

Interner Bericht

DLR-IB-AS-BS-2025-23

**oLAF – Optimal Lastadaptives Flugzeug
Beschreibung der Prozeßkette**

Projektbericht Version 1.0

Tobias Franziskus Wunderlich

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig



DLR

Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt

DLR-IB-AS-BS-2025-23

**oLAF – Optimal Lastadaptives Flugzeug
Beschreibung der Prozeßkette**

Projektbericht Version 1.0

Wunderlich, Tobias Franziskus

Herausgeber:

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

ISSN 1614-7790

Stufe der Zugänglichkeit: 1
Braunschweig, im Januar 2025

Institutsdirektor:
Prof. Dr.-Ing. Kai Richter

Verfasser:
Dr.-Ing. T. F. Wunderlich

Abteilung: Transportflugzeuge
Abteilungsleiter:
Dr.-Ing. S. Geisbauer

Der Bericht enthält:
64 Seiten
22 Bilder
9 Tabellen
49 Literaturstellen

oLAF - Optimal Lastadaptives Flugzeug

Beschreibung der Prozeßkette

Projektbericht Version 1.0

Flügeloptimierung mit der effizienten HiFi-Prozeßkette

Tobias Franziskus Wunderlich

08.02.2024

DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, Deutschland

Liste der Versionen des Berichts

Berichtsversion	Datum	Autor	Bemerkungen
Version 1.0	08.02.2024	Tobias Wunderlich	Erste Version

Zusammenfassung

Im Rahmen des DLR-Projekts oLAF wird eine multidisziplinäre Prozeßkette basierend auf hochgenauen Simulationsmethoden zur Optimierung von Flügeln in Faserverbundbauweise weiterentwickelt und zum Entwurf eines lastadaptiven Langstreckenverkehrsflugzeugs angewendet. Die ursprüngliche Prozesskette wurde im DLR-Projekt VicToria entwickelt und in einem Bericht [1] ausführlich dokumentiert. Mit der Prozesskette werden der Auftrieb und Widerstand im Reiseflug, die Belastung des Flügels im Manöverflug und die aus einer Dimensionierung des Flügelkastens resultierende Flügelmasse bestimmt. Dabei werden die Verformungen des flexiblen Flügels in allen betrachteten Flugzuständen berücksichtigt. Ein zentraler Bestandteil der Prozeßkette ist die Fähigkeit zur vereinfachten Modellierung von Steuerflächenausschlägen, welche in der Flügeloptimierung zur Steigerung der Gleitzahl im Reiseflug und zur Reduzierung der Lasten im Manöverflug eingesetzt werden können.

Dieser Bericht beschreibt den im Projekt oLAF eingesetzten Entwicklungsstand der aus hochgenauen Simulationsmethoden bestehenden Prozeßkette, welche hier Anwendungen im Bereich des lastadaptiven Flügels aufgrund der erreichten Effizienz ermöglicht. Einer kurzen Einleitung in die Thematik der multidisziplinären Optimierung folgt die Vorstellung der entwickelten Prozeßkette. Dies beinhaltet eine Beschreibung der verwendeten MDO-Architektur mit den entsprechenden Ablaufdiagrammen, eine detaillierte Beschreibung der Bestandteile und eine kurze Darstellung der technischen Realisierung.

Inhaltsverzeichnis

1	Bezeichnungen	9
2	Einleitung	15
3	Prozeßkette zur multidisziplinären Flügeloptimierung	17
3.1	MDO-Architektur	17
3.2	Beschreibung der Bestandteile	25
3.2.1	Parametrisierung	25
3.2.2	Geometrische Nebenbedingungen	32
3.2.3	Parametrisches CAD-Modell	37
3.2.4	Netzgenerierung	39
3.2.5	Netzdeformation	40
3.2.6	Aerodynamische Simulation	43
3.2.7	Strukturmodell	44
3.2.8	Strukturanalyse und Dimensionierung	46
3.2.9	Bestimmung der Flügelmasse	47
3.2.10	Bestimmung der Leitwerksmasse	47
3.2.11	Strömungs-Struktur-Kopplung	48
3.2.12	Triebwerksmodell	50
3.2.13	Trimmung	51
3.2.14	Flugmissionen und Zielfunktion	54
3.2.15	Optimierungsverfahren	57
3.3	Technische Realisierung	58

1 Bezeichnungen

Lateinische Symbole

A	Streckung (aspect ratio)
B_i	Koeffizienten der Bernstein-Polynome
b	Spannweite
C	„Class Function“ der CST-Parametrisierungsmethode
C_1, C_2	Konstanten im analytischen Modell für den spezifischen Kraftstoffverbrauch
C_D	Widerstandsbeiwert (drag coefficient)
C_{D0}	Nullwiderstandsbeiwert
$C_{D,res}$	Widerstandsbeiwert der restlichen Komponenten
$C_{D,HTP}$	Widerstandsbeiwert Höhenleitwerk (horizontal tail)
$C_{D,VTP}$	Widerstandsbeiwert Seitenleitwerk (vertical tail)
$C_{D,WB}$	Widerstandsbeiwert Flügel-Rumpf-Konfiguration (wing body)
C_f	Reibungsbeiwert (friction coefficient)
C_L	Auftriebsbeiwert (lift coefficient)
$C_{L,HTP}$	Auftriebsbeiwert Höhenleitwerk (horizontal tail)
$C_{L,VTP}$	Auftriebsbeiwert Seitenleitwerk (vertical tail)
$C_{L,WB}$	Auftriebsbeiwert Flügel-Rumpf-Konfiguration
C_T	Schubbeiwert (thrust)
c	Profiltiefe (chord)
c_{MAC}	Bezugsflügeltiefe (mean aerodynamic chord)
$c_{V,HTP}$	Volumenfaktor des Höhenleitwerks
$c_{V,VTP}$	Volumenfaktor des Seitenleitwerks
D	Widerstand (drag)
e	Oswald-Faktor
F	Kraft (force)
FF	Formfaktor
FL	Flugfläche (flight level)
g	Erdbeschleunigung
H	Flughöhe
h_{EC}	Abstand des Triebwerks vom Boden (engine clearance)
h_{NDEC}	Abstand des Triebwerks vom Boden beim Einknicken des Bugfahrwerks (nose down engine clearance)
h_{TC}	Abstand des Rumpfhecks vom Boden (tail clearance)
h_{WC}	Abstand des Flügels vom Boden (wing clearance)
i_{Eng}	Rotation der Triebwerksachse um die y-Achse
L	Auftrieb
L/D	Gleitzahl (lift-to-drag ratio)
M	Nickmoment um die y-Achse

1 Bezeichnungen

Ma	Mach-Zahl
m	Masse
m_F	Kraftstoffmasse (fuel)
$m_{F,res}$	Reservekraftstoffmasse
m_{Eng}	Triebwerksmasse
m_{Res}	Strukturmasse ohne Tragflügel und Leitwerk
m_{MTO}	Maximale Startmasse (maximum take-off)
m_{OE}	Betriebsleermasse (operating empty mass)
m_P	Nutzlast (payload)
m_W	Flügelmasse (wing)
m_{final}	Masse am Ende des betrachteten Missionssegments (final)
m_{ini}	Masse zu Beginn des betrachteten Missionssegments (initial)
m_0	Startmasse
$m_F / (R m_P)$	auf die Reichweite und Nutzlast bezogener Kraftstoffverbrauch
m_{LE} / S_{LE}	Massenbelegung des Hochauftriebssystems an der Vorderkante
m_{TE} / S_{TE}	Massenbelegung des Hochauftriebssystems an der Hinterkante
N	Ordnung der Bernsteinpolynome
n_{Eng}	Anzahl der Triebwerke
n_{cpl}	Anzahl der Iterationen der Strömungs-Struktur-Kopplung
$\vec{P}_i$	Kontrollpunkte der NURBS-Kurven
PS_{0°	relativer Anteil der 0° -Lagen (ply share)
p	Grad der NURBS-Kurven
R	spezifische Gaskonstante von Luft
R	Reichweite
R_{23}	Reichweite im Reiseflug
R_{12}	Reichweite im Steigflug
R_{34}	Reichweite im Sinkflug
$Re = \frac{V l_{ref}}{\nu}$	Reynolds-Zahl
r_{LE}	Nasenradius des Profils
S	Flügelfläche
S	„Shape Function“ der CST-Parametrisierungsmethode
S_w	benetzte Oberfläche (wetted surface)
$TSFC$	schubspezifischer Kraftstoffverbrauch (thrust specific fuel consumption)
Δs_R	Rippenabstand
T	Schub (thrust)
T_{TO}	Startschub (take-off)
t	Profildicke
t/c	relative Profildicke, Dickenverhältnis
u	dimensionsloser Kurvenparameter
$V, \vec{V}$	Fluggeschwindigkeit, Geschwindigkeitsvektor
w_i	Faktoren für die Gewichtung der Flugmissionen
x, y, z	Koordinaten
$\Delta s_{Ail/RS}$	Abstand zwischen Querruder und Hinterholm
$\Delta s_{Flap/RS}$	Abstand zwischen Landeklappen und Hinterholm

$\Delta s_{Flap/SB}$	Abstand zwischen Landeklappe und Fahrwerksträger
$\Delta s_{MG/CWB}$	Abstand zwischen Hauptfahrwerk und zentralem Flügelkasten
$\Delta s_{MG/RS}$	Abstand zwischen Hauptfahrwerk und Hinterholm
$\Delta s_{MG/Sym}$	Abstand zwischen Hauptfahrwerk und Symmetrieebene

Griechische Symbole

α	Anstellwinkel
α_{MTO}	Mindestwert für Rotierwinkel beim Start
α_{ND}	Rotierwinkel beim Aufsetzen der Rumpfnase (nose down)
α_{TD}	Rotierwinkel beim Aufsetzen des Rumpfhecks
β	Hinterkantenwinkel des Profils
Δ	Differenz
δ_i	Steuerflächenausschlag der i -ten Steuerfläche
ε	Verwindung
$\eta_{HTP} = \frac{q_{HTP}}{q_{\infty}}$	Staudruckverhältnis am Höhenleitwerk
θ	Temperatur
θ_{SL}	Temperatur auf Meereshöhe (Standardatmosphäre)
κ	Isentropenexponent
λ	Zuspitzung
ν	kinematische Viskosität von Luft
τ_{Cas}	Nachlaufwinkel Hauptfahrwerksbein (ausgefahrener Zustand)
τ_{TB}	Umkippwinkel beim Rollen (tipback angle)
τ_{OT}	Umkippwinkel bei Kurvenfahrt (overturn angle)
φ	Pfeilwinkel
φ_{ML}	maximal zulässiger Hängewinkel bei der Landung
φ_{LE}	Pfeilwinkel der Flügelvorderkante
φ_{OD}	Orthotropiewinkel des Faserlaminates

Indizes

<i>box</i>	Flügelkasten (wing box)
<i>CG</i>	Schwerpunkt (center of gravity)
<i>exp</i>	exponierte Fläche
<i>FS</i>	Vorderholm (front spar)
<i>Eng</i>	Triebwerk (engine)
<i>F</i>	Kraftstoff (fuel)
<i>final</i>	Ende (final)
<i>ini</i>	Anfang (initial)
<i>FEM</i>	Finite-Elemente-Strukturmodell
<i>HTP</i>	Höhenleitwerk (horizontal tailplane)
<i>LE</i>	Vorderkante (leading edge)
<i>MG</i>	Hauptfahrwerk (main gear)
<i>ML</i>	Maximum Landung (maximum landing)

<i>MTO</i>	Maximum Start (maximum take-off)
<i>MS</i>	Mittelholm (middle spar)
<i>max</i>	Maximalwert
<i>min</i>	Minimalwert
<i>NG</i>	Bugfahrwerk (nose gear)
<i>RS</i>	Hinterholm (rear spar)
<i>SL</i>	Meereshöhe (sea level)
<i>T</i>	Leitwerk (tail)
<i>TE</i>	Hinterkante (trailing edge)
<i>TO</i>	Start (take-off)
<i>us</i>	Profiloberseite (upper side)
<i>ls</i>	Profilunterseite (lower side)
<i>VTP</i>	Seitenleitwerk (vertical tailplane)
<i>W</i>	Tragflügel (wing)
<i>WB</i>	Flügel-Rumpf-Konfiguration (wing body)
∞	ungestörte Strömungsgrößen

Abkürzungen

AeroStruct	Verbundvorhaben des Luftfahrtforschungsprogramms (LuFo) IV
ASO	<u>A</u> symmetric <u>S</u> ubspace <u>O</u> ptimization, MDO-Architektur
BPO	<u>B</u> ernstein- <u>P</u> olynom- <u>O</u> rdung
CAD	<u>C</u> omputer- <u>A</u> ided <u>D</u> esign, rechnerunterstützte Konstruktion
CATIA®	<u>C</u> omputer <u>A</u> ided <u>T</u> hree-Dimensional <u>I</u> nteractive <u>A</u> pplication
CARA	<u>C</u> luster for <u>A</u> dvanced <u>R</u> esearch in <u>A</u> erodynamics, Großrechner des DLR
CoG	<u>C</u> enter of <u>G</u> ravity, Schwerpunkt
CO ₂	Kohlendioxid
CPACS	<u>C</u> ommon <u>P</u> arametric <u>A</u> ircraft <u>C</u> onfiguration <u>S</u> chema, parametrisches XML-Schema zur Beschreibung einer Flugzeugkonfiguration
CST	<u>C</u> lass function/ <u>S</u> hape function <u>T</u> ransformation-Parametrisierungsmethode
DELiS	<u>D</u> esign <u>E</u> nvironment for <u>L</u> ightweight <u>S</u> tructures
DoE	<u>D</u> esign of <u>E</u> xperiments, statistische Versuchsplanung
DLR	<u>D</u> eutsches <u>Z</u> entrum für <u>L</u> uft- und <u>R</u> aumfahrt e.V.
EA	<u>E</u> lastizitäts- <u>A</u> nalogie, Verfahren zur Deformation von Volumennetzen
FEM	<u>F</u> inite- <u>E</u> lemente- <u>M</u> ethode
FIE	<u>F</u> inite <u>I</u> nterpolation <u>E</u> lements, Interpolationsmethode
IGES	<u>I</u> nitial <u>G</u> raphics <u>E</u> xchange <u>S</u> pecification
LZR	<u>L</u> ehmann- <u>Z</u> entrum <u>R</u> echenzentrum der TU Dresden
MDA	<u>M</u> ultidisciplinary <u>D</u> esign <u>A</u> alysis, Multidisziplinäre Entwurfsanalyse
MDF	<u>M</u> ulti- <u>D</u> isciplinary <u>F</u> easible, MDO-Architektur
MDO	<u>M</u> ultidisciplinary <u>D</u> esign <u>O</u> ptimization, Multidisziplinäre Entwurfsoptimierung

MLA	<u>M</u> aneuver <u>L</u> oad <u>A</u> lleviation, Lastabminderung im Manöverflug
MLS	<u>M</u> oving <u>L</u> east <u>S</u> quares Interpolation, Interpolationsmethode
MWO	<u>M</u> ultidisciplinary <u>W</u> ing <u>O</u> ptimization, Prozesskette zur multidisziplinären Flügeloptimierung
NetCDF	<u>N</u> etwork <u>C</u> ommon <u>D</u> ata <u>F</u> ormat
NN	<u>N</u> earest <u>N</u> eighbour Interpolation, Interpolationsmethode
NURBS	<u>N</u> on- <u>U</u> niform <u>R</u> ational <u>B</u> - <u>S</u> plines
oLAF	<u>O</u> ptimal <u>L</u> ast <u>a</u> daptives <u>F</u> lugzeug
ONERA	<u>O</u> ffice <u>N</u> ational d'Études et de <u>R</u> echerches <u>A</u> érospatiales
POT	<u>P</u> owerful <u>O</u> ptimization <u>T</u> oolkit
RBF	<u>R</u> adial <u>B</u> asis <u>F</u> unction, radiale Basisfunktion
RCE	<u>R</u> emote <u>C</u> omponent <u>E</u> nvironment, verteiltes Integrationssystem
VB.NET	<u>V</u> isual <u>B</u> asic .NET
VicToria	<u>V</u> irtual Aircraft <u>T</u> echnology Integration Platform, DLR-Projekt
XDSM	<u>E</u> xtended <u>D</u> esign <u>S</u> tructure <u>M</u> atrix, Diagramm zur Beschreibung von MDO-Prozessen
XML	<u>E</u> xtensible <u>M</u> arkup <u>L</u> anguage, erweiterbare Auszeichnungssprache

2 Einleitung

Die Umweltbelastung und der Ressourcenbedarf der kommerziellen Luftfahrt steigen mit dem Wachstum des globalen Luftverkehrs. Zur Umwelt- und Ressourcenschonung durchläuft die Luftfahrt einen Transformationsprozess hin zu einem energieeffizienten Luftverkehr. Dieses Ziel wird in der Luftfahrtforschungsstrategie des DLR [2] zur Unterstützung der Mobilitätsstrategie des „European Green Deal“ [3] verfolgt. Zentrale Punkte sind eine signifikante Reduzierung der CO_2 -Emissionen des Luftverkehrs und eine deutliche Verkürzung der Entwicklungszeit von Verkehrsflugzeugen.

Um dieses anspruchsvolle Ziel zu erreichen, müssen die Entwicklungszeiten für Verkehrsflugzeuge mit neuen Technologien deutlich verkürzt werden. In diesem Zusammenhang müssen die Methoden und Prozesse für den flugphysikalischen Flugzeugentwurf und -optimierung verbessert werden. Darüber hinaus wird zukünftig eine Bewertung neuer Technologien auf Basis multidisziplinärer optimierter Konfigurationen unter Berücksichtigung aller relevanten Disziplinen und deren Wechselwirkungen auf Gesamtflugzeugebene unabdingbar sein.

Dazu wird in oLAF ein Referenzflugzeug entworfen und optimiert, welches im Bereich der Technologien zur Lastabminderung und Faserverbundbauweise des Flügelkastens dem aktuellen Stand der Technik entspricht. Anschließend erfolgt der Entwurf eines optimal lastadaptiven Flugzeugs, welches die Steuerflächen an der Flügelhinterkante zur Lastadaption und Verbesserung der Flugleistung im Reiseflug einsetzt. Dabei soll der Einfluss der Technologie des optimal lastadaptiven Flügels auf die optimale Flügelgeometrie und die optimalen Steuerflächenausschläge im Hinblick auf minimalen Kraftstoffverbrauch analysiert und bewertet werden.

Zur Bearbeitung dieser Entwurfs- und Optimierungsaufgabe werden robuste, flexible und effiziente MDO-Prozesse basierend auf hochgenauen Simulationsverfahren eingesetzt. Diese Prozesse erlauben eine genaue Modellierung der physikalischen Effekte im Bereich der transsonischen Aerodynamik, der Verformungsberechnung und Dimensionierung des Flügels in Faserverbundbauweise und der statischen aeroelastischen Wechselwirkungen im Reise- und Manöverflug. In diesem Bericht wird die eingesetzte Prozeßkette und deren Anpassungen an den Anwendungsfall detailliert beschrieben.

3 Prozeßkette zur multidisziplinären Flügeloptimierung

Im Rahmen des Projektes oLAF wird die im Verbundvorhaben AeroStruct entstandene und im DLR-Projekt VicToria weiterentwickelte Prozeßkette zur multidisziplinären Analyse und Optimierung von Flügeln an den Anwendungsfall angepasst und erweitert. Dabei werden für die aerodynamische und die strukturmechanische Analyse hochgenaue Simulationsverfahren verwendet. Die Prozeßkette kann dabei durch folgende Punkte charakterisiert werden:

- Verwendung eines zentralen parametrischen Dateiformats,
- Automatische Netzdeformation für die aerodynamische Simulation,
- Automatische Strukturmodellgenerierung für die strukturmechanische Simulation,
- Parallele und effiziente statische aeroelastische Analyse für eine beliebige Anzahl an Flugzuständen,
- Strukturmechanische Dimensionierung des Flügelkastens in Faserverbundbauweise,
- Berücksichtigung von Steuerflächenausschlägen,
- Vereinfachte Trimmung des Flugzustands mit Höhenleitwerk und Schub und
- Anwendbarkeit für große Geometrieänderungen mit globaler Optimierungsstrategie.

Eine Beschreibung der im Verbundvorhaben AeroStruct entwickelten Prozeßkette wurde in [4] und [5] veröffentlicht. Die Prozesskette mit den im Rahmen des Projektes VicToria erfolgten Weiterentwicklungen wird in einem Bericht [1] detailliert beschrieben. In Abschnitt 3.3 wird die technische Umsetzung der in oLAF verwendeten Prozeßkette kurz skizziert.

3.1 MDO-Architektur

Entsprechend dem von Martins und Lambe [6] gegebenen Überblick über MDO-Architekturen fällt die verwendete Prozeßkette in die Kategorie der MDF-Architekturen („Multi-Disciplinary Feasible“) und weist nach Martins und Lambe [6] eine ASO-Architektur („Asymmetric Subspace Optimization“) auf. Bei den MDF-Architekturen wird in jedem Optimierungsschritt eine vollständige multidisziplinäre Analyse (MDA) ausgeführt, welche alle Nebenbedingungen erfüllt und somit einen realisierbaren Entwurf darstellt. Die Prozeßkette beinhaltet einen strukturmechanischen Dimensionierungsprozeß, welcher als untergeordnete Optimierung mit eigenen Entwurfsparametern und Nebenbedingungen verstanden werden kann. Deshalb weist die entwickelte Prozeßkette eine ASO-Architektur auf.

In den Abbildungen 3.1, 3.2, 3.3 und 3.4 wird die Prozeßkette in Form eines XDSD-Diagramms („Extended Design Structure Matrix“) nach Lambe und Martins [7] dargestellt. Diese Darstellung kombiniert Informationen des Prozeßablaufs der numerischen Simulationsverfahren mit Informationen bezüglich der Abhängigkeit von Eingangs- und Ausgangsgrößen. Die Eingangsgrößen einer Komponente werden im XDSD-Diagramm in vertikaler Richtung angeordnet. Die Anordnung der Ausgangsgrößen erfolgt hingegen in horizontaler Richtung. Rechteckige Blöcke werden zur Abbildung von numerischen Analysen verwendet. Dabei werden

eine Einzelanalyse durch einen einzelnen Block und eine parallel ausgeführte Mehrfachanalyse durch einen Mehrfachblock dargestellt. Iterationsschleifen werden als ovalförmige Blöcke angegeben. Die Eingangs- und Ausgangsgrößen werden in Form von Parallelogrammen dargestellt. Zur Darstellung der Datenströme werden dicke graue Linien eingesetzt. Mit dünnen schwarzen Linien wird der Ablauf der Prozeßkette beschrieben und die Nummerierung der Komponenten gibt die Reihenfolge der Ausführung an.

In Bild 3.1 wird die Anbindung der Prozeßkette zur multidisziplinären Analyse des Flügels an den Optimierer dargestellt. Die Komponente „Optimierer“ in Bild 3.1 stellt die Optimierungsschleife dar und steuert die multidisziplinäre Analyse des Flügels über den Vektor der Entwurfsparemeter mit dem in Abschnitt 3.2.15 beschriebenen Optimierungsverfahren. Für einen gegebenen Vektor der Entwurfsparemeter liefert die multidisziplinäre Analyse des Flügels den entsprechenden Wert der Zielfunktion.

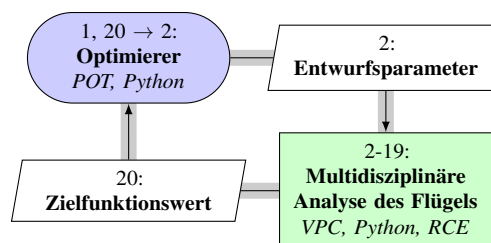


Bild 3.1: Anbindung des Prozesses zur multidisziplinären Analyse des Flügels an den Optimierer.

Die Entwurfsparemeter können in einen für alle Disziplinen relevanten Vektor von globalen Entwurfsparemetern und einen ausschließlich für die Strukturanalyse und -dimensionierung relevanten Vektor von Entwurfsparemetern unterteilt werden. Dabei beschreibt der Vektor der globalen Entwurfsparemeter den Grundriß, die spannweite Verwindungs- und Profildickenverteilung, die Steuerflächenausschläge und den Lagenaufbau und Orthotropiewinkel des Faserverbundbaues für einen Flügel in Faserverbundbauweise. Als Zielfunktion wird ein kombinierter Kraftstoffverbrauch verwendet, welcher sich aus mehreren Flugmissionen mit entsprechender Gewichtung zusammensetzt. Der Kraftstoffverbrauch wird dabei auf die Reichweite und Nutzlast bezogen. In Abschnitt 3.2.14 wird auf die Flugmissionen und die Berechnung des Kraftstoffverbrauchs näher eingegangen. Ein Überblick über die von der Prozeßkette unterstützten Entwurfsparemeter und die Zielfunktion wird in Tabelle 3.1 gegeben.

Beim Vektor der Nebenbedingungen ist analog zum Vektor der Entwurfsparemeter zwischen dem für alle Disziplinen relevanten Vektor von globalen Nebenbedingungen und den ausschließlich für eine Disziplin relevanten Vektor von Nebenbedingungen zu unterscheiden. In Tabelle 3.2 wird ein Überblick über die Nebenbedingungen der multidisziplinären Flügeloptimierung gegeben.

In Bild 3.2 ist der Ablauf der Prozeßkette zur multidisziplinären Analyse des Flügels dargestellt. Basierend auf dem Vektor der globalen Entwurfsparemeter und den in Tabelle 3.2 angegebenen geometrischen Nebenbedingungen erfolgt eine Neuberechnung des CPACS-Datensatzes. Diese Neuberechnung beinhaltet neben einer Aktualisierung der Außengeometrie die Erzeugung der vollständigen Beschreibung der Flügelstruktur in Faserverbundbauweise. In Abschnitt 3.2.1 wird die Anbindung der Parametrisierung an das zentrale Datenformat CPACS im Detail beschrieben.

Globale Entwurfparameter	
Flügelfläche	S
Streckung	A
Vorderkantenpfeilwinkel	φ_{LE}
Zuspitzungen (Innenflügel, mittlerer Bereich des Flügels und Außenflügel)	λ_i
Verwindungsverteilung	ε_i
Profildickenverteilung	$(t/c)_i$
Profilform in einer- oder mehrerer Flügelsektionen	$N_i, \bar{P}_i, w_i$
Steuerflächenausschläge für den Flugzustand j	$\delta_{i,j}$
Strukturmechanische Entwurfparameter	
Orthotropiewinkel des Faserlaminates im Flügelsegment i	$\varphi_{OD,i}$
Relativer Anteil der 0°-Lagen im Flügelsegment i	$PS_{0^\circ,i}$
Position Hinterholm	x_{RS}/c
Zielfunktion	
Kombinierter Kraftstoffverbrauch (bezogen auf Reichweite und Nutzlast)	$\sum_i w_i \left(\frac{m_F}{R m_P} \right)_i$

Tabelle 3.1: Entwurfparameter und Zielfunktion der multidisziplinären Flügeloptimierung.

ben. Der neu berechnete CPACS-Datensatz wird dann für die automatische Generierung oder Aktualisierung der disziplinären Simulationsmodelle verwendet. Dazu gehören entsprechend Bild 3.2 die Aktualisierung des CAD-Modells mit anschließender Netzgenerierung eines strukturierten Oberflächennetzes, die Netzdeformation des aerodynamischen Volumennetzes und die Generierung des Strukturmodells. Dabei werden in der Netzdeformation des aerodynamischen Volumennetzes auch die in CPACS für die entsprechenden Flugzustandspunkte vorgegebenen Steuerflächenausschläge berücksichtigt. Weil sich die Steuerflächenausschläge in den Flugzustandspunkten unterscheiden, erfolgt eine parallele Ausführung der Netzdeformation für die entsprechenden Flugzustandspunkte. Ausgehend von den deformierten Volumennetzen und dem generierten Strukturmodell folgt die aeroelastische Analyse mit Strukturdimensionierung und Trimmung, welche den Zielfunktionswert in Form des kombinierten Kraftstoffverbrauchs liefert. In den Abschnitten 3.2.3, 3.2.5 und 3.2.7 werden die entsprechenden Bestandteile der Prozeßkette ausführlich beschrieben.

Der Ablauf der parallelen aeroelastischen Analyse mit Strukturdimensionierung und Trimmung wird in Bild 3.3 dargestellt. Dabei stellt die Komponente „Aeroelastische Analyse mit Strukturdimensionierung und Trimmung“ die Iterationsschleife der Strömungs-Struktur-Kopplung mit vereinfachter Trimmung des Flugzustands dar, welche bis zum statischen aeroelastischen Gleichgewicht aller parallel berechneten Flugzustände durchlaufen wird. Auf Konvergenz werden hierbei die Gleitzahl der Entwurfsmission, die Flügelmasse und der Zielfunktionswert in Form des kombinierten Kraftstoffverbrauchs geprüft. Mit der statischen aeroelastischen Analyse wird die Interaktion von Flügelumströmung und Strukturdeformation durch eine in [8] und [9] als „schwache Strömungs-Struktur-Kopplung“ beschriebene Methodik berücksichtigt. Im Gegensatz zur klassischen Strömungs-Struktur-Kopplung erfolgt hier neben einer Simulation der Strukturverformungen eine vollständige Strukturdimensionierung und eine vereinfachte Trimmung in jedem Kopplungsschritt. Dies wirkt sich dämpfend auf die Konvergenz der Strömungs-Struktur-Kopplung aus und reduziert den Rechenaufwand durch den Wegfall

3 Prozeßkette zur multidisziplinären Flügeloptimierung

Globale Nebenbedingungen	
Maximale Startmasse	m_{MTO}
Maximale Nutzlast	$m_{P,max}$
Strukturmassenverhältnis ohne Flügel und Leitwerke	m_{Res}/m_{MTO}
Triebwerksmassenverhältnis	m_{Eng}/m_{MTO}
Aerodynamische Nebenbedingungen	
Flugbedingungen für Entwurfsunkt i	$H_i, Ma_i, C_{L,i}, (x_{CG}/c_{MAC})_i$
Flugbedingungen für Lastfall j	$H_j, Ma_j, C_{L,j}, (x_{CG}/c_{MAC})_i$
Trimmung mit Höhenleitwerk und Schub	
Nebenbedingungen der Flügelstruktur	
Rippenabstand	Δs_R
Holmlagen	$x_{FS}/c, x_{MS}/c, x_{RS}/c$
Massenbelegung des Hochauftriebssystems an der Vorderkante	m_{LE}/S_{LE}
Massenbelegung des Hochauftriebssystems an der Hinterkante	m_{TE}/S_{TE}
Nebenbedingungen der strukturellen Dimensionierung	
Maximale Dehnungen	
Maximale Festigkeitskennwerte	
Strukturelle Stabilität (Beulen, Knicken)	
Geometrische Nebenbedingungen	
Spannweite	b
Volumenfaktor des Höhenleitwerks	$c_{V,HTP}$
Volumenfaktor des Seitenleitwerks	$c_{V,VTP}$
Abstand zwischen Querruder und Hinterholm	$\Delta s_{AIL/RS}$
Abstand zwischen Landeklappen und Hinterholm	$\Delta s_{Flap/RS}$
Abstand zwischen Landeklappen und Fahrwerksträger	$\Delta s_{Flap/SB}$
Abstand zwischen Hauptfahrwerk und zentralem Flügelkasten	$\Delta s_{MG/CWB}$
Abstand zwischen Hauptfahrwerk und Hinterholm	$\Delta s_{MG/RS}$
Abstand zwischen Hauptfahrwerk und Symmetrieebene	$\Delta s_{MG/Sym}$
Nachlaufwinkel Hauptfahrwerksbein (ausgefahrener Zustand)	τ_{Cas}
Nebenbedingungen der Zielfunktion	
Gewichtsfaktoren der Flugmissionen	w_i
Reichweite bei den Flugmissionen	R_i
Reichweite Reiseflugsegment bei den Flugmissionen	$R_{23,i}$
Massenverhältnisse Missionssegmente ohne Reiseflug	m_{final}/m_{ini}
Reservekraftstoffanteil	$m_{F,res}/m_F$
Schubspezifischer Kraftstoffverbrauch des Triebwerks im Reiseflug	$TSFC$

Tabelle 3.2: Nebenbedingungen der multidisziplinären Flügeloptimierung.

zusätzlicher Iterationsschleifen deutlich.

Die aeroelastische Analyse mit Strukturdimensionierung und Trimmung beginnt mit der parallelen Ausführung der aerodynamischen Simulation (Komponente: „Aerodynamische Simulation für verschiedene Flugzustände“). Dabei werden Flugzustände im Reiseflug für die Bewertung der aerodynamischen Leistung und Flugzustände im Manöverflug zur Dimensionierung der Flügelstruktur parallel berechnet. In den Abschnitten 3.2.4 und 3.2.6 werden die Netzgenerierung des

Volumennetzes und die aerodynamische Simulation im Detail beschrieben. Auf die parallele Ausführung der aerodynamischen Simulation folgt entsprechend Bild 3.3 der strukturmechanische Analyse- und Dimensionierungsprozeß (Komponente: „Strukturanalyse und -dimensionierung“).

Aus der Strukturanalyse und -dimensionierung folgen die Flügelmasse und die Verformungen des Flügels für jeden der betrachteten Flugzustände. Diese Verformungen der Flügeloberfläche werden mit der parallel ausgeführten Volumennetzdeformation auf die entsprechenden Volumennetze übertragen. Anschließend erfolgt der nächste Kopplungsschritt der Strömungs-Struktur-Kopplung mit aus der vereinfachten Trimmung resultierendem Flugzustand bis das aeroelastische Gleichgewicht für alle Flugzustände erreicht wird. Nach Erreichen des aeroelastischen Gleichgewichts für alle Flugzustände wird eine finale Strömungssimulation für alle Flugzustände durchgeführt, um die Genauigkeit der aerodynamischen Beiwerte für die Bewertung der aerodynamischen Leistung zu verbessern.

In Bild 3.4 wird der Ablauf der Strukturanalyse und -dimensionierung dargestellt. Der iterative Prozeß der Strukturdimensionierung setzt sich aus der Strukturanalyse für verschiedene Flugzustände, der eigentlichen Strukturdimensionierung und der Aktualisierung des Strukturmodells zusammen.

In der Strukturanalyse werden die inneren Lasten für die verschiedenen Flugzustände berechnet. Mit diesen Ergebnissen erfolgt die Strukturdimensionierung unter Berücksichtigung der gewählten Auslegungskriterien. Auf die Strukturdimensionierung wird in Abschnitt 3.2.8 noch näher eingegangen. Innerhalb der Strukturdimensionierung werden die Elementdicken der Schalen- und Versteifungselemente an die von allen Flugzuständen lokal höchste innere Last angepaßt. Dabei ändern sich die resultierenden Steifigkeiten und die Strukturmasse des Flügels. Anschließend erfolgt eine Aktualisierung des Strukturmodells mit diesen dimensionierten Elementdicken. Für die dimensionierte Flügelstruktur erfolgt nun iterativ eine weitere Strukturanalyse für jeden Flugzustand, welche zu anderen inneren Lasten führt.

Als Konvergenzkriterien für den iterativen Dimensionierungsprozeß werden die maximale Anzahl an Iterationen und die Flügelmasse jeweils in Abhängigkeit von der übergeordneten Iterationszahl der Strömungs-Struktur-Kopplung verwendet. Innerhalb der Iterationen des Dimensionierungsprozesses bleiben die aerodynamischen Lasten konstant. Nach erfolgter Konvergenz der Strukturdimensionierung erfolgt eine weitere Struktursimulation für jeden Flugzustand. Das Ergebnis der Strukturanalyse und -dimensionierung sind die Flügelmasse und die resultierenden Verformungen des elastischen Flügels für jeden Flugzustand. Diese Verformungen werden dann entsprechend Bild 3.3 auf das aerodynamische Netz übertragen.

In den folgenden Abschnitten werden die einzelnen Bestandteile der vorgestellten Prozeßkette im Detail beschrieben.

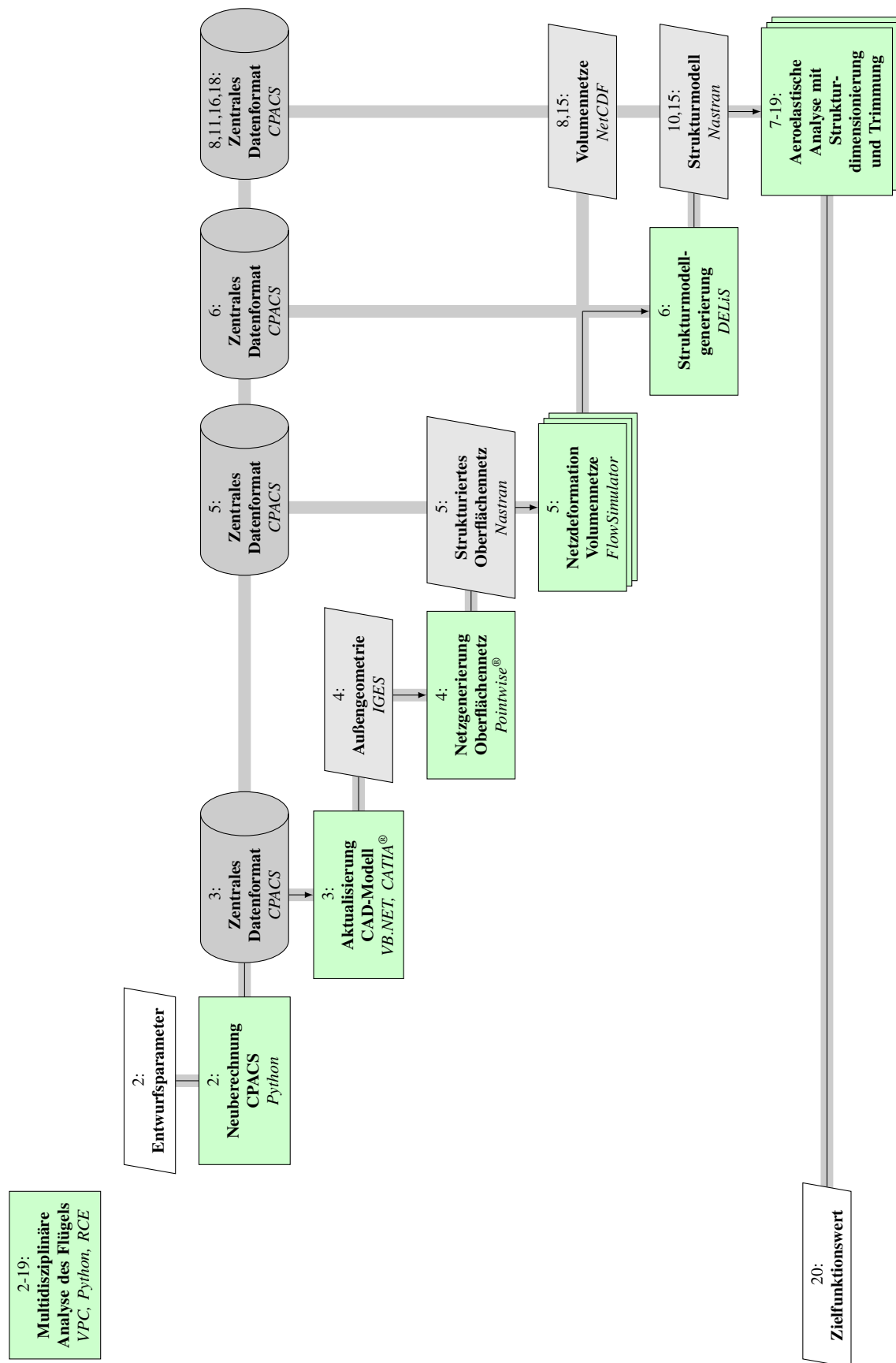


Bild 3.2: Ablaufdiagramm der Prozesskette zur multidisziplinären Analyse des Flügels.

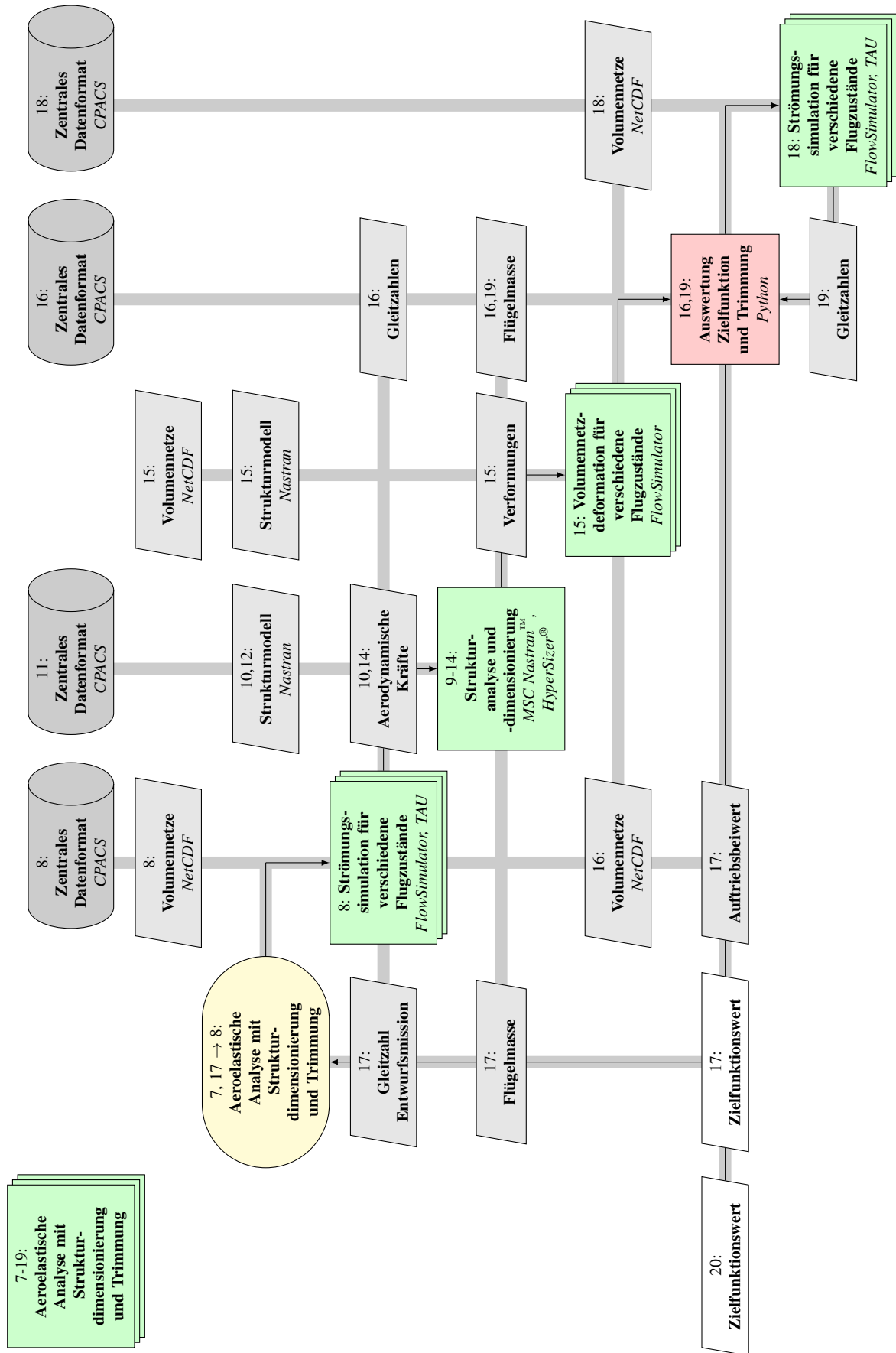


Bild 3.3: Ablaufdiagramm der parallelen aeroelastischen Analyse mit Strukturdimensionierung und Trimmung.

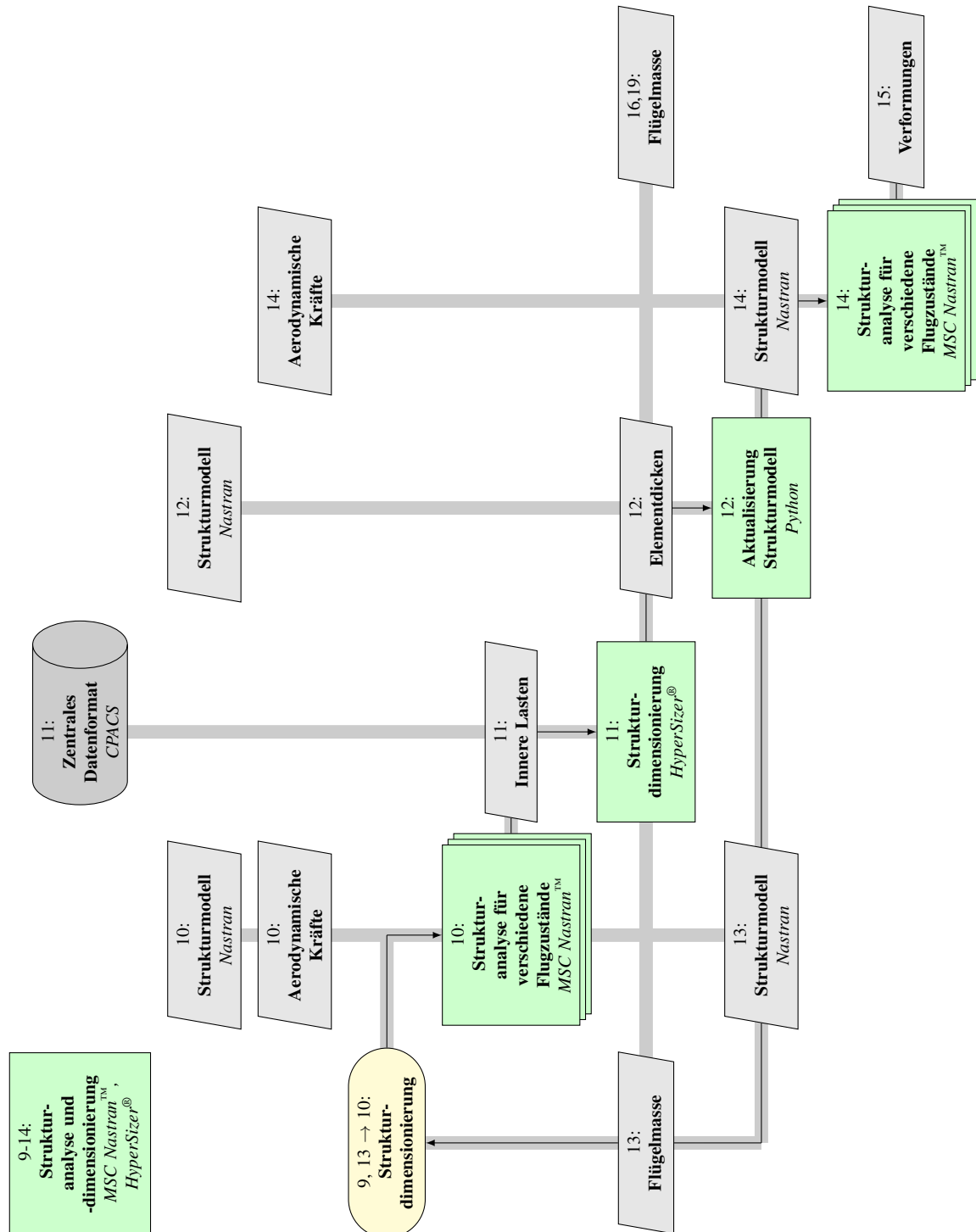


Bild 3.4: Ablaufdiagramm der Strukturanalyse und -dimensionierung.

3.2 Beschreibung der Bestandteile

3.2.1 Parametrisierung

Für die Parametrisierung des Flugzeugs wird eine zentrale Geometriebeschreibung im CPACS-Format gewählt. Dabei steht CPACS für „Common Parametric Aircraft Configuration Schema“ (CPACS) [10]. Das CPACS-Format basiert auf der weit verbreiteten „Extensible Markup Language“ (XML) und ist somit hierarchisch aufgebaut und visuell lesbar.

Die Verwendung des CPACS-Formats erlaubt eine generische und vollständig parametrische Beschreibung des Flugzeugs. In CPACS wird eine auf Profilschnitten basierende Geometriebeschreibung verwendet, welche für die Simulationsverfahren im Konzeptentwurf entwickelt wurde.

Für Anwendungen mit hochgenauen Simulationsverfahren ist diese Geometriebeschreibung um eine Beschreibung der Geometrie zwischen den in CPACS definierten Profilschnitten im Verbundvorhaben AeroStruct erweitert worden. Diese Erweiterungen wurden durch die Einführung von Führungskurven erfolgreich umgesetzt. Dabei beschreiben die Führungskurven den nichtlinearen Verlauf der Außengeometrie zwischen den definierten Profilschnitten. Die Oberflächen entstehen durch nichtlineares Straken der definierten Profilschnitte und Führungskurven. Für die Flächengenerierung wird somit ein CAD-Programm notwendig, welches die Funktionalität des nichtlinearen Strakens mit einer für die aerodynamische Simulation benötigten hohen Oberflächenqualität aufweist. Neben der Flächengenerierung stellt die Berechnung von Verschneidungen und die Berechnung der resultierenden Flächengeometrien eine weitere wesentliche Aufgabe des CAD-Programms dar. In Abschnitt 3.2.3 wird auf das parametrische CAD-Modell und dessen Erstellung näher eingegangen.

Die parametrische Flugzeugbeschreibung in CPACS beinhaltet neben der Beschreibung der Außengeometrie auch eine Beschreibung der zugehörigen Innengeometrie. In CPACS erfolgt die Beschreibung der Innengeometrie basierend auf der Außengeometrie. Dies beinhaltet zum Beispiel die Anordnung der Holme, Rippen und Versteifungselemente (Stringer). Auch die verwendeten Werkstoffe mit den zugehörigen Eigenschaften und Kennwerten sind im CPACS-Format abgelegt. Der in Abschnitt 3.2.8 beschriebene strukturmechanische Simulations- und Dimensionierungsprozeß nutzt ein Strukturmodell, welches automatisch aus der Beschreibung im CPACS-Format generiert wird. Das verwendete Strukturmodell und dessen automatische Generierung werden in Abschnitt 3.2.7 beschrieben.

Zusätzlich werden die Definitionen der zu simulierenden Flugzustandspunkte für die Bewertung der aerodynamischen Leistung (Entwurfspunkte) und für die Strukturdimensionierung (Lastfälle) im CPACS-Datensatz abgelegt.

Die Entwurfsparameter einer Flügeloptimierung unterscheiden sich in der Regel von den in der CPACS-Beschreibung verfügbaren Parametern. Deshalb wurden für die Prozeßkette ProgrammROUTINEN entwickelt, welche aus den gewählten Entwurfsparametern die Werte der CPACS-Parameter berechnen. Dies beinhaltet auch die erforderlichen Funktionalitäten zur Kontrolle und Einhaltung von geometrischen Nebenbedingungen der Optimierungsaufgabe.

Die Beschreibung der Außengeometrie erfolgt mit klassischen Geometrieparametern des Flugzeugentwurfs und wird in Abschnitt 3.2.1 beschrieben. Dabei werden die Führungskurven, welche den geometrischen Verlauf zwischen den Flügelsektionen vorgeben, aus einer mathematischen Beschreibung der Vorder- und Hinterkante des Flügels in Form von NURBS-Kurven

bestimmt. Diese NURBS-Kurven zur Beschreibung der Flügelvorder- und -hinterkante resultieren aus der parametrischen Beschreibung des Flügelgrundrisses und der Verwindungsverteilung.

Die horizontale Positionierung des Flügels am Flugzeugrumpf erfolgt unter Beibehaltung der Position des geometrischen Neutralpunkts. Auf eine vertikale Verschiebung des Flügels wird hier verzichtet. Analog zum Flügel wird auch die horizontale Position der Flügel-Rumpf-Verkleidung verschoben und zusätzlich in der Länge basierend auf der Wurzeltiefe modifiziert. Auch die relative Position des Triebwerks gegenüber dem Flügel wird von der Ausgangskonfiguration übernommen.

Grundrißparametrisierung

Der Grundriss des Flügels wird als Vierfachtrapezflügel aus 15 Profilschnitten (hier analog zu CPACS als Sektionen bezeichnet) modelliert. Dabei wird das äußere Flügeltrapez zur geometrischen Beschreibung der Flügelspitze verwendet. In jeder der 15 Sektionen wird die Profilgeometrie vorgegeben, welche in Abschnitt 3.2.1 näher beschrieben wird. In Bild 3.5 sind die verwendeten Flügelsektionen und die Definition der gewählten Entwurfparameter des parametrischen Simulationsmodells angegeben.

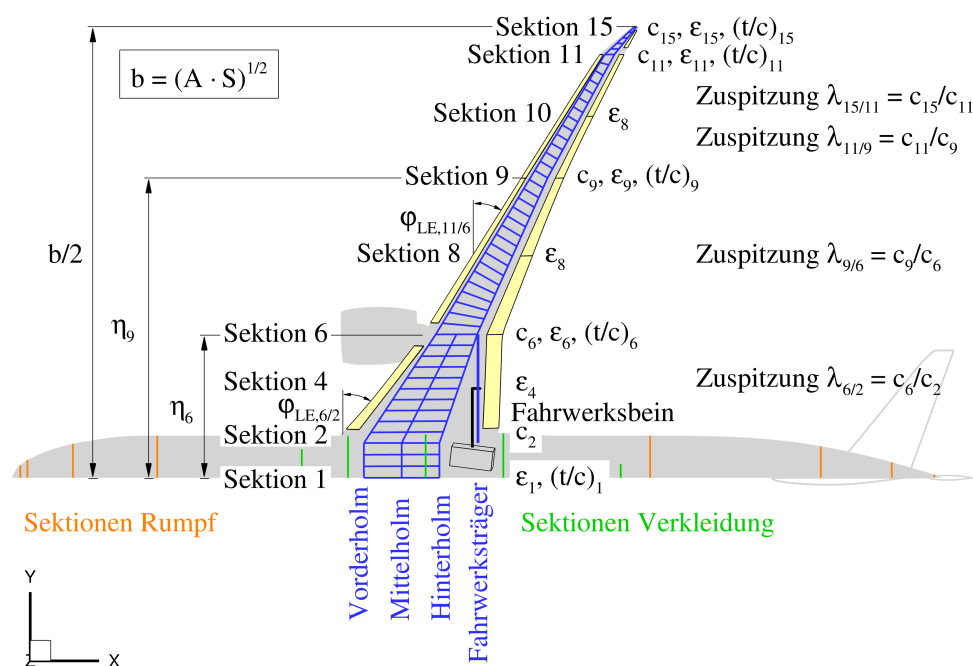


Bild 3.5: Verwendete Flügelsektionen und Definition der gewählten Entwurfsparameter.

Ausgehend von Flügelfläche, der Streckung, den Zuspitzungen, den Pfeilwinkeln an der Vorderkante, der V-Stellung und der Verwindungsverteilung werden zur Parametrisierung des Flügelgrundrisses die Vorder- und Hinterkanten durch NURBS-Kurven modelliert. Die zugehörigen Kontrollpunkte resultieren aus den Vorder- und Hinterkantenpunkten der Flügelsektionen, welche iterativ an die vorgegebene Verwindungsverteilung angepasst werden. In Bild 3.6 werden die zur Modellierung des Flügelgrundrisses verwendeten NURBS-Kurven dargestellt.

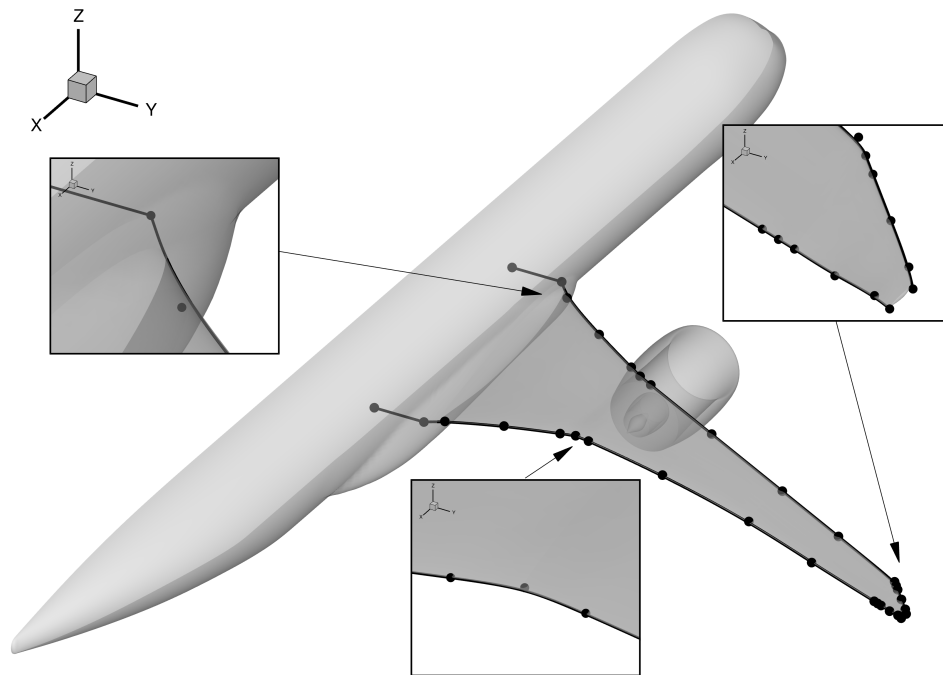


Bild 3.6: Parametrisierung des Flügelgrundrisses mit NURBS-Kurven an der Vorder- und Hinterkante mit fließendem Übergang an den Segmentgrenzen.

Mit der Verwendung von NURBS-Kurven für die Vorder- und Hinterkante des Flügels wird ein fließender Übergang an den Segmentgrenzen erreicht. Die Geometrie der NURBS-Kurven wird anschließend auf die geometrische Beschreibung im CPACS-Format übertragen. Wesentlicher Bestandteil ist hier die Nutzung der Führungskurven, welche hier zur detaillierten geometrischen Beschreibung der Segmente eingesetzt werden.

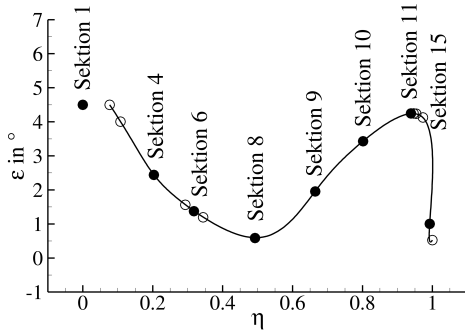
Zusätzlich erfolgt auch die Parametrisierung der Verwindung- und der relativen Profildickenverteilung mit NURBS-Kurven, um gleichmäßigere Übergänge zwischen den mit vorgegebenen Werten versehenen Sektionen und den dazwischenliegenden Sektionen zu erhalten. In Bild 3.7 werden die Parametrisierung der Verwindungs- und der Dickenverteilung mit NURBS-Kurven dargestellt. Ausgehend von den Flügelsektionen für die eine Vorgabe durch einen Entwurfsparemeter entsprechend Bild 3.5 erfolgt, wird jeweils eine NURBS-Kurve für die spannweite Verwindungs- und relative Profildickenverteilung bestimmt. Für die anderen Flügelsektionen werden die Werte aus dem Verlauf der NURBS-Kurve bestimmt und auf die Flügelgeometrie übertragen.

Die Einhaltung der geometrischen Randbedingungen für die Integration der Steuerflächen und des Fahrwerks erfolgt nach der Bestimmung der Flügelgeometrie durch ein iterativen Vorgehen.

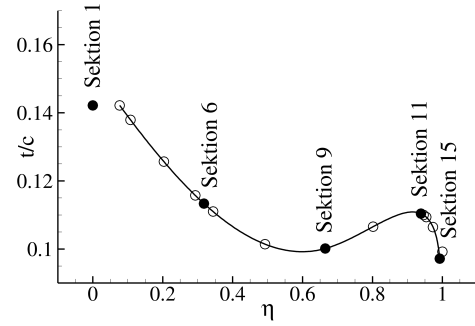
Profilparametrisierung

Die Profile des Rumpfes werden vorerst nicht parametrisiert, sondern als dimensionslose Profilkordinaten direkt von der Ausgangskonfiguration übernommen.

Für die Parametrisierung der Flügelprofile wird die CST-Parametrisierungsmethode von



(a) Parametrisierung der Verwindungsverteilung mit einer NURBS-Kurve ausgehend von einer Vorgabe der Verwindung an 8 Sektionen.



(b) Parametrisierung der Dickenverteilung mit einer NURBS-Kurve ausgehend von einer Vorgabe der relativen Profildicke an 5 Sektionen.

Bild 3.7: Parametrisierung der Verwindungsverteilung und der relativen Profildickenverteilung.

Kulfan [11], [12] ausgewählt. Die CST-Methode beschreibt die Profillober- (Index us) und Profilunterseite (Index ls) mit den Gleichungen 3.1 und 3.2.

$$\frac{z_{us}}{c} = C_{1.0}^{0.5} S_{us} + \left(\frac{z_{TE}}{c} \right)_{us} \frac{x}{c} \quad (3.1)$$

$$\frac{z_{ls}}{c} = C_{1.0}^{0.5} S_{ls} + \left(\frac{z_{TE}}{c} \right)_{ls} \frac{x}{c} \quad (3.2)$$

Hierbei ist $C_{1.0}^{0.5}$ die sogenannte „Class Function“. Sie wird für Profilgeometrien mit runder Nase und spitzer Hinterkante in Gleichung 3.3 angegeben.

$$C_{1.0}^{0.5} = \left(\frac{x}{c} \right)^{0.5} \left(1 - \frac{x}{c} \right)^{1.0} \quad (3.3)$$

Die mit „Shape Function“ bezeichneten Ausdrücke S_{us} und S_{ls} beschreiben den Verlauf der Profilkontur. Auf eine Unterscheidung von Profillober- und Profilunterseite soll in der folgenden Beschreibung verzichtet werden, um die Lesbarkeit zu verbessern. Die hier verwendete „Shape Function“ setzt sich entsprechend Gleichung 3.4 aus zwei Anteilen zusammen.

$$S(u) = S_{Bernstein} \left(\frac{x}{c} \right) + S_{NURBS,z}(u) \quad \text{mit} \quad \frac{x}{c} = S_{NURBS,x}(u) \quad (3.4)$$

für $u \in [0, 1]$

Der ersten Anteil entspricht der klassischen CST-Parametrisierungsmethode von Kulfan [11], [12] mit der Verwendung von Bernstein-Polynomen. Dieser wird hier um einen zweiten Anteil ergänzt, welcher eine „Non-Uniform Rational B-Splines“-Kurve (NURBS) verwendet. Mit diesem Ansatz können beide Anteile unabhängig und zusammen verwendet werden. Die Bernstein-Polynome eignen sich besonders für die globale Geometriebeschreibung mit einer geringen Anzahl von Parametern. Mit der NURBS-Kurve können auch lokale Details der Profilgeometrie mit einer geringen Anzahl an Parametern beschrieben werden.

Hier wird die „Shape Function“ für den dimensionslosen Kurvenparameter $u \in [0, 1]$ bestimmt. Für jeden Wert des Kurvenparameters u wird zuerst die „NURBS Shape Function“ $S_{NURBS}(u)$ berechnet. Diese liefert eine dimensionslose x-Koordinate $S_{NURBS,x}(u)$ und eine dimensionslose z-Koordinate $S_{NURBS,z}(u)$ als Ergebnis. Die „Bernstein Shape Function“ $S_{Bernstein}(x/c)$ wird nun an der berechneten x-Koordinate $S_{NURBS,x}(u)$ ausgewertet. Für die „Bernstein Shape Function“ wird die um den Term für scharfe Profilnasen erweiterte Beschreibung von Kulfan [13] mit vorzugebender Ordnung N entsprechend Gleichung 3.5 verwendet.

$$S_{Bernstein} = \sum_{i=0}^N B_i \frac{N!}{i!(N-i)!} \left(\frac{x}{c}\right)^i \left(1 - \frac{x}{c}\right)^{N-i} + \overbrace{B_{N+1} \left(\frac{x}{c}\right)^{0.5} \left(1 - \frac{x}{c}\right)^{N-0.5}}^{\text{Term für scharfe Profilnase}} \quad (3.5)$$

Um lokale Details der Profilkontur aufzulösen, wird bei Verwendung der „Bernstein Shape Function“ eine hohe Anzahl an Parametern benötigt. Dies ist auf die äquidistanten Wirkbereiche der Bernstein-Polynome zurückzuführen. Mit der Erweiterung der „Shape Function“ um eine NURBS-Kurve können nun auch lokale Details mit einer deutlich geringeren Anzahl an Parametern beschrieben werden. Im Gegensatz zu den Veröffentlichungen von Straathof und Van Tooren [14] werden die beiden Anteile der „Shape Function“ hierbei summiert und nicht multipliziert. Die hier verwendeten NURBS-Kurven entsprechen einer Beschreibung mit B-Splines-Kurven sofern die Gewichte der Kontrollpunkte auf eins gesetzt werden. Für die „NURBS Shape Function“ kommen die von Piegl und Tiller [15] veröffentlichten Gleichungen 3.6 zur Anwendung.

$$S_{NURBS,x}(u) = \sum_{i=0}^M \frac{N_{i,p}(u) w_i}{W(u)} P_{i,x} \quad (3.6)$$

$$S_{NURBS,z}(u) = \sum_{i=0}^M \frac{N_{i,p}(u) w_i}{W(u)} P_{i,z} \quad \text{mit } W(u) = \sum_{i=0}^M N_{i,p}(u) w_i$$

Dabei sind die Ergebnisse von diesen Gleichungen von den Kontrollpunkten $\vec{P}_i$ und $\vec{P}_j$, den Gewichten w_i und w_j und den Basisfunktionen $N_{i,p}$ und $N_{j,p}$ abhängig. Die Basisfunktionen $N_{i,p}$ und $N_{j,p}$ werden mit Gleichung 3.7 und die darin benötigten Knotenvektoren mit Gleichung 3.8 bestimmt.

$$N_{i,0}(u) = \begin{cases} 1 & \text{wenn } u_i \leq u < u_{i+1} \\ 0 & \text{sonst} \end{cases} \quad (3.7)$$

$$N_{i,p}(u) = \frac{u - u_i}{u_{i+p} - u_i} N_{i,p-1}(u) + \frac{u_{i+p+1} - u}{u_{i+p+1} - u_{i+1}} N_{i+1,p-1}(u)$$

$$U = \underbrace{\{0, \dots, 0\}}_{p+1}, u_{p+1}, \dots, u_{m-p-1}, \underbrace{\{1, \dots, 1\}}_{p+1} \quad (3.8)$$

Mit dem Grad der NURBS-Kurve p wird der Einflußbereich eines Kontrollpunktes auf die Geometrie und die Stetigkeit der Kurve beeinflusst. Um eine möglichst lokale Geometrieänderung

zu ermöglichen, sollte der Grad der NURBS-Kurve p möglichst klein sein. Für einen krümmungsstetigen Verlauf (C2-Stetigkeit) der Kurvensteigung (1. Ableitung der Kurve) und einen tangendenstetigen Verlauf (C1-Stetigkeit) der Kurvenkrümmung ist ein Grad der NURBS-Kurve von $p = 4$ zu wählen. Bei einem NURBS-Kurve von $p = 3$ wird Tangentenstetigkeit (C1-Stetigkeit) der Kurvensteigung (1. Ableitung der Kurve) und Punktstetigkeit (C0-Stetigkeit) der Kurvenkrümmung erreicht. Im Bereich der aerodynamischen Profilloptimierung ist somit ein Grad der NURBS-Kurve von $p = 4$ zu empfehlen. Weiterhin muß die Anzahl der Kontrollpunkte mindestens dem Grad der NURBS-Kurve entsprechen. Die Anzahl der Kurvensegmente m in Gleichung 3.8 ist um eins geringer als die Anzahl der Kontrollpunkte.

Als Parameter der CST-Profilparametrisierung stehen nun die Koeffizienten B_i der Bernstein-Polynome und die Kontrollpunkte $\vec{P}_i$ mit den Gewichten w_i der NURBS-Kurven zur Verfügung.

Der letzte Term in Gleichung 3.1 und 3.2 beschreibt die Hinterkantendicke des Profils. Die Randwerte der Funktionen S_{us} und S_{ls} stehen in direktem Zusammenhang mit dem Nasenradius r_{LE} , der Hinterkantendicke z_{TE} und dem Hinterkantenwinkel β . Dieser Zusammenhang wird in den Gleichungen 3.9 und 3.10 angegeben.

$$\begin{aligned} S_{us}(0) &= \sqrt{2 \left(\frac{r_{LE}}{c} \right)_{us}} \\ S_{ls}(0) &= -\sqrt{2 \left(\frac{r_{LE}}{c} \right)_{ls}} \end{aligned} \quad (3.9)$$

$$\begin{aligned} S_{us}(1) &= \tan \beta_{us} + \left(\frac{z_{TE}}{c} \right)_{us} \\ S_{ls}(1) &= -\tan \beta_{ls} + \left(\frac{z_{TE}}{c} \right)_{ls} \end{aligned} \quad (3.10)$$

Für einen tangenden- und krümmungsstetigen Übergang an der Profilnase muß somit die Bedingung $S_{us} = -S_{ls}$ erfüllt sein. Aufgrund dieser einfachen Möglichkeit den Nasenradius, die Hinterkantendicke und den Hinterkantenwinkel vorzugeben, ist die CST-Methode besonders für Entwurfsaufgaben geeignet.

Kulfan [11], [12] beschreibt die Verwendung der Bernstein-Polynome für die „Shape Function“ zur Parametrisierung von Flügelprofilen. Hierbei werden die Geometrie, die Steigung und die Krümmung des Profils mit einer Bernstein-Polynomordnung (BPO) von BPO6 bis BPO9 sehr gut wiedergegeben. Die zugehörige Druckverteilung und die daraus resultierenden aerodynamischen Kräfte werden gleichfalls gut wiedergegeben. Für die aerodynamische Profilloptimierung ist eine Bernstein-Polynomordnung von BPO4 bis BPO6 im Hinblick auf eine möglichst geringe Anzahl von Profilparametern ausreichend. Die Arbeiten von Sattler [16] und Kunze [17] bestätigen diese Aussagen.

Die Vergrößerung des Betrags eines Bernstein-Polynomkoeffizienten bewirkt eine lokale Aufdickung der Profilkontur gegenüber dem Ausgangsprofil. Eine Verringerung des Betrags erzielt genau das Gegenteil. Der Wertebereich der Bernstein-Polynomkoeffizienten liegt zwischen 0 und 1. Die Profilkontur läßt sich somit mit einer geringen Anzahl von Parametern verändern. Weiterhin ist die Profilkontur der parametrisierten Profile mit Ausnahme der Hinterkante tangenden- und krümmungsstetig.

In Bild 3.8 werden ein transsonisches Profil und die zugehörige „Shape Function“ gezeigt. Dabei wird die „Shape Function“ mit jeweils 12 Kontrollpunkten für die Profilober- bzw. Unterseite unter der jeweiligen Verwendung einer B-Spline-Kurve vom Grad $p = 4$ parametrisiert. Mit dieser relativ geringen Anzahl an Parametern können die lokalen Details der „Shape Function“ im Bereich der Profilnase und der Hinterkante sehr gut wiedergegeben werden.

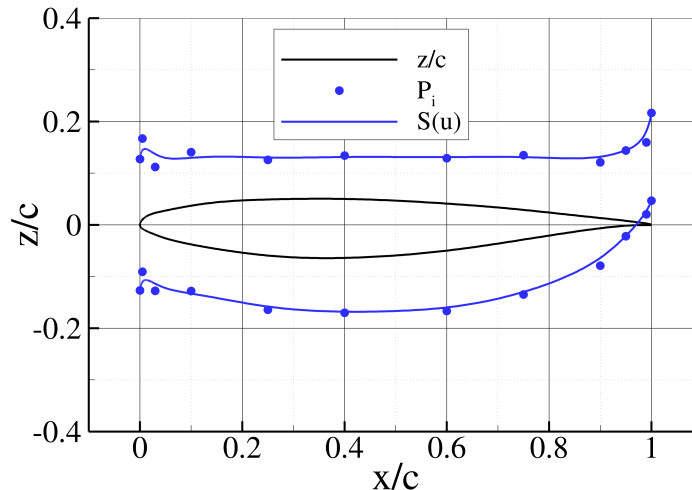


Bild 3.8: Mit $2 \cdot 12$ B-Spline-Kontrollpunkten parametrisiertes transsonisches Profil.

Für die Variation der relativen Profildicken am Flügel kommt eine Skalierung der Profilkordinaten in z -Richtung zum Einsatz. Dies ist mit einer geringen Änderung der Profilwölbung verbunden, welche hier aufgrund der geringen Werte akzeptiert wird.

Auch für die Profile der Führungskurven von Rumpf und Flügel werden die dimensionslosen Koordinaten der Ausgangskonfiguration verwendet. Wird eine geringe Anzahl an Profilpunkten für die Führungskurven gewählt, können diese direkt als Entwurfsparameter für die Optimierung der Außen geometrie eingesetzt werden.

Strukturparametrisierung

Für die parametrische Beschreibung der Innengeometrie des Flügels wird das CPACS-Format verwendet. Im CPACS-Format sind die Holmlagen, die Rippenpositionierung und deren Ausrichtung und die Tankregionen parametrisch vorzugeben. Weiterhin können beim Flügel in Faserverbundbauweise der Lagenaufbau und die Orientierung des Laminates vorgegeben werden.

Ausgehend von der parametrischen Beschreibung der Flügelstruktur im CPACS-Format wird das Strukturmodell entsprechend den Ausführungen in Abschnitt 3.2.7 automatisch generiert. Als Entwurfsparameter werden entsprechend Tabelle 3.1 der Orthotropiewinkel des Faserlaminates und der relative Anteil der 0° -Lagen der Ober- und Unterschale des Flügelkastens verwendet. Dazu wird der Flügel hier entsprechend Bild 3.9 in 4 Bereiche unterteilt. Dabei sind die Werte der Entwurfsparameter innerhalb eines Bereichs konstant und können sich in den 4 Bereichen voneinander unterscheiden.

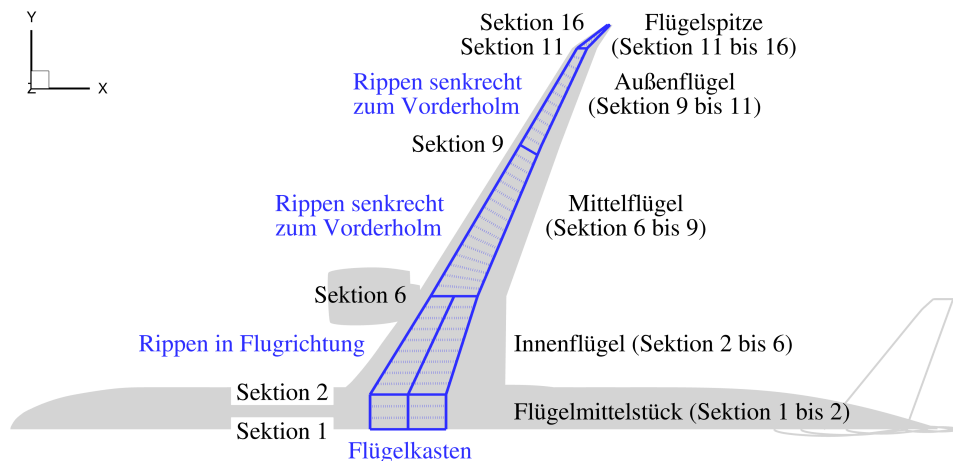


Bild 3.9: Darstellung der verwendeten Flügelbereiche.

Um einen konsistenten Datensatz entsprechend der gewählten Werte für die Entwurfsparameter im CPACS-Format zu erzeugen, wurde ein entsprechendes Programm entwickelt. Dieses Programm überträgt die vorgegebenen Holmlagen, Rippenausrichtung und Rippenabstand unter Berücksichtigung entsprechender Übergangsbereiche für einen gegebenen Flügelgrundriß in das CPACS-Format. Dabei wird auch der in den gewählten Bereichen vorgegebene Orthotropiewinkel und Lagenaufbau bei der Definition der Materialien berücksichtigt. In Bild 3.10 werden einige Beispiele für die Rippenpositionierung gezeigt.

Weiterhin besitzt das Programm Funktionen, welche die Tankregionen entsprechend der Vorgaben erzeugen und die Triebwerksposition an eine geänderte Flügelgeometrie anpassen.

3.2.2 Geometrische Nebenbedingungen

In diesem Abschnitt werden die geometrischen Nebenbedingungen im Detail beschrieben. Diese geometrischen Nebenbedingungen beinhalten geometrische Größen, welche direkt vorgegeben werden und weitere geometrische Größen die zu berechnen sind und deren zulässiger Bereich gegeben ist. Bei den zu berechnenden Größen erfolgt die Überprüfung gegenüber dem zulässigen Wertebereich direkt nach der Aktualisierung der Geometrie entsprechend der Werte für die Entwurfsparameter. Eine Analyse der Flügelgeometrie und Auswertung der Zielfunktion erfolgt nur für Geometrien, welche alle geometrischen Nebenbedingungen erfüllen.

Schwerpunktslage

Für die Lage des Schwerpunkts wird ein zulässiger Bereich vorgegeben. Die Lage des Schwerpunkts in x-Richtung wird relativ zur aerodynamischen Bezugsflügeltiefe angegeben. Der Schwerpunktsbereich in z-Richtung wird in absoluten Koordinaten vorgegeben. Die Vorgabe des Schwerpunktsbereichs wird für die Integration des Fahrwerks unter Berücksichtigung der zugehörigen Nebenbedingungen entsprechend Abschnitt 3.2.2 benötigt.

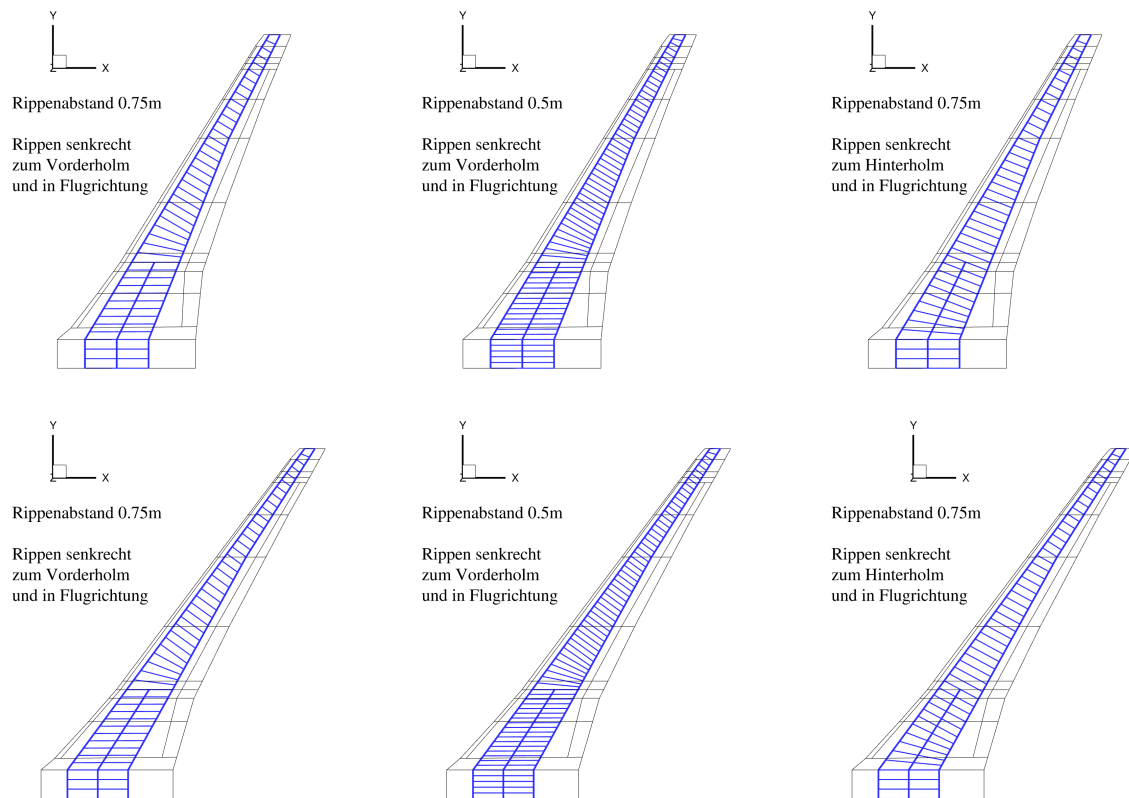


Bild 3.10: Beispiele für Variationen der Rippenabstände und Rippenpositionierung für zwei Flügelgrundrisse.

Flügelgeometrie und Steuerflächen

Ein Überblick über die verwendeten Nebenbedingungen für die Flügel- und Steuerflächengeometrien wird in Bild 3.11 gegeben. Dies beinhaltet die Spannweite des Flügels, die minimalen Abstände der Steuerflächen zum Hinterholm bzw. Fahrwerksträgerholm und die Integration des Fahrwerks im eingefahrenen Zustand.

In Tabelle 3.3 wird für ein Langstreckenverkehrsflugzeug der typische Wertebereich der Nebenbedingungen des Flügels angegeben. Die Werte dienen als Anhaltspunkt und sind von der gewählten Flugzeugkonfiguration abhängig.

Mit der Begrenzung der Spannweite wird die Konformität zur Flughafeninfrastruktur gewährleistet. In Zukunft können Flügel auch mit einem Klappmechanismus an der Flügelspitze versehen werden, um die Spannweite am Boden auf das erlaubte Maß zu reduzieren.

Die minimalen Abstände der Steuerflächen zum Hinterholm werden als Bauraum für die entsprechenden Aktuatoren der Steuerflächen benötigt. Weiterhin sind neben den Steuerflächen an der Hinterkante zusätzliche Steuerflächen in Form von Spoilern zu integrieren. Für diese Spoiler und deren Aktuatoren ist ebenfalls der benötigte Bauraum vorzusehen.

Das Hauptfahrwerksbein wird an einer Achse drehbar aufgehängt, welche zwischen Hinterholm und Fahrwerksträgerholm befestigt ist. Hier ist genügend Bauraum für die Aktuatoren des

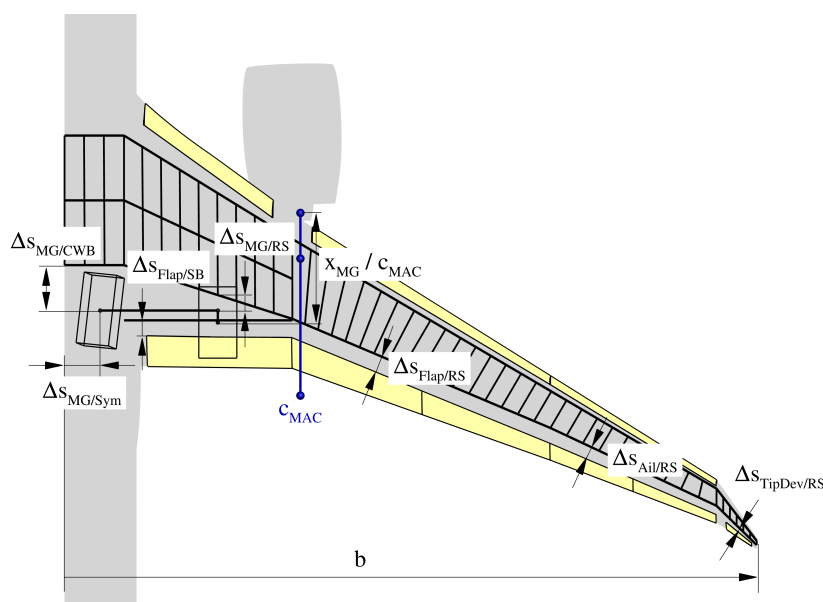


Bild 3.11: Geometrische Nebenbedingungen des Flügels.

Größe	Bezeichnung	Typischer Wertebereich
Spannweite (FAA Group V/ICAO Code E)	b	52 m, ..., 65 m 71.8 m mit Klappflügel (B777-8)
Position des Radaufstandspunkts	x_{MG}/c_{MAC}	55 %, ..., 65 %
Nachlaufwinkel Hauptfahrwerksbein (ausgefahrener Zustand)	τ_{Cas}	80°, ..., 90°
Abstand zwischen Querruder und Hinterholm	$\Delta s_{Ail/RS}$	0.03 c_{MAC} , ..., 0.05 c_{MAC}
Abstand zwischen Landeklappen und Hinterholm	$\Delta s_{Flap/RS}$	0.05 c_{MAC} , ..., 0.15 c_{MAC}
Abstand zwischen Landeklappen und Fahrwerksträger	$\Delta s_{Flap/SB}$	0.15 m, ..., 0.5 m
Abstand zwischen Hauptfahrwerk und zentralem Flügelkasten	$\Delta s_{MG/CWB}$	2.0 m, ..., 3.0 m
Abstand zwischen Hauptfahrwerk und Hinterholm	$\Delta s_{MG/RS}$	0.5 m, ..., 1.5 m
Abstand zwischen Hauptfahrwerk und Symmetrieebene	$\Delta s_{MG/Sym}$	1.4 m, ..., 1.6 m

Tabelle 3.3: Typischer Wertebereich der geometrischen Nebenbedingungen des Flügels.

Hauptfahrwerks vorzusehen. Weiterhin ist ein minimaler Abstand zwischen den Steuerflächen an der Hinterkante und dem Fahrwerksträgerholm einzuhalten. Die x-Position des Aufsetzpunktes des Fahrwerks wird als fester prozentualer Wert der Bezugsflügeltiefe c_{MAC} vorgegeben. Dies folgt unmittelbar aus dem zulässigen Schwerpunktsbereich und den im folgenden Abschnitt beschriebenen Umkippwinkel beim Rollen am Boden. Der zulässige Schwerpunktsbereich ist von der Lage des geometrischen Neutralpunkts abhängig und folgt aus den Anforderungen an Stabilität und Steuerbarkeit.

Fahrwerksintegration

Bei der Integration des Fahrwerks sind viele geometrische Nebenbedingungen zu erfüllen. In Bild 3.12 werden die entsprechenden geometrischen Größen eingeführt, welche für die geometrischen Nebenbedingungen in den folgenden Betrachtungen verwendet werden.

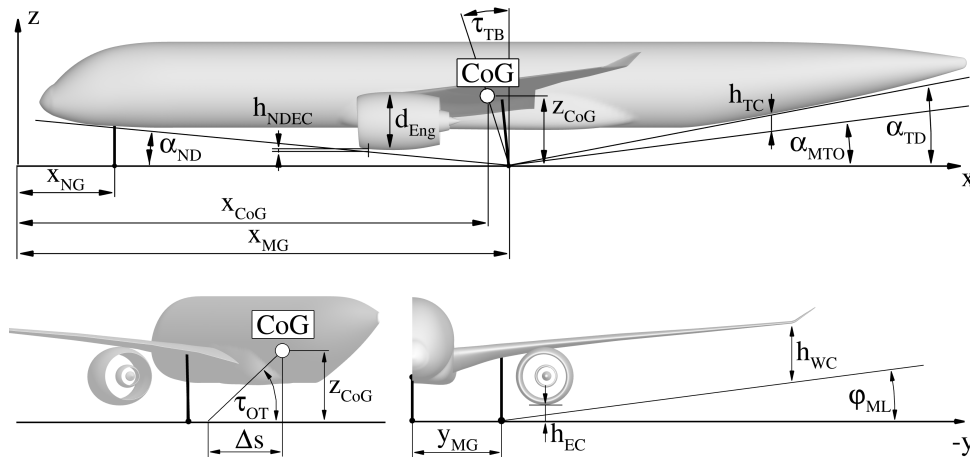


Bild 3.12: Geometrische Nebenbedingungen für die Integration des Fahrwerks.

Für das Fahrwerk sind Nebenbedingungen im Hinblick auf die Fahrwerkslasten und ein Umkippen beim Rollen und bei Kurvenfahrt zu erfüllen. Weiterhin sind verschiedene Abstände und Winkel einzuhalten, um ein Aufsetzen des Rumpfhecks beim Start, ein Aufsetzen des Triebwerks oder der Flügelspitze bei großen Hängewinkeln bei der Landung und ein Aufsetzen der Triebwerksgondeln beim Einknicken des Bugfahrwerks zu verhindern. Diese werden im folgenden kurz dargestellt.

Die Fahrwerkslasten werden in Abhängigkeit des Schwerpunkts zwischen dem Hauptfahrwerk und dem Bugfahrwerk aufgeteilt. Dabei wird der Hauptteil der Lasten vom Hauptfahrwerk aufgenommen. Um gute Steuereigenschaften mit dem lenkbaren Bugfahrwerk beim Rollen am Boden zu gewährleisten, ist auch eine minimale Belastung des Bugfahrwerks erforderlich. Aus dem Kräfte- und Momentengleichgewicht folgt für die Belastung des Bugfahrwerks in Abhängigkeit der Schwerpunktlage folgender Zusammenhang:

$$\frac{F_{NG}}{mg} = \frac{1}{1 + \frac{x_{CG} - x_{NG}}{x_{MG} - x_{CG}}} \quad (3.11)$$

Nach Raymer [18] liegt die optimale Belastung des Bugfahrwerks zwischen 8 % und 15 %. Belastungen kleiner als 5 % oder größer 20 % sind nicht zulässig.

Neben einer ausreichenden Belastung des Bugfahrwerks muß das Fahrwerk so angeordnet sein, daß ein Umkippen beim Rollen und bei der Kurvenfahrt für alle Schwerpunktlagen ausgeschlossen werden kann. Die Neigung zum Umkippen beim Rollen ist entsprechend Bild 3.12 vom Winkel τ_{TB} abhängig. Ist dieser Winkel zu klein besteht die Gefahr, daß das Flugzeug beim Rollen nach hinten umkippt. Der Umkippwinkel beim Rollen kann mit folgender Formel in Abhängigkeit der Schwerpunktlage in x- und z-Richtung berechnet werden:

$$\tau_{TB} = \arctan \left(\frac{x_{MG} - x_{CG}}{z_{CG}} \right) \quad (3.12)$$

Nach Raymer [18] wird ein Umkippwinkel beim Rollen $\tau_{TB} \geq 15^\circ$ als optimal angesehen. Werte kleiner als 15° werden als nicht zulässig betrachtet.

Auch bei der Kurvenfahrt ist ein Umkippen des Flugzeugs mit einem dreibeinigen Fahrwerk bestehend aus Bug- und Hauptfahrwerk zu unterbinden. Dazu ist der Umkippwinkel bei der Kurvenfahrt entsprechend Bild 3.12 zu betrachten. Bei der Konstruktion des Umkippwinkels bei der Kurvenfahrt τ_{OT} ist zu beachten, daß die Verbindungslinie des Bugfahrwerks mit dem rechten oder linken Hauptfahrwerk senkrecht zur betrachteten Konstruktionsebene steht. Ist dieser Umkippwinkel τ_{OT} klein genug, dann besteht keine Gefahr des Umkippens bei der Kurvenfahrt. Der Umkippwinkel bei der Kurvenfahrt kann mit folgender Formel in Abhängigkeit der Schwerpunktlage in x- und z-Richtung berechnet werden:

$$\tau_{OT} = \arctan \left(\frac{z_{CG}}{\Delta s} \right) \quad \text{mit} \quad (3.13)$$

$$\Delta s = (x_{CG} - x_{NG}) \sin \left(\arctan \left(\frac{y_{MG}}{x_{MG} - x_{NG}} \right) \right)$$

Entsprechend den Ausführungen von Raymer [18] wird für ein Flugzeug eine maximale Querbeschleunigung von $0.5g$ ohne ein Umkippen gefordert. Dies entspricht einem Wert des Umkippwinkels bei der Kurvenfahrt von $\tau_{OT} \leq 63^\circ$. Werte größer als 63° werden als nicht zulässig angesehen.

Beim Start rotiert das Flugzeug, um den Anstellwinkel zu vergrößern. Dabei ist ein Aufsetzen des Rumpfhecks nicht erlaubt. Der Winkel bei dem das Rumpfheck aufsetzt wird hier mit α_{TD} bezeichnet. Um ein sicheres Rotieren beim Start zu erlauben ist ein Mindestabstand des Rumpfhecks zur Startbahn h_{TC} einzuhalten. Weiterhin wird ein Mindestwert für den Rotierwinkel beim Start α_{MTO} gefordert. Die Länge des Hauptfahrwerks muß ausreichend groß sein, um diesen Mindestwert für den Rotierwinkel des Flugzeugs beim Start zu gewährleisten.

Bei Landungen mit großem Hängewinkel ist ein Aufsetzen von Triebwerk und Flügelspitze nicht zulässig. Dazu wird ein Mindestabstand von Triebwerk h_{EC} und Flügelspitze h_{WC} für einen Hängewinkel von ϕ_{ML} gefordert. Auch hierbei muß die Länge des Hauptfahrwerks ausreichend groß bemessen sein.

Weiterhin ist beim Einknicken des Bugfahrwerks ein Aufsetzen der Triebwerksgondeln zu vermeiden. Um diese Anforderung zu erfüllen, muß ein Mindestabstand des Triebwerks vom Boden bei eingeknicktem Bugfahrwerk h_{NDEC} eingehalten werden.

In Tabelle 3.4 werden die Nebenbedingungen der Fahrwerksintegration mit den Bezeichnungen aus Bild 3.12 zusammengefaßt. Weiterhin werden typische Werte für diese Nebenbedingungen angegeben.

Leitwerksdimensionierung

Bei einer Änderung des Flügelgrundrisses sind auch die Leitwerke erneut auszulegen, um die Anforderungen an Stabilität und Steuerbarkeit zu erfüllen. In der Prozeßkette wird eine einfache Leitwerksdimensionierung nach Raymer [18] aus dem Bereich des Konzeptentwurfs verwendet.

Größe	Bezeichnung	Typischer Wertebereich
Belastung des Bugfahrwerks	$F_{NG}/(mg)$	5 %, ..., 20 %
Umkippwinkel beim Rollen	τ_{TB}	$\geq 15^\circ$
Umkippwinkel bei Kurvenfahrt mit 0.5g	τ_{OT}	$\leq 63^\circ$
Rotierwinkel beim Aufsetzen des Rumpfhecks	α_{TD}	$\geq 8^\circ, \dots, 12^\circ$
Mindestwert für Rotierwinkel beim Start	α_{MTO}	$\leq 7^\circ, \dots, 11^\circ$
Maximal zulässiger Hängewinkel bei der Landung	ϕ_{ML}	5°
Mindestabstand des Rumpfhecks zur Startbahn (Start)	h_{TC}	0.2 m, ..., 0.5 m
Mindestabstand des Triebwerks zur Startbahn (Landung)	h_{EC}	0.2 m, ..., 1.0 m
Mindestabstand des Triebwerks zur Startbahn bei eingeknicktem Bugfahrwerk (Landung)	h_{NDEC}	0.1 m, ..., 0.5 m
Mindestabstand der Flügelspitze zur Startbahn (Landung)	h_{WC}	0.2 m, ..., 1.0 m

Tabelle 3.4: Typischer Wertebereich der geometrischen Nebenbedingungen für die Integration des Fahrwerks.

Dabei werden der Volumenfaktor des Höhenleitwerks $c_{V,HTP}$ und der Volumenfaktor des Seitenleitwerks $c_{V,VTP}$ von der Ausgangskonfiguration übernommen und durch eine Skalierung der Leitwerksflächen auf die Konfiguration mit geänderten Flügelgrundriß übertragen. Damit wird eine vergleichbare Stabilität und Steuerbarkeit erreicht. Die Definition des Volumenfaktors für das Höhenleitwerk $c_{V,HTP}$ ist durch folgende Gleichung gegeben:

$$c_{V,HTP} = (x_{AC,HTP} - x_{AC,WBE}) \frac{S_{HTP}}{c_{MAC} S} \quad (3.14)$$

Für den Volumenfaktor des Seitenleitwerks gilt analog:

$$c_{V,VTP} = (x_{AC,VTP} - x_{AC,WBE}) \frac{S_{VTP}}{b S} \quad (3.15)$$

Mit der Integration dieser einfachen Methode zur Leitwerksdimensionierung werden die Haupteffekte erfasst und eine Vergleichbarkeit zwischen den Konfigurationen in der Optimierung sichergestellt.

3.2.3 Parametrisches CAD-Modell

In der entwickelten Prozeßkette wird das kommerzielle Softwaresystem CATIA® V5 als Programm für die CAD-Modellierung der Außengeometrie verwendet. Ausgehend von einem nichtparametrischen CAD-Modell der Ausgangskonfiguration wurde die entsprechende Außengeometrie in einen CPACS-Datensatz überführt. Dazu wurde das Programm CATIA2CPACS [19] verwendet. Dabei wurde die Anzahl und Position der Rumpf- und Flügelschnitte ausgewählt. Auch die zu verwendeten Führungskurven wurden hierbei konstruiert und für einen Transfer in das CPACS-Format ausgewählt. Das Programm CATIA2CPACS ist ein vom DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik entwickeltes CATIA®-Skript, welches im Rahmen von AeroStruct um die benötigte Funktionalität der Führungskurven erweitert wurde.

Zur Erzeugung des vollparametrischen CAD-Modells wurde das Programm CPACS2GRID eingesetzt. Mit dem Programm CPACS2GRID wurde aus dem CPACS-Datensatz der Ausgangskonfiguration ein vollparametrisches CATIA®-Modell bestehend aus Rumpf und Flügel automatisch erzeugt. Die im CAD-Modell automatisch erzeugten Parameter entsprechen dabei den in CPACS verwendeten Parametern. Zusätzlich erstellt das Programm Hilfsgeometrien für die Netzgenerierung und schreibt das Steuerskript für die in Abschnitt 3.2.4 beschriebene automatische Generierung des Oberflächennetzes. Ausgehend von der automatisch erzeugten Geometrie von Rumpf, Flügel und Flügel-Rumpf-Verkleidung wurde eine bereits existierende Geometrie einer Durchflussgondel im CAD-Modell ergänzt und manuell mit den für die automatische Netzgenerierung benötigten Hilfsgeometrien versehen. Das Steuerskript für die automatische Generierung des Oberflächennetzes wurde ebenfalls manuell erweitert. In Bild 3.13 ist das in oLAF verwendete parametrische CAD-Modell für die aerodynamische Simulation beispielhaft dargestellt.

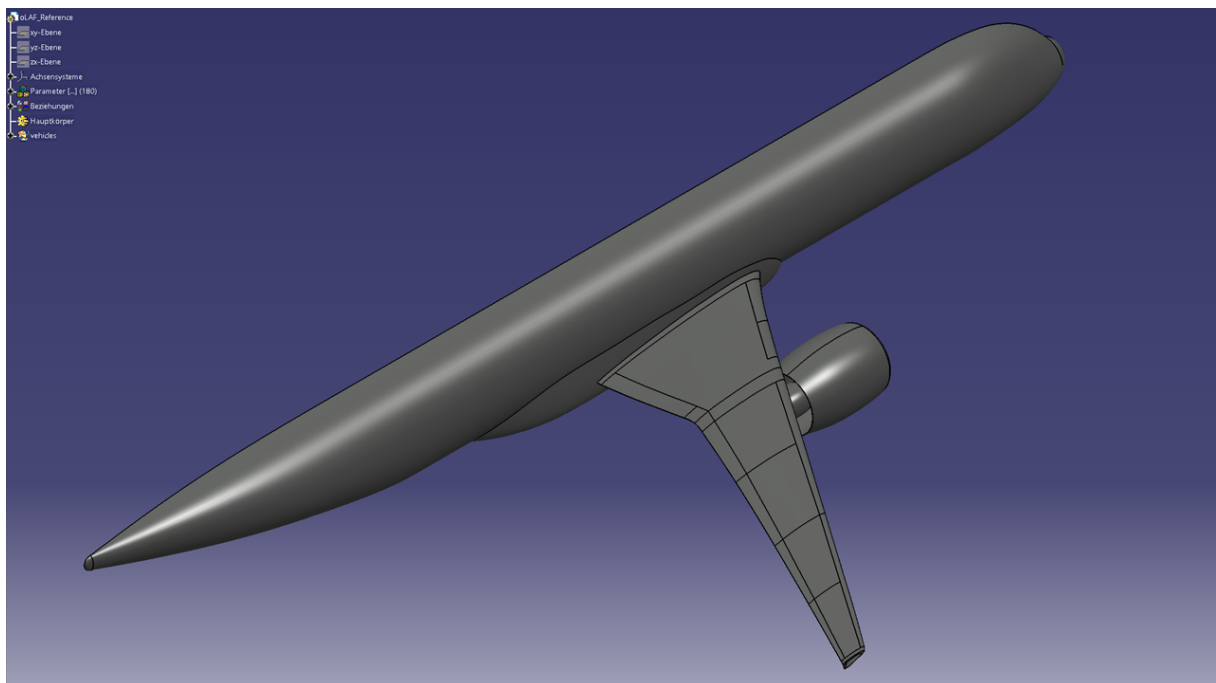


Bild 3.13: In der aerodynamischen Simulation verwendetes parametrisches CAD-Modell der Flügel/Rumpf/Durchflussgondel-Konfiguration.

Aufgrund der relativ langen Rechenzeit eignet sich dieses Programm nicht für eine direkte Integration in die Prozeßkette zur Flügeloptimierung. Die Geometrieänderungen innerhalb der Optimierung werden mit dem erzeugten CAD-Modell mit einem dafür entwickelten VB.NET-Programm gesteuert. Dieses Programm steuert die Aktualisierung des CAD-Modells in CATIA® über die COM-Schnittstelle. Dabei erfolgt ein Austausch der Profilgeometrien von Rumpf und Flügel basierend auf dem aktuellen CPACS-Datensatz und eine Aktualisierung der Rumpf- und Flügelgeometrie unter Verwendung einer Konstruktionstabelle. Dies beinhaltet auch die Positionierung der Durchflussgondel relativ zum Flügel. Bei diesem Vorgehen bleiben die Geometrieänderungen innerhalb der Optimierung auf die vorab gewählte Topologie (Anzahl der

Rumpf- und Flügelschnitte) beschränkt. Die Rechenzeit für die Geometrieänderungen des vollparametrischen CAD-Modells ist relativ gering und kommt deshalb innerhalb der Prozeßkette zum Einsatz. Der in Abschnitt 3.2.6 beschriebene aerodynamische Simulationsprozeß verwendet die vom CAD-Modell berechneten und verschnittenen Oberflächengeometrien und die parametrisch mitgeführten Hilfsgeometrien für die automatische Generierung des Oberflächennetzes.

3.2.4 Netzgenerierung

Die automatische Generierung des aerodynamischen Oberflächennetzes erfolgt mit dem kommerziellen Programm Pointwise[®], welches mit einem in der „Tcl“-basierten Programmiersprache „Glyph“ geschriebenen Skript gesteuert wird. Wie bereits im vorhergehenden Abschnitt beschrieben, wird dieses Skript automatisch mit dem Programm CPACS2GRID generiert und manuell an den Anwendungsfall angepasst und ergänzt. Das Skript enthält alle notwendigen Befehle für die automatische Generierung des strukturierten aerodynamischen Oberflächennetzes. Notwendige Anpassungen der Netzauflösung können vom Anwender einfach in der Kopfzeile des Skriptes vorgenommen werden.

In Abbildung 3.14 wird das aerodynamische Oberflächennetz mit Details der Vorder- und Hinterkante gezeigt.

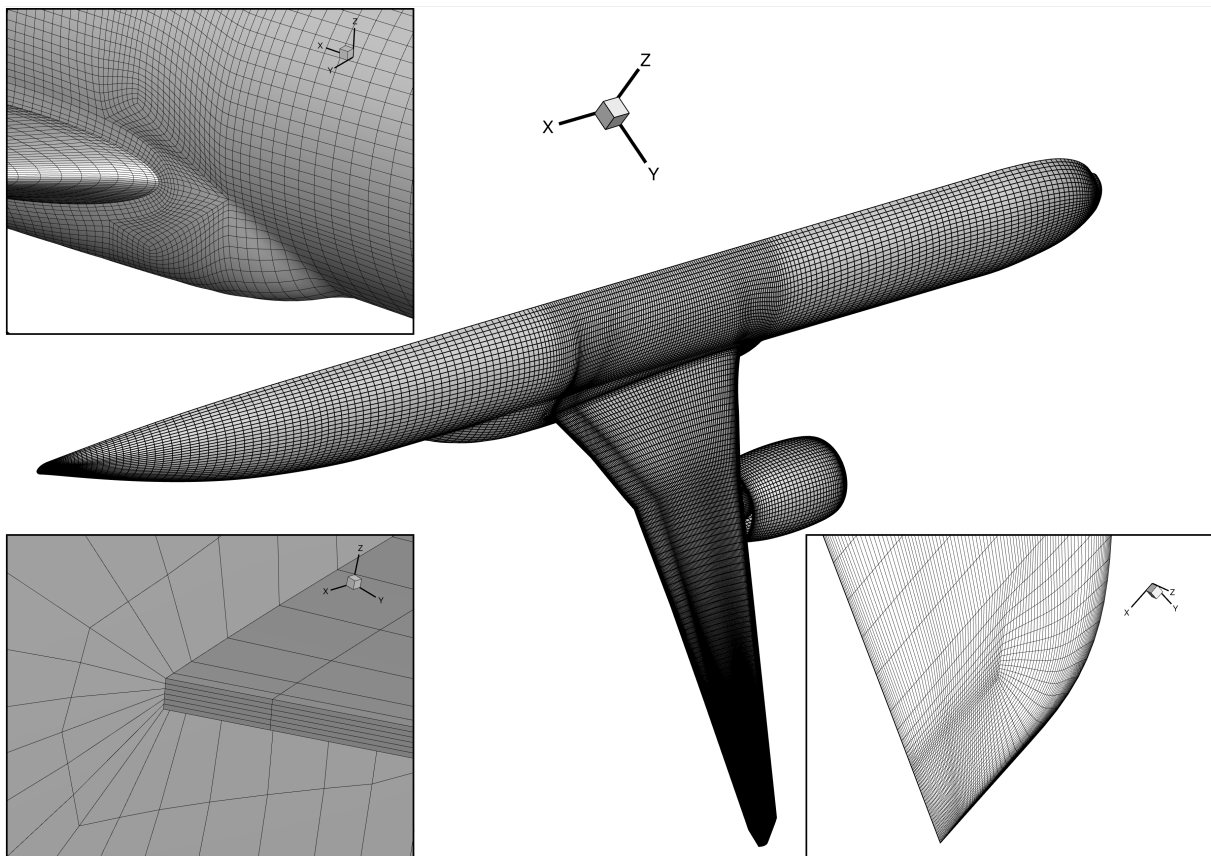


Bild 3.14: Aerodynamisches Oberflächennetz mit Details der Vorderkante, Hinterkante und der Flügelspitze.

Ausgehend von diesem aerodynamischen Oberflächennetz wurde ein Volumennetz manuell mit Pointwise® erzeugt. Um eine möglichst geringe Anzahl an Netzpunkten zu verwenden, weist das generierte aerodynamische Netz eine O-O-Topologie auf. Jeder Profilschnitt des Flügels wird mit 198 Profilpunkten und jeder Rumpfschnitt mit 49 Profilpunkten in Umfangsrichtung diskretisiert. Daraus resultiert ein aerodynamisches Volumennetz mit $3.5 \cdot 10^6$ Punkten. Dies stellt einen geeigneten Kompromiß zwischen Genauigkeit und Rechenaufwand für Optimierungsaufgaben dar. Im Vorderkantenbereich verdichten sich die Netzpunkte, um in diesem Bereich mit großer Krümmung die Kontur möglichst genau abzubilden. Daraus folgt eine hohe Qualität der Strömungslösung, weil diese Bereiche große Gradienten in den Strömungsgrößen aufweisen und somit besonders gut aufgelöst werden.

Der entwickelte Prozeß zur Generierung des aerodynamischen Oberflächennetzes ist die Basis für eine automatische und effiziente Netzdeformation des Volumennetzes innerhalb der Optimierung. Diese Netzdeformation des aerodynamischen Volumennetzes wird in Abschnitt 3.2.5 im Detail beschrieben. Weiterhin bleibt aufgrund der Netzdeformation die Anzahl der Netzpunkte im Optimierungsprozeß konstant. Dadurch kann die Rechenzeit einer Strömungssimulation für eine geometrisch geänderten Geometrie durch Weiterrechnen auf einer bereits vorliegenden konvergierten Strömungslösung signifikant reduziert werden. Zusätzlich erlaubt die Netzdeformation relativ große Geometrievariationen bei einem sehr geringen netzabhängigen Rauschen infolge der Geometrieänderung. Dieses netzabhängige Rauschen stellt einen numerischen Fehler in den Ergebnissen der Strömungssimulation dar, welcher aus den unterschiedlichen Netzen bei einer Geometrieänderung resultiert. Die Fähigkeit relativ große Geometrievariationen zu erlauben und gleichzeitig ein geringes netzabhängiges Rauschen aufzuweisen sind wesentliche Voraussetzungen für den Netzgenerierungs- und Netzdeformationsprozeß um genaue Optimierungsergebnisse zu erzielen.

Die Weiterentwicklung des Prozesses zur automatischen Generierung des aerodynamischen Oberflächennetzes war mit einem hohen Aufwand verbunden. Deshalb wurde sich bei der technischen Umsetzung der aerodynamischen Simulation vorerst auf die Flügel-Rumpf-Konfiguration beschränkt. Der gewählte Ansatz läßt sich auch auf komplexere Flugzeugkonfigurationen übertragen, wobei dann entsprechende Weiterentwicklungen erforderlich werden. Im Rahmen von oLAF ist eine Erweiterung der aerodynamischen Simulation um die Berücksichtigung des Triebwerks in Form einer Durchflußgondel erfolgt.

3.2.5 Netzdeformation

Die Netzdeformation des aerodynamischen Netzes stellt einen zentralen Bestandteil der entwickelten Prozeßkette dar. Dabei wird die Netzdeformation für folgende Aufgaben verwendet:

- Geometrievariation entsprechend der Entwurfsparameter,
- Vereinfachte Modellierung von Steuerflächenausschlägen und
- Strömungs-Struktur-Kopplung.

Für die Übertragung der Geometrieänderungen und Steuerflächenausschläge auf das Volumennetz wurde ein Modul in der FlowSimulator-Umgebung entwickelt. In Abbildung 3.15 wird dessen Ablauf im Detail dargestellt. Ausgehend vom Volumennetz der Basiskonfiguration erfolgt im ersten Schritt eine Extrahierung des zugehörigen Oberflächennetzes. Im zweiten Schritt werden die Verformungen aus den beiden strukturierten Oberflächennetzen von Basis- und Ziel-

konfiguration berechnet. Diese strukturierten Oberflächennetze weisen die gleiche Netztopologie und eine identische Anzahl an Netzknoten auf. Weiterhin liegen diese im „Nastran bulk data format“ vor und beinhalten neben den Oberflächenpunkten auch die zugehörigen Konnektivitäten, welche die entsprechenden Oberflächenelemente darstellen. Das „Nastran bulk data format“ wurde hier ausgewählt, weil der in der Prozeßkette verwendete Netzgenerator Pointwise dieses Format unterstützt und der FlowSimulator dieses Format direkt über eine bereits vorliegende Schnittstelle lesen kann. Im dritten Schritt werden die berechneten Verformungen auf das vom Volumennetz extrahierte Oberflächennetz interpoliert. Für diese Interpolation können folgende Verfahren gewählt werden:

- „Finite Interpolation Elements“ (FIE),
- „Moving Least Squares Interpolation“ (MLS) und
- „Nearest Neighbour Interpolation“ (NN).

Die genauesten Ergebnisse werden für die FIE-Interpolationsmethode [20] erwartet, weil hier auch die Oberflächennormalen berücksichtigt werden. Liegen die Verformungen als Punktwolke ohne die Information der Konnektivitäten vor, werden mit der MLS-Interpolationsmethode [21] bessere Ergebnisse gegenüber der NN-Interpolationsmethode erzielt. Mit der Interpolation der Verformungen auf das Oberflächennetz wird eine Unabhängigkeit zwischen der Generierung des Volumennetzes für die Basiskonfiguration und dem automatischen Prozeß zur Generierung der strukturierten Oberflächennetze erreicht. Die höchste Genauigkeit für die Interpolation der Verformungen wird erreicht, wenn das Volumennetz der Basiskonfiguration entsprechend Abschnitt 3.2.4 vom strukturierten Oberflächennetz ausgehend erstellt wird. Im vierten Schritt werden die Verformungen der Oberfläche auf das Volumennetz übertragen. Damit entspricht die Oberfläche im Volumennetz der Basiskonfiguration schon der entsprechenden Zielkonfiguration. Dieser Schritt ist notwendig, weil die anschließenden Steuerflächenausschläge hier vereinfacht durch eine Netzdeformation basierend auf der Geometrie der Zielkonfiguration berücksichtigt werden. Für die Berechnung der aus den Steuerflächenausschlägen resultierenden Oberflächenverformungen sind für jede Steuerfläche die Scharnierlinie, der Ausschlagswinkel und der Oberflächenmarker anzugeben. Die zusätzlich benötigten Daten werden aus dem zentralen Datenformat CPACS für den betrachteten Flugzustand bestimmt. Im fünften Schritt werden die aus den Steuerflächenausschlägen resultierenden Oberflächenverformungen berechnet und im sechsten Schritt auf das Volumennetz der Basiskonfiguration übertragen. Die Deformation des Volumennetzes erfolgt im siebten Schritt basierend auf den Oberflächenverformungen, welche aus der Geometrievariation und den Steuerflächenausschlägen resultieren. Für die Deformation des Volumennetzes können ein Verfahren basierend auf der Elastizitätsanalogie (EA) [22] oder ein Verfahren basierend auf radialen Basisfunktionen (RBF) [23] verwendet werden. Das Verfahren basierend auf der Elastizitätsanalogie (EA) erlaubt im Vergleich zum Verfahren basierend auf radialen Basisfunktionen (RBF) größere Verformungen des Netzes bis negative Zellvolumen auftreten. Die aufwendigere Berechnung des EA-Verfahrens wird durch eine hohe Parallelisierung weitgehend ausgeglichen.

In Abbildung 3.16 wird das Ergebnis der Volumennetzdeformation für eine Variation der Flügelgeometrie mit zusätzlichen Steuerflächenausschlägen dargestellt. Dabei kam das Verfahren basierend auf der Elastizitätsanalogie (EA) zum Einsatz, welches eine robuste räumliche Deformation unter einer möglichst guten Beibehaltung der Netzqualität des Ausgangsnetzes

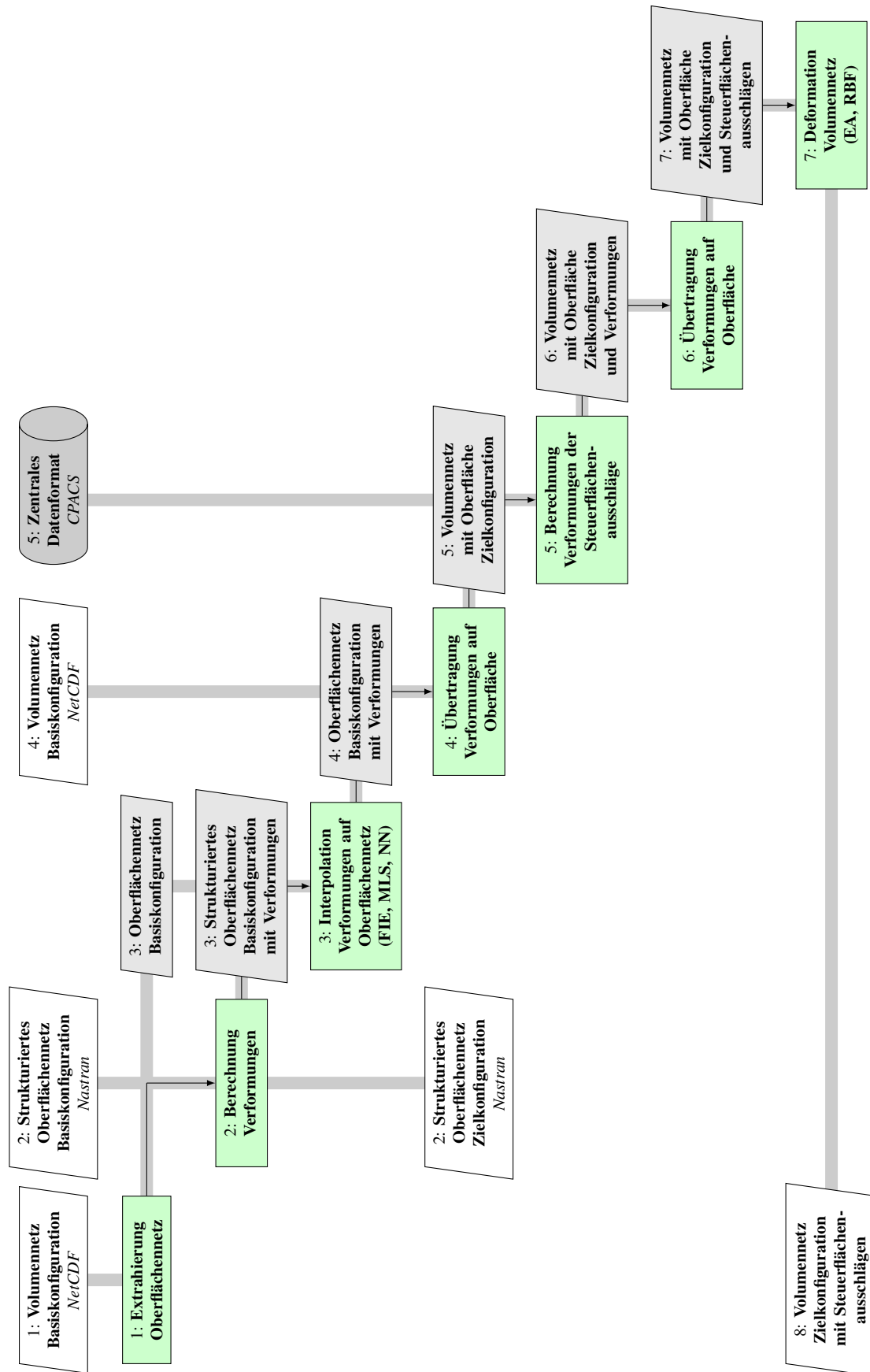


Bild 3.15: Ablaufdiagramm der Netzdeformation.

liefert. Dieses deformierte Volumennetz wird anschließend in der aerodynamischen Simulation verwendet und innerhalb der Strömungs-Struktur-Kopplung wiederholt verformt. Auf die in der Strömungs-Struktur-Kopplung verwendete Netzdeformation wird in Abschnitt 3.2.11 näher eingegangen.

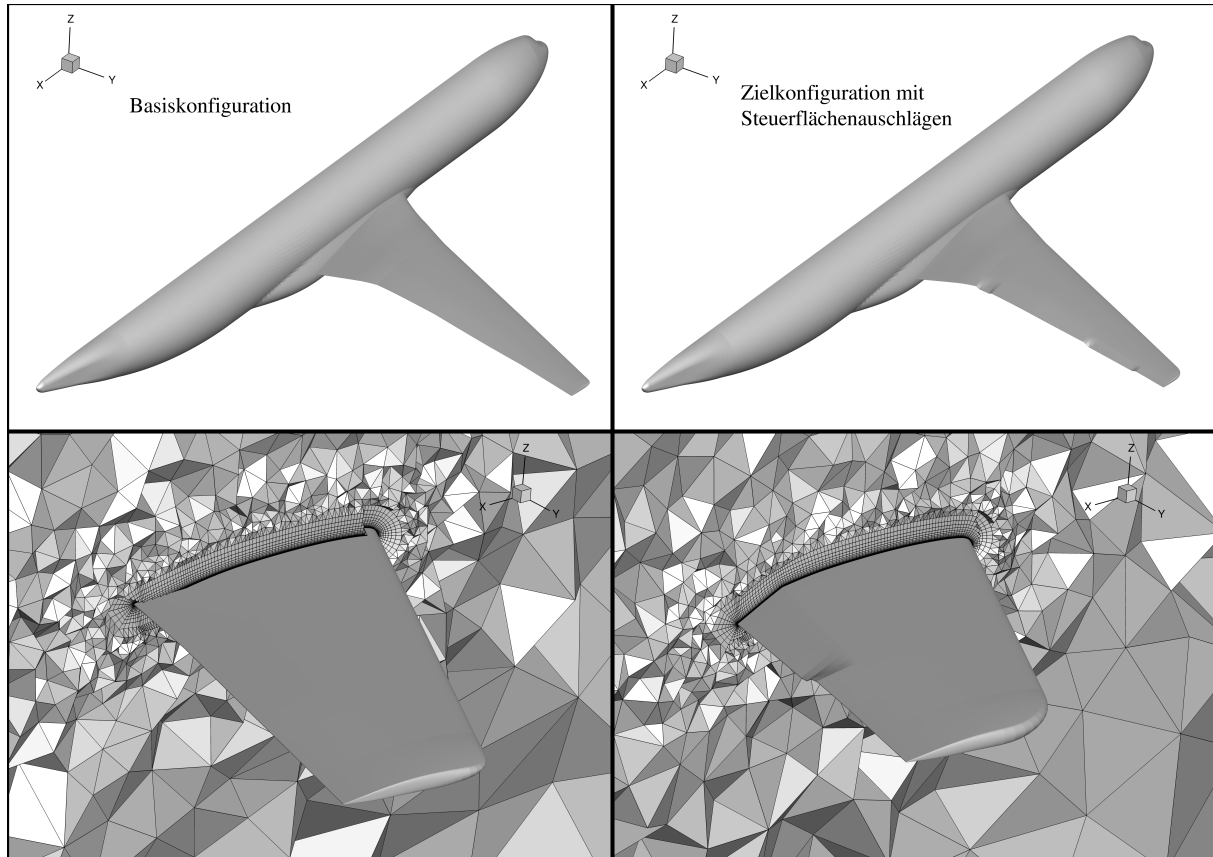


Bild 3.16: Netzdeformation mit Details an der Flügelspitze.

3.2.6 Aerodynamische Simulation

Für die aerodynamische Simulation soll ein hochgenaues Simulationsverfahren verwendet werden, welches den Einfluß von Geometrievariationen, Steuerflächenausschlägen und elastischen Verformungen des Flügels auf die aerodynamischen Beiwerte möglichst genau abbilden kann. Dabei sollen die im transsonischen Reiseflug auftretenden Verdichtungsstöße mit dem zugehörigen Wellenwiderstand und die Grenzen der Steuerflächenwirksamkeiten im Manöverflug aufgrund von Strömungsablösungen berücksichtigt werden.

Eine wichtige Randbedingung sind möglichst geringe Rechenzeiten unter Nutzung des zur Verfügung stehenden Großrechners CARA („Cluster for Advanced Research in Aerodynamics“). Deshalb werden die in Abschnitt 3.2.5 beschriebenen Techniken der Netzdeformation verwendet, um ein Weiterrechnen auf einer bereits konvergierter Strömungslösung zu ermöglichen. Durch diesen Ansatz konnte eine signifikante Reduzierung der Rechenzeit für die aerodynamische Simulation innerhalb der Prozeßkette erreicht werden.

Die Umströmung der betrachteten Flügel/Rumpf/Durchflussgondel-Konfiguration wird mit dem vom DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik entwickelten TAU-Code [24], [25], [26] für die verschiedenen Flugbedingungen simuliert. Mit diesem Verfahren werden die kompressiblen dreidimensionalen Reynolds-gemittelten Navier–Stokes-Gleichungen numerisch gelöst. Der TAU-Code ist ein etablierter Strömungslöser für aerodynamische Anwendungen im DLR, den Universitäten und in der Luftfahrtindustrie [27], [28], [29]. Der TAU-Code verwendet eine knoten-zentrierte duale Netz-Formulierung. Für die räumliche Auflösung wird eine Finite-Volumen-Methode mit einer Genauigkeit zweiter Ordnung und zentraler oder Aufwind-diskretisierung verwendet.

In der Prozeßkette wird die zentrale Diskretisierung und das modifizierte „SA-negativ“-Turbulenzmodell von Spalart–Allmaras [30] eingesetzt. Die Strömungssimulation wird dabei in der FlowSimulator-Umgebung [31] ausgeführt.

3.2.7 Strukturmodell

Die automatische Generierung des Strukturmodells erfolgt mit der Software DELiS („Design Environment for thin-walled Lightweight Structures“). Der Kern von DELiS ist ein parametrischer Modellgenerator der verschiedene Detaillierungsgrade unterstützt. In DELiS wird aus einem Datensatz im CPACS-Format ein abstraktes objektorientiertes Modell des Flugzeugs erzeugt. Dieses Modell beinhaltet alle für die Strukturmodellierung relevanten Informationen aus dem CPACS-Datensatz und ergänzt dies mit den für die finiten Elemente benötigten Daten. Durch die abstrakte und auf der finiten Elemente Methode basierte Strukturdefinition können Strukturmodelle für verschiedene Strukturlöser, wie MSC NastranTM und ANSYS[®] [32], erzeugt werden. In Abbildung 3.17 wird exemplarisch ein Strukturmodells eines Flügels gezeigt, welches unter Verwendung von DELiS aus einem Datensatz im CPACS-Format erzeugt wurde.

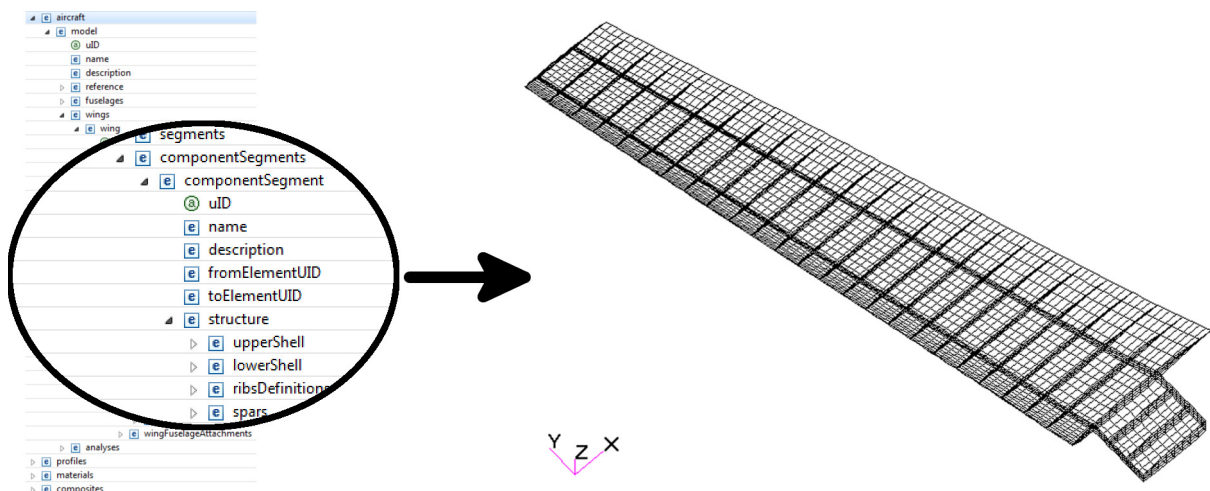


Bild 3.17: Generierung des Strukturmodells eines Flügels aus einem Datensatz im CPACS-Format unter Verwendung von DELiS.

Im Rahmen von AeroStruct wurde der Modellgenerator DELiS um die Modellierung der Kraftstoff- und Sekundärmassen erweitert. Dabei wurde besonders auf eine möglichst geringe

Rechenzeit geachtet. Eine Weiterentwicklung zur vereinfachten Modellierung des Rumpfes und des Triebwerks zur komponentenweisen Übertragung der aerodynamischen Lasten auf den Flügelkasten und eine Bereitstellung des Modellgenerators auf dem Großrechner CARA erfolgte in oLAF. Dies beinhaltete eine Modellierung der Lastenleitung von Triebwerk und Fahrwerk auf den Flügelkasten.

Für die Berücksichtigung der Kraftstoffmassen werden im CPACS-Datensatz die Kraftstofftanks durch die Referenzierung auf die den entsprechenden Tank begrenzenden Holme und Rippen definiert. Aus der Definition der Kraftstofftanks kann das vorhandene Volumen für jedes Rippenfeld berechnet werden. Dazu wird ein Hexaeder zwischen zwei benachbarten Rippen sowie den den Tank begrenzenden Holmen aufgespannt und das berechnete Volumen als geometrisch verfügbares Volumen angenommen. Das nutzbare Tankvolumen ergibt sich zum Beispiel nach Raymer [18] durch die Multiplikation des verfügbaren Tankvolumens mit einem Volumenfaktor von 0.85, welcher die Reduzierung des Tankvolumens durch nicht modellierte Einbauten (z.B. Kraftstoffpumpen), nicht nutzbaren Kraftstoff und Reserven für Wärmeausdehnungen berücksichtigt. Die Verteilung der in der Lastfalldefinition angegebenen Kraftstoffmasse auf die definierten Kraftstofftanks erfolgt vom äußersten Tank sukzessive nach innen. Diesem Enttankschema liegt die größtmögliche Reduzierung der resultierenden Lasten zugrunde.

In Abbildung 3.18 ist die Modellierung der Kraftstoffmasse über die resultierenden Kräfte zu erkennen. Dabei wird die im Mittelpunkt des Rippenfeldes angreifende und aus der Kraftstoffmasse resultierende Kraft aus der in der Lastfalldefinition angegebenen Beschleunigung berechnet. Eine Modellierung der Kraftstoffmasse über die resultierenden Kräfte erlaubt hierbei die Berücksichtigung verschiedener Betankungszustände in einem Strukturmodell.

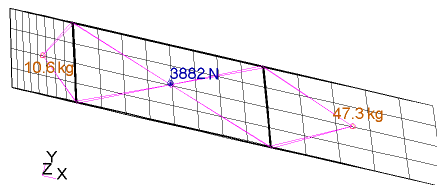


Bild 3.18: Rippenfeld mit Modellierung der Kraftstoffmasse über resultierende Kräfte und Modellierung der Sekundärmasse an Vorder- und Hinterkante des Flügels.

Die Hochauftriebssysteme an der Vorder- und Hinterkante des Flügels werden nicht explizit modelliert. Um den wesentlichen Beitrag der Massen dieser Flügelbereiche in der Struktursimulation zu berücksichtigen, wurde ein vereinfachtes Vorgehen aus dem Vorentwurf nach Torenbeek [33] verwendet. Dabei werden aus der Literatur bekannte statistische Werte für die Massenbelegung verschiedener Hochauftriebssysteme verwendet. Basierend auf diesen Werten für die Massenbelegungen und den projizierten Flächen der Vorder- und Hinterkanten werden die von der Flügelgeometrie abhängigen spannweitenigen Massenverteilungen für die Vorder- und Hinterkanten bestimmt und auf die einzelnen Rippenfelder übertragen.

Analog zur Modellierung der Kraftstoffmassen wird in Abbildung 3.18 die Modellierung der Sekundärmasse an Vorder- und Hinterkante des Flügels gezeigt. Die aus der Flügelgeometrie und der Massenbelegung der Vorder- bzw. Hinterkanten für das entsprechende Rippenfeld folgende Sekundärmasse wird als Massenpunkt modelliert. Diese Massenpunkte sind über RBE3-Elemente mit dem Vorder- bzw. Hinterholm verbunden.

3.2.8 Strukturanalyse und Dimensionierung

Mit dem strukturmekanischen Simulations- und Dimensionierungsprozeß sollen die elastischen Flügelverformungen möglichst genau abgebildet und die Flügelmasse bestimmt werden. Dabei resultieren die statischen aeroelastischen Verformungen des Flügels aus der Biege- und Torsionssteifigkeit des dimensionierten Flügelkastens. Die in der Dimensionierung zu berücksichtigenden Lasten sind dabei von der Flügelverformung abhängig. Mit der iterativen Einbeziehung des strukturmekanischen Simulations- und Dimensionierungsprozesses in die Prozeßkette werden die Wechselwirkungen von Strömung und Struktur abgebildet.

Die Modellierung der Flügelstruktur berücksichtigt die Faserverbundbauweise und stellt somit weitere Freiheitsgrade für die Flügeloptimierung zur Verfügung. Wie in Abschnitt 3.2.1 beschrieben werden der Lagenaufbau und die Orientierung des Laminates als globale Entwurfsparameter verwendet. Der strukturmekanische Simulations- und Dimensionierungsprozeß stellt einen iterativen Teilprozeß dar, welcher die Flügelmasse und die Einhaltung aller Randbedingungen wie Festigkeit und Stabilität als Konvergenzkriterien verwendet.

Die Strukturanalyse wird innerhalb dieses Prozesses zur Berechnung der lokalen Spannungen aus den aerodynamischen Kräften und den Trägheitskräften benötigt. Dazu wird das automatisch generierte Strukturmodell des Flügels und das kommerzielle Programm MSC NastranTM verwendet. Dabei kommt eine statisch-lineare Strukturanalyse zum Einsatz. Die strukturmekanische Simulation wird hier vom übergeordneten Dimensionierungsprozeß gesteuert.

Für die strukturmekanische Dimensionierung kommt das kommerzielle Programm HyperSizer[®] [34] zum Einsatz. Dabei werden die vom automatischen Strukturmodellgenerator DELiS regelbasiert erzeugten Optimierungsregionen verwendet. Diese Optimierungsregionen bilden die zu dimensionierenden Komponenten, welche zur Auswertung der Festigkeitskriterien und Variation verschiedener Strukturkonzepte betrachtet werden. Die Versteifungen der Schalenelemente werden hierbei nur auf Komponentenebene explizit betrachtet. Als Entwurfsparameter werden auf Komponentenebene die Hautdicke der Schale, die Höhe der Stringer und die Hautdicke der Stringer verwendet. Der Laminataufbau des Faserverbundmaterials wird entsprechend der Vorgabe vom globalen Optimierer übernommen und bleibt während des strukturmekanischen Dimensionierungsprozesses konstant.

Die Einhaltung der Festigkeitskriterien bildet mit den Werten aus Tabelle 3.2 eine Randbedingung für die in Abbildung 3.4 dargestellte Strukturdimensionierung. Für die Dimensionierung auf Komponentenebene werden strukturmekanische Kriterien für Festigkeit, Schadenstoleranz, globales Beulen und lokales Beulen berücksichtigt. Um realistische Ergebnisse im Hinblick auf die resultierende Flügelmasse und Steifigkeitsverteilung zu erhalten, sind nach Dähne et al. [35] mindestens die Kriterien für Festigkeit, globales Beulen und lokales Beulen zu verwenden. In der Prozeßkette werden strukturmekanische Kriterien für die maximale Dehnung, globales Beulen und lokales Beulen für die Dimensionierung der Haut und Versteifungselemente eingesetzt. Alle Kriterien werden bei Bruchlast („ultimate load“) ausgewertet. Die Schadenstoleranz wird hier mit dem Dehnungskriterium abgedeckt. Im Rahmen von oLAF werden für den Entwurf des Referenzflugzeugs (Phase 1) eine maximale Dehnung bei Bruchlast von $4500\mu\text{m}/\text{m}$ entsprechend dem heutigen Stand der Technik gewählt. Für den Entwurf des optimal lastadaptiven Flugzeugs werden zukünftige Strukturtechnologien und -konzepte mit Werten für die maximale Dehnung von $6100\mu\text{m}/\text{m}$ und Erlauben von lokalem Beulen bei Belastungen größer als „limit load“ betrachtet. Weiterhin werden Kriterien aus dem Herstellungsprozeß und dem operationellen Einsatz

wie minimale und maximale Werte für den Faseranteil in $0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ$ -Richtung, minimale und maximale Werte für die Stringerhöhe und minimale Hautdicken für Reparaturen berücksichtigt.

Mit dem entwickelten strukturmekanischen Dimensionierungsprozeß werden somit die Materialdicken entsprechend der gewählten Festigkeitskennwerte dimensioniert.

3.2.9 Bestimmung der Flügelmasse

Die Gesamtmasse des Flügels setzt sich aus den Massen des Flügelkastens, der Fahrwerksanbindung, des Pylonanschlusses und den Sekundärmassen des Flügels zusammen. Dabei beinhalten die Sekundärmassen die Masse der Hochauftriebssysteme an der Vorder- und Hinterkante, die Masse der Spoiler und zusätzliche Massen von Farbe, Verkleidungen für Treibstoffpumpen und anderer Strukturteile.

In Tabelle 3.5 werden die hier verwendeten Bestandteile der Flügelmasse und deren Bestimmung angegeben.

Bezeichnung	Bestimmung	Werte in oLAF	Ref.
Flügelkasten	$1.25 \cdot m_{W,box,FEM}$	aus Strukturdimensionierung	[36]
Vorderkanten	30 kg/m^2	aus Strukturmodellgenerator	[37], [38]
Hinterkanten	50 kg/m^2	aus Strukturmodellgenerator	[37], [38]
Spoiler	12 kg/m^2	200 kg	[39]
Fahrwerksanbindung	$1.0474 \cdot S^{1.2299}$	1600 kg	[39]
Pylonanschluß	$0.025 \cdot (1 + 0.2 \cdot n_{Eng}) \cdot m_{Eng}$	250 kg	[38]
Farbe	$0.5351 \cdot S^{0.8748}$	100 kg	[39]
Verschiedenes	$7.5214 \cdot S^{0.6527}$	400 kg	[39]

Tabelle 3.5: Bestandteile der Flügelmasse und deren Bestimmung.

Die Masse des Flügelkastens wird aus dem dimensionierten Strukturmodell (FEM-Modell) bestimmt und anschließend mit einem Korrekturfaktor von 1.25 multipliziert. Mit diesem Korrekturfaktor wird die im idealisierten Strukturmodell des Flügelkastens nicht enthaltene Strukturmasse berücksichtigt, um eine realistische Flügelmasse bei der Auswertung der Zielfunktion zu verwenden. Die Massen der Hochauftriebssysteme an der Vorder- und Hinterkante werden aus den vorgegebenen Massenbelegungen und den aus dem Flügelgrundriß resultierenden Flächen der Vorder- und Hinterkanten berechnet. Alle anderen Sekundärmassen werden als konstante Werte vorgegeben.

3.2.10 Bestimmung der Leitwerksmasse

Die Massen des Höhen- und Seitenleitwerks werden basierend auf Ihrer Größe abgeschätzt. Dazu wird ein fester Wert für die Masse pro exponierter Leitwerksfläche verwendet. Dieser Wert wird von der Referenzkonfiguration aus dem DLR-Projekt VicToria übernommen.

Für die Bestimmung der Masse des Höhenleitwerks wird folgende Formel verwendet:

$$m_{HTP} = \frac{m_{HTP}}{S_{exp,HTP}} \frac{S_{exp,HTP}}{S_{HTP}} S_{HTP} \quad (3.16)$$

$$\text{mit } \frac{m_{HTP}}{S_{exp,HTP}} = 32.817 \text{ kg/m}^2 \quad \text{und} \quad \frac{S_{exp,HTP}}{S_{HTP}} = 0.925$$

Der Masse des Seitenleitwerks wird analog dazu mit folgender Formel bestimmt:

$$m_{VTP} = \frac{m_{VTP}}{S_{exp,VTP}} \frac{S_{exp,VTP}}{S_{VTP}} S_{VTP} \quad (3.17)$$

$$\text{mit } \frac{m_{VTP}}{S_{exp,VTP}} = 32.895 \text{ kg/m}^2 \quad \text{und} \quad \frac{S_{exp,VTP}}{S_{VTP}} = 0.975$$

Mit diesem vereinfachten Ansatz wird der Haupteffekt der Massenänderung des Leitwerks infolge der in Abschnitt 3.2.2 beschriebenen Leitwerksauslegung berücksichtigt.

3.2.11 Strömungs-Struktur-Kopplung

Der Prozeß der „aeroelastischen Analyse mit Strukturdimensionierung und Trimmung“ in Abbildung 3.3 beinhaltet die Schleife der Strömungs-Struktur-Kopplung. Dabei beinhaltet jede der parallel ausgeführten aeroelastischen Analysen folgende für die Strömungs-Struktur-Kopplung relevanten Schritte:

1. Parallele Berechnung der aerodynamischen Lasten auf dem aerodynamischen Netz für jeden Flugzustand,
2. Parallele Interpolation der Lasten vom aerodynamischen Oberflächennetz auf das Strukturmodell,
3. Ausführen der Strukturdimensionierung nachdem die Lasten aller Flugzustände verfügbar sind,
4. Berechnung der Verformungen für die dimensionierte Struktur für jeden Flugzustand und
5. Parallele Verformung des aerodynamischen Volumennetzes basierend auf den Strukturverformungen für jeden Flugzustand.

Anschließend wiederholt sich der iterative Prozeß bis zum Erreichen des statischen aeroelastischen Gleichgewichts. Im 2. Schritt wird die klassische „nearest-neighbour-search“-Methode [40] für die Interpolation verwendet. Damit wird ein Gleichgewicht der Kräfte auf Strömungs- und Strukturseite gewährleistet. Der geringe Fehler beim Gleichgewicht der Momente ist hier vernachlässigbar. Im 5. Schritt wird eine schnelle und robuste Netzdeformationsmethode verwendet, welche auf einer Interpolationsmethode für verstreute Daten unter Verwendung von radialen Basisfunktionen basiert. Dabei wird aus der Strukturverformung ein Volumenspline bestimmt, mit dem die Verschiebung aller Netzpunkte des aerodynamischen Volumennetzes parallel berechnet wird. In der Veröffentlichung von Barnewitz [23] wird diese Methode im Detail beschrieben.

Die verwendeten Interpolations- und Netzdeformationsroutinen der Strömungs-Struktur-Kopplung werden in der FlowSimulator-Umgebung bereitgestellt und über eine in AeroStruct entwickelte Programmschnittstelle gesteuert. Der FlowSimulator [31] wurde speziell für hochgradig parallelisierte multidisziplinäre Simulationen unter Verwendung hochgenauer Verfahren

entworfen und wird gemeinsam von Airbus, ONERA, DLR und den Universitäten entwickelt. Den Kern des FlowSimulators bildet eine in C++ implementierte Ebene, welche parallelisierte Datencontainer mit den zugehörigen Zugriffsmethoden bereitstellt und somit eine Umgebung zum effizienten Datenaustausch zwischen den involvierten Prozeßkomponenten auf Speicherebene bereitstellt. Eine in Python implementierte übergeordnete Programmebene wurde eingeführt, welche dem Anwender eine einfache Schnittstelle zur Erstellung komplexer multidisziplinärer Prozeßketten [41] bereitstellt.

In oLAF wurde die Strömungs-Struktur-Kopplung weiterentwickelt, um eine komponentenbasierte Übertragung der Lasten und Deformationen zu ermöglichen. Diese Weiterentwicklung war Voraussetzung für eine physikalisch korrekte Übertragung der Flügelverformungen unter Berücksichtigung einer entsprechenden Verschiebung der Durchflussgondel ohne diese unrealistisch zu deformieren. Es erfolgte zusätzlich eine Erweiterung der Relaxation auf Basis der Deformationen, welche eine Variation des Relaxationsfaktors in Abhängigkeit der Strömungs-Struktur-Kopplungsiteration erlaubt. Dies ermöglicht eine feinere Anpassung des Relaxationsfaktors an den Anwendungsfall und kann zur Steigerung der Robustheit und Reduzierung des Rechenaufwands bei hochflexiblen Flügeln eingesetzt werden.

Für die Anwendung der Prozeßkette zur multidisziplinären Flügeloptimierung werden für den iterativen Prozeß der Strömungs-Struktur-Kopplung die in Tabelle 3.6 angegebenen Konvergenzkriterien verwendet.

Größe		Konvergenzkriterium
Gleitzahl im Entwurfsunkt	L/D	$\frac{\Delta(L/D)}{L/D} \leq 0.001$
Flügelmasse	m_W	$\frac{\Delta m_W}{m_W} \leq 0.005$
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(R m_P)$	$\frac{\Delta(m_F/(R m_P))}{m_F/(R m_P)} \leq 0.002$

Tabelle 3.6: Verwendete Abbruchkriterien der Strömungs-Struktur-Kopplung.

Die angegebenen Werte stellen einen geeigneten Kompromiß zwischen Genauigkeit und Rechenzeit für Flügeloptimierungen mit relativ großen Geometrievariationen dar. Bei der Anwendung der Prozeßkette werden in der Regel 4-8 Iterationen der Strömungs-Struktur-Kopplung n_{cpt} bis zur Konvergenz benötigt. In Abbildung 3.19 wird ein Beispiel für die Konvergenz der Strömungs-Struktur-Kopplung mit den verwendeten Abbruchkriterien als Fehlerbalken gezeigt.

Die starke Abnahme des Flügelmassenverhältnisses m_W/m_{MTO} im ersten Iterationsschritt ist mit dem aeroelastischen Effekt der Biege-Torsions-Kopplung beim rückwärts gepfeilten Flügel zu erklären. Mit zunehmender Biegeverformung des Flügels verschiebt sich der Auftrieb zum Innenflügel hin und führt deshalb zu einer geringeren strukturellen Belastung der tragenden Struktur. Weiterhin zeigt Abbildung 3.19 eine Zunahme der Gleitzahl L/D unter Reiseflugbedingungen. Dies ist mit den resultierenden Flügelverformungen zu begründen. Die Konvergenz des Kraftstoffverbrauchs $m_F/(R m_P)$, welcher die Zielfunktion der multidisziplinären Optimierung darstellt, wird hier schon nach 2 Iterationen erreicht. Auch die Gleitzahl L/D und das Flügelmassenverhältnis m_W/m_{MTO} sind bei den gewählten Konvergenzkriterien schon nach 2 Iterationen konvergiert. Neben dem gewählten Konvergenzkriterium wird eine Mindestanzahl von 4 Iterationen für die Strömungs-Struktur-Kopplung vorgegeben. Diese Mindestanzahl an Iterationen wird gefordert, weil das variable Konvergenzkriterium des iterativen Strukturanalyse

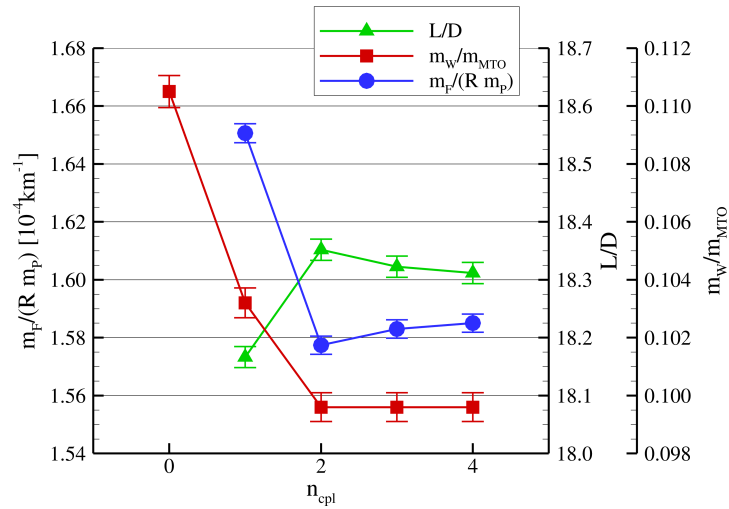


Bild 3.19: Konvergenz der Strömungs-Struktur-Kopplung mit den verwendeten Abbruchkriterien als Fehlerbalken.

und -dimensionierungsprozesses erst ab der 3 Iteration der Strömungs-Struktur-Kopplung auf einen ausreichend genauen Wert gesetzt wird. An dem Konvergenzverlauf in Abbildung 3.19 wird auch deutlich, dass eine Überprüfung verschiedener disziplinärer Konvergenzkriterien sinnvoll ist. Somit wird eine Vergleichbarkeit der Ergebnisse der einzelnen Analysen des Flügels in der Optimierung garantiert.

3.2.12 Triebwerksmodell

Das Triebwerk soll hier vereinfacht durch einen analytischen Zusammenhang des spezifischen Kraftstoffverbrauchs von den Flugbedingungen modelliert werden. Für Untersuchungen im Konzeptentwurf kann nach Mattingly, Heiser und Pratt [42] eine Abhängigkeit des spezifischen Kraftstoffverbrauchs von der Mach-Zahl Ma und der Temperatur θ vereinfacht durch folgende Formel bestimmt werden:

$$TSFC = \frac{C_1 + C_2 Ma}{g} \sqrt{\frac{\theta}{\theta_{SL}}} \quad (3.18)$$

Diese Formel beschreibt den Einfluß der Flugbedingungen auf den spezifischen Kraftstoffverbrauch für ein gegebenes Triebwerk. Die Abhängigkeit des spezifischen Kraftstoffverbrauchs von den Flugbedingungen soll in den weiteren Betrachtungen zur Bestimmung der Flugleistung im Reiseflug berücksichtigt werden.

Ausgehend von der einfachen Abschätzung des spezifischen Kraftstoffverbrauchs entsprechend Gleichung 3.18 und dem im Rahmen von oLAF erzeugten Triebwerkskennfeld wurden die Konstanten C_1 und C_2 bestimmt. Das Triebwerk repräsentiert ein generisches dreiwelliges Turbofantriebwerk mit Getriebe und hohem Nebenstromverhältnis (Getriebefan) in der Schubklasse von 330kN [43]. Die zugrundeliegenden Kreisprozeßparameter und Technologien orientieren sich dabei an einer Indienststellung im Jahr 2025.

In Abbildung 3.20 ist der spezifische Kraftstoffverbrauch $TSFC$ in Abhängigkeit von der Mach-Zahl Ma und Flughöhe H für das analytische Triebwerksmodell dargestellt. In Tabelle 3.7 sind die Kennwerte des Triebwerks angegeben. Der Einfluß der Triebwerksinstallation auf den spezifischen Kraftstoffverbrauch wird hier vernachlässigt.

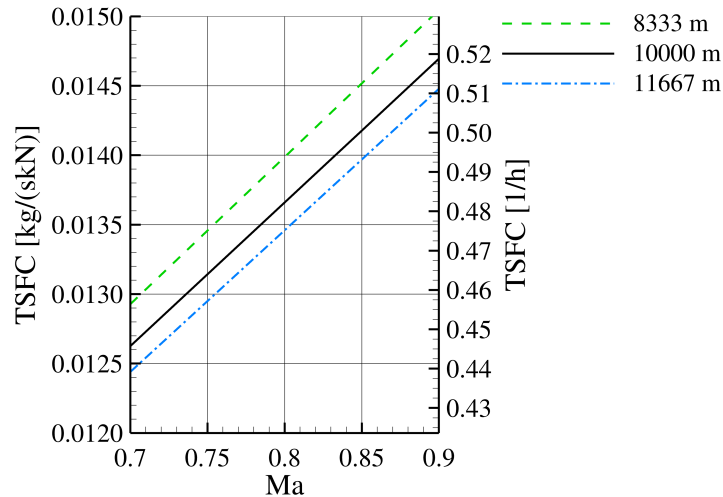


Bild 3.20: Spezifischer Kraftstoffverbrauch in Abhängigkeit von der Mach-Zahl und Flughöhe für das analytische Triebwerksmodell.

	Bezeichnung	Wert	Referenz
Triebwerkstyp	oLAF-Getriebefan	-	[43]
Schubklasse	T_{TO}	330 kN	[43]
Triebwerksmasse	m_{Eng}	8520 kg	[43]
Spezifischer Kraftstoffverbrauch ($Ma = 0.83$ und $H = 11.7$ km)	$TSFC$	$0.0138 \text{ kg}/(\text{s} \cdot \text{kN}) \cong 0.486 \text{ h}^{-1}$	-
Konstanten	C_1	0.216 h^{-1}	-
Triebwerksmodell	C_2	0.415 h^{-1}	-

Tabelle 3.7: Kennwerte des Triebwerks.

3.2.13 Trimmung

Für einen getrimmten Flugzustand sind alle am Flugzeug angreifenden Kräfte und Momente im Gleichgewicht. Dieser getrimmte Flugzustand wird über Steuerflächenausschläge und die Einstellung des Triebwerksschubs erreicht. In Abbildung 3.21 werden die Kräfte und Momente für die Längsbewegung dargestellt.

Die Trimmung der betrachteten Flugzustände mit dem Höhenleitwerk und dem Triebwerksschub soll in der Prozeßkette mit einer vereinfachten Modellierung erfolgen. Diese Modellierung

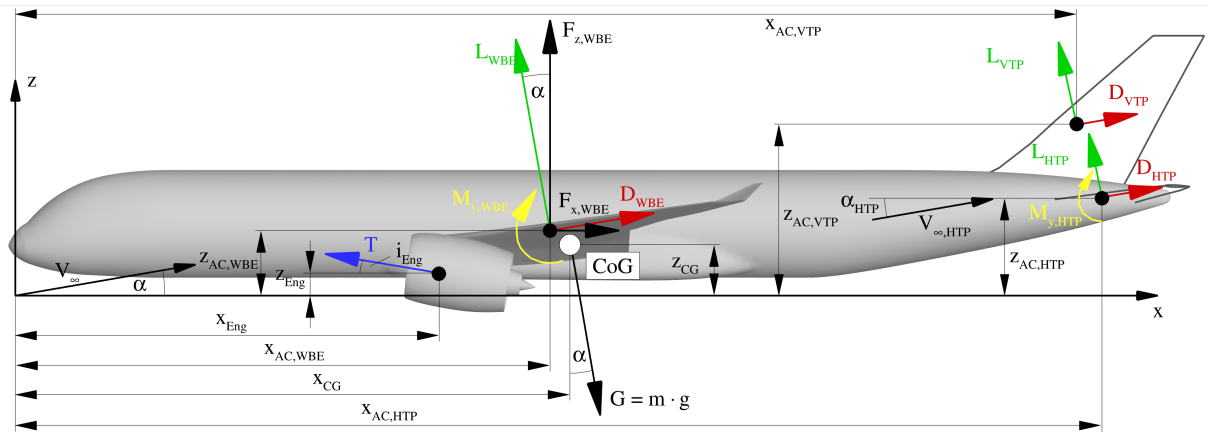


Bild 3.21: Am Flugzeug angreifende Kräfte und Momente.

soll die Haupteffekte erfassen, ohne das Leitwerk in die Strömungssimulation zu integrieren. Das Triebwerk soll hier als Durchflussgondel modelliert werden, um auf eine Kopplung des Massenstroms zwischen Triebwerkseinlauf und Düse verzichten zu können. Für eine realistische Bestimmung der Flugleistung unter Reiseflugbedingungen ist eine möglichst genaue Vorhersage der Gleitzahl notwendig. Mit der Berücksichtigung der Trimmung des Flugzeugs werden Auftrieb und Widerstand und somit die Gleitzahl beeinflusst.

Für den getrimmten Horizontalflug gelten entsprechend den Bezeichnungen in Abbildung 3.21 folgende Gleichungen:

$$\sum_i F_{x,i} = F_{x,WBE} + F_{x,HTP} + F_{x,VTP} + F_{x,res} - (T + T_{res}) \cos i_{Eng} + m g \sin \alpha = 0 \quad (3.19)$$

$$\sum_i F_{z,i} = F_{z,WBE} + F_{z,HTP} + F_{z,VTP} + F_{z,res} + (T + T_{res}) \sin i_{Eng} - m g \cos \alpha = 0 \quad (3.20)$$

$$\begin{aligned} \sum_i M_{y,i} = & -(x_{AC,WBE} - x_{CG}) F_{z,WBE} + (z_{AC,WBE} - z_{CG}) F_{x,WBE} \\ & - (x_{AC,HTP} - x_{CG}) F_{z,HTP} + (z_{AC,HTP} - z_{CG}) F_{x,HTP} \\ & - (x_{AC,VTP} - x_{CG}) F_{z,VTP} + (z_{AC,VTP} - z_{CG}) F_{x,VTP} \\ & - (x_{Eng} - x_{CG}) (T + T_{res}) \sin i_{Eng} - (z_{Eng} - z_{CG}) (T + T_{res}) \cos i_{Eng} \\ & + M_{y,WBE} + \underbrace{M_{y,HTP}}_{\approx 0} = 0 \end{aligned} \quad (3.21)$$

Dabei werden die Kräfte der restlichen Komponenten $F_{x,res}$ und $F_{z,res}$ zusätzlich hinzugefügt. Diese Kräfte beinhalten den aerodynamischen Widerstand von Pylon und weiteren aerodynamischen Verkleidungen und werden als im Schwerpunkt angreifend angenommen. Weiterhin wird bei der Modellierung des Triebwerks als Durchflussgondel eine Korrektur der in Schubrichtung angreifenden Kräfte in Form eines Restschubes T_{res} eingeführt, welcher den Widerstand der inneren Triebwerksbauteile berücksichtigt. In Beiwertschreibweise ergeben sich daraus folgende Gleichungen:

$$\sum_i C_{Fx,i} = C_{Fx,WBE} + \eta_{HTP} \frac{S_{HTP}}{S} C_{Fx,HTP} + \frac{S_{VTP}}{S} C_{Fx,VTP} + C_{D,res} \cos \alpha \quad (3.22)$$

$$- (C_T + C_{T,res}) \cos i_{Eng} + \frac{mg}{q_\infty S} \sin \alpha = 0$$

$$\sum_i C_{Fz,i} = C_{Fz,WBE} + \eta_{HTP} \frac{S_{HTP}}{S} C_{Fz,HTP} + \frac{S_{VTP}}{S} C_{Fz,VTP} + C_{D,res} \sin \alpha \quad (3.23)$$

$$+ (C_T + C_{T,res}) \sin i_{Eng} - \frac{mg}{q_\infty S} \cos \alpha = 0$$

$$\sum_i C_{My,i} = - \frac{x_{AC,WBE} - x_{CG}}{c_{MAC}} C_{Fz,WBE} + \frac{z_{AC,WBE} - z_{CG}}{c_{MAC}} C_{Fx,WBE} \quad (3.24)$$

$$- \eta_{HTP} \frac{S_{HTP}}{S} \frac{x_{AC,HTP} - x_{CG}}{c_{MAC}} C_{Fz,HTP} + \eta_{HTP} \frac{S_{HTP}}{S} \frac{z_{AC,HTP} - z_{CG}}{c_{MAC}} C_{Fx,HTP}$$

$$- \frac{S_{VTP}}{S} \frac{x_{AC,VTP} - x_{CG}}{c_{MAC}} C_{Fz,VTP} + \frac{S_{VTP}}{S} \frac{z_{AC,VTP} - z_{CG}}{c_{MAC}} C_{Fx,VTP}$$

$$- \frac{x_{Eng} - x_{CG}}{c_{MAC}} (C_T + C_{T,res}) \sin i_{Eng} - \frac{z_{Eng} - z_{CG}}{c_{MAC}} (C_T + C_{T,res}) \cos i_{Eng}$$

$$+ C_{My,WBE} + \underbrace{\eta_{HTP} \frac{S_{HTP}}{S} C_{My,HTP}}_{\approx 0} = 0$$

$$\text{mit } C_T = \frac{T}{q_\infty S}, \quad C_{T,res} = \frac{T_{res}}{q_\infty S} \quad \text{und} \quad \eta_{HTP} = \frac{q_{\infty,HTP}}{q_\infty}$$

Aus dem Kräftegleichgewicht in x-Richtung und dem Kräftegleichgewicht in z-Richtung entsprechend der Gleichungen 3.22 und 3.23 kann der Schubbeiwert C_T folgendermaßen bestimmt werden:

$$C_T = \frac{C_{D,WBE} + \eta_{HTP} \frac{S_{HTP}}{S} C_{D,HTP} + \frac{S_{VTP}}{S} C_{D,VTP} + C_{D,res}}{\cos i_{Eng} \cos \alpha + \sin i_{Eng} \sin \alpha} - C_{T,res} \quad (3.25)$$

Dabei wurde der Abwind am Höhenleitwerk in dieser vereinfachten Betrachtung vernachlässigt. Der Auftriebsbeiwert des Höhenleitwerks $C_{L,HTP}$ folgt aus dem Momentengleichgewicht um den Schwerpunkt (CoG):

$$\begin{aligned}
 C_{L,HTP} = & \left(-\frac{x_{AC,WBE} - x_{CG}}{c_{MAC}} C_{Fz,WBE} + \frac{z_{AC,WBE} - z_{CG}}{c_{MAC}} C_{Fx,WBE} + C_{My,WBE} \right. \\
 & - \left(\frac{x_{Eng} - x_{CG}}{c_{MAC}} \sin i_{Eng} + \frac{z_{Eng} + z_{CG}}{c_{MAC}} \cos i_{Eng} \right) (C_T + C_{T,res}) \\
 & + \eta_{HTP} \frac{S_{HTP}}{S} \left(\frac{z_{AC,HTP} - z_{CG}}{c_{MAC}} \cos \alpha - \frac{x_{AC,HTP} - x_{CG}}{c_{MAC}} \sin \alpha \right) C_{D,HTP} \\
 & + \frac{S_{VTP}}{S} \frac{z_{AC,VTP} - z_{CG}}{c_{MAC}} C_{D,VTP} \Bigg) \\
 & / \left(\eta_{HTP} \frac{S_{HTP}}{S} \left(\frac{x_{AC,HTP} - x_{CG}}{c_{MAC}} \cos \alpha + \frac{z_{AC,HTP} - z_{CG}}{c_{MAC}} \sin \alpha \right) \right)
 \end{aligned} \tag{3.26}$$

Der entsprechende Widerstandsbeiwert des Höhenleitwerks $C_{D,HTP}$ wird hier vereinfacht mit folgender Formel abgeschätzt:

$$\begin{aligned}
 C_{D,HTP} &= C_{D0,HTP} + \frac{C_{L,HTP}^2}{\pi e_{HTP} A_{HTP}} \quad \text{mit} \\
 C_{D0,HTP} &= FF_{HTP} \frac{S_{w,HTP}}{S_{HTP}} C_{f,HTP} \quad \text{und} \\
 C_{f,HTP} &= \frac{0.455}{(\log_{10} Re_{HTP})^{2.58} (1 + 0.144 (\eta_{HTP} Ma)^2)^{0.65}}
 \end{aligned} \tag{3.27}$$

Mit dieser Abschätzung werden die Wechselwirkungen von Flügel und Höhenleitwerk auf den induzierten Widerstand der Gesamtkonfiguration vernachlässigt. Diese Vereinfachung findet man in der Literatur im Bereich des Konzeptentwurfs z. B. von Nicolai [44].

Die Abschätzung des Widerstandsbeiwerts des Seitenleitwerks $C_{D,VTP}$ erfolgt hier mit folgender Formel:

$$\begin{aligned}
 C_{D,VTP} &= C_{D0,VTP} \quad \text{mit} \\
 C_{D0,VTP} &= FF_{VTP} \frac{S_{w,VTP}}{S_{VTP}} C_{f,VTP} \quad \text{und} \\
 C_{f,VTP} &= \frac{0.455}{(\log_{10} Re_{VTP})^{2.58} (1 + 0.144 Ma^2)^{0.65}}
 \end{aligned} \tag{3.28}$$

Die Gleichung 3.25 zur Bestimmung des Schubbeiwerts C_T und die Gleichung 3.27 zur Abschätzung des Widerstandsbeiwerts des Höhenleitwerks $C_{D,HTP}$ werden iterativ gelöst. Als Abbruchkriterium wird eine Genauigkeit bei der Berechnung des Widerstandsbeiwerts des Höhenleitwerks von $\Delta C_{D,HTP} = 1 \cdot 10^{-6}$ verwendet.

3.2.14 Flugmissionen und Zielfunktion

Für die Auswertung der Zielfunktion werden verschiedene Flugmissionen betrachtet („multi-mission design“). Als Zielfunktion wird der kombinierte Kraftstoffverbrauch aus diesen Flugmissionen verwendet:

$$F(\vec{x}) = \sum_i w_i \left(\frac{m_F}{R m_P} \right)_i \quad (3.29)$$

Der kombinierte Kraftstoffverbrauch wird dabei aus einer entsprechenden Gewichtung der Kraftstoffverbräuche der betrachteten Flugmissionen berechnet. Die Gewichtung orientiert sich an der erwarteten relativen Häufigkeit der Flugmissionen im Flugbetrieb.

Für die Modellierung der Flugmissionen wird ein einfaches Modell verwendet. In der Literatur findet man solche Modelle im Bereich des Konzeptentwurfs z. B. von Raymer [18] oder Roskam [45].

In der vorliegenden Prozeßkette wird jede Flugmission durch fünf Segmente abgebildet. Tabelle 3.8 gibt einen Überblick über diese Missionssegmente und die entsprechenden Massenverhältnisse. Dabei beschreiben die Massenverhältnisse die Verhältnisse der Flugzeugmasse am Ende gegenüber dem Anfang des betrachteten Missionssegments infolge der abnehmenden Kraftstoffmasse. Mit Ausnahme des Reiseflugsegments sind die Massenverhältnisse für alle anderen Segmente als Nebenbedingungen des Optimierungsproblems vorzugeben.

Nr.	Missionssegment	Massenverhältnis	Referenz
1	Rollen und Start	$m_1/m_0 = 0.997$	[46]
2	Steigflug	$m_2/m_1 = 0.981$	[46]
3	Reiseflug	$m_3/m_2 =$ mit Prozeßkette	
4	Sink- und Landeanflug	$m_4/m_3 = 0.998$	[46]
5	Landung and Rollen	$m_5/m_4 = 0.997$	[46]

Tabelle 3.8: Missionssegmente und Massenverhältnisse.

Für das Reiseflugsegment wird eine konstante Mach-Zahl ($Ma = konst.$) und ein konstanter Auftriebsbeiwert ($C_L = konst.$) angenommen. Daraus ergibt sich unter Berücksichtigung von Gleichung 3.18 entsprechend den Ausführungen in [47] folgende Formel für die Reichweite im Reiseflug:

$$R_{23} = \sqrt{\kappa R \theta_{SL}} \frac{Ma}{C_1 + C_2 Ma} \frac{L}{D} \ln \frac{m_2}{m_3} \quad (3.30)$$

Der Herleitung dieser Reichweitenformel liegt die Annahme zugrunde, daß die Gleitzahl L/D nur von der Mach-Zahl und dem Auftriebsbeiwert abhängt und folglich ebenfalls konstant ist. Die gewählte Flugbedingung entspricht somit ebenfalls einem Reiseflug mit konstanter Mach-Zahl ($Ma = konst.$) und konstanter Gleitzahl ($L/D = konst.$). Aus der parallelen aeroelastischen Analyse mit Strukturdimensionierung mit Trimmung folgen die Gleitzahlen für die verschiedenen Flugmissionen. Für die Übertragung der numerischen Simulationsergebnisse auf das Gesamtflugzeug werden folgende Annahmen vorausgesetzt:

Erstens wird der Abwindwinkel am Höhenleitwerk bei der Bestimmung des Auftriebs- und Widerstandsbeiwerts am Höhenleitwerk vernachlässigt. Dies bedeutet, dass die am Höhenleitwerk betrachteten Beiwerte im aerodynamischen Koordinatensystem des Flugzeugs bestimmt werden.

Zweitens wird ein konstanter Widerstandsbeiwert für den Triebwerkspylon und weitere Anbauteile (hier als $C_{D,res}$ bezeichnet) angenommen. Die Summe der Widerstandsbeiwerte von Flügel,

Rumpf und Durchflussgondel $C_{D,WBE}$ resultiert aus der Strömungssimulation und beinhaltet Anteile aus Druck und Reibung. Die Widerstände von Höhen- und Seitenleitwerk werden mit den Gleichungen 3.27 und 3.28 bestimmt. Unter Berücksichtigung dieser Annahmen wird die aerodynamische Leistung in Form der Gleitzahl mit folgender Formel berechnet:

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{\overbrace{C_{L,WBE} + C_{L,HTP}}^{\text{Strömungssimulation}} + (C_T + \overbrace{C_{T,res}}^{=konst.}) \sin(\alpha + i_{Eng})}{\underbrace{C_{D,WBE} + C_{D,HTP} + C_{D,VTP}}_{\text{Strömungssimulation}} + \underbrace{C_{D,res}}_{=konst.} - \underbrace{C_{T,res}}_{=konst.} \cos(\alpha + i_{Eng})} \quad (3.31)$$

Neben der aerodynamischen Leistung ist die Flügelmasse in der Zielfunktion zu berücksichtigen. Dazu wird die Startmasse m_0 als Summe aus der Strukturmasse ohne Flügel und Leitwerk m_{Res} , der Flügelmasse m_W , der Höhenleitwerksmasse m_{HTP} , der Seitenleitwerksmasse m_{VTP} , der Nutzlast m_P , der Kraftstoffmasse m_F und der Reservekraftstoffmasse $m_{F,res}$ entsprechend folgender Formel betrachtet:

$$m_0 = \overbrace{m_{Res} + m_W + m_{HTP} + m_{VTP}}^{\text{Betriebsleermasse } m_{OE}} + m_P + m_F + m_{F,res} \quad (3.32)$$

$$\Rightarrow \frac{m_0}{m_{MTO}} = \frac{m_{Res}}{m_{MTO}} + \frac{m_W + m_{HTP} + m_{VTP}}{m_{MTO}} + \frac{m_P}{m_0} \frac{m_0}{m_{MTO}} + \frac{m_F}{m_0} \frac{m_0}{m_{MTO}} \left(1 + \frac{m_{F,res}}{m_F} \right)$$

Die maximale Startmasse m_{MTO} wird hier als konstant angenommen und von der Ausgangskonfiguration übernommen. Entsprechend den Ausführungen in [47] werden auch das Strukturmassenverhältnisses ohne Flügel und Leitwerk m_{Res}/m_{MTO} und der Reservekraftstoffanteil $m_{F,res}/m_F$ als konstant angenommen. Wie in Abschnitt 3.2.9 beschrieben, folgt die Flügelmasse m_W aus der parallelen aeroelastischen Analyse mit Strukturdimensionierung und Trimmung. Die Massen von Höhenleitwerk m_{HTP} und Seitenleitwerk m_{VTP} werden entsprechend den Ausführungen von Abschnitt 3.2.10 abgeschätzt. Die Kraftstoffmasse m_F entspricht hier der für die betrachtete Flugmission benötigten Kraftstoffmasse und wird mit folgender Formel bestimmt:

$$m_F = m_0 - m_5 \quad \Rightarrow \quad \frac{m_F}{m_0} = 1 - \frac{m_5}{m_0} \quad (3.33)$$

Dabei kann das Massenverhältnis m_5/m_0 mit den in Tabelle 3.8 angegebenen Massenverhältnissen und folgender Gleichung bestimmt werden:

$$\frac{m_5}{m_0} = \frac{m_5}{m_4} \frac{m_4}{m_3} \frac{m_3}{m_2} \frac{m_2}{m_1} \frac{m_1}{m_0} \quad (3.34)$$

In der entwickelten Prozeßkette wird ein gewichteter Kraftstoffverbrauch mehrerer Flugmissionen als Zielfunktion der multidisziplinären Flügeloptimierung verwendet. Der Kraftstoffverbrauch der jeweiligen Flugmission ist dabei als der auf die Reichweite und Nutzlast bezogene Kraftstoffverbrauch $m_F/(R m_P)$ definiert. Die Minimierung des Kraftstoffverbrauchs ist entsprechend den Ausführungen in [48] eine geeignete auf physikalischen Größen basierende Zielfunktion für die multidisziplinäre Flügeloptimierung zukünftiger Transportflugzeuge. Eine detaillierte Untersuchung der Zielfunktion und Optimierungsaufgabe werden in [47] beschrieben.

Mit der Reichweitenformel für den Reiseflug entsprechend Gleichung 3.30 kann der auf die Reichweite und Nutzlast bezogene Kraftstoffverbrauch $m_F/(R m_P)$ für eine Flugmission bei vorgegebener Reichweite R und Nutzlast m_P berechnet werden. Dabei wird die zugehörige Startmasse m_0 für die entsprechende Mission berechnet. Wird für eine Flugmission anstelle der Nutzlast m_P die Startmasse m_0 vorgegeben, so ergibt sich daraus die zugehörige Nutzlast m_P . Dabei sind folgenden zwei Nebenbedingungen einzuhalten:

$$m_0 \leq m_{MTO} \quad \text{und} \quad m_P \leq m_{P,max} \quad (3.35)$$

Die für die Berechnung notwendigen Formeln sind in Tabelle 3.9 zusammengefaßt. Mit der vorgegebenen Reichweite für das Reiseflugsegment und der Gleitzahl L/D aus der parallelen aeroelastischen Analyse mit Strukturdimensionierung und Trimmung wird das Massenverhältnis für den Reiseflug m_3/m_2 bestimmt. Damit kann unter Berücksichtigung der Massenverhältnisse aus Tabelle 3.8 der Kraftstoffmassenanteil für die Flugmission m_F/m_0 ausgerechnet werden. Das Nutzlastverhältnis m_P/m_0 resultiert aus den schon bekannten Massenverhältnissen, dem benötigten Kraftstoffmassenverhältnis m_F/m_0 und dem Flügelmassenverhältnis m_W/m_{MTO} aus der parallelen aeroelastischen Analyse mit Strukturdimensionierung und Trimmung. Die erste der angegebenen Formel zur Berechnung des Nutzlastverhältnisses m_P/m_0 ist bei vorgegebener Startmasse m_0 anzuwenden. Wird die Nutzlast m_P vorgegeben, dann ist die zweite der angegebenen Formeln zu verwenden. Der auf die Reichweite und Nutzlast bezogene Kraftstoffverbrauch $m_F/(R m_P)$ folgt dann direkt aus der letzten Formel von Tabelle 3.9.

Massenverhältnis Reiseflug m_3/m_2	$\frac{m_3}{m_2} = e^{-\frac{(C_1 + C_2 Ma) R_{23}}{\sqrt{\kappa R \theta_{SL}} Ma (L/D)}}$
Kraftstoffmassen- verhältnis m_F/m_0	$\frac{m_F}{m_0} = 1 - \frac{m_1}{m_0} \frac{m_2}{m_1} \frac{m_3}{m_2} \frac{m_4}{m_3} \frac{m_5}{m_4}$
Nutzlast- verhältnis m_P/m_0	$\frac{m_P}{m_0} = 1 - \left(\frac{m_{Res}}{m_{MTO}} + \frac{m_W}{m_{MTO}} + \frac{m_{HTP} + m_{VTP}}{m_{MTO}} \right) \frac{m_{MTO}}{m_0} - \left(1 + \frac{m_{F,res}}{m_F} \right) \frac{m_F}{m_0} \quad \text{oder}$ $\frac{m_P}{m_0} = \frac{1 - \left(1 + \frac{m_{F,res}}{m_F} \right) \frac{m_F}{m_0}}{\frac{m_{Res}}{m_{MTO}} + \frac{m_W}{m_{MTO}} + \frac{m_{HTP} + m_{VTP}}{m_{MTO}} + \frac{m_P}{m_{MTO}}} \frac{m_P}{m_{MTO}}$
Kraftstoffverbrauch $m_F/(R m_P)$	$\frac{m_F}{R m_P} = \frac{m_F}{m_0} \frac{m_0}{m_P} \frac{1}{R_{12} + R_{23} + R_{34}}$

Tabelle 3.9: Verwendete Formeln für die Berechnung des Kraftstoffverbrauchs.

3.2.15 Optimierungsverfahren

Zur Steuerung der Prozeßkette wird das vom Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik entwickelte Programm „Powerful Optimization Toolkit“ (POT) [49] verwendet. Dieses Programm beinhaltet verschiedene Optimierungsverfahren und ist in Python programmiert.

Für die in oLAF durchzuführenden Flügeloptimierungen wird ein ersatzmodellbasiertes Optimierungsverfahren gewählt. Dieses Optimierungsverfahren zeichnet sich durch eine hohe Robustheit und die Suche nach dem globalen Optimum aus. Zu Beginn wird eine statistische Versuchsplanung in Form eines „Design of Experiments“ (DoE) mit einer vorzugebenden Anzahl an Stichproben durchgeführt. Basierend auf den mit der Prozeßkette berechneten Zielfunktionswerten für diese statistisch möglichst gleichverteilten Stichproben wird ein Ersatzmodell mit dem „Kriging“-Verfahren erstellt. Dieses Ersatzmodell kann nichtlineare Zusammenhänge abbilden und besitzt eine Fehlerschätzung. Alternativ kann der Anwender die Stichproben für die Versuchsplanung direkt vorgeben. Dies hat den Vorteil, daß die Ergebnisse von Parameterstudien direkt für die Erstellung des Ersatzmodells verwendet werden können. Ein weiterer Vorteil dieses Vorgehens liegt in der Möglichkeit bereits vorhandenes Ingenieurwissen in der Versuchsplanung zu berücksichtigen. Auch für jede Nebenbedingung wird analog zum Zielfunktionswert ein eigenes Ersatzmodell erstellt und bei der globalen Optimierung mit dem Ersatzmodell berücksichtigt.

Die erstellten Ersatzmodelle für den Zielfunktionswert und die Nebenbedingungen werden nun für eine Optimierung mit einer hybriden Optimierungsstrategie verwendet. Dabei wird als Zielfunktion die erwartete Verbesserung („Expected Improvement“) verwendet, welche sich aus dem Zielfunktionswert selbst und dem geschätzten Fehler des Ersatzmodells zusammensetzt. Als Optimierer kommen im ersten Schritt ein globales Optimierungsverfahren und im zweiten Schritt ein lokales Optimierungsverfahren zum Einsatz. Für den Parametersatz des im Ersatzmodell gefundenen globalen Optimums erfolgt eine Nachrechnung mit der Prozeßkette. Das Ergebnis dieser Nachrechnung wird nun zur Verbesserung des Ersatzmodells verwendet. Dabei erfolgt vor jeder Nachrechnung eine Überprüfung der Nebenbedingungen. Nur die Kombinationen der Entwurfparameter, welche alle Nebenbedingungen erfüllen, werden auch nachgerechnet. Anschließend wird das beschriebene Vorgehen iterativ bis zur Konvergenz fortgesetzt.

3.3 Technische Realisierung

Die technische Realisierung der Prozeßkette zur multidisziplinären Flügeloptimierung soll in Abbildung 3.22 dokumentiert werden. Dazu sind die entsprechenden Programme und Skripte und deren Aufrufe auf den entsprechenden Rechnern dargestellt.

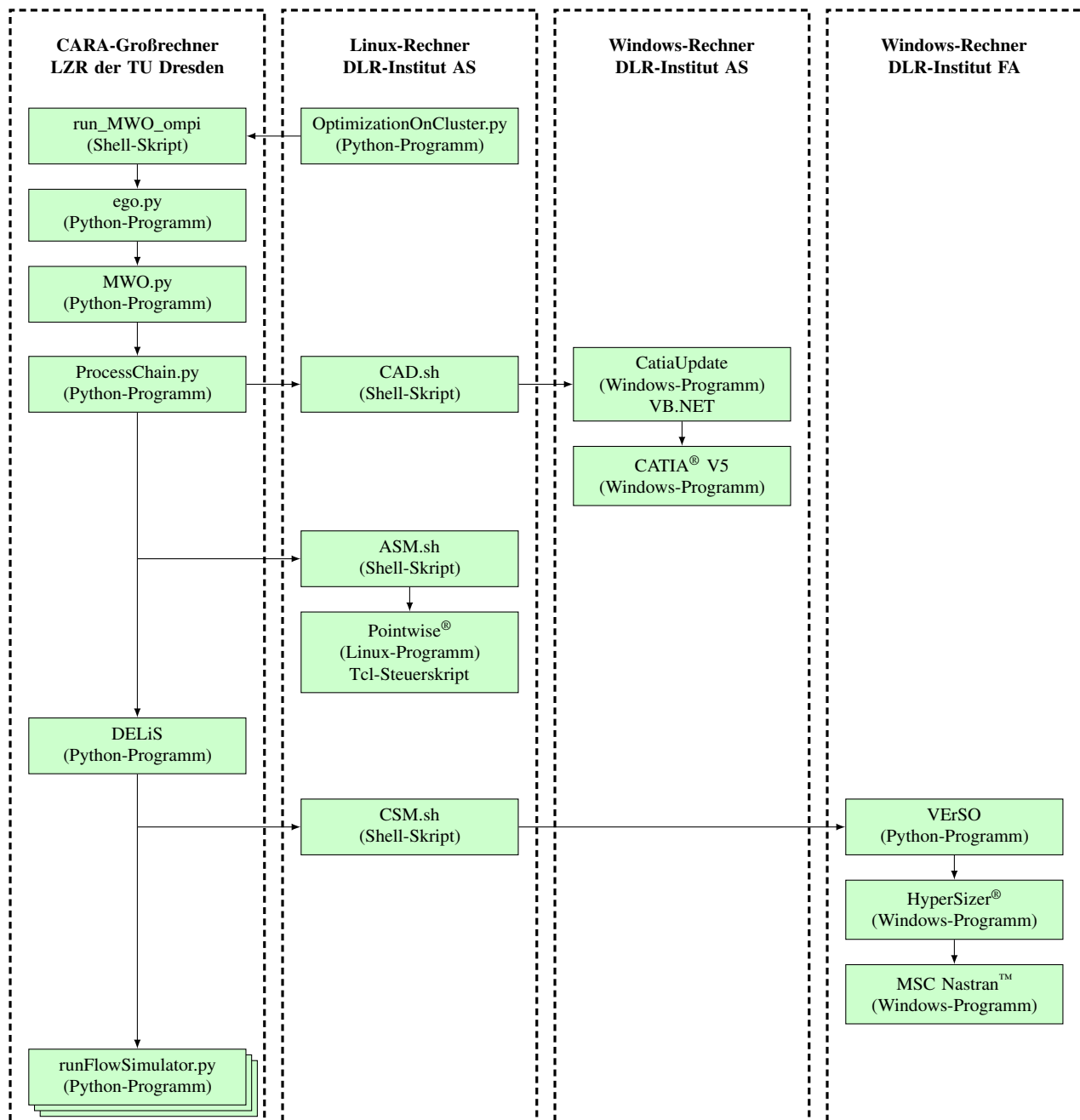


Bild 3.22: Technische Realisierung der Prozeßkette zur multidisziplinären Flügeloptimierung.

Literatur

- [1] T. F. Wunderlich. *VicToria - Beschreibung der Prozeßkette, Projektbericht Version 1.5*. Techn. Ber. EB 124-2020/908. Braunschweig: DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, 2020.
- [2] German Aerospace Center. *Towards zero-emission Aviation - How DLR's Aviation Research Strategy supports the European Green Deal 2050*. Cologne, Germany: German Aerospace Center (DLR), 2022.
- [3] European Commision. *Sustainable and Smart Mobility Strategy*. Luxembourg, Belgium: Office for Official Publications of the European Communities, Dez. 2020.
- [4] T. F. Wunderlich u. a. „Multidisciplinary optimization of an NLF forward swept wing in combination with aeroelastic tailoring using CFRP“. In: *CEAS Aeronautical Journal* 8.4 (2017), S. 673–690.
- [5] T. F. Wunderlich und L. Reimer. „Integrated Process Chain for Aerostructural Wing Optimization and Application to an NLF Forward Swept Composite Wing“. In: *AeroStruct: Enable and Learn How to Integrate Flexibility in Design*. Hrsg. von R. Heinrich. Bd. 138. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design (NNFM). Cham: Springer International Publishing, 2018, S. 3–33.
- [6] J. R. R. A. Martins und A. B. Lambe. „Multidisciplinary Design Optimization: A Survey of Architectures“. In: *AIAA Journal* 51.9 (2013), S. 2049–2075. eprint: <https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/1.J051895>.
- [7] A. B. Lambe und J. R. R. A. Martins. „Extensions to the Design Structure Matrix for the Description of Multidisciplinary Design Analysis and Optimization Processes“. In: *Structural and Multidisciplinary Optimization* 46 (2012), S. 273–284.
- [8] R. Kamakoti und W. Shyy. „Fluid-structure interaction for aeroelastic applications“. In: *Progress in Aerospace Sciences* 40.8 (2005), S. 535–558.
- [9] X. B. Lam u. a. „Coupled Aerostructural Design Optimization Using the Kriging Model and Integrated Multiobjective Optimization Algorithm“. In: *Journal of Optimization Theory and Applications* 142.3 (2009), S. 533–556.
- [10] C. M. Liersch und M. Hepperle. „A distributed toolbox for multidisciplinary preliminary aircraft design“. In: *CEAS Aeronautical Journal* 2.1–4 (2011), S. 57–68.
- [11] B. M. Kulfan und J. E. Bussioletti. „Fundamental Parametric Geometry Representations for Aircraft Component Shapes“. In: *11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Portsmouth, Virginia, USA*. AIAA 2006-6948. 2006.
- [12] B. M. Kulfan. „Universal Parametric Geometry Representation Method“. In: *Journal of Aircraft* 45.1 (2008), S. 142–158.

- [13] B. M. Kulfan. „Modification of CST Airfoil Representation Methodology“. www.mx1.brendakulfan.com/docs/CST8.pdf, Accessed: 18.02.2016. 2010.
- [14] M. H. Straathof und M. J. L. van Tooren. „Extension to the Class-Shape-Transformation Method Based on B-Splines“. In: *AIAA Journal* 49.4 (Apr. 2011), S. 780–790.
- [15] L. A. Piegl und W. Tiller. *The NURBS Book*. Second Edition. Monographs in Visual Communication Series. Springer-Verlag GmbH, 1997.
- [16] S. Sattler. „Vergleich und Bewertung von Parametrisierungsmethoden zur Optimierung von transsonischen Tragflügelprofilen“. Diplomarbeit, DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, TU Braunschweig. 2008.
- [17] P. Kunze. „Untersuchung von Parametrisierungsmethoden und Zielfunktionen zur Optimierung von Profilen eines transsonischen Tragflügels“. Diplomarbeit, DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Institut für Flugzeugbau und Leichtbau Universität Stuttgart. 2009.
- [18] D. P. Raymer. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Third Edition. AIAA education series. American Institute of Aeronautics und Astronautics, 1999.
- [19] P. Kunze. *CATIA2CPACS: A CATIA V5 Macro for Generation of CPACS Datasets from CAD Geometries*. DLR Institute of Aerodynamics und Flow Technology. Braunschweig, 2014.
- [20] A. Beckert. „Coupling fluid (CFD) and structural (FE) models using finite interpolation elements“. In: *Aerospace, Science and Technology (AST)* 4.1 (2000), S. 13–22.
- [21] A. Schuster u. a. „A Mesh-Free Parallel Moving Least-Squares-based Interpolation Method for the Application in Aeroelastic Simulations With the Flow Simulator“. In: *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics X Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*. Hrsg. von A. Dillmann u. a. Cham: Springer International Publishing, 2016, S. 573–583.
- [22] A. Rempke. „Netzdeformation mit Elastizitätsanalogie in multidisziplinärer FlowSimulator-Umgebung“. In: *20. DGLR - Fach - Symposium der STAB 2016*. Bd. 2016. 2016, S. 128–129.
- [23] H. Barnewitz und B. Stickan. „Improved Mesh Deformation“. In: *Management and Minimisation of Uncertainties and Errors in Numerical Aerodynamics: Results of the German collaborative project MUNA*. Hrsg. von B. Eisfeld u. a. Bd. 122. Berlin, Heidelberg, 2013, S. 219–243.
- [24] M. Galle. *Ein Verfahren zur numerischen Simulation kompressibler, reibungsbehafteter Strömungen auf hybriden Netzen*. Techn. Ber. DLR-Forschungsbericht 99-04. Braunschweig: DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, 1999.
- [25] T. Gerhold. „Overview of the Hybrid RANS TAU-Code“. In: *MEGAFLOW - Numerical Flow Simulation for Aircraft Design*. Hrsg. von N. Kroll und J. K. Fassbender. Bd. 89. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2005, S. 81–92.
- [26] D. Schwamborn u. a. „The DLR TAU-Code: Recent Applications in Research and Industry“. In: *European Conference on Computational Fluid Dynamics, ECCOMAS CFD 2006 Conference, Delft, The Netherlands*. 2006.

-
- [27] N. Kroll und J. K. Fassbender. „MEGAFLOW - Numerical Flow Simulation for Aircraft Design, Braunschweig“. In: *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design (NNFM)* 89 (2002).
- [28] N. Kroll u. a. „MEGAFLOW - A Numerical Flow Simulation Tool For Transport Aircraft Design, Toronto, Canada“. In: *ICAS Congress 2002*. 2002, S. 1.105.1–1.105.20.
- [29] N. Kroll u. a. „The MEGAFLOW-Project - Numerical Flow Simulation for Aircraft“. In: *Progress in Industrial Mathematics at ECMI 2004* (2005), S. 3–33.
- [30] S. R. Allmaras u. a. „Modifications and Clarifications for the Implementation of the Spalart-Allmaras Turbulence Model“. In: *Seventh International Conference on Computational Fluid Dynamics (ICCFD7)*. 2012, S. 1–11.
- [31] M. Meinel und G. O. Einarsson. „The FlowSimulator framework for massively parallel CFD applications“. In: *PARA 2010 conference, 6-9 June, Reykjavik, Iceland*. 2010.
- [32] S. Freund u. a. „Parametric Model Generation and Sizing of Lightweight Structures for a Multidisciplinary Design Process“. In: *NAFEMS Konferenz: "Berechnung und Simulation - Anwendungen, Entwicklungen, Trends*. Mai 2014.
- [33] E. Torenbeek. *Synthesis of subsonic airplane design*. Dordrecht: Springer Science+Business Media Dordrecht, B.V., 1982.
- [34] *HyperSizer Documentation*. Collier Research Corporation. Newport News, 2015.
- [35] S. Dähne u. a. „Steps to Feasibility for Laminar Wing Design in a Multidisciplinary Environment“. In: *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2014*. Sep. 2014.
- [36] G. K. W. Kenway u. a. „Aerostructural optimization of the Common Research Model configuration“. In: *15th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Georgia, USA*. Juni 2014.
- [37] P. K. C. Rudolph. *High-Lift Systems on Commercial Subsonic Airlines*. Techn. Ber. NASA Contractor Report 4746. National Aeronautics und Space Administration, 1996.
- [38] E. Torenbeek. „Development and Application of a Comprehensive, Design-Sensitive Weighty Prediction Method for Wing Structures of Transport Category Aircraft“. In: *Report LR-693, Delft University of Technology, The Netherlands*. 1992.
- [39] D. Wecker. *Dokumentation der Methode zur Abschätzung der Flügelmasse unter Berücksichtigung statischer Aeroelastik*. Techn. Ber. Dokumentation. RWTH Aachen: Institut für Luft- und Raumfahrtssysteme, 2017.
- [40] R. Heinrich. „Development and Application of TAU-ANSYS Coupling Procedure“. In: *MEGADESIGN and MegaOpt - German Initiatives for Aerodynamic Simulation and Optimization in Aircraft Design*. Hrsg. von Norbert Kroll u. a. Bd. 107. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2009, S. 151–167.
- [41] L. Reimer u. a. „Multidisciplinary Analysis Workflow with the FlowSimulator“. In: *Proceedings of the Onera Scientific Day 2012—CFD Workflow: Mesh, Solving, Visualizing, ...* Hrsg. von C. Benoit u. a. Bd. 19. Amphithéâtre Becquerel, École Polytechnique, Palaiseau, 2012, S. 23–30.

- [42] J. D. Mattingly u. a. *Aircraft Engine Design*. Second Edition. American Institute of Aeronautics und Astronautics, 2002.
- [43] J. Himisch u. a. *oLAF - Referenzdokument zum Design der HAP-1 Konfiguration*. Techn. Ber. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V., 2023.
- [44] L. M. Nicolai und G. Carichner. *Fundamentals of Aircraft and Airship Design*. Bd. 1. AIAA education series. American Institute of Aeronautics und Astronautics, 2010.
- [45] J. Roskam. *Airplane Design Part 1: Preliminary Sizing of Airplanes*. Lawrence, Kansas, USA: Design, Analysis und Research Corporation, 120 East Ninth Street, Suite 2, Lawrence, Kansas, 66044, USA, 1989.
- [46] L. R. Jenkinson u. a. *Civil Jet Aircraft Design*. AIAA education series. American Institute of Aeronautics und Astronautics (AIAA), 1999.
- [47] T. F. Wunderlich. *VicToria - Definition der Entwurfsaufgabe, Projektbericht Version 1.2*. Techn. Ber. EB 124-2020/907. Braunschweig: DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, 2017.
- [48] T. F. Wunderlich. „Multidisziplinärer Entwurf und Optimierung von Flügeln für Verkehrsflugzeuge“. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Aachen*. DGLR-Tagungsband - Ausgewählte Manuskripte DLRK2009-1181. Sep. 2009.
- [49] G. A. Wilke. „Variable-Fidelity Methodology for the Aerodynamic Optimization of Helicopter Rotors“. In: *AIAA Journal* 57.8 (2019), S. 3145–3158. eprint: <https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/1.J056486>.

DLR-IB-AS-BS-2025-23

**oLAF – Optimal Lastadaptives Flugzeug
Beschreibung der Prozeßkette**

Projektbericht Version 1.0

Wunderlich, Tobias Franziskus

Verteiler:

Institutsbibliothek AS	1 Exemplar
Verfasser/Co-Autoren	3 Exemplare
Institutsleitung	1 Exemplar
Abteilungsleiter	1 Exemplar
Deutsche Bibliothek in Frankfurt/Main	2 Exemplare
Niedersächsische Landesbibliothek Hannover	1 Exemplar
Techn. Informationsbibliothek Hannover	1 Exemplar
Zentralbibliothek BS	1 Exemplare
Zentralarchiv GÖ	1 Exemplar