quadratischer Fehler und  $R^2$ -Werte der Analysen

Masse	Mittlerer quadratischer Fehler	$R^2$
$m_{\text{Flügelkasten}}$	1150.666	0.9915
$m_{\text{Rippen}}$	65.519	0.9378
$m_{\text{Holme}}$	1.827	0.9871
$m_{\text{untere Schale}}$	265.531	0.9894
$m_{\text{obere Schale}}$	512.464	0.9889

Es zeigte sich, dass ein sehr gutes Modell für die Flügelkasten-Masse  $m_{\text{Flügelkasten}}$  mit einem  $R^2$ -Wert von  $R^2 = 0.9915$  aufgebaut werden konnte, was darauf hindeutet, dass das lineare Modell die Beziehung zwischen den Eingabeparametern und der Flügelmasse fast vollständig beschreibt. Auch für die anderen Massenkomponenten, wie den Holm, die untere und obere Schale, ergaben sich ebenfalls sehr hohe  $R^2$ -Werte, was auf eine

weitgehend lineare Beziehung zwischen den Parametern und den entsprechenden Massen hinweist. Lediglich für die Rippenmasse  $m_{\text{Rippen}}$  ergab das Modell einen geringeren  $R^2$ -Wert von 0.9378, was auf mögliche nichtlineare Effekte und weitere Einflussfaktoren hinweisen könnte.

Diese hohe Modellgüte, besonders für das Modell der Flügelmasse, macht sich auch in Abbildung 4.5 bemerkbar.

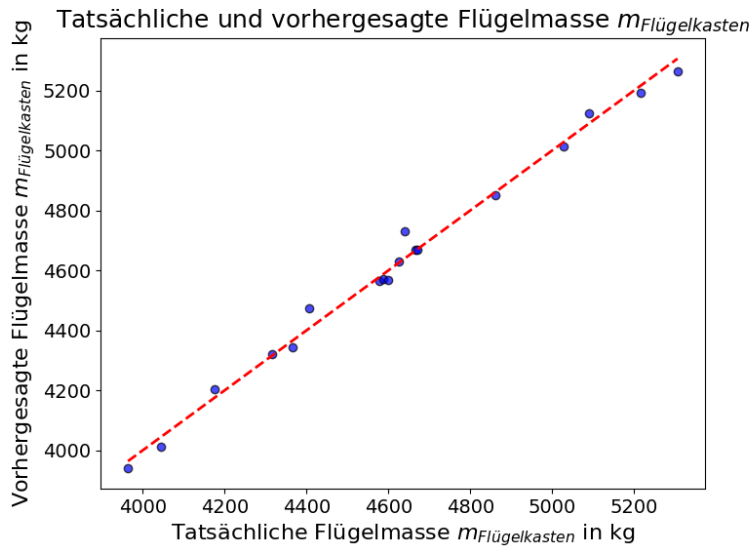


Abbildung 4.5.: Regressionsplot

Für das Modell der Flügelkasten-Masse ergibt sich die folgende Regressionsgleichung:

$$m_{\text{Flügelkasten, vorhergesagt}} = 442 \cdot s + 829 \cdot \eta_{\text{end}} - 12623 \cdot \zeta_{\text{fs}} + 11772 \cdot \zeta_{\text{rs}} - 56 \cdot \text{rib}_{\text{rotation}} \quad (4.17)$$

Die Koeffizienten der Regressionsgleichung verdeutlichen auch die Ergebnisse der Korrelationsmatrix. Die Koeffizienten der Regressionsgleichung zeigen, wie stark die einzelnen Eingabeparameter zur Vorhersage der Flügelmasse beitragen. Besonders auffällig ist der hohe Einfluss der Parameter  $\zeta_{\text{fs}}$  und  $\zeta_{\text{rs}}$ , die in negativem beziehungsweise positivem Sinne einen signifikanten Einfluss auf die Flügelmasse haben. Dieser Einfluss kann sich jedoch auch ändern, wenn zusätzlich auch Stringer berücksichtigt werden. Dadurch kann lokales Beulen dominant werden und eine Entkopplung der Beulfeldbreite von der Holmposition auftreten.

Auch hier ist der Ausgangspunkt der Analyse zu betrachten. Konfigurationen mit Parametern, die deutlich von den analysierten Werten abweichen, können unplausible Ergebnisse liefern. Eine Extrapolation bietet keine Möglichkeit für eine fundierte Aussage.

#### 4.3.2. Analyse des Einflusses der Rippenparameter auf die Masse

Der Einfluss der Holmposition spielte eine entscheidende Rolle bei der Reduzierung der Masse des Flügelkastens. Die Auswirkungen der beiden anderen Parameter zur Definition der Rippen konnten bisher jedoch nicht genauer untersucht werden, da ihre Effekte



von denen der Holme überdeckt wurden. Es zeigte sich nur, dass ein geringerer Rippenabstand und eine senkrechte Ausrichtung eine Massenreduzierung verursachen kann. Aus diesem Grund wurde eine zweite Studie mit festgelegten Holmpositionen und einem festen Ende des Flügelkastens durchgeführt. Dabei wurde lediglich der minimale Rippenabstand in Schritten von 0,05 m für jede Rippenorientierung variiert.

Das Ergebnis der Masse des Flügelkastens in Abhängigkeit der Rippenorientierung und des Rippenabstandes ist in Abbildung 4.6 dargestellt. Generell kann der zuvor beobachtete Trend, dass mit geringeren Rippenabständen eine geringere Masse erreicht werden kann, bestätigt werden. Allerdings zeigt sich, dass bei zu kleinen Rippenabständen die Masse des Flügelkastens wieder ansteigt. Für die parallele Ausrichtung der Rippen ist ein Optimum bei einem minimalen Rippenabstand von  $s = 0,40$  m erkennbar. Für die gedrehte Variante ist ein Rippenabstand von  $s = 0,20$  m optimal. Für die senkrechte Variante ist ein Minimum am Rand bei  $s = 0,15$  m erkennbar. Jedoch ist hierbei nicht klar, ob ein noch geringerer Rippenabstand zu einem weiteren Minimum führen kann. Außerdem zeigt sich auch ein deutlicher Unterschied zwischen den Orientierungen der Rippen. Die senkrechte Variante liefert die beste Ergebnisse, die gedrehte Variante liegt zwischen der senkrechten und der parallelen Variante.

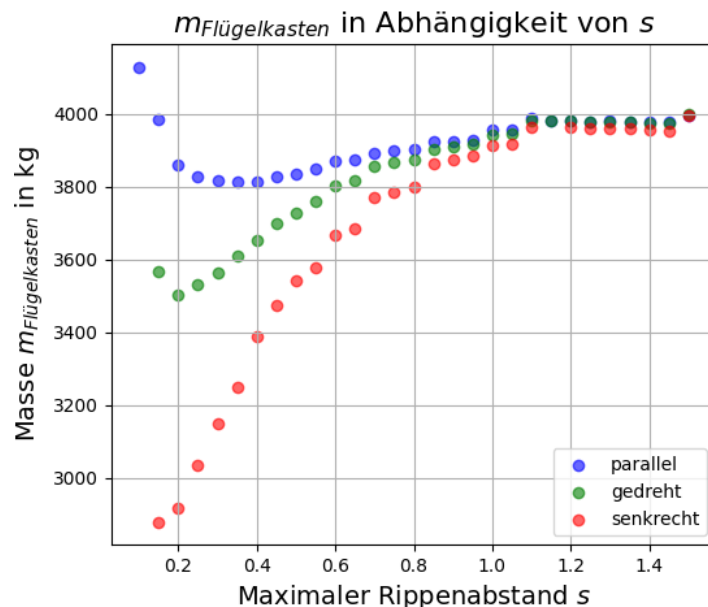


Abbildung 4.6.: Masse des Flügelkastens in Abhängigkeit der Rippenorientierung und des Rippenabstandes

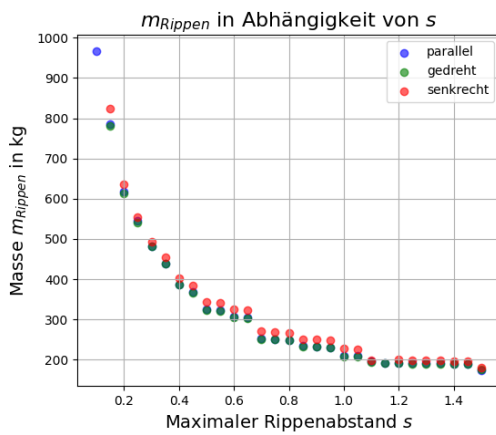
Für eine detaillierte Untersuchung wurden die einzelnen Massen der Rippen, Holme und Schalen in Abhängigkeit von den Rippenparametern in Abbildung 4.7 dargestellt.

Es zeigt sich, dass die Rippenorientierung einen vernachlässigbaren Einfluss auf die Massen der Rippen sowie der Holme hat (siehe Abbildung 4.7a und Abbildung 4.7b). Die Masse der Rippen  $m_{\text{Rippen}}$  verhält sich indirekt proportional zum Rippenabstand, was durch die abhängige Anzahl der Rippen zum Abstand der Rippen erklärt werden kann.

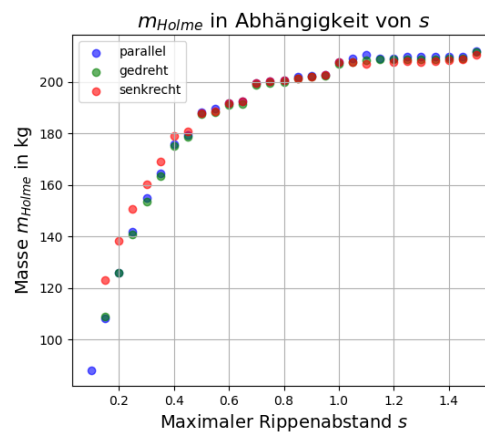


Daher steigt die Rippenmasse jedoch stark für kleine Rippenabstände an. Dieser Anstieg führt letztlich zu einem Anstieg der Gesamtmasse des Flügelkastens für kleine Rippenabstände. Die Masse der Holme nimmt mit größerem Rippenabstand zu, da weniger Rippen die Lasten tragen, was dazu führt, dass die Holme verstärkt werden müssen, um ein Beulen zu verhindern. Die Holme werden dabei jedoch nicht schwerer als 250 kg, weshalb dieser Effekt vernachlässigbar ist.

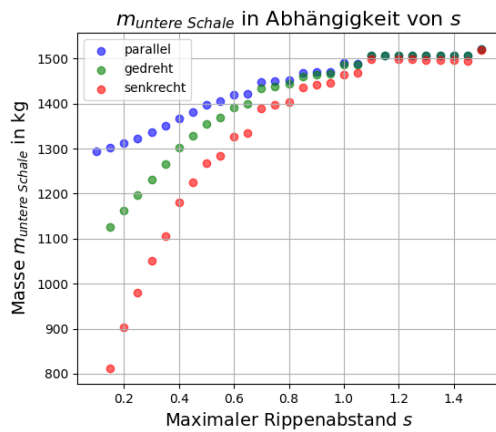
In Abbildung 4.7c und Abbildung 4.7d zeigt sich, dass die Rippenorientierung bei den Schalen einen entscheidenden Einfluss hat. Grundsätzlich steigt die Schalenmasse mit zunehmendem Rippenabstand an. Ab einem Rippenabstand von  $s = 1,10\text{ m}$  ist dieser Anstieg jedoch gesättigt, und die Masse bleibt nahezu konstant. Die senkrechte Rippenanordnung ermöglicht aufgrund der effizienteren Verkleinerung der Beulfelder eine deutliche Gewichtsreduktion der Schalen. Dieser Effekt zeigt sich verstärkt im Gesamtbild durch die Skalierung der Massen.



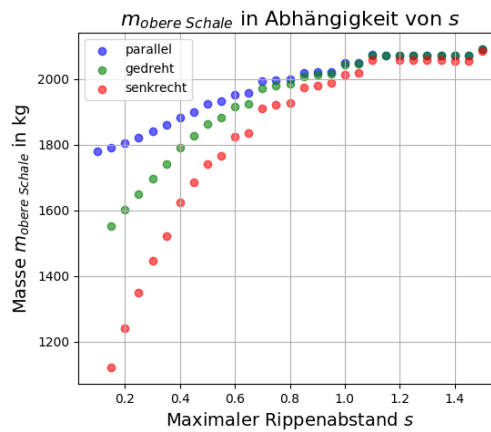
(a) Rippen



(b) Holme



(c) Untere Schale



(d) Obere Schale

Abbildung 4.7.: Massenverteilung in Abhängigkeit der Rippenorientierung und des Rippenabstandes

Diese Verläufe zeigt auch Niu und Niu [24] in Abbildung 2.7. Die Rippenmasse nimmt ab, während die Schalenmasse ansteigt. Dazwischen ergibt sich ein Optimum für einen idealen Rippenabstand. Zusätzlich zu der Studie von Niu und Niu [24] konnte der Einfluss der Rippenausrichtung untersucht werden. Es zeigt sich, dass die Schalen durch eine senkrechte Anordnung der Rippen dünner ausgelegt werden können, um ein Beulen zu verhindern.

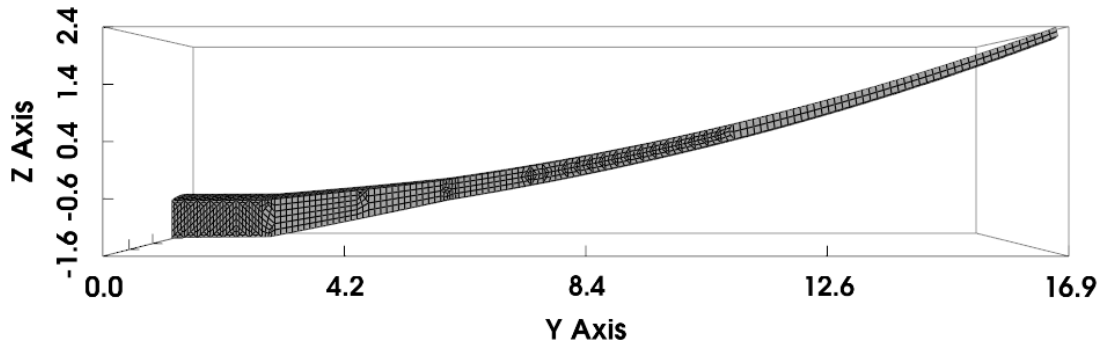
Dieses Ergebnis ist unerwartet, da der optimale Rippenabstand sehr klein wird. Es wird deutlich, dass die Masse der Schalen hier maßgeblich die Masse des Flügelkastens beeinflusst. Insbesondere stellt sich die Frage inwiefern die Rippenorientierung die Masse der Schale, also die Beulfelder und damit die Beullänge beeinflusst.

Grundsätzlich lässt sich sagen, dass die Beulfelder durch die Rippenorientierung unterschiedlich charakterisiert sind. Durch die parallele Rippenanordnung entstehen vor allem länglich gezogene Parallelogramme, während bei senkrecht angeordneten Rippen Beulfelder mit kürzeren Seitenlängen entstehen, die gleichmäßiger verteilt sind. Diese Anordnung erhöht die Stabilität und kann als optimaler angesehen werden. Dennoch bleibt eine weiterführende Beulanalyse notwendig, um diese Aussage zu validieren.

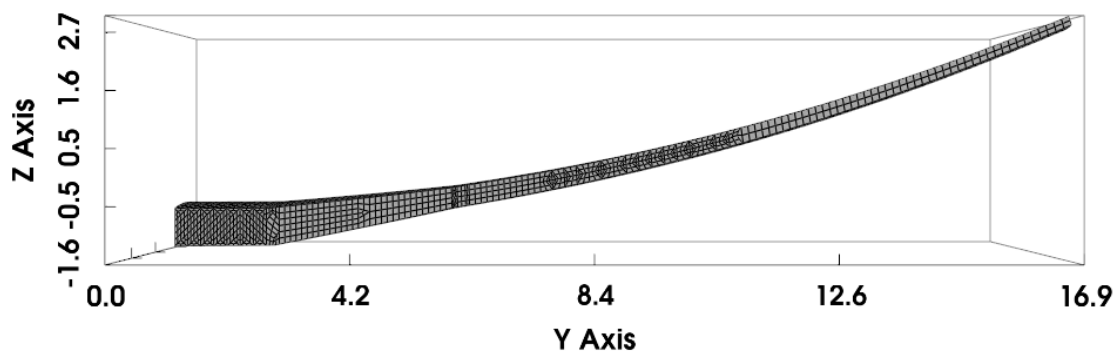
In Abbildung 4.8 ist für einen Rippenabstand von  $s = 0,40\text{ m}$  die Deformation des Flügels für alle drei Rippenanordnungen gezeigt. Dafür wurde der zuvor eingeführte Manöverlastfall 20 verwendet.

Es wird deutlich, dass die Rippenanordnung einen Einfluss auf die Biegung des Flügels hat. Die senkrechte Anordnung biegt sich am stärksten durch. Die parallele Variante zeigt die geringste Deformation. Während die gedrehte Variante dazwischen zu finden ist. Eine zu große Deformation kann die Struktur stärker belasten.

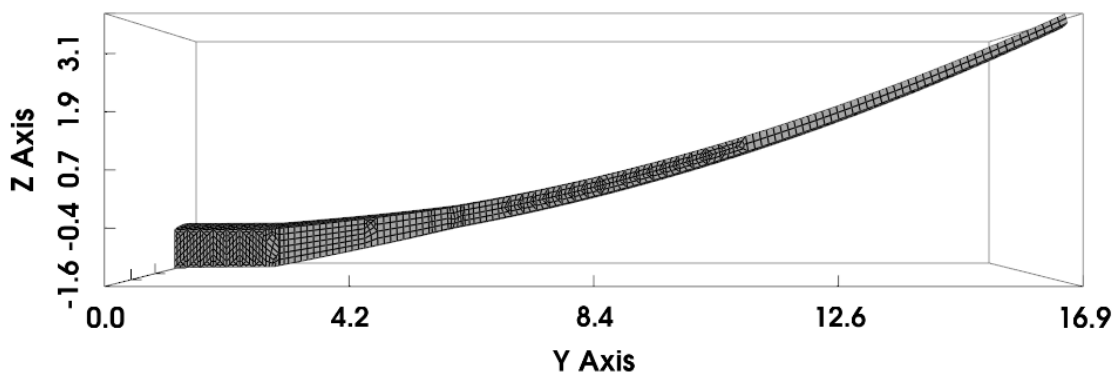
Es könnten zwei Ursachen für diese Beobachtungen verantwortlich sein: Erstens variiert die Masse, die im Wesentlichen durch die Schalendicke bestimmt wird. Der schwerste Flügel mit senkrechter Rippenanordnung verformt sich am wenigsten, da die dickeren Schalen die Steifigkeit des Flügels erhöhen. Dieser Effekt steht jedoch nur indirekt im Zusammenhang mit der Rippenanordnung. Die zweite mögliche Ursache ist die Orientierung der Rippen selbst. Bei parallelen Rippen tragen diese zur axialen Steifigkeit des Flügels bei. Im Gegensatz dazu bieten senkrechte Rippen keinen axialen Beitrag zur Steifigkeit, aufgrund ihrer Ausrichtung.



(a) Parallele Rippenanordnung



(b) Gedrehte Rippenanordnung



(c) Senkrechte Rippenanordnung

Abbildung 4.8.: Deformation des Flügels mit variierender Rippenorientierung

## 4.4. Diskussion der Ergebnisse

In diesem Abschnitt werden die wichtigsten Ergebnisse der Parameterstudie diskutiert und deren Aussagekraft bewertet. Abschließend erfolgt eine Bewertung der Forschungshypothese.

Es ist wichtig hervorzuheben, dass die Parameterstudie sich ausschließlich auf die Auslegung und Strukturoptimierung der Primärstruktur des Flügels, also des Flügelkastens, beschränkte. Die Konfigurationen wurden rein aus der Sicht der Strukturmechanik betrachtet, während andere relevante Disziplinen wie Aerodynamik oder Flugzeugsysteme unberücksichtigt blieben. Daher können die gefundenen Optima lediglich als lokale Minima gelten. Eine umfassende Bewertung erfordert die Berücksichtigung der Wechselwirkungen zwischen den verschiedenen Disziplinen.

Beispielhaft beeinflusst die Rippenorientierung die aerodynamische Stabilität des Flügels. Eine gedrehte Rippe kann die natürliche Eigenfrequenz der Torsionsmoden erhöhen und aerodynamische Instabilitäten reduzieren. [5] Dieses Phänomen konnte nicht mit der Studie untersucht werden.

Zudem lag der Fokus der Optimierung primär auf der Stabilität, insbesondere auf dem kritischen Beulverhalten. Allerdings werden Holme in der Praxis häufig auf Festigkeit ausgelegt, was die Dimensionierung der Struktur signifikant beeinflussen könnte. Bei der Verwendung von faserverstärkten Verbundmaterialien sind vor allem Ermüdung und Damage Tolerance wichtige und dimensionierende Auslegungskriterien. Holme müssen besonders den resultierenden Schubkräften aus den Biegemoment des Flügels standhalten. Auch hier ist die geringe Masse der Holme durch die fehlende Versteifung der Holme erklärbar. Diese würde zu einer Umverteilung der Lasten auf die Holme führen, wodurch diese dicker dimensioniert werden müssten. Derzeit werden die meisten Kräfte durch die dicken Schalen aufgenommen und übertragen.

Für die obere und untere Schale ist das Beulen das maßgebliche Bemessungskriterium. Bei der Reduzierung der Distanz zwischen den Holmen kommt es ebenfalls zu einer starken Gewichtsreduzierung, die sich durch die kleiner werdenden Beulfelder begründen lässt. Besonders soll hier nochmal erwähnt werden, dass lediglich die Primärstruktur betrachtet wurde. Die Sekundärstruktur im Nasen- und Endkasten wurde für die Studie weitgehend vernachlässigt. Dies ist besonders relevant, wenn die Holmposition und Länge angepasst wurde. Da der gesamte Flügelkasten damit verkleinert oder vergrößert wird, ändern sich in diesem Bezug auch die Sekundärmassen. Eine erste Abschätzung der Sekundärmassen nach Torenbeek [32] zeigte jedoch nur einen geringen Einfluss bei kleineren geometrischen Änderungen.

Allerdings gibt es bei der Dicke der Schalen hierbei Einschränkungen, da die Schalen üblicherweise durch zusätzliche Stringer verstärkt werden. In der Strukturoptimierung wurde jedoch mit unversteiften Schalen gerechnet, was zu einer Überschätzung der erforderlichen Materialdicke führt. Eine signifikante Gewichtsreduktion könnte durch die Berücksichtigung von Versteifungselementen erreicht werden. Dadurch könnte auch die extreme Dicke der Schalen von bis zu 4 cm reduziert werden. Dadurch machen sich alle Effekte, welche einen Einfluss auf die Masse der Schale haben, übermäßig in der Gesamtmasse bemerkbar.

Die Rippen wurden im Optimierungsprozess als sehr dünn ausgelegt. Ein optimaler Rippenabstand von 40 cm für parallel ausgerichtete Rippen erscheint im Vergleich zu dem durchschnittlichen Rippenabstand von 0,75 m gemäß Niu und Niu [24] ungewöhnlich gering. Bei gedrehter oder senkrechter Anordnung ist der optimale Rippenabstand noch geringer. Ein Grund für diesen geringen Abstand ist, dass die Schalen durch das engmaschige Rippenfeld in viele kleine Beulfelder unterteilt werden. Da die Berechnung mit unversteiften Schalen durchgeführt wurde, müssen diese mehr Last tragen, was den Effekt noch verstärkt. Daher wird der optimale Rippenabstand in dieser Studie unterschätzt und sollte bei versteiften Schalenelementen ansteigen.

Zudem wurde ein lineares FE-Modell verwendet, das die Verkürzung der Elemente nicht berücksichtigt. Dies führt dazu, dass die Rippen und Holme geringeren Druckkräften ausgesetzt sind, was sich ebenfalls auf die Optimierungsergebnisse auswirkt.

Dennoch lassen sich aus der Sicht der Strukturmechanik schon einige qualitative Aussagen aus den Ergebnissen der Parameterstudie ableiten. Alle Ergebnisse sind immer in Hinblick auf die zuvor diskutierten Einschränkungen und Annahmen zu betrachten.

Als Erstes zeigte sich, dass leichte Veränderungen der ausgewählten Parameter für die Flügelkasten-Struktur zu verschiedenen Massen von 4500 kg bis 5800 kg führen. Somit bietet eine geeignete Dimensionierung viel Potential zur Gewichtsreduzierung.

Des Weiteren konnte gezeigt werden, dass es einen optimalen Rippenabstand  $s$  gibt, welcher durch die Rippen- und Schalenmasse festgelegt wird, da diese Massen entgegengesetzt auf eine Veränderung des Rippenabstandes reagieren.

Außerdem konnte gezeigt werden, dass eine senkrechte Rippenanordnung aus Sicht der Strukturmechanik als optimal angesehen werden kann. Allein durch die Orientierung der Rippen kann eine Reduzierung der Masse um mehrere hundert Kilogramm erreicht werden. Es sind auf jeden Fall weitere Analysen notwendig, um zu prüfen, ob die senkrechte Rippen Anordnung unter Einbeziehung von versteiften Schalen ein Optimum in dieser Größenordnung ermöglichen.

Daraus lässt sich ableiten, dass die Berücksichtigung von Parametern für den Flügelkasten definitiv ein spezifischeres Optimum ermöglichen können. Daher ist die Betrachtung der Innentopologie in einem Optimierungsprozess wichtig und sollte für einen effizienteren Flügelentwurf berücksichtigt werden.

## 5. Zusammenfassung und Ausblick

Um die ambitionierten Klimaziele der ICAO einzuhalten sind disruptive Änderungen in der Luftfahrt und insbesondere in der Flugzeugentwicklung erforderlich. Der Flügel ist dabei das kritischste Bauteil im Flugzeugentwurf und trägt wesentlich zur Effizienz eines Flugzeugs bei.

In dieser Arbeit wurden verschiedene Entwicklungsansätze vorgestellt. Eine Literaturrecherche zeigte, dass die innere Topologie eines Flügels oft nicht hinreichend berücksichtigt wird. Ziel dieser Arbeit ist es daher, die Zugänglichkeit zur Innentopologie des Flügels zu erhöhen. Dazu wurde der Aufbau eines Tragflügels detailliert beschrieben und die Funktionen der Strukturelemente im Flügelkasten erläutert. Zudem wurde die Idee der Multidisziplinären Designoptimierung eingeführt und die Bedeutung des CPACS-Formates in der parametrischen Flugzeugentwicklung vorgestellt.

Ein Flügelkasten-Layout-Generator wurde in Python entwickelt, der auf Basis vordefinierter Eingabeparameter die Innentopologie eines Flügels in eine CPACS-Datei schreibt. Zur Überprüfung der Forschungshypothese wurde eine Parameterstudie durchgeführt. Dabei wurden FE-Modelle aus einer Reihe an Flügelkasten-Konfigurationen generiert und auf die Dicke optimiert. Es zeigte sich, dass kleinere Flügelkästen mit einem Rippenabstand von 40 cm ein optimiertes Ergebnis bezogen auf die Masse liefern.

Der ermittelte optimale Rippenabstand ist im Vergleich zu Werten aus der Literatur jedoch deutlich zu gering. Des Weiteren führen gedrehte Rippen zu einer ungewöhnlich starken Reduzierung der Masse der Schalen gegenüber den parallelen Rippen.

Trotz einiger Einschränkungen kann die Forschungshypothese als wahr bewertet werden, dass die Einbeziehung von weiteren Parametern in der Flügelentwicklung zu einem spezifischeren Optimum führen kann. Dennoch ist hierbei zu erwähnen, dass lediglich die Stabilität des Flügelkastens untersucht wurde und viele weitere Aspekte, insbesondere die Wechselwirkungen mit anderen Disziplinen in dieser Arbeit nicht betrachtet wurde.

Diese Studie kann innerhalb der Strukturmechanik durch weitere Betrachtungen erweitert werden.

In einer Beulanalyse können die ermittelten Ergebnisse weiter untersucht werden, um die Ursachen für den geringen Rippenabstand näher zu beleuchten. Des Weiteren kann der Einfluss der Rippenorientierung auf die Schalenmasse weiter untersucht werden.

Eine interessante Erweiterung wäre die Integration von Stringern zur Versteifung der Beplankung, um realitätsnähere Ergebnisse zu erzielen. Dadurch könnten auch die Positionen sowie die Dimensionen der Stringer in den Optimierungsprozess einfließen.

Auch die Untersuchung von Flügelkästen mit einem dritten mittleren Holm kann in Betracht gezogen werden. Dabei ist die präzise Aufteilung der Zellen besonders wichtig, um die Größe der Beulfelder weiter zu reduzieren. Diese Erweiterung ist besonders relevant für große Flugzeuge mit weitreichenden Tragflächen oder mehreren Triebwerken, die zusätzliche Lasten einbringen.

Der Strukturoptimierungsprozess kann ebenfalls erweitert werden, um genauere Ergebnisse zu erzielen. Eine zusätzliche Nebenbedingung, die die Festigkeit der Struktur über-

prüft, könnte in die Parameterstudie aufgenommen werden. Besonders betroffen sind dabei die Holme, die die aus dem Momentenverlauf resultierenden Schubkräfte aufnehmen müssen. Mit der Nebenbedingung lässt sich sicherstellen, dass die Lasten in den Strukturbauteilen die zulässigen Grenzwerte nicht überschreiten.

Darüber hinaus kann das FE-Modell auch nichtlinear berechnet werden, was eine realistischere Abbildung der physikalischen Gegebenheiten ermöglicht.

Zur weiteren Steigerung der Effizienz spielt der Einsatz von Materialien mit einer hohen spezifischen Festigkeit und Steifigkeit eine zentrale Rolle. Besonders geeignet sind hierfür Faserverbundstoffe, die ebenfalls mit dem LIGHTWORKS-Framework berechnet werden können. Damit könnte der Lagenaufbau bestimmter Strukturelemente optimiert werden. Außerdem ist in dieser Arbeit nur die Auswirkung auf die Biegung und nicht auf eine Torsion des Flügels untersucht wurden. Eine mögliche Biege-Torsionskopplung kann für verschiedene Konfigurationen von Flügelkästen untersucht werden, um zu analysieren, ob eine erwünschte Eindrehung des Flügels bei Böen erfolgt.

Das volle Potenzial des Topologie-Generators entfaltet sich jedoch erst, wenn er in eine umfassende Optimierungskette eingebunden wird. Ziel ist es, die Parameter der Flügelkasten-Geometrie zugänglicher zu machen und sie in einer Optimierung effizient berücksichtigen zu können.

In einer multidisziplinären Designoptimierung spielen weitere Disziplinen wie die Aerodynamik und die Systeme eine entscheidende Rolle. Erst durch die Berücksichtigung der Wechselwirkungen zwischen diesen Disziplinen kann ein globales Optimum erreicht werden. Dies ist besonders im Hinblick auf innovative Entwicklungsansätze relevant, da Konzepte wie die passive Lastabminderung nur im großen Kontext optimal ausgelegt werden können.

# Literatur

- [1] Mohammad Abu-Zurayk und Matthias Schulze. „Exploring the Benefit of Engaging the Coupled Aero-Elastic Adjoint Approach in MDO for Different Wing Structure Flexibilities“. In: *AIAA Aviation 2023 Forum*. Video Presentation: <https://doi.org/10.2514/6.2023-3314>. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2023. URL: <https://elib.dlr.de/201384/>.
- [2] Arbeitskreis Aerodynamik AD. *Luftfahrttechnisches Handbuch*. IABG mbH LTH-Koordinierungsstelle, 2008.
- [3] Marko Alder u. a. „Recent Advances in Establishing a Common Language for Aircraft Design with CPACS“. In: *Aerospace Europe Conference 2020*. 2020. URL: <https://elib.dlr.de/134341/>.
- [4] Georgi Atanasov. *Aircraft Modeling Results, Short-Range Turboprop Baselines (D250-321TP-2040, D220-320TP-2040)*. Presented at EXACT Mid Term Review, DLR.de. März 2022.
- [5] Y Chan, Mohammad Yazdi Harmin und Azmin Rafie. „Aeroelastic tailoring via ribs orientation of NASA Common Research Model“. In: *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering* 270 (Dez. 2017), S. 012029. DOI: 10.1088/1757-899X/270/1/012029.
- [6] Collier Research Corporation. *Shell Buckling Span*. Version 7.3. [Zugriff: 23. September 2024]. Collier Research Corporation. 2018. URL: [https://hypersizer.com/help\\_7.0/Content/FE-Shells/shell-buckling\\_span.php](https://hypersizer.com/help_7.0/Content/FE-Shells/shell-buckling_span.php).
- [7] Sascha Dähne u. a. „Lightworks, a scientific research framework for the design of stiffened composite-panel structures using gradient-based optimization“. In: *Structural and Multidisciplinary Optimization* (Mai 2024). URL: <https://elib.dlr.de/204367/>.
- [8] DLR Institute for System Architectures in Aeronautics. *CPACS Documentation 3.5.0*. [www.dlr-sl.github.io/cpacs-website/documentation/CPACS\\_3\\_5\\_0\\_Docs](http://www.dlr-sl.github.io/cpacs-website/documentation/CPACS_3_5_0_Docs), [Zugriff: 18. Juni 2024]. 2023.
- [9] DLR Institute for System Architectures in Aeronautics. *CPACS: Common Language For Aircraft Design*. [www.cpacs.de](http://www.cpacs.de), [Zugriff: 18. Juni 2024]. 2023.
- [10] European Aviation Safety Agency. *CS-25: Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes*. <https://www.easa.europa.eu/document-library/agency-decisions/easa-decision-2024-005-r>, [Zugriff: 28. Juni 2024]. 2024.
- [11] Julie Gauvrit-Ledogar u. a. „Multidisciplinary Overall Aircraft Design and Optimization of Blended Wing Body Configurations“. In: *8th European Conference For Aeronautics And Space Sciences (EUCASS)* (2019).
- [12] V. H. Handoyo und T. Klimmek. „Böenlastanalyse der vorwärts gepeilten Allegra-Konfiguration“. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2015* (2015).



- [13] A A G Hanif u. a. „Optimization Design of an Aircraft Wing Structure based on Response Surface Method“. In: *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering* 887.1 (Juli 2020), S. 012024. DOI: 10.1088/1757-899X/887/1/012024. URL: <https://dx.doi.org/10.1088/1757-899X/887/1/012024>.
- [14] T. Hecken u. a. *Conceptual Loads Assessment of Aircraft with Fuselage Integrated Liquid Hydrogen Tank*. Institutes of Aeroelasticity, System Architectures in Aeronautics, Structures and Design, Composite Structures and Adaptive Systems. Göttingen, Germany: German Aerospace Center, 2024.
- [15] Douglas Hunsaker, Warren Phillips und James Joo. „Aerodynamic Shape Optimization of Morphing Wings at Multiple Flight Conditions“. In: Jan. 2017. DOI: 10.2514/6.2017-1420.
- [16] International Civil Aviation Organization. *Resolution A41-21: Consolidated statement of continuing ICAO policies and practices related to environmental protection — Climate change*. [https://www.icao.int/Meetings/a41/Documents/Resolutions/a41\\_res\\_prov\\_en.pdf](https://www.icao.int/Meetings/a41/Documents/Resolutions/a41_res_prov_en.pdf), [Zugriff: 23. Juni 2024]. 2022.
- [17] Gopalakrishnan Kalarikovilagam Sri, Oliver Bertram und Tobias Simon Ole Seibel. „Review of hybrid laminar flow control systems“. In: *Progress in Aerospace Sciences* (Juni 2017). Hrsg. von Max Platzer. URL: <https://elib.dlr.de/112799/>.
- [18] M. Santhosh Kumar\*\* & A. Mohamed Hamdan\*\*\* L. Harirama Krishnan\*. *Design and structural analysis of the ribs and spars of swept back wing*. Mai 2024. DOI: 10.5281/zenodo.11190280. URL: <https://doi.org/10.5281/zenodo.11190280>.
- [19] Daochun Li u. a. „A review of modelling and analysis of morphing wings“. In: *Progress in Aerospace Sciences* 100 (2018), S. 46–62. ISSN: 0376-0421. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2018.06.002>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0376042117301835>.
- [20] Joaquim R. R. A. Martins und Graeme J. Kennedy. „Enabling large-scale multidisciplinary design optimization through adjoint sensitivity analysis“. In: *Structural and Multidisciplinary Optimization* 64.5 (2021), S. 2959–2974. ISSN: 1615-1488. DOI: 10.1007/s00158-021-03067-y. URL: <https://doi.org/10.1007/s00158-021-03067-y>.
- [21] Joaquim R. R. A. Martins und Andrew Ning. *Engineering Design Optimization*. Cambridge, UK: Cambridge University Press, Jan. 2022. ISBN: 9781108833417. DOI: 10.1017/9781108980647. URL: <https://mdobook.github.io>.
- [22] Patrick Meyer, Hendrik Traub und Christian Hühne. „Actuated adaptive wing-tips on transport aircraft: Requirements and preliminary design using pressure-actuated cellular structures“. In: *Aerospace Science and Technology* 128 (Juli 2022). DOI: 10.1016/j.ast.2022.107735.
- [23] G. Moors, C. Kassapoglou, S. F. M. de Almeida u. a. „Weight trades in the design of a composite wing box: effect of various design choices“. In: *CEAS Aeronautical Journal* 10 (2019), S. 403–417. ISSN: 1869-5582. DOI: 10.1007/s13272-018-0321-4. URL: <https://doi.org/10.1007/s13272-018-0321-4>.

- [24] C. Niu und M.C.Y. Niu. *Airframe Structural Design: Practical Design Information and Data on Aircraft Structures*. Airframe book series. Adaso Adastra Engineering Center, 1999. ISBN: 9789627128090. URL: <https://books.google.de/books?id=yT15SwAACAAJ>.
- [25] M S Othman u. a. „Aeroelastic effects of a simple rectangular wing-box model with varying rib orientations“. In: *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering* 152.1 (Okt. 2016), S. 012009. DOI: 10.1088/1757-899X/152/1/012009. URL: <https://dx.doi.org/10.1088/1757-899X/152/1/012009>.
- [26] Michael Petsch u. a. „Integration of the structural solver B2000++ in a multi-disciplinary process chain for aircraft design“. In: *DLRK 2020* (1.–3. Sep. 2020). Online, Sep. 2020.
- [27] Daniel P. Raymer. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Third Edition. Reston, VA: American Institute of Aeronautics und Astronautics, 1999.
- [28] Cord-Christian Rossow, Klaus Wolf und Peter Horst, Hrsg. *Handbuch der Luftfahrtzeugtechnik*. eISBN: 978-3-446-43604-6, <http://www.hanser-elibrary.com/doi/pdf/10.3139/9783446436046.fm>. Carl Hanser Verlag München, 2014. URL: <https://elib.dlr.de/88349/>.
- [29] Matthias Schulze u. a. „The Effect of Aspect Ratio Variation on the Preliminary Aeroelastic Assessment of a Mid-Range Transport Aircraft“. In: *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD 2024)*. German Aerospace Center (DLR), Institute of Aeroelasticity. The Hague, The Netherlands, Juni 2024.
- [30] Mirlinda Shaqiri u. a. „Differences Between the Correlation Coefficients Pearson, Kendall, and Spearman“. In: Nov. 2023.
- [31] M. Shirk, T. Hertz und T. Weisshaar. „Aeroelastic Tailoring – Theory, Practice, Promise“. In: *Journal of Aircraft* 23.1 (1986), S. 6–18.
- [32] Egbert Torenbeek. *Advanced Aircraft Design: Conceptual Design, Analysis and Optimization of Subsonic Civil Airplanes*. Delft University of Technology, The Netherlands. Chichester, UK: John Wiley & Sons, 2013.
- [33] *Structural and Aerodynamic Characteristics of Micro-Perforated Porous Sheets for Laminar Flow Control*. Bd. ASME 2024 Aerospace Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Aerospace Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Apr. 2024, V001T03A020. DOI: 10.1115/SSDM2024-121620. eprint: <https://asmedigitalcollection.asme.org/ssdm/proceedings-pdf/SSDM2024/87745/V001T03A020/7348396/v001t03a020-ssdm2024-121620.pdf>. URL: <https://doi.org/10.1115/SSDM2024-121620>.
- [34] United Nations Framework Convention on Climate Change (UNFCCC). *The Paris Agreement*. United Nations Framework Convention on Climate Change (UNFCCC). URL: <https://unfccc.int/process-and-meetings/the-paris-agreement>.
- [35] D. J. Watts. *A study on the utilization of advanced composites in commercial aircraft wing structure*. Contractor Report (CR) NASA-CR-158902-2. Document ID: 19790012019. Douglas Aircraft Co., Inc., Long Beach, CA, United States, Juli 1978.

- [36] Tobias Wunderlich. „Methoden der simulationsbasierten Tragflügeloptimierung“. In: Jan. 2017.
- [37] Tobias Wunderlich. *Multidisziplinäre Optimierung von Flügeln für Verkehrsflugzeuge mit Berücksichtigung der statischen Aeroelastizität*. 2013. URL: <https://elib.dlr.de/88002/>.

# Abbildungsverzeichnis

2.1.	Vereinfachter Schnittkraftverlauf am Tragflügel [28] . . . . .	7
2.2.	V,n-Diagramm [28] . . . . .	8
2.3.	Aerodynamische Lasten verursacht durch Steuerflächen [24] . . . . .	8
2.4.	V,n-Diagramm mit Böenlinie [28] . . . . .	9
2.5.	Struktur eines Tragflügels [37] . . . . .	9
2.6.	Orientierung der Rippen: Links sind die Rippen senkrecht zum Vorderholm angeordnet, rechts sind die Rippen parallel zur Flugrichtung angeordnet [24] . . . . .	11
2.7.	Einfluss des Abstands der Rippen auf das Gewicht [24] . . . . .	12
2.8.	Hierarchische Datenstruktur von CPACS . . . . .	17
3.1.	Programmablaufplan zur Generierung der Innentopologie eines Flügelkastens . . . . .	23
3.2.	Programmablauf zum Setzen der Holme . . . . .	24
3.3.	Programmablauf zum Setzen der Rippen . . . . .	25
3.4.	Ausrichtung der Rippen basierend auf den Parameter $rib_{rotation}$ . . . . .	26
3.5.	Rippenanordnung von links nach rechts: parallel, senkrecht zu Vorderholm, gedreht mit Bezug auf Vorderholm . . . . .	26
4.1.	Kräfte und Momentenverlauf für alle betrachteten Lastfälle . . . . .	31
4.2.	Dimensionierende Lastfälle visualisiert exemplarisch für Konfiguration 15 . . . . .	33
4.3.	Ermittelte Dicken exemplarisch für Konfiguration 15 . . . . .	33
4.4.	Korrelationsmatrix mit Pearson-Korrelation . . . . .	35
4.5.	Regressionsplot . . . . .	38
4.6.	Masse des Flügelkastens in Abhängigkeit der Rippenorientierung und des Rippenabstandes . . . . .	39
4.7.	Massenverteilung in Abhängigkeit der Rippenorientierung und des Rippenabstandes . . . . .	40
4.8.	Deformation des Flügels mit variierender Rippenorientierung . . . . .	42
A.1.	Verschiedenen Konfigurationen der Innentopologie des Flügels [24] . . . . .	55
B.1.	Überblick der generierten Konfigurationen . . . . .	56



# Tabellenverzeichnis

2.1. Übersicht über die Strukturelemente im Flügelkasten . . . . .	13
3.1. Eingabeparameter zum Setzen der Holme im Flügelkasten . . . . .	21
3.2. Eingabeparameter zum Setzen der Rippen im Flügelkasten . . . . .	22
4.1. Kennzahlen des Tragflügels der D250-TF [4] . . . . .	27
4.2. Parameter und ihre möglichen Stufen . . . . .	29
4.3. Versuchsset aus 18 verschiedenen Parameterkombinationen . . . . .	29
4.4. Ergebnisse der Optimierung für alle Konfigurationen, Massen in kg . . . .	34
4.5. Mittlerer quadratischer Fehler und $R^2$ -Werte der Analysen . . . . .	37
C.1. Lastfälle . . . . .	57



# A. Existierende Konfigurationen

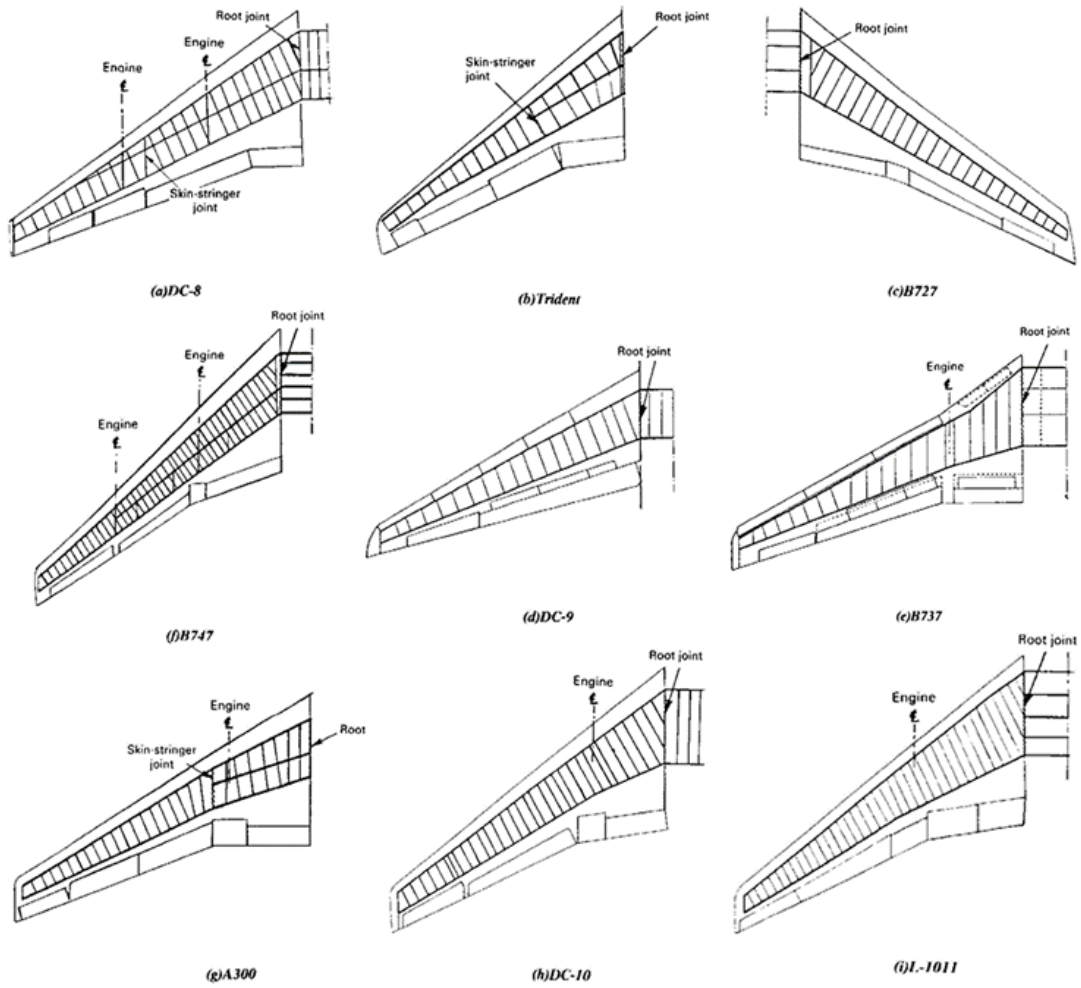


Abbildung A.1.: Verschiedenen Konfigurationen der Innentopologie des Flügels [24]



# B. Konfigurationen

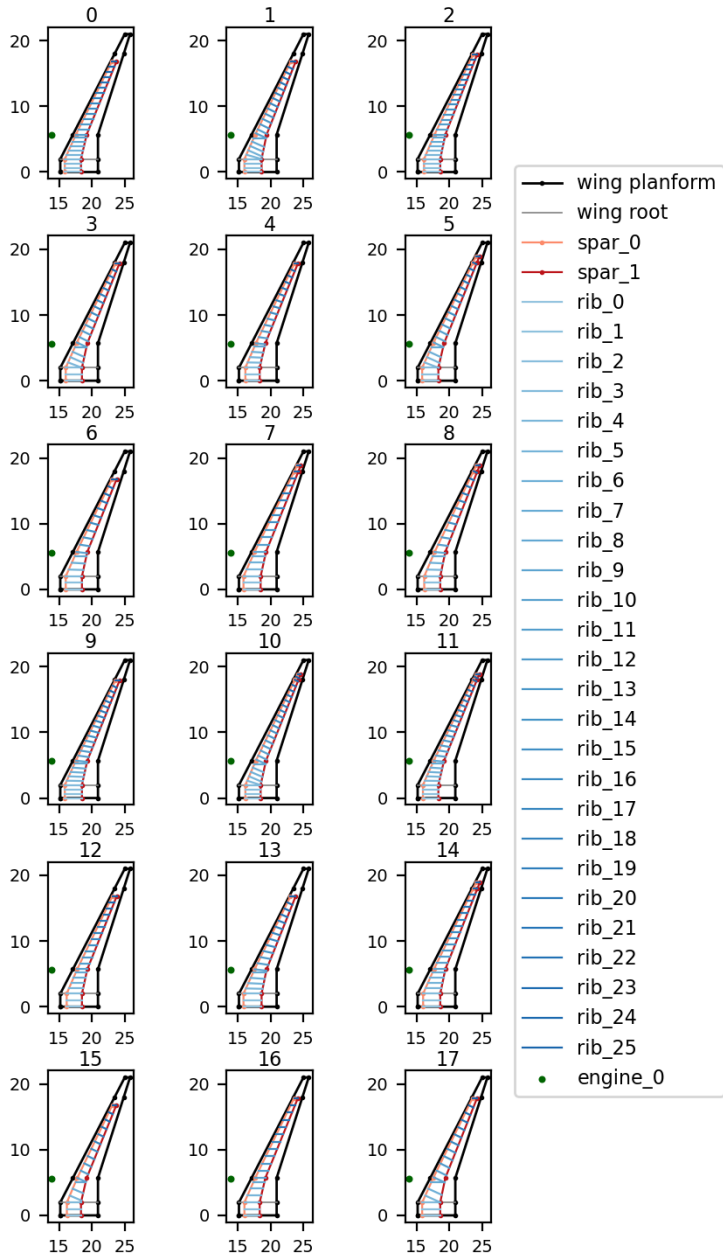


Abbildung B.1.: Überblick der generierten Konfigurationen

## C. Lastfälle

Tabelle C.1.: Lastfälle

Index	Code	Load Type	Description	Mass Case	CG
1	MHPC1MZ1	Maneuver	Max. pos. load factor	MZFM	Forward
2	MHPC1MZ2	Maneuver	Max. pos. load factor	MZFM	Aft
3	MHPC1MT1	Maneuver	Max. pos. load factor	MTOM	Forward
4	MHPC1MT2	Maneuver	Max. pos. load factor	MTOM	Aft
5	MHNC1MZ1	Maneuver	Max. neg. load factor	MZFM	Forward
6	MHNC1MZ2	Maneuver	Max. neg. load factor	MZFM	Aft
7	MHNC1MT1	Maneuver	Max. neg. load factor	MTOM	Forward
8	MHNC1MT2	Maneuver	Max. neg. load factor	MTOM	Aft
9	GHPC1OE1	Gust	Positive gust on wing+tail	OEM	Forward
10	GHPC1OE2	Gust	Positive gust on wing+tail	OEM	Aft
11	GHPC1MZ1	Gust	Positive gust on wing+tail	MZFM	Forward
12	GHPC1MZ2	Gust	Positive gust on wing+tail	MZFM	Aft
13	GHNC1OE1	Gust	Negative gust on wing+tail	OEM	Forward
14	GHNC1OE2	Gust	Negative gust on wing+tail	OEM	Aft
15	GHNC1MZ1	Gust	Negative gust on wing+tail	MZFM	Forward
16	GHNC1MZ2	Gust	Negative gust on wing+tail	MZFM	Aft
17	MHUC1MT1	Maneuver	Min. acc. from $n_z=1$ to $n_{zmax}$	MTOM	Forward
18	MHUC1MT2	Maneuver	Min. acc. from $n_z=1$ to $n_{zmax}$	MTOM	Aft
19	MHDC1MT1	Maneuver	Min. acc. from $n_{zmax}$ to $n_z=1$	MTOM	Forward
20	MHDC1MT2	Maneuver	Min. acc. from $n_{zmax}$ to $n_z=1$	MTOM	Aft
21	GTPC1MT1	Gust	Positive gust on wing+tail	MTOM	Forward
22	GTNC1MT1	Gust	Negative gust on wing+tail	MTOM	Forward
23	GTPC1MZ1	Gust	Positive gust on wing+tail	MZFM	Forward
24	GTPC1OE1	Gust	Positive gust on wing+tail	OEM	Forward
25	GTPC1MT2	Gust	Positive gust on wing+tail	MTOM	Aft
26	GTPC1MZ2	Gust	Positive gust on wing+tail	MZFM	Aft
27	GTPC1OE2	Gust	Positive gust on wing+tail	OEM	Aft
28	MHCC1MT1	Maneuver	Canard/Front fuselage load	MTOM	Forward
29	MHCC1MZ1	Maneuver	Canard/Front fuselage load	MZFM	Forward