

Ein Beitrag zur strukturellen Vorauslegung von Tragflächen im digitalen Zulieferverbund des Flugzeugbaus

Dissertation

zur Erlangung des akademischen Grades

Doktoringenieur (Dr.-Ing.)

von Dipl.-Ing. Björn Nagel

geb. am 08.11.1976 in Hamburg

Genehmigt durch die Fakultät Maschinenbau
der Otto-von-Guericke-Universität Magdeburg

Gutachter

Prof. Dr.-Ing. Hans Peter Monner

Prof. Dr.-Ing. Andreas Bardenhagen

Prof. Dr.-Ing. André Katterfeld

Promotionskolloquium am 28.08.2020

I Ehrenerklärung

„Ich versichere hiermit, dass ich die vorliegende Arbeit ohne unzulässige Hilfe Dritter und ohne Benutzung anderer als der angegebenen Hilfsmittel angefertigt habe. Die Hilfe eines kommerziellen Promotionsberaters habe ich nicht in Anspruch genommen. Dritte haben von mir weder unmittelbar noch mittelbar geldwerte Leistungen für Arbeiten erhalten, die im Zusammenhang mit dem Inhalt der vorgelegten Dissertation stehen. Verwendete fremde und eigene Quellen sind als solche kenntlich gemacht.

Ich habe insbesondere nicht wissentlich:

- Ergebnisse erfunden oder widersprüchliche Ergebnisse verschwiegen,
- statistische Verfahren absichtlich missbraucht,
um Daten in ungerechtfertigter Weise zu interpretieren,
- fremde Ergebnisse oder Veröffentlichungen plagiiert,
- fremde Forschungsergebnisse verzerrt wiedergegeben.

Mir ist bekannt, dass Verstöße gegen das Urheberrecht Unterlassungs- und Schadensersatzansprüche des Urhebers sowie eine strafrechtliche Ahndung durch die Strafverfolgungsbehörden begründen kann.

Ich erkläre mich damit einverstanden, dass die Dissertation ggf. mit Mitteln der elektronischen Datenverarbeitung auf Plagiate überprüft werden kann.

Die Arbeit wurde bisher weder im Inland noch im Ausland in gleicher oder ähnlicher Form als Dissertation eingereicht und ist als Ganzes auch noch nicht veröffentlicht.



Hamburg, 01.06.2020

II Kurzfassung

Die Vorentwicklung von Luftfahrzeugen verwendet heute in großem Umfang die Multidisziplinäre Design Optimierung (MDO). Die hierfür notwendige Erstellung verschiedener digitaler Analysemodelle wird dabei in der Regel durch zentrale Modellierungsansätze realisiert. Hierzu dient beispielsweise ein zentrales Computer Aided Design (CAD)-Modell als gemeinsame Basis, um verschiedene disziplinäre Analysemodelle in z.B. Finite-Elemente-Methoden (FEM) für die Struktur oder Computational Fluid Dynamics (CFD)-Methoden für die Aerodynamik zu erstellen. Durch diesen zentralen Modellierungsansatz werden die Konsistenz der vielen disziplinären Modelle sowie die effiziente und sichere Handhabung von Modellveränderungen im Laufe des Entwicklungsprozesses erreicht.

Für die Partner im Zulieferverbund wird es zunehmend wichtiger, ihr geistiges Eigentum vor den potenziell im Wettbewerb stehenden Partnern im Verbund zu schützen. Der gemeinsame Modellierungsansatz der multidisziplinären Optimierung legt jedoch Wissen darüber offen, wie die Partner im Zulieferverbund ihre disziplinären Modelle aufbauen und daraus abgeleitet auch, wie sie in der Produktauslegung vorgehen. So ist bereits der mathematische Ansatz zur Beschreibung der Oberflächenkontur mit der Wahl der Optimierungsparameter für den Auslegungsprozess eine vertrauliche Information. Die Methode der zentralen Modellierung steht somit im Widerspruch zu den individuellen strategischen Interessen der Partner im Entwicklungsverbund.

Diese Dissertation ergründet, ob im strukturellen Vorentwurf von Tragflügeln dieser Konflikt aufgelöst werden kann. Dazu wird erstmalig eine Methode entwickelt, die sich nicht auf einen zentralen Modellierungsansatz stützt, sondern lediglich die Minimalinformation der Kontur im Format von (unstrukturierten) CFD-Oberflächennetzen für die Strukturauslegung verwendet. CFD-Oberflächennetze beinhalten außer der Flügelkontur keine Informationen über den Entwicklungsprozess und erfüllen somit umfänglich die Anforderung des Wissensschutzes. Zu ergründen ist es nun, inwiefern diese Basis ausreicht, um darauf eine Auslegungsmethode zu begründen, die hinsichtlich Automatisierungsgrad, Geschwindigkeit, Modellierungstiefe und Flexibilität den Anforderungen des modernen Vorentwurfes gerecht wird.

Der Vorentwurf ziviler Transportflugzeuge muss die Flugeleistungen bis auf wenige Prozentpunkte präzise berechnen, um das Marktpotenzial gegenüber den Wettbewerbern richtig einschätzen zu können. Aus diesem Grund werden schon früh hochwertige CFD-Verfahren unter Verwendung von Oberflächennetzen eingesetzt. In der Struktur finden gegenwärtig Finite-Elemente-Methoden in den Vorentwurfsprozess Einzug, welche die dreidimensionale Geometrie der Flügel explizit unter Verwendung von Schalenelementen modellieren. Dieser Ansatz ist insbesondere bei der Auslegung von Faserverbundmaterialien notwendig, deren Festigkeitsbewertung stark von gerichteten Spannungs- und Dehnungsgrößen abhängig ist.

Ein zentraler Forschungsgegenstand besteht darin, herauszufinden, mit welchen Methoden Modellaufbau und Dimensionierung den Anforderungen des Vorentwurfes hinsichtlich Ausführungsgeschwindigkeit und Automatisierung entsprechend realisiert werden können. Grundlegende Herausforderungen stellen sich im Umgang mit der sehr großen Anzahl an Geometriekomponenten und Entwurfsparametern. Im aktuellen Stand der Technik wird ausnahmslos von zentralen Modellierungsansätzen ausgegangen, um diese Herausforderungen zu bewältigen. So verwenden etwa Hürlimann ein zentrales CAD-Modell, Dorbath und Maierl ein zentrales Datenmodell, La Rocca ein zentrales Expertensystem und Riecke das zentrale Datenbanksystem eines Vorentwurfsprogrammes als Basis. Der Umgang mit den sehr umfänglichen Entwurfsparametern von Faserverbundwerkstoffen bildet eine besondere Schwierigkeit, deren Bewältigung im vollautomatisierten Vorentwurf bisher lediglich von einzelnen Autoren veröffentlicht wurde.

Erstmalig untersucht diese Arbeit nun eine Methode für die strukturelle Vorauslegung von Tragflächen, welche sich nicht auf einen zentralen Modellierungsansatz stützt, sondern durch Verwendung des (unstrukturierten) CFD-Netzes lediglich Minimalinformationen verwendet. Der Nachweis über die Gültigkeit der entwickelten Methode wird dadurch erbracht, dass anhand von Beispielsanwendungen Automatisierungsgrad, Geschwindigkeit, Modellierungstiefe und Flexibilität mit den im Stand der Technik veröffentlichten Lösungen verglichen werden. Das automatisierte Modellieren der Struktur ausgehend vom unstrukturierten CFD-Oberflächennetz schließt darüber hinaus die Lücke zwischen der aerodynamischen Freiformoptimierung und der Strukturauslegung.

Die im Rahmen dieser Arbeit entwickelte Methode ist prototypisch in der Mathematiksoftware MATLAB sowie in der FEM-Software ANSYS implementiert. Aus Vorgaben zur Struktur sowie dem CFD-Netz werden in MATLAB alle notwendigen Geometrieinformationen explizit berechnet und eine ANSYS-Eingabedatei in der Programmiersprache APDL generiert. In ANSYS werden darauf aufbauend Modellgenerierung, Belastungsanalyse und Dimensionierung automatisiert durchgeführt. Die für die Funktionsweise dieser neuen Methode entscheidenden Aspekte des Modellaufbaus und der Handhabung der umfangreichen Entwurfsparameter bis hin zur Dimensionierung, ohne sich auf ein zentrales Modell abzustützen, werden detailliert dargelegt.

Der Funktionsnachweis erfolgt im ersten Schritt durch den Aufbau verschiedener Strukturmodelle für unterschiedliche unstrukturierte und strukturierte CFD-Netze bei vergleichbarem Detaillierungsgrad wie dem der zuvor zitierten Arbeiten. Es wird gezeigt, dass verschiedene Strukturlayouts erzeugt und auf verschiedene Konturformen übertragen werden können. Somit ist es möglich, die entwickelte Methode vollständig automatisiert in MDO-Arbeitsprozesse einzubinden. Die Ausführungsgeschwindigkeit der in dieser Arbeit entwickelten Methodik ist wettbewerbsfähig zum Stand der Technik.

Im zweiten Schritt wird die Dimensionierung eines komplexen Flügels in Analogie zu der Arbeit von Hürlimann durchgeführt. Die erzielten Dimensionierungsergebnisse sind in guter Übereinstimmung. Eine durchgängige Automatisierung des Prozesses und der Handhabung der Entwurfsparameter von der Modellierung bis hin zur Dimensionierung analog zu den zentralen Modellansätzen wird aufgezeigt.

Drittens wird die Flexibilität, der Primärstruktur weitere Komponenten hinzuzufügen, wie es La Rocca und Hürlimann anhand des Seitenruders dargelegt haben, analog durch die Integration von einer Hinterkantenklappe an einem Winglet sowie von Triebwerksmodellen nachgewiesen.

Schließlich wird die Handhabung der Entwurfsparameter von Faserverbundwerkstoffen einschließlich der Faserausrichtungen der Einzelschichten aller Elemente durch Dimensionierung eines Winglets nachgewiesen; dies geht noch hinaus über die bereichsweise Handhabung dieser Parameter in der Arbeit von Riecke.

Insgesamt wird aufgezeigt, dass eine vollständige Automatisierung des Aufbaus und der Dimensionierung von dreidimensionalen Strukturmodellen im Flugzeugvorentwurf auch bei Verzicht auf einen zentralen Modellierungsansatz effizient möglich ist. Die Verwendung des CFD-Oberflächennetzes als Ausgangspunkt schließt die unbeabsichtigte Weitergabe von Prozessinformationen jenseits der Konturform aus. Automatisierungsgrad, Geschwindigkeit, Modellierungstiefe und Flexibilität werden nicht eingeschränkt gegenüber dem aktuellen Stand der Technik. Die dieser Arbeit zugrundeliegende Hypothese, dass ein Vorauslegungsverfahren lediglich auf Basis von CFD-Netzen als Konturreferenz möglich ist, wird somit verifiziert.

III Inhaltsverzeichnis

I	Ehrenerklärung	2
II	Kurzfassung	3
III	Inhaltsverzeichnis	6
IV	Abkürzungen und Namen	8
V	Bezeichnungen	10
VI	Abbildungsverzeichnis	12
1.	Motivation	15
1.1.	Hypothese	18
1.2.	Vorgehen	19
2.	Stand der Technik	20
2.1.	Flugzeugentwurfsprozess	22
2.1.1.	Konzeptentwurf	24
2.1.2.	Vorentwurf	26
2.1.3.	Detailentwurf	27
2.1.4.	Zulieferverbund	27
2.2.	Digitale Optimierungsverfahren	30
2.2.1.	Erste Generation MDO: erste Nutzung von Computern	30
2.2.2.	Zweite Generation MDO: dezentrale Analyseflüsse	31
2.2.3.	Dritte Generation MDO: Umgang mit Wissen	35
2.2.4.	Optimierung von Architekturen: MBSE und MDO	38
2.2.5.	Enterprise Architecture Optimization	39
2.3.	Vorauslegung von Flügelstrukturen	41
2.3.1.	Numerische Flugzeug-Gesamtauslegungsverfahren	41
2.3.2.	Vorauslegung mit einfachen analytischen Modellen	43
2.3.3.	Vorauslegung von Tragflächen mit Faserverbundmaterialien	47
2.3.4.	Vorauslegung auf Basis von detaillierten Geometriemodellen	51
2.3.5.	Vorauslegung auf Basis von KBE	53
2.3.6.	Vorauslegung auf Basis des Datenmodells CPACS	55
2.4.	Beitrag dieser Arbeit zum Stand der Technik	59
3.	Grundlagen	60
3.1.	Finite Elemente Methode	60
3.1.1.	Begriffe	60
3.1.2.	Balkenelemente	61
3.1.3.	Systeme aus mehreren Elementen	63
3.1.4.	Lösen des Gleichungssystems	64
3.1.5.	Ergebnis	65
3.1.6.	Schalenelemente	66
3.1.7.	Anwendung von FEM-Programmen	67
3.1.8.	Massenbestimmung mit FEM	68
3.2.	Faserverbundwerkstoffe	70
3.2.1.	Elastisches Verhalten von Faserverbundwerkstoffen	71
3.2.2.	Festigkeit	72
3.2.3.	Stabilität	75
3.3.	Aeroelastic Tailoring	77
3.3.1.	Aeroelastische Simulation	78
3.3.2.	Aeroelastisches Steifigkeitsdesign	80
4.	Methodenentwicklung	84
4.1.	Gesamtkonzept der Methode	84
4.2.	Geometriemodellierung	87
4.2.1.	Analyse des aerodynamischen Oberflächennetzes	87
4.2.2.	Strukturdefinition	90
4.2.3.	Referenzsystem	94
4.2.4.	Berechnung der geometrischen Schlüsselpunkte	96

4.2.5.	Komponentendatenbank	99
4.3.	Finite-Elemente-Modellerstellung.....	102
4.3.1.	Schnittstelle zum FEM-Pre-Prozessor	102
4.3.2.	FEM-Modell.....	106
4.4.	Strukturdimensionierung	109
4.4.1.	Übersicht, Gesamtprozess	109
4.4.2.	Datenhandhabung.....	112
4.4.3.	Analyse	113
4.4.4.	Dimensionierung	115
5.	Verifizierungsstudien.....	118
5.1.	Grenzen der Modellierung mit unstrukturierten CFD-Netzen.....	120
5.1.1.	Anzahl an Patches im CFD-Oberflächennetz	120
5.1.2.	Anzahl struktureller Komponenten.....	121
5.1.3.	Einfluss der FEM-Elementanzahl auf die Modellgenerierung.....	123
5.2.	Effizienz im Auslegungsprozess	125
5.2.1.	Referenzflügel.....	125
5.2.2.	Design of Experiments	127
5.2.3.	Kopplung von Entwurfparametern	134
5.3.	Flügel Mittelstreckenflugzeug mit Variation der Primärstruktur	138
5.3.1.	CFD-Netz des FNG-Modells und Lastannahmen	138
5.3.2.	FNG-Strukturmodellierung.....	140
5.3.3.	Variation der Holmlagen.....	144
5.3.4.	Explizite Modellierung von Hochauftriebs-elementen.....	146
5.4.	Flügelauslegung Megaliner	149
5.4.1.	CFD-Netz des F11-Modells und Lastannahmen.....	149
5.4.2.	F11-Strukturmodellierung.....	151
5.4.3.	F11 Auslegungsstudie.....	155
5.4.4.	Einfluss der Netzfeinheit.....	157
5.5.	Auslegung Winglet mit Faserverbundmaterial.....	161
5.5.1.	Dimensionierungsregeln Faserverbundmaterial	161
5.5.2.	Parameterstudie über Tailoring-Winkel.....	163
5.5.3.	Automatisierte Ausrichtung des Faserverbundmaterials am Winglet	165
5.6.	Interaktion Aerodynamik und Struktur	168
5.6.1.	Modellierung der Luftkräfte und Kraftstoffmassen	168
5.6.2.	Berechnung des Einflusses des Kraftstoffgewichtes.....	169
5.6.3.	Modellierung Winglet mit Hinterkantenklappe.....	173
5.6.4.	Aeroelastische Analyse Winglet mit Tab.....	176
5.7.	Rechenzeiten.....	178
6.	Zusammenfassung und Schlussfolgerung	181
6.1.	Zusammenfassung	181
6.2.	Schlussfolgerung und Ausblick	185
7.	Anhang.....	187
7.1.	Referenzen	187
7.2.	Programminformationen Modellgenerator	204
7.2.1.	Programmstruktur	204
7.2.2.	Modellparameter	206
7.3.	Programminformationen Strukturdimensionierung	207
7.3.1.	Programmstruktur	207
7.3.2.	Dateien.....	208
7.3.3.	Modellparameter	208
7.4.	Verwendete Materialdaten	211
7.5.	Konfigurationsdaten.....	213
7.5.1.	Lastfälle Auslegung F11 Konfiguration	213

IV Abkürzungen und Namen

AAA	Advanced Aircraft Analysis Software, DAR corporation
AL	Aluminium
ANSYS	Finite-Elemente-Programm ANSYS
AO	Architecture Optimization
APDL	ANSYS Parametric Design Language
ASOP	Automates Structural Optimization Program, Air Force Flight Dynamics Lab
ASTROS	Automated STRuctural Optimization System
CAD	Computer Aided Design
CATIA	CAD-Software, Dassault Systems
Calculix	Open-Source-FEM-Software
CEASIOM	Computerised Environment for Aircraft Synthesis and Integrated Optimisation Methods, SimSac Projekt
CFD	Computational Fluid Dynamics
CFK	Kohlenstoff-Faser-Kunststoff
CPACS	Common Parametric Aircraft Configuration Scheme, DLR
CLT	Klassische Laminattheorie
DoE	Design of Experiments
DoF	Degrees of Freedom
DSM	Design Structure Matrix
EAO	Enterprise Architecture Optimization
ETA	Dimensionslose Spanweitenkoordinate
F11	F11 Flügelmodell des DLR
FASTOP	Flutter and Strength Optimization Program, Grummun Aerospace
FE	Finite Elemente
FEM	Finite-Elemente-Methode
FNG	Flügel Neuer Generation
FSD	Fully Stressed Design
FVV	Faser-Verbund-Werkstoff
iSight	MDO Software, Dassault Systems
KBE	Knowledge-Based-Engineering-Werkzeug
KSI	Dimensionslose Tiefenkoordinate
L0	Numerische Verfahren: Empirischen Formeln
L1	Numerische Verfahren: grundlegende physikalische Modelle (z.B. Balken)
L2	Numerische Verfahren: genaue Modelle in der Optimierung (z.B. Schalen)
L3	Numerische Verfahren: hochpräzise Verfahren (z. B. nichtlineare Schalen)

L4	Numerische Verfahren: virtuelles Testen
L5	Numerische Verfahren: virtuelle Zertifizierung
MATLAB	Mathematiksoftware, MATLAB
MBSE	Model Based Systems Engineering
MDA	Multidisciplinary Design Analysis
MDO	Multidisciplinary Design Optimization
MMG	Multi Model Generator, TU Delft
Modelica	Software für Schnellzeitsimulation
OEM	Original Equipment Manufacturer
openMDAO	Open Source Optimierungssoftware
PACE-ADS	Aircraft Design Software, PACE
PADlab	Preliminary Aircraft Design Lab, TU Berlin
PARA_MAM	Parametric Simple and fast Mesh Based Aircraft Modelling Tool, DLR
PrADO	Preliminary Aircraft Design and Optimization Software, TU Braunschweig
pyPAD	Preliminary Aircraft Design Software, Politechnikum Mailand
RDS	Raymers Design System Software, Daniel Raymer
RCE	Remote Component Environment, DLR
S_BOT	Sizing Robot, Dimensionierungswerkzeug
SE	Systems Engineering
TIGL	Geometriebibliothek des DLR CPACS Systems, DLR
TIXI	Bibliothek zur Handhabung von CPACS-Dateien, DLR
TSO	Wing Aeroelastic and Synthesis Procedure, General Dynamics
VEE	Virtual Extended Enterprise
VLM	Vortex Lattice Method/Wirbelleiterverfahren
WWFE	Worldwide Failure Exercise
UHBR	Ultra High Bypass Ratio Engines

V Bezeichnungen

S_1, S_2, \dots	Position der Rippen in Spannweitenrichtung
η	Koordinate in Spannweitenrichtung
c	Koordinate in Flügeltiefenrichtung
SP	Matrix zur Definition von Holmen
RI	Matrix zur Definition von Rippen
$f_{H/Str.}$	Flächenverhältnis der Stringer zur Haut
$h_{Str.}$	Höhe der Stringer
E_{mat}	Steifigkeit des Stringermaterials
E_{Str}	Steifigkeit der äquivalenten Stringerschicht
Sku_{tk}	Standardwert der Haut auf der Oberseite
f_{tk}	Neue Elementdicke nach Relaxation
f_m	Aus dem Versagenskriterium errechnete Elementdicke
ϕ	Winkel der Hauptspannungsrichtung
σ_x	Normalspannung in x-Richtung
τ_{xy}	Schubspannung
ε	Dehnungsvektor
κ	Krümmungsvektor
α	Faserwinkel im Laminat
A	Steifigkeitsmatrix (Scheibenquadrant) des Laminates
B	Steifigkeitsmatrix (Koppelquadrant) des Laminates
D	Steifigkeitsmatrix (Plattenquadrant) des Laminates
n	Kraftflussvektor
m	Momentenflussvektor
R	Festigkeit
R^A	Bruchwiderstand der Wirkebene
p	Steigungen der Bruchkurve
Θ	Dreh-Winkel der 0°-Lage
Ψ	Verdrehung des Referenzschnitts in der x-y-Ebene

u_y	Durchbiegung in y-Richtung
S_c, S_T	Bruchkennwerte der Einzelschicht
ϕ_F	Faservolumengehalt

VI Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Entwicklungsprozess [Roc10].....	23
Abbildung 2: Kostenbindung und Entwurfsfreiheitsgrade im Prozess [Mav00].....	24
Abbildung 3: Flugzeugkonzepte [Ray11].....	25
Abbildung 4: Produktaufbruch Boeing B787 nach Zulieferteilen [Cel18].....	29
Abbildung 5: FEM- und VLM- Modelle der 2. Generation MDO [Dor16].....	31
Abbildung 6: Model Center Link-Editor [PHO20].....	32
Abbildung 7: MDO-Workflow [Nag12].....	33
Abbildung 8: Design Structure Matrix [Cia18].....	37
Abbildung 9: V-Modell [INC15].....	38
Abbildung 10: PrADO-Programmstruktur [Hei94].....	42
Abbildung 11: PrADO-Geometriemodell.....	43
Abbildung 12: V-n Diagramm [Rie13].....	44
Abbildung 13: FAME-W-Flügelmodell [Dug04].....	45
Abbildung 14: FAME-W-Design-Prozess [Dug04].....	46
Abbildung 15: CEASIOM-Flugzeugentwurfssystem [Riz11].....	47
Abbildung 16: SAM-FEM-Modell [Öst03].....	50
Abbildung 17: Dimensionierter F11-Flügel auf Basis des CAD-Modells [Hür10].....	52
Abbildung 18: Multi-Model-Generator im MOB-Projekt [Roc11].....	55
Abbildung 19: Zentraler Modellgenerator [Dor14].....	57
Abbildung 20: Auf Basis von CPACS automatisiert generiertes PyPAD-Modell [Tra16].....	58
Abbildung 21: Definition Balkenelement.....	61
Abbildung 22: Deformation Balkenelement.....	62
Abbildung 23: Formfunktionen Biegebalken.....	62
Abbildung 24: Kombination aus Balken.....	64
Abbildung 25: Von Miseses Spannung berechnet mit Balken (li.) und Schalen (re.) [Dor10].....	66
Abbildung 26: Ablauf FEM-Analyse.....	67
Abbildung 27: Bruchmodi (li.) und Versagenskörper (re.) nach Puck [Puc96].....	73
Abbildung 28: Gültigkeitsbereiche der Bruchbedingungen.....	74
Abbildung 29: Biegung und Verwindung Airbus A340 im Reiseflug [Nag04].....	77
Abbildung 30: Aeroelastic-Tailoing-Effekte [Shi86].....	78
Abbildung 31: Schwache aeroelastische Kopplung [Nag06a].....	79
Abbildung 32: Konvergenz in der aeroelastischen Kopplung.....	80
Abbildung 33: Getailorter Kasten.....	81
Abbildung 34: Definition Tailoring-Winkel und Off-Axis-Winkel.....	82
Abbildung 35: Kopplungsterm S16 verschiedener Laminare [Nag04].....	82
Abbildung 36: Festigkeit verschiedener Laminare [Nag04].....	83
Abbildung 37: Übersicht Gesamtmethode.....	86
Abbildung 38: Strukturiertes CFD-Netz im Vorentwurf [Nag06].....	88
Abbildung 39: Unstrukturiertes CFD-Netz im Vorentwurf [Guo18].....	89
Abbildung 40: Unstrukturiertes Oberflächennetz mit identifizierten Kanten.....	90
Abbildung 41: Koordinatensysteme.....	91
Abbildung 42: Elementare Holmdefinition.....	92
Abbildung 43: Definition von zwei Holmgruppen.....	92
Abbildung 44: Elementare Rippendefinition [Nag06a].....	93
Abbildung 45: Definition mehrerer Rippengruppen [Nag06a].....	94
Abbildung 46: Nummerierungssystem geometrischer Schlüsselpunkte [Nag06a].....	95
Abbildung 47: Nummerierungssystem Flächen [Nag06a].....	95
Abbildung 48: Berechnung der 3D-Schlüsselpunkte.....	97
Abbildung 49: Identifizierte Struktur-Definitionspunkte im CFD-Netz [Nag06a].....	97
Abbildung 50: Geneigte Rippen.....	98
Abbildung 51: Large Winglet mit automatisiert generierten Holmen und Rippen.....	98
Abbildung 52: Aus CFD-Netz heraus extrapolierter Flügelkasten.....	99
Abbildung 53: Deltaflügel mit auslaufenden Holmen in ANSYS.....	101

Abbildung 54: Vernetzung unregelmäßige Geometrie	103
Abbildung 55: Anordnung der Schalenelemente [Nag06a]	104
Abbildung 56: Definition lokaler Koordinatensysteme	105
Abbildung 57: Beispiel lokaler Koordinatensysteme an elliptischem Winglet	105
Abbildung 58: Diskontinuierliches FEM-Netz	107
Abbildung 59: Übertragen eines Strukturkonzeptes auf verschiedene Winglets	108
Abbildung 60: Dimensionierungsprozess	110
Abbildung 61: Datenstruktur	113
Abbildung 62: Datenhandhabung im Dimensionierungsprozess	114
Abbildung 63: Verlauf Masse und Dickenresiduum in Dimensionierung	116
Abbildung 64: Verlauf Eigenfrequenzen in Dimensionierung	117
Abbildung 65: Rechenzeit-Geometrie in Abhängigkeit der CFD-Oberflächenpatches	121
Abbildung 66: Flächen (li.) und LOC (re.) in Abhängigkeit der Schlüsselpunkte	122
Abbildung 67: Rechenzeiten für verschiedene Anzahlen von Schlüsselpunkten	123
Abbildung 68: Zeitanteile der FEM-Modellierung in Abhängigkeit der Elementgröße	124
Abbildung 69: Unstrukturiertes Oberflächennetz des Referenzflügels	126
Abbildung 70: FEM-Basisflügel	127
Abbildung 71: Verlauf der Massen über Dimensionierungsiteration	128
Abbildung 72: Relative Massenabweichung zur Konvergenz	129
Abbildung 73: Dickenresiduum	130
Abbildung 74: Zeitanteile der Auslegungsrechnung	130
Abbildung 75: Masse über Pfeilung und Dickenverhältnis	131
Abbildung 76: Auslenkung an der Flügelspitze	132
Abbildung 77: Verwindung an der Flügelspitze	133
Abbildung 78: Verhältnis Verwindung zu Biegung	133
Abbildung 79: Dickenresiduum DoE Center	135
Abbildung 80: Dickenresiduum DoE Edge	135
Abbildung 81: Vergleich Residuenverlauf 37° Vorderkantenpfeilung, 12 % Dicke	136
Abbildung 82: Unstrukturiertes Oberflächennetz FNG-Modell	139
Abbildung 83: Druckverteilung FNG-Modell	139
Abbildung 84: Oberflächennetz Triebwerk und Pylone	141
Abbildung 85: Oberflächennetz ohne Triebwerk und Pylone	141
Abbildung 86: CFD-Oberflächennetz mit extrapoliertem Strukturmodell	142
Abbildung 87: Oberfläche Strukturmodell	142
Abbildung 88: Berechnetes Strukturmodell mit CFD-Oberfläche	143
Abbildung 89: Hautdickenverteilung verschiedener Holmlagen	145
Abbildung 90: Massenänderung normiert in Abhängigkeit der Holmlagen	146
Abbildung 91: Eigenständiges Finite-Elemente-Modell Landeklappe	147
Abbildung 92: Strukturmodelle Flügel mit innerer und äußerer Landeklappe	147
Abbildung 93: Strukturiertes Oberflächennetz F11-Modell [Nag06]	150
Abbildung 94: Druckverteilung im 2,5 g- Lastfall bei Ma .83 (li.) und Ma .40 (re.)	150
Abbildung 95: Druckverteilung 1,0-g-Schiebeflug +5° (li.) und -5° (re.)	151
Abbildung 96: Strukturkonzept F11-Flügel [Nag04]	152
Abbildung 97: Holme F11-Flügel	152
Abbildung 98: Holme und Rippen F11-Flügel	153
Abbildung 99: Geometriemodell mit Details des Flügel-Winglet-Übergangs	154
Abbildung 100: Flügelkasten, automatisiert erzeugte Elementierung	154
Abbildung 101: F11-FEM-Modell mit allen Oberflächen	155
Abbildung 102: Verlauf der Massen während des Dimensionierungsprozesses	156
Abbildung 103: Hautdicken in Dimensionierung	157
Abbildung 104: Flügelbiegung in Abhängigkeit der Freiheitsgrade	158
Abbildung 105: Massenabweichung in Abhängigkeit der Freiheitsgrade	159
Abbildung 106: Rechenzeit in Abhängigkeit der Freiheitsgrade	160
Abbildung 107: Definition des Tailoring-Winkels für a) Oberschale und b) Unterschale	162
Abbildung 108: Definition der Durchbiegung und des Anstellwinkels der Profilsehne	162

Abbildung 109: Verdrehung Winglet in Abhängigkeit des Tailoring-Winkels	163
Abbildung 110: Masse in Abhängigkeit des Tailoring-Winkels	164
Abbildung 111: Normierte maximale Masse bzw. Verdrehung über dem Winkel Theta	165
Abbildung 112: Faserorientierung 0°-Lagen (a) ungefiltert, b) gefiltert.....	166
Abbildung 113: Dimensionierendes Kriterium.....	167
Abbildung 114: Biegungen und Verwindungen im aeroelastischen Gleichgewicht	170
Abbildung 115: Aeroelastische Verwindung und Biegung.....	170
Abbildung 116: Verhältnis Verwindung zu Biegung für die Lastfälle	171
Abbildung 117: Druckverteilungen im Referenzschnitt	171
Abbildung 118: Änderung der Hauptspannungsrichtung bei Kraftstoffentnahme	172
Abbildung 119: Winglet mit Hinterkantenklappe	174
Abbildung 120: Modellierungsdetail Gelenk und Aktuator.....	175
Abbildung 121: Winglet mit ausgeschlagener Hinterkantenklappe	175
Abbildung 122: Druckverteilung Ausschlag nach innen (li.) und außen (re.)	176
Abbildung 123: Aeroelastische Simulation mit Klappenausschlag.....	177

1. Motivation

Die Entwicklung von Luftfahrtprodukten steht zunehmend im Spannungsfeld unterschiedlicher Anforderungen der Gesellschaft: Zum einen wird Umweltfreundlichkeit gefordert [ICA13], wie sie aktuell in dem Ziel der Bundesregierung des vollständig emissionsneutralen Luftverkehrs bis zum Jahr 2050 gipfelt [BMU2019]. Zum anderen wird eine hohe Mobilität der Gesellschaft eingefordert, so dass radikale Forderungen der Umweltkompatibilität gleichzeitig wirtschaftlich effizient umgesetzt werden müssen und Flugreisen für die Bürger finanziell erschwinglich bleiben [BWI2014], [ACA11].

Ein wesentliches Potenzial zur Verringerung des Energiebedarfs von Flugreisen besteht in der Verringerung des Strukturgewichtes durch konsequente Ausnutzung des Leichtbaupotenzials etwa von Faserverbundmaterialien. Hierbei gilt es, bereits im Vorentwurf des Flugzeugs die anisotropen Materialeigenschaften sowie die davon abhängenden aeroelastischen Wechselwirkungen zu berücksichtigen und durch ganzheitliche Betrachtung aller physikalischen Phänomene einen optimalen Gesamtentwurf zu erzielen [Shi86], [Dug04], [Rie13], [Jut14].

Um diese Wechselwirkungen zu berücksichtigen, verwendet die Vorentwicklung von Luftfahrzeugen heute in großem Umfang die Multidisziplinäre-Design-Optimierung (MDO) [Wek07], [Gie08], [Agt10], [Riz11], [LaR11], [Gaz12], [AIA18], [Def18]. Die hierfür notwendige Erstellung verschiedener digitaler Analysemodelle wird dabei in der Regel durch zentrale Modellierungsansätze realisiert. Hierzu dient beispielsweise ein zentrales Computer Aided Design (CAD)-Modell als gemeinsame Basis, um verschiedene disziplinäre Analysemodelle in z.B. Finite-Elemente-Methoden (FEM) für die Struktur oder Computational Fluid Dynamics (CFD)-Methoden für die Aerodynamik zu erstellen. Durch diesen zentralen Modellierungsansatz werden die Konsistenz der vielen disziplinären Modelle sowie die effiziente und sichere Handhabung von Modellveränderungen im Laufe des Entwicklungsprozesses erreicht [Ber08], [Hür10], [Ama12], [Hai17].

Die Wirtschaftlichkeit von Luftfahrtprodukten wird heute durch optimierte Zulieferverbände maximiert, in denen komplementär spezialisierte Partner zusammenwirken. Durch die starke Spezialisierung bieten die Partner in ihrem jeweiligen Gebiet die bestmöglichen Kompetenzen und Technologien. Das Gesamtprodukt wird aus den Komponenten mit dem besten Verhältnis aus Kosten und Leistung zusammengesetzt [Par04], [Hom08], [Col13], [Arb15], [Moc15], [Bou18], [Cel18], [Zha19]. Ein gutes Beispiel ist die weltweite Zulieferkette der Boeing B787 [Tan15].

Ebenso grundlegend wie die Notwendigkeit zum physikalisch integrativen Vorgehen in der energieoptimierten Auslegung ist die Notwendigkeit von Hochtechnologiefirmen im Zulieferverbund, das Wissen ihrer Beiträge vor ihren Wettbewerbern im Verbund zu schützen [Arg16]. Der gemeinsame Modellierungsansatz der multidisziplinären Optimierung legt jedoch Wissen darüber offen, wie die Partner im Zulieferverbund ihre disziplinären Modelle aufbauen

und daraus abgeleitet auch, wie sie in der Produktauslegung vorgehen. So ist bereits der mathematische Ansatz zur Beschreibung der Oberflächenkontur mit der Wahl der Optimierungsparameter für den Auslegungsprozess eine kritische Information [Sob98], [Sam01], [Cas07], [Mou07], [Hai12], [Hwa14]. Das integrative Vorgehen zur Steigerung der Umweltkompatibilität und die Segmentation des Produktes in der Zulieferkette zur Verbesserung der wirtschaftlichen Effizienz stehen somit in einem grundlegenden Widerspruch zueinander.

Die Motivation dieser Arbeit liegt darin, zu ergründen, inwiefern Methoden zur strukturellen Vorauslegung von Tragflügeln möglich sind, die eine hohe Effizienz in MDO-Studien ermöglichen, ohne sich auf einen zentralen Modellierungsansatz zu stützen und nur ein Mindestmaß an Informationen der Verbundpartner zu verwenden.

Der Vorentwurf ziviler Transportflugzeuge muss die Flugleistungen bis auf wenige Prozentpunkte präzise berechnen, um das Marktpotenzial gegenüber den Wettbewerbern richtig einschätzen zu können. Aus diesem Grund werden schon früh hochwertige CFD-Verfahren eingesetzt, welche die dreidimensionale Oberfläche explizit abbilden [Dea08a], [Ron10], [Wun13], [Kro15], [Def18]. In der Struktur finden gegenwärtig FEM in den Vorentwurfsprozess Einzug, welche die dreidimensionale Geometrie der Flügel explizit unter Verwendung von Schalenelementen modellieren [Hür11], [Roc11], [Dan13], [Jia13], [Hwa14], [Kli16], [Qia17], [Def18]. Dieser Detaillierungsgrad in der geometrischen Abbildung ist insbesondere bei der Verwendung von Faserverbundmaterialien notwendig, deren Festigkeitsbewertung stark von gerichteten Spannungs- und Dehnungsgrößen in den einzelnen Verbundschichten abhängig ist [Puc98], [Sod04], [Rie13], [Bac16]. Dabei sind jedoch die besonderen Anforderungen an Auslegungsverfahren in der Vorentwurfsphase zu berücksichtigen [Ray02], [Ray12], [Mun17], [Smi18]:

- Automatisierung: Basierend auf den Vorgabeparametern muss der gesamte Prozess von der Modellgenerierung über die Analyse der kritischen Zustände bis hin zur Dimensionierung vollständig automatisierbar sein, damit er in automatisierte MDO-Ketten eingebunden werden kann.
- Geometrie: Es sind dabei alle Geometrien der auszulegenden Strukturkomponenten als Flächen explizit zu erzeugen und zu vernetzen, damit lokale Spannungs- und Dehnungsgrößen für die Festigkeitsbewertung verfügbar sind.
- Geschwindigkeit: Der Prozess vom Modellaufbau bis zum Abschluss der Dimensionierung darf nicht viel Rechenaufwand verursachen, damit in der divergierenden Phase des Vorentwurfes viele potenzielle Designs auf der Suche nach der optimalen Konfiguration bewertet werden können.
- Flexibilität: Um unkonventionelle Strukturkonzepte oder detaillierte Komponenten betrachten zu können, muss eine einfache Modifizierbarkeit der Modellgenerierung gegeben sein.

- Faserverbundmaterial: Um Faserverbundmaterialien auslegen zu können, ist die Handhabung der Entwurfs- und Analysedaten für mehrschichtige Materialsysteme vom Modellaufbau mit der automatisierten Anbindung bis zur Dimensionierung und der automatisierten Implementierung der ggf. regional unterschiedlichen Dimensionierungskriterien zu realisieren.
- Interdisziplinäre Kopplung: Die erzeugten Modelle müssen für die schwache numerische Kopplung mit Auslegungsverfahren der Aerodynamik geeignet sein, um aeroelastische Wechselwirkungen einschließlich transonischer Phänomene zu berücksichtigen.

Ein zentraler Forschungsgegenstand besteht darin, herauszufinden, mit welchen Methoden Modellaufbau und Dimensionierung entsprechend den dargelegten Anforderungen erreicht werden können. Grundlegende Herausforderungen stellen sich im Umgang mit der sehr großen Anzahl an Geometriekomponenten und Entwurfparametern. Im aktuellen Stand der Technik wird ausnahmslos von zentralen Modellierungsansätzen ausgegangen, um diese Herausforderungen zu bewältigen. So verwenden etwa Hürlimann ein zentrales CAD-Modell, Dorbath ein zentrales Datenmodell, La Rocca ein zentrales Expertensystem und Riecke das zentrale Datenbanksystem eines Vorentwurfsprogrammes als Basis. Der Umgang mit den sehr umfänglichen Entwurfparametern von Faserverbundwerkstoffen bildet eine besondere Schwierigkeit, deren Bewältigung im vollautomatisierten Vorentwurf bisher lediglich von einzelnen Autoren veröffentlicht wurde [Ric02], [Öst03], [Sen06], [Muk07], [Ren08], [Hür11], [Roc11], [Wen11], [Roc12], [Hai12], [Dor14], [Bac16], [Tra16], [Mun17], [Qia17], [Def18].

Eine unverzichtbare Vorgabe für die Auslegung von Tragflügelstrukturen ist die Konturform. Während die in der Modellierung verwendeten parametrischen Geometriebeschreibungen beispielsweise auf Basis von mathematischen Splines vertrauliche Informationen beinhalten, können aus dem aerodynamischen Oberflächennetz keine Rückschlüsse auf den Optimierungsprozess geschlossen werden.

Erstmalig untersucht diese Arbeit ein Verfahren für den strukturellen Vorentwurf von Tragflügeln einschließlich der Handhabung von Faserverbundmaterial und in der Kopplung mit hochwertigen aerodynamischen Verfahren, das sich nicht auf einen zentralen Modellierungsansatz stützt, sondern durch Einsatz des unstrukturierten CFD-Netzes als Konturreferenz lediglich Minimalinformationen verwendet. Der Nachweis über die Gültigkeit der entwickelten Methode soll dadurch erbracht werden, dass anhand von Beispielsanwendungen eine analoge Funktionalität aufgezeigt werden kann zu den Methoden entsprechend dem Stand der Technik mit zentralen Modellierungsansätzen. Das automatisierte Modellieren der Struktur, ausgehend vom unstrukturierten CFD-Oberflächennetz, bietet darüber hinaus das Potenzial, die Lücke zwischen der aerodynamischen Freiformoptimierung ohne direkt resultierende Geometriemodelle und Strukturauslegung zu schließen.

1.1. Hypothese

Diese Arbeit basiert auf der Hypothese, dass ein Verfahren für die effiziente Vorauslegung von Tragflügelstrukturen ohne Verwendung eines zentralen Modellierungsansatzes lediglich auf Basis von (unstrukturierten) CFD-Oberflächennetzen möglich ist. Diese Arbeit untersucht somit eine Gegenhypothese zum gegenwärtigen Trend zur durchgängigen Modellierung im Zulieferverbund mit gemeinsam genutzten Modellen.

Die Gültigkeit dieser Hypothese soll verifiziert werden, indem ein Verfahren ohne zentralen Modellierungsansatz realisiert wird, welches dieselben Funktionalitäten bereitstellt wie die Verfahren gemäß dem aktuellen Stand der Technik mit zentralen Modellierungsansätzen.

Dementsprechend zielt diese Arbeit auf die Entwicklung einer entsprechenden Methodik ab und setzt die Nachweise der charakteristischen Funktionalitäten, die heute mit den zentralen Modellierungsansätzen erreicht werden, als Teilziele zur Verifikation der Hypothese:

- **Automatisierungsgrad:** Es ist nachzuweisen, dass, basierend auf den Vorgabeparametern, die gesamte Methode von der Modellgenerierung über die Analyse der kritischen Zustände bis hin zur Dimensionierung vollständig automatisiert ist, damit diese in automatisierte MDO-Ketten eingebunden werden kann.
- **Modellierungstiefe:** Es ist nachzuweisen, dass die Primärstruktur auf einem dem Stand der Technik entsprechenden Detaillierungsgrad abgebildet werden kann. Konkret ist aufzuzeigen, dass sich die charakteristischen Holm- und Rippenlayouts für beliebig vorgegebene Konturformen und CFD-Netz-Topologien umsetzen lassen und dass die Dimensionierung plausible Ergebnisse liefert.
- **Geschwindigkeit:** Es ist nachzuweisen, dass die Generierung des FEM-Modells sowie die Anbindung und Durchführung der Dimensionierung keinen größeren Rechenaufwand verursachen als die Methoden des Standes der Technik.
- **Flexibilität:** Es ist nachzuweisen, dass weitere Strukturkomponenten als Erweiterung der Primärstruktur integrierbar sind, so wie es mit Methoden auf Basis zentraler Modellierungsansätze gezeigt werden konnte.
- **Faserverbundwerkstoffe:** Es ist nachzuweisen, dass über den gesamten automatisierten Prozess von der Modellierung bis hin zur Dimensionierung die Vielzahl an Entwurfparametern gehandhabt werden kann und die Methode die Auslegung von Faserverbundmaterialien im Vorentwurf ermöglicht.
- **Interdisziplinäre Kopplung:** Es ist nachzuweisen, dass die Methode durch schwache numerische Kopplung an hochwertige CFD-Verfahren anbindbar ist, so dass aeroelastische Wechselwirkungen einschließlich transsonischer Phänomene abgebildet werden.

1.2. Vorgehen

Das erste Kapitel dieser Arbeit erläutert die zugrundeliegende Motivation für die Erforschung neuer Methoden der Strukturvorauslegung, die zu belegende wissenschaftliche Hypothese, der zufolge eine effiziente Strukturvorauslegung entgegen des heutigen Trends auch bei Verzicht auf einen zentralen Modellierungsansatz effizient möglich ist, sowie das Vorgehen zu deren Beleg.

Kapitel 2 erläutert den Stand der Technik und ordnet diese Arbeit in Bezug zu verwandten Studien ein. Bedeutend sind für die Begründung der Hypothese der Auslegungsprozess von Transportflugzeugen sowie numerische Verfahren in der multidisziplinären Optimierung. Weiterhin werden in Bezug stehende Forschungsarbeiten zur strukturellen Vorauslegung und Massenbestimmung von Tragflügeln diskutiert, deren Funktionalitäten für den Beleg der Hypothese dieser Arbeit nachzuweisen sind.

Darauf aufbauend stellt Kapitel 3 die Grundlagen für die Modellierung von Flügelstrukturen mit FEM sowie die elastische Modellierung von Faserverbundmaterial bereit. Darüber hinaus werden Verfahren zur Bewertung der Festigkeit, der Steifigkeit, der Stabilität sowie des Aeroelastic Tailorings bereitgestellt.

In Kapitel 4 wird eine Methodik entwickelt, die auf Basis eines CFD-Oberflächennetzes und einer Vorgabe für die Anordnung der strukturellen Komponenten zunächst ein Geometriemodell berechnet, dieses in ein Finite-Elemente-Modell überführt, Belastungsrechnungen ausführt und die Dimensionierung vornimmt. Die Implementierung der Methode nutzt die kommerzielle Software MATLAB für die geometrische Modellberechnung und ANSYS für die Finite-Elemente-Modellierung und Dimensionierung.

In Kapitel 5 werden Anwendungsstudien mit der entwickelten Methode durchgeführt, die nachweisen sollen, dass die neue Methode mit dem CFD-Netz als Konturreferenz eine Funktionalität wie die bisherigen Methoden auf Basis zentraler Modellierungsansätze besitzt. Es werden verschiedene Auslegungsstudien auf Basis strukturierter und unstrukturierter CFD-Netze als Konturreferenz durchgeführt, womit Modellgenerierung, Dimensionierung und Anschlussfähigkeit an die multidisziplinäre Analyse im Zusammenspiel mit hochgenauen CFD-Verfahren nachgewiesen werden sollen. Erweiterungen der Basisprogramme sollen die effiziente Erweiterbarkeit und Vielseitigkeit belegen.

Abschließend werden in Kapitel 6 die Ergebnisse dieser Arbeit zusammengefasst, die gesteckten Ziele und die neue Methodik bewertet sowie weitere daraus resultierende mögliche Forschungsansätze diskutiert.

2. Stand der Technik

In den letzten Jahrzehnten hat sich die Luftfahrt zu einer viel genutzten Verkehrsmodus entwickelt, der sich durch einen starken Wettbewerb zwischen den Fluggesellschaften auszeichnet. Dementsprechend reizen Transportflugzeuge das wirtschaftliche Potenzial aller verfügbaren Technologien sowie deren Synergien weitgehend aus. Der Entwicklungsprozess für neue Flugzeuge ist entsprechend der hohen Produktkomplexität weit entwickelt und wird in Kapitel 2.1 vorgestellt. Diese Arbeit entwickelt Technologien, um bereits in der Vorentwurfsphase (Kapitel 2.1.2) hochwertige Auslegungsverfahren nutzbar zu machen, wie sie heute vor allem im Detailentwurf zum Einsatz kommen (Kapitel 2.1.3). Dabei motivieren die Anforderungen des Zulieferverbundes (Kapitel 2.1.4) die Erforschung alternativer Auslegungsmethoden ohne zentralen Modellierungsansatz, die im Fokus dieser Arbeit stehen.

Die Vorauslegung von Luftfahrzeugen verwendet heute umfänglich numerische Verfahren für die MDO. Kapitel 2.2 erläutert die verschiedenen Generationen von MDO-Technologien. Es wird aufgezeigt, dass der zentrale Modellierungsansatz eine essenzielle Schlüsseltechnologie zur Realisierung der zweiten Generation der MDO mit verteilter Computerhardware war (Kapitel 2.2.2) und auch in der dritten Generation MDO mit dem Zusammenwirken verschiedener Spezialisten im Verbund unverzichtbar ist (Kapitel 2.2.3). In der darauf aufbauenden Optimierung von Produktarchitekturen wird nicht nur das Produkt, sondern auch der Entwicklungsprozess digital abgebildet, wobei weiterhin von zentralen Ansätzen der Datenhandhabung und Modellierung ausgegangen wird (Kapitel 2.2.4). Erst die Einbeziehung der Gestaltung des Entwicklungsverbundes in das zu lösende Optimierungsproblem (Kapitel 2.2.5) motiviert aus dem Wissensschutz heraus das Hinterfragen der zentralen Modellierung, die Schlüsseltechnologie der vorherigen Technologiesprünge gewesen ist. Es wird somit aufgezeigt, dass die dieser Arbeit zugrundeliegende Hypothese elementar vom Stand der Technik abweicht, um Optionen für die nächste Generation der multidisziplinären Optimierung zu erkunden.

In der Vorauslegung von Tragflügeln halten gegenwärtig hochwertige numerische Verfahren wie CFD und FEM Einzug, die bisher den späteren Entwicklungsphasen vorbehalten waren (Kapitel 2.1). Dabei werden Methoden der verschiedenen Disziplinen in der MDO meist entsprechend der ersten oder zweiten Generation gekoppelt (Kapitel 2.2). Kapitel 2.3 zeigt den Stand der Technik zur strukturellen Vorauslegung von Tragflügeln auf, wie sie in dieser Arbeit adressiert sind. Die mathematisch einfachsten Verfahren kommen im Rahmen von Software für den Flugzeuggesamtentwurf zum Einsatz und verwenden empirische Korrelationen zwischen der Flügelmasse und den Hauptentwurfsparametern des Flügels wie der Streckung und der Pfeilung (Kapitel 2.3.1). Um den empirischen Entwurfsraum verlassen zu können, sind elementare physikalische Verfahren etwa unter Nutzung der Balkentheorie entwickelt worden (Kapitel 2.3.2). Darüber hinaus auch Flügel adressierend, die nicht im Einklang mit den Annahmen der Balkentheorie stehen oder die auf genaue Spannungs- und Dehnungsgrößen in den einzelnen Hautfeldern für die Festigkeitsbewertung angewiesen sind, wurden Verfahren entwickelt, welche die Spannungs- und Dehnungsverteilungen in den Flächen mit Hilfe von

Schalenelementen berechnen. Eine Hauptanforderung besteht dabei im automatisierten Aufbau des dreidimensionalen Schalenmodells und in der Handhabung der vielen Entwurfsparameter im strukturellen Auslegungsprozess bis hin zur Dimensionierung.

Alle im Stand der Technik dokumentierten Lösungen verwenden zentrale Modellierungsansätze. Erste erfolgreiche Ansätze basierten auf zentralen Datenbankansätzen (Kapitel 2.3.3). Um eine größere Flexibilität zu erzielen, wurden folgende Ansätze auf zentrale Geometriemodelle basiert und in kommerzielle CAD-Software implementiert. Darüberhinausgehend motivierten die Beeinflussung der mathematischen Ansatzfunktionen und die Wahl der Geometrieparameter zur Effizienzsteigerung des MDO-Prozesses die Entwicklung zentraler Geometriemodelle auf Basis eigener Geometriebeschreibungen (Kapitel 2.3.4). Um eine einfache Erweiterbarkeit und Veränderbarkeit der Modellierungsbasis zur Abbildung neuer Geometrietypen zu erreichen, sind abstraktere Modellierungsansätze durch zentrale Wissensmodelle in der Implementierung in Expertensysteme entwickelt worden (Kapitel 2.3.5). Alle beschriebenen Ansätze zielen auf die Anwendung durch einen Nutzer oder eine kleine Nutzergruppe in derselben Organisation, d.h. auf MDO-Ansätze der ersten oder zweiten Generation, ab. Mit der dritten MDO-Generation und dem Zusammenwirken verschiedener Spezialisten im Verbund wird eine Trennung zwischen dem zentralen Produktmodell und den verschiedenen disziplinären Analysemodellen notwendig. Dieses ist mit einem zentralen Datenmodell mit begleitenden Softwarebibliotheken realisiert worden (Kapitel 2.3.6). Allen Ansätzen ist gemein, dass sie auf einem zentralen Modellierungskonzept basieren, welches das Ableiten der verschiedenen disziplinären Analysemodelle ermöglicht und die Handhabung der umfangreichen Entwurfsdaten organisiert. Soll die Entwicklung in einem Verbund von Partnern erfolgen, die im Wettbewerb miteinander stehen, widerspricht es den Interessen der Partner, das Wissen über den Aufbau ihrer Modelle in einer gemeinsamen zentralen Modellierungsbasis abzulegen.

Diese Arbeit erörtert einen alternativen Ansatz, der auf keinem zentralen Modellansatz beruht, sondern eine vollständig automatisierte Strukturdimensionierung lediglich auf Basis eines beliebigen CFD-Netzes ermöglicht (Kapitel 4) und somit auf alle potenziell vertraulichen Entwurfsinformationen verzichtet. Der Beitrag dieser Arbeit in Bezug zum Stand der Technik, wie er in den Kapiteln 2.1, 2.2 und 2.3 dargelegt wird, ist in Kapitel 2.4 zusammengefasst

2.1. Flugzeugentwurfsprozess

Transportflugzeuge sind sehr komplexe Maschinen mit einer Vielzahl von Subsystemen, die zum Teil sehr starke Wechselwirkungen aufweisen. Der im Detail ebenso komplexe Entwurfsprozess ist deshalb heute standardisiert und ausführlich beschrieben z.B. in [Jen99], [Ray02], [Ros03], [Ray12] und [And18]. Er beginnt mit der Bewertung des Marktpotenzials und der Definition der von dem neuen Produkt zu erfüllenden Anforderungen. Folgend wird die Produktauslegung in Konzept-, Vorentwurfs- und Entwurfsphase strukturiert. In dieser Abfolge wird zunächst die grundlegende Architektur festgelegt und folgend werden die Komponenten und Teilsysteme auf mittlerem Detaillierungsgrad ausgelegt, bevor die detaillierte Auslegung und Zulassung stattfinden. Abbildung 1 zeigt den Entwicklungsablauf, wie beispielsweise bei [Roc10] ausgeführt.

Im klassischen Vorgehen erfolgt ein Großteil der Produktkonzeption beim Hersteller des Gesamtproduktes (Original Equipment Manufacturer, OEM). Erst spät werden Zulieferer am Prozess beteiligt. Meistens können diese sich lediglich mit der detaillierten Auslegung der Zulieferteile entsprechend der vom OEM sehr konkret vorgegebenen Anforderungen einbringen [Par04], [Moc15], [Tan15], [Arg16]. Durch das sequentielle Vorgehen und das strikte Vorgeben und Verfolgen von Anforderungen wird es dem OEM ermöglicht, die sehr große Anzahl gekoppelter Komponenten und Subsysteme sowie Zulieferfirmen handzuhaben und eine erfolgreiche Produktsynthese durchzuführen.

Durch die sehr späte Einbindung der Zulieferfirmen zu einem Zeitpunkt, an dem der Produktentwurf weitgehend abgeschlossen ist, können revolutionäre Lösungen auf Komponentenebene nicht mehr mit Auswirkungen auf den Gesamtentwurf berücksichtigt werden. Um das beträchtliche Innovationspotenzial, insbesondere des Mittelstandes, im Entwurf zur Geltung zu bringen, wird gegenwärtig eine frühere Einbeziehung der Zulieferer angestrebt. Der Zulieferverbund soll zu einem Entwicklungsverbund kultiviert werden [Par04, [Hom08], [Col13], [Arg16], [Zha19]. Abbildung 2 nach [Mav00] zeigt den Zusammenhang zwischen den Entwurfsfreiheitsgraden, den festgelegten Produktkosten sowie den aufgewendeten Entwicklungskosten entlang des Entwicklungsprozesses. Diese Arbeit zielt darauf ab, Methoden zu entwickeln, die relativ detaillierte Strukturanalysen und -auslegungen mit einem derart geringen Aufwand ermöglichen, sodass sie bereits in den frühen Entwurfsphasen eingesetzt und neue Strukturkonzepte bereits im Gesamtentwurf berücksichtigt werden können.

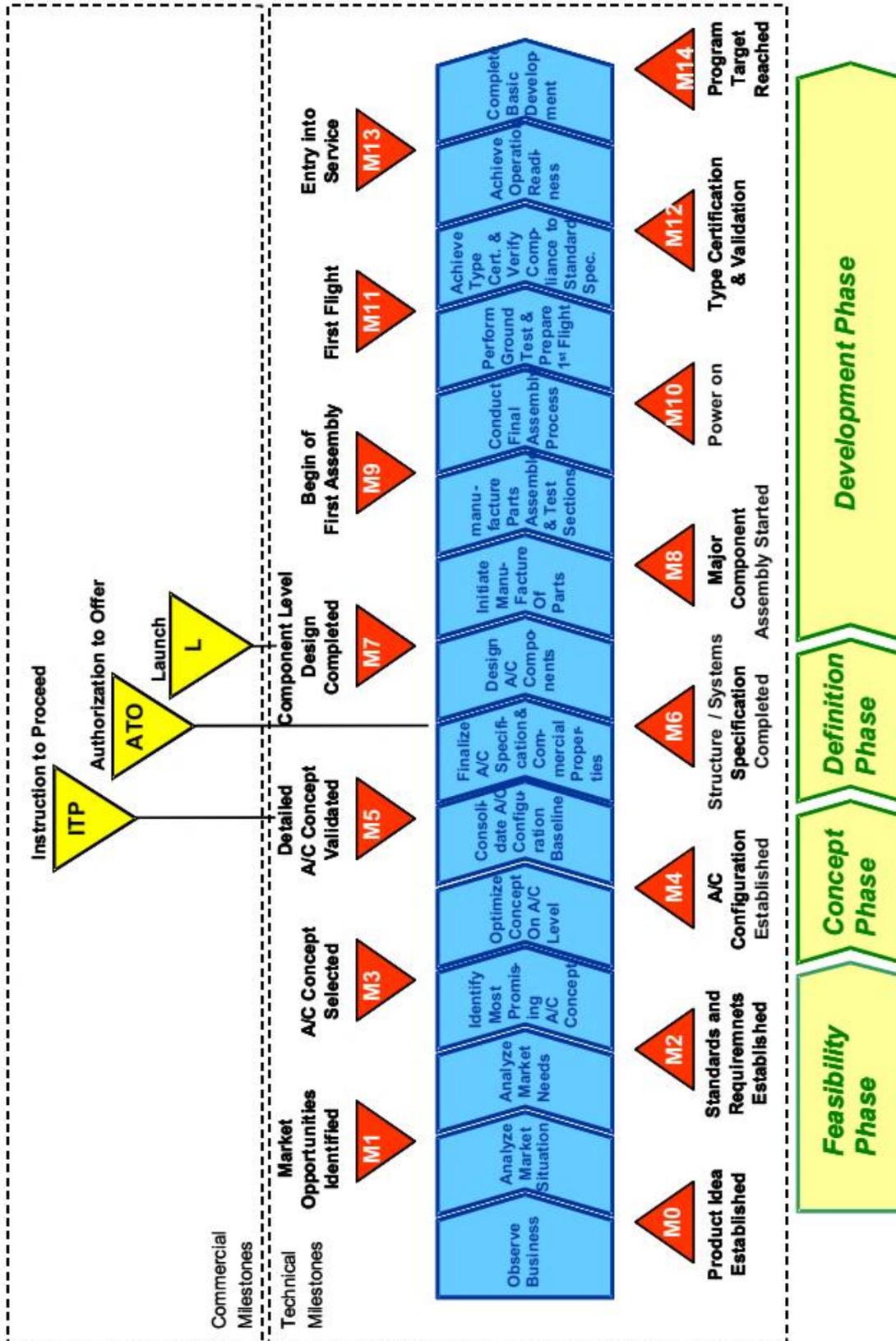


Abbildung 1: Entwicklungsprozess [Roc10]

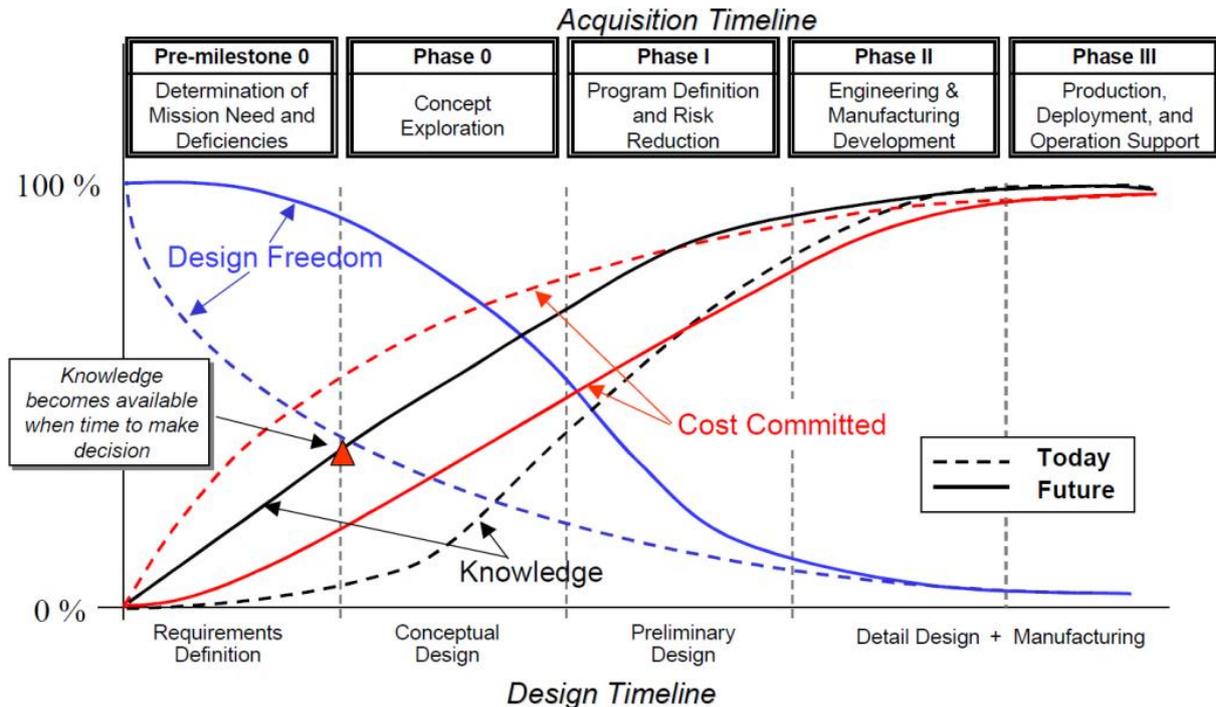


Abbildung 2: Kostenbindung und Entwurfswfreiheitsgrade im Prozess [Mav00]

Das Aufwerten der Zulieferer im Entwicklungsprozess von Luftfahrzeugen eilt den sich etablierenden Entwicklungsprozessen in der Informationstechnologie hinterher. Geräte wie Mobiltelefone bestehen aus vielen ähnlich relevanten Baugruppen wie dem Display dem Speicher oder dem Prozessor, die von unterschiedlich spezialisierten Firmen entwickelt werden. Der OEM ist auch hier für die Integration verantwortlich, nimmt aber keine dominante Rolle in Bezug auf die Entwicklung des Gesamtprodukts mehr ein. Eine derartige Entwicklung ist auch für die Luftfahrt vorstellbar, wenn etwa neue Firmen mit revolutionären Technologien wie elektrischen Antrieben in den Markt drängen und im Verbund mit starken Zulieferern neue Gesamtprodukte entwickeln.

2.1.1. Konzeptentwurf

Im Konzeptentwurf werden die grundlegenden Architekturentscheidungen für die Konfiguration sowie die Schlüsseltechnologien getroffen. Hierfür werden zunächst möglichst viele potenzielle Lösungselemente für die gegebene Entwurfsaufgabe zusammengetragen und miteinander zu Gesamtkonfigurationen kombiniert. Diese divergierende Entwurfsphase soll zunächst den gesamten Lösungsraum aufspannen und viele Alternativen zu bereits etablierten Lösungen aufzeigen [Roc10]. Abbildung 3 zeigt beispielhaft eine Auswahl an Konfigurationsvarianten [Ray11]. Die Bewertung dieser sehr großen Anzahl an Kandidaten erfolgt anhand der funktionalen Anforderungen sowie anhand einer stark vereinfachten quantitativen Bewertung der Leistungsanforderungen in der Regel auf Basis von empirischen Korrelationen, so genannten Handbuchverfahren [Jen99], [Ros03], [Ray12]. Im Ergebnis ist die große Anzahl möglicher Lösungskonzepte auf eine Architektur oder eine kleine Anzahl ähnlich guter Architekturen reduziert. Die Konzeptentwurfsphase dauert typischerweise einige

Wochen bis wenige Monate und verursacht ca. 1 % des gesamten Entwicklungsaufwandes des zukünftigen Produktes [Sch18].

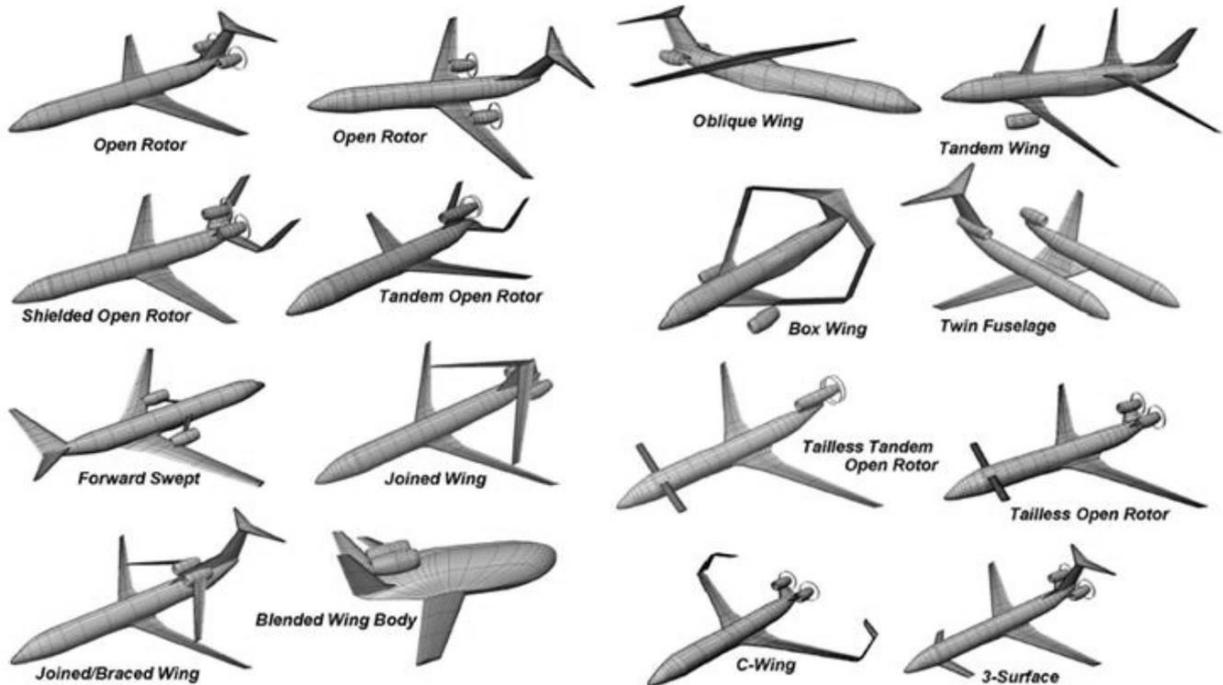


Abbildung 3: Flugzeugkonzepte [Ray11]

Die Konzeptionierung neuer kommerzieller Transportflugzeuge geschieht heute unter der Herausforderung, dass sich die zugrundeliegenden Transportaufgaben sowie die verfügbaren Technologien nur geringfügig von Anforderungen bereits bestehender Muster unterscheiden. Unter den im Wettbewerb stehenden Mustern besteht eine große Leistungsdichte, so dass kleine einstellige Prozentzahlen hinsichtlich Gewichts, Kraftstoffbedarf oder Kosten darüber entscheiden, ob sich das Muster am Markt durchsetzen kann. Eine von wenigen konfigurativen Fragen der Gegenwart besteht beispielsweise darin, ob die Integration von Triebwerken mit sehr großem Nebenstromverhältnis (UHBR) weiterhin unter dem Flügel mit Nachteilen hinsichtlich eines langen und damit schweren Fahrwerks erfolgen sollte, oder ob eine Integration über dem Flügel besser ist, die eine schlechtere Vortriebseffizienz mit einem geringeren Fahrwerksgewicht kombiniert [Har18], [Wöh18]. Die Beantwortung derartiger konzeptioneller Fragen erfordert die effiziente Einbindung sehr hochwertiger Analyseverfahren, welche die unterschiedliche Einleitung der Triebwerkslasten sowie die aeroelastischen Wechselwirkungen schon zu Beginn des Auslegungsprozesses abbilden können. Die für diese Methoden notwendigen Rechenzeiten sind bei heute üblicher Hardware noch zu groß für den Konzeptentwurf. Um konzeptionelle Entscheidungen wie die Über- oder Unterflügelanordnung zu treffen, stehen jedoch keine einfacheren Verfahren zur Verfügung. In der Folge liefert die Phase des Konzeptentwurfes eine Schar potenzieller Konfigurationen an den Vorentwurf für die detailliertere Auslegung und Bewertung. Diese Arbeit ist auf die anschließende Vorentwurfsphase fokussiert.

2.1.2. Vorentwurf

Nach der Auswahl der aussichtsreichsten Konfigurationen führt die Vorentwurfsphase den Entwurfsprozess in seinen konvergenten Abschnitt über. Alle für die Konfiguration relevanten Disziplinen werden mit Methoden modelliert, die einen guten Kompromiss zwischen Rechengeschwindigkeit und Vorhersagegenauigkeit bieten. Ein Beispiel ist die Massenbestimmung der Tragflügel auf Basis von strukturellen Balkenmodellen gekoppelt mit Wirbelleiterv Verfahren (Vortex Lattice Methods, VLM) zur Berechnung der aerodynamischen Lasten. In Kombination mit empirischen Korrelationen zwischen dimensionierten Balken und realen Entwürfen lassen sich die Massen von Tragflächen einschließlich der auftretenden aeroelastischen Wechselwirkungen bis auf wenige Prozentpunkte genau vorhersagen – solange konventionelle Konfigurationen und Technologien im Gültigkeitsbereich der Korrelationsbeziehungen betrachtet werden [Kel95], [How95], [Kel97], [Dug02], [Anh04], [Elh13]. Diese detailliertere Berechnung der Leistungen der aus dem Konzeptentwurf übergebenen potenziellen Konfigurationen ist die Basis für die Auswahl des detailliert auszulegenden Produktes.

Ausgehend von den grundlegenden Architekturen möglicher Konfigurationen, die im Konzeptentwurf ausgewählt wurden, sind im Vorentwurf die für die Konfiguration jeweils optimalen Zahlenwerte der Entwurfsparameter zu berechnen. Um dabei die Wechselwirkungen zwischen allen Disziplinen abzubilden, kommen im Vorentwurf zunehmend Verfahren der MDO zum Einsatz. Das gesamte Flugzeug wird mit seinen Designparametern als digitales Modell abgebildet. Von diesem Modell werden disziplinäre Analysemodelle aller relevanten Disziplinen abgeleitet. Die iterative Durchführung aller disziplinären Simulationen ermöglicht die multidisziplinäre Analyse in schwacher numerischer Kopplung. Im Ergebnis liefert der Vorentwurf einen konsistenten Gesamtentwurf mit Werten für alle globalen Entwurfsparameter, der mit großer Aussagesicherheit die Leistungen und Eigenschaften der Gesamtkonfiguration nachweist [McC84], [Hei94], [Ray02], [McC09], [Ray16].

Der Vorentwurf nimmt typischerweise einige Monate bis zu einem Jahr und ca. 9 % des Entwicklungsaufwandes in Anspruch [Sch18]. Diese Zeitspanne ist kurz angesichts der umfangreichen Betrachtungen. Es sind mehrere ganz unterschiedliche Konfigurationen mit ggf. ganz spezifischen interdisziplinären Wechselwirkungen zu berechnen [Moe17]. Die Optimierung der Entwurfsparameter erfordert je nach gewählter Optimierungsstrategie die Evaluierung einer Vielzahl möglicher Entwürfe. Jeder dieser Entwürfe weist interdisziplinäre Wechselwirkungen auf, die jeweils in der numerisch schwachen Kopplung in iterativen Prozessen konvergiert werden müssen. Eine hohe Rechengeschwindigkeit sowie die vollständige Automatisierbarkeit zur Einbindung in die MDO sind deshalb Hauptanforderungen an numerische Methoden des Vorentwurfes.

Die strukturelle Auslegung von Tragflügeln, die nicht mit den Annahmen der Balkentheorie im Einklang stehen, oder die genauen Spannungs- und Dehnungsverteilungen in den Flächen, etwa für die Festigkeitsbewertung von Faserverbundmaterialien, erfordern höherwertige Analyseverfahren [Dor10]. Die kontinuierlich steigende Rechenleistung ermöglicht es seit den

2000er Jahren, auch höherwertige Methoden der Strukturberechnung aus den späteren Entwicklungsphasen bereits in die Vorentwicklung einzubeziehen. Kapitel 2.2 stellt den Stand der Technik bezüglich der digitalen Entwurfsverfahren des Vorentwurfes bzw. der Multidisziplinären-Design-Optimierung vor. Kapitel 2.3 geht detailliert auf die heute verfügbaren Verfahren zur Abbildung der Strukturen und deren Dimensionierung innerhalb der MDO-Prozesse ein. Diese Arbeit entwickelt ein neuartiges Verfahren, mit dem der Flügel auch für unkonventionelle Konturformen und Strukturlayouts sowie für geschichtete Materialien entsprechend den Anforderungen der Vorentwurfsphase berechnet werden kann.

2.1.3. Detailentwurf

Aus dem konsistenten Vorentwurf werden die Eigenschaften der Komponenten und Subsysteme als Ziele für den Detailentwurf des ausgewählten Produktes übernommen. In dieser Phase werden die Auslegungsrechnungen mit dem Ziel der Zulassung durchgeführt. Zur Nachweisführung sind numerische Auslegungsverfahren mit experimentellen Nachweisen kombiniert. Im Detailentwurf wird auch die Fertigbarkeit der Komponenten mit einbezogen. Es ist heute jedoch noch nicht üblich, die Bauteilgestaltung direkt mit der Planung der Bauteilfertigung zu koppeln. Die Erstellung des Detailentwurfs dauert mehrere Jahre und nimmt ca. 90 % des Entwicklungsaufwandes ein [Sch18].

So genannte Co-Design-Strategien für simultane Produktgestaltung und Produktionsplanung sind zurzeit Gegenstand der Forschung [Bou18], [Bou19]. Ihre Anwendung erfordert jedoch zwingend die konkrete Vorgabe der verwendbaren Produktionsmittel und somit Kenntnis über die vorhandenen Fertigungsmittel und die Freiheitsgrade zur Modifikation der Fertigungsinfrastruktur. Für das produktionsgerechte Design ist somit die Entscheidung über die Arbeitsteilung im Zulieferverbund erforderlich [Col13], [Cel18], [Zer19]. Die Zulieferer erhalten in der Regel sehr konkrete Anforderungen an die zu liefernden Komponenten und Subsysteme. Innerhalb der engen Vorgaben sind sie für die Auslegung und folgend für die Produktionsplanung verantwortlich. Da die Vorgaben des OEM und die Vorauslegung auf der Annahme konventioneller Fertigung basieren, ist die Einführung revolutionärer Fertigungstechniken, wie sie im Zuge automatisierter Roboter basierter Fabriken möglich wird (Industrie 4.0), nur schwierig umzusetzen.

2.1.4. Zulieferverbund

Der wirtschaftliche Erfolg eines Produktes hängt in hohem Maße vom Aufbau des Zulieferverbundes ab. Der OEM verfolgt grundsätzlich das Ziel, sein Produkt zu einem für die Kunden attraktiven Preis am Markt anbieten zu können und gleichzeitig einen hohen Gewinn zu erwirtschaften. Um eine hohe Wertschöpfung zu ermöglichen, die Systemkompetenz für sein Produkt auszubauen und seinen Wissensvorsprung gegenüber seinen Wettbewerbern zu festigen, ist dieser grundsätzlich bestrebt, einen möglichst großen Bauanteil intern abzarbeiten. Die hohe Spezialisierung von Zulieferfirmen führt dazu, dass Zulieferkomponenten zu geringeren Kosten in das Produkt integriert werden können. Der OEM muss somit auf einen Teil des Ertragspotenzials verzichten, um das Produkt insgesamt

kosteneffizienter zu produzieren. Für den OEM sinkt dabei der Gewinn pro produzierter Einheit. Es steigt jedoch der Gewinn bezogen auf die eigenen Aufwendungen und somit die Profitabilität des OEM. Außerdem sinkt das Risiko bei sinkenden eigenen Investitionen. Die Wettbewerbsfähigkeit der Zulieferfirmen hängt ganz elementar davon ab, durch den eigenen Wissensvorsprung bestimmte Komponenten besser anbieten zu können als der OEM selber und als die Wettbewerber [Par04], [Kes05], [Hom08], [Col13], [Arb16].

In den letzten zwei Jahrzehnten hat sich bei den beiden größten OEMs für zivile Transportflugzeuge Boeing und Airbus der Trend etabliert, in immer stärkerem Umfang hocheffiziente Zulieferteile zu verwenden [Moc15], [Tan15], [Arg16]. Airbus Flugzeuge bestehen heute zu ca. 70 % aus Zulieferteilen. Abbildung 4 aus [Cel18] zeigt den Aufbruch der Boeing 787 in ihren Hauptkomponenten. Dieses Muster wird durch zugelieferte Teile dominiert. Boeing hat seine Profitabilität maximiert, indem es sich auf seine Kernkompetenzen der Gesamtintegration sowie die Produktion nur ausgewählter Schlüsselkomponenten spezialisiert hat.

Weitverzweigte und global verteilte Zulieferverbände wie der der Boeing 787 bergen ein hohes Risiko für den OEM. Jeder Zulieferer ist Teil des kritischen Pfades für die Produktion, so dass z.B. wirtschaftliche Schwierigkeiten der Zulieferfirmen, deren Übernahme durch andere Großkonzerne oder politische Wandel in den Partnerländern die Produktion gefährden. Aufgrund des hohen Managementaufwandes und der Fehleranfälligkeit hat Boeing seinen Zulieferverbund inzwischen stark konsolidiert.

Das Potenzial der synergetischen Produktentwicklung im weitreichenden Verbund hochspezialisierter Partner ist in anderen Branchen wie der Informationstechnologie bereits erfolgreich umgesetzt. Die Herausforderung im Flugzeugbau besteht heute darin, das wirtschaftliche Potenzial zu heben, indem Arbeitsweisen für das erfolgreiche Agieren in großen Partnernverbänden entwickelt werden. Hierzu ist die Dekomposition des Produkts in Zulieferkomponenten nicht ausreichend. Vielmehr muss der gesamte Zulieferverbund als wirtschaftlich agierender Verbund von Teilfirmen in seinen Kooperationsprozessen optimiert werden [Zha19]. Eine digitale Optimierung nicht nur des Produktes, sondern auch des Entwicklungs- und Produktionsverbundes, ist Gegenstand der Forschung, wie es in Kapitel 2.2.5 dargelegt wird. Dabei sind insbesondere die Interessen der potenziellen Verbundpartner zu beachten, zu denen ganz elementar der Schutz geistigen Eigentums zählt. Ein gemeinsamer Ansatz des Verbundes, das Produkt digital abzubilden, würde das Wissen der Verbundpartner bezüglich der Modellierungsansätze offenlegen und auch das Ableiten der Vorgehensweisen zur Produktauslegung ermöglichen. Die Motivation für diese Arbeit rührt daher, zu ergründen, ob alternative Methoden im Vergleich zu den heute anscheinend ausschließlich verwendeten zentralen Modellierungsansätzen möglich sind. Dabei liegt der Fokus darauf, die Machbarkeit zunächst in der Vorentwurfsphase nachzuweisen.

THE COMPANIES

U.S.	CANADA	AUSTRALIA	ASIA	EUROPE
Boeing	Boeing	Boeing	Kawasaki	Messier-Dowty
Spirit	Messier-Dowty		Mitsubishi	Rolls-Royce
Vought			Fuji	Latecoere
GE			KAL-ASD	Alenia
Goodrich			Chengdu Aircraft Industrial	Saab

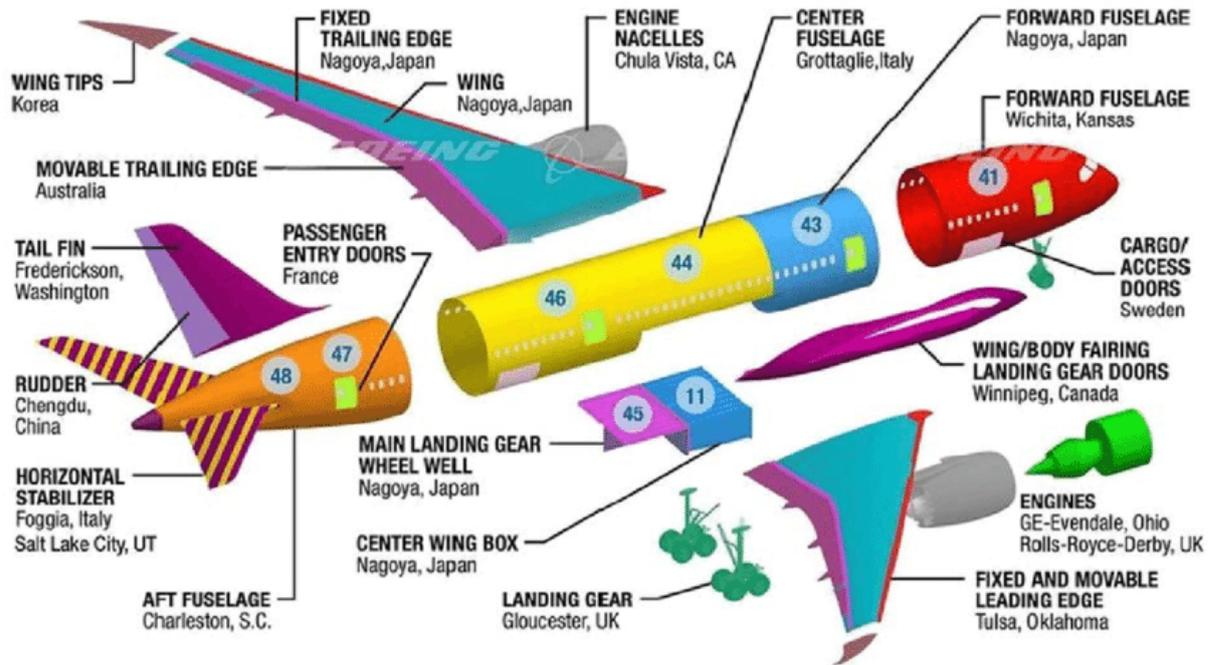


Abbildung 4: Produktaufbruch Boeing B787 nach Zulieferteilen [Cel18]

2.2. Digitale Optimierungsverfahren

Der Entwurf von Flugzeugen ist charakterisiert durch starke interdisziplinäre Wechselwirkungen, die sich nicht rein analytisch beschreiben lassen und somit ein iteratives Vorgehen erfordern [Tor82], [And99], [Jen99], [Ros03]. Aus diesem Grund bestehen seit Beginn der Verfügbarkeit von Computern starke Bemühungen, effiziente numerische Entwurfsverfahren zu entwickeln und zu nutzen. Folgend wird die Entwicklung dieser Verfahren beschrieben von ersten Anwendungen der MDO in den 1980er Jahren bis hin zur gegenwärtig erforschten Optimierung von Zulieferverbänden in der Enterprise Architecture Optimization (EAO).

Zentrale Modellierungsansätze sind seit der Frühzeit der multidisziplinären Optimierung Schlüsseltechnologie, um Analysemodelle in den verschiedenen Disziplinen zu generieren, die miteinander konsistent sind. Erst in den neusten Ansätzen zur EAO werden die verschiedenen Interessen der Partner im Entwicklungsverbund als Teil des Optimierungsproblems miteingefasst. Dadurch wird der Widerspruch deutlich, einerseits das Wissen der Partner voreinander zu schützen, d. h. auf gemeinsame Modellierungsansätze zu verzichten, aber andererseits Effizienz und Konsistenz verschiedener zu erzeugender disziplinärer Analysemodelle sicherzustellen, wie es bis heute gerade durch zentrale Modellierungsansätze realisiert wird.

2.2.1. Erste Generation MDO: erste Nutzung von Computern

In den 1980er Jahren wurden Personal-Computer auf Basis der Intel-i86-Prozessorarchitektur für die breite Anwendung verfügbar. Der Flugzeugvorentwurf basierte zu der Zeit auf der manuellen Auswertung empirisch korrelierter Zusammenhänge. Aufgrund der sehr großen Anzahl notwendiger Berechnungen im iterativen Entwurfsprozess und der mathematischen Einfachheit der einzelnen Formeln war die Automatisierung dieser Berechnungen mit Computern sehr attraktiv. Die große Anzahl meist skalarer Entwurfparameter wurde aus den standardisierten Definitionen der analytischen Auslegungsverfahren als globale Variable in die Computerprogramme übernommen. Ausgeführt durch einen Anwender mit einem Computer wurden mathematische Optimierungsalgorithmen angewendet, um einzelne Entwurfparameter einer manuell vorgegebenen Konfiguration zu optimieren. Empirisch basierte Auslegungsverfahren werden folgend als „Level-0-Verfahren“ (L0) bezeichnet. Diese Programme werden in Kapitel 2.3.1 genauer vorgestellt.

Parallel wurden erste Rechenverfahren entwickelt, die bis dahin manuell ausgeführte Berechnungen physikalischer Zusammenhänge automatisieren. Beispiele sind in der Strukturberechnung Finite-Elemente-Methoden für Stabwerke und Balken [Joh88] sowie in der aerodynamischen Berechnung Traglinien- und Wirbelleiterverfahren (VLM) [Hor87]. Elementare physikalisch basierte Verfahren werden folgend als Level-1-Verfahren bezeichnet (L1). Die Anwendung dieser Programme für den strukturellen Vorentwurf von Tragflächen ist in Kapitel 2.3.2 erläutert.

Die erste Generation MDO ist dadurch charakterisiert, dass alle Programme und Algorithmen auf einem Computer ausgeführt werden. Durch Skripte wurden später mehrere Analyseprogramme miteinander gekoppelt wie Balken-FEM- und VLM-Verfahren. Die iterativ abwechselnde Ausführung monodisziplinärer Analysewerkzeuge und Kopplung der Eingabe und Ausgabegrößen wird als schwache numerische Kopplung bezeichnet. In der quasistatischen Kopplung etwa wird zunächst die Verteilung der Auftriebskräfte berechnet und an das Balken-FEM-Programm übergeben. Mit diesem wird dann die deformierte Form des Flügels berechnet und die neue Flügelform an das VLM zurückgegeben. Die Programme werden so lange wechselseitig ausgeführt, bis das Verfahren zu einer aeroelastischen Gleichgewichtslösung konvergiert. Derartige Verfahren zur multidisziplinären Optimierung von Tragflügeln haben bis in die 1990er Jahre einen Schwerpunkt in der Flügelauslegung gebildet und gipfelten in Arbeiten wie denen von Weisshaar [Wei01], [Wei06].

In dieser Zeit entstanden einige Softwarebibliotheken, die Methoden der Optimierung für Programmiersprachen wie Fortran und C verfügbar machten. Hervorzuheben sind beispielsweise DAKOTA [Wit94], LAPACK [LAP20] und SciPy [Oli06], die bis heute weiterentwickelt werden und auch in verschiedenen kommerziellen Softwares eingebunden sind.

2.2.2. Zweite Generation MDO: dezentrale Analyseflüsse

In den 1990er Jahren begann die Entwicklung höherwertiger disziplinärer Simulationsmodelle unter Ausnutzung der immer leistungsfähigeren Hardware. Dieses sind zum Beispiel Schalenmodelle in der Struktur oder Euler-Verfahren in der Aerodynamik, die folgend als Level-2 (L2)-Verfahren bezeichnet werden. Abbildung 5 zeigt charakteristische L2-FEM- und VLM-Modelle der Flügelauslegung aus [Dor16]. Diesen Verfahren ist gemein, dass eine explizitere Modellierung der physikalischen Phänomene eine explizite 3D-Modellbildung der zu analysierenden Objekte erfordert. Neben dem Lösen der disziplinären Gleichungssysteme bilden auch das Modellieren der Geometrie und deren Diskretisierung disziplinär spezifische Anforderungen. Der numerische Aufwand, aber auch die Anforderungen an den Kompetenzumfang der Anwender, steigen somit deutlich.

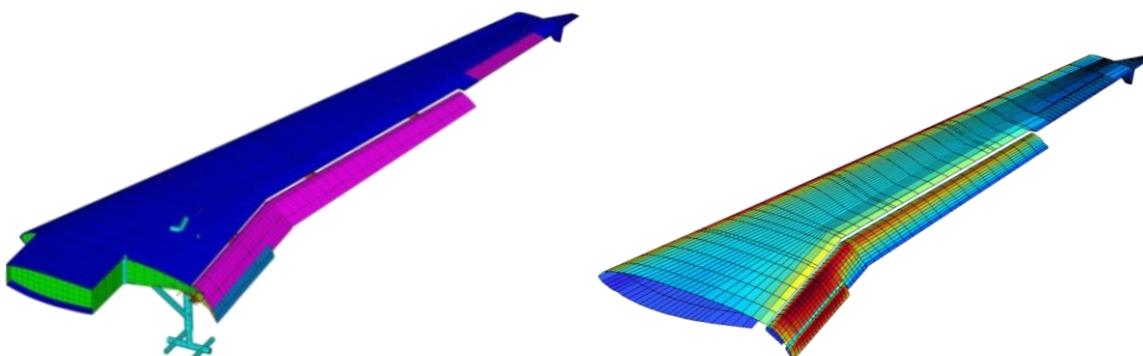


Abbildung 5: FEM- und VLM- Modelle der 2. Generation MDO [Dor16]

Die disziplinäre Analysesoftware wird kommerziell gut verfügbar durch Produkte wie ANSYS oder CFX, die zum Teil jedoch recht spezifische Hardwareanforderungen haben [ANS20]. Für die multidisziplinäre Optimierung wird spezialisierte Software wie Model Center [PHO20] oder iSight [DAS20] kommerziell verfügbar, mit der Analysewerkzeuge auf verschiedenen Computern im Netzwerk miteinander gekoppelt werden können. Eine neue Herausforderung stellt sich mit der im Gegensatz zum L1-Verfahren sehr großen Anzahl an Parametern, die zur Definition der einzelnen Modelle notwendig sind, und der Randbedingung, dass im Gegensatz zu L0-Verfahren keine Konvention zur Benennung dieser Parameter existiert.

Der Analysefluss über eine wachsende Anzahl an Analysewerkzeugen wird durch die grafische Aufbereitung der Software unterstützt, so dass der Anwender die Gestaltung der Datenschnittstellen zwischen den einzelnen Werkzeugen sowie die Datenflüsse manuell bewältigen kann. Abbildung 6 zeigt den Link-Editor in der Optimierungssoftware Model Center, der ein grafisches Verknüpfen der Ein- und Ausgabeparameter der verschiedenen Analysemodelle erlaubt. Grafische Editoren können eine große Hilfe für das Verknüpfen von unterschiedlichen Modellen bieten – solange es sich um relativ wenige Entwurfsparameter handelt, die sich visuell darstellen lassen. Bei heute erreichten Anzahlen von mehr als 10.000 Entwurfsparametern sind derartige Ansätze kaum anwendbar.

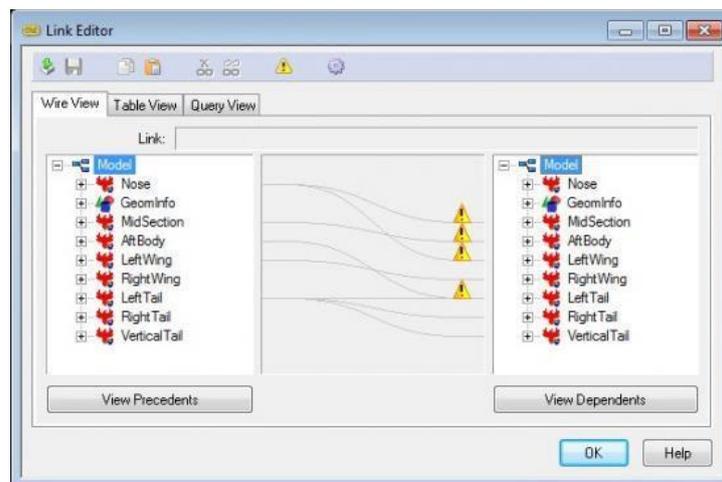


Abbildung 6: Model Center Link-Editor [PHO20]

Große Anzahlen von Parametern sind insbesondere zur genauen Beschreibung komplexer Geometrieformen wie der Flügelkontur notwendig. Dabei werden die mathematischen Funktionen und deren Parameter zur Definition der Kontur derart gewählt, dass möglichst wenige Parameter die Form an physikalische Phänomene anpassen können. Die unterschiedlichen Disziplinen wählen für ihre Modelle deshalb unterschiedliche Beschreibungen, die in der Regel keine identischen Parameter verwenden. Ein direktes Verknüpfen von Modellen unterschiedlicher Herkunft wie bei L1-Verfahren ist deshalb nicht möglich.

Dieses grundlegende Problem wird allgemein dadurch gelöst, dass die verschiedenen Analysemodelle nicht unabhängig voneinander erstellt werden, sondern ein einziges zentrales

Geometriemodell entsteht, das die für alle Disziplinen notwendigen Variablen beinhaltet und aus dem die disziplinären Analysemodelle abgeleitet werden. Die Konsistenz der Modelle für die interdisziplinäre Kopplung und die Anschlussfähigkeit der Optimierungsparameter wird somit sichergestellt. Es ist dafür jedoch notwendig, dass alle am Entwicklungsprojekt Beteiligten die genauen Anforderungen ihrer Modellierungstechnik offenlegen. Genau das ist jedoch als vertrauliches Wissen anzusehen. Alternativ zu zentralen CAD-Modellen sind auch Techniken etwa auf Basis von zentralen Daten oder Wissensmodellen möglich. Kapitel 2.3 geht im Detail auf diese Modellierungsansätze für die strukturelle Vorauslegung von Tragflächen im Kontext dieser Arbeit ein.

In der zweiten Generation MDO werden typischerweise bis zu 10 disziplinäre Werkzeuge miteinander gekoppelt. Die höherwertige physikalische Abbildung erlaubt auch größere Abweichungen vom empirisch erschlossenen Entwurfsraum. Das verteilte Rechnen und Werkzeuge verschiedener Detaillierungsgrade ermöglichen komplexe Optimierungsstrategien, die durch Optimierungsbibliotheken der Software unterstützt werden. Abbildung 7 zeigt den für die zweite Generation MDO charakteristischen Analyseablauf aus [Nag12]. Die einzelnen Blöcke im Ablaufplan repräsentieren die einzelnen Analysewerkzeuge, die verteilt auf verschiedenen Servern im Netzwerk ausgeführt werden [Nag12], [Zil12].

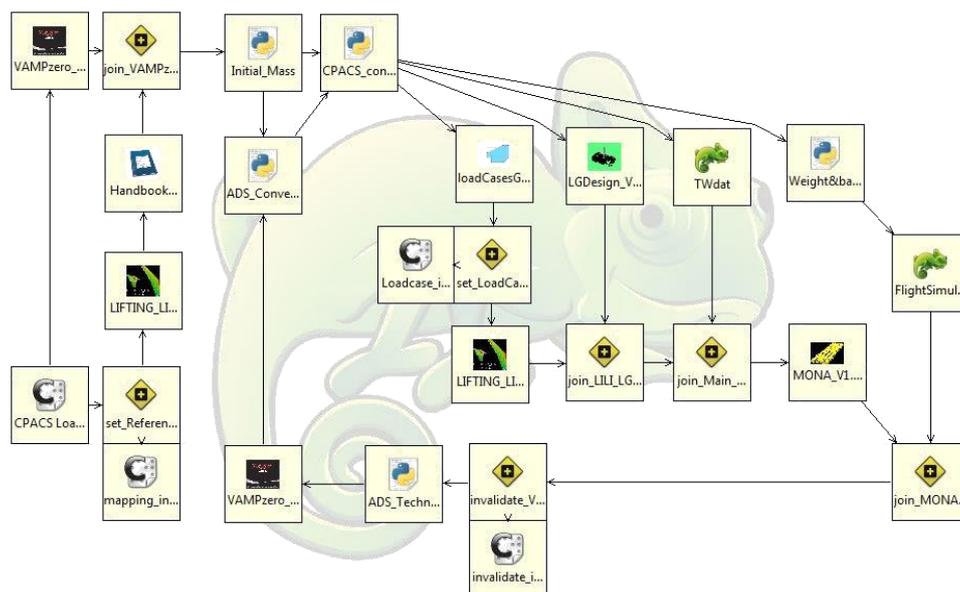


Abbildung 7: MDO-Workflow [Nag12]

Etwa seit den 2000er Jahren werden hochgenaue Verfahren wie nichtlineare Strukturmodelle zur Beulanalyse oder Navier-Stokes-Verfahren in der Aerodynamik im praktischen Produktentwurf verwendet [Kro15], [Gör19]. Diese Verfahren werden als Level-3- Verfahren (L3) bezeichnet. Mit der genauen Abbildung physikalischer Phänomene wie dem Ablösen aerodynamischer Strömungen oder dem Beulen von Strukturen sind hochgenaue Definitionen der Geometrien notwendig, die große Anzahlen an Parametern erfordern [Cas07], [Hai12], [Hwa14]. Durch diesen Umstand steigt der Rechenaufwand in der Optimierung mit genauen

Verfahren nicht nur durch den Aufwand der einzelnen Analysen, sondern auch durch die steigende Anzahl an Variablen, die zu optimieren sind. Bei sehr vielen Optimierungsvariablen kommen aufgrund des Rechenaufwandes ausschließlich deterministische Optimierungsalgorithmen in Frage, welche die Ableitungen der Zielfunktion nach allen Optimierungsvariablen erfordern [Gör19].

Das zu optimierende System ist in der Regel durch mehrere disziplinäre Analysewerkzeuge gegeben, so dass eine analytische Berechnung der Gradienten nicht möglich ist. Das naheliegende Vorgehen ist in dem Fall die Methode der Finiten Differenzen. Dabei wird die multidisziplinäre Analyse, wie sie beispielsweise in Abbildung 7 dargestellt ist, für die Ausgangskonfiguration so lange iteriert, bis sich ein interdisziplinäres Gleichgewicht einstellt. Anschließend werden alle Optimierungsparameter um einen kleinen Wert gegeneinander variiert und für jede Parameterkombination wird die interdisziplinäre Konvergenz berechnet. Der Aufwand zur Bestimmung der Gradienten ist somit immens. Die Gradienten werden vom Optimierungsalgorithmus verwendet, um neue Werte für die Optimierungsvariablen zu bestimmen, die ein besseres Design darstellen. In diesem neuen Designpunkt sind anschließend erneut alle Gradienten zu bestimmen. Das Verfahren wird fortgesetzt, bis die gewählten Optimalitätskriterien keine weitere Verbesserung des Designs mehr erwarten lassen.

Zur Minimierung der Optimierungsvariablen werden deshalb Geometriedefinitionen angestrebt, die mit möglichst wenigen Parametern die Geometrie derart beschreiben, dass eine effiziente Anpassung entsprechend der zu untersuchenden physikalischen Phänomene möglich ist [Sob98], [Sam01], [Son04], [Cas07], [Hai12], [Hwa14]. Dieses Vorgehen ist abhängig von der zu modellierenden Disziplin und erfordert ein genaues disziplinäres Verständnis. Dieses Wissen wird von Unternehmen als äußerst wettbewerbsrelevant angesehen. Diese Arbeit untersucht einen Ansatz der Strukturmodellierung, der diese vertraulichen Informationen nicht benötigt.

Ein großes Forschungsfeld liegt in den mathematischen Optimierungsalgorithmen sowie in den Optimierungsstrategien, in welchem Ablauf die einzelnen Elemente der Optimierungsrechnung miteinander kombiniert werden [Mar13]. Hervorzuheben sind Surrogatansätze, die analytische Ersatzmodelle des zu optimierenden Systems aufbauen [Sob00]. Der Optimierungsalgorithmus nutzt zur Evaluation von Designpunkten und zum analytischen Berechnen der Gradienten lediglich das Ersatzmodell. Dieses Verfahren ist erheblich schneller als die direkte Verwendung des multidisziplinären Analysesystems – wenn der Entwurfsraum sich richtig durch ein Ersatzmodell abbilden lässt. Eine Vielzahl von Techniken ist verfügbar vom Anpassen von Ansatzfunktionen wie Splines bis hin zum Trainieren künstlicher neuronaler Netzwerke. Auch für diese Anwendung ist anwendungsspezifisches Expertenwissen erforderlich. Zum Beispiel Hansen hat die Anwendung von Ersatzmodellen für die Gesamtauslegung von Flugzeugen mit dem Entwurfssystem PrADO aufgezeigt [Han09] (siehe Kapitel 2.3.1), Zill hat ein Verfahren zur

adaptiven Verfeinerung der Surrogate für den in Abbildung 7 dargestellten Analysefluss erarbeitet [Zil13] (siehe Kapitel 2.3.6).

Ein weiterer Ansatz zur Berechnung sehr vieler Ableitungen sind so genannte Adjungierten-Verfahren. Sie ermöglichen durch mathematische Umformung von Analyseproblemen das analytische Berechnen von Ableitungen. Beispielsweise wird die Oberfläche eines Flügels in der CFD-Analyse durch die Koordinaten von typischerweise 100.000 Oberflächenknoten bestimmt. Die Zielfunktion wird definiert durch den Widerstand bei vorgegebenem Auftrieb. Durch Berechnung der Adjungierten kann analytisch bestimmt werden, in welche Koordinatenrichtung jeder einzelne Oberflächenpunkt bewegt werden muss, um den Widerstand zu reduzieren [Mar02], [Mar05]. Das Ermitteln der Adjungierten erfordert einen nicht zu vernachlässigendem Rechenaufwand, ist dafür jedoch unabhängig von der Anzahl der Optimierungsvariablen. Es wird so möglich, das aerodynamische Optimierungsproblem oder auch das aeroelastische Optimierungsproblem ohne Einschränkung auf zuvor gewählte Optimierungsparameter zu lösen. Eine große Schwierigkeit ergibt sich jedoch in der Rückführung der nur durch Oberflächenpunkte definierten, frei geformten Kontur an den Optimierungsprozess, da nahezu alle disziplinären Modellgeneratoren auf parametrischen Modellansätzen aufbauen. **Der in dieser Arbeit verfolgte Ansatz zur Strukturmodellierung nur auf Basis eines frei geformten CFD-Oberflächennetzes liefert somit auch einen Beitrag zur Nutzung der aerodynamischen Freiformoptimierung.**

Open-Source-Software wird in der zweiten Generation MDO weitläufig verwendet, etwa für das Erforschen von Optimierungsstrategien mit openMDAO [Gra19], das dezentrale Rechnen mit RCE [Bod19], Euler- und Navier-Stokes-CFD-Analysen und Adjungierte mit SU2 [SU220] sowie die Strukturmodellierung mit openCSM [Dan13].

Eine wesentliche Forschungsrichtung besteht heute darin, die Abbildungsgenauigkeit und damit auch die Aussagesicherheit der digitalen Methoden immer weiter zu steigern, so dass physikalische Nachweisversuche durch virtuelles Testen ersetzt werden können (Level 4, L4). Virtuelle Tests können die Kosten der Nachweisführung senken und gleichzeitig ein besseres Verständnis der physikalischen Zusammenhänge liefern. In der längerfristigen Perspektive wird eine vollständig auf digital geführten Nachweisen basierte Zertifizierung angestrebt (Level 5, L5), so dass numerische Simulation und physikalisches Testen miteinander Hand in Hand gehen. Ein wesentlicher Schlüssel zum Erreichen dieses Ziels liegt im Bewältigen von digitalen Modellen mit extrem vielen Freiheitsgraden, wofür das Ausreizen von Höchstleistungsrechnern voraussetzend ist [Kro15]. Den mit der Abbildungsgenauigkeit immer weiter steigenden Anforderungen an die Modellerstellung wird gegenwärtig durch konsequentes Ausnutzen der vorgestellten Technologien zur zentralen Modell- und Datenhandhabung begegnet.

2.2.3. Dritte Generation MDO: Umgang mit Wissen

Während die Forschung zum virtuellen Testen mit meistens nur wenigen gekoppelten Disziplinen stark ausgeprägt ist, sind trotz der kommerziellen Verfügbarkeit aller

Softwarekomponenten nur verhältnismäßig wenige Studien veröffentlicht worden, die auf die Erhöhung der Anzahl abgebildeter Disziplinen in der multidisziplinären Optimierung abzielen. Als Grund kann der große Wissensumfang vermutet werden, der für die einzelnen Disziplinen notwendig ist. Neben den Herausforderungen in Bezug auf die numerische Simulation ist es notwendig, alle notwendigen Kompetenzen für die Entwurfstätigkeit zu vereinen. Das praktische Wissensmanagement wirft neue wissenschaftliche Fragestellungen auf; etwa die Organisation der Arbeit bei nicht a priori bekannten Prozessabläufen und den Umgang mit Wissen in Verbänden von disziplinären Spezialisten, die unter Umständen nur eine geringe Überlappung ihres Wissens ausweisen und dieselben Fachwörter in ihren Disziplinen unterschiedlich definiert verwenden [NAS15]. Kooperationsprozesse in der MDO rückten ab 2010 in den Fokus der Forschung [Nag12], [Zil12].

Eines der ersten Beispiele, in dem bis zu 70 Softwarewerkzeuge von 19 Partnerorganisationen in einer durchgehenden MDO-Kette betrieben wurden, ist in [Cia18] beschrieben. Der wissenschaftliche Schwerpunkt der Studie ist dabei auf die Erforschung der Kooperationsprozesse zwischen den ca. 100 beteiligten Experten gelegt. Grundlegend für diese Arbeiten ist die Verwendung des zentralen Datenmodells CPACS (Common Parametric Aircraft Configuration Scheme) [Lie12]. Das zentrale Datenmodell dient als einheitliche Sprache für den Austausch von Entwurfsdaten zwischen den einzelnen Entwurfswerkzeugen. Jedes Softwarewerkzeug wird mit einem Programm für die Übersetzung seiner nativen Eingabe- und Ausgabeparameter in das globale CPACS-Modell ergänzt. In Kombination mit dem Übersetzungsprogramm erscheinen alle Programme mit identisch definierten Ein- und Ausgabeparametern und können ohne Aufwand für die Verbindung der Variablen in Analyseflüsse eingebunden werden. Durch das zentrale Datenmodell wird es ermöglicht, die mehr als 10.000 heterogenen Entwurfsvariablen im Verbund zu handhaben. Abbildung 8 aus [Cia18] zeigt eine Design Structure Matrix (DXS), welche die Datenflüsse zwischen den verschiedenen Komponenten im Entwurf organisiert. Die Ziffern in den Knoten des Diagramms geben die Anzahl der übergebenen Parameter zwischen den Analyseblöcken an.

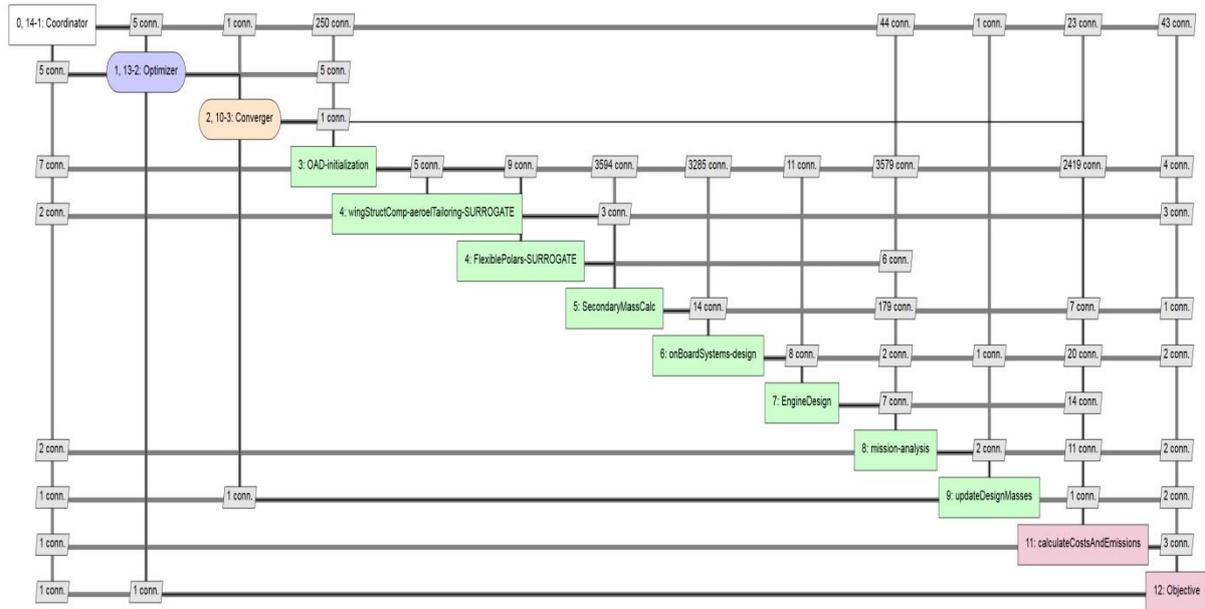


Abbildung 8: Design Structure Matrix [Cia18]

Gegenwärtig liegt der Schwerpunkt der Forschung darauf, nicht nur das Produkt oder einzelne MDO-Rechnungen digital abzubilden, sondern den gesamten Entwicklungsprozess zu digitalisieren. Der wissenschaftliche Umgang mit Entwicklungsprozessen wird seit den Raumfahrtmissionen der NASA in den 1960er Jahren als Systems Engineering (SE) bezeichnet [NAS07], [INC15]. SE beinhaltet ganz allgemein Methoden zum strukturierten Lösen komplexer Aufgaben, vom Definieren des zu lösenden Problems, dem Erheben der Anforderungen, der funktionalen Dekomposition, der Synthese von Lösungselementen und der Optimierung bis hin zur Validierung all dieser Prozessschritte gemäß des so genannten V-Modells, das in Abbildung 9 dargestellt ist [INC15]. Das Systems Engineering stellt eine durchgehende, konsistente Handhabung aller für den Entwurf relevanten Informationen sicher. Informationen werden in Form von geschriebenem Text gehandhabt. SE ist ein wichtiges Instrument, um große Vorhaben der dritten Generation MDO wie das Projekt AGILE erfolgreich handhaben zu können [Cia18].

Im Gegensatz zur zweiten Generation MDO werden nicht nur die digitale Produktabbildung, sondern auch die MDO-Prozessabläufe und das Zusammenwirken der Partner optimiert. Weiterhin werden jedoch alle Informationen zentral generiert und dann darauf aufbauende Teilmodelle und -prozesse aus der zentralen Informationsbasis abgeleitet.

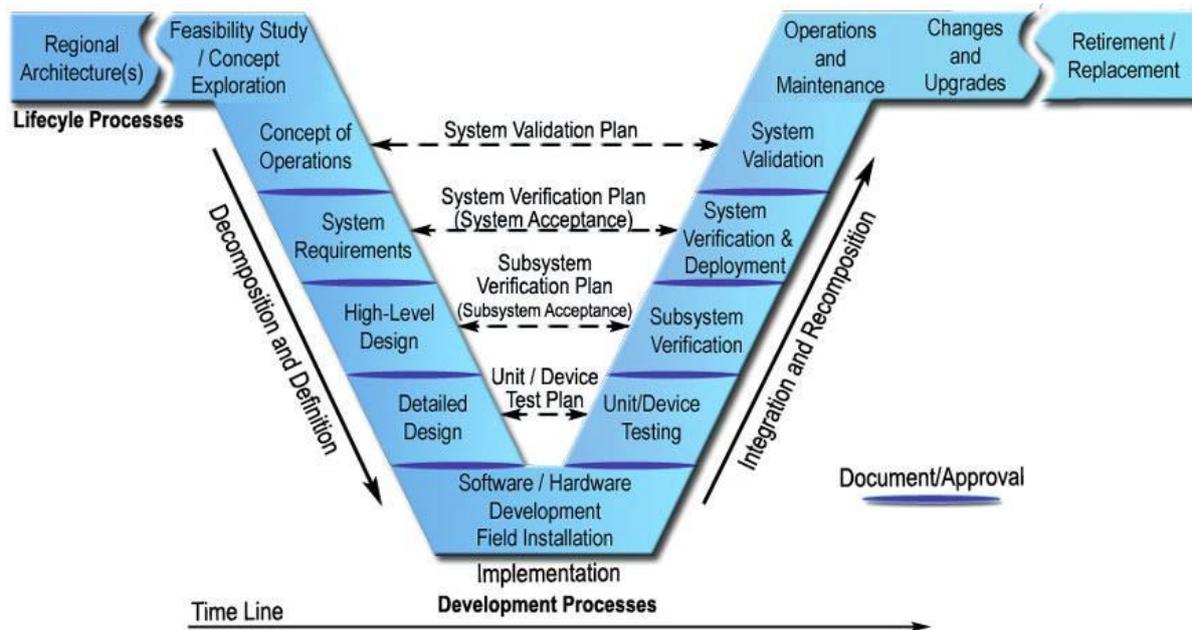


Abbildung 9: V-Modell [INC15]

2.2.4. Optimierung von Architekturen: MBSE und MDO

Beim SE sind die einzelnen Entwurfsschritte nur durch die Weitergabe von Texten miteinander gekoppelt. Die einzelnen Modelle, etwa für das Anforderungsmanagement und die funktionale Dekomposition, müssen einzeln manuell erstellt werden. Eine Änderung beispielsweise der Anforderungen erfordert eine manuelle Anpassung aller folgenden Modelle im Prozess [NAS07], [INC15]. Ein weiterer Generationensprung des Entwicklungsprozesses wird durch die Handhabung aller Entwicklungsinformationen in Form digitaler Modelle gebildet. Im so genannten Model Based Systems Engineering (MBSE) können die Teilmodelle der Entwicklungsschritte automatisiert auf Grundlage der durchgehenden Modellbasis erstellt werden. MBSE verspricht daher eine dramatische Beschleunigung des Entwicklungsprozesses, insbesondere dann, wenn während der laufenden Entwicklung Änderungen in den Anforderungen oder verwendbaren Komponenten erforderlich werden [Hom08], [Col13], [INC15], [Arb16].

Die MDO ist integraler Bestandteil des MBSE. In der klassischen MDO ist der grundlegende Aufbau bzw. die Architektur des zu optimierenden Objektes vorgegeben und im Optimierungsprozess werden vorgegebene Entwurfparameter bestmöglich in Bezug auf die vorgegebene Zielfunktion eingestellt. Im MBSE-Prozess werden auch die grundlegende Produktarchitektur sowie die Ziele und Randbedingungen für die einzelnen MDO-Rechnungen mit optimiert [Ald19], [Bou19], [Zha19].

Mit der Einführung von MBSE stellen sich hohe Anforderungen an die Vielseitigkeit und Robustheit eingebundener Modelle. Dabei ist besonders die Schnittstelle zur MDO kritisch, da viele Generatoren gerade für höherwertige Modelle nur einen relativ kleinen Entwurfsraum

abdecken und noch nicht die Vielseitigkeit bieten, die für eine Optimierung der Gesamtarchitektur notwendig wäre.

Die Durchgängigkeit der Produktdaten im gesamten Zulieferverbund wird von der Industrie in Europa seit den 2000er Jahren unter der Bezeichnung Virtual Extended Enterprise (VEE) vorangetrieben. Dafür sind EU-Projekte mit großen Industriekonsortien unter starker Beteiligung der großen Softwarehäuser als Real-Labor für die Entwicklung von IT-Lösungen für die Implementierung von MBSE erarbeitet worden. Ziel ist es dabei, um den OEM herum eine Infrastruktur zu schaffen, die vereinheitlichte Datenschnittstellen bietet. Dieses so genannte Behaviorioul Digital Aircraft (BDA) beinhaltet im aktuellen Stand der Forschung mehr als 180 Industriestandards einschließlich umfangreicher Konventionen wie dem STEP-Format, so dass sich die Implementierung des BDA extrem komplex und aufwändig darstellt. Mit einer angestrebten Anwendung durch den OEM mit einem sich wenig verändernden Netzwerk aus großen Kernpartnern ist eine langfristige Implementierung und Nutzung vorgesehen, weshalb Einfachheit und Geschwindigkeit zur Einbindung neuer Partner keine zentralen Anforderungen darstellen. Dieser allumfassende Standard hat sich aufgrund seiner sehr hohen Komplexität in der praktischen Anwendung bisher nicht etablieren können [Par04], [Hom08], [Col13], [Arb16].

Darüber hinaus basiert der Ansatz der VEE auf der Annahme einer gemeinsamen übergreifenden virtuellen Firma, in der sich verschiedene Zulieferer einem gemeinsamen Ziel unterordnen und kooperativ zusammenarbeiten. Aus Sicht des OEMs in dem Verbund ist das eine wünschenswerte Sichtweise. Aus Sicht der vielen Zulieferer im Verbund ist das jedoch nicht zutreffend. Die Zulieferer arbeiten in der Regel mehreren OEMs zu und befinden sich im Wettbewerb mit den anderen Zulieferern. Es ist wichtig zu verstehen, dass Zulieferer als Hochtechnologiefirmen charakterisiert sind. Das bedeutet, dass das Geschäftsmodell der Zulieferer auf einem Wissensvorsprung vor dem OEM und ihren Wettbewerbern basiert. Aufgrund des größeren Wissens sind sie in der Lage, Produkte oder Dienstleistungen mit besserer Leistung, höherer Qualität und einem genau angemessenen Ressourceneinsatz, d.h. bei minimalen Kosten, anzubieten. Alle Beteiligte im Zulieferverbund haben ein vitales Interesse daran, möglichst wenige Informationen mit den Partnern zu teilen. Dieser grundlegende Mechanismus steht dem Prinzip der gemeinsamen Virtual Extended Enterprise entgegen.

2.2.5. Enterprise Architecture Optimization

Zulieferverbünde sind perspektivisch nicht als langfristig statische Gebilde zu verstehen, sondern als dynamische Strukturen, in denen das Zusammenwirken der Partner mit ihren individuellen Stärken optimiert wird. Die Enterprise Architecture Optimization (EAO) bildet den heute größten Rahmen der Optimierung. EAO betrachtet den Zulieferverbund mit den Geschäftsprozessen aller beteiligten Partner. Ziel ist es, gleichzeitig das Produkt, dessen Produktion und den Zulieferverbund zu optimieren. Neben Leistungsfähigkeit und Kosten des

Produktes sind auch neue Zielgrößen von Interesse wie Abhängigkeiten zwischen Partnern oder regionale Wertschöpfungsanteile [Cel18], [Zha19].

Die Notwendigkeit von Hochtechnologiefirmen, ihr Wissen zu schützen, wirkt sich auch direkt auf die Schnittstellen im digitalen Zulieferverbund aus: Eine Kernkompetenz liegt im Modellaufbau, der robust hinsichtlich einer großen Breite möglicher Produktarchitekturen ist und gleichzeitig eine effiziente Optimierung ermöglicht. Bei der Weitergabe digitaler Daten wird jeder Partner nur ein Minimum an Informationen weitergeben. Dabei ist beispielsweise die Art, wie ein CAD-Modell aufgebaut und mit welchen Designparametern ausgestattet wird, bereits kritisches Wissen. Dieser grundlegenden Anforderung Rechnung tragend, werden Zulieferverbände zukünftig auf einen schnellen und digitalen, jedoch im Umfang nur minimal notwendigen Informationsaustausch aufbauen.

Aus der EAO ergibt sich eine neue Anforderung an Modellgeneratoren, die mit einem Minimum an Inputdaten Zulieferteile oder Dienstleistungen ermöglichen. Diese Arbeit greift diese neuen Anforderungen auf und entwickelt ein Verfahren, das die strukturelle Vorauslegung von Tragflügeln mit Faserverbundmaterial nur auf Basis von CFD-Oberflächennetzen ermöglicht und somit lediglich die unbedingt notwendigen Informationen der vorausgegangenen Entwicklungsschritte übernimmt.

2.3. Vorauslegung von Flügelstrukturen

Die Vorauslegung von Flügelstrukturen wird heute meistens mit MDO-Verfahren der ersten und zweiten Generation durchgeführt. Dieses Kapitel zeigt umfassend den Stand der Technik auf und erläutert die verschiedenen Ansätze, um das Problem der konsistenten Modellierung verschiedener disziplinärer Modelle zu lösen. Alle gegenwärtigen Verfahren basieren auf zentralen Modellansätzen. Diese Arbeit ergründet einen hierzu grundlegend unterschiedlichen Ansatz der Modellierung, der die ungewollte Weitergabe von Informationen von Partnern im Entwurfsverbund ausschließt.

Die ersten Methoden zur manuellen Vorauslegung von Tragflügeln wurden in den 1950er erarbeitet, indem empirisch basierte Korrelationen zwischen den Massen ausgelegter Flugzeuge und deren Designparametern aufgestellt wurden [Car50], [How58]. Diese Methoden werden als Handbuchverfahren bezeichnet und bis heute verwendet. Dabei finden immer wieder Anpassungen der Korrelationen an den wachsenden Umfang verfügbarer Flugzeugdaten statt [Tor82], [And99], [Jen99], [Ros03], [Ray12], [Tor13].

2.3.1. Numerische Flugzeug-Gesamtauslegungsverfahren

Mit steigender Verfügbarkeit der Personal-Computer in den 1980er Jahren wurden numerische Verfahren für die Gesamtauslegung von Flugzeugen nach dem Prinzip der ersten Generation der multidisziplinären Optimierung entwickelt. Die vorhandenen empirischen Formeln wurden in Computerprogramme übernommen, welche die iterativen Berechnungen der einzelnen Formeln für den Gesamtentwurf automatisierten und den Vorentwurfsprozess bedeutend beschleunigten. Es sind nur wenige Eingabeparameter notwendig, um erste Größen des Flugzeugs zu berechnen, die dann wiederum die Berechnung weiterer bezogener Größen erlaubt. In der Kombination ist es so möglich, anhand nur relativ weniger Vorgabewerte sehr viele Parameter des Gesamtflugzeugs automatisiert zu berechnen. Der Umgang mit den sehr vielen, zumeist skalaren Entwurfsparametern ist eine Hauptaufgabe dieser Programme, die hierfür sehr umfangreiche Parameterdefinitionen und Datenbanksysteme zur Handhabung vorhalten. Die folgende Gleichung zeigt als typische Berechnungsmethode die Formel von Toorenbek zur Berechnung der Flügelmasse anhand des Maximum Zero Fuel Weight des Flugzeugs (MZFW) sowie der Spannweite (b), der Flügelfläche (S), der Flügelpfeilung (ϕ) und des maximalen Lastvielfachen (n) [Tor82].

$$m_{wing} = 0.0017 \cdot MZFW \left(\frac{b_{wing}}{\cos(\varphi_{0.5})} \right)^{0.75} \left[1 + \left(\frac{6.3 \cdot \cos(\varphi_{0.5})}{b_{wing}} \right)^{0.5} \right] \cdot n_{ult}^{0.55} \cdot \left(\frac{b_{wing} \cdot S_{wing}}{t_{root} \cdot MZFW \cdot \cos(\varphi_{0.5})} \right)^{0.3} \quad (1)$$

Die verwendeten Formelzeichen zeigen beispielhaft Parameter auf, die in dieser oder ähnlicher Form als Standards etabliert sind. Es existieren jedoch teilweise leicht verschiedene Schreibweisen im Gesamtentwurf etwa unter Verwendung griechischer Buchstaben dieser

Parameter sowie unterschiedliche Verwendungen in den verschiedenen Fachdisziplinen. Beispielweise sind in der Luftfahrtnorm LN 9300-2 Begriffe und Bezeichnungen spezifisch für die Flugmechanik definiert.

Beispiele für Computerprogramme auf Basis von Handbuchformeln sind das Flight Optimization System (FLOPS) der NASA [McM84] oder das von Heinze an der TU Braunschweig entwickelte Preliminary Aircraft Design and Optimization Programm (PrADO) in seinem initialen Funktionsumfang [Hei94]. Abbildung 10 zeigt die PrADO- Programmstruktur mit vielen disziplinen Analysemodulen und einem zentralen Datenbanksystem, wie es für derartige Programme charakteristisch ist. Heute aktuell verfügbare Programme dieser Art sind zum Beispiel AAA der Firma DARcorp [Ane11], [DAR20], RDSwin [Ray16] und PACE APD der deutschen Firma PACE [PAC20].

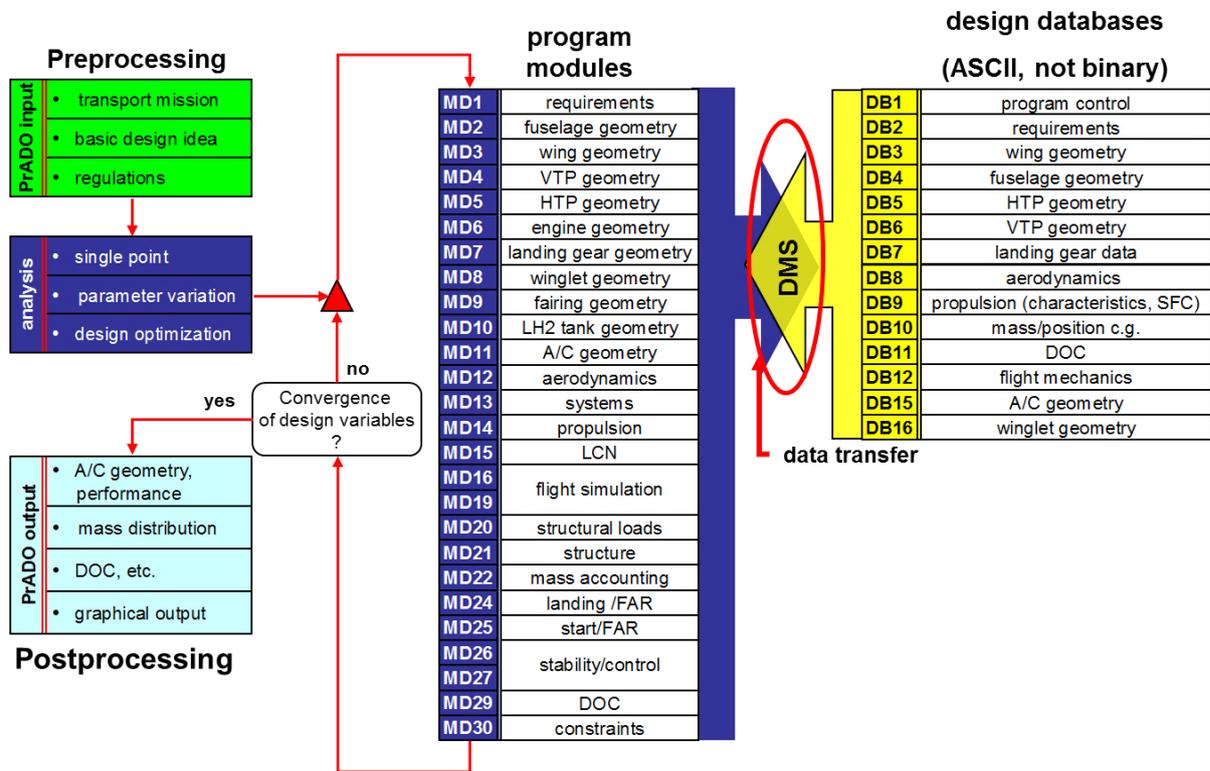


Abbildung 10: PrADO-Programmstruktur [Hei94]

PrADO verfügt in seiner heutigen Ausbaustufe über mehr als 1400 eigenständige Programmroutinen und kann mit einfachen mathematischen Formeln viele Details wie z.B. die Steigung der Trimmspindel der Höhenflosse berechnen. Die empirisch berechneten umfangreichen Daten der Konfiguration erlauben das Ableiten eines sehr umfangreichen und detaillierten Geometriemodells, wie es Abbildung 11 darstellt. Die hier vorliegende Arbeit untersucht eine Methode, die im Vorentwurf eine Massenbestimmung außerhalb der empirischen Basis erlaubt.

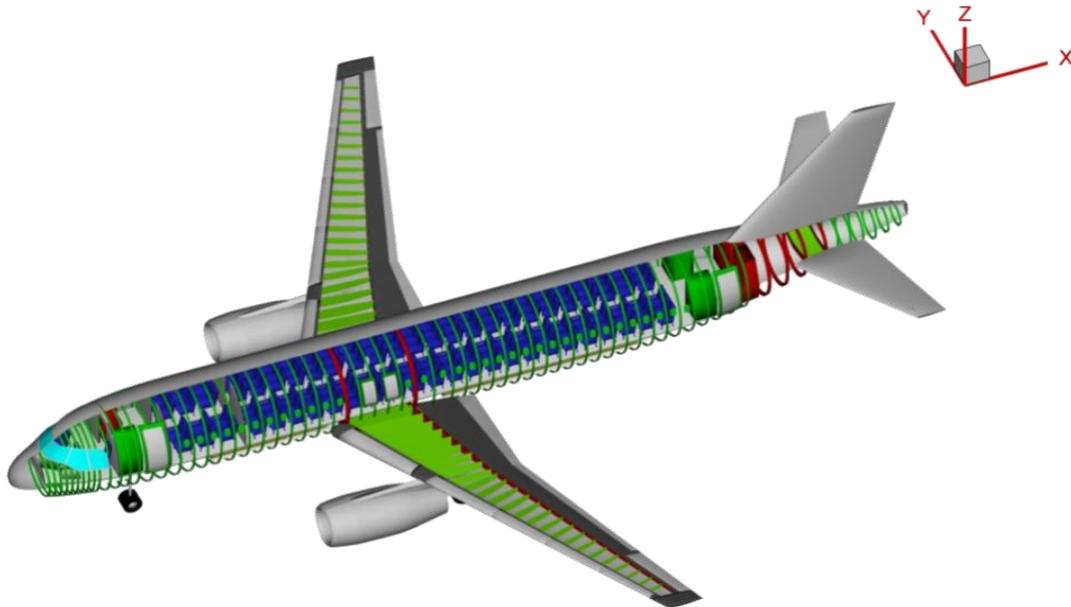


Abbildung 11: PrADO-Geometriemodell

2.3.2. Vorauslegung mit einfachen analytischen Modellen

Vorentwurfssysteme auf Basis empirischer Methoden sind auf den Entwurfsraum eingeschränkt, welcher der empirischen Basis zugrunde liegt. Unter anderem die Konzeptideen der 1990er Jahre für ein sehr großes Transportflugzeug mit einer Kapazität noch deutlich oberhalb des damals größten Transportflugzeugs, der Boeing B747, und damit außerhalb der empirischen Basis motivierten die Anbindung physikalisch basierter Auslegungsverfahren an die bestehenden Gesamtentwurfverfahren. Das PrADO-System ist unter anderem um ein numerisches Balkenmodell für die Strukturauslegung sowie ein Traglinienmodell für die aerodynamische Auslegung [Hor87] erweitert worden [Hei94]. Diese Modelle stellten zu jener Zeit die hochwertigsten Modellierungen dar, die mit einem Personal-Computer in iterativen Entwurfsabläufen gehandhabt werden konnten. Anhand dieser Modellierung wurde eine physikalisch begründete Auslegung auch außerhalb der empirischen Basis möglich, bei der etwa die Lastverteilungen hinsichtlich des besten Kompromisses zwischen dem Widerstand und der Strukturmasse optimiert wird.

Dabei werden alle relevanten Lastfälle aus der in Abbildung 12 dargestellten Flugenvelope berücksichtigt. Die Massenberechnung erfolgt durch die Dehnungs- und Spannungsberechnung mit dem Balken und dem Einstellen der spannweiten Hautdickenverteilung, so dass lokal die Materialausnutzung für den kritischsten Lastfall gleich eins ist. Dieses Verfahren wird als Fully Stressed Design (FSD) bezeichnet und ist in Kapitel 3.2.2 detailliert beschrieben. Da die Analysemodelle geometrisch sehr stark vereinfachend sind, ist deren Beschreibung durch wenige Parameter und somit relativ kleine Erweiterungen der Datenbasen der Gesamtentwurfssysteme möglich. Weiterhin kann eine zentrale Datenbank mit globalen Entwurfsparametern verwendet werden, um alle disziplinären Auslegungsmethoden konsistent anzuwenden.

Die physikalische Massenbestimmung anhand des die Realität stark vereinfachenden Balkenmodells erfordert eine Kalibrierung, wobei der Vergrößerungsfaktor zum Schließen von der einfach berechneten Masse auf realistischen Massen üblicherweise im Bereich zwischen 1,5 und 2,0 liegt [Anh04]. Weiterhin wird auch mit der Kalibrierung zunächst lediglich die Primärstruktur abgeschätzt. Weitere empirische Zusammenhänge werden verwendet, um die Sekundärstrukturen abzuschätzen, die nahezu 50 % der Gesamtflügelmasse ausmachen können [Dug04a].

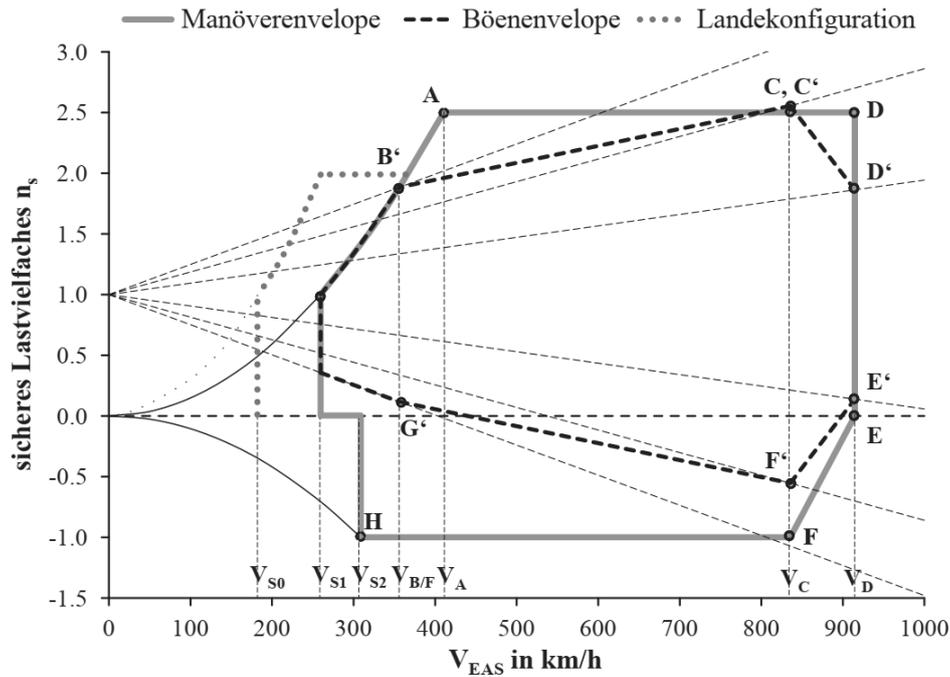


Abbildung 12: V-n Diagramm [Rie13]

Eine eigenständige Modellierung nur für die Vorauslegung von Tragflügeln und für deren Massenvorhersage ist unter anderem von der Grumman Aerospace Cooperation mit den Programmen FASTOP [Wil77] und TSO [Lov89] für Kampfflugzeugflügel auf Basis von Plattenansätzen sowie für Transportflugzeuge auf Basis von Balkenansätzen von den Air Force Wright Aeronautical Laboratories mit dem Programm ASTROS [Joh88] sowie von Airbus mit dem Programm FAME-W entwickelt worden [Kel95], [Kel97], [Dug04]. Die eigenständige Modellierung des Flügels unabhängig von einem einbettenden Gesamtentwurfsprogramm erfordert die manuelle Vorgabe vieler Parameter, die in PrADO automatisiert vorgenommen werden kann. Im Entwicklungsprozess von Airbus ist der strukturelle Flügelvorentwurf mit FAME-W jedoch nicht alleinstehend, sondern in benachbarte Prozesse des Gesamtentwurfs eingebettet, die ebenfalls spezialisierte numerische Werkzeuge verwenden und die Vorgabewerte für die Strukturauslegung bereitstellen. Der Vorentwurf wird als Prozess mit vielen spezialisierten Softwareprogrammen in einem Team von Experten vorgenommen.

Der hohen Detailtiefe Rechnung tragend wird in FAME-W der Balken in mehreren Segmenten detailliert vorgegeben. Die statische Aeroelastizität ist integraler Bestandteil der Flügelauslegung. Abbildung 13 zeigt das FAME-W-Balkenmodell, Abbildung 14 zeigt den aeroelastischen Auslegungsprozess des Programms [Dug04]. Eine Besonderheit von FAME-W sind die so genannten Weight Functions. Das sind Korrelationen von einzelnen Komponentenmassen in Abhängigkeit der relevanten Entwurfparameter [Dug04a]. Die Datenbasis des OEMs erlaubt eine recht detaillierte empirische Abbildung des Flügels mit seinen Komponenten, so dass FAME-W auch heute noch das Standardwerkzeug von Airbus für die Vorauslegung von Tragflügeln ist.

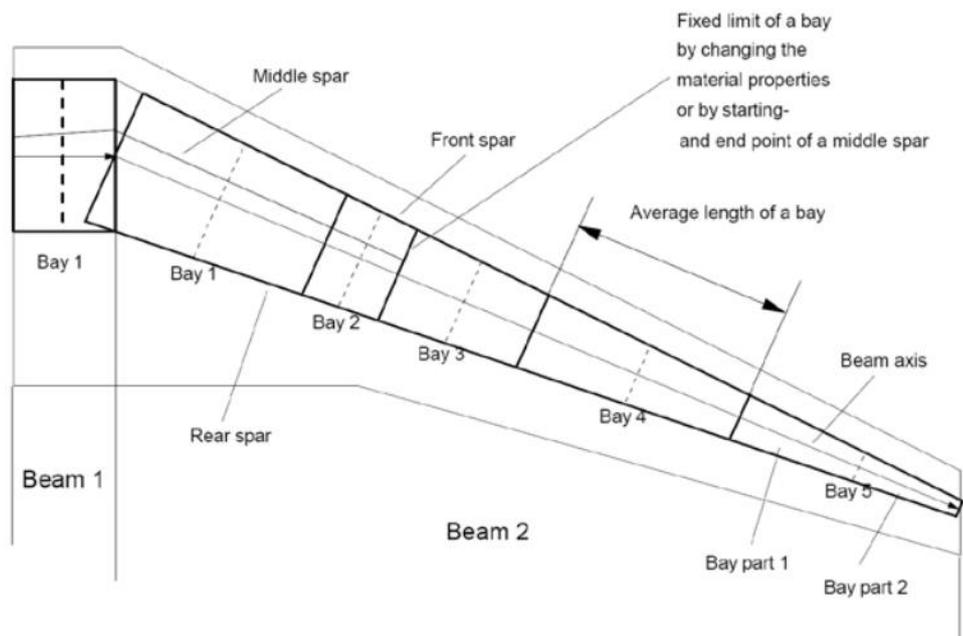


Abbildung 13: FAME-W-Flügelmodell [Dug04]

Das Einbinden vieler Spezialisten in den Prozess und das manuelle und damit auch bewusste Setzen von Parametern mit besonderem Detailwissen zu historischen Daten und den einzusetzenden neuen Technologien geht trotz ähnlicher mathematischer Ansätze der Methoden erheblich über den Detaillierungsgrad hinaus, den ein Einzelanwender in der Nutzung einer Gesamtentwurfsoftware wie PrADO erzielen kann. Es besteht nun jedoch auch die Anforderung, den Modellaufbau in den einzelnen Disziplinen manuell vorzunehmen, so dass der notwendige Aufwand zum Einsetzen dieser Methode in jeder einzelnen Disziplin relativ groß ist.

Die Unterteilung des Vorentwurfsprozesses in Kompetenzbereiche für die einzelnen Disziplinen mit eigenen Werkzeugen hat in der Praxis dazu geführt, dass eine einheitliche Parametrisierung nur noch bedingt gegeben ist (vgl. Kapitel 2.2.2). Im Entwurfsprozess werden Zwischenergebnisse als geschriebene Berichte und zum Teil als Dateien mit Parameterwerten weitergegeben. Das Überführen in die Eingabedateien der jeweils nächsten Disziplin im Prozess erfolgt mitunter manuell unter großen zeitlichen Aufwand und großer

Fehleranfälligkeit. Die Konsolidierung einer gemeinsamen Parameterliste, um darauf aufbauend durchgehende Rechenkettens entsprechend der zweiten Generation MDO aufzubauen, ist eine gegenwärtig immer noch anhaltende Anstrengung der industriellen Forschung.

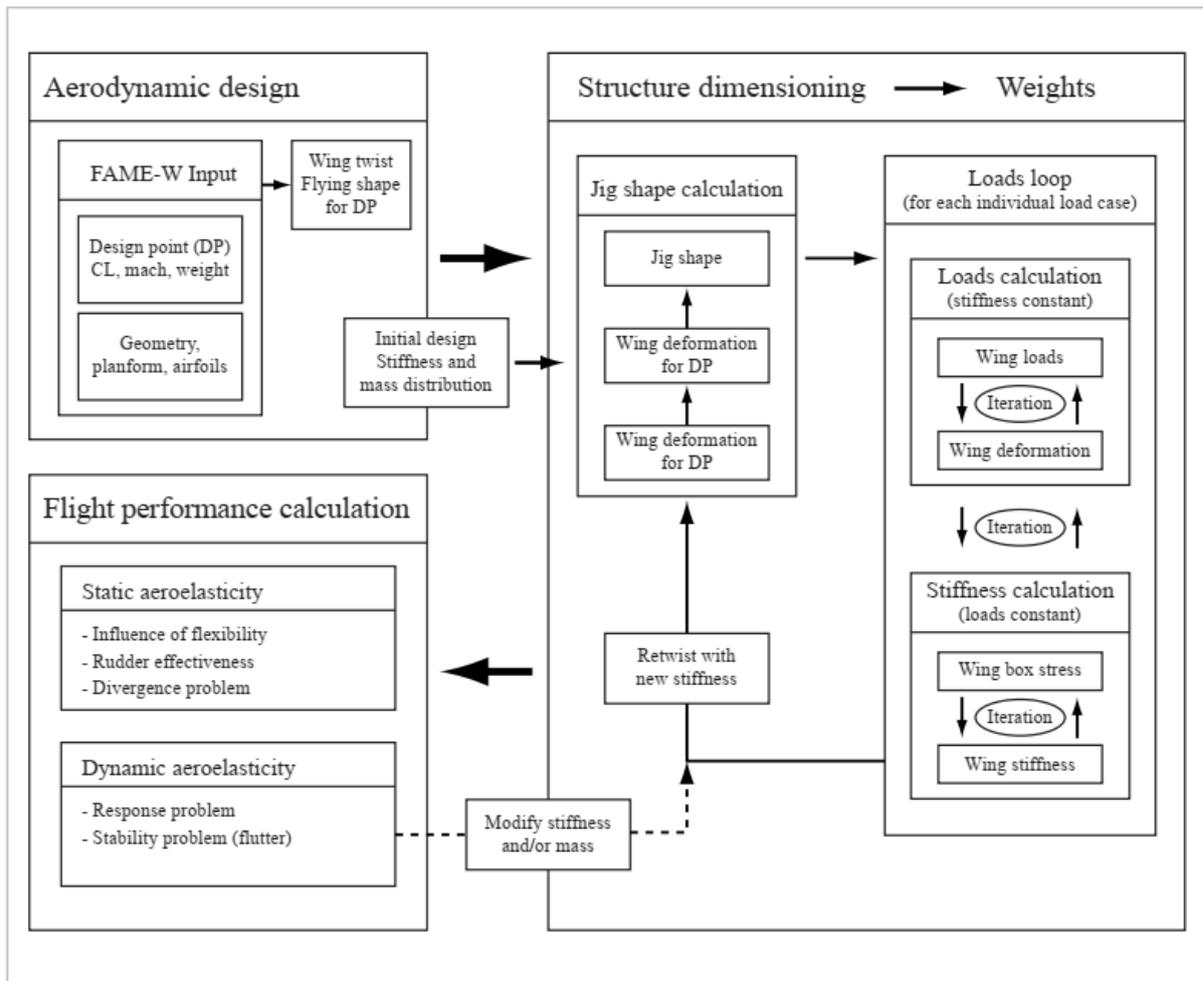


Abbildung 14: FAME-W-Design-Prozess [Dug04]

Ein Flugzeuggesamtentwurfssystem mit hochwertigen Analysemethoden auf Basis einer Parameterliste ist von Rizzi entwickelt worden [Riz11]. Die primäre Zielrichtung besteht in der hochwertigen Berechnung der Flugeigenschaften, um unkonventionelle Konfigurationen besser vorauslegen zu können als mit semiempirischen Verfahren wie Digital Datcom, das diese Eigenschaften empirisch auf Basis von Windkanalmessungen einfacher Grundkörper abschätzt [USA79]. Die statische und dynamische Auslegung auf Basis von Balken in der Software NeoCASS ist Teil des Systems [Cav11], [Cav11a]. Das aus der Arbeit resultierte Programmsystem ist unter dem Namen CEASIOM verfügbar [CEA20]. Abbildung 15 aus [CEA20] zeigt das CEASIOM-System mit seinen disziplinären Modulen.

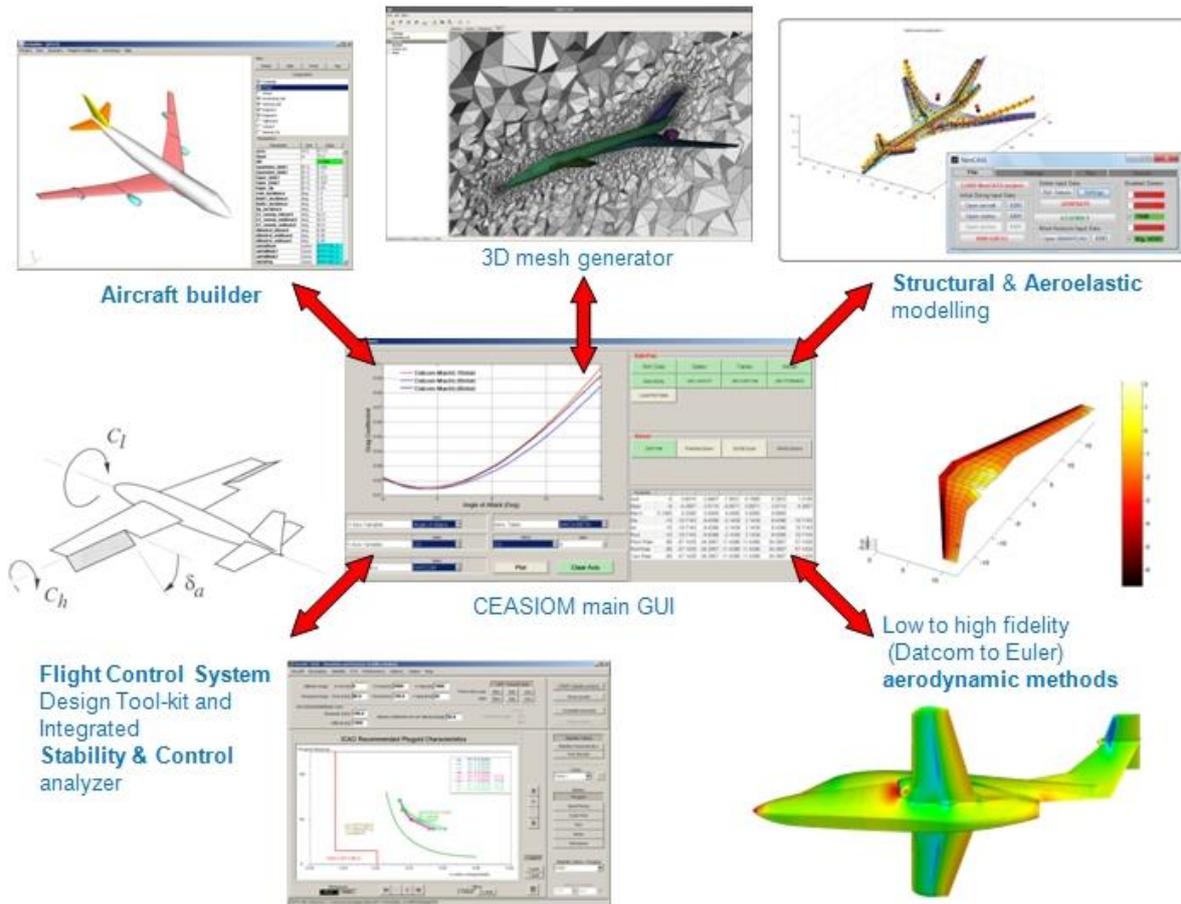


Abbildung 15: CEASIOm-Flugzeugentwurfssystem [Riz11]

In dem Projekt sind u.a. militärische Konfigurationen betrachtet worden. Flugmechanisch relevante Details wie Lufterlässe ließen sich mit dem Ansatz der zentralen Parameterliste nicht befriedigend allgemeingültig umsetzen. Deshalb hat das SIMSAC-Konsortium die Erstellung eines zentralen CAD-Modells zum Aufbau der disziplinären Modelle erwogen [Ber08] (siehe Kapitel 2.3.4), jedoch aufgrund des sehr großen Aufwandes nicht umgesetzt. Das CEASIOm-System ist auf das allgemeingültige zentrale Datenmodell CPACS portiert worden [Riz12] (siehe Kapitel 2.3.6). Diese Entwicklung belegt, dass die zentrale Modellierung auf Basis von Parameterlisten für MDO des Detaillierungsgrades L2 und höher nicht geeignet ist. Diese hier vorliegende Arbeit untersucht einen alternativen Ansatz zur Generierung von L2- bis L3-Verfahren der Struktur und deren Kopplung mit aerodynamischen Verfahren derselben Detaillierung.

2.3.3. Vorauslegung von Tragflächen mit Faserverbundmaterialien

In den 1990er Jahren haben die Perspektiven auf eine Megaliner-Konfiguration mit bisher unerreichter Spannweite, aber auch die steigende technologische Reife und Wirtschaftlichkeit von Faserverbundwerkstoffen die Frage nach Vorentwurfsmethoden für Tragflächen mit Faserverbundwerkstoffen aufgeworfen.

Neben den offensichtlichen Vorteilen hoher spezifischer Festigkeit und Steifigkeit von z. B. kohlenstofffaserverstärkten Kunststoffen können die gerichteten Steifigkeitseigenschaften anisotrop aufgebauter Verbunde genutzt werden, um das aeroelastische Verhalten des Flügels zu beeinflussen. Diese als Aeroelastic Tailoring bezeichnete Technologie kann beispielsweise dafür genutzt werden, um die Flügeldeformation in den Böen- und Manöverlastfällen derart zu beeinflussen, dass die Luftkräfte zum Rumpf hin umverlagert werden. Das daraus resultierende geringere Flügel-Biegemoment ermöglicht Flügel geringerer Masse. Das Ausnutzen der gerichteten Steifigkeitseigenschaften geht jedoch auch zwingend mit einer verringerten Ausnutzung des Festigkeitspotenzials des Materials einher. Aeroelastic Tailoring erfordert somit die globale Auslegung für das Deformationsverhalten gekoppelt mit der lokalen Festigkeitsbewertung. Neben den Lastverteilungen der strukturell dimensionierenden Lastfälle beeinflusst Aeroelastic Tailoring gleichzeitig auch Widerstand in den verschiedenen Reiseflugzuständen, Divergenz, Flatterneigung und Querruderwirksamkeit [Shi86], [Hön98], [Jut14], [Rie13].

Aeroelastic Tailoring stellt hohe Anforderungen hinsichtlich einer umfassenden flugphysikalischen Auslegung der Konfiguration. Gleichzeitig ist auf der gesamten Fläche eine optimale Abwägung zu treffen, inwieweit der geschichtete Faserverbundaufbau hinsichtlich der bestmöglichen Beeinflussung des globalen aeroelastischen Verhaltens oder hinsichtlich der Ausnutzung des lokalen Festigkeitspotenzials aufzubauen ist. Dabei ist die Festigkeitsbewertung für Faserverbundwerkstoffe im Gegensatz zu den bisherigen Metallstrukturen stark richtungsabhängig, wie es in Kapitel 3.2.2 ausgeführt wird. Es werden möglichst genaue Spannungs- und Dehnungsvektoren in den Flächen benötigt.

Für den Modellaufbau stellen sich somit grundlegend neue Herausforderungen. Über die einfachen Geometrien der Balkenmodelle hinaus ist die große Anzahl einzelner Geometrieflächen explizit zu berechnen, um Schalenelemente in der FEM-Berechnung nutzen zu können. Weiterhin ist ein über die Flächen potenziell variabel gestaltbarer Aufbau des Faserverbundmaterials im Model abbildbar zu machen. Damit steigt die Anzahl der handzuhabenden Entwurfparameter um Größenordnungen und stellt ein Haupthemmnis für die Vorauslegung von Faserverbundtragflächen dar. Neben der Handhabung der Entwurfparameter ist auch die Auswahl optimaler Werte für Anzahl, Dicke und Ausrichtung der Einzelschichten jedes Elementes eine besondere Herausforderung, welche die Vorauslegung von Faserverbundtragflächen stellt und ebenfalls von den bisher vorgestellten Methoden nicht geleistet werden kann.

Ausgehend von der Funktionalität zur Auslegung mit aeroelastischen Wechselwirkungen hat Dugas in seiner Arbeit 2002 eine Methode zum Aeroelastic Tailoring in der Anwendung für die Auslegung eines Megaliner-Flügels dargelegt [Dug02]. Er hat die Balkenmodellierung um die Kopplung zwischen Biegung und Torsion erweitert, so dass aeroelastische Deformationen zur passiven Beeinflussung der Deformationen im Entwurf genutzt werden können. Die Dimensionierung erfolgt anhand eines eigenen Kriteriums zur Bewertung der Reparierbarkeit und verwendet die aus dem Balkenmodell abgeleiteten Dehnungs- und Spannungsgrößen.

Laminataufbau und -orientierung werden der Methode vorgegeben und sind nicht Ergebnisse der Optimierung. Der Modellaufbau ist um die zusätzliche Koppelsteifigkeit erweitert; es sind jedoch keine grundlegenden Erweiterungen im Modellierungsansatz notwendig. Auch die Dimensionierung geschieht analog zum bisherigen Vorgehen durch Dickenanpassung vorgegebener Laminataufbauten und Orientierungen jeweils einheitlich für die bisher verwendeten Dimensionierungsregionen. Dugas hat in seiner Arbeit aufgezeigt, dass ein Gesamtentwurf mit Aeroelastic Tailoring möglich ist und dass diese Technologie ein deutliches Potenzial für zivile Transportflugzeuge aufweist. Da der Ansatz auf die klassischen Auslegungsbereiche eingeschränkt bleibt, kann das volle Potenzial der Technologie in der flächig verteilten Gestaltung des Materialaufbaus nicht vollständig genutzt werden. Weiterhin ist die Dehnungs- und Spannungsberechnung in den Laminatflächen abgeleitet von der globalen Deformation des Balkens modellbedingt recht ungenau.

Auf eine höherwertige Spannungs- und Dehnungsberechnung in der strukturellen Vorauslegung von Metallstrukturen zielt die parallele Arbeit von Österheld (2003) ab [Öst03]. Ausgehend von dem Gesamtentwurfssystem PrADO ist das Ziel gesetzt, aeroelastische Wechselwirkungen in der Auslegung zu berücksichtigen und die Spannungs- und Dehnungsverteilungen in den Flächen mit Scheiben- und Balkenelementen abzubilden. Die Aerodynamik wird mit dem potenzialtheoretischen Panelverfahren HISS abgebildet. Sowohl das strukturmechanische Modell als auch das aerodynamische Modell werden aus der zentralen Parameterdatenbank von PrADO abgeleitet. Modellaufbau, Analyse und Dimensionierung sind als eigenständiges Modul programmiert (Structural and Aeroelastic Analysis Module, SAM). Der direkte Aufbau auf dem PrADO-Programm und die Nutzung der vorausgelegten Geometriegrößen ermöglichen die effiziente Nutzung aller entwurfsrelevanten Parameter. Anhand der expliziten Geometriemodellierung stehen Dehnungs- und Spannungsverteilungen für die Strukturdimensionierung zur Verfügung, die insbesondere in Bereichen von starken Veränderungen der Eigenschaften wie am Flügel-Rumpf-Übergang oder bei Kinks eine bessere Abbildung der Physik bieten als die kinematische Extrapolation der Balkenmodelle. Die abbildbaren Konfigurationen sind aufgrund der Modellbildung jedoch zunächst auch auf den Entwurfsraum von PrADO beschränkt.

Das Abbilden neuer Konfigurationen ist möglich, erfordert mitunter jedoch einen erheblichen Modellierungsaufwand. Andersartige Konfigurationen haben spezifische Anpassungen von SAM bzw. auch das Neuprogrammieren notwendig gemacht. So ist beispielsweise die Dissertation von Hansen dem Entwurf bzw. der Anpassung für Blended-Wing-Body-Konfigurationen [Han09], die Arbeit von Werner-Westphal einer spezifischen Konfiguration für verminderten Fluglärm mit der Modellierung des Hochauftriebssystems [Wer10] und die Arbeit von Schürmann den Überschallgeschäftsreiseflugzeugen [Sch16] gewidmet. Diese Arbeiten zielen auf den jeweiligen Gesamtentwurf ab und beinhalten Betrachtungen zur Optimierung der Konfiguration und zu den spezifisch notwendigen Modellen. In allen Arbeiten nimmt die detaillierte Modellierung, ausgehend vom PrADO-Basissystem, eine zentrale Rolle ein. Es zeigt sich damit, dass der Ansatz einer zentralen Tabelle mit Entwurfsparametern sich nur mit großem Aufwand auf neue Architekturen anwenden lässt. Gerade bei unkonventionellen

Konfigurationen außerhalb der empirischen Basis ist diese Fähigkeit zur höherwertigen Analyse notwendig [Wer08], [Wer08a], [Wer09].

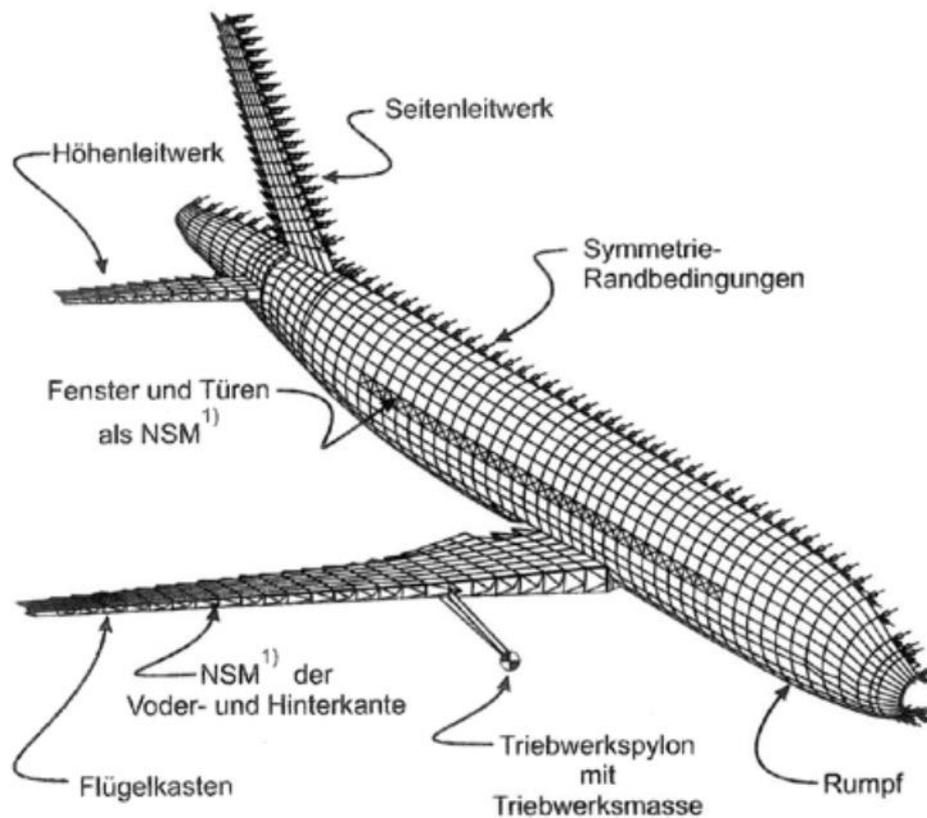


Abbildung 16: SAM-FEM-Modell [Öst03]

Hervorzuheben ist die Arbeit von Rieke, in der er 2013 das Programmsystem PrADO und SAM um die Funktion zur Abbildung und Dimensionierung geschichteter Faserverbundwerkstoffe erweitert [Rie13]. Dabei betrachtet er detailliert die Einbindung der Strukturauslegung mit Faserverbundwerkstoffen in den Flugzeuggesamtentwurf sowie die Kalibrierung der physikalischen Methoden. Er nutzt dabei die umfangreichen Funktionen der Programmpakete PrADO und SAM aus und erweitert die bisherigen Datenstrukturen um die Funktion, geschichtete Materialien abbilden zu können. Ein wesentlicher Beitrag ist weiterhin die Herleitung eines analytischen Verfahrens zur Bewertung der Beulsicherheit von Faserverbundstrukturen, das auch in der hier vorgelegten Arbeit verwendet wird. Die Dimensionierung erfolgt bei Rieke für Festigkeit und Stabilität nach einem erweiterten Fully-Stressed-Design-Verfahren, in dem für alle Festigkeits- und Stabilitätskriterien der Reservefaktor berechnet wird und anschließend das gesamte Material in seiner Dicke skaliert wird. Auch in dieser Arbeit ist die Handhabung der Entwurfsparameter ein zentraler Forschungsgegenstand. Die SAM-Erweiterungen von Rieke für Faserverbundwerkstoffe ist nach seiner Dissertation in keinen später veröffentlichten Studien genutzt worden, obwohl die angestrebte Funktionalität gut erreicht ist. Es ist zu mutmaßen, dass die Handhabung einer derart großen Anzahl an Entwurfsparametern mit dem Ansatz des zentralen Datenbanksystems extrem komplex ist und es eine große Hürde für die Anwendung durch

neue Nutzer gibt. Analoge Vermutungen liegen auch in Bezug zur Weiterverwendung der anderen zuvor genannten Erweiterungen von PrADO und SAM nahe.

2.3.4. Vorauslegung auf Basis von detaillierten Geometriemodellen

Für die Handhabung komplexer Geometrien sind Computer-Aided-Design (CAD)-Systeme entwickelt worden. In der Luftfahrt gilt die Firma Dassault seit Ende der 1960er Jahre als Vorreiter auf diesem Gebiet. Im Laufe der 1990er Jahre erreichten Personal-Computer die notwendige Leistungsfähigkeit, um CAD-Systeme für die dreidimensionale Bauteilgestaltung in der Breite einzuführen. Auch heute noch zählen CAD-Systeme zu Anwendungen, die besonders hohe Anforderungen an die Rechner stellen. Eine Hauptfunktion von CAD-Systemen besteht darin, den Anwender in der Erzeugung von beliebigen Geometrien und deren Verständnis zu unterstützen. CAD-Systeme sind somit ursprünglich für die Interaktion mit Menschen konzipiert und nicht zum Zweck der Automatisierung. Die Eignung zur Verwendung im Vorentwurf, wo Automatisierung und Ausführungsgeschwindigkeit Hauptanforderungen darstellen, war zunächst nicht gegeben.

Mit der neuen Anforderung, die komplexen Geometrien der Luftfahrzeuge explizit handzuhaben, und dem Erreichen der Grenzen zentraler Parameterlisten ist die automatisierte Modellerstellung in den 2000er Jahren in den Fokus der Forschung gerückt. Perspektivisch wurde ein einziges zentrales CAD-Modell angestrebt, das alle Details explizit darstellt [Ron99], [Lab02], [Ric02], [Par04]. Ein derartig vollständiges digitales Mockup als zentrales Modell ist theoretisch dazu geeignet, beliebige Analysemodelle im Entwicklungsprozess daraus abzuleiten. Die hochwertigen Geometrieinformationen könnten dann direkt für die Fertigung bis hin zur Steuerung von CNC-Maschinen weiterverwendet werden. Auf diesen großen Mehrwert abzielend sind die Nachteile der Systeme in Kauf genommen worden.

2010 hat Hürlimann seine Dissertationsschrift veröffentlicht, in der er auf Basis der kommerziellen CAD-Software CATIA V5 eine automatisierte Erzeugung von CAD-Flügelmodellen erarbeitet mit der Ableitung von strukturellen FEM-Modellen sowie aerodynamischen Wirbelleitverfahren [Hür11]. Während die Berechnungsmethoden denen der Arbeit von Österheld ähneln, ist die Geometrieerzeugung nicht durch Verwendung eines Gesamtentwurfsprogramms realisiert, sondern analog zu FAME-W durch die manuelle Vorgabe aller relevanten Parameter. Diese Schnittstelle erlaubt ebenso wie bei FAME-W explizite Vorgaben und somit detailliertere Strukturbetrachtungen und unkonventionelle Lösungen. Ein Schwerpunkt der Arbeit liegt folglich in der effizienten Erzeugung des vollständigen Geometriemodells in dem CAD-System [Hür10]. Die Umsetzung basiert auf der Verwendung der parametrischen Bauteilgestaltung sowie dem hierarchischen Kombinieren mehrerer Komponenten in Baugruppen [Lab05], [Lab06]. Eine in dieser Arbeit entwickelte Innovation besteht in der Anwendung von Makros, um neue Komponenten dynamisch in Abhängigkeit bereits bestehender Komponenten zu erzeugen. In den Anwendungen zeigt er die Vorteile des CAD basierten Vorgehens dadurch, dass er strukturelle Details der Lasteinleitung sowie die Modellierung des Seitenleitwerks und -ruders effizient bewältigt.

Weiterhin weist Hürlimann die Richtigkeit des Prinzips des Fully Stressed Designs für Metallstrukturen sowie die implizite Modellierung von Stringern nach. Die hier vorgelegte Arbeit verwendet dieselben Verfahren zur Strukturdimensionierung von Metallen, wie sie auch Hürlimann verwendet und belegt hat. Sowohl diese Arbeit als auch die von Hürlimann verwenden als Anwendung den F11-Flügel und zeigen Techniken, um neue Geometriekomponenten wie Wölbklappen effizient zu modellieren. Nachteile dieses Verfahrens sind laut Hürlimann der große Rechenaufwand aufgrund der Verwendung der CAD-Software sowie die in dieser CAD-Software fehlende Möglichkeit, Faserverbundmaterialien handzuhaben. Abbildung 17 zeigt den von Hürlimann generierten und dimensionierten F11-Flügel.

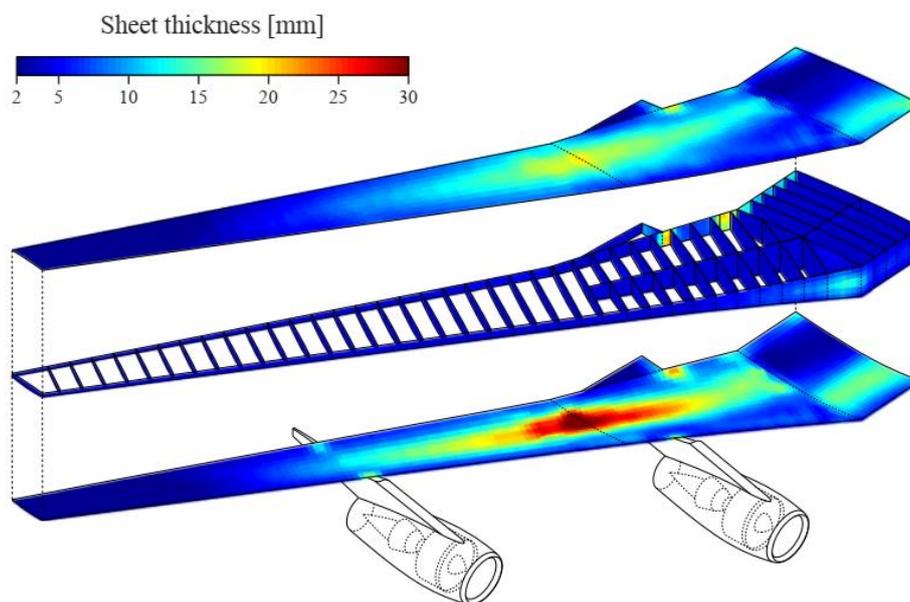


Abbildung 17: Dimensionierter F11-Flügel auf Basis des CAD-Modells [Hür10]

Hürlimann hat manuell prototypische Komponenten im CAD-System definiert, die er durch Vorgabe der Entwurfparameter instanzieren kann. Dabei hat er Regeln genutzt, um automatisiert Details zu generieren. Das Erstellen neuer Prototypen für bisher nicht abgebildete Komponenten erfolgt durch interaktive Anwendung des CAD-Systems. Wie von Hürlimann aufgezeigt, ist die Effizienz zur Erzeugung neuer Komponenten erheblich größer als bei Parameterlisten basierten Ansätzen, der absolute Aufwand ist jedoch immer noch hoch.

In einer parallelen Arbeit zu Hürlimann hat Wenzel die automatisierte Generierung von CAD-Rumpfmodellen und deren Massenvorhersage mit denselben Modellierungsansätzen erarbeitet und dieselben Schlüsse gezogen [Wen07], [Wen10], [Wen11].

Die Software PADlab der TU Berlin kombiniert ein Vorentwurfsprogramm auf Basis von empirischen und einfachen physikalischen Verfahren (L0, L1) mit der automatisierten Generierung von CATIA-CAD-Modellen. Die Berechnungen basieren im Wesentlichen auf einer für L0- und L1-Verfahren üblichen Parameterliste. Das CAD-Modell wird im Nachgang

generiert zur Visualisierung und für nachfolgende manuelle Studien zur Integration der Kabine und ihrer Komponenten [Vie12].

Eine automatisierte CAD-Modellierung von Flugzeugen mit CATIA zur Flugzeuggesamtauslegung und insbesondere zur Integration der Subsysteme ist von Staack entwickelt worden [Sta12].

Die Verwendung des Programms CATIA als Industriestandard bietet die Anschlussfähigkeit an die Produktion; sie geht jedoch auch mit hohen Lizenzkosten und großen Leistungsanforderungen für das grafische Nutzerinterface einher. Ein alternatives Vorgehen besteht in der Nutzung von CAD-Kernen zur Generierung zentraler CAD-Modelle. CAD-Kernel sind Softwarebibliotheken, die in einen eigenen Programmcode eingebunden werden können und Funktionen zur Geometrieberechnung bereitstellen. Besonders bekannt und leistungsstark ist das Open-Source-Projekt OpenCascade [OPE20]. Auf dieser Basis ist das NASA Vehicle Sketchpad entwickelt worden (VSP). Das VSP bietet eine einfache grafische Nutzeroberfläche, in der auf sehr effiziente Weise vordefinierte Geometrie Komponenten wie Rumpf- und Flügelsegmente miteinander kombiniert werden können. Ursprünglich für die Aufgabe des Skizzierens neuer Konzepte entworfen ist das VSP als Engineering Vehicle Sketchpad weiterentwickelt worden (EVSP). In dieser Erweiterung wird das zentrale Geometriemodell zum Ableiten disziplinärer Modelle verwendet [Cha12], [Hai12], [Hai13], [Hai17].

Weitere Arbeiten zur automatisierten Generierung von CAD-Modellen für die multidisziplinäre Optimierung sind veröffentlicht in [Lab02], [Ric02], [Car04], [Muk06], [Sen06], [Muk07], [Ber08], [Hut10], [Jia13].

Ein noch größerer Einfluss auf die Parametrisierung der Konturdefinition kann durch das eigene Programmieren ohne Nutzung von CAD-Kernen erlangt werden. Dieser Ansatz ist z.B. von Klimmek gewählt worden, wobei er erstmalig die explizite Modellierung von Stringern automatisiert hat [Kli16]. Eine weitere Arbeit auf Basis eigener Geometriedefinitionen ist [Qia17].

Alle hier aufgeführten Methoden basieren auf einem zentralen Modellierungsansatz und sind in sich geschlossen. Das heißt, ein disziplinäres Modell von einer der Methoden kann nicht mit einem Modell einer anderen Methode kombiniert werden.

2.3.5. Vorauslegung auf Basis von KBE

Einen grundlegenden Schritt weiter geht La Rocca 2011 in seiner Dissertation [Roc11]. Er erzeugt nicht parametrische Geometrien, sondern entwickelt ein Expertensystem bzw. ein Knowledge-Based-Engineering-Werkzeug (KBE), das auf Basis von Regeln automatisiert Geometrien erzeugt. Im Gegensatz zum assoziativen CAD gibt es keine vorgefertigten Komponenten, sondern einzelne Wissenspattern, die unabhängig voneinander dem KBE-Werkzeug vorgegeben werden. Das KBE-Werkzeug erkennt Zusammenhänge zwischen den

einzelnen Wissenspattern und formt mit Hilfe eines Lösungspfadgenerators automatisch die geometrische Beschreibung. Laut La Rocca ist der Aufwand zum Implementieren eines KBE-Systems zunächst größer als bei assoziativen CAD-Lösungen. Je mehr Erweiterungen für unkonventionelle Geometrien notwendig werden, desto aufwändiger wird das Arbeiten mit assoziativen CAD-Modellen und desto mehr spielt die automatisierte Geometriemodellierung im KBE-System ihre Stärken aus.

In der Implementierung von La Rocca verwendet er die KBE-Software ICAD und deren CAD-Kernel, um alle Geometriemodelle zu erzeugen, die zur Generierung der disziplinären Analysemodelle im Gesamtentwurfsprozess notwendig sind. Abbildung 18 zeigt den Multi Model Generator (MMG) in der Anwendung zur multidisziplinären Optimierung von Blended-Wing-Body-Konfigurationen [Mor04]. In der Studie sind alle Geometrien mit dem MMG zentral erzeugt und in einem gemeinsamen Prozess an die spezialisierten Partner übergeben worden. Diese unkonventionellen Konfigurationen sind eine Hauptmotivation für CAD oder KBE basierte Modellgeneratoren, da sie nur unter sehr großem Aufwand modellierbar sind in den auf empirischer Modellierung basierten Systemen wie PrADO und SAM. Der MMG ist in der übergreifenden Anwendung der 2. Generation MDO zuzuordnen.

La Rocca weist in seiner Arbeit die Funktionalität KBE basierter Geometriemodellierung sowie das Ableiten von FEM für Metallstrukturen und VLM-Modelle analog zu Österheld nach, wobei der Entwurfsraum nicht auf konventionelle Konfigurationen eingeschränkt ist. Aufgrund der Einführung standardisierter Komponenten, den so genannten High Level Primitives, zeigt sich der MMG für den Anwender zunächst wie ein Objekt orientiertes bzw. assoziatives Modell. Erst bei Modellerweiterungen spielt der KBE-Ansatz seine Vorteile aus. La Rocca weist die Methodik zu Erweiterung der Modellierung nach, indem er Steuerflächen explizit modelliert und auslegt.

Ein weiterer CAD-Modellgenerator auf Basis von KBE ist von Munjulury veröffentlicht [Muj17]. Ein KBE-Generator zur Erstellung und Modifikation von CPACS-Datenmodellen (siehe Kapitel 2.3.6) für den Flugzeugentwurf ist von Jepsen [Jep13] und von Zamfir [Zam18] veröffentlicht. KBE-Techniken halten gegenwärtig in elementarer Form Einzug in kommerzielle CAD-Systeme wie mit der CATIA Knowledge Ware [DAS20].

Der grundlegende Umgang mit solchen Entwurfssystemen und das Erzeugen anwendungsrelevanter Produktmodelle und perspektivischen Prozessmodelle ist heute jedoch noch Gegenstand der Forschung. Der Einzug in die industrielle Praxis wird im Laufe der nächsten Dekade angestrebt. Dabei besteht der grundlegende Ansatz darin, möglichst viele Wissenspattern aller Disziplinen und Partner zu Prozessbeginn zur Verfügung zu haben und somit sehr früh ein konsistentes Produkt zu generieren.

Vor dem Hintergrund der Motivation für diese Arbeit stellt dieser Ansatz den denkbar ungünstigsten Fall für die Verbundpartner dar, wenn sie ihr Wissen sogar in codierter Form offenlegen müssen. Es ist jedoch auch denkbar, in einem zukünftigen Entwicklungsschritt ein System aus mehreren vernetzten, wissensbasierten Entwurfssystemen aufzubauen und eine

alternative Lösung zu suchen für die in dieser Arbeit behandelte Frage nach einem Entwurfsansatz mit minimiertem Wissensaustausch zwischen den Entwicklungspartnern. Der methodische Ansatz dieser Arbeit wäre dafür im Fall der Verifizierung der Hypothese in Wissenspatern zu überführen, so dass das Expertensystem automatisiert Anwendungen generiert, wie die in dieser Arbeit manuell entwickelte Methode.

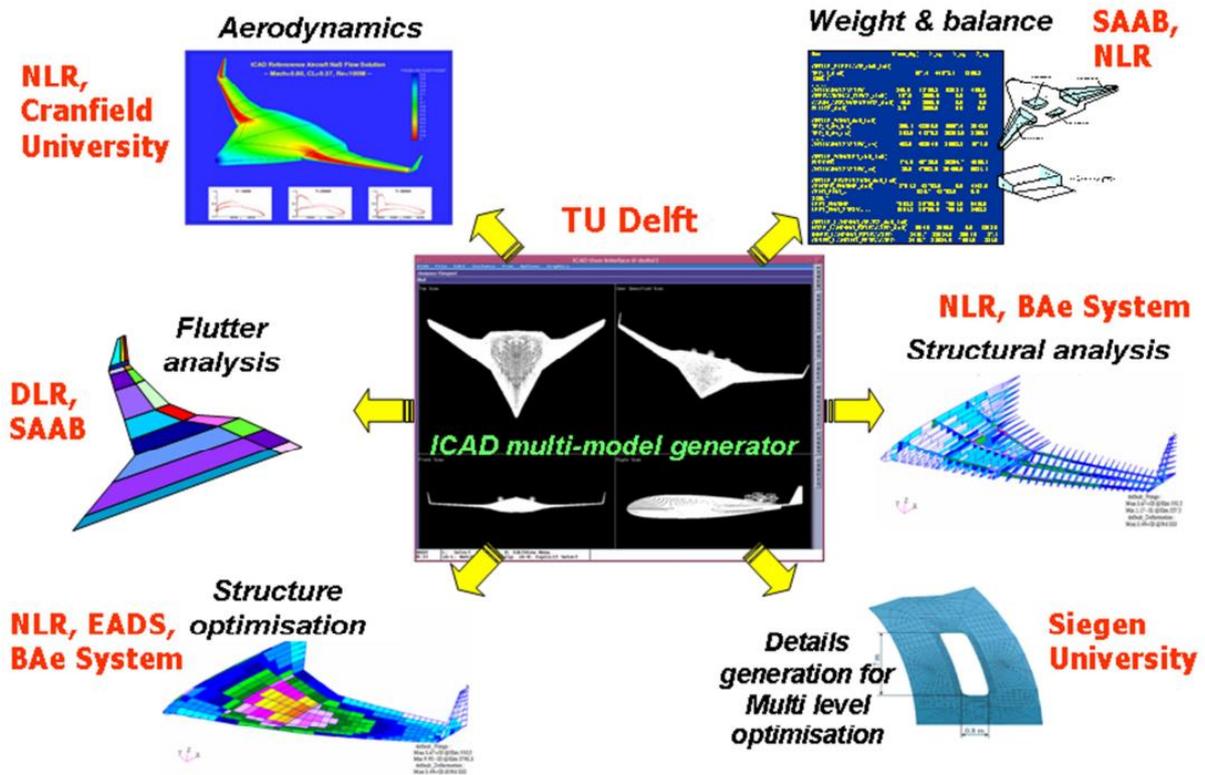


Abbildung 18: Multi-Model-Generator im MOB-Projekt [Roc11]

2.3.6. Vorauslegung auf Basis des Datenmodells CPACS

2005 begann im Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) die Entwicklung eines Vorentwurfssystems, welches das Zusammenwirken verschiedener Spezialisten in einem durchgehend digitalen Entwurfsprozess ermöglichen sollte. Die Motivation für diese Arbeiten lag in der Erkenntnis, dass zentrale Gesamtentwurfssysteme wie PrADO und SAM derart umfangreich geworden waren, dass es eine immense Einarbeitung von mehreren Jahren erfordert, um in der Lage zu sein, das System um neue disziplinäre Modelle erweitern zu können (siehe Kapitel 2.3.3). Dieser neue Ansatz zur Anbindung bestehender Softwarekomponenten sollte primär dieses Problem des Wissensmanagements lösen, indem spezialisierte Softwarekomponenten angebunden werden, die jeweils von disziplinären Spezialisten betreut werden sollten. Von einem CAD zentrierten Ansatz ist abgesehen worden, weil eine Vielzahl an Entwurfsinformationen gehandhabt werden muss, die nicht durch Geometrien beschrieben sind. Beispiele sind Regelungsgesetze für die Flugregelung. Weiterhin haben viele der zu dem Zeitpunkt bereits weit entwickelten Analysewerkzeuge bzw. die dazugehörigen Vernetzungswerkzeuge sehr unterschiedliche spezifische Anforderungen

an den Aufbau der Geometrien; dies steht dem Konzept nur eines zentralen CAD-Systems grundlegend entgegen [Alt11], [Nag12].

In dem neuen dezentralen Ansatz ist das zentrale Datenmodell CPACS (Common Parametric Aircraft Configuration Scheme) entwickelt worden. CPACS ist keine Parameterliste, sondern ein XML-Schema. CPACS definiert somit Vokabeln und Semantik, in der Luftfahrzeuge beschrieben werden können. Eine konkrete CPACS-Datei entspricht immer den Regeln des Schemas, kann aber sehr unterschiedlich aussehen und sehr flexibel nahezu beliebige Konfigurationen und Komponenten beschreiben. Dabei enthält die CPACS-Datei alle explizit erforderlichen Entwurfparameter der beschriebenen Konfiguration. Da CPACS ein Datenmodell und kein Geometriemodell ist, können auch nicht geometrische Informationen wie Materialeigenschaften, Funktionen von Systemen oder auch Steuerparameter für die Anbindung disziplinärer Analysewerkzeuge gehandhabt werden [Lie11].

In Ergänzung sind die Softwarebibliotheken TIXI zur Handhabung von CPACS-Dateien sowie TIGL [Sig19] für Geometrieberechnungen auf Basis des Open-Source-CAD-Kernels Open Cascade entwickelt worden [OPE20]. Geometrieberechnungen können mit TIGL durchgeführt und CAD-Geometrien erzeugt werden. Diese Geometrieberechnungen sind ebenso präzise und rechenintensiv wie in CAD-Systemen. Im Unterschied zu zentralen CAD-Ansätzen werden nicht notwendigerweise alle definierten Geometriekomponenten explizit berechnet, sondern nur jene in dem Moment, in dem sie für den Aufbau eines Analysemodells erforderlich sind. Das CPACS-System handhabt die Entwurfparameter zentral und stellt zentral Bibliotheken zum einheitlichen Umgang mit CPACS-Dateien bereit. Geometrieberechnungen werden lokal beim Aufbau der einzelnen Analysemodelle ausgeführt und derart in den Modellaufbau eingebunden, wie die jeweilige Methode es erfordert [Nag12].

CPACS ist modular aufgebaut und erlaubt die objektorientierte Modellierung nahezu beliebiger Luftfahrzeuge. Einschränkungen resultieren nicht vom Datenmodell her, sondern von den Gültigkeitsbereichen der verwendeten Analysewerkzeuge, wobei Analysemethoden verschiedener Detaillierungsgrade angebunden werden können von Handbuchformeln über elementare Modelle wie Balken und höherwertigen MDO-Modellen wie Schalenmodelle bis hin zu hochwertigen Verfahren (High Fidelity) wie etwa der strukturellen Crashsimulation oder dem aerodynamischen Navier-Stokes-Löser (RANS) [Zil12], [Sch13], [Kro15], [Moe17].

Auf Basis des CPACS-Datenmodells und der TIGL-Bibliothek hat Freund ein parametrisches Flügelmodell entwickelt [Fre14], das durch Bach für die Auslegung von Faserverbundtragflächen verwendet wird [Bac16].

Mailerl hat eine industrielle Anwendung des CPACS-Systems für die aeroelastische Auslegung von Tragflügeln veröffentlicht [Mai13], in der das Optimierungssystem LAGRANGE von Airbus Defence & Space mit weitreichenden Fähigkeiten zur Auslegung von Faserverbundstrukturen unter Berücksichtigung der Aeroelastik und von Fertigungsrandbedingungen aus einem CPACS-Modell heraus eingesetzt wurde. LAGRANGE war ursprünglich für strukturelles Sizing und Optimierung entwickelt worden, ist im Laufe der

Jahre aber um immer mehr Disziplinen erweitert worden. Ausgangspunkt für den Modellaufbau war ursprünglich eine Parameterliste [Sch95]. Später wurde das Programm für manuell aufgebaute CAD-Modelle verwendet [Sch12]. In der aktuellen Entwicklung nutzt das System das CPACS-System, um automatisiert komplexe Modelle aufzubauen, wobei Erweiterungen für die detaillierte Integration der Subsysteme in die Struktur den aktuellen Forschungsschwerpunkt darstellen.

Auf Basis des CPACS-Systems hat Dorbath 2014 in seiner Dissertation ein Verfahren zur Berechnung der Massen von Tragflügeln vorgestellt. Im Kern seiner Arbeit steht der Ansatz eines Multi-Modell-Generators zur Erzeugung von detaillierten CPACS-Modellen auf Basis weniger Eingabewerte, der den Flügel mit den Sekundärstrukturen beschreibt. Von dem zentralen CPACS-Modell werden disziplinäre Modelle abgeleitet für Primär- und Sekundärstrukturen sowie Kraftstofflasten und aerodynamische Lasten, wie in Abbildung 19 dargestellt ist. Dorbath hat in seiner Arbeit die dieser Arbeit zugrundeliegenden Ansätze zur Modellierung und Dimensionierung übernommen und in detaillierten Studien nachgewiesen, dass die Verfahren realitätsnahe Massen berechnen [Dao13], [Dor14].

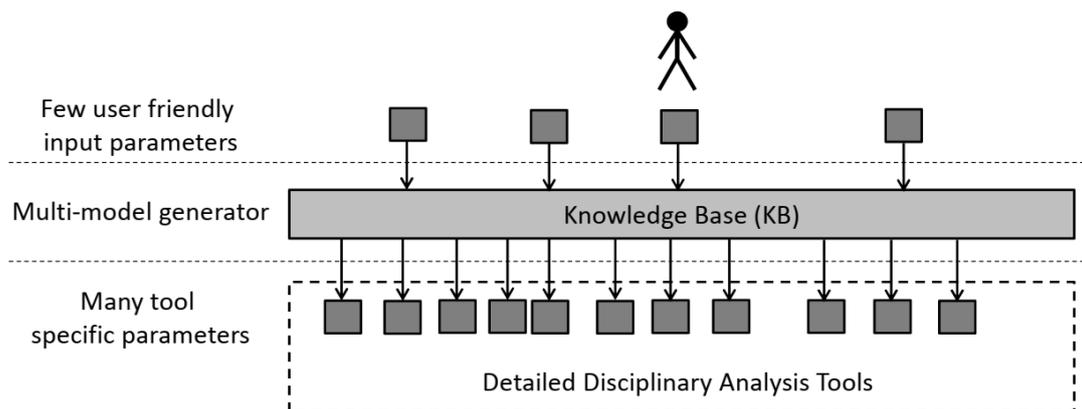


Abbildung 19: Zentraler Modellgenerator [Dor14]

Travaglini erarbeitet in seiner Dissertation 2016 unter konsequenter Nutzung von CPACS und der Geometriebibliothek TIGL das Programmpaket PyPAD (a Python Package for Aircraft Design), welches komplette wie in Abbildung 20 dargestellte Flugzeuge als Schalenmodelle erzeugt auf einem Detaillierungsgrad entsprechend der Arbeiten von Österheld und Rieke. Die Arbeit führt die Strukturauslegung des NeoCASS-Systems aus dem Simsac-Projekt mit seiner auf einer Parameterliste basierten Modellierung [Cav11] in einen Datenmodell basierten Ansatz über. Dadurch sollten in PySIZE beliebige Konfigurationen erzeugt und ausgelegt werden können. In seiner Arbeit weist er jedoch nur geometrisch konventionelle Konfigurationen nach. Ein zweiter Schwerpunkt der Arbeit lag in der Anbindung von Werkzeugen zur statischen und dynamischen aeroelastischen Auslegung [Tra16].

Im Rahmen des EU-Projektes TRADE befindet sich ein System zur Vorauslegung hybrid-elektrischer Luftfahrzeuge auf Basis des CPACS-Datenmodells, Modelica, openMDAO sowie der Open-Source-FEM-Software Calculix in der Entwicklung [Zha19a].

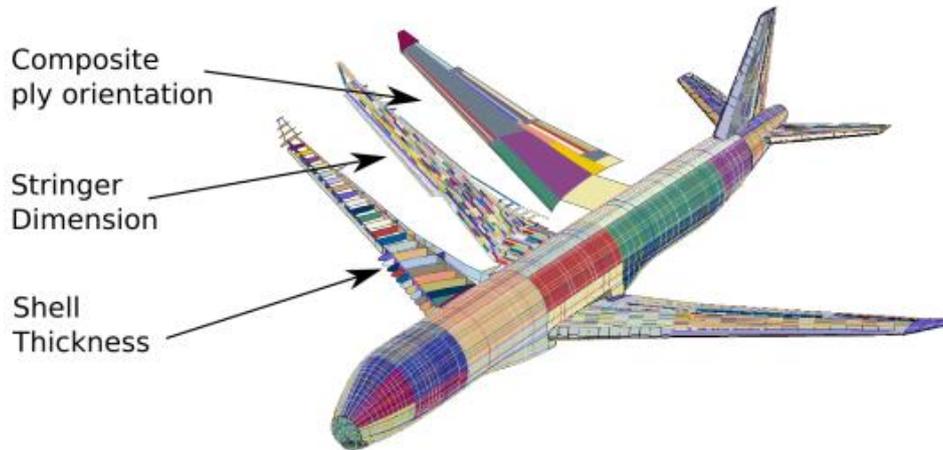


Abbildung 20: Auf Basis von CPACS automatisiert generiertes PyPAD-Modell [Tra16]

CPACS ist als zentrales Datenmodell für dezentrales Rechnen, also die 2. Generation MDO, entwickelt worden, wobei sowohl kommerzielle Software zum dezentralen Rechnen wie ModelCenter [PHO20] oder iSight [DAS20] als auch Open Source wie das im DLR entwickelte RCE zum Einsatz kommen [Sig19]. Dezentrale Rechenkettensysteme zum Gesamtentwurf von Transportflugzeugen wurden 2013 erstmalig in dem DLR internen Projekt VAMP (Virtual Aircraft Multidisciplinary Analysis and Design Processes) realisiert [Alt11], [Zil11], [Nag12]. Dabei hat sich herausgestellt, dass sich eine zentrale Herausforderung im Umgang mit dem Wissen der an dem Prozess beteiligten Experten stellt. Softwarewerkzeuge sind Werkzeuge, deren Anwendung eine Kompetenz erfordert. In automatisierten Rechenkettensystemen werden die Werkzeuge miteinander gekoppelt. Das bewusste Gestalten der Rechenkettensysteme zusammen mit dem bewussten Gestalten der Zusammenarbeit der Kompetenzträger definiert die 3. Generation MDO [Moe17], [Cia18]. Die Projekte IDEaliSM im ITEA2-Förderrahmen [Ber19] sowie AGILE im Horizon-2020-Förderrahmen [Cia18] waren die ersten Forschungsprojekte, die spezifisch auf die 3. Generation MDO abzielten. In beiden Fällen war das zentrale Datenmodell CPACS Grundlage für die erfolgreiche Zusammenarbeit der Verbundpartner.

Im Schema des CPACS-Datenmodells sowie den dazugehörigen Bibliotheken ist das Wissen von vielen unterschiedlichen Spezialisten zusammengetragen worden. Im Kern konnte CPACS entwickelt werden, weil im DLR alle disziplinären Spezialisten verfügbar sind und diese nicht im Wettbewerb stehen, sondern kooperativ die Modellierungsbasis aufgebaut haben. Gegenwärtig ist die Erweiterung der Modellierungsansätze mit CPACS für High-Fidelity-Verfahren wie Navier-Stokes-CFD-Verfahren Gegenstand der Forschung [Wun13], [Kro15], [Gör19]. Das fortgeführte zentrale Integrieren des Wissens aller Entwicklungspartner zum Aufbau ihrer Analysemodelle führt aber auch hier wieder auf das Problem des Wissensschutzes zwischen Wettbewerbern, das diese Arbeit motiviert.

2.4. Beitrag dieser Arbeit zum Stand der Technik

In Kapitel 2.1 ist dargelegt, dass detaillierte Analysen etwa zur Ausnutzung von Festigkeit und von Gestaltbarkeit des aeroelastischen Deformationsverhaltens von Faserverbundmaterialien möglichst früh im Entwurfsprozess berücksichtigt werden müssen.

Kapitel 2.2 zeigt die Evolution der numerischen Verfahren bis hin zur Enterprise Architecture Optimization (EAO) und die daraus folgende Notwendigkeit auf, dass die einzelnen Partner in den immer größer werdenden Entwicklungsverbänden ihr geistiges Eigentum vor den potenziellen Wettbewerbern im Entwicklungsverbund schützen müssen.

Diese Anforderung steht im Widerspruch zu den heutigen numerischen Verfahren zur strukturellen Flügelauslegung. Wie in Kapitel 2.3 dargelegt wird, basieren alle heutigen Ansätze auf zentralen Modellierungsansätzen und somit auf dem umfänglichen Teilen von Wissen.

Daraus lässt sich ableiten, dass die Hypothese der hier vorgelegten Arbeit weiterhin Gültigkeit besitzt. Dementsprechend werden Methoden für die strukturelle Vorauslegung von Tragflächen untersucht, die lediglich das CFD-Oberflächennetz als Konturreferenz verwenden. Dadurch wird ausgeschlossen, dass Entwurfswissen jenseits der Konturform übergeben wird.

Diese Dissertation stützt sich auf Veröffentlichungen des Autors zu Teilgebieten, in denen Konzepte für Tragflügel von Transportflugzeugen erarbeitet werden [Nag03] und eine Methode zur hochgenauen Analyse stationärer aeroelastische Wechselwirkungen entwickelt und angewandt wird [Nag04]. Weiterhin ist eine Methode zur Modellierung von Tragflächen mit FEM [Nag06a] sowie zur Dimensionierung der Modelle mit isotropem Material [Nag06] und mit anisotropem Faserverbundmaterial [Nag08] entwickelt.

Folgend werden diese Einzelergebnisse erstmalig zusammengeführt, um zu erörtern, ob ein effizientes Verfahren zur Vorauslegung von Tragflächen im digitalen Zulieferverbund des Flugzeugbaus möglich ist.

Angesichts des aktuellen Standes der Technik bei den aerodynamischen Auslegungsverfahren ist erstmalig zu erörtern, inwieweit eine Modellgenerierung auf Basis unstrukturierter CFD-Netze stabil möglich ist.

Weiterhin ist zu überprüfen, ob eine automatisierte Anpassbarkeit der Netzfeinheit realisiert werden kann, um je nach Anwendungsfall entweder kurze Rechenzeiten oder detaillierte Spannungs- und Dehnungsverläufe zu ermöglichen.

Schließlich stellt sich die Frage, wie eine effiziente Einbindung der neuen Methode den Auslegungsprozess realisiert werden kann und ob aus der Durchgängigkeit zwischen Modellierung und Dimensionierung ein Geschwindigkeitsvorteil im Auslegungsprozess gewonnen werden kann.

3. Grundlagen

Diese Arbeit entwickelt eine alternative Methode zur Modellerstellung und Datenhandhabung in der strukturellen Vorauslegung von Tragflügeln. Wie in den in Kapitel 2.3 vorgestellten Auslegungsmethoden werden dabei FEM für die strukturelle Analyse verwendet – jedoch auf eine neue Art automatisiert angewandt. Aus diesem Grund führt Kapitel 3.1 detailliert in diese Methode und deren Anwendung ein. Eine besondere Herausforderung ist in dieser Arbeit mit der Handhabung von Faserverbundmaterialien gestellt. Kapitel 3.2.1 erläutert kurz die verwendeten Grundlagen bezüglich der Modellierung des elastischen Verhaltens, der Festigkeitsbewertung sowie der Stabilitätsbewertung. Die Entwurfsprinzipien zur Beeinflussung des aeroelastischen Verhaltens, das so genannte Aeroelastic Tailoring, welches die in dieser Arbeit entwickelte Methode handhaben können soll, werden in Kapitel 3.3 erläutert.

3.1. Finite Elemente Methode

Die analytischen Verfahren der Strukturberechnung basieren im Allgemeinen auf der Formulierung von Gleichungssystemen, welche die spezielle Geometrie der zu analysierenden Struktur sowie deren Randbedingungen abbilden. Geschlossene Lösungen existieren jedoch nur für einfache Körper.

Anstatt direkt eine globale Beschreibung der Struktur zu formulieren, basieren Finite-Elemente-Methoden auf der Diskretisierung des eigentlich kontinuierlichen Körpers in einfache, abgeschlossene Substrukturen – die Elemente. Für jedes einzelne Element ist das beschreibende Gleichungssystem bekannt, in ihrer Gesamtheit wird die Struktur durch Kopplung der Gleichungssysteme der einzelnen Elemente beschrieben.

Dieses Kapitel gibt einen kompakten Einblick in die Zusammenhänge, die den Finite-Elemente-Methoden zugrunde liegen, sowie deren Anwendung, wie es für die Entwicklung der automatisierten Methoden dieser Arbeit relevant ist. Bezüglich einer detaillierten Herleitung sei auf die einschlägige Fachliteratur verwiesen. Die Ausführungen dieses Kapitels stützen sich auf [Coo02].

3.1.1. Begriffe

Finite-Elemente-Methoden beschreiben komplexe Strukturen durch die Verknüpfung vieler einfacher Teilkörper, den so genannten Elementen. Abbildung 21 illustriert zur Erläuterung ein Balkenelement. Das Element wird durch die so genannten Knoten an seinen Enden beschrieben. Die Länge des spezifischen Balkens wird durch den Abstand der Knoten definiert. Weiterhin sind das durch den Querschnitt definierte Flächenträgheitsmoment und der Elastizitätsmodul des Materials Vorgaben, die in der Analyse unverändert bleiben.

An den Knoten sind die so genannten Freiheitsgrade des Elements definiert, wobei im abgebildeten Beispiel eines zweidimensionalen Biegebalkens insgesamt vier Freiheitsgrade d_1 bis d_4 gegeben sind. An jedem der beiden Knoten sind jeweils eine Auslenkung (d_1, d_3) und eine Rotation (d_2, d_4) definiert. Translatorische Freiheitsgrade in der Balkenachse d.h. Stabeigenschaften, sind in diesem Beispiel nicht definiert. Da die zu berechnenden Variablen kinematische Größen sind, werden FE-Methoden als Weggrößenverfahren bezeichnet.



Abbildung 21: Definition Balkenelement

Wechselwirkungen zwischen dem Element und seiner Umgebung sind ausschließlich an seinen Knoten möglich: Durch das Aufprägen von Kräften und Momenten, durch das Vorgeben von Werten der Freiheitsgrade sowie durch das später erläuterte Anbinden weiterer Elemente.

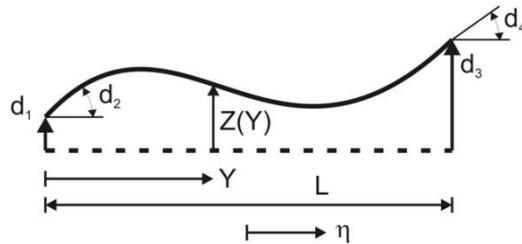
In der FEM-Analyse werden den Modellen durch Vorgabe von Werten für Freiheitsgrade, dem sogenannten Fesseln, Randbedingungen aufgeprägt sowie Lasten definiert. Das Ergebnis der Rechnung sind die Größen der nicht gefesselten Freiheitsgrade sowie die Reaktionskräfte an den gefesselten Freiheitsgraden.

3.1.2. Balkenelemente

Im allgemeinen Fall wird das zu lösende Gleichungssystem auf dem D'Alembertschen Prinzip gebildet. Folgend werden, eingeschränkt für den statischen Fall, Finite-Elemente-Methoden anhand des Prinzips der virtuellen Arbeit veranschaulicht. Grundlage ist hier, dass bei gegebenen äußeren Lasten F unter der Annahme fiktiver, infinitesimal kleiner Auslenkungen der Freiheitsgrade δU die Summe aller geleisteten Arbeit $\delta V = F^T \delta U$ gleich Null ergeben muss. Dabei muss die an den Knoten ermittelte virtuelle äußere Arbeit δV mit der virtuellen inneren Arbeit δU des Elements im Gleichgewicht stehen, die sich durch das Volumenintegral über Spannung mal Dehnung berechnet: $\delta U = \int_V \sigma^T \delta \epsilon dV$.

$$(2) \quad \delta U - \delta V_i = 0$$

Zur Berechnung der inneren virtuellen Arbeit ist die Kenntnis der Dehnungs- und Spannungsverteilung im Inneren des Elementes notwendig. Dabei ist es erforderlich, dass die Deformation des Elements eindeutig durch die Freiheitsgrade beschrieben wird. Abbildung 22 zeigt eine mögliche Deformationsform des Balkens mit den oben definierten Freiheitsgraden und dem folgend verwendeten Koordinatensystemen.

**Abbildung 22: Deformation Balkenelement**

Mit den vier Freiheitsgraden lässt sich ein Polynom dritter Ordnung eindeutig bestimmen. Für die Deformation des Balkens wird folgende Ansatzform verwendet:

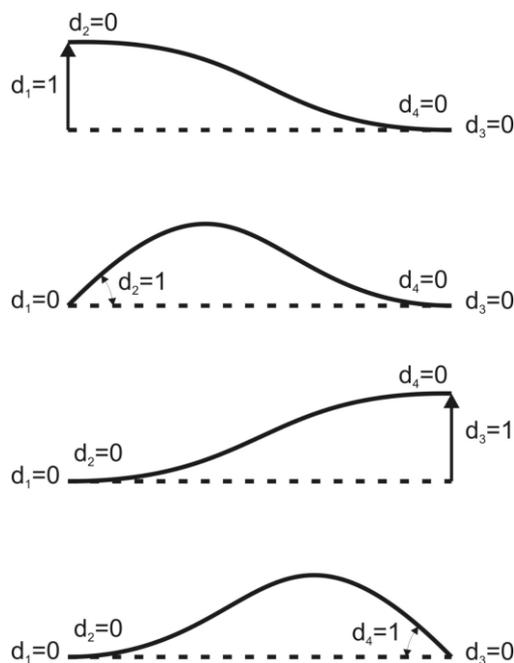
$$z(y) = a_0 + a_1 y + a_2 y^2 + a_3 y^3 \quad (3)$$

Es ist jedoch notwendig, die Deformation des Balkens als Funktion der Freiheitsgrade zu beschreiben. Hierfür wird folgende Formulierung aufgestellt:

$$z(y) = N_1 d_1 + N_2 d_2 + N_3 d_3 + N_4 d_4 \quad (4)$$

$$z(y) = \underline{\underline{N}}^T \underline{\underline{d}} \quad (5)$$

$\underline{\underline{N}}^T$ ist der Spaltenvektor der Formfunktionen. Jede Formfunktion ist ein kubisches Polynom, welches die Deformation des Balkens in Abhängigkeit von nur einem Freiheitsgrad beschreibt, wie sie in Abbildung 23 dargestellt sind:

**Abbildung 23: Formfunktionen Biegebalken**

Die Ansatzfunktionen lauten unter Verwendung des η -Koordinatensystems:

$$(6) \quad N_1 = \frac{1}{4}(1 - \eta)^2(2 + \eta)$$

$$(7) \quad N_2 = \frac{L}{8}(1 - \eta)^2(1 + \eta)$$

$$(8) \quad N_3 = \frac{1}{4}(1 + \eta)^2(2 - \eta)$$

$$(9) \quad N_4 = -\frac{L}{8}(1 + \eta)^2(1 - \eta)$$

Durch Einsetzen und Umformen ergibt sich das bekannte elastische Gleichungssystem:

$$(10) \quad \underline{\underline{k}}d = \underline{F}$$

und mit der Steifigkeitsmatrix formuliert anhand der Formfunktionen:

$$(11) \quad \underline{\underline{k}} = \left[\int_0^L EI \left(\underline{\underline{N''N''^T}} \right) dy \right]$$

$$(12) \quad k = \frac{EI}{L^3} \begin{bmatrix} 12 & 6L & -12 & 6L \\ 6L & 4L^2 & -6L & 2L^2 \\ -12 & -6L & 12 & -6L \\ 6L & 2L^2 & -6L & 4L^2 \end{bmatrix}$$

3.1.3. Systeme aus mehreren Elementen

Die gezeigten Gleichungen stellen ein Modell für die elastische Deformation des Balkenelements dar, welche lediglich von den Balkenparametern E , I und L abhängen. Ist EI entlang des Balkens veränderlich, ist dieser mit mehreren Balken zu diskretisieren, wie es in Abbildung 24 dargestellt ist.

Der abgebildete physikalische Balken wird durch zwei Balkenelemente modelliert. Jedes einzelne Element hat zwei Knoten mit je zwei Freiheitsgraden. In der Kombination werden der rechte Knoten von Element 1 und der linke Knoten von Element 2 zusammengefasst. Die Freiheitsgrade Auslenkung und Rotation am geteilten Knoten müssen identisch sein.

Zur Unterscheidung der Elemente vom Gesamtmodell wird für das Gesamtmodell die Notation $\underline{R} = \{R_1, R_{21}, \dots, R_6\}$ für die äußeren Kräfte und $\underline{r} = \{r_1, r_2, \dots, r_6\}$ für die Freiheitsgrade eingeführt.

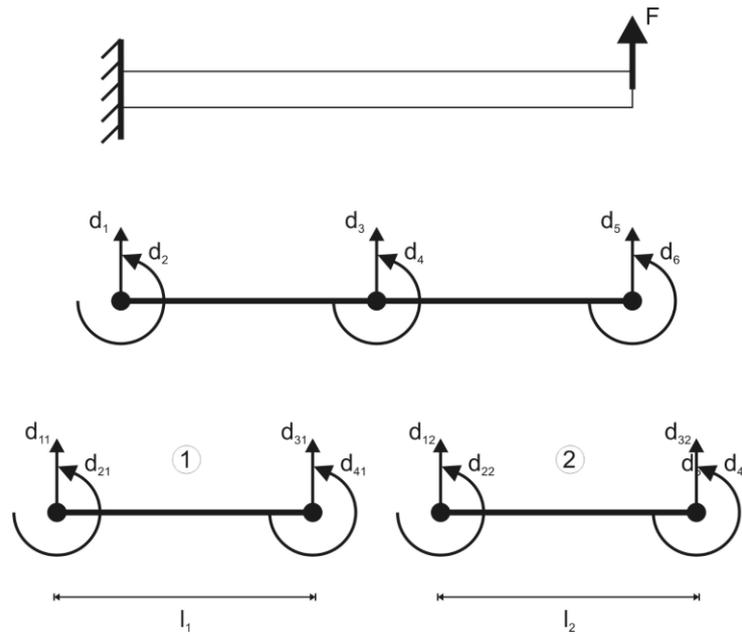


Abbildung 24: Kombination aus Balken

Für die Steifigkeitsmatrix des gekoppelten Systems ergibt sich eine einfache Überlagerung der Steifigkeitsmatrizen der einzelnen Elemente:

$$\underline{\underline{K_r}} = \begin{bmatrix} 12 \frac{E_1 I_1}{L_1^3} & 6 \frac{E_1 I_1}{L_1^2} & -12 \frac{E_1 I_1}{L_1^3} & 6L \frac{E_1 I_1}{L_1^3} & 0 & 0 \\ 6 \frac{E_1 I_1}{L_1^2} & 4 \frac{E_1 I_1}{L_1} & -6 \frac{E_1 I_1}{L_1^2} & 2L^2 \frac{E_1 I_1}{L_1^3} & 0 & 0 \\ -12 \frac{E_1 I_1}{L_1^3} & -6 \frac{E_1 I_1}{L_1^2} & 12 \frac{E_1 I_1}{L_1^3} + 12 \frac{E_2 I_2}{L_2^3} & -6 \frac{E_2 I_2}{L_2^2} + 6 \frac{E_2 I_2}{L_2^2} & -12 \frac{E_2 I_2}{L_2^3} & 6 \frac{E_2 I_2}{L_2^2} \\ 6 \frac{E_1 I_1}{L_1^2} & 2 \frac{E_1 I_1}{L_1} & -6 \frac{E_1 I_1}{L_1^2} + 6 \frac{E_2 I_2}{L_2^2} & 4 \frac{E_2 I_2}{L_2} + 4 \frac{E_2 I_2}{L_2} & -6 \frac{E_2 I_2}{L_2^2} & 2 \frac{E_2 I_2}{L_2} \\ 0 & 0 & -12 \frac{E_2 I_2}{L_2^3} & -6 \frac{E_2 I_2}{L_2^2} & 12 \frac{E_2 I_2}{L_2^3} & -6 \frac{E_2 I_2}{L_2^2} \\ 0 & 0 & 6 \frac{E_2 I_2}{L_2^2} & 2 \frac{E_2 I_2}{L_2} & -6 \frac{E_2 I_2}{L_2^2} & 4 \frac{E_2 I_2}{L_2} \end{bmatrix} \quad (13)$$

Die Steifigkeitsmatrix gekoppelter Balkenelemente lässt sich folglich sehr einfach algorithmisch entwickeln, wobei für jeden Einzelbalken i die invarianten Eigenschaftswerte E_i , l_i und L_i vorzugeben sind.

3.1.4. Lösen des Gleichungssystems

Zum Lösen des Gleichungssystems sind Randbedingungen vorzugeben. Im gezeigten Beispiel ist die Vorgabe $r_1 = r_2 = 0$ naheliegend. An Knoten 3 kann beispielsweise eine Kraft R_5 aufgeprägt werden. Somit lassen sich die äußeren Kräfte R unterteilen in vorgegebene Kräfte R_A und freie Kräfte R_F ebenso wie vorgegebene Freiheitsgrade r_A und freie Freiheitsgrade r_F . Durch Zeilenpermutation lässt sich das Gleichungssystem umstellen:

$$(14) \quad \begin{pmatrix} K_{FF} & K_{AF} \\ K_{FA} & K_{AA} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} r_F \\ r_A \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} R_F \\ R_A \end{pmatrix}$$

Die obere Hälfte der Gleichungen beinhaltet freie Freiheitsgrade r_F , wohingegen die Freiheitsgrade r_A der übrigen Gleichungen z.B. im Sinne einer Einspannung festgelegt sind. Das Lösen des Gleichungssystems geschieht in zwei Schritten:

- 1) Da $r_A = 0$ ist, lässt sich die Verschiebung der freien Knoten r_F direkt berechnen:

$$(15) \quad \{r_F\} = [K_{FF}^{-1}]\{R_F\}$$

- 2) Anschließend können die Auflagerkräfte R_A anhand r_F berechnet werden:

$$(16) \quad \{R_A\} = [K_{FA}]\{r_F\}$$

3.1.5. Ergebnis

Das Ergebnis von FEM-Analysen besteht aus den Verschiebungen der freien Knoten sowie aus den berechneten Auflagerkräften. Dieses Ergebnis basiert auf dem Prinzip der virtuellen Arbeit bzw. dem Gleichgewicht aus innerer und äußerer virtueller Arbeit. Die innere virtuelle Arbeit wurde anhand angenommener Formfunktionen ermittelt.

Für die in dieser Arbeit bedeutende Dimensionierung der Elemente ist zu bewerten, ob bei gegebener Belastung die Kriterien für das Versagen des Materials überschritten werden. Im einfachsten Fall besteht die Versagensbewertung aus dem Überprüfen, ob im Element die zulässige Spannung des Materials überschritten wird.

Hierfür ist in der Nachlaufrechnung der FEM-Analyse die Spannungsverteilung zu berechnen. Unter Annahme starrer Querschnitte kann die Dehnung im Balken berechnet werden durch:

$$(17) \quad \varepsilon(z) = \kappa(z) \cdot z$$

mit der Dehnung ε , der Krümmung κ und dem Abstand von der Balkenachse z . Die Ansatzfunktionen sind kubische Polynome, welche die Auslenkung der Balkenachse als Funktion der Freiheitsgrade beschreiben. Zur Berechnung der Krümmung sind die Ansatzfunktionen somit zweimal zu differenzieren. Im Ergebnis ist die Krümmung und davon abgeleitet die Dehnung entlang des Balkens somit linear. Die durch Einsetzen des Stoffgesetzes berechnete Spannung ist deshalb stark durch die Wahl der Ansatzfunktion getrieben. Im Ergebnis sind nur Lösungen möglich, in denen die Spannung linear entlang des einzelnen Balkenelementes variiert.

Ändern sich die Querschnitts- oder Materialeigenschaften entlang des Balkens, wie es bei Tragflügeln allgemein gegeben ist, ist dieser durch mehrere Balkenelemente mit den jeweiligen lokalen Eigenschaften abzubilden. Somit lässt sich die reale Spannungsverteilung entlang des Balkens multilinear annähern. Je mehr Elemente vorgesehen werden, desto

komplexere Spannungsverläufe können durch das Gleichungssystem abgebildet werden. Die Größe der Steifigkeitsmatrix und somit auch der Rechenaufwand steigen jedoch quadratisch zur Anzahl der Freiheitsgrade. Daher besteht in der Anwendung von FEM- Methoden das grundsätzliche Bestreben, möglichst wenige Elemente zu verwenden und die Elementdichte dort zu erhöhen, wo starke Gradienten der Ergebnisgrößen abgebildet werden müssen. Es ist jedoch viel mechanischer Sachverstand notwendig, um den qualitativen Verlauf der Ergebnisgrößen schon in der Modellbildung vorherzusehen.

3.1.6. Schalenelemente

In der Balkenmodellierung wird von den zweiten Ableitungen der Ansatzfunktionen ausgehend unter der Annahme starrer Querschnitte die Dehnung in der Haut extrapoliert. Dieses Ergebnis ist in hohem Maße durch die zugrunde gelegten Annahmen getrieben. In Bereichen, in denen der Flügelkasten einen Knick aufweist, wie es beispielsweise in Abbildung 13 zwischen Flügel und Rumpf dargestellt ist, tritt im vorderen Teil des Knicks eine Klaffung zwischen den einzelnen Elementmodellen auf. Im hinteren Teil überlappen sich die einzelnen Modelle der angrenzenden Elemente. Es ist ersichtlich, dass die Berechnung der Spannung in der Haut als die für die Dimensionierung primär relevanten Größen nicht sehr präzise ist.

Ein grundlegend präziserer Ansatz besteht in der Verwendung von Schalenelementen. Schalenelemente bilden drei- oder viereckige Hautsegmente ab. Die Form des einzelnen Schalenelements wird durch seine drei oder vier Eckknoten definiert, an denen im dreidimensionalen Fall jeweils drei translatorische und drei rotatorische Freiheitsgrade abgebildet werden. In dieser Arbeit wird ein Element verwendet, das neben seinen vier Eckknoten zusätzlich über Mittelknoten auf seinen Kanten und somit über 48 Freiheitsgrade verfügt. Durch Abbildung des dreidimensionalen Flügelkastens mit Schalenelementen bilden die explizit berechneten Freiheitsgrade die Verzerrung der Hautfelder direkt ab. Abbildung 25 stellt die mit einem Balkenmodell berechnete von Mises Spannungsverteilung (links) dem mit einem Schalenmodell berechneten Ergebnis gegenüber (rechts) [Dor10].

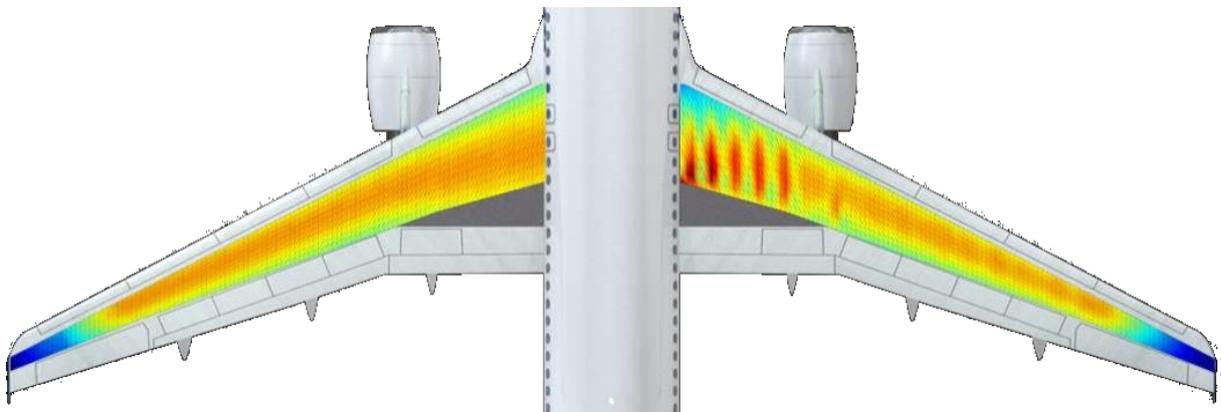


Abbildung 25: Von Mises Spannung berechnet mit Balken (li.) und Schalen (re.) [Dor10]

Es ist deutlich zu erkennen, wie das Schalenmodell die lokalen Spannungskonzentrationen im Bereich der steifen inneren Rippen und im Flügel-Rumpf-Übergang abbildet. Das Balkenmodell berechnet eine äquivalente Biegeenergie im Balken, ist aufgrund des einfachen mathematischen Ansatzes jedoch nicht in der Lage, die detaillierten Spannungsverläufe in der Haut abzubilden. Für die Auslegung von Faserverbundmaterial, dessen Versagenskriterien in Bezug auf die Spannungskomponenten sehr sensitiv sind (siehe Kapitel 3.2.2), ist die Schalenmodellierung der Balkenmodellierung vorzuziehen. Die große Sensitivität der Spannungsvektoren wird in Kapitel 5.6.2 bestätigt.

3.1.7. Anwendung von FEM-Programmen

Auch bei Schalenelementen wird der erreichbare Detaillierungsgrad des Ergebnisses durch den Aufbau des Modells aus Elementen und dem Anordnen der Knoten bestimmt. Der Modellbildung und dem praktischen Umgang kommt daher eine besonders große Bedeutung zu. Abbildung 26 veranschaulicht den typischen Ablauf von FEM-Analysen.

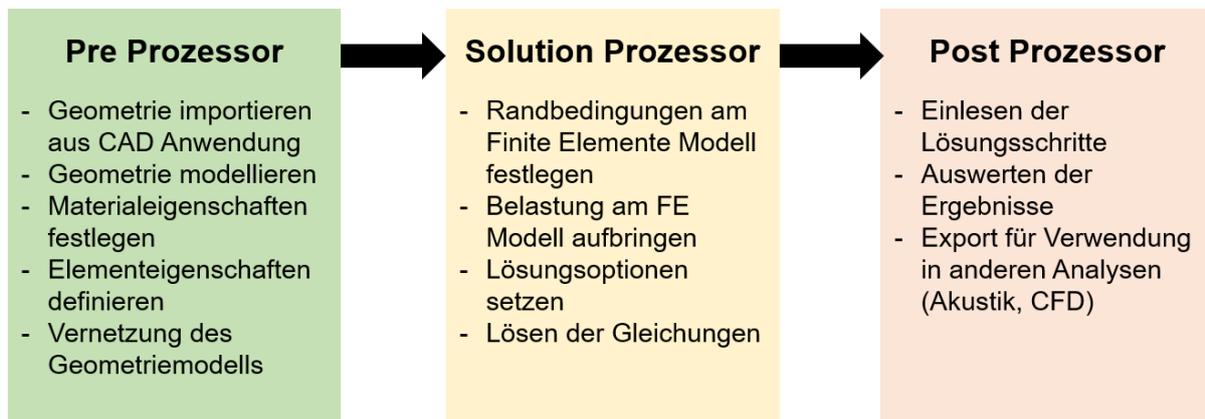


Abbildung 26: Ablauf FEM-Analyse

Die Phasen im Ablauf werden englisch als Pre-Processing, Solution-Processing und Post-Processing bezeichnet. In den FEM-Programmen sind eigene Programmanteile den Operationen der einzelnen Phasen gewidmet, die als Prozessoren bezeichnet werden. Kommerzielle FEM-Programme beinhalten üblicherweise alle Softwarekomponenten zum Durchführen aller Phasen. Es existieren jedoch auch spezialisierte Programme für einzelne Phasen wie den Post-Prozessor ParaView, der FEM-Ergebnisse diverser Solution Prozessoren darstellen kann [PAR20].

Oft bildet die Arbeit mit dem Pre-Prozessor den Hauptanteil des Aufwandes. Die zu analysierenden Geometrien müssen entweder im Pre-Prozessor oder einem angebotenen CAD-System modelliert werden. Für die Vernetzung der einzelnen Geometriekomponenten ist zu definieren, welcher Elementtyp mit welchen Eigenschaften und Koordinatensystemen verwendet werden soll und welche Randbedingungen bei der Vernetzung einzuhalten sind. Dabei ist die Vernetzung einerseits derart vorzunehmen, dass die Anordnung der Knoten in der Komponente die vermuteten Dehnungs- und Spannungsverteilungen abbilden kann.

Andererseits ist gleichzeitig sicherzustellen, dass an den Kanten verbundener Komponenten eine identische Anordnung der Knoten erreicht wird, damit die Elemente der benachbarten Geometriekomponenten miteinander verbunden werden können.

Der Solution-Processor dient der Definition der Lasten, der Randbedingungen und der Optionen zur Lösung des Gleichungssystems. Hier können verschiedene Analysetypen wie z.B. „statisch“ oder „harmonisch“ selektiert oder geometrische Nichtlinearitäten im Lösungsprozess aktiviert werden.

Die Auswertung der Analyse geschieht im Post-Prozessor. Hier können sowohl die Freiheitsgrade als auch die Ergebnisse der Nachlaufrechnungen dargestellt werden. Insofern linear elastisches und reversibles Verhalten vorliegt, können die Ergebnisse unterschiedlicher Analysen desselben Modells miteinander kombiniert werden.

Die meisten Programme verfügen über Programmierschnittstellen oder eingebettete Möglichkeiten der Programmierung, wie z.B. die in dieser Arbeit verwendete Programmiersprache ANSYS-Parametric-Design-Language (APDL). Aufgrund der meist hohen geometrischen Komplexität ist die grafische Schnittstelle für das interaktive Bearbeiten von FEM-Analysen eine Kernfunktionalität heutiger FEM-Programme. Der erkennbare Trend weist in Richtung immer intuitiverer Arbeitsumgebungen, die möglichst geringe Anforderungen an die Anwender stellen.

In dem Zuge wird die Automatisierung mit Programmierschnittstellen zunehmend durch Konzepte des visuellen Programmierens ersetzt. Diese sind meist intuitiv nutzbar bei signifikant geringerem Aufwand als eine Programmiersprache zu lernen. Dieser Ansatz spielt seine Stärke jedoch nur bei einfachen Automatisierungsvorhaben aus. Die komplexe Designautomatisierung, wie in dieser Arbeit adressiert, lässt sich ideal mit Sprachen wie APDL umsetzen.

3.1.8. Massenbestimmung mit FEM

FEM liefern als direktes Ergebnis die Weggrößen und Reaktionskräfte. Daraus abgeleitet werden Dehnungen und Spannungen, die als Basis für die Bestimmung der notwendigen Materialstärken und die Auslegung in der Dimensionierung oder Optimierung dienen. Anhand der berechneten Materialanordnung und der Materialdicke lassen sich die Massen von FEM-Modellen ermitteln. Diese FEM-Massen entsprechen nicht direkt den Massen realer Luftfahrtstrukturen, weil eine Vielzahl an Details wie Wartungsöffnungen oder Halterungen von Subsystemen nicht mit abgebildet wird. Laut Pincha werden in FEM- Modellen nur etwa 30 % – 80 % der primären Massen abgebildet [Pin82]. Dabei besteht eine Sensitivität der Massenberechnung auf die Feinheit des FEM-Netzes. Je feiner das Netz ist, desto besser werden lokale Spannungsspitzen abgebildet. Werden Bereiche der Struktur durch das kritischste enthaltene Element dimensioniert, steigt somit die FEM-Masse mit der Netzfeinheit [Pin83]. Oltmann gibt an, dass typischerweise 60 % – 70 % der Primärstrukturen durch FEM-

Massen abgebildet werden [Olt07]. Dorbath ermittelt für Airbus A320 und Airbus A340 ähnliche Konfigurationen einen Wert von 64,5 % und 66,5 % [Dor14]. In dieser Arbeit werden die von Dorbath ermittelten Werte verwendet, um von der FEM-Masse auf die Masse der Flügelprimärstruktur zu schließen.

Die Flügelmasse setzt sich aus der beschriebenen Primärstruktur sowie der Sekundärstruktur zusammen. Zu der Sekundärstruktur zählen die Massen aller nicht primär tragenden Komponenten einschließlich der Hochauftriebs- und Steuerflächen, deren Kinematiken und Aktuatoren. Der Anteil der Sekundärstruktur liegt bei heutigen Transportflugzeugen zwischen 40 % und 50 % der Flügelmasse. In dieser Arbeit wird von einem Sekundärmassenanteil von 50 % ausgegangen.

Für die Auslegung der Primärstruktur ist die Verwendung realistischer Lasten voraussetzend. In der Flugzeugzulassung ist der Lastenprozess ein wichtiger und umfangreicher Abschnitt, in dem alle denkbaren Lasten identifiziert werden, denen das Luftfahrzeug in seinem Lebenszyklus ausgesetzt sein könnte. In der Zulassung ist nachzuweisen, dass alle Lasten mit vorgegebenem Sicherheitsfaktor ertragen werden. In der Vorauslegung besteht das Ziel darin, die sich ergebenden Massen und Steifigkeiten abzuschätzen, die sich in der Zulassung ergeben werden. Hierfür ist es ausreichend, nur wenige charakteristische Lastfälle aus der Flugvelope zu betrachten. Das Buch von Lomax gilt als Standardwerk für die Erläuterung der Lasten im Vorentwurf [Lom96]. In dieser Arbeit sind immer mindestens der 2,5-g-Lastfall und der -1,0-g-Lastfall für die Auslegung gegen Festigkeitsversagen sowie der 1,0-g-Lastfall für die Auslegung gegen Ermüdung betrachtet. Bei allen Auslegungsrechnungen ist der Sicherheitsfaktor von 1,5 berücksichtigt. Die verschiedenen Auslegungsstudien in Kapitel 5 weisen die spezifisch betrachteten Lastfälle und Annahmen aus.

3.2. Faserverbundwerkstoffe

Faserverbundwerkstoffe sind aus Verstärkungsfasern aufgebaut, die in ein Matrixmaterial eingebettet sind. Die Kombination von Fasern und Matrix ermöglicht es, die Eigenschaften des Werkstoffs gezielt zu gestalten. Dabei bringen die Fasern eine hohe Festigkeit und Steifigkeit in Faserrichtung in den Verbund ein, während das Matrixmaterial die Kraftübertragung zwischen den Fasern sowie die Formtreue des Bauteils sicherstellt. Im Kontext großer Leichtbaukomponenten in der Luftfahrt kommen primär Kohlenstofffasern, Aramidfasern und Glasfasern in Kombination mit polymeren Matrixsystemen zum Einsatz. Bei der Fertigung werden die textilen Fasern in eine Form abgelegt und das Matrixmaterial ausgehärtet. Dabei können die Fasern vorimprägniert sein oder trocken abgelegt und in der Form mit dem Harz getränkt werden. Um einen möglichst hohen Anteil an Fasern im Bauteil zu erzielen und Lufteinschlüsse zu vermeiden, findet die Fertigung von Hochleistungsbauteilen zumeist in Pressen mit Positiv- und Negativform oder in einseitigen Formen mit Vakuumtechnik statt.

Das präzise Ablegen der Fasern ist aufwändig und die daraus resultierende langsame Produktionsgeschwindigkeit ist eines der größten Hemmnisse im industriellen Einsatz dieser Materialien. Heute werden bei flächigen Bauteilen zumeist Halbzeuge verwendet, in denen die Fasern gewebt oder als Tapes unidirektional auf einem Trägermaterial fixiert sind. In der manuellen Ablage der Fasern sind breite Halbzeuge und über die Fläche der Bauteile einheitliche Verbundaufbauten angestrebt, um eine möglichst hohe Produktionsgeschwindigkeit zu erzielen. In diesem Ansatz ist das lokale Ausrichten des Laminataufbaus für die Belastungszustände jedoch nur bedingt gegeben. Mit der Automatisierung der Produktion werden heute zunehmend Roboter eingesetzt, die mit hoher Geschwindigkeit immer schmalere Tapes ablegen und das Leichtbaupotenzial des Materials besser ausnutzen können.

Wie in Kapitel 3.3 ausgeführt wird, beeinflusst der Laminataufbau das Deformationsverhalten des Flügels und damit auch die dimensionierenden Lasten sowie den Widerstand im Reiseflug. Die Gestaltung der Faserverbundstruktur des Flügels muss daher bereits im Vorentwurf des Flugzeugs berücksichtigt werden. Um das Potenzial des Materials auszunutzen, sind jedoch die Freiheitsgrade zur lokal optimierten Laminatgestaltung zu nutzen, die sich mit den neuen Fertigungsmethoden bieten. Diese Arbeit leistet einen Beitrag dazu, diese sehr vielen Freiheitsgrade im Entwurf von Faserverbundtragflächen bereits in der Vorentwurfsphase der Konfiguration angemessen handhaben zu können.

Wie es für den Vorentwurf charakteristisch ist, wird in den Auslegungsrechnungen von mittensymmetrischen Flugzeuglaminaten mit einem Aufbau (0° , $\pm 45^\circ$, 90°) ausgegangen. Diese Notation bezeichnet Laminat, die in ihrer Symmetrieebene eine in 0° -Richtung orientierte unidirektionale Faserschicht aufweisen, die beidseitig von Gewebe umgeben ist, in dem die Fasern in $\pm 45^\circ$ -Richtung ausgerichtet sind und die beidseitig über Deckschichten mit unidirektionalen Fasern der Orientierung von 90° verfügen.

Die Klasse der Flugzeuglamine weist die bezeichnete charakteristische Abfolge von Faserschichten auf. Die Volumenanteile dieser Schichten werden variiert. Mit der Notation [44/44/11] wird ein typisches Flugzeuglaminat beschrieben mit 44 % Anteil 0°-Schicht, 44 % Anteil der ±45°-Schicht und 11 % Anteil der 90°-Schicht. In diesem Aufbau kann das Laminat beispielsweise in der Haut eines Flügels mit der dicken 0°-Schicht die Biegebelastung tragen und der ebenfalls dicken ±45°-Schicht die Torsionslasten. In Umfangsrichtung des Flügels ist die 90°-Schicht nur dünn ausgeführt, weil in dieser Richtung keine großen Lasten auftreten. Durch die Volumenanteile der Schichten ist somit eine Anpassung an die Belastung möglich. Zwei weitere in dieser Arbeit verwendete Freiheitsgrade sind das Schwenken der 0°-Schicht (Tailoring-Winkel) sowie zusätzlich das Schwenken des gesamten Laminats (Off-Axis-Winkel), wie es in Kapitel 3.3.2 ausgeführt wird. Die Freiheitsgrade im Laminataufbau bestehen somit in der Gesamtdicke des Laminates, den relativen Dicken der Schichten sowie im Tailoring- und im Off-Axis-Winkel.

Diese Größen können über das Bauteil variieren, wobei die konkreten Fertigungsverfahren und Kostenziele der Produktion mögliche Gradienten dieser Größen bestimmen. Aufgrund des für den Vorentwurf zu großen Rechenaufwandes und der nicht immer bekannten Randbedingungen für die spätere Produktion ist deren explizite Berücksichtigung in dieser Arbeit nicht sinnvoll. Die wenigen Studien, die Faserverbundmaterialien im Vorentwurf betrachtet haben, haben den Flügel in Segmente mit einheitlichen Materialeigenschaften aufgeteilt, die sich zwischen den Holmen und jeweils zwei Rippen ausdehnen [Rie13]. In dieser Arbeit wird derselbe Ansatz mit Optimierungsregionen parallel zur Möglichkeit implementiert, jedes Element einzeln auszulegen. In letzterem Fall wird nicht überprüft, ob die unabhängig dimensionierten Elemente ein insgesamt fertigbares Design ergeben. Es wird davon ausgegangen, dass sich eine derartige detaillierte Betrachtung an die Vorauslegung anschließt. Mit den beiden benannten Optionen zur flächig veränderlichen Gestaltung des Materialaufbaus sind das elementweise Vorgehen optimistisch und die Verwendung von Optimierungsregionen konservativ in ihren Ergebnissen.

3.2.1. Elastisches Verhalten von Faserverbundwerkstoffen

In der klassischen Laminattheorie wird der Belastungszustand eines Laminats durch Längskräfte n und Biegemomentenbelastung m wie folgt beschrieben:

$$(18) \quad \begin{pmatrix} n \\ m \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} A & B \\ B & D \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \varepsilon \\ \kappa \end{pmatrix}$$

Die Steifigkeitsmatrix des Mehrschichtverbundes wird dabei in die Untermatrizen A, B und D eingeteilt. Matrix A beschreibt den Zusammenhang der Längskräfte mit den Längsdehnungen ε , Matrix D die der Biegemomentenbelastung mit der Krümmung κ . In allgemein anisotropen Laminaten sind diese Belastungs- und Verformungszustände über die Koppelmatrix B gekoppelt. Beim Einsatz von Faserverbundstrukturen in Tragflügeln ist vor allem die Beeinflussung der Verformungszustände Biegung und Torsion des Flügels relevant. In

klassisch anisotropen Laminaten sind diese Verformungszustände durch die vollbesetzte Matrix D gekoppelt und Matrix B ist unbesetzt.

Wird ein klassisch anisotropes Laminat in Ober- und Unterschale des Flügelkastens symmetrisch eingesetzt, kommt es zu einer Biege-Torsions-Kopplung der Flügelverformung. So kann in gepfeilten Tragflügeln die geometrische Kopplung von Torsions- und Biegedeformation durch den Tailoring-Winkel direkt beeinflusst werden. Die Ausnutzung der Steifigkeit zum Beeinflussen der aeroelastischen Flügelformen wird in Kapitel 3.3.2 beschrieben.

3.2.2. Festigkeit

Die Festigkeit bzw. strukturelle Integrität ist die grundlegendste aller Anforderungen an Strukturen. Je nach Material werden in der Literatur vielfältige Versagenskriterien für die festigkeitsgerechte Dimensionierung vorgeschlagen. Bei isotropen Materialien wie Metallen sind gute Ergebnisse mit einfachen Kriterien wie z.B. dem Maximalspannungskriterium erzielbar. Faserverbundmaterialien und deren genaue Festigkeitsvorhersage sind dahingegen immer noch Gegenstand der Forschung. Die Versagenskriterien können entsprechend ihrer zugrunde liegenden Hypothesen drei Gruppen zugeteilt werden: Limit oder nicht interaktive Theorien (Maximalspannungs-/ Maximaldehnungskriterien), vollständig interaktive Theorien (wie Tsai-Hill und Tsai-Wu) sowie teilweise interaktive oder Bruchmodus basierte Theorien (Hashin-Rotem, Puck). 1991 wurde von Soden, Hinton und Kaddour ein weltweiter Vergleich der Versagenskriterien initiiert (World Wide Failure Exercise, WWFE). In dessen Verlauf sollten die besten Versagenskriterien in verschiedenen Kategorien miteinander verglichen werden. Im Ergebnis der WWFE wird u.a. das Kriterium von Puck für die Bewertung des Zwischenfaserbruchs empfohlen [Sod04].

Diese Arbeit zielt darauf ab, nachzuweisen, dass in einer neuen Methode zur strukturellen Flügelauslegung ohne zentralen Modellierungsansatz große Datenmengen im Entwurf gehandhabt werden können. Für diese Zielsetzung sind drei exemplarische Versagenskriterien implementiert: Die Verfahren von Puck, Tsai-Wu und das Maximalspannungskriterium. Zur Veranschaulichung charakteristischer Berechnungen für die Festigkeitsauslegung von Faserverbundmaterialien wird im Folgenden das Verfahren von Puck erläutert.

Das Verfahren von Puck [Puc96] basiert auf der Annahme des ebenen Spannungszustandes und liefert die Bruchbedingungen für Beanspruchung in der Schichtebene, die Informationen über Bruchmodus und Bruchwinkel. Diese Informationen sind für eine zielgerichtete Änderung am Laminatentwurf erforderlich. Während bei Faserbruch eine Vergrößerung der Dicke der betroffenen Schicht den Reservefaktor vergrößert, ist diese Maßnahme bei Zwischenfaserbruch nicht wirkungsvoll. Wird ein nicht akzeptabler Zwischenfaserbruch in einer Schicht festgestellt, kann dies entweder dadurch behoben werden, dass benachbarte

Schichten, die etwa senkrecht zueinander ausgerichtet sind, dicker ausgeführt werden oder dass die betroffene Schicht neu angeordnet bzw. ausgerichtet wird.

In Faserverbundwerkstoffen können aufgrund ihres vielschichtigen Aufbaus und der in die Matrix eingebetteten Fasern drei verschiedene Bruchmodi für Zwischenfaserbruch beobachtet werden, wie es in Abbildung 27 (li.) nach Puck [Puc96] dargestellt ist. Abbildung 27 (re) zeigt den Versagenskörper nach Puck.

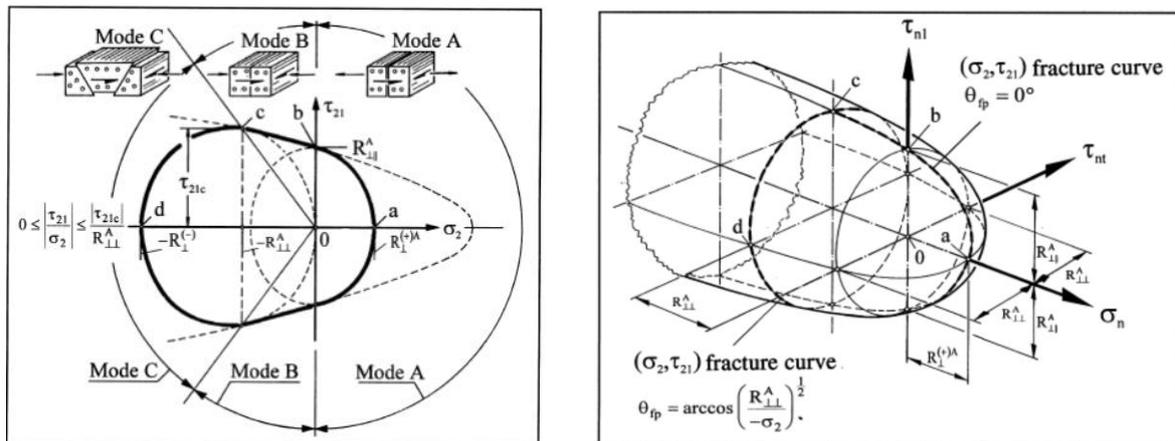


Abbildung 27: Bruchmodi (li.) und Versagenskörper (re.) nach Puck [Puc96]

Je nach Spannungszustand verlaufen Risse in Dickenrichtung und/oder geneigt dazu. Ein Öffnen der entstandenen Risse erfolgt nur im Modus A aufgrund der Zugbeanspruchung. Mit einem geneigten Rissverlauf in Dickenrichtung der Schicht entwickelt der Bruchmodus C einen Keileffekt, der unter Druckbeanspruchung in einer Sprengwirkung auf benachbarte Schichten resultiert. Der Modus C ist daher kritisch und sollte immer vermieden werden. Bevor eine Materialausnutzung für den jeweiligen Modus berechnet werden kann, muss anhand des im Element vorherrschenden Spannungszustandes berechnet werden, welchem Modus ein eventueller Bruch zuzuordnen ist. In dem Dimensionierungswerkzeug werden dazu die in Abbildung 28 angegebenen Gültigkeitsbereiche überprüft [Puc96].

$$(23) \quad \tau_{21c} = R_{\perp\parallel} \sqrt{1 + 2p_{\perp\perp}^{(-)}}$$

ist die entsprechende Spannung bei Übergang von Mode B zu Mode C. Der Parameter $p_{\perp\perp}^{(-)}$ legt indirekt den Maximalwert der in Mode C auftretenden Schubspannung fest. Er lässt sich aus

$$(24) \quad p_{\perp\perp}^{(-)} = p_{\perp\parallel}^{(-)} \frac{R_{\perp\perp}^A}{R_{\perp\parallel}}$$

errechnen [Puc96]. Ein Einfluss der faserparallelen Spannung auf den Zwischenfaserbruch wird nicht angenommen. Die hier nur skizzierten Zusammenhänge der Fertigkeitsbewertung sind automatisiert für jede Einzelschicht eines jeden Elementes durchzuführen.

Für die in dieser Arbeit entwickelte Methode stellt sich die Herausforderung, eine sehr große Anzahl an Parametern strukturiert zu verwalten und bei geringem Rechenaufwand mathematische Operationen des gezeigten Komplexitätsgrades durchzuführen. Dabei ist die Methode derart zu gestalten, dass eine einfache Implementierung weiterer Dimensionierungskriterien der Festigkeit und auch der Stabilität möglich ist.

3.2.3. Stabilität

Dünnwandige, versteifte Schalenstrukturen sind gegen Stabilitätsversagen zu dimensionieren. Dabei hat die Auslegung sowohl gegen das lokale Ausbeulen der Hautfelder zwischen Rippen und Stringern als auch gegen das globale Ausbeulen zu erfolgen [Niu95]. Explizite Stabilitätsbetrachtungen erfordern nichtlineare Analysen und eine sehr feine Diskretisierung der explizit modellierten Struktur mit allen Versteifungen, weshalb diese Vorgehensweise im Vorentwurf nicht in Betracht kommt. In den Arbeiten von Rieke [Rie13] und Dorbath [Dor14] ist nachgewiesen worden, dass für den Flugzeugvorentwurf gute Näherungen des Stabilitätsverhaltens auf Basis linearer FEM-Analysen mit verschmierten Stringern möglich sind. Dabei werden die Stringer nicht explizit modelliert, sondern durch eine Materialschicht auf der Innenseite der Hautelemente des Flügels angenähert. Dicke und elastische Eigenschaften dieser Schichten werden derart gewählt, dass das elastische Verhalten der Gesamtelemente den Eigenschaften der versteiften Schalen entspricht. Als Ergebnis der globalen, linear elastischen Belastungsanalyse lassen sich die äquivalenten Spannungen in Haut und Stringer ableiten, welche dann Grundlage für die Stabilitätsbewertung sind. Dabei werden die in den Lastfällen berechneten Spannungen mit den kritischen Spannungen verglichen, bei denen Beulen einsetzt.

Diese Arbeit verwendet die Implementierung von Dorbath [Dor14], die auf Handbuchverfahren nach Bruhn und der Annahme der isotropen, ebenen Platte basiert [Bruh73]. Dabei wird die kritische Beulspannung der Haut durch die Formel berechnet:

$$\sigma_{crit} = \frac{\pi^2 k E}{12(1-\nu^2)} \left(\frac{t}{b}\right)^2 \quad (25)$$

mit der kritischen Spannung σ_{crit} , dem Beulkoeffizienten k , dem Elastizitätsmodul E , der Querkontraktionszahl ν , der Schalendicke t und der kürzeren Kantenlänge des betrachteten Beulfeldes b . Der Beulkoeffizient ist vom Seitenverhältnis des Beulfeldes sowie den Einspannungsbedingungen abhängig. Dorbath hat die grafischen Methoden von Bruhn zur Ermittlung der k -Werte für Druck- und Schubbeulen digitalisiert. Die Bewertung der Beulsicherheit von Faserverbundstrukturen ist noch heute Gegenstand der Forschung. In dieser Arbeit werden die von Dorbath implementierten Methoden aus dem Luftfahrt Technischen Handbuch (LTH) verwendet [LTH09], die angepasste Beulkoeffizienten, Elastizitätsmodul und Querkontraktionszahl für Faserverbundmaterialien für die oben benannte Formel bereitstellen. Diese besitzt Gültigkeit für symmetrische, balancierte Lamine und stellt somit nur eine Näherung dar. Weiterhin sind die Handbuchmethoden für die Bewertung des lokalen Beulens und des globalen Beulens der Stringer nach Euler/Engesser implementiert. Das Ziel der Arbeit besteht darin, nachzuweisen, dass auch ohne zentralen Modellierungsansatz wie z. B. bei Dorbath sehr umfangreiche Modellparameter und Analyseergebnisse effizient in der Dimensionierung gehandhabt werden können.

3.3. Aeroelastic Tailoring

Die hoch gestreckten Tragflügel von Transportflugzeugen weisen ausgeprägte Wechselwirkungen zwischen den aerodynamischen Kräften und strukturellen Deformationen auf. Sehr hohe Fluggeschwindigkeiten erfordern eine Pfeilung der Tragflügel, um strukturell kritische Ablöseschwingungen, das so genannte Buffeting, zu verhindern. Durch die Rückwärtspfeilung führt eine reine Biegung des Tragflügels nach oben zu einer Verringerung des Anstellwinkels im gebogenen Teil des Flügels. Diese geometrische Biege-Torsions-Kopplung verlagert den Auftriebsschwerpunkt am Flügel in Richtung des Rumpfes. Das somit verringerte Biegemoment entlastet den Flügel bei hohen Lastenvielfachen und trägt signifikant zur Verringerung der Flügelmasse bei [Pie04]. Die Kopplung von Biegung und Verwindung tritt auch im Reiseflug je nach Beladung und Flugzustand in unterschiedlichen Ausprägungen auf. Durch diese Wechselwirkungen nimmt der Flügel nichtoptimale Formen ein. In diesen sogenannten Off-design-Zuständen herrscht ein relativ hoher aerodynamischer Widerstand. In Abbildung 34 ist ein Airbus A340 im Reiseflug abgebildet, bei dem Biegung und Verwindung anschaulich zu erkennen sind.

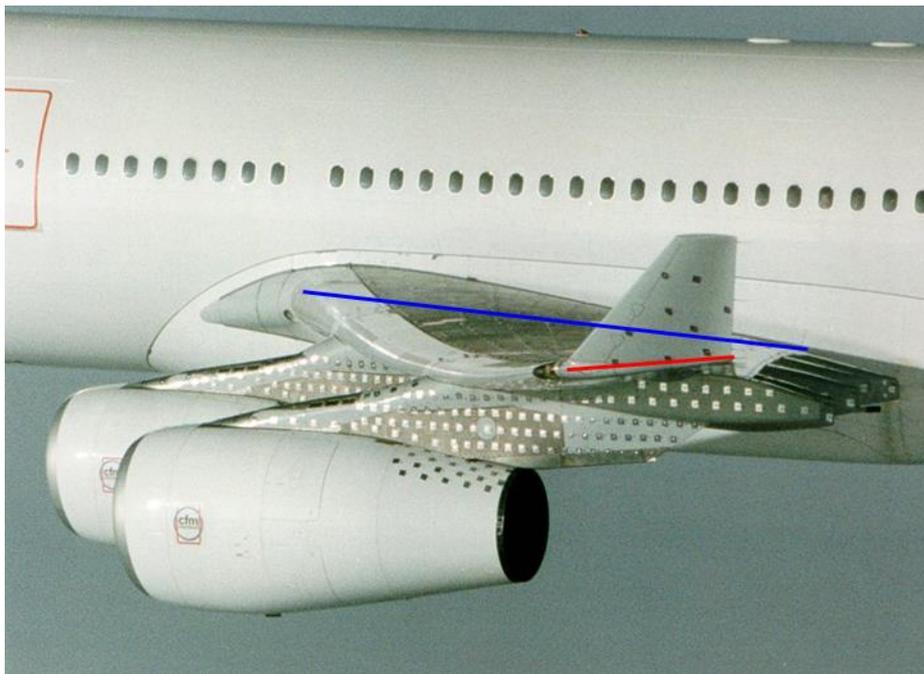


Abbildung 29: Biegung und Verwindung Airbus A340 im Reiseflug [Nag04]

Durch Ausnutzung von anisotropen Eigenschaften der Struktur lässt sich eine strukturelle Kopplung von Biegung und Verwindung herstellen, was einem Schwenken der elastischen Achse entspricht. Abbildung 30 illustriert diesen Effekt nach Shirk [Shi86] und benennt die Effekte, die durch globales Steifigkeitsdesign adressiert werden.

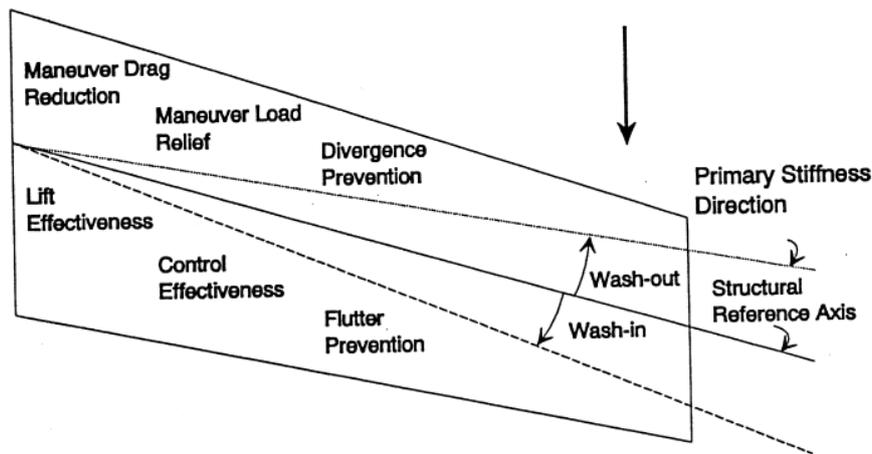


Abbildung 30: Aeroelastic-Tailoring-Effekte [Shi86]

Das gezielte Maßschneiden der Steifigkeitsverteilung wird als Aeroelastic Tailoring bezeichnet und von Shirk, Hertz und Weisshaar wie folgt definiert [Lov89]:

"AEROELASTIC TAILORING is the embodiment of directional stiffness into an aircraft structural design to control aeroelastic deformation, static or dynamic, in such a fashion as to affect the aerodynamic and structural performance of that aircraft in a BENEFICIAL WAY." (Shirk, Hertz, and Weisshaar, 1984)

Aeroelastic Tailoring wird seit den 1980er Jahren erforscht. Eine ausführliche Übersicht über das Forschungsgebiet gibt Jutte [Jut14].

3.3.1. Aeroelastische Simulation

Grundlage für das Aeroelastic Tailoring ist die Fähigkeit, aeroelastische Wechselwirkungen zu analysieren. Die Grundlagen der Aeroelastik sind beispielsweise in dem Lehrbuch von Förching ausführlich dargelegt [För74]. Im Kontext dieser Arbeit liegt der Schwerpunkt in der dreidimensionalen Modellierung von Strukturen mit Schalenelementen, um angemessen präzise Spannungs- und Dehnungsverläufe für die Dimensionierung von Faserverbundmaterial zu berechnen. Gleichzeitig sind in der transonischen aerodynamischen Auslegung von Flügeln die aeroelastischen Deformationen zu berücksichtigen. Um dieses zu erreichen, ist die numerisch schwache Kopplung von FEM-Verfahren und CFD-Verfahren inzwischen Stand der Technik. In Abbildung 31 ist der in dieser Arbeit verwendete Prozess dargestellt, in dem das FEM-Programm ANSYS mit dem CFD-Strömungslöser FLOWer gekoppelt wird [Hei09]. Beide Programme werden sequentiell abwechselnd ausgeführt und die Ergebnisse als Eingangsgrößen für das jeweils andere Programm verwendet. Die Iterationsschleife wird so lange durchlaufen, bis sich ein Gleichgewicht zwischen den elastischen Deformationen und den aerodynamischen Kräften einstellt.

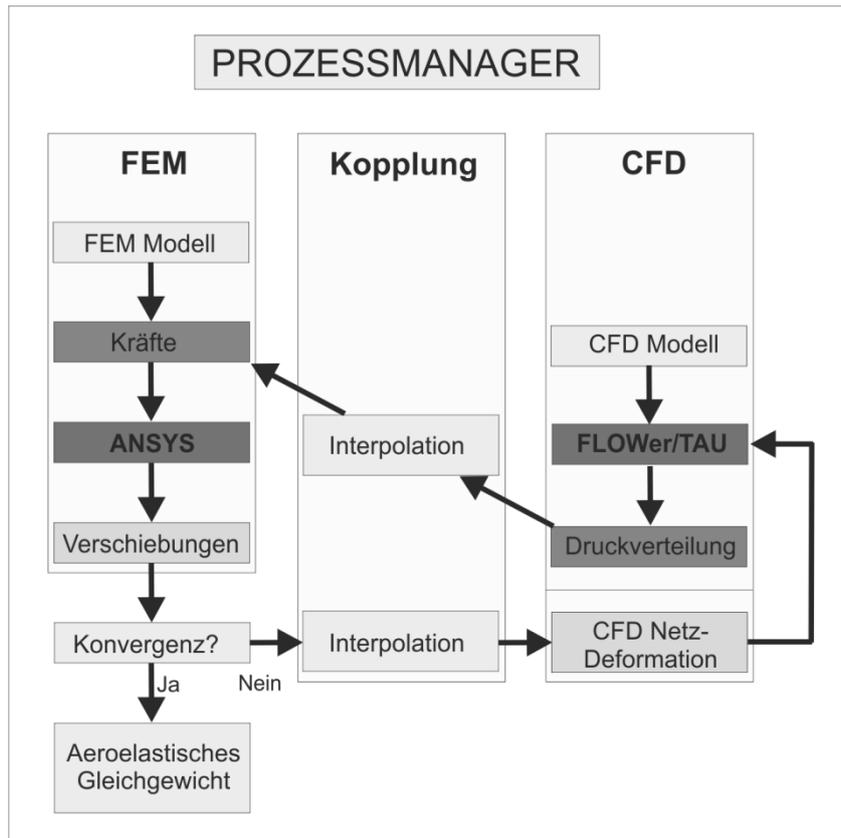


Abbildung 31: Schwache aeroelastische Kopplung [Nag06a]

Die Übergabe dieser Ergebnisgrößen geschieht an der Oberfläche des Flügels, welche die gemeinsame Schnittfläche zwischen den Modellen bildet. Dabei ist die Topologie der Oberflächennetze nicht identisch, so dass eine Interpolation für die Kopplung notwendig ist [Hei09]. Das Interpolationsmodul benötigt von jeder Disziplin die Informationen zur jeweiligen Netztopologie sowie die in jeder Iteration neu berechneten Strömungsgrößen und Auslenkungen. Es wird hierfür das AMIF-Format von MSC verwendet, welches diese Größen in Textdateien mit einfacher Syntax mit Ähnlichkeit zu APDL-Befehlen standardisiert. Die aeroelastische Analyse erfolgt in dieser Arbeit, wie es üblich ist, entkoppelt von der Dimensionierung. Das heißt, die Berechnung der Luftlasten für ein gegebenes Strukturmodell erfolgt durch Anwendung der aeroelastischen Prozesskette für alle Lastfälle. Während dieser aeroelastischen Berechnung werden die mechanischen Eigenschaften des Flügels nicht verändert. Erst nachdem alle Lasten ermittelt wurden, beginnt die Dimensionierung der Struktur. Dieses Vorgehen ist analog zu dem Prozess in dem Airbus Entwurfswerkzeug FAME-W, wie es in Kapitel 2.3.2 beschrieben und in Abbildung 14 illustriert ist.

Abbildung 32 zeigt den typischen Konvergenzverlauf der aerodynamischen Größen einer aeroelastisch gekoppelten Rechnung. Auf der x-Achse ist die Anzahl der Iterationen des CFD-Programms aufgetragen. Für eine einzelne CFD-Rechnung sind 400 Iterationen zur Berechnung der Strömungsgrößen vorgegeben. Die rote Kurve zeigt die Konvergenz des Dichteresiduums, wobei das Unterschreiten des Wertes von 10^{-5} ein eindeutig konvergiertes

Ergebnis identifiziert. Die blaue Kurve zeigt den Verlauf des Auftriebsbeiwertes, der in dieser Rechnung eine Vorgabe ist. Innerhalb der ersten 400 Iterationen schwankt der Auftriebsbeiwert bis zum Erreichen der Konvergenz und verbleibt danach konstant beim Vorgabewert. Die grüne Kurve zeigt den Verlauf des berechneten Widerstandes. Nach der Konvergenz der ersten CFD-Rechnung bei 400 Iterationen wird die aeroelastische Prozesskette durchlaufen und es werden die Strukturdeformationen für die berechneten Luftlasten berechnet. Anschließend wird das CFD-Netz in diese Form deformiert und es wird die CFD-Rechnung fortgesetzt. Startwerte für die Strömungsgrößen sind die konvergierten Werte der Startform. Da Strömungsgrößen und Konturform dann nicht in Einklang sind, steigt der Konvergenzwert sprunghaft an, bevor er im Laufe der weiteren Iterationen wieder konvergiert. Während der vorgegebene Auftriebsbeiwert konstant bleibt, ergeben sich Sprünge im berechneten Widerstand bei jedem Kopplungsschritt. Die Änderungen der berechneten Deformationen werden mit jedem aeroelastischen Kopplungsschritt immer kleiner, so dass die Konvergenz des Gesamtprozesses an der Konvergenz des Widerstandsbeiwertes ersichtlich ist.

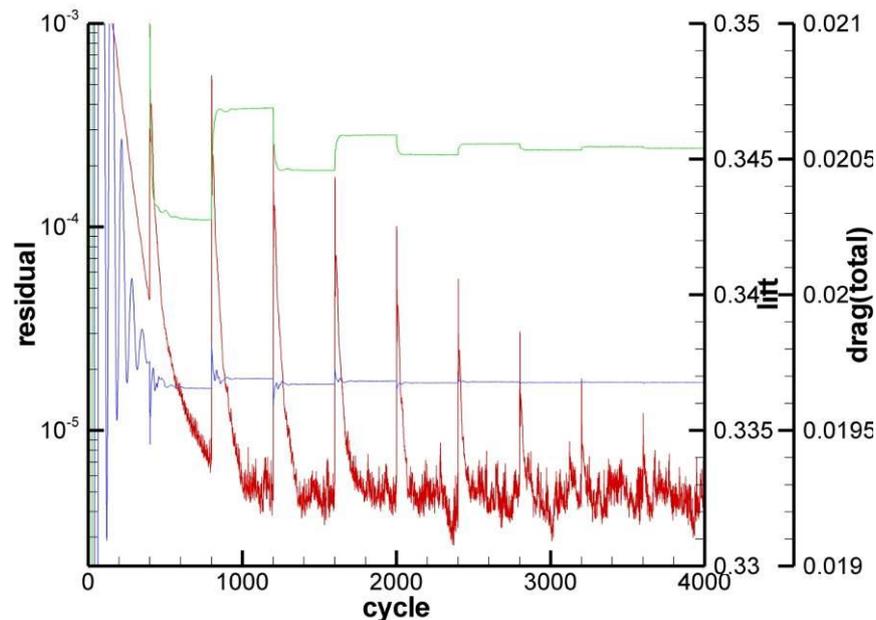


Abbildung 32: Konvergenz in der aeroelastischen Kopplung

3.3.2. Aeroelastisches Steifigkeitsdesign

In der Anwendung für Transportflugzeuge liegt das primäre Ziel des Aeroelastic Tailorings in der Regel darin, die in Kapitel 3.3 beschriebene geometrische Biege-Torsions-Kopplung durch gezieltes Steifigkeitsdesign vorteilhaft zu beeinflussen. Zur Erläuterung des Vorgehens ist in Abbildung 33 ein einfacher Kasten bestehend aus zwei Häuten (H) und zwei Stegen (S) mit der Höhe h , der Breite w sowie der Dicke der Häute t_H und der Dicke der Stege t_S dargestellt.

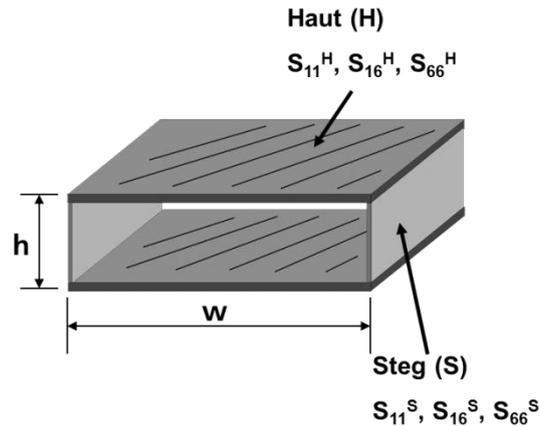


Abbildung 33: Getailorter Kasten

Der Zusammenhang zwischen dem belastenden Biegemoment M und der Torsion T mit der Biegung w'' und der Verdrehung α' wird folgendermaßen notiert:

$$(26) \quad \begin{pmatrix} w'' \\ \alpha' \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{12} & A_{22} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} M \\ T \end{pmatrix}$$

Mit dem Stoffgesetz für Mehrschichtverbunde

$$(27) \quad \begin{pmatrix} \varepsilon_X \\ \varepsilon_Y \\ \gamma_{XY} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{16} \\ S_{12} & S_{22} & S_{26} \\ S_{16} & S_{26} & S_{66} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \sigma_X \\ \sigma_Y \\ \tau_{XY} \end{pmatrix}$$

und der Beziehung $S_{16} = S_{26} = 0$ für orthotrope Verbunde lassen sich die Terme für die Beschreibung des Balkens finden als:

$$(28) \quad A_{11} = \frac{2 \cdot S_{11}^H}{2 \cdot t^H \cdot w \cdot h^2}$$

$$(29) \quad A_{12} = \frac{2 \cdot S_{16}^H}{2 \cdot t^H \cdot w \cdot h^2}$$

$$(30) \quad A_{22} = \frac{1}{2 \cdot w^2 \cdot h^2} \cdot \left(\frac{S_{66}^H \cdot w}{2 \cdot t^H} + \frac{S_{66}^S \cdot h}{2 \cdot t^S} \right)$$

Es ist somit ersichtlich, dass bei konstruktiv vorgegebener Geometrie des Flügelkastens der Term S_{16}^H die Kopplung zwischen dem belastenden Biegemoment und der resultierenden Verdrehung bestimmt. Ausgehend von Standardlaminaten kann dieser Term entweder durch Schwenken der 0° -Lage („Tailoring Winkel“) oder durch Verdrehen des gesamten Laminats („Off-Axis-Winkel W “) beeinflusst werden. Abbildung 34 illustriert die Definitionen dieser Größen.

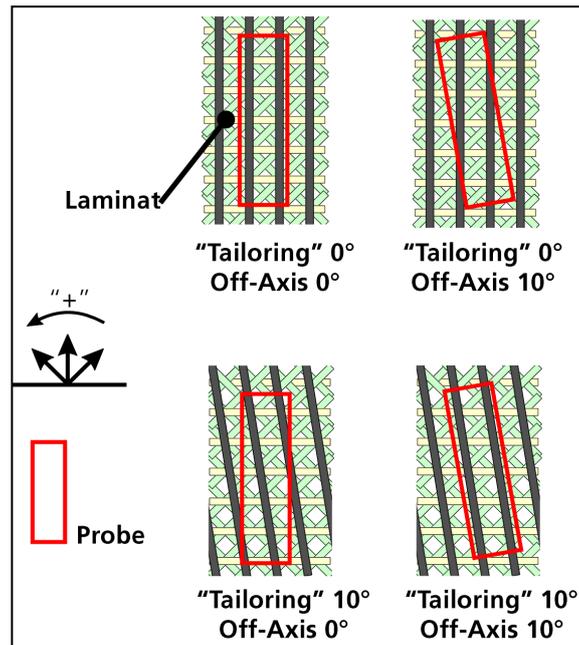


Abbildung 34: Definition Tailoring-Winkel und Off-Axis-Winkel [Nag04]

Mit der klassischen Laminattheorie lassen sich die elastischen Eigenschaften von Laminaten berechnen. Abbildung 35 zeigt für ein [44/44/11]-CFK-Laminat den Verlauf der Größe S_{16} für verschiedene Tailoring- und Off-Axis-Winkel.

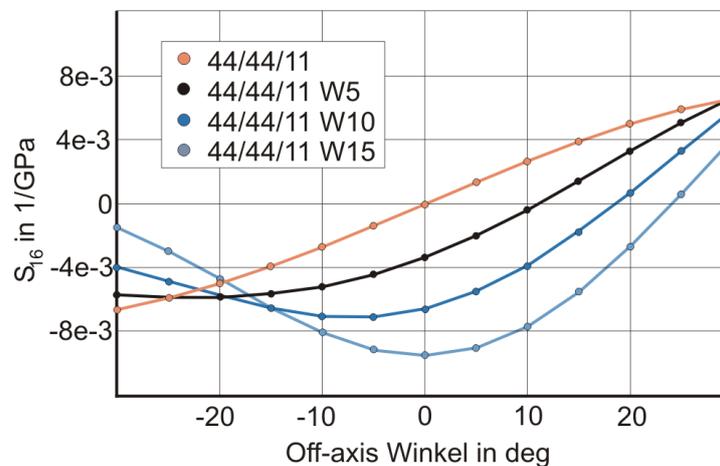


Abbildung 35: Kopplungsterm S_{16} verschiedener Laminare [Nag04]

Die präzise Berechnung der Festigkeit von Faserverbundmaterialien ist immer noch Gegenstand der Forschung (siehe Kapitel 3.2.2). Abbildung 36 zeigt experimentell ermittelte Werte für dieselben Laminare.

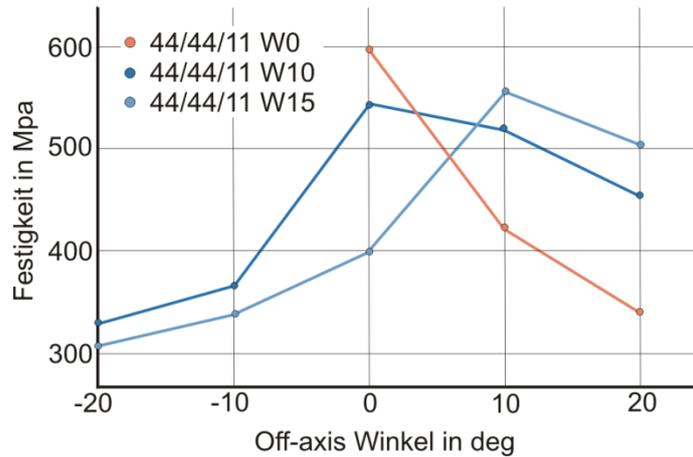


Abbildung 36: Festigkeit verschiedener Laminate [Nag04]

Der Vergleich der Darstellungen zeigt, dass verschiedene Kombinationen von Tailoring-Winkel und Off-Axis-Winkel gewählt werden können, um einen bestimmten Tailoring-Effekt zu erzielen. Elastisch identische Lösungen unterscheiden sich jedoch beträchtlich in ihrer Festigkeit.

Es ist somit offensichtlich, dass Aeroelastic Tailoring zwar das Steifigkeitsdesign von Strukturen hervorhebt, dieses jedoch nicht ohne simultane Betrachtung der Festigkeit erfolgen kann. Wie in Kapitel 3.2.2 und Kapitel 3.2.3 dargelegt wird, ist eine Vielzahl an Versagenskriterien der Festigkeit und auch der Steifigkeit zu berücksichtigen, die eine große Sensitivität auf Spannungskomponenten ausweisen. Aus diesem Grund stellen die Berechnung der Spannungs- und Dehnungszustände anhand von Finite-Elemente-Methoden mit Schalenelementen sowie die numerische Dimensionierung geeignete bzw. notwendige Methoden für das Aeroelastic Tailoring dar.

Diese Arbeit zielt auf eine neue Methode ab, um schon in der Vorentwurfsphase geeignete Finite-Elemente-Modelle und ein Dimensionierungswerkzeug für das Aeroelastic Tailoring zu ermöglichen. Dabei basiert die im Vorentwurf obligatorische Automatisierung des Prozesses auf CFD-Oberflächennetze als Konturreferenz. Dadurch wird die Anbindung an hochgenaue Verfahren der Aerodynamik ermöglicht, welche für die ausreichend präzise Bewertung der Zielgrößen des Aeroelastic Tailoring, des Auftriebs und des Widerstands im transonischen Flug, notwendig sind.

4. Methodenentwicklung

Diese Arbeit widmet sich der Erstellung einer Methode für den strukturellen Vorentwurf von Tragflächen, die sich nicht aus einem zentralen Modellierungsansatz ableitet, sondern lediglich das CFD-Oberflächennetz als Konturreferenz verwendet. Durch diesen Ansatz wird nur ein Minimum an Informationen der Partner im Verbund verwendet. Weiterhin ist diese Methode anschlussfähig an Methoden der aerodynamischen Freiformoptimierung, die als Ergebnis kein Geometriemodell, sondern die Koordinaten der CFD-Oberflächenknoten liefern. Kapitel 4.1 leitet das Gesamtkonzept der Methode zur Vorauslegung von Tragflächen her. Darin bildet die automatisierte Geometriemodellierung einen zentralen Schritt, der in Kapitel 4.2 ausgeführt wird. Kapitel 4.3. erläutert den Aufbau des FEM Modells. Die darauf aufbauende Dimensionierung und der Umgang mit den umfangreichen Entwurfsvariablen geschichteter Materialsysteme werden in Kapitel 4.4 behandelt.

4.1. Gesamtkonzept der Methode

Es wird davon ausgegangen, dass die Partner im Entwicklungsverbund nur ein Minimum an Informationen für die strukturelle Vorauslegung bereitstellen. Für die Geometrie der Konturform existieren Standarddatenformate wie IGES oder STEP, die heutzutage einen sicheren Austausch ermöglichen. Der konkret gewählte Aufbau der Geometrien in diesen Formaten lässt jedoch bereits Rückschlüsse auf die Arbeitsweisen der Partner zu, so dass ggf. spezielle Dateien erzeugt werden müssten, um intellektuelles Eigentum zu schützen. Weiterhin sind allgemeine Geometriemodelle für die automatisierte Weiterbearbeitung grundsätzlich problematisch: Die Flügelkontur könnte eine einzige sehr komplex geformte Hülle sein, aus Ober- und Unterschale oder aus einer beliebigen Anzahl von Teilflächen bestehen. An allen Flächenübergängen sind Unstetigkeiten der Geometrie möglich. Das Erzeugen struktureller Komponenten wie Holme, Rippen und Stringer erfordert trigonometrische und Bool'sche Operationen, die sich bei nicht standardisierten Konturdefinitionen kaum automatisieren lassen.

Neben der Geometrie sind auch die zu berücksichtigen Lasten notwendige Mindestinformation für die Strukturvorauslegung. Die Berechnung der aerodynamischen Lasten mit numerischen Methoden beinhaltet immer eine Oberflächendefinition mit den Stützstellen, an denen die aerodynamischen Größen auf der Oberfläche berechnet werden. Der Austausch der Luftlasten erfolgt üblicherweise als Liste mit x-, y- und z-Koordinaten der Oberflächenpunkte sowie dem berechneten Druck oder den Kraftkomponenten für jeden der Knoten. Die Vernetzung der Oberfläche bzw. die Konnektivität zwischen den Oberflächenknoten folgt bei strukturierten Netzen einer einfachen Logik. Bei unstrukturierten Netzen wird die Konnektivität explizit als Liste angegeben, welche drei oder vier Oberflächenknoten gemeinsam ein Oberflächenpanel aufspannen.

Das Oberflächennetz in Form einfacher Listen ist die elementarste Form der Konturbeschreibung, ist in seinem Format maximal robust und notwendiger Bestandteil von

Entwurfsprozessen. Wie in der Literaturstudie in Kapitel 2 dargelegt, wird in dieser Arbeit erstmalig das strukturierte oder unstrukturierte Oberflächennetz der Aerodynamik als Konturreferenz für die Strukturmodellierung verwendet.

Um für neue Konturformen schnell neue Strukturmodelle erzeugen zu können, wird eine parametrische Beschreibung der strukturellen Komponenten entwickelt. Die Parameter beziehen sich dabei mit relativen Koordinaten auf die Geometrie der Konturform, so dass prototypische Strukturkonzepte einfach auf neue Flügelkonturen übertragen werden können. Weiterhin wird die Parametrik mit variablem Detaillierungsgrad aufgebaut, so dass sich einfache Strukturkonzepte sehr schnell umsetzen lassen, sich aber dennoch fein ausgearbeitete Details mit dem dafür erforderlichen entsprechend höheren Aufwand umsetzen lassen.

Die explizite Geometriemodellierung des vollständigen strukturellen Flügels mit allen Komponenten basiert ausschließlich auf der numerisch segmentierten Oberflächenbeschreibung des aerodynamischen Modells sowie der relativen, parametrischen Definition der Strukturkomponenten. Wie im Folgenden detailliert ausgeführt, lassen sich die dafür notwendigen Operationen auf elementare trigonometrische Berechnungen sowie die Strahlverfolgung (raytracing) reduzieren. Die Implementierung kann daher auf einen vollständigen CAD-Kernel mit hohem Rechenaufwand verzichten und ist prototypisch in der Mathematiksoftware MATLAB [MAT20] realisiert.

Als Basis für die Implementierung der strukturellen Auslegungsmethode wird die FEM-Software ANSYS ausgewählt. ANSYS zählt neben NASTRAN und ABAQUS zu den am meisten verwendeten Systemen in Forschung und industrieller Entwicklung und zeichnet sich durch die effiziente Bedienbarkeit mit der eigenen Programmiersprache ANSYS Parametric Design Language (APDL) aus [ANS20]. Auf Basis der Methode zur Geometrieberechnung wird automatisiert eine APDL-Datei erzeugt, welche die vollständige Modellierung des gesamten Flügels als FEM-Modell einschließlich Geometrieerzeugung, Vernetzung, Materialzuweisungen sowie Setzen der Randbedingungen und Aufprägen vorgegebener Belastungen ausführt.

Über die Vorgabe für die Modellierungsmethode ist es möglich, das FEM-Modell mit einer einheitlichen Materialzuweisung zu gestalten oder beliebig detailliert Materialtyp, Lagenaufbau mit Dicke und Ausrichtung aller Einzelschichten an allen Strukturkomponenten vorzugeben. Letzteres ist insbesondere dann notwendig, wenn ein vorgegebener Basisflügel nachempfunden werden soll. Die strukturelle Auslegung geschieht in ANSYS mit der in APDL implementierten neuen Dimensionierungsmethode. Die hier entwickelte Methode nutzt die effizienten Funktionen der FEM-Software zum Umgang mit großen Matrizen und reizt somit die Rechenleistung der vorhandenen Hardware bestmöglich aus. Für die Dimensionierung können beliebige Lastkollektive sowie Dimensionierungskriterien in Kombination miteinander berücksichtigt werden. Komponentenspezifische Randbedingungen für die Dimensionierung

werden direkt von der Modellierung aus übergeben. Abbildung 37 zeigt eine Übersicht über die entwickelte Methode.

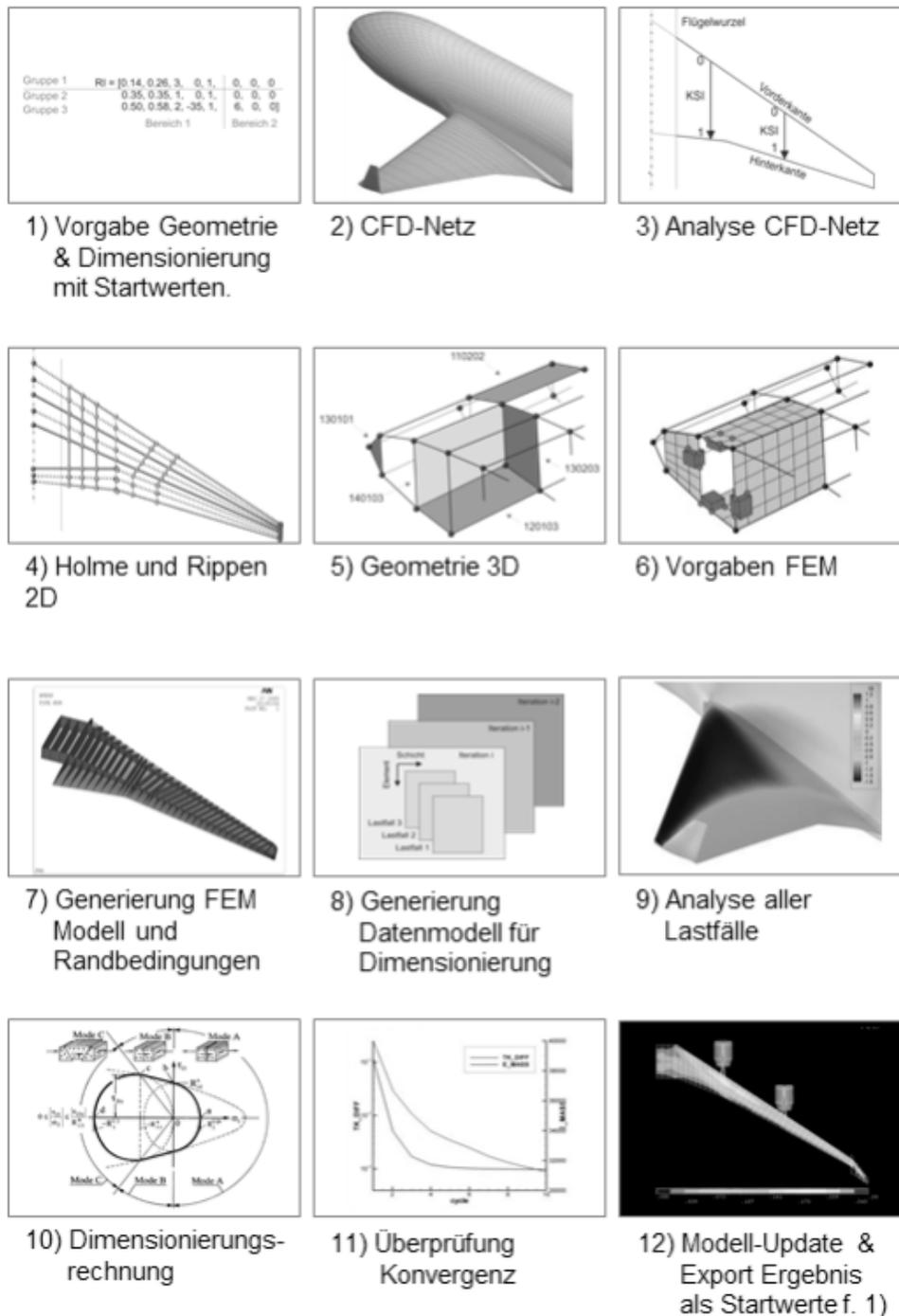


Abbildung 37: Übersicht Gesamtmethode

Die Prozessschritte 1) bis 5) beinhalten die Geometriemodellierung, die im anschließenden Kapitel 4.2 ausgeführt ist. Die Schritte 6) bis 8) bilden die in Kapitel 4.3 beschriebene FEM-Modellerstellung. Die in Kapitel 4.4 dargestellte Dimensionierung entspricht den Schritten 9) bis 12).

4.2. Geometriemodellierung

Die Methode zur Berechnung aller strukturell relevanten Geometrien verwendet CFD-Oberflächennetze als Konturreferenz. Die Anordnung der Strukturkomponenten in der vorgegebenen Kontur ist eine parametrische Vorgabe für die Methode. Dabei wird ein Eingabedatenformat verwendet, das relative Koordinaten in Bezug auf Vorder- und Hinterkante des CFD-Netzes verwendet. Somit können Strukturlayouts prototypisch definiert und automatisiert auf neue Konturformen übertragen werden.

CFD-Oberflächennetze können eine strukturierte oder unstrukturierte Topologie aufweisen. Ferner können sie aus mehreren Teilnetzen aufgebaut sein und Löcher aufweisen; etwa an den Anschlussstellen von Pylonen oder aerodynamischen Verkleidungen. Ein erster Schritt zur Geometriemodellierung ist die Analyse des vorgegebenen CFD-Netzes und die Identifikation von Vorder- und Hinterkante.

Darauf aufbauend wird der Verlauf aller vorgegebenen strukturellen Komponenten zunächst zweidimensional in der Projektion des Flügels berechnet. Zur Berechnung der strukturell relevanten Geometriepunkte für das dreidimensionale Geometriemodell wird dann das Strahlenverfolgungsproblem gelöst.

Ausgehend von den Geometriepunkten wird ein Drahtgittermodell entwickelt mit Listen aller Punkte, Linien und Flächen. Ein Nummerierungssystem strukturiert das gesamte Modell und wird durchgehend bis zur Dimensionierung als Referenzsystem verwendet.

Von großer Bedeutung für die FEM-Modellierung ist die Steuerung der Vernetzung, die anhand des strukturierten Nummerierungssystems der Linien realisiert ist und die Vorgabe einer durchschnittlichen Elementgröße ermöglicht. Anhand des Nummerierungssystems erfolgt auch die effiziente Zuordnung vorgegebener Materialeigenschaften, Stringer-Anordnungen und gegebenenfalls Ausschnitte und Verschmelzungen von Strukturkomponenten.

Die Methode zur Geometriemodellierung ist prototypisch in der Software MATLAB umgesetzt und vom Autor dieser Dissertation in verkürzter Darstellung sowie mit einem anderen Interpolationsalgorithmus in [Nag06a] veröffentlicht.

4.2.1. Analyse des aerodynamischen Oberflächennetzes

Aerodynamische Oberflächennetze können entweder strukturiert oder unstrukturiert aufgebaut sein. Strukturierte CFD-Netze ermöglichen ein effizienteres Lösen der aerodynamischen Gleichungen, können jedoch nicht sehr komplexe Geometrien abbilden, ohne einzelne Elemente unzulässig stark zu verzerren. Unstrukturierte Netze können auch komplexe Geometrien abbilden, erfordern jedoch eine größere Anzahl an Elementen, um die physikalischen Phänomene richtig abzubilden, und gehen deshalb mit einem größeren

Rechenaufwand einher. Beide Netztypen befinden sich in der industriellen Anwendung, so dass die hier entwickelte Methode beide Eingabeformate handhaben können muss.

Strukturierte Oberflächennetze werden durch mehrere spannweitig angeordnete Profile definiert. Jedes der Profile ist durch dieselbe Anzahl an Stützpunkten mit x -, y -, und z -Koordinaten definiert. In der Übergabe werden strukturierte Oberflächennetze als Listen gehandhabt, die in jeder Zeile die Koordinaten eines Punktes und die dort berechneten Strömungsgrößen enthalten. Die Zeilen enthalten der Reihenfolge nach die Punkte jenes Profils, das sich am nächsten zur Symmetrieebene des Flugzeugs befindet. In der Regel ist der Hinterkantenpunkt der erste Punkt der Liste, im Folgenden werden die Punkte entlang des Umlaufs um das Profil von der Hinterkante entlang der Oberseite zur Vorderkante und zurück entlang der Unterseite des Profils aufgeführt. Analog folgen die Profile der Reihenfolge nach bis zur Flügelspitze. Aufgrund der Regelmäßigkeit der Datenstruktur ist es nicht notwendig, anzugeben, welche Knoten gemeinsam ein Oberflächenpanel aufspannen. Wenn die aerodynamische Konturdefinition nur durch eine Datei vorgegeben ist, wird die Netzinformation als strukturiert interpretiert. Zunächst wird identifiziert, wie viele Stützstellen jeweils ein Profil bilden. Dieses geschieht, indem iterativ ab dem zweiten Punkt der Netzliste der Abstand zum ersten Punkt berechnet wird. Der letzte Profilpunkt ist entweder kolloziert oder sehr nahe dem ersten Punkt. Der erste Punkt des nächsten Profils weist sprunghaft einen im Vergleich sehr großen Abstand auf.

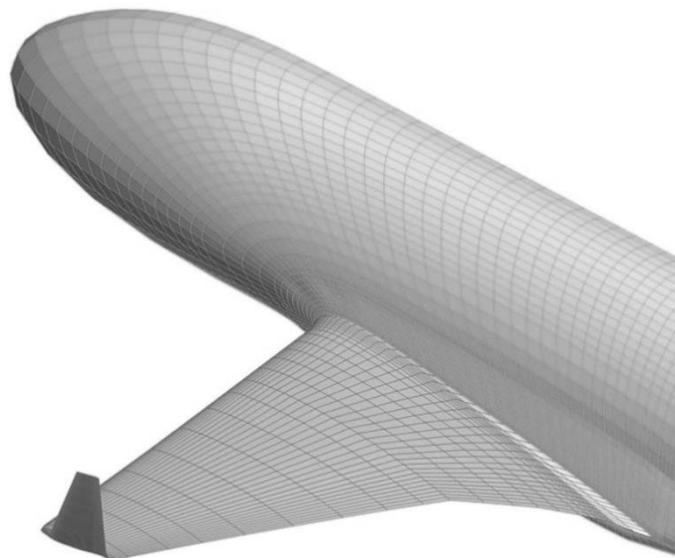


Abbildung 38: Strukturiertes CFD-Netz im Vorentwurf [Nag06]

Im Gegensatz zu strukturierten Netzen sind die Oberflächenknoten in unstrukturierten Netzen keinem Schema folgend abgelegt. Die Definition erfolgt anhand von zwei Dateien. Eine Datei enthält zeilenweise ungeordnet die Knoten jeweils mit Bezugsnummer, x -, y - und z -Koordinate sowie mit den berechneten aerodynamischen Größen an dem Knoten. Wenn die Knotennummer der Zeilennummer entspricht, kann die Bezugsnummer in der ersten Spalte

entfallen. Eine zweite Datei enthält die Konnektivität, d.h., welche Knoten gemeinsam ein Oberflächenpanel bilden. Oberflächenpanele sind meist dreieckig, können im Ausnahmefall jedoch auch viereckig sein. Für die einheitliche Handhabung werden viereckige Netze in dreieckige umgerechnet, indem die vierspaltige Liste in zwei dreispaltige Listen umsortiert und diese aneinandergelängt werden. Abbildung 39 zeigt ein unstrukturiertes CFD-Netz für den Flugzeugvorentwurf nach [Guo18].

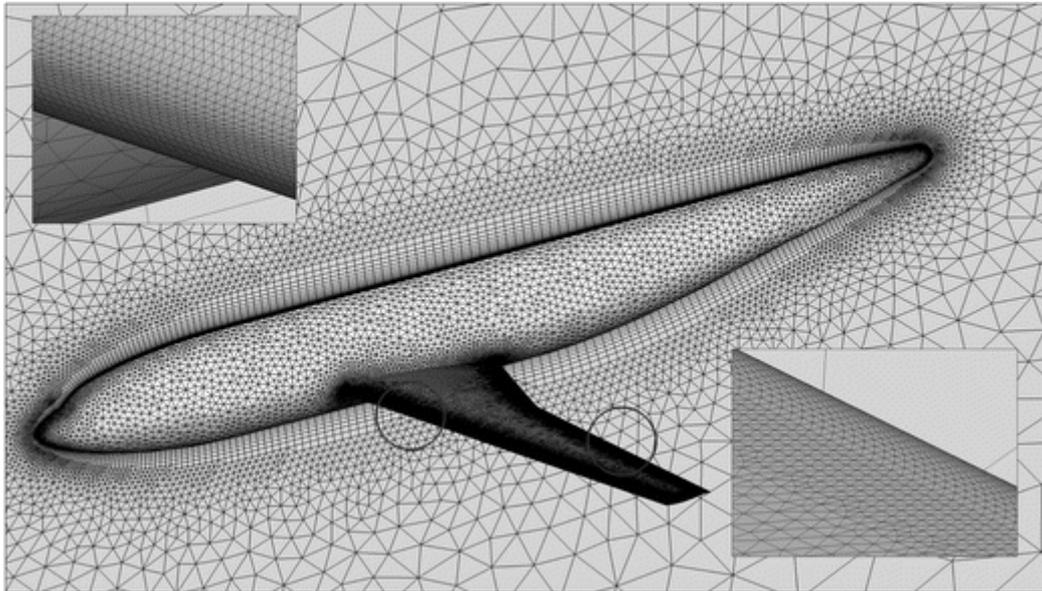


Abbildung 39: Unstrukturiertes CFD-Netz im Vorentwurf [Guo18]

Für den Aufbau der strukturellen Komponenten ist die Kenntnis des Verlaufes von Vorder- und Hinterkante sowie die Position der Flügelspitze und der modellierten Flügelwurzel notwendig. Im Falle eines strukturierten Oberflächennetzes werden für jedes Profil der vorderste und der hinterste Punkt identifiziert. Die Punkte mit größtem und kleinstem Abstand von der Symmetrieebene des Flugzeugs werden als Position von Flügelspitze- und Wurzel verwendet. Bei unstrukturierten Netzen und gegebenenfalls geschwungener Flügelform ist die Identifikation von Vorder- und Hinterkante komplexer. Das implementierte Verfahren unterteilt den Flügel in eine einstellbare große Anzahl spannweitischer Bereiche. In jedem dieser Bereiche wird der vorderste und hinterste Punkt identifiziert. Im Folgenden wird der Verlauf von Vorder- und Hinterkante jeweils von der Wurzel zur Flügelspitze analysiert. Wenn weitere Punkte im spannweisigen Verlauf nicht auf einer linearen Extrapolation der inneren Punkte liegen, deutet dies auf eine geschwungene Form der Kante oder einen Knick hin. In diesem Fall wird die spannweilige Unterteilung in diesem Bereich verfeinert, um den Verlauf abzubilden. Abbildung 40 zeigt ein unstrukturiertes CFD-Netz im Detail mit identifizierten Knoten auf den Kanten.

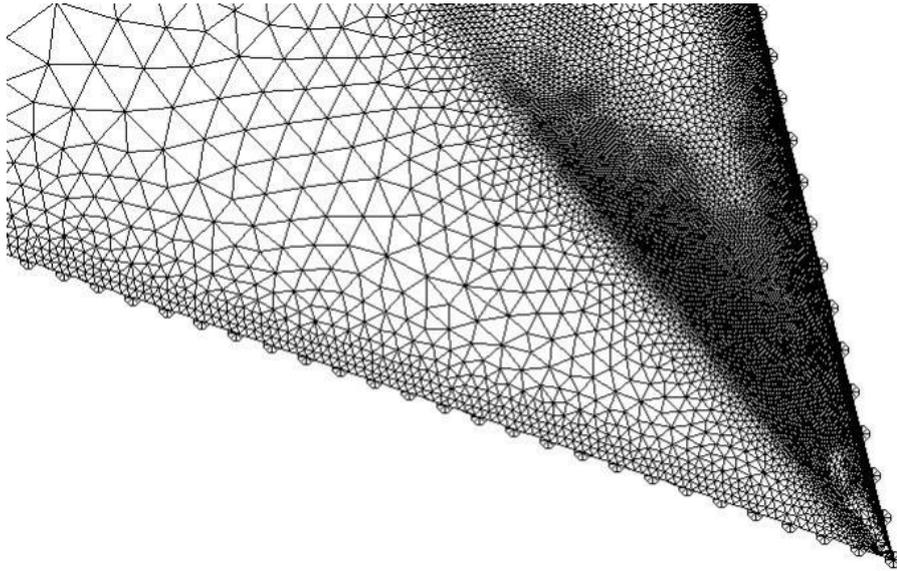


Abbildung 40: Unstrukturiertes Oberflächennetz mit identifizierten Kanten

Anhand der Kanten findet eine Auswertung des Eingangsnetzes statt hinsichtlich der Pfeilungen an Vorder- und Hinterkante sowie der 25%- und der 50%-Linie, hinsichtlich der Verwindung, der lokalen Tiefe, der Oberfläche und der auf den Boden projizierten Fläche.

4.2.2. Strukturdefinition

Die aus dem Oberflächennetz extrahierten Informationen werden für die Definition der strukturellen Komponenten verwendet. Es wird die relative Koordinate „ETA“ senkrecht zur Flugrichtung entlang des Flügels und normiert auf die identifizierte Spannweite verwendet. Weiterhin bezeichnet „KSI“ für eine gegebene ETA-Position die Position hinter der identifizierten Flügelvorderkante in Richtung der ebenfalls identifizierten Flügelhinterkante. Abbildung 41 stellt das ETA-KSI-Koordinatensystem und das globale kartesische Koordinatensystem dar.

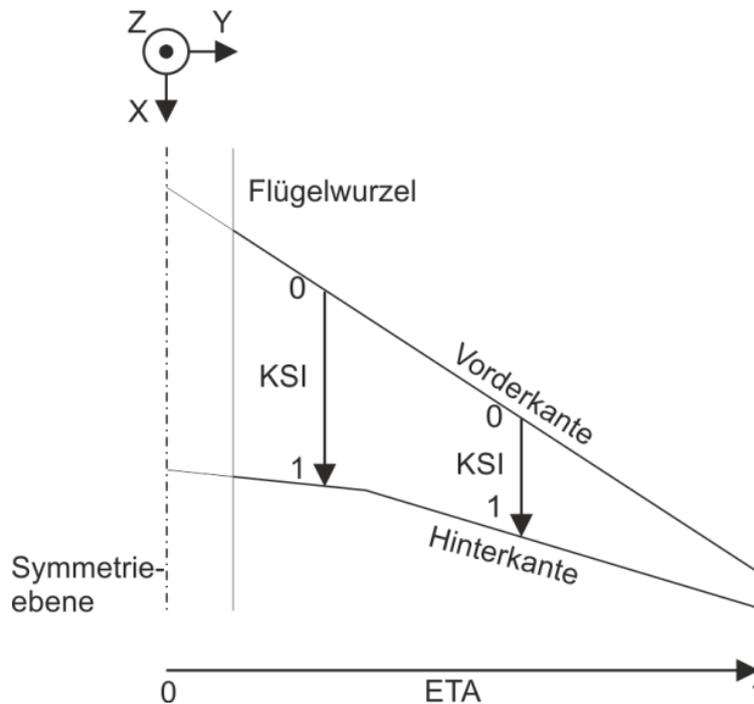


Abbildung 41: Koordinatensysteme

Das Format für die Vorgabe struktureller Komponenten ist derart gestaltet, dass einfache Definitionen mit geringem Aufwand eingegeben werden können. Die Definition der Holme geschieht über eine Matrize mit der Bezeichnung SP, die im einfachsten Fall durch eine Zeile mit vier Spalten gebildet wird. Wie in Abbildung 42 dargestellt ist, definiert die Zeile eine Gruppe von Holmen. Die erste Definition bezieht sich grundsätzlich auf die Symmetrieebene des Flugzeugs. Dabei geben die ersten beiden Spalten an, bei welcher KSI-Position bei $ETA = 0$ der erste und der letzte Holm der Gruppe liegen. Die dritte Spalte gibt an, wie viele Holme zwischen der ersten und der letzten KSI-Position gleichverteilt sind. Die vierte Spalte gibt an, ob die Holme real modelliert werden oder ob sie vom Typ virtuell sind und lediglich der exakteren Beschreibung der Kontur dienen. Sind keine weiteren Angaben in der SP-Matrix gemacht, wird automatisch an der Flügelspitze dieselbe Definition der Holme verwendet. Im dargestellten Beispiel ist also ein Holm mit $ETA = 1$ und $KSI = 0,25$ sowie ein weiterer Holm mit $ETA = 1$ und $KSI = 0,50$ definiert. Holme verlaufen zwischen ihren Definitionspunkten gerade. Bei nicht linear verlaufender Vorder- und Hinterkante, wie im Beispiel in Abbildung 43, variieren die KSI-Koordinaten der Holme somit entlang der Spannweite und entsprechen nur an den Definitionspunkten der Vorgabe. Die hier gewählte gerade Modellierung der Holme zwischen Definitionspunkten entspricht der Praxis in Leichtbau und Fertigung.

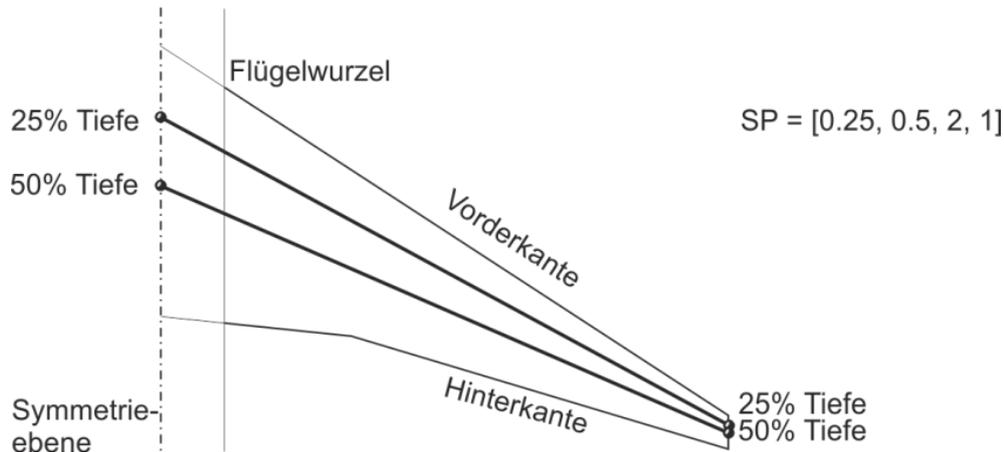


Abbildung 42: Elementare Holmdefinition

Komplexere Strukturkonzepte können erzeugt werden, indem die SP-Matrix erweitert wird. Abbildung 43 veranschaulicht das Hinzufügen eines weiteren Holms durch Hinzufügen einer weiteren Zeile. Die ersten vier Spalten sind analog befüllt zur Definition der ersten Holmgruppe. In der dritten Spalte ist die Anzahl der Holme auf den Wert eins gesetzt, so dass diese Gruppe den Sonderfall eines Einzelholms veranschaulicht, der zunächst bei $\text{ETA} = 0$ zu $\text{KSI} = 0,90$ definiert wird. Die SP-Matrix wird ebenfalls um drei Spalten erweitert. Durch Auffüllen der neuen Spalten in der ersten Zeile bleibt die Definition dieser Zeile unverändert. In der zweiten Zeile ist für den neuen Einzelholm ein weiterer Definitionspunkt gesetzt, der bei $\text{ETA} = 0,35$ den Holm bei $\text{KSI} = 0,6$ festlegt. Es wird der äußerste Definitionspunkt verwendet, um festzulegen, bei welcher KSI-Ordinate die jeweiligen Holme an der Flügelspitze liegen. Weiterhin ist durch Setzen der 0 in Spalte 7 der Einzelholm ab dem Definitionspunkt bei $\text{ETA} = 0,35$ auf den Typ virtuell gesetzt. Ab diesem Punkt wird im Folgenden die Fläche des Holms nicht modelliert werden.

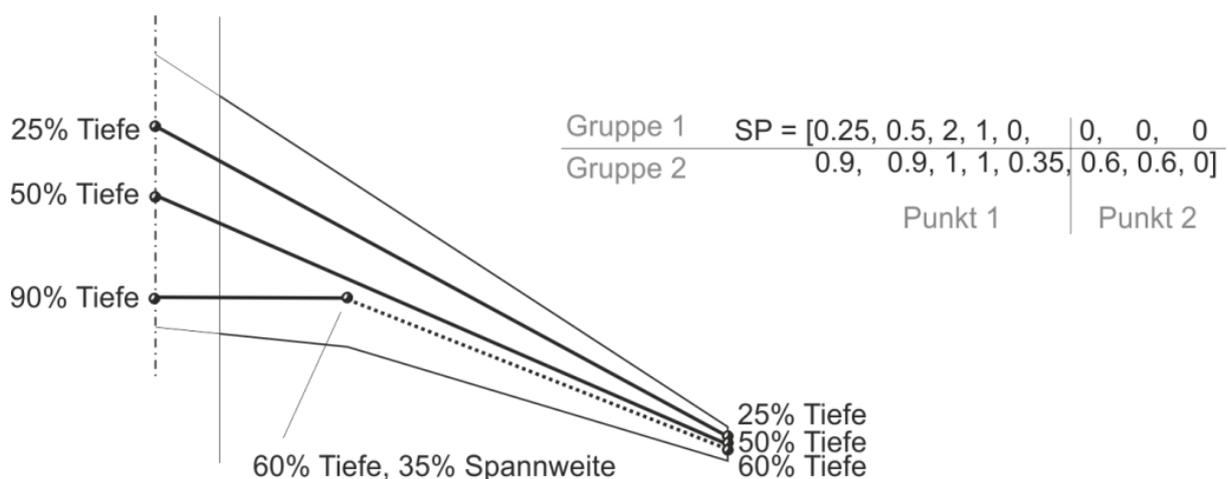


Abbildung 43: Definition von zwei Holmgruppen

Die Definition der Holme kann durch Erweiterung der SP-Matrix verfeinert werden. Durch Hinzufügen von Gruppen von drei Spalten können zusätzliche Definitionspunkte in Spannweitenrichtung gesetzt werden. Das Erweitern von Zeilen ermöglicht das Hinzufügen weiterer Holmgruppen.

Analog zu den Holmen werden die Rippen in der Matrix RI definiert. Abbildung 44 zeigt eine einfache Definition einer Rippengruppe, die an der Vorderkante definiert ist zwischen $ETA = 0,14$ und $ETA = 0,26$ mit 3 Rippen in der Gruppe, die mit einem Winkel von 0° um die Hochachse rotiert verlaufen und vom Typ real sind.

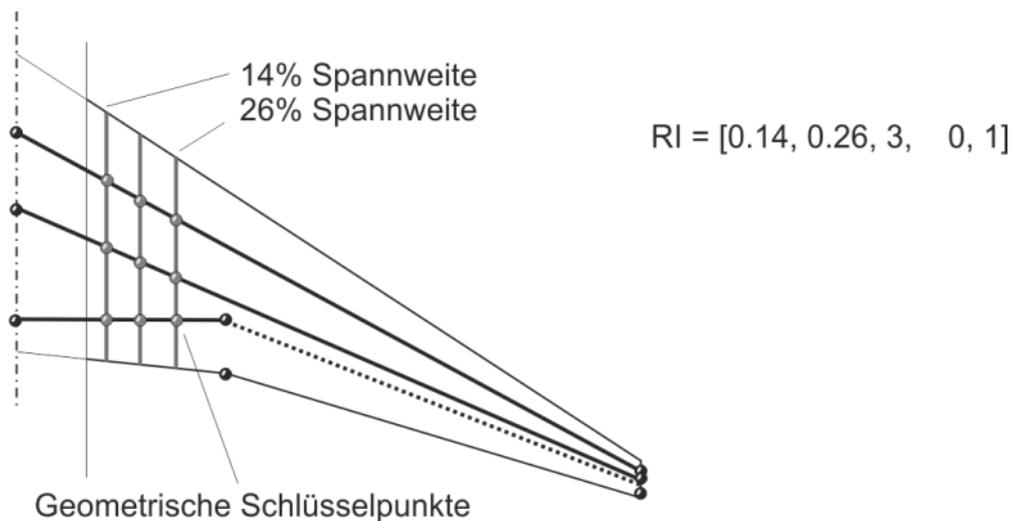


Abbildung 44: Elementare Rippendefinition [Nag06a]

Eine komplexere Definition von Rippen veranschaulicht Abbildung 45. Eine zweite Rippengruppe bestehend aus nur einer Rippe ist an der Vorderkante bei $ETA = 0,35$ definiert, die vom Typ virtuell ist. Der dritte reale Holm ist bei dieser ETA -Position definiert und endet hier als realer Holm. Da das Modell über die Schnittstellen zwischen Holmen und Rippen definiert wird, ist es notwendig, an allen notwendigen Punkten der Geometrie sicherzustellen, dass diese auch modelliert werden, also dass dort ein Schnittpunkt eines Holmes mit einer Rippe vorgesehen wird. Der auslaufende Holm bei $ETA = 0,35$ wird somit erst dadurch realisiert, dass sich bei dieser ETA - und KSI -Position Holm und Rippe schneiden. Falls keine strukturelle Rippe an solchen Schlüsselpunkten vorgesehen sind, können wie in diesem Beispiel virtuelle Rippen hinzugefügt werden.

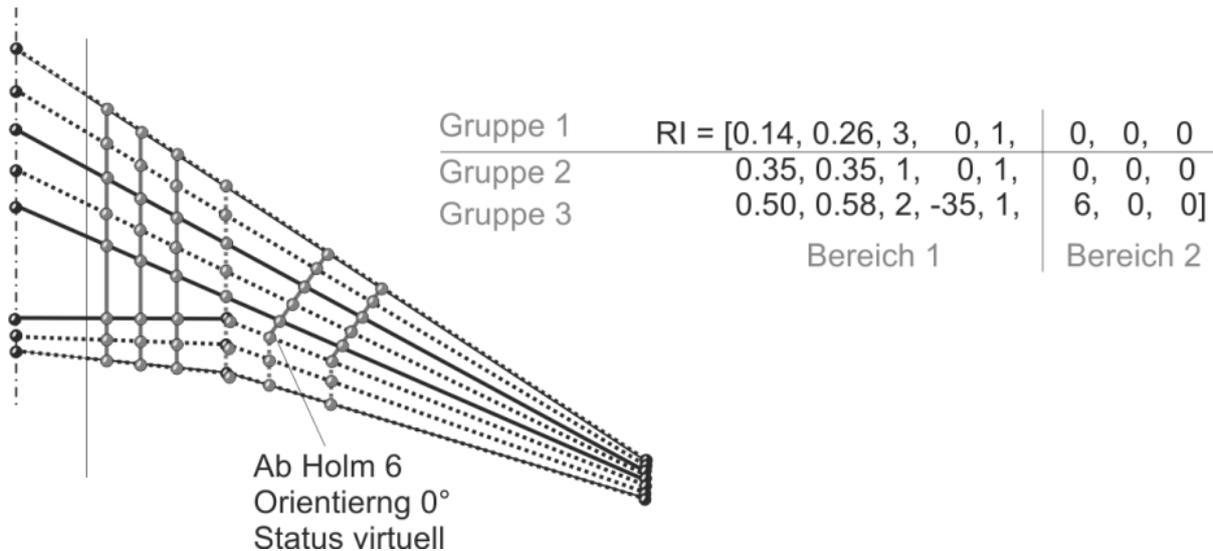


Abbildung 45: Definition mehrerer Rippengruppen [Nag06a]

Eine dritte Rippengruppe ist an der Vorderkante zwischen $ETA = 0,50$ und $ETA = 0,58$ mit 2 Rippen definiert, die um einen Winkel von -35° um die Hochachse rotiert sind. Für diese Rippengruppe ist ein weiterer Definitionspunkt gesetzt. Rippendefinitionen verwenden bei ihrem Verlauf von der Vorder- zur Hinterkante nicht die hier nur sehr schwer handzuhabende KSI-Koordinate, sondern die Holmnummer. Die Rippengruppe ändert ab dem Schnittpunkt mit dem 6. Holm ihre Orientierung und ist ab dort um den Winkel 0° rotiert. Weiterhin ist der Status auf virtuell geändert.

Die Definitionen von Holmen und Rippen können sehr schnell für simple Layouts eingegeben werden; sie können jedoch auch einfach erweitert werden, um sehr komplexe Architekturen abzubilden. Aufgrund der Verwendung relativer Koordinaten können alle Definitionen direkt auf neue Konturformen übertragen werden. Die Adaption von Konzepten an gegebene Geometrien in der CAD basierten Modellierung war ein zentraler Beitrag in der Dissertation von Hürlimann [Hür11].

4.2.3. Referenzsystem

Strukturelle Flügel bestehen aus einer sehr großen Anzahl an strukturellen Komponenten, d.h. auch aus einer sehr großen Anzahl an Geometrie Körpern. Der effiziente Umgang ist in Bezug auf das automatisierte Zuweisen etwa von Materialeigenschaften oder Vernetzungsoptionen eine kritische Fähigkeit. Die einfache Annahme durchgehender und sich nicht durchschneidender Holme und Rippen ermöglicht ein strukturiertes Nummerierungssystem, auf welches sich die folgende Modellierung und auch Dimensionierung stützen wird.

Die strukturellen Definitionspunkte des Flügels werden mit Bezugsnummern versehen, die aus sechs Ziffern bestehen. Die erste Ziffer ist frei wählbar und ermöglicht es, bis zu zehn Einzelflügel in einem Finite-Elemente-Modell zu vereinen. Dieses ist zum Beispiel dann

notwendig, wenn der Flügel und die Hochauftriebselemente als separate Flügel modelliert oder Flügel und Winglet getrennt modelliert werden. Die zweite Ziffer gibt an, ob der Punkt auf der Oberseite oder auf der Unterseite des Flügels gelegen ist. Die folgenden zwei Gruppen aus zwei Ziffern geben an, auf welcher Rippe und auf welchem Holm der Punkt liegt. Abbildung 46 illustriert das Nummerierungssystem für Geometriepunkte.

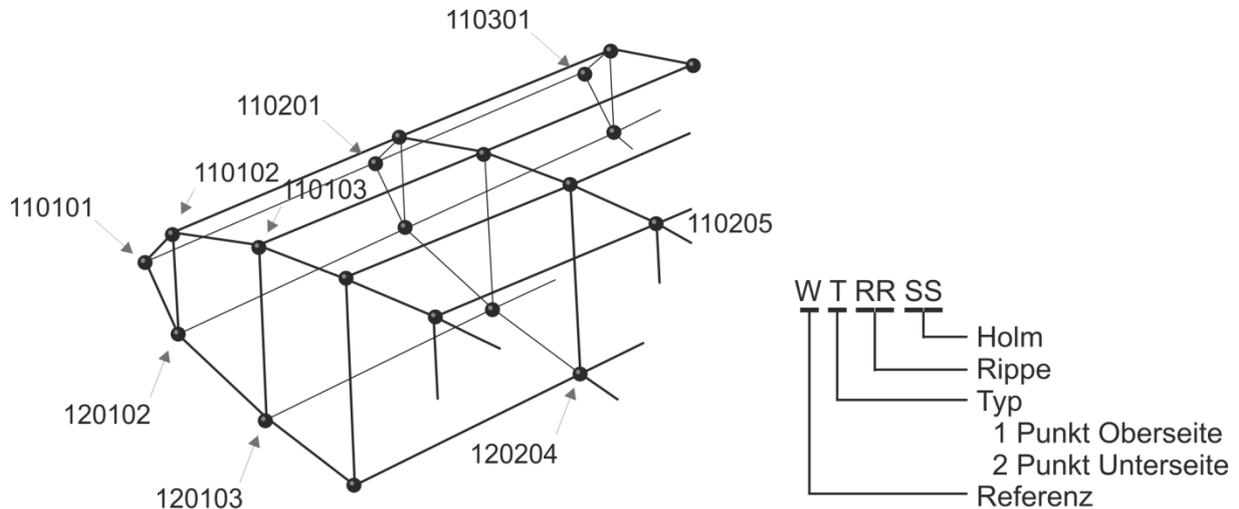


Abbildung 46: Nummerierungssystem geometrischer Schlüsselpunkte [Nag06a]

Analog werden alle Flächen des Modells bezeichnet. Die erste Ziffer ist die gewählte Bezugsziffer des Modells. Die zweite Ziffer gibt den Typ der Fläche an, wobei neben Flächen auf Oberseite und Unterseite der Kontur auch Flächen von Holmen oder Rippen ausgewiesen werden. Die letzten beiden Gruppen aus je zwei Ziffern geben jenen Rippen-Holm-Schnittpunkt an, der den spannweitig innersten und in Flugrichtung vordersten geometrischen Schlüsselpunkt der Fläche beschreibt. Abbildung 47 illustriert das Nummerierungssystem für Flächen.

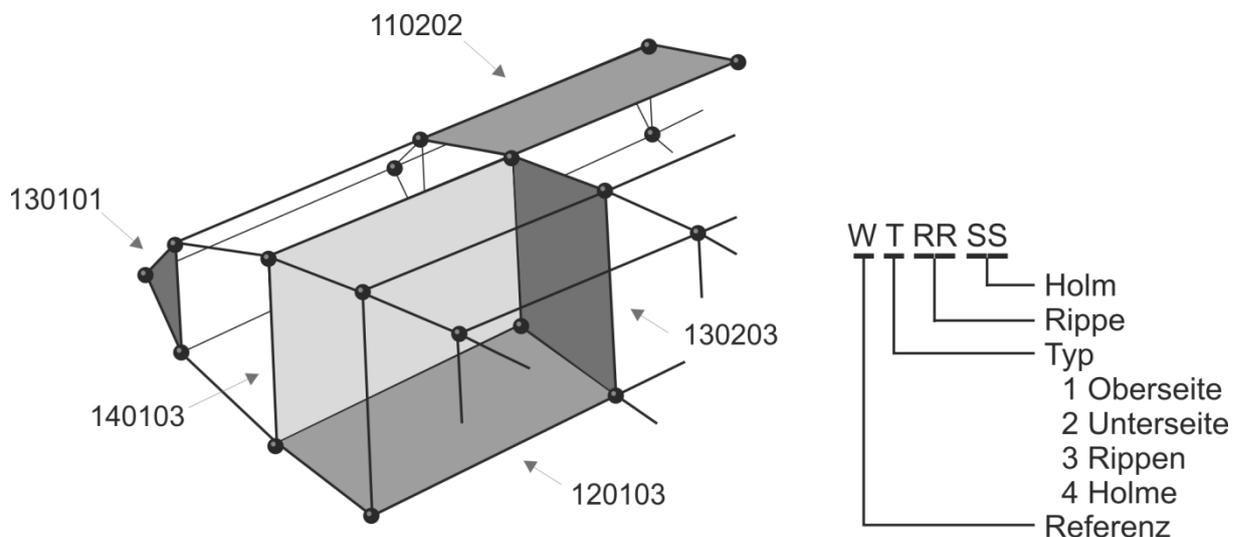


Abbildung 47: Nummerierungssystem Flächen [Nag06a]

4.2.4. Berechnung der geometrischen Schlüsselpunkte

In Kapitel 4.2.2 ist beschrieben, wie Holme und Rippen in Abhängigkeit der Verläufe von Vorder- und Hinterkante des aerodynamischen Oberflächennetzes definiert sind. In der Projektion des Flügels in die x-y-Ebene werden zunächst die Schnittpunkte aller Holme und Rippen anhand elementarer trigonometrischer Berechnungen ermittelt. Diese werden folgend als 2D-Definitionspunkte des Flügels bezeichnet.

Diese Schnittpunkte werden dann in die Flügelebene projiziert, d.h., es wird der Punkt im Raum berechnet mit denselben x- und y-Koordinaten, der auf der Verbindung zwischen Vorder- und Hinterkante des Flügels liegt. Diese Punkte werden folgend als 3D-Definitionspunkte des Strukturmodells bezeichnet.

Die geometrischen Schlüsselpunkte des zu erzeugenden Drahtgittermodells sind durch die Schnittpunkte zwischen Holm, Rippe und Haut gegeben. Sowohl die geometrischen Schlüsselpunkte als auch die bereits ermittelten 3D-Definitionspunkte liegen auf der Schnittgerade zwischen Holm und Rippe. Die Neigungswinkel von Holmen und Rippen sind Vorgaben der Methode. Somit sind Aufpunkt und Richtungsvektor der Schnittgeraden von Holmen und Rippen bekannt und es kann das Strahlenverfolgungs-Problem (raytracing) gelöst werden, um die Durchstoßpunkte der Geraden mit dem CFD-Oberflächennetz zu berechnen. Dafür ist ein robuster Algorithmus implementiert, der iterativ jene Punkte mit Abstand R auf der Schnittgeraden sucht, die einen minimalen Abstand D zum Oberflächennetz aufweisen.

Die Effizienz dieses Rechenschrittes ist kritisch für den Modellgenerator, da Oberflächennetze etwa aus aerodynamischen Studien sehr fein sein und leicht mehr als 100.000 Elemente beinhalten können. Das Suchen nach den Durchstoßpunkten könnte sich die bekannte Konnektivität der Elemente zunutze machen. Da Oberflächennetze auch als segmentierte Teilnetze eingegeben werden können, etwa wenn in der CFD-Analyse die Chimera-Technik verwendet wird, ist von diesem Ansatz Abstand genommen worden. Stattdessen wird zunächst für jede Berechnung eine Vorauswahl an Knoten und Elementen getroffen, die sich in der Nähe des erwarteten Durchstoßpunktes befinden. Weiterhin werden diese Elemente anhand des Vergleichs ihrer Normalenrichtungen mit dem Richtungsvektor in Elemente auf der Oberseite und Unterseite des Flügels aufgeteilt. Dies ist notwendig, da die Verbindungslinie zwischen Vorder- und Hinterkante z.B. bei S-Schlag-Profilen teilweise außerhalb der Flügelkontur verläuft und der 3D-Definitionspunkt somit außerhalb des Profils liegt. Für jede Ebene, die durch die relevanten Dreieckselemente aufgespannt wird, wird der Durchstoßpunkt mit der durch den Richtungsvektor definierten Schnittgeraden berechnet. Abbildung 48 veranschaulicht den Algorithmus zur Berechnung der Schlüsselpunkte auf Ober- und Unterseite der Kontur ausgehend von dem hervorgehobenen 3D-Definitionspunkt. Der Abstand R zwischen dem 3D-Definitionspunkt und dem Schlüsselpunkt im Schnittpunkt mit dem CFD-Oberflächennetz wird iterativ durch Minimierung des Abstandes D ermittelt. Sollte der Strahl mehrere Elemente für jeweils Ober- oder Unterseite des Flügels schneiden, werden die am nächsten gelegenen Punkte selektiert. Somit ist das Verfahren robust gegenüber

segmentierten und überlappenden Oberflächendefinitionen, wie sie in der Praxis gelegentlich vorkommen.

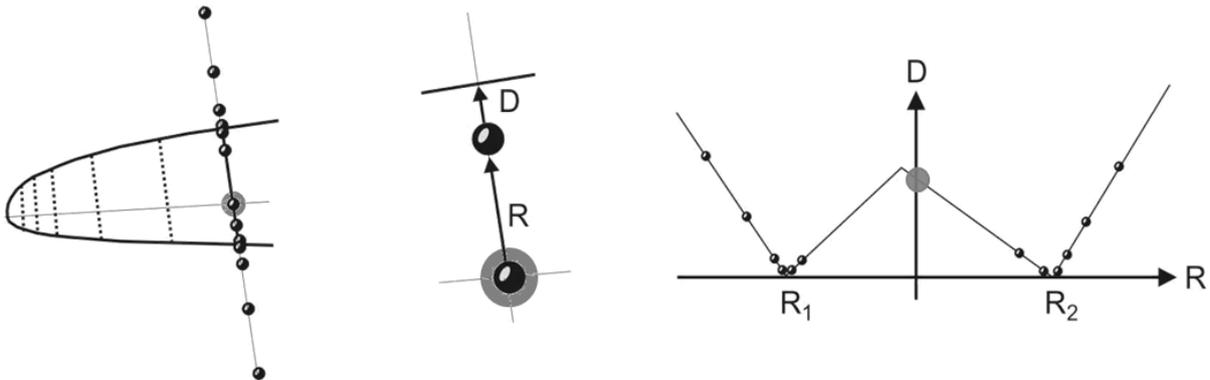


Abbildung 48: Berechnung der 3D-Schlüsselpunkte

Abbildung 49 zeigt ein unstrukturiertes CFD-Oberflächennetz mit identifizierten Schlüsselpunkten der Struktur jeweils auf dem Oberflächennetz. Die hier vorgestellte Methode war in einer Vorversion auf die Interpolation zwischen Profilen eingeschränkt [Nag03], [Nag04]. In einer Weiterentwicklung wurde die Routine GridApprox von Rose verwendet, um den Abstand D iterativ zu ermitteln [Ros06], [Nag06]. In der hier vorliegenden Version ist ein eigenes Verfahren implementiert, das iterativ das Flächenelement sucht, auf welchem der Durchstoßpunkt liegt, und diesen trigonometrisch berechnet. Erst dieses Verfahren erlaubt es, auch bei unstrukturierten Netzen den Durchstoßpunkt im Rahmen der numerischen Genauigkeit `double float` exakt zu berechnen.

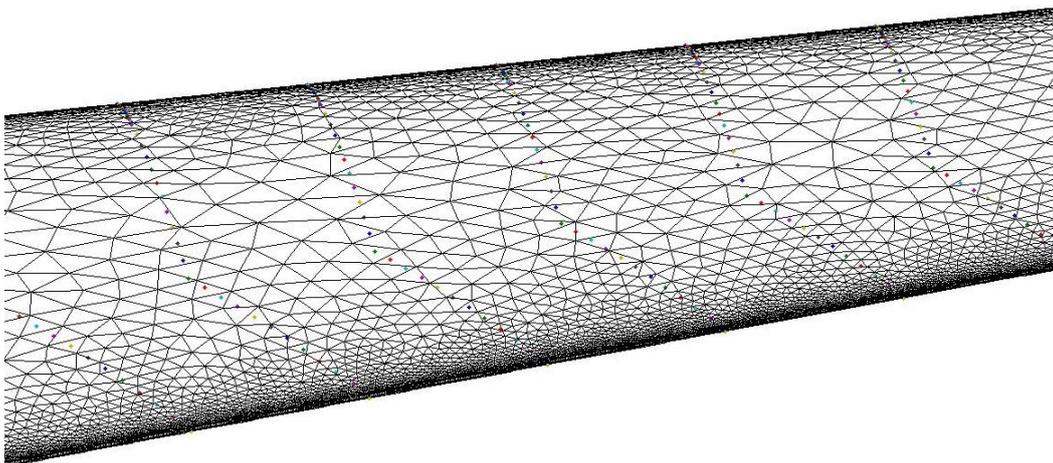


Abbildung 49: Identifizierte Struktur-Definitionspunkte im CFD-Netz [Nag06a]

Die Neigungen von Holmen und Rippen werden in der Eingabedatei des Modellgenerators explizit vorgegeben. Dabei muss ein globaler Referenzwert definiert sein. Zusätzlich können Bereichen, die durch nummerierte Rippen- und Holme begrenzt werden, lokale Werte

zugewiesen werden. Abbildung 50 zeigt eine Gruppe Rippen mit sich vergrößernden Neigungswinkeln.

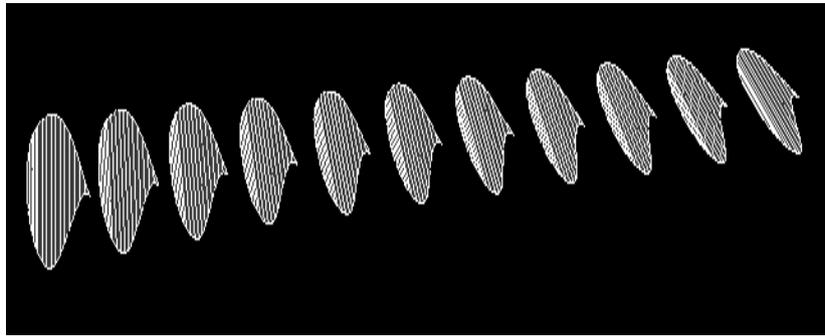


Abbildung 50: Geneigte Rippen

Als Referenz für die Neigungswinkel kann ausgewählt werden zwischen der z-Richtung des globalen kartesischen Koordinatensystems und der Normalenrichtung der Flügelfläche, die durch die im CFD-Netz identifizierten Vorder- und Hinterkanten aufgespannt wird. Die Normale der lokalen Flügelfläche ermöglicht eine einfache Anpassung an nicht planare Tragflügel. Abbildung 51 zeigt einen Flügel mit geschwungenem Winglet [Nag06a]. Damit die Rippen und Holme überall senkrecht auf den Flügel ausgerichtet sind, kann einfach eine Neigung von 0° bezogen auf die Flügelfläche gewählt werden. Somit ist eine automatisierte Übertragung von Strukturkonzepten auf neue Konturformen auch bei großen Änderungen der Konturform möglich.

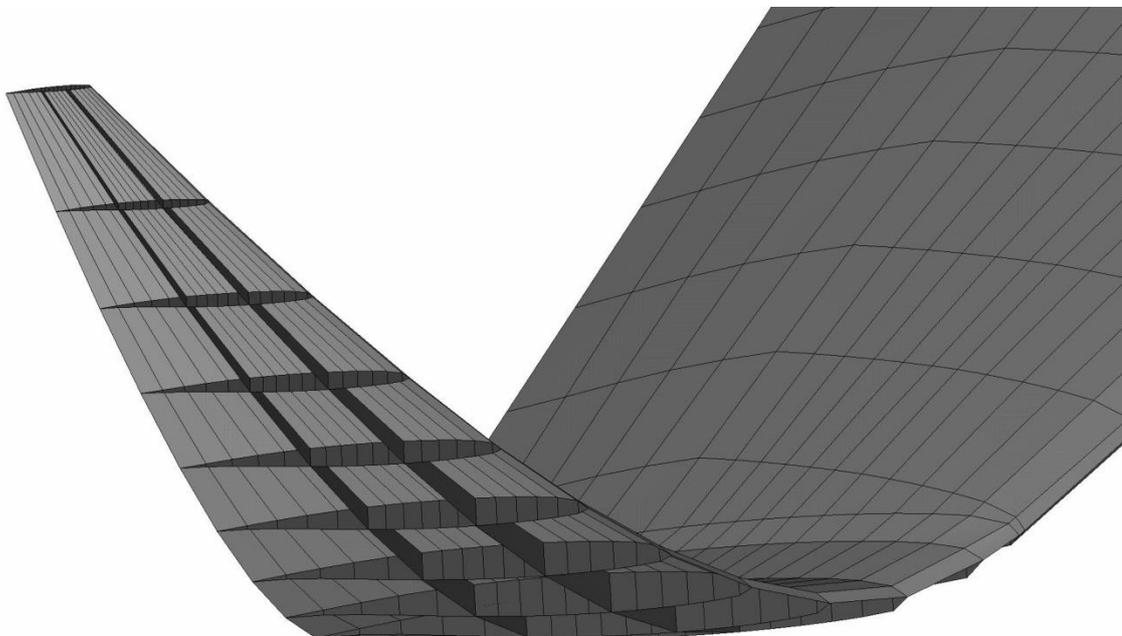


Abbildung 51: Large Winglet mit automatisiert generierten Holmen und Rippen

Ein Problem bilden Klaffungen im Oberflächennetz. Diese kommen bei nicht exakten Segmentnetzen vor, aber auch, wenn Anbaukomponenten am Flügel wie die Triebwerkspylone, Verkleidungen der Querruderanlenkungen oder die Kinematiken der Hochauftriebsklappen explizit im CFD-Netz abgebildet werden. Das Oberflächennetz des Flügels selber weist an den Verbindungsstellen Löcher im Oberflächennetz auf und es kann folglich kein Durchstoßpunkt berechnet werden. Die Methode detektiert diesen Fehler und wendet eine alternative Berechnung der 3D-Punkte an: Anhand der benachbarten Strukturdefinitionsunkte wird lokal eine biquadratische Ersatzfläche erstellt, die dann zum Verschneiden der Holm-Rippen-Schnittlinie verwendet wird. Diese Funktion wird in Kapitel 5.3.2 illustriert und nachgewiesen.

Eine weitere Schwierigkeit stellt sich in der Geometrieberechnung des Flügelkastens, der sich im Rumpf und somit außerhalb des CFD-Netzes des Flügels befindet. Bei strukturierten CFD-Netzen wird das innerste Profil in die Flugzeugsymmetrieebene kopiert. Bei unstrukturierten CFD-Netzen wird an einer definierten y -Position ein Profil berechnet analog zur Berechnung virtueller Rippen. Bei der Berechnung von Geometriestützstellen zwischen der definierten y -Position und der Flugzeugsymmetrieebene wird dieses Profil verwendet. Abbildung 52 zeigt einen aus dem CFD-Flügel heraus extrapolierten Flügelkasten.

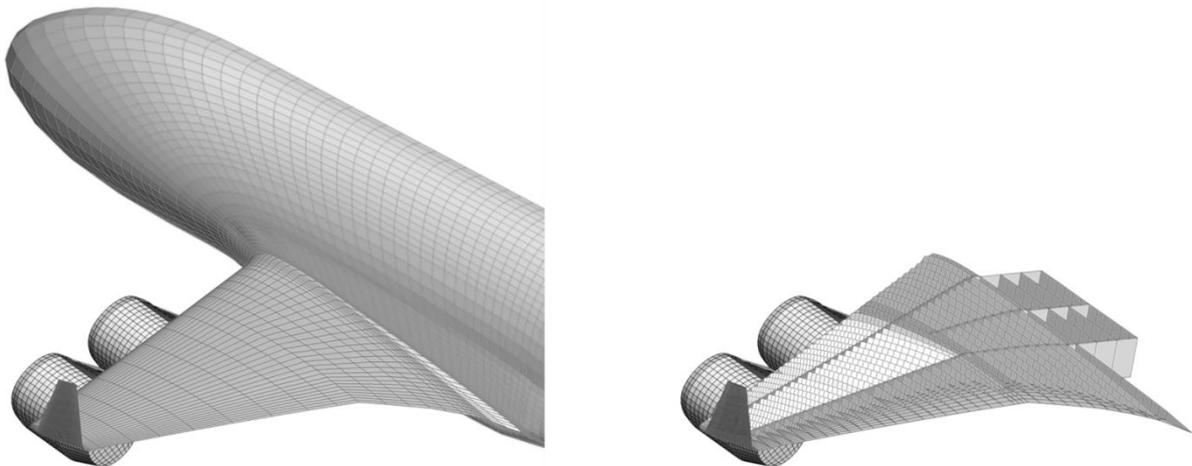


Abbildung 52: Aus CFD-Netz heraus extrapolierte Flügelkasten

4.2.5. Komponentendatenbank

Das Geometriemodell mit allen seinen Komponenten wird nach dem Prinzip „Bottom-up“ aufgebaut. Alle geometrischen Schlüsselpunkte sind explizit berechnet und durch die in Kapitel 4.2.3 beschriebenen Bezugsnummern eindeutig in ihrer relativen Position zueinander beschrieben. Alle Schlüsselpunkte werden mit Bezugsnummer und Koordinaten in der Liste K verzeichnet.

Die Liste L ist ein Verzeichnis aller Linien des Geometriemodells. Linien haben ein System der Bezugsnummern analog zu dem in Kapitel 4.2.3 erläuterten Bezugsnummernsystem der

Flächen. Die Liste L enthält in jeder Zeile die Bezugsnummer der Linie sowie die Bezugsnummer der die Linie aufspannenden geometrischen Schlüsselpunkte. Analog verzeichnet Liste A alle Flächen des Geometriemodells mit Flächen-Bezugsnummer sowie mit den vier Bezugsnummern der die Fläche aufspannenden geometrischen Schlüsselpunkte. Die Reihenfolge der Flächenpunkte berücksichtigt, dass die Flächennormale entsprechend der Rechte-Hand-Regel in den Flügel bzw. in den Flügelkasten hinein weisen. Die einheitliche Handhabung der Normalenrichtung ist wichtig für den späteren Aufbau der Struktur im Finite-Elemente-Modell. Das gesamte Geometriemodell wird durch die Listen K, L, und A eindeutig beschrieben.

Durch Manipulation der K-, L- und A-Listen ist es möglich, das simple Grundmodell mit durchgehenden, sich nicht berührenden Holmen und Rippen in komplexere Strukturarchitekturen zu überführen. Beispielsweise ist dieses oft bei Flügeln mit Kink notwendig, bei denen die Rippen innerhalb des Kinks in Flugrichtung ausgerichtet sind und die Rippen außerhalb des Kinks senkrecht auf die Flügelachse gestellt werden. Im Übergang der Bereiche entstehen Y-förmige bzw. zusammenlaufende Rippen. In der Vorgabe der Methode kann angegeben werden, welche benachbarten Rippen bei welchen Holmschnittpunkten zusammenfallen. Im Fall der Y-Rippen sind beide Rippen einzeln und ab der Holmschnittstelle der Vereinigung als zusammenfallend definiert. In der Modellierung wird zunächst das vollständige Geometriemodell aufgebaut. Anschließend werden von den koinzident definierten, geometrischen Schlüsselpunkten die Punkte mit der jeweils höheren Bezugsnummer wieder aus der K-Liste gelöscht. Folgend werden die Punktnummern in den Listen L und A angepasst. Linien, bei denen beide Definitionspunkte gelöscht wurden, und Flächen, bei denen mehr als nur ein Definitionspunkt gelöscht wurde, werden ebenfalls gelöscht. Abbildung 53 zeigt beispielhaft das Geometriemodell eines Deltaflügels mit auslaufenden Holmen.

Das Vorgehen zur Definition unregelmäßiger Holme ist analog zum Vorgehen bei den Rippen. Von einer einfachen Struktur ausgehend, lassen sich somit beliebige Kombinationen sich trennender, zusammenlaufender oder sich schneidender Holme oder Rippen implementieren, wobei alle lokalen Neigungswinkel von Holmen und Rippen vorgegeben werden können.

Im beschriebenen Vorgehen ist die Grundanforderung erfüllt, dass einfache Strukturkonzepte sich sehr einfach implementieren lassen. Nahezu beliebig komplexe Konzepte lassen sich umsetzen, wobei der Aufwand der Modellierung mit der Ausgefallenheit des Konzeptes steigt. Mit den Kanten des CFD-Netzes als Referenz für die Definition des Strukturlayouts ist eine automatisierte Übertragung einmal definierter Konzepte auf andere Konturformen möglich.

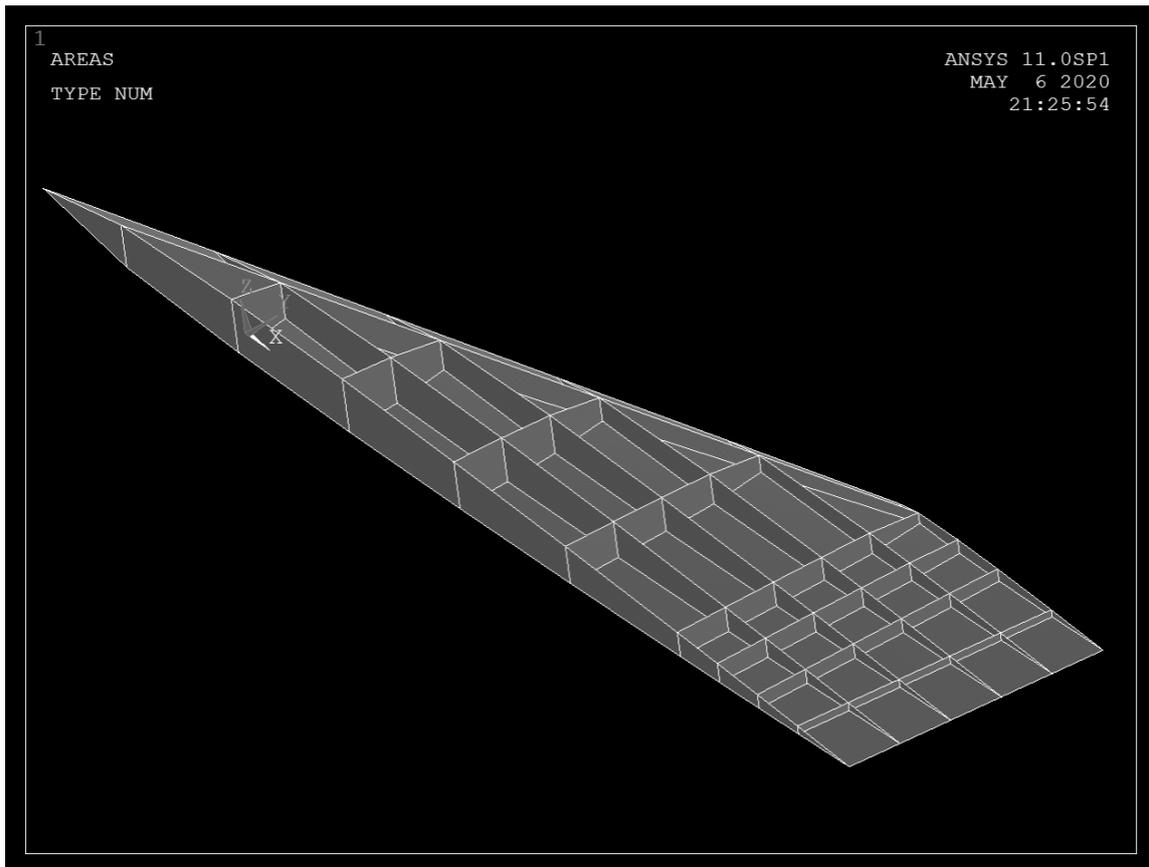


Abbildung 53: Deltaflügel mit auslaufenden Holmen in ANSYS

Die entwickelte Methode ermöglicht es, direkt von einem CFD-Oberflächennetz ausgehend die dreidimensionalen Geometrien von Haut, Holmen und Rippen automatisiert zu berechnen. Da kein Geometriemodell der Kontur erforderlich ist, werden keine vertraulichen Daten verwendet. Weiterhin ist die direkte Anschlussfähigkeit an die aerodynamische Freiformoptimierung gegeben, die im Ergebnis die optimierten Koordinaten der CFD-Oberflächenpunkte liefert.

Anordnung und Orientierung von Holmen und Rippen im Flügel sind Vorgabewerte der Methode. Die Auswahl dieser Parameter erfolgt durch den Anwender zunächst anhand empirischer Werte und praktischer Randbedingungen des Entwurfs wie den Kräfteinleitungsstellen für Triebwerk und Fahrwerk. Aufgrund der vollständigen Automatisierung der Methode ist es jedoch auch möglich, Parameterstudien oder Optimierungsrechnungen durchzuführen. In Kapitel 5.3.3 wird eine automatisierte Variation der Holmlagen demonstriert.

4.3. Finite-Elemente-Modellerstellung

Für die strukturelle Modellierung wird das kommerzielle Finite-Elemente-Methoden (FEM)-Programm ANSYS verwendet. ANSYS bietet mit seiner Programmiersprache ANSYS Parametric Design Language (APDL) eine weit entwickelte Nutzerschnittstelle, um über die Kommandozeile oder über Eingabedateien mit APDL-Befehlen im Textformat mit dem Programm zu interagieren. Ausgehend von den bekannten Geometriegrößen der Punkte, Linien und Flächen sind die Befehle zu generieren, um den definierten Flügel mit Finiten Elementen zu modellieren, mit Randbedingungen und Lasten zu versehen, alle notwendigen Analysen sowie die Dimensionierung zu initiieren.

In der klassischen Modellierung von Tragflügeln mit FEM-Programmen wird zunächst ein Geometriemodell im Pre-Prozessor oder einem externen CAD-Programm aufgebaut. Hierzu wird zunächst die aerodynamische Konturform, bestehend aus mindestens zwei Flächen für Ober- und Unterseite des Flügels, erstellt. Folgend werden Holme und Rippen als Flächen definiert, die jeweils miteinander und mit den Konturflächen verschnitten werden. Diese Operationen gehen mit einem hohen Rechenaufwand einher und beinhalten Bool'sche Operationen. Das heißt, bei jeder Verschneidung entstehen neue Flächen mit neuen Flächen-, Linien- und Punktnummern. In der automatisch zugewiesenen Nummerierung ist es sehr aufwändig, die relativen Beziehungen der Geometriekörper und deren Position im Modell automatisiert zu handhaben.

Im Gegensatz zum konventionellen Vorgehen liegen der hier entwickelten neuen Methode alle notwendigen Geometrieinformationen bereits zu Beginn der Finite-Elemente-Modellierung vor. Das FEM-Modell kann somit direkt „Bottom-up“ erstellt werden. Durch den vollständigen Verzicht auf Geometrieoperationen wie Verschneidungen und Bool'sche Operationen ist die Schnittstelle zum FEM-Programm maximal schnell und robust.

4.3.1. Schnittstelle zum FEM-Pre-Prozessor

Es wird eine Textdatei mit allen APDL-Befehlen erstellt, die notwendig sind, um den gesamten Flügel zu erzeugen. In der erzeugten Datei werden die Befehle automatisiert kommentiert, so dass ein menschlicher Nutzer die erzeugten Befehle nachvollziehen kann. Die in Kapitel 5.4 diskutierten Anwendungen umfassen ca. 110.000 Zeilen kommentierten APDL-Code, der automatisch erzeugt wurde. Ausgedruckt in der Schriftart Arial und in der Schriftgröße 10 pt. entspricht das 1800 Seiten im DIN-A4-Format.

Der Modellaufbau beginnt mit den geometrischen Schlüsselpunkten auf der Oberseite und dann auf der Unterseite des Flügels. Die Punkte werden rippenweise erzeugt mit dem elementaren Befehl zum Erzeugen von Geometriepunkten mit vorgegebenen Koordinaten und Bezugsnummern. Alle zuvor verwendeten Bezugsnummern werden in das FEM-Modell übertragen, so dass die Logik der Nummerierung erhalten bleibt. Im Folgenden werden alle Linien und Flächen erzeugt, wobei erneut lediglich grundlegende Befehle verwendet werden, welche Linien und Flächen anhand der Bezugsnummern der zuvor generierten Punkte

definiert. Dieses Vorgehen verwendet nur grundlegende Befehle, ist jedoch sehr umfangreich. Die in Kapitel 5.4 diskutierten typischen Anwendungsfälle haben für diesen Modellierungsschritt einen Umfang von mehr als 30.000 Zeilen kommentierten APDL-Code, der automatisiert erzeugt wird.

Das Überführen des Geometriemodells in das Finite-Elemente-Modell erfolgt durch Vernetzung der Geometrie. Grundsätzlich kann das Finite-Elemente-Netz strukturiert aus viereckigen Elementen oder unstrukturiert aus dreieckigen Elementen aufgebaut werden. Die unstrukturierte Vernetzung ist gut für unregelmäßige Geometrien geeignet und lässt sich relativ einfach automatisieren. Es ist jedoch eine recht feine Vernetzung, d.h. eine recht große Anzahl an Elementen, notwendig, die mit einem hohen Rechenaufwand einhergeht. Weiterhin erfordert das Überprüfen von automatisiert erzeugten, unstrukturierten Netzen in umfangreichen Geometrien wie den hier vorliegenden einen hohen Aufwand für die Qualitätskontrolle der erzeugten Element-Geometrien. In dieser Arbeit ist eine automatisierte hybride Vernetzung implementiert. Die meisten Flächen sind viereckig und gut für die strukturierte Vernetzung geeignet. Es werden automatisiert die APDL-Befehle erstellt, um in ANSYS die Randbedingungen für eine strukturierte Vernetzung zu setzen. Dafür wird jeder Linie im Modell vorgegeben, wie viele Knoten in der Vernetzung auf ihr angeordnet werden sollen. Ist bei viereckigen Flächen die vorgegebene Knotenzahl der jeweils gegenüberliegenden Linien identisch, wird die Fläche von ANSYS automatisch strukturiert vernetzt. Abbildung 54 illustriert eine automatisiert generiertes Netz für eine unregelmäßige Geometrie.

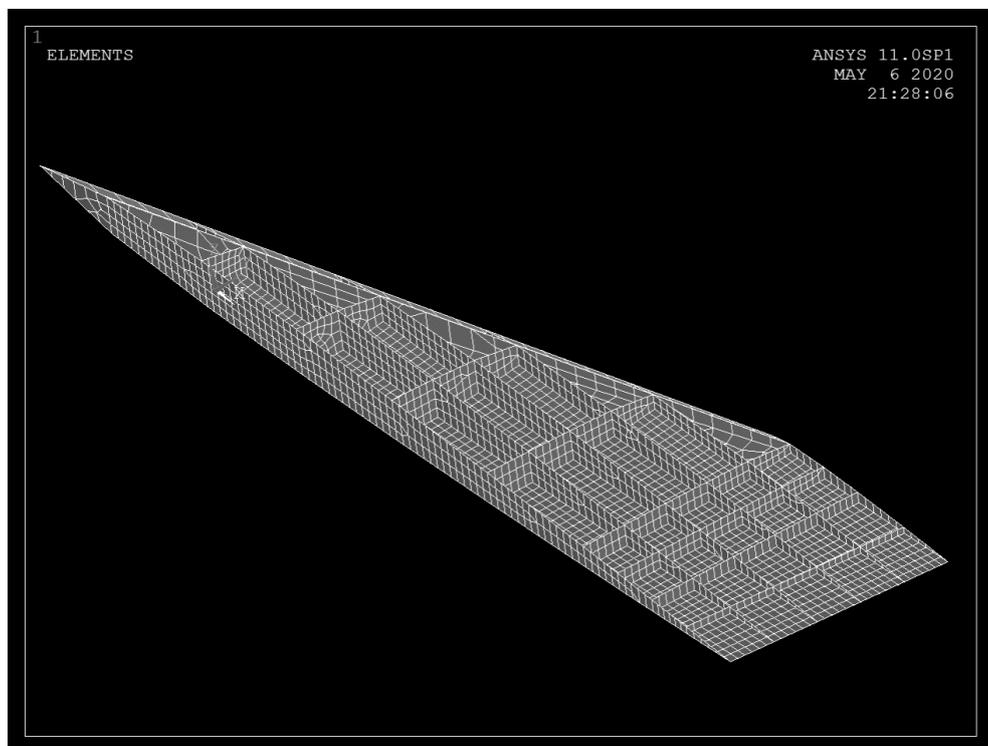


Abbildung 54: Vernetzung unregelmäßige Geometrie

Für die Vorgabe der Vernetzungsoptionen muss für jede Linie identifiziert werden, wie viele Knoten auf ihr allokiert werden sollen. Hierfür ist in der Vorgabe der Methode eine angestrebte mittlere Elementgröße vorgegeben. Es müssen an einer Fläche gegenüberliegende Linien dieselbe Knotenzahl aufweisen. Die meisten Linien werden von zwei benachbarten Flächen verwendet, so dass eine große Zahl von Linien miteinander korrespondiert. Aufgrund des strukturierten Nummerierungssystems können bezogene Linien anhand ihrer Bezugsnummer selektiert werden. Es werden alle APDL-Befehle erzeugt, um jeweils alle Gruppen korrespondierender Linien zu selektieren und die mittlere Linienlänge zu berechnen. Mit der angestrebten mittleren Elementgröße wird die notwendige Anzahl an Knoten pro Linie berechnet und allen Linien zugewiesen. Diese Operationen umfassen in den Beispielen in Kapitel 5.4 ebenfalls ca. 30.000 Zeilen kommentierten APDL- Code, der automatisiert erzeugt wird.

Die Vernetzung erfolgt flächenweise. Die verwendeten Schalenelemente für geschichtete Faserverbundmaterialien werden für Holme und Rippen symmetrisch zu den geometrischen Flächen verwendet und für die Haut asymmetrisch, so dass der Materialaufbau von der definierten aerodynamischen Konturform ausgehend in das Innere des Flügels hinein geschieht. Abbildung 55 veranschaulicht die unterschiedliche Anordnung der Elemente.

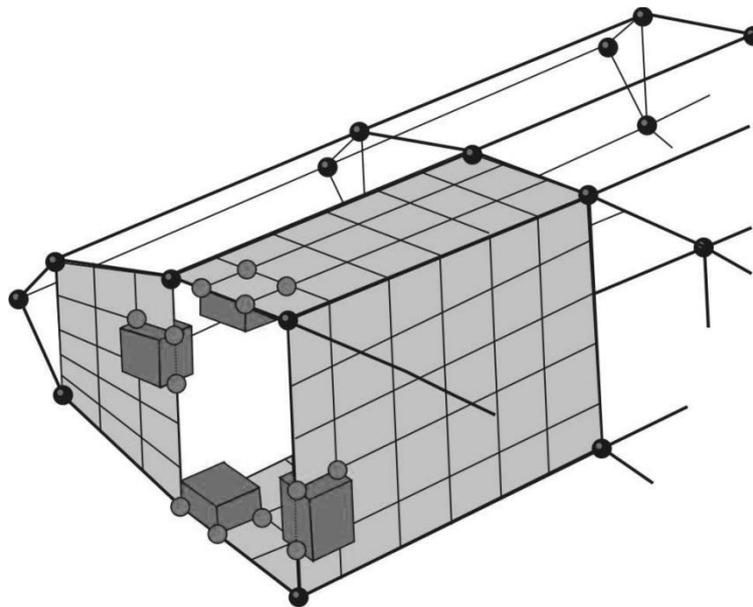


Abbildung 55: Anordnung der Schalenelemente [Nag06a]

Bei der Vernetzung der einzelnen Flächen werden den Elementen der jeweiligen Fläche alle mechanischen Eigenschaften einschließlich des Materialaufbaus bestehend aus bis zu 256 Materialschichten mit Angabe von Material, Ausrichtung und Dicke von jeder Einzelschicht zugewiesen. Diese Eigenschaften werden in der Eingabedatei der Methode vorgegeben, jeweils mit einem globalen Standardwert und bereichsweisen Abweichungen hiervon. In der Eingabe werden die Bereiche der Materialzuweisungen anhand der in Kapitel 4.2.3 eingeführten strukturierten Bezeichnung von Holmen und Rippen vorgenommen. Die

Orientierung der Materialschichten kann entweder auf das globale kartesische Koordinatensystem bezogen werden oder auf das Elementkoordinatensystem. Die Elementkoordinatensysteme sind im Modell derart implementiert, dass bei Holmen und Konturflächen die 0°-Richtung der Flügelachse folgt, wie es in Abbildung 56 schematisch und in Abbildung 57 beispielhaft in einem FEM-Modell dargestellt ist. Bei Rippen liegt die 0°-Richtung in der lokalen Flügelfläche. Diese alternativen Bezugssysteme ermöglichen es, entweder auf einfache Weise orthotropes Material auf die Flügelachse auszurichten oder extern vorgegebene Materialverteilungen zu implementieren, die in der Regel auf das globale Koordinatensystem bezogen sind. Die Vernetzung und Materialzuweisung umfassen in der Anwendung in Kapitel 5.4 ca. 40.000 Zeilen kommentierten APDL-Code.

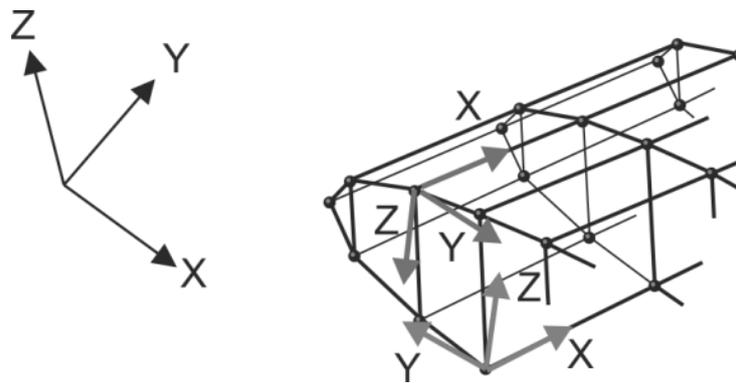


Abbildung 56: Definition lokaler Koordinatensysteme

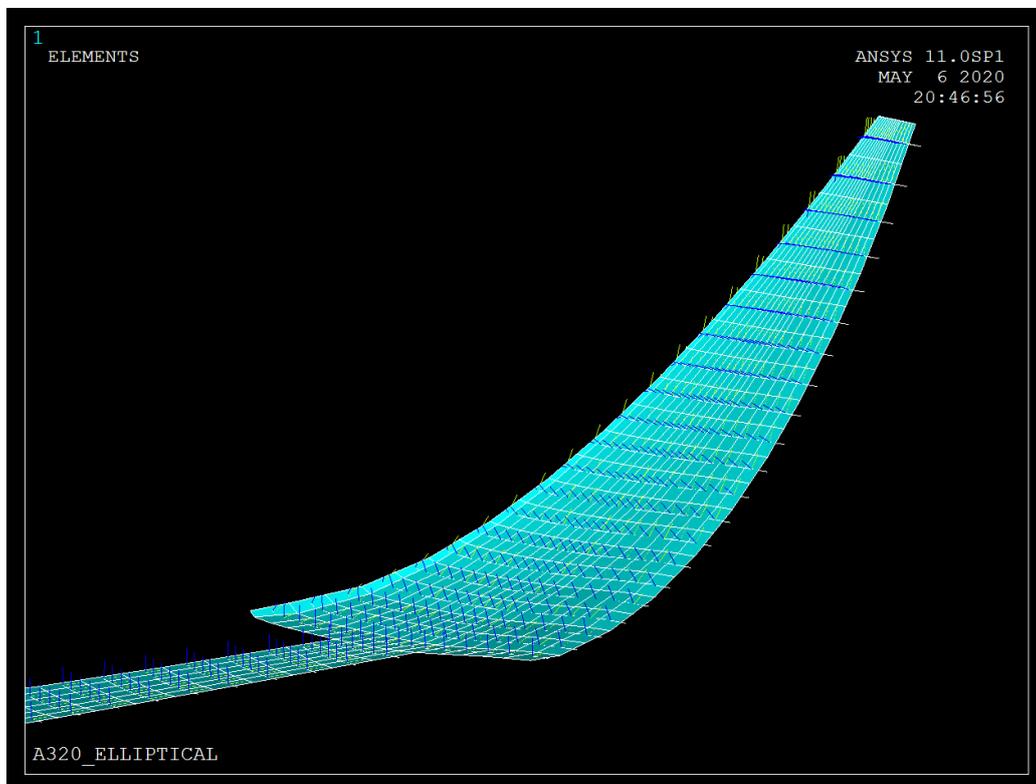


Abbildung 57: Beispiel lokaler Koordinatensysteme an elliptischem Winglet

4.3.2. FEM-Modell

Dem erzeugten Finite-Elemente-Modell werden automatisiert Randbedingungen aufgeprägt, wobei die Knoten in der Flugzeug-Symmetrieebene in der Translation in der globalen y-Richtung zu 0 gesetzt werden. Alle Knoten an der Flügelwurzel sind in globaler x- und globaler z-Richtung zu 0 gesetzt. Weiterhin werden Beschleunigungen entsprechend von Vorgaben implementiert.

Die Handhabung des Modells im Dimensionierungsprozess erfordert es, für bestimmte Bereiche und Komponenten Flächen, Elemente oder Knoten auszuwählen. Die Auswahl kann anhand verschiedener Attribute wie der Koordinaten oder der Bezugsnummer vorgenommen werden. Um die wiederholte Auswahl von Gruppen zu beschleunigen, werden benannte Komponenten erstellt, die anhand ihres Namens selektiert werden können. Diese Funktion ermöglicht die effiziente Automatisierung der Anbindung der Modellgenerierung an die Dimensionierung. Beulfelder, Optimierungsbereiche und die aerodynamische Oberfläche werden in der Modellgenerierung automatisiert als eigene Komponenten definiert und können in der Dimensionierung einfach selektiert werden. Dieser Arbeitsschritt wird im Stand der Technik manuell durchgeführt und ist dann zeitintensiv und fehleranfällig.

Bei modernen Transportflugzeugen werden die Bereiche vor dem Vorderholm und hinter dem Hinterholm in der Regel für das Hochauftriebssystem verwendet, das keinen relevanten Beitrag zu Festigkeit und Steifigkeit des Gesamtflügels leistet. Für die strukturmechanische Auslegung wird meist lediglich der Flügelkasten in FEM modelliert. Die Verwendung von FEM-Modellen für Rechnungen in der Kopplung mit CFD-Modellen erfordert jedoch das Übertragen aller Luftkräfte auf das FEM-Modell. In anderer Richtung ist es erforderlich, die Verschiebung der gesamten Konturfläche als Ergebnis der FEM-Rechnung bereitzustellen, damit das vollständige CFD-Netz an die berechnete Konturform im deformierten Zustand angepasst werden kann (siehe Kapitel 3.3). Aus diesem Grund wird in dieser Arbeit der gesamte Flügel modelliert. Während der Flügelkasten detailliert vernetzt werden muss, um Spannungs- und Dehnungsverläufe realistisch abzubilden, sind die vorderen und hinteren Bereiche des Flügels mechanisch neutral abgebildet. Allen Elementen dieser Bereiche wird eine virtuelle Dichte zugewiesen, so dass die Masse der Flügelsysteme abgebildet wird. Die Rippen in diesen Bereichen sind ideal starr modelliert, um in der Simulation Formtreue zu zeigen. Die Hautfelder sind ideal elastisch modelliert, damit sie keinen Einfluss auf die Steifigkeit des Flügels ausüben. In diesem Ansatz ist es jedoch notwendig, dass die ideal-elastische Haut keine Knoten zwischen den Rippen aufweist, da diese unter Last sonst unendliche Verschiebungen aufweisen würden. Um einerseits eine feine Vernetzung des Flügelkastens und andererseits außerhalb des Flügelkastens eine Vernetzung ohne Zwischenknoten zwischen den Rippen zu ermöglichen, kann die Vernetzung zwischen diesen Bereichen diskontinuierlich vorgenommen werden, wie es Abbildung 58 zeigt.

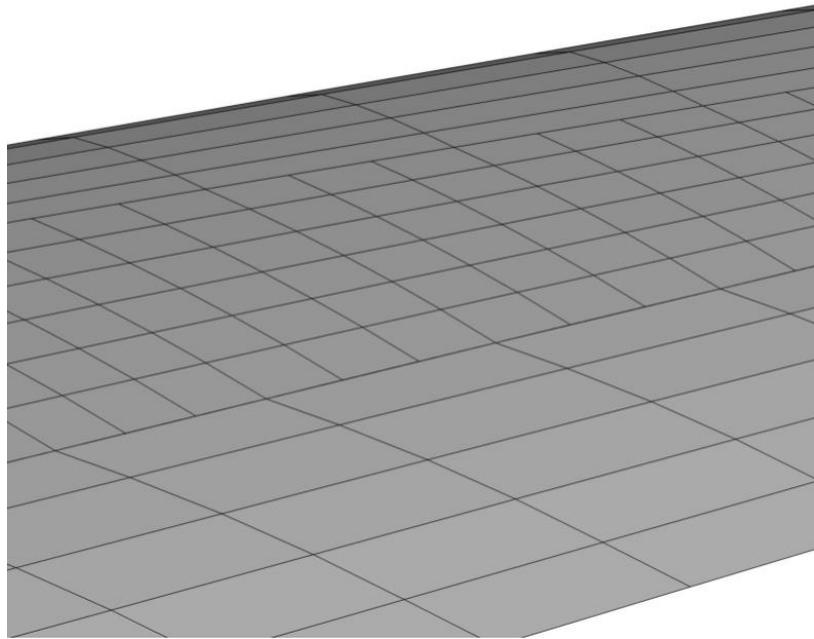


Abbildung 58: Diskontinuierliches FEM-Netz

Die Funktionalität zur automatisierten Übertragung eines Strukturkonzeptes auf verschiedene nicht planare Flügelkonturen mit diskontinuierlichem Netz ist in Abbildung 59 dargestellt.

Der FEM-Modellaufbau verwendet das strukturierte Abbildungssystem der hier verwendeten Methode sowohl für die effiziente Zuweisung von Material- und Elementeigenschaften einschließlich der für Faserverbundmaterialien relevanten Elementkoordinatensysteme als auch für die Steuerung der Vernetzung. Alle Vorgaben zur Netzfeinheit sind strukturiert vorgegeben und adaptiv bezüglich der vorgegebenen mittleren Elementgröße. Nasen- und Hinterkantenbereiche können als Ersatzflächen modelliert werden, wodurch die direkte Einbindung in aeroelastische Prozessketten ermöglicht wird.



Abbildung 59: Übertragen eines Strukturkonzeptes auf verschiedene Winglets

4.4. Strukturdimensionierung

Die Abbildung der Primärstruktur eines Tragflügels von Verkehrsflugzeugen, wie sie in Kapitel 5.4 dargestellt wird, erfordert eine Größenordnung von mindestens 10.000 Elementen. Wird ein symmetrisches Standardlaminat mit 7 Faserschichten angenommen wie [90, 45, -45, 0, -45, 45, 90] (siehe Kapitel 3.2.1), in dem jede Schicht angepasst werden kann hinsichtlich ihrer Dicke, Orientierung und des Materials, ergeben sich somit 210.000 Entwurfparameter für ein vorgegebenes Strukturlayout.

Für jede der 70.000 Elementschichten ist zu bewerten, ob die Dimensionierungskriterien der Festigkeit erfüllt werden, was zum Beispiel anhand der Maximalspannung Zug und Druck in Faserrichtung sowie der Zwischenfaserbruchkriterien nach Puck erfolgen kann (siehe Kapitel 3.2.2). Für Beulfelder, die durch Gruppen von Elementen gebildet werden, ist nachzuweisen, dass kein Beulversagen innerhalb der vorgegebenen Lasten auftritt. Die Sicherheit gegenüber allen Versagenskriterien ist für alle Lastfälle nachzuweisen, die im Betrieb des Luftfahrzeugs auftreten können. In der Vorauslegung reicht die Berücksichtigung von üblicherweise ca. 10 charakteristischen Lastfällen aus, um in der Dimensionierung ein Ergebnis mit guter Übereinstimmung hinsichtlich der globalen Masse und Steifigkeit mit detailliert ausgelegten Flügeln zu erzielen.

Für die Dimensionierung und die Optimierung von Faserverbundstrukturen mit sehr vielen Freiheitsgraden und auch für viele Lastfälle sind kommerzielle Softwarewerkzeuge wie OptiStruct verfügbar [Bac16]. Die Anwendung für gegebene FEM-Modelle erfordert jedoch das manuelle Zuweisen, welche Auslegungskriterien und -strategien in welchen Bereichen der Struktur anzuwenden sind. In der Vorauslegung von Strukturen stellt sich damit die Herausforderung, wie eine automatisierte Anbindung der Modellgenerierung an die Dimensionierung hergestellt werden kann.

In dieser Arbeit wird eine eigene Methode zur Dimensionierung von FEM-Modellen erstellt, die eine direkte Anschlussfähigkeit an die Vorgaben und Definitionen der automatisierten Modellerstellung bietet. Das Dimensionierungsprogramm ist in der Skriptsprache des FEM-Programms erstellt und kann direkt im Zuge der Modellgenerierung gestartet werden. Die Umsetzung als Skript in der FEM-Software erlaubt es, die sehr effizienten Routinen zum Handhaben von Matrizen und zum Management des Arbeitsspeichers zu nutzen.

Auszüge der Dimensionierungsmethode sind vom Autor dieser Dissertation in [Nag06] veröffentlicht.

4.4.1. Übersicht, Gesamtprozess

Der Auslegungsprozess basiert auf der Vorgabe eines FEM-Modells sowie von Lasten. Die Lasten sind während der Dimensionierung unverändert. Veränderte Lasten etwa aufgrund veränderter Aeroelastik infolge veränderter Steifigkeiten im Laufe des Dimensionierungsprozesses werden im Nachgang der Dimensionierung berechnet. Dieses

Vorgehen entspricht dem Prozessablauf in dem Vorentwurfsprogramm FAME-W von Airbus (siehe Kapitel 2.3.2). Eine Übersicht über den Dimensionierungsprozess bietet Abbildung 60.

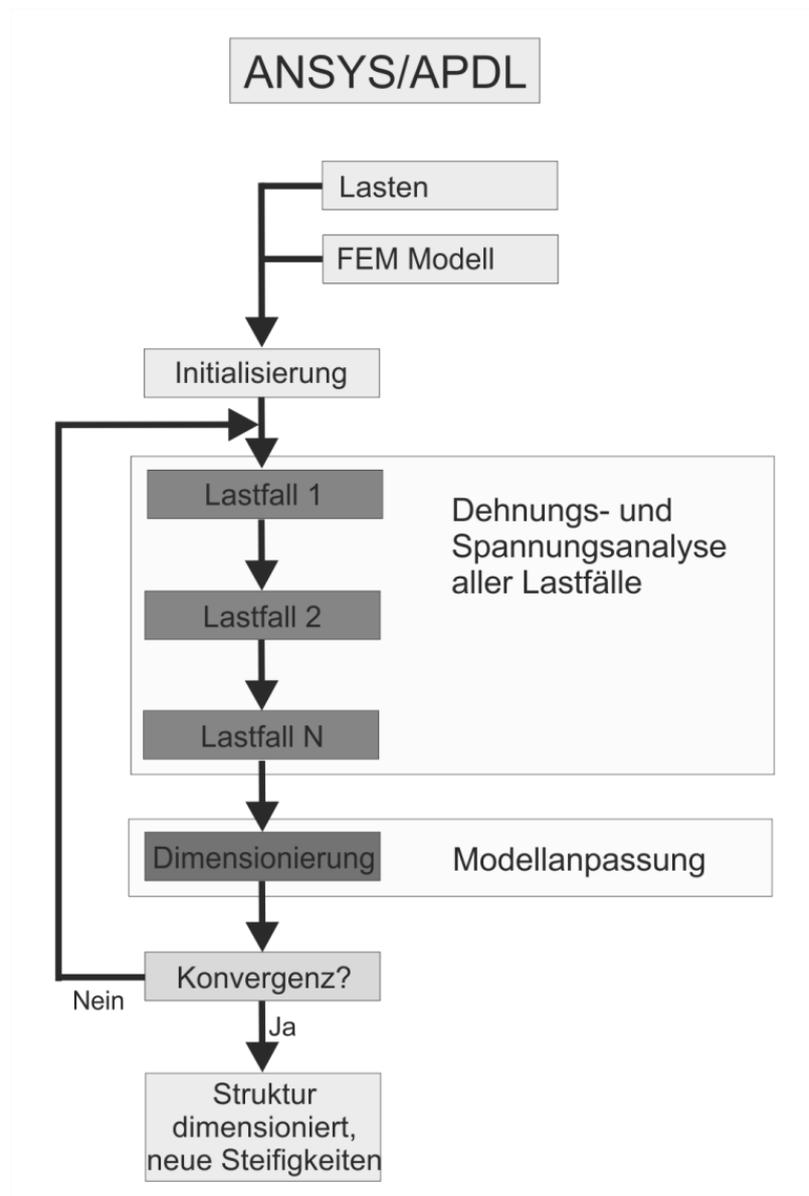


Abbildung 60: Dimensionierungsprozess

Die Dimensionierungsmethode lässt sich mit beliebigen FEM-Modellen kompatibler Elementtypen nutzen und ist nicht auf Modelle angewiesen, die mit der in dieser Arbeit erstellten Modellierung generiert werden. Die Kombination beider Methoden zur automatisierten Modellgenerierung und zur Dimensionierung ermöglicht jedoch als einen Kernbeitrag dieser Arbeit die Übergabe aller relevanten Informationen, so dass ein sehr effizienter Gesamtauslegungsprozess möglich ist.

Die Materialkennwerte zur Festigkeitsauslegung sind für alle Materialien als APDL- Variablen vorzugeben. Diese Werte werden in der Modellgenerierung definiert und werden an die Dimensionierungsmethode übergeben.

Weiterhin werden Lasten definiert. Lasten sind Kräfte etwa an Triebwerk, Fahrwerk oder Kraftstofftank, die in der Dimensionierung berücksichtigt werden. In der Modellierung werden Krafteinleitungspunkte für derartige Lasten als benannte Komponenten definiert (siehe Kapitel 4.3.2), so dass die Übertragung auf die richtigen FEM-Knoten automatisch geschieht. Die Luftlasten können entweder als Knotenkräfte oder als Druckverteilungen auf die Schalenelemente aufgeprägt werden. Es ist ein automatisiertes Einlesen von Dateien mit Luftlasten im APDL-Format implementiert, wie sie in der aeroelastischen Prozesskette übergeben werden (siehe Kapitel 3.3.1). In der Lastdefinition sind lediglich der Name der Datei mit den Luftlasten sowie der Skalierungsfaktor anzugeben. Eine weitere Lastenart ist die Beschleunigung.

Für die Auslegung können beliebig viele Lastfälle vorgegeben werden, in denen die definierten Einzellasten beliebig miteinander kombiniert und skaliert werden. Im Programmablauf wird das Basis-FEM-Modell initialisiert. In diesem Schritt werden die in Kapitel 4.3.1 beschriebenen Datenstrukturen für den Auslegungsprozess eingerichtet. Folgend werden der Reihe nach alle Lastfälle wahlweise entweder linear elastisch oder nichtlinear berechnet und die Ergebnisse in der Datenstruktur abgelegt.

Sobald alle Analyseergebnisse vorliegen, werden in der Dimensionierung mathematische Operationen mit den in der Datenstruktur abgelegten Werten durchgeführt. Anhand der Dehnungs- und Spannungsgrößen sowie der Materialkennwerte werden die Reservefaktoren aller Einzelschichten ermittelt (siehe Kapitel 3.2.2 und Kapitel 3.2.3). Aus allen Reservefaktoren gemeinsam wird abgeleitet, wie die Designparameter der Struktur verändert werden. Dabei kann vorgegeben werden, ob Schichten unabhängig voneinander, in Abhängigkeit der anderen Schichten im selben Element oder in Abhängigkeiten eines zuvor definierten Hautfeldes, z.B. eines Beulfeldes, dimensioniert werden sollen. In den Anwendungen dieser Arbeit sind die Gesamtdicke und der Schwenkwinkel von Einzelschichten für vorausgewählte Laminataufbauten angepasst worden. Es lassen sich jedoch beliebige Algorithmen zur Modifikation aller Strukturparameter implementieren.

Die neuen Werte der Designparameter werden mit den vorherigen verglichen und die Konvergenz des Prozesses ausgewertet. Solange die Dimensionierung signifikante Änderungen der Designparameter berechnet und die maximal vorgegebene Anzahl an Iterationen nicht überschritten ist, werden die neuen Designparameter in das FEM-Modell implementiert und der Prozess beginnt von neuem, wie in Abbildung 60 dargestellt ist.

In der Vorgabedatei kann ein Element anhand seiner Elementnummer ausgewählt werden, für das alle Rechenergebnisse in eine eigene Logdatei ausgegeben werden. Es ist somit manuell nachvollziehbar und überprüfbar, welche Rechnungen zur Auslegung tatsächlich

durchgeführt wurden. Diese Funktion wird bei der Implementierung der Methoden zur Versagensbewertung genutzt, um die Richtigkeit der Implementierung manuell nachzuvollziehen. Für die in Kapitel 5.5 dargestellte Anwendung mit einem siebenschichtigen Materialaufbau, 5 Lastfällen und 40 Iterationen mit 5 Versagenskriterien ergeben sich für ein einzelnes Element 18.000 Zeilen oder 330 DIN-A4-Seiten an dokumentierten Prozessschritten.

Zur grafischen Auswertung der Dimensionierungsrechnungen können Größen wie die Gesamtdicke, die Dickenänderung im aktuellen Dimensionierungsschritt, die Hauptspannungsrichtung, die Richtungsänderung im aktuellen Dimensionierungsschritt sowie das die Dicke treibende Dimensionierungskriterium farblich dem FEM-Modell aufgeprägt werden.

4.4.2. Datenhandhabung

Bei beispielhaften 70.000 Einzelelementschichten eines einfachen Tragflügels, 5 Festigkeitskriterien und 5 Lastfällen sind in jeder Iteration 1.750.000 Materialausnutzungen zu berechnen, aus denen 210.000 Designparameter abgeleitet werden müssen. Eine effiziente Durchführung der Berechnungen ist offensichtlich kritisch für die Anwendbarkeit der Dimensionierung.

FEM-Programme sind dafür optimiert, effizient mit großen Matrizen umzugehen (siehe Kapitel 3.1.3) und den verfügbaren Arbeits- und Festplattenspeicher des eingesetzten Rechners bestmöglich auszunutzen. Dabei sind für das Lösen der FEM-Gleichungssysteme Operationen grundlegend, die Vektoren verwenden, bei denen jede Zeile einem Element im FEM-Modell entspricht. In der verwendeten Skriptsprache ist eine Familie von Befehlen verfügbar, die Operationen mit ganzen Vektoren anbietet. Im Gegensatz zum alternativen Vorgehen von skalaren Operationen in einer Schleife über den Vektor sind Vektorfunktionen um Größenordnungen effizienter. Das Addieren beliebig langer Vektoren verursacht einen Rechenaufwand vergleichbar der Addition zweier Skalare. Die Dimensionierungsmethode ist daher auf den beschriebenen Vektorfunktionen aufgebaut.

Abbildung 61 zeigt die entwickelte grundlegende Datenstruktur, die das Ausreizen der Vektorfunktionen zur Dimensionierung erlaubt. Die Datenstruktur hat insgesamt vier Dimensionen. Grundlage ist eine Matrix, bei der jede Zeile die Informationen des Elementes mit jener Bezugsnummer enthält, die mit der Zeilennummer korrespondiert. Diese Dimension (Element) entspricht direkt der internen Handhabung von Elementdaten des FEM-Programms etwa in der Steifigkeitsmatrix. Somit lassen sich im Post-Processing die Ergebnisse aller Elemente mit einem Vektorfunktionsaufruf in die eigene Datenstruktur übertragen. Die zweite Dimension der grundlegenden Matrix entspricht den Faserschichten (Layer), die dritte Dimension der Datenstruktur ist der Lastfall. Für jeden Lastfall kann für jedes Element und für jede Einzelschicht eine Information abgelegt werden. Die vierte Dimension ist die Iteration des

Dimensionierungsprozesses. Dabei ist die aktuelle Iteration i der Ursprung dieser Dimension und die Richtung dieser Dimension entspricht der älter werdenden Historie.

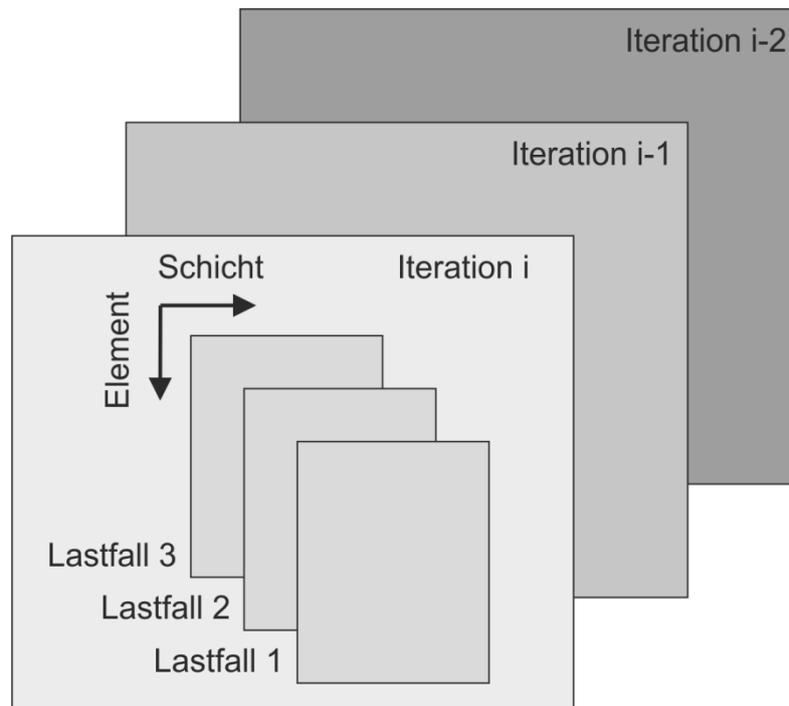


Abbildung 61: Datenstruktur

In dieser Datenstruktur können Werte wie die berechnete Spannung in x-Richtung organisiert werden in Abhängigkeit des Elementes, der Materialschicht, des Lastfalls und der Dimensionierungsiteration. In der gefüllten Datenstruktur ist die Spannung in x-Richtung als Funktion aufrufbar mit den Funktionswerten Element, Schicht, Lastfall und Iteration. Die Verwendung kann skalar erfolgen oder anhand von Vektoren. Als Vektor ist es möglich, die Spannungen aller Elemente für vorgegebene Werte für Schicht, Lastfall und Iteration auszulesen. Auswertungen für alle Schichten oder Lastfälle erfolgen anhand von Schleifen.

4.4.3. Analyse

Die Dimensionierung ist auf der Basis von Vektorfunktionen realisiert. Abbildung 62 veranschaulicht, in welchem Prozessschritt welche Informationen mit der eingeführten Datenstruktur und unter Nutzung welcher der Dimensionen abgelegt werden.

In der Initialisierung werden für jedes Element (E) relevante Geometrie Größen wie die Fläche und die Kantenlängen in die Matrize E_GEO (E) abgelegt. Sie kann als Gewichtung genutzt werden, wenn Größen verschiedener Elemente miteinander kombiniert werden sollen, z.B. zur Berechnung einer mittleren Spannung an einem aus mehreren Elementen bestehenden Hautfeld.

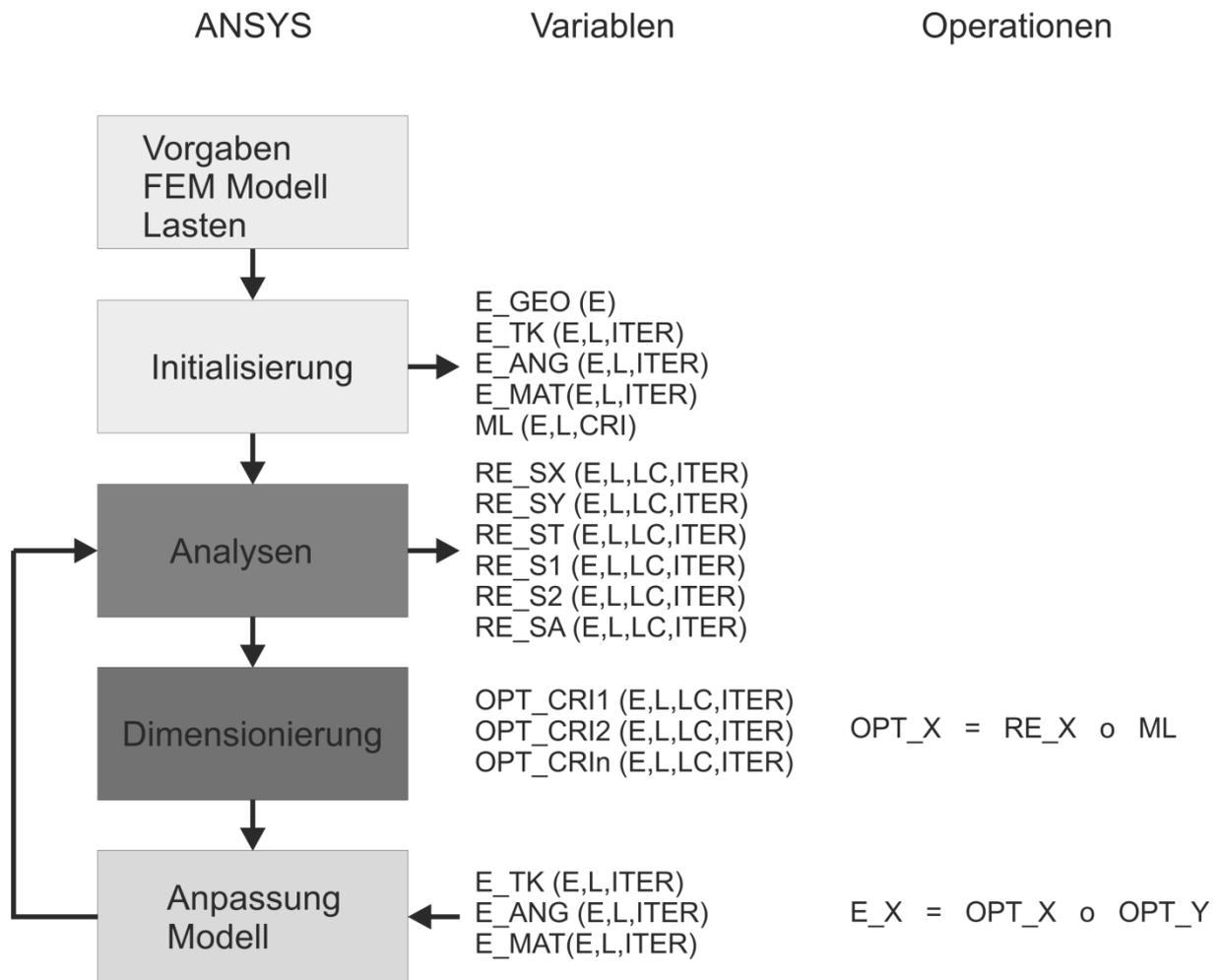


Abbildung 62: Datenhandhabung im Dimensionierungsprozess

Die Dicken der einzelnen Materialschichten (L) werden für jede Iteration (ITER) in der Datenstruktur E_TK (E, L, ITER) abgelegt. Analog werden die Winkel, um die die Materialachse aus dem Elementbezug-Koordinatensystem rotiert wird, abgelegt in E_ANG (E, L, ITER) ebenso wie die Bezugsnummer des verwendeten Materials E_MAT (E, L, ITER).

Für jedes Element und für jede Einzelschicht werden für die verschiedenen Dimensionierungskriterien (CRI) die Materialvergleichswerte in die Matrize ML (E, L, CRI) abgelegt. Die Struktur ist somit befüllt mit den Kennwerten jener Materialien, wie sie den Einzelschichten der Elemente zugewiesen sind.

In der Analyse aller Lastfälle werden die Spannungskomponenten S_x, S_y und S_t sowie die Hauptspannungen S₁, S₂ und die Hauptspannungsrichtung in Bezug zum Elementkoordinatensystem in Strukturen wie RE_SX (E, L, LC, ITER) abgelegt. Alle berechneten Dehnungen werden analog zu RE_EX (E, L, LC, ITER) abgelegt.

In der Dimensionierung werden die Reservefaktoren für alle vorgegebenen Versagenskriterien berechnet. Implementiert sind unter anderem Max Strain, Max Stress, Tsai-Wu und Puck für die Bewertung der Festigkeit. Versagenskriterien werden anhand mathematischer Operationen ausgewertet, die berechnete Dehnungs- und/oder Spannungsgrößen in Bezug setzen zu Materialkennwerten und/oder zu Geometrien von Strukturkomponenten. Beispiele von implementierten Formeln sind in Kapitel 3.2.2 und Kapitel 3.2.3 gegeben. Es können beliebig viele Dimensionierungskriterien definiert und miteinander kombiniert werden.

4.4.4. Dimensionierung

Die Dimensionierung kombiniert die verschiedenen Reservefaktoren und gegebenenfalls Analyseergebnisse in mathematischen Operationen, um den vorgegebenen Algorithmen entsprechend bessere Werte für die Designparameter zu berechnen. Verschiedene Regeln können verwendet und miteinander kombiniert werden.

Wie in Kapitel 4.3.2 beschrieben wird, werden in der Modellierung automatisch Optimierungsbereiche generiert. Die Implementierung dieser Bereiche als Komponenten in ANSYS ermöglicht es mit Maskierungsvektoren, Vektoroperationen selektiv für diese Bereiche auszuführen. Die von Dorbath [Dor14] entwickelten Verfahren zur Berechnung der Beulsicherheit konnten somit analog zu den Verfahren der Festigkeitsbeurteilung implementiert werden (siehe Kapitel 3.2.3).

Ein elementarer Algorithmus ist das Fully Stressed Design, wie es z.B. von Österheld [Öst03] implementiert ist. Dabei wird unter allen Reservefaktoren der kritischste ausgewählt und das gesamte Element wird in seiner Dicke skaliert. Dabei wird zum Unterdrücken numerischer Schwingungen im Dimensionierungsprozess nicht direkt die alte Dicke mit dem Kehrwert des vorhandenen Sicherheitsfaktors multipliziert, sondern eine Relaxation vorgesehen. Wie Rieke nachgewiesen hat, lässt sich dieser Algorithmus direkt auf Faserverbundmaterialien übertragen [Rie13].

Die Orientierung des Materials kann vorgegeben werden mit der Flügelachse oder dem globalen Koordinatensystem als Referenz, wie in Kapitel 4.3.2 dargelegt wurde. Es ist jedoch auch einfach möglich, die Orientierung der Faserverbundschichten auszurichten. Naheliegender wäre es, die berechnete Hauptspannungsrichtung der 0°-Lage im kritischsten Lastfall zu verwenden, um das gesamte Materialsystem auf den kritischen Lastfall auszurichten. Beliebige mathematische Operationen können für jede Einzelschicht eines jeden Elementes unter Verwendung aller Spannungs- und Dehnungskomponenten sowie aller berechneter Versagenskriterien ausgeführt werden. Es ist möglich, alle Elemente auf die lokale Hauptspannungsrichtung auszurichten oder einen Tailoring- oder Off-Axis-Winkel in Relation zur Hauptspannungsrichtung vorzugeben (siehe Kapitel 3.3.2).

Nach erfolgter Berechnung der neuen Schichtdicken und -orientierungen wird überprüft, ob die neuen Größen sowie die Größenänderungen in dieser Iteration innerhalb der vorgegebenen Minimal- und Maximalwerte liegen. Sollte das nicht der Fall sein, werden die maximal zulässigen Werte gewählt. Es können auch maximale relative oder absolute Änderungen von Eigenschaften zur jeweils nächsten Iteration vorgegeben werden, dies kann beispielsweise beim Ausrichten des Materials auf Spannungsrichtungen die Stabilität des Prozesses absichern.

Die Iterative Ausführung von Analysen und Dimensionierung wird beendet, wenn entweder eine vorgegebene maximale Anzahl von Iterationen erreicht wird oder wenn der Prozess konvergiert. Die Konvergenz kann anhand verschiedener Kriterien bewertet werden. Das Dickenresiduum beispielsweise zeigt die aufsummierte relative Dickenänderung aller Elemente. Abbildung 63 zeigt den Verlauf der Masse eines Flügels über den Dimensionierungsiterationen sowie das Dickenresiduum. Die Masse konvergiert nach der vierten Iteration. Das logarithmisch aufgetragene Dickenresiduum fällt weiter bis zur 10. Iteration. Dies bedeutet, dass nach Konvergenz der Masse Änderungen der lokalen Dickenverteilung vorgenommen werden, diese jedoch neutral sind bezüglich der Masse.

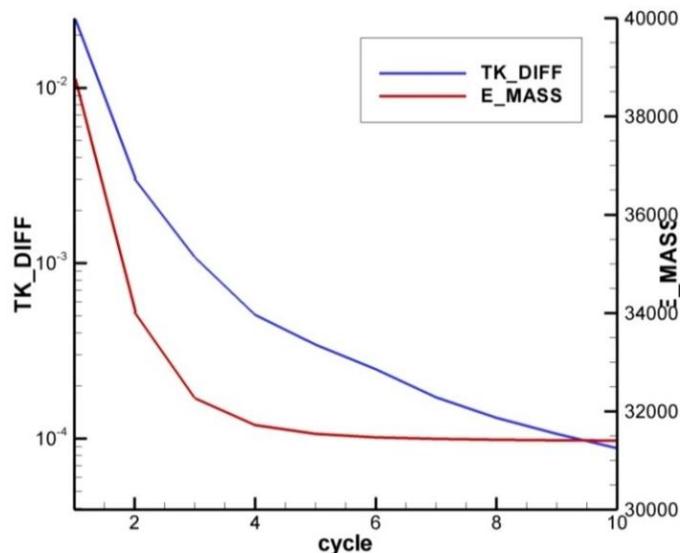


Abbildung 63: Verlauf Masse und Dickenresiduum in Dimensionierung

Abbildung 64 zeigt mit dem Verlauf der Eigenfrequenzen des Flügels über die Dimensionierungszyklen die Auswirkungen der strukturellen Umverteilungen nach Konvergenz der Masse. Es ist ersichtlich, dass auch bei der 10. Iteration der zweite Eigenmode noch einen Gradienten in der Frequenz aufweist. Diese Arbeit zielt auf die statische Auslegung von Tragflächen im Vorentwurf ab und betrachtet dementsprechend lediglich die Konvergenz der Masse. Für das erheblich weitergehende Ziel einer dynamischen Flügelauslegung wäre es möglich, auch strukturdynamische Größen in die hier entwickelte Dimensionierungsmethode mit einzubeziehen.

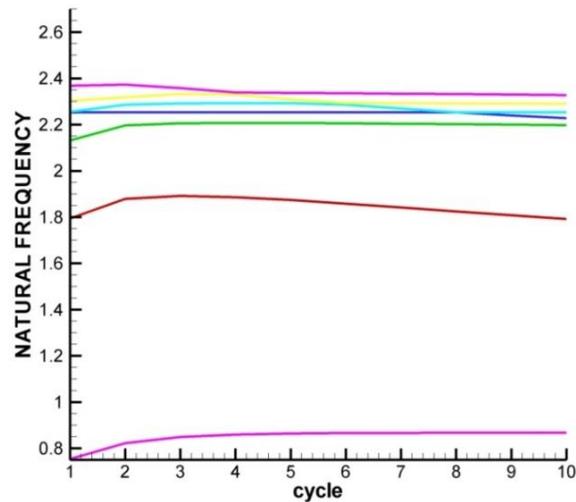


Abbildung 64: Verlauf Eigenfrequenzen in Dimensionierung

Der entwickelte Dimensionierungsprozess basiert auf der durchgängigen Modellierungslogik sowie einem Datenmodell zum effizienten Handhaben von Analyseergebnissen. Die Nutzung von Matrizen und Vektoroperationen ermöglicht das recheneffiziente Auslesen von Analyseergebnissen, das darauf aufbauende Berechnen der modularen Versagenskriterien und schließlich die Durchführung der Dimensionierungsrechnung zur Bestimmung besserer Entwurfsparameter. Die hohe Effizienz der Vektoroperationen erlaubt nicht nur die Dimensionierung für automatisiert erzeugte Optimierungsgebiete, sondern auch im vollständig automatisierten Vorentwurf erstmalig eine element- und schichtweise Dimensionierung.

5. Verifizierungsstudien

In diesem Kapitel werden die in Kapitel 4 entwickelten Methoden angewendet, um zu ergründen, ob die in Kapitel 1.1 formulierten Ziele erreicht werden und somit die Hypothese dieser Arbeit verifiziert wird. Das Ziel der Verifikationsstudien besteht darin, aufzuzeigen, dass eine durchgehende Modellierung und Datenhandhabung zur Vorauslegung von Tragflügeln in vollständiger Automatisierung möglich ist, ohne auf einen zentralen Modellierungsansatz zurückzugreifen. Konkret **ist dafür nachzuweisen, dass sich Tragflügel als dreidimensionale FEM-Schalenmodelle lediglich auf Basis von CFD-Oberflächennetzen automatisiert generieren lassen und die automatisierte Anbindung an eine effiziente Dimensionierung möglich ist.** Mit Referenz zu den Methoden des in Kapitel 2 aufgeführten Standes der Technik werden die folgenden Eigenschaften überprüft:

Zunächst ist grundlegend die **Robustheit der automatisierten Auslegung** zu überprüfen, also die Funktionalität auch aus unstrukturierten CFD-Netzen Modelle abzuleiten und automatisiert zu dimensionieren. Kapitel 5.1 überprüft die Sensitivität der Modellierungsmethode auf die Anzahl der Patches im CFD-Netz, auf die Anzahl der zu modellierenden Strukturgeometrien sowie auf die Anzahl der zu erzeugenden Elemente im FEM-Programm. Kapitel 5.2 bewertet die Effizienz der Auslegungsmethode, indem 9 unterschiedlich konturierte, unstrukturierte Oberflächennetze vorgegeben werden und ein definiertes Strukturkonzept auf alle Konturen übertragen und automatisiert dimensioniert wird. Weiterhin wird unter Annahme der Ähnlichkeit der verschiedenen Konturen überprüft, ob durch Übertragung von Daten zwischen den Einzelrechnungen die Methode beschleunigt werden kann. Folgend wird anhand eines sehr detaillierten CFD-Netzes mit detaillierten Druckverteilungen für die Belastungsrechnung in Kapitel 5.3 überprüft, ob die Methode automatisiert eine Variation der inneren Struktur bewältigt, trotz eines Lochs im CFD-Netz. Schließlich wird die Übertragbarkeit der Methode zur Geometriemodellierung auf die Kontur einer Landeklappe überprüft.

Zur Bewertung des **Detaillierungsgrades** wird in Kapitel 5.4 ein geometrisch komplexerer Flügel mit Winglet ausgelegt. Im Übergang zwischen Flügel und Winglet ist dabei eine dreidimensionale Modellierung der Holme und Rippen notwendig. Die Auslegungsrechnung verwendet detaillierte CFD-Druckverteilungen und bewertet die Sensitivität der Dimensionierungsmethode auf die Feinheit des FEM-Netzes.

Die Funktionalität zur Auslegung von **Faserverbundmaterial** wird in Kapitel 5.5 überprüft. Das zuvor in Aluminiumbauweise ausgelegte Winglet wird in Faserverbundbauweise überführt und unter Nutzung von zwei unterschiedlichen Methoden für die Versagensberechnung ausgelegt. Dabei wird zunächst die Ausrichtung des Materials vorgegeben, variiert und anschließend automatisiert auf die lokalen Hauptspannungsrichtungen ausgerichtet.

Die Anschlussfähigkeit der Auslegungsmethode an die **multidisziplinäre Design-Analyse** im Zusammenspiel mit hochwertigen CFD-Verfahren wird in Kapitel 5.6 getestet. Der Flügel in Aluminiumbauweise wird an eine aeroelastische Prozesskette zur numerisch schwachen Kopplung von CFD und FEM angebunden. In der interdisziplinären Analyse werden der Einfluss variierender Tanklasten im Reiseflug sowie der Einfluss variierender Fluggeschwindigkeit auf die Gleichgewichtszustände erörtert, um zu überprüfen, ob die nicht auf einem zentralen Modellierungsansatz basierenden CFD- und FEM-Netze kompatibel für interdisziplinäre Analysen sind.

Im Hinblick auf Auslegung unkonventioneller Strukturkonzepte ist die **Modifizierbarkeit** der entwickelten Methode zu überprüfen, um weitere Strukturkomponenten der Primärstruktur hinzuzufügen. In Kapitel 5.3.4 wird dafür die Methode auf das Oberflächennetz einer Landeklappen angewandt, die als eigenständiger Flügel modelliert wird. Dahingegen wird in Kapitel 5.6.3 das in Aluminiumbauweise ausgelegte Winglet modifiziert, um eine Steuerfläche abzubilden. Es wird überprüft, ob das Wölbklappenmodell aktiv in der aeroelastischen Prozesskette eingesetzt werden kann.

In der Vorauslegung ist neben der robusten Automatisierung die hohe **Recheneffizienz** eine Hauptanforderung. In Kapitel 1.1 werden die Rechenzeiten der zuvor benannten Studien in den Kontext des Vorentwurfsprozesses gestellt und mit den veröffentlichten Rechenzeiten einer anderen Methode verglichen.

5.1. Grenzen der Modellierung mit unstrukturierten CFD-Netzen

Eine wesentliche Neuheit dieser Arbeit besteht in der Methode zum automatisierten Erstellen von Geometrien und FEM-Modellen auf Basis von unstrukturierten CFD-Netzen als Konturreferenz.

Kapitel 4.2 erläutert die entwickelte Methode zur Geometriemodellierung mit der Strahlverfolgung im unstrukturierten CFD-Netz. Zu ergründen ist, wie die Rechenzeit der Methode mit der Feinheit des unstrukturierten CFD-Netzes skaliert und ob die heute erreichten Netzfeinheiten von ca. 100.000 Oberflächenelementen überhaupt handhabbar sind. Der Beantwortung dieser Frage ist Kapitel 5.1.1 gewidmet.

Weiterhin ist in Kapitel 4.3 die Methode zur Übertragung der berechneten Geometrien in das FEM-Programm mit der APDL-Schnittstelle aufgezeigt. Eine elementare Frage bezüglich der Anwendbarkeit der entwickelten Methode besteht im Anstieg des Aufwandes zur Berechnung der Geometrie bei steigender Anzahl an strukturellen Komponenten sowie im Aufwand zum Übertragen der Geometrien in das FEM. In Kapitel 5.1.2 ist eine auf diese Frage ausgerichtete Studie dokumentiert. Kapitel 5.1.3 quantifiziert den Einfluss der Feinheit der Vernetzung auf die Rechenzeit.

5.1.1. Anzahl an Patches im CFD-Oberflächennetz

Die Methode zur Geometriemodellierung basiert auf einem entwickelten Algorithmus, der die geometrischen Schlüsselpunkte als Durchstoßpunkt der Schnittlinien zwischen Holmen und Rippen mit dem CFD-Oberflächennetz berechnet. Dieser Algorithmus sucht iterativ jene Oberflächen-Patches des CFD-Netzes, auf denen der Durchstoßpunkt liegt. Die Anzahl der Oberflächen-Patches hat somit einen großen Einfluss auf die Rechenzeit der Methode und die Handhabbarkeit heutiger CFD-Oberflächennetze, die 100.000 Patches überschreiten können.

Zur Beantwortung dieser Frage werden für eine einfache Flügelgeometrie 9 unstrukturierte CFD-Netze mit 788 bis 158.788 Oberflächen-Patches erzeugt. Die Geometriemodellierung wird für eine elementare Strukturdefinition mit 39 strömungsparallelen Rippen und 2 realen sowie 14 virtuellen Holmen durchgeführt. Es sind für jeden der 9 zu generierenden Flügel 1228 geometrische Schlüsselpunkte zu berechnen. Die Rechnungen werden auf einem Laptop mit Intel Core i7-6600U CPU, 16-GB-Arbeitsspeicher und SSD-Festplatte durchgeführt. Abbildung 65 zeigt den ermittelten Zusammenhang.

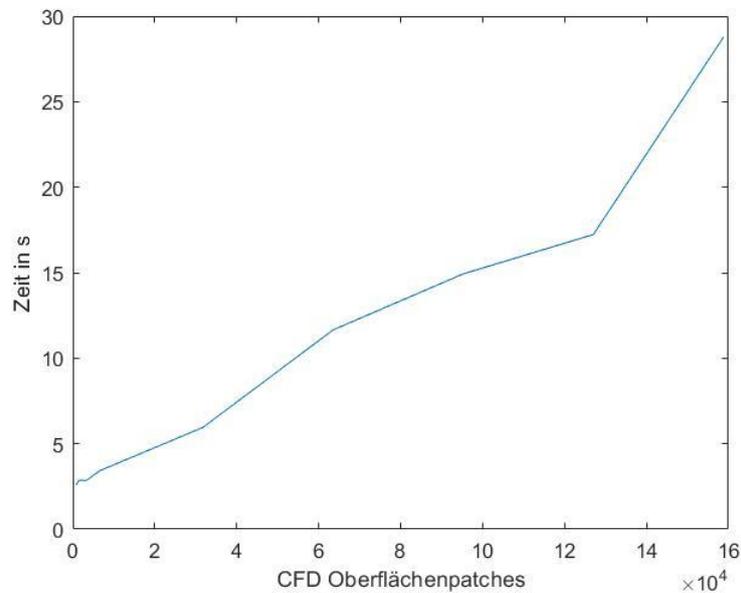


Abbildung 65: Rechenzeit-Geometrie in Abhängigkeit der CFD-Oberflächenpatches

Die Berechnung der vorgegebenen Strukturgeometrie ist für alle vorgegebenen, unstrukturierten CFD-Netze erfolgreich durchgeführt. Weder haben sehr grobe Oberflächennetze den Algorithmus zur Suche nach dem jeweils richtigen Patch gestört noch hat eine sehr große Anzahl an Oberflächen-Patches die verfügbare Rechenleistung überfordert. Der Zusammenhang zwischen der Rechenzeit und der Anzahl der Oberflächen-Patches im CFD-Oberflächennetz zeigt sich linear mit leichten Schwankungen. Die Absolutwerte der Rechenzeiten liegen im Bereich einiger Sekunden. Die Bewertung der Rechenzeit zur Durchführung von Vorentwurfsstudien erfolgt in Kapitel 1.1.

5.1.2. Anzahl struktureller Komponenten

Ebenso wie die Anzahl der Patches im CFD-Oberflächennetz hat die Anzahl an zu berechnenden Schlüsselpunkten der Geometrie einen direkten Einfluss auf den Rechenaufwand. Neben dem Aufwand für die Geometrieberechnung besteht hier auch ein Einfluss auf die Übergabe an das FEM-Programm. Zur Nutzung der APDL-Schnittstelle werden alle Befehle zum Erzeugen der Geometrie im FEM-Pre-Prozessor und zu deren Vernetzung in eine Textdatei geschrieben. Eine Besonderheit der hier entwickelten Methode liegt in dem „Bottom-up“-Modellierungsansatz, der eine vollständige Kontrolle über alle Modellparameter ermöglicht, jedoch viele Befehlsaufrufe erfordert. In der Folge entstehen ungewöhnlich umfangreiche APDL-Dateien.

Zur Quantifizierung des Zusammenhangs zwischen der Anzahl struktureller Komponenten und der Rechenzeiten wird das in Kapitel 5.1.1 erzeugte Netz mit 31.756 CFD-Patches als Konturreferenz verwendet. Der Rechenaufwand skaliert mit der Anzahl an geometrischen Schlüsselpunkten und im FEM zu generierenden Flächen. Beide werden durch das Produkt

aus der Anzahl an Holmen und Rippen definiert. Die Topologie der Struktur ist in der entwickelten Methode unerheblich. Es sind vier elementare, strukturelle Layouts mit strömungsparallelen Rippen definiert mit 709 bis 3008 geometrischen Schlüsselpunkten, das entspricht beispielsweise 32 Holmen und 47 Rippen.

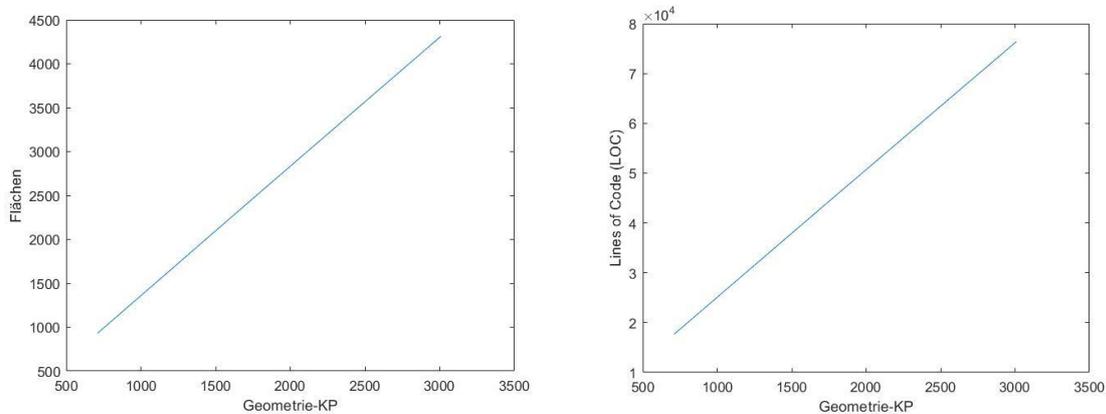


Abbildung 66: Flächen (li.) und LOC (re.) in Abhängigkeit der Schlüsselpunkte

Abbildung 66 stellt den ermittelten Einfluss der Anzahl der definierten geometrischen Schlüsselpunkte auf die Anzahl der zu erzeugenden Flächen (li.) und die Größe der erzeugten ANSYS-Datei in der Einheit Lines of Code (LOC) dar. Beide Größen zeigen einen linearen Zusammenhang. Bedeutend sind in diesen Ergebnissen ebenfalls die Absolutwerte. Einfache Flügel bestehen aus einigen tausend Geometrieflächen. Der Aufwand, ein solches Modell manuell in einem CAD-System oder einem FEM-Pre-Prozessor zu erstellen und jeder dieser Flächen die Eigenschaften etwa für die Vernetzung und für Typ und Orientierung von (Faserverbund-)Material zuzuweisen, ist enorm. 76.373 Zeilen Code entsprechen 241.045 Wörtern oder 831 DIN-A3-Seiten in der Schriftart Arial 10 pt.

Die ermittelten Rechenzeiten für die Geometrieberechnung und für den Modellaufbau im FEM-System sind in Abbildung 67 dargestellt. Beide Größen zeigen einen linearen Zusammenhang mit der Anzahl der zu berechnenden geometrischen Schlüsselpunkte. Die Absolutwerte der Rechenzeiten liegen im Bereich einiger Sekunden. Die Bewertung der Rechenzeit zur Durchführung von Vorentwurfsstudien erfolgt in Kapitel 5.7.

In dieser Studie ist der Zeitbedarf für die Geometrieberechnung halb so groß wie der Zeitbedarf für die FEM-Modellierung. Wie in Kapitel 5.1.1 dargelegt ist, besteht ein ebenfalls linearer Zusammenhang zwischen dem Zeitbedarf für die Geometrieberechnung und der Anzahl der Patches des CFD-Netzes. Den hier aufgeführten Rechenzeiten liegt ein Netz mit 31 756 Patches zugrunde. Bei ca. 60.000 CFD-Patches würden sich für diese Anzahl an geometrischen Schlüsselpunkten die Zeitaufwände für Geometrieberechnung und FEM-Modellerzeugung entsprechen.

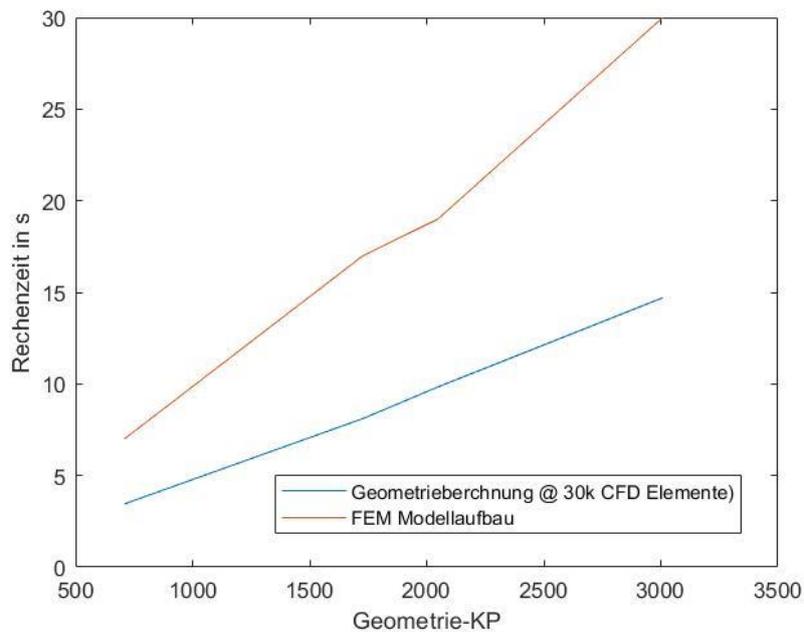


Abbildung 67: Rechenzeiten für verschiedene Anzahlen von Schlüsselpunkten

5.1.3. Einfluss der FEM-Elementanzahl auf die Modellgenerierung

Ein weiterer Einflussfaktor für den Zeitbedarf der FEM-Modellierung besteht in der Vorgabe der durchschnittlichen Elementgröße. In den durchgeführten Studien zur Rechenzeit ist ein Schalenelement pro Fläche und somit die größte Netzfeinheit vorgegeben, die möglich ist. Folgend wird der Einfluss der Netzfeinheit auf die Modellgenerierung anhand des Geometriemodells mit 1.728 Geometriepunkten quantifiziert. Wie in Kapitel 4.3.2 ausgeführt ist, wird durch den strukturierten Modellaufbau der hier entwickelten Methode die Elementunterteilung für jede Linie definiert. Allen parallelen Linien der Haut wird dieselbe Unterteilung vorgegeben, so dass ein strukturiertes Netz mit der vorgegebenen mittleren Elementgröße entsteht. Den vertikalen Linien wird individuell die Anzahl der Elemente pro Linie vorgegeben, so dass der Vernetzungsalgorithmus des FEM-Pre-Prozessors angemessene Netze für die spitz zulaufenden Bereiche an Vorderkante und Hinterkante ermöglicht. Auf Basis des Geometriemodells mit 3966 Linien werden vier FEM-Modelle mit 2.437 bis 133.527 Elementen generiert. Abbildung 68 zeigt die Zeitanteile der FEM-Modellgenerierung in Abhängigkeit der Elementanzahl. Bei allen Modellen ist der Zeitaufwand für das Erzeugen der Geometrie auf Basis der Punkte, Linien und Flächen konstant 3 Sekunden. Das Definieren der Vernetzungsparameter ist für die unveränderte Geometrie ebenfalls konstant bei 9 Sekunden und somit dreimal rechenaufwändiger als die Geometrieerzeugung. Der Zeitaufwand für die Durchführung der Vernetzung steigt mit sinkender mittlerer Elementgröße. Es ist bemerkenswert, dass erst bei extrem feinen FEM-Netzen mit 100.000 Elementen die Vernetzung denselben Aufwand erfordert wie die Vernetzungssteuerung. Der Einfluss der Netzfeinheit auf die Analyse- und Dimensionierungsergebnisse wird in Kapitel 5.4.4 quantifiziert.

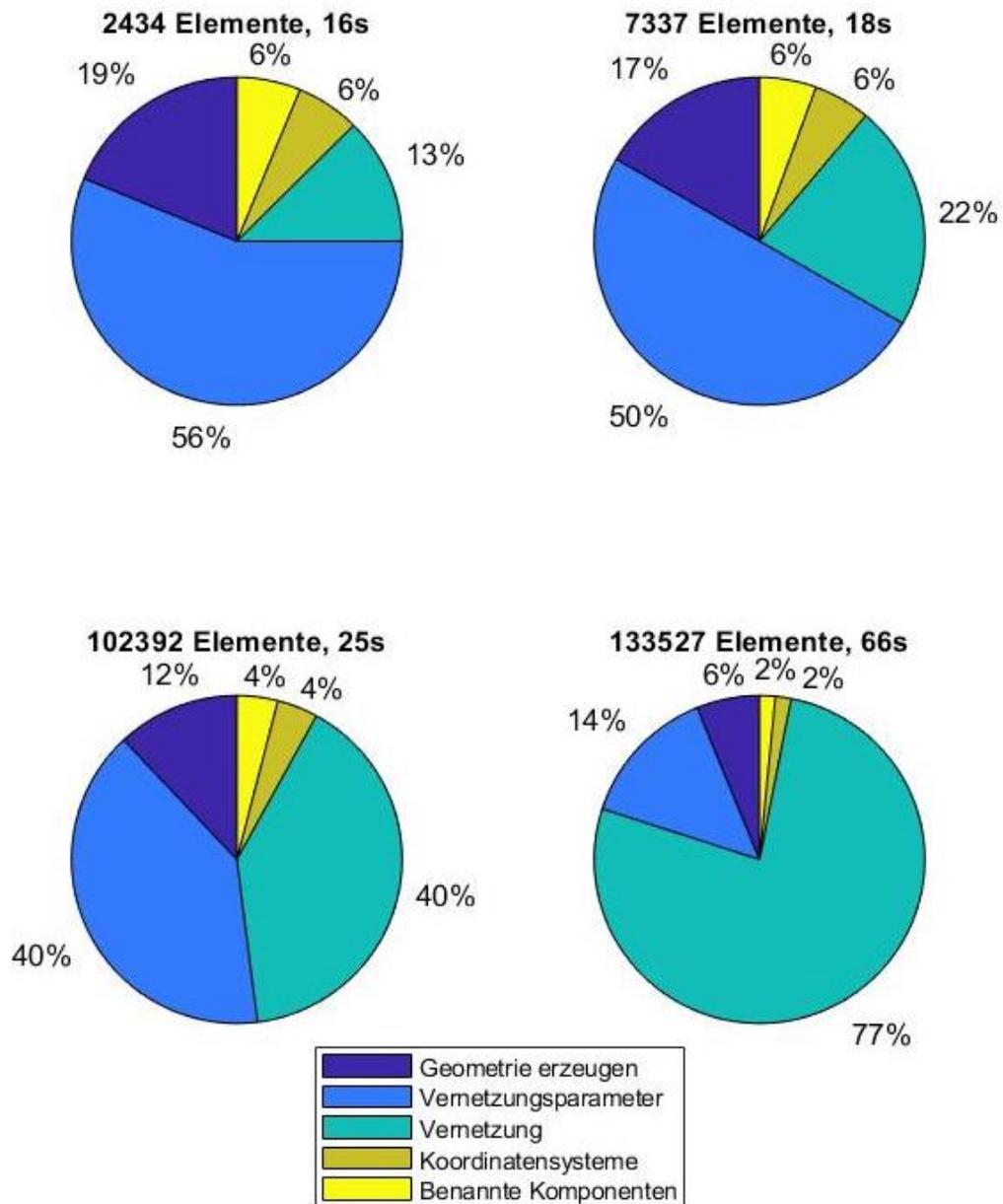


Abbildung 68: Zeitanteile der FEM-Modellierung in Abhängigkeit der Elementgröße

5.2. Effizienz im Auslegungsprozess

Die in dieser Arbeit entwickelte Methode zielt auf die Auslegung von Tragflächen in einem Entwicklungsverbund ab, in dem die verschiedenen disziplinären Kompetenzen durch verschiedene Partner bereitgestellt werden. Dabei ist davon auszugehen, dass die Partner ihre Entwicklungswerkzeuge nicht zur automatisierten Ausführung durch Verbundpartner verfügbar machen, da auf diese Weise Metamodelle generiert werden können und somit auf das Entwurfswissen der Partner geschlossen werden könnte. Stattdessen werden nur ausgewählte Anfragen für Auslegungsrechnungen beantwortet.

Die heute verwendeten MDO-Verfahren zur Vorauslegung von Tragflügeln basieren jedoch weitestgehend auf vielfachen, automatisierten Aufrufen der disziplinären Auslegungswerkzeuge. Ein effizienter Prozess mit wenigen, bewussten Auslegungsanfragen lässt sich nach dem Prinzip des Design of Experiment (DoE) realisieren: Jeder Verbundpartner entwickelt nicht nur einen Designvorschlag, der von den Partnern im Entwicklungsverbund zu bewerten ist, sondern entwickelt mehrere aussichtsreiche Kandidaten im Entwurfsraum um das abgeschätzte Optimum herum. Durch das Aufspannen mehrerer interdisziplinär konvergierender Designs lässt sich ein Metamodell für den Gesamtentwurf entwickeln. Die Optimierung der Konfiguration erfolgt dann anhand des Metamodells. Dieses Vorgehen wird in der MDO eingesetzt, um die Recheneffizienz beim Umgang mit Auslegungswerkzeugen mit langer Laufzeit zu steigern, wie z.B. Hansen zeigt [Han09]. Übertragen auf den Entwicklungsverbund wird durch diesen Ansatz ermöglicht, dass jedem Partner nur relativ selten Anfragen für Auslegungsrechnungen gestellt werden, wobei jede Anfrage mehrere Designs umfasst.

In diesem Kapitel wird erörtert, inwiefern die hier entwickelte Methode genutzt werden kann, um eine DoE-Anfrage besonders effizient zu bearbeiten. Zunächst wird eine Auslegungsrechnung für einen generischen Vergleichsflügel durchgeführt, um den Rechenaufwand für die Modellgenerierung auf Basis des unstrukturierten Oberflächennetzes und für die Dimensionierung zu quantifizieren (Kapitel 5.2.1). Darauf aufbauend wird in Kapitel 5.2.2 dasselbe Strukturkonzept auf unstrukturierte Oberflächennetze mit variierte Geometrie übertragen und ausgelegt. Mit dieser Variationsrechnung als Referenz ergründet Kapitel 5.2.3, inwiefern sich die einzelnen Berechnungen der DoE-Anfrage beschleunigen lassen, wenn die Ergebnisse der ersten Rechnung als Startwerte auf die weiteren Design übertragen werden. Das Übertragen erfolgt unter Nutzung des besonderen Bezugssystems, das dieser Arbeit zugrunde liegt.

5.2.1. Referenzflügel

Als Vergleichsflügel für die folgende Variationsrechnung wird in Anlehnung an den in Kapitel 5.3 detailliert behandelten FNG-Flügel [Wil05] ein Flügel mit einem trapezförmigem Grundriss mit 40 m Spannweite, einer Vorderkantenpfeilung von 27° und Flügeltiefen von 7,6 m an der Flügelwurzel und 1,5 m an der Flügelspitze definiert. Das Dickenverhältnis beträgt bis zur

Flügelwurzel 15 % und nimmt zur Flügelspitze auf 10 % ab. V-Stellung und Verwindung sind für diese rein strukturelle Dimensionierungsrechnung jeweils auf 0° definiert. Die Flügelwurzel liegt bei $y = 2$ m. Der Flügelkasten ist im Rumpf senkrecht zur Flugrichtung definiert. Weiterhin werden vereinfachend ein Rumpffahrwerk und eine Hecktriebwerkskonfiguration definiert. Das Oberflächennetz wird zur Modellierung der Center-Wingbox in den Rumpf erweitert. Abbildung 69 zeigt das unstrukturierte Oberflächennetz als Ausgangspunkt für die strukturelle Modellierung.

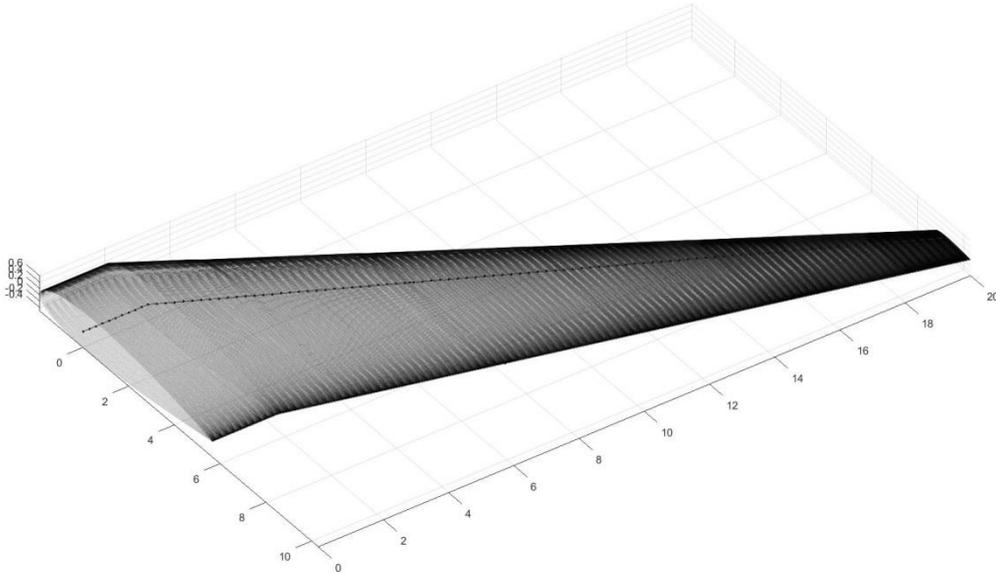


Abbildung 69: Unstrukturiertes Oberflächennetz des Referenzflügels

Das Strukturkonzept sieht strömungsparallele Rippen mit einem empirisch gewählten Abstand von 1,0 m vor. Der Vorderholm verläuft bis zur Flügelwurzel bei 10 % Flügeltiefe und endet an der Flügelspitze bei 25 %. Der Hinterholm liegt durchgehend bei 55 % der Flügeltiefe. Zwischen Vorder- und Hinterholm sind sechs virtuelle Holme eingefügt. Es wird ein Element pro Hautfeld angeordnet. Die Haut ist mit Aluminium modelliert und mit einer Startdicke der Haut von 5 mm initialisiert. Die weiteren Modelldaten sind im Anhang dokumentiert. Abbildung 70 zeigt den generierten FEM-Basisflügel mit 860 Elementen, 1950 Knoten und 11.700 Freiheitsgraden.

Für die Dimensionierungsrechnung wird eine maximale Abflugmasse von 85.000 kg in den drei üblicherweise dominanten Lastfällen 2,5 g, 1,0 g und -1,0 g verwendet. Vereinfacht wird die Auftriebskraft gleichmäßig über die Oberflächenknoten des Flügelkastens verteilt, wobei $2/3$ der Kräfte der Oberseite und $1/3$ der Kräfte der Unterseite zugewiesen werden. Von der Auftriebskraft wird die Gewichtskraft des Kraftstoffs in den Tragflächen in Höhe von 25.000 kg abgezogen.

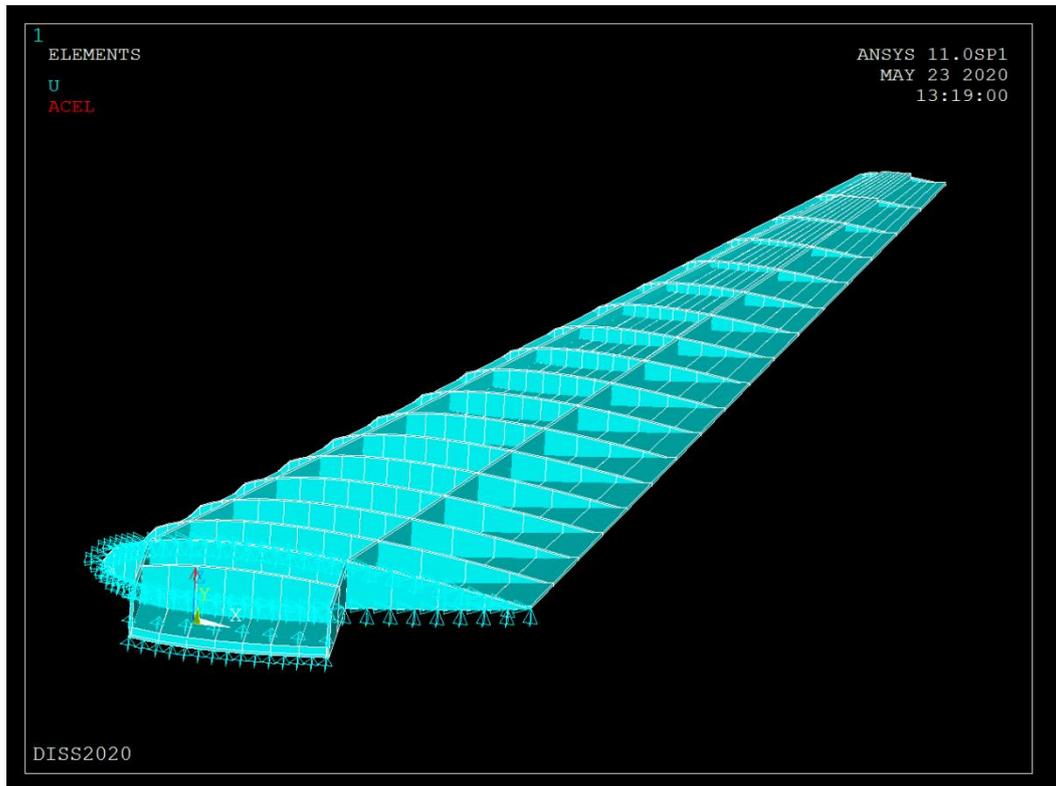


Abbildung 70: FEM-Basisflügel

5.2.2. Design of Experiments

Zur Überprüfung der automatisierten Verwendbarkeit der entwickelten Methode im Rahmen eines DoE werden 9 unstrukturierte Oberflächennetze zur Strukturauslegung vorgegeben. Alle Netze sind Variationen des beschriebenen Basisflügels, wobei die Vorderkantenpfeilungen 17, 27, und 37 sowie die Dickenverhältnisse an der Wurzel mit 12 %, 15 % und 18 % gegeneinander variiert sind. Die Dickenverhältnisse an der Flügelspitze sind mit 8 %, 10 % und 12 % gemeinsam mit den Dickenverhältnissen an der Wurzel verändert. Flügeldicke und Pfeilung sind primäre Parameter im Konzept- und Vorentwurf. Die Werte des Basisflügels im Zentrum des DoE entsprechen dem FNG-Flügel. Die äußeren Kräfte für die Flügelauslegung sind in dieser Studie für alle Flügel als konstant angenommen. Die Wertebereiche der Variation sind bewusst groß gewählt, um deutlich unterschiedliche Strukturauslegungen notwendig zu machen.

Das Basisstrukturkonzept wird erfolgreich automatisiert auf alle Oberflächennetze übertragen und alle Dimensionierungsrechnungen mit den generierten FEM-Modellen für die drei Lastfälle konvergieren. Abbildung 71 zeigt den Verlauf der Massen über den Dimensionierungsiterationen für die 9 Flügel. Die Bezeichnungen in der Legende bezeichnen mit ihren ersten beiden Ziffern die Pfeilung und mit den letzten beiden Ziffern das Dickenverhältnis an der Flügelwurzel.

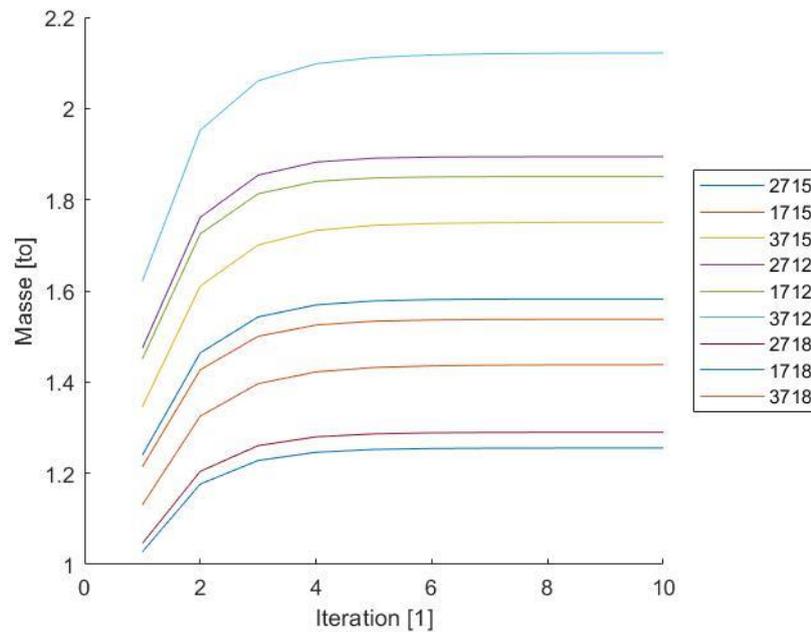


Abbildung 71: Verlauf der Massen über Dimensionierungsiteration

Alle Modelle zeigen konvergentes Verhalten. Der mit 2715 bezeichnete Basisflügel konvergiert zu einer Masse von 1,583 t. Um von der mit FEM berechneten Masse auf die tatsächliche Masse zu schließen, ist ein empirische Skalierungsfaktor zu berücksichtigen, den Dorbath für Kurzstreckenflugzeuge auf 1,65 berechnet hat [Dor14]. Es resultiert daraus somit eine Masse von 2,61 t für die Primärstruktur eines Flügels.

Die Flugzeugkonfiguration ist vergleichbar mit dem an den Airbus A320 angelehnten Datensatz CSR01 der CERAS-Datenbank [CER20]. Übertragen auf die Daten der FNG-Konfiguration [Wil05] ergibt sich eine Masse von 2,25 t für die Primärstruktur eines Flügels.

Die hier berechnete Masse liegt 16 % oberhalb des Vergleichswertes. Der FNG-Flügel weist jedoch einen Knick auf, weshalb der Flügelkasten etwas kleiner ist. Weiterhin ist in der Dimensionierung des FNG-Flügels die Entlastung durch am Flügel angebrachte Triebwerke und Fahrwerke berücksichtigt, die in dieser Rechnung fehlen. Die in dieser Studie etwas größer berechnete Masse als die Masse des FNG Flügels ist somit plausibel.

Die verschiedenen Flügel konvergieren unterschiedlich schnell gegen ihre individuelle finale Masse. Abbildung 72 zeigt die relative Massenabweichung in Bezug zur konvergenten Masse zwischen den Iterationen 4 und 8. Bei vier Iterationen liegt die Abweichung bei ca. 1 %, bei 8 Iterationen liegt sie bei 1 %. Ab der 6. Iteration ist der Gradient sehr gering.

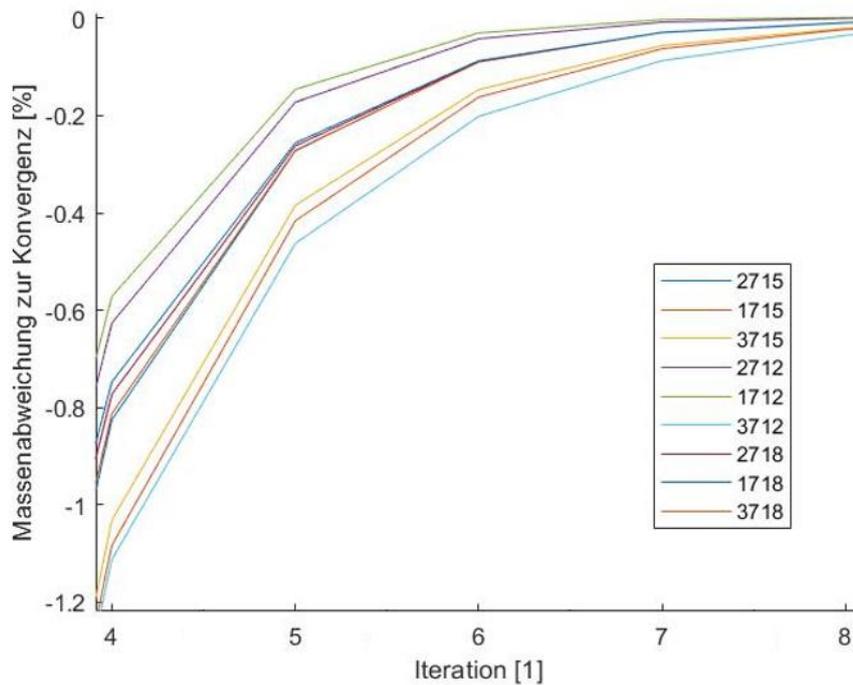


Abbildung 72: Relative Massenabweichung zur Konvergenz

Das Dickenresiduum, d.h. die durchschnittliche relative Dickenänderung, ist in Abbildung 73 dargestellt. Im Vorentwurf kann ein Unterschreiten der relativen Dickenänderungen von 10^{-4} als ausreichend angesehen werden, dies wird in dieser Studie bei 6 Iterationen erreicht. In detaillierten Studien wird oft 10^{-5} als Konvergenzkriterium verwendet, dies wird hier bei 8 Iterationen erreicht.

Der Zeitaufwand für eine Auslegungsrechnung eines Modells mit 860 Elementen für 3 Lastfälle und 6 Iterationen mit einem Laptop mit Intel Core i7-6600U CPU, 16-GB-Arbeitsspeicher und SSD-Festplatte liegt bei lediglich 75 Sekunden. Abbildung 74 zeigt die relativen Zeitanteile für die verschiedenen Schritte der entwickelten Methode. Circa ein Sechstel des Zeitaufwandes ist für die Modellgenerierung erforderlich, welche sich aus Geometriemodellierung und FEM Modellierung zusammensetzt. Die Sensitivitäten dieser Modellierungsschritte sind in Kapitel 5.1 detailliert dargelegt. Ein weiteres Sechstel wird für die Dimensionierung benötigt. Der dominante Anteil von zwei Dritteln entfällt auf die mechanische Belastungsberechnung.

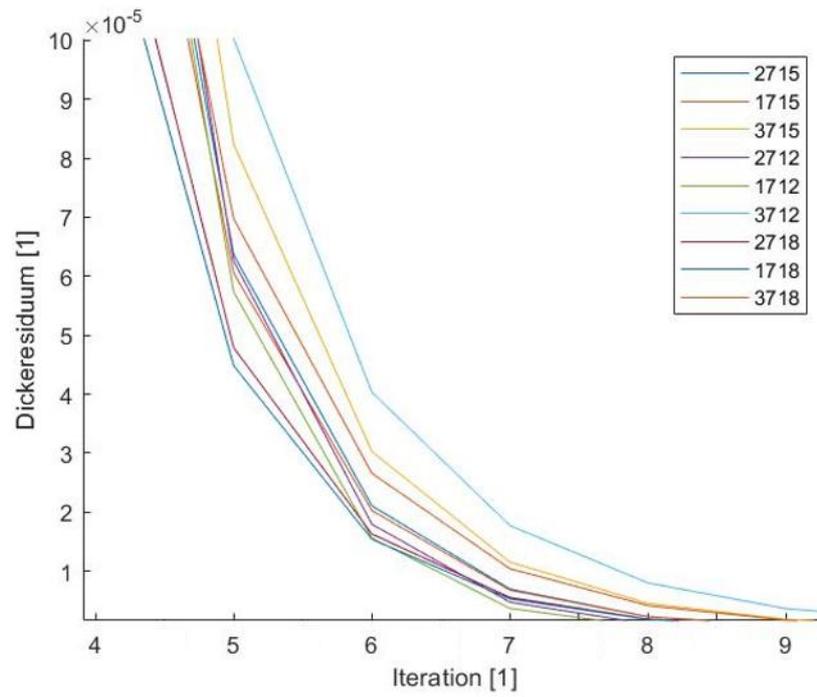


Abbildung 73: Dickenresiduum

Rechenzeitanteile, 860 Elemente, 6 Iterationen, 75s Rechenzeit

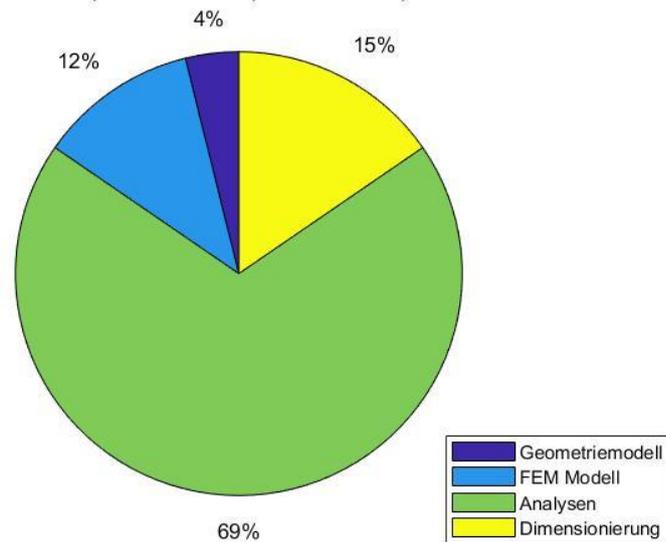


Abbildung 74: Zeitanteile der Auslegungsrechnung

In dieser Studie wird ein grobes FEM-Modell verwendet, um die Robustheit des Verfahrens zu überprüfen. Mit dem Anspruch strukturelle Details aufzulösen, wie es in den weiteren Studien dieser Arbeit der Fall ist, sind feinere FEM-Netze notwendig, die deutlich größere Rechenzeiten erfordern. Die Vorgehensweisen für das effiziente Durchführen der Auslegungsstudien sind dann von großer Bedeutung. Die hier nachgewiesene Robustheit zum automatisierten Durchführen von DoE-Studien ermöglicht das Ableiten von Metamodellen oder Antwortflächen, wie es folgend dargestellt ist.

Abbildung 75 zeigt die berechneten Massen in Abhängigkeit der vorgegebenen Pfeilungen der Flügelvorderkante und dem Dickenverhältnis an der Flügelwurzel. Es zeigen sich eine starke Sensitivität der Masse auf die relative Flügeldicke sowie eine deutlich schwächere Sensitivität auf die Pfeilung. Dieses Ergebnis entspricht den grundlegenden physikalischen Zusammenhängen.

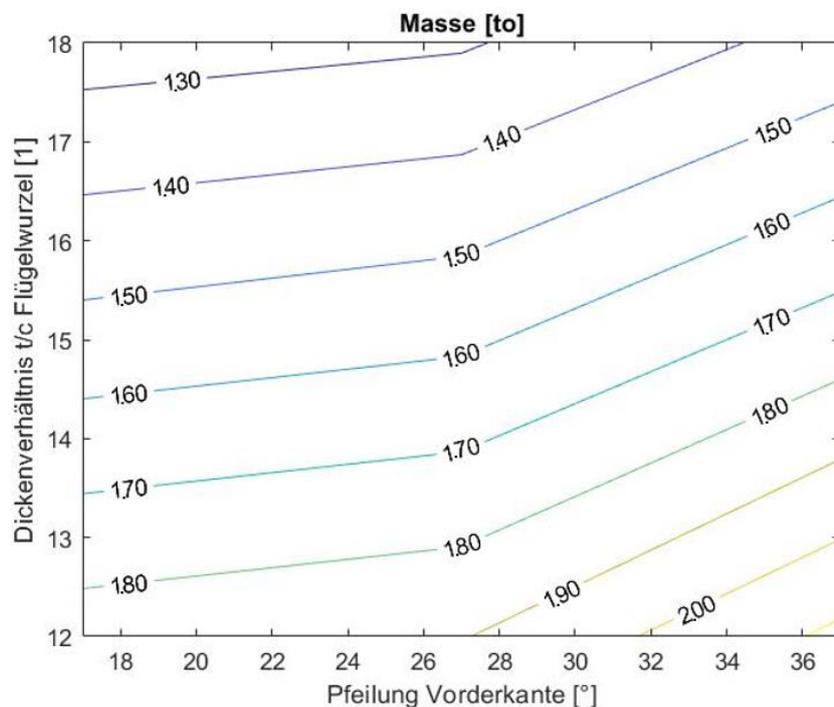


Abbildung 75: Masse über Pfeilung und Dickenverhältnis

In der Flügelauslegung gilt es, den bestmöglichen Kompromiss aus verschiedenen Zielen wie insbesondere dem Widerstand, dem Maximalauftrieb und Überziehverhalten sowie der Flügelmasse zu finden. In der aerodynamischen Auslegung des transonischen Flügels ist neben Pfeilung und Dicken die dreidimensionale Konturierung entscheidend für die Leistungsfähigkeit. Welche Formvariationen mit welchen Parametern in der aerodynamischen Optimierung genutzt werden, ist Gegenstand der Forschung und Wissen, das geschützt werden soll. In Kooperation mit einem auf die aerodynamische Auslegung spezialisierten Partner kann die hier entwickelte Methode genutzt werden, um für beliebig vorgegebene

Konturformen und Lasten die Massen zu bestimmen. Aus den Oberflächennetzen lassen sich die Ansätze zur Konturbeschreibung und die verwendeten Parameter nicht ableiten.

Neben der Masse sind auch Biegung und Verwindung relevante Größen für die Flügelauslegung, um aeroelastische Effekte wie die in Kapitel 3.3.2 beschriebene Biege-Torsions-Kopplung zu adressieren. Die Sensitivitäten dieser Größen auf die Entwurfparameter lassen sich ebenso wie die Flügelmasse bestimmen und sind für den 2,5-g-Lastfall in Abbildung 76 und Abbildung 77 dargestellt.

Das für die Biege-Torsions-Kopplung bedeutende Verhältnis aus Verwindung und Biegung ist in Abbildung 78 dargestellt. Bei konstanten Lasten zeigt sich die Größe als abhängig von dem Pfeilungswinkel und linear abhängig von der Biegung. In der Flügelauslegung führt eine starke Biege-Torsions-Kopplung zur strukturellen Entlastung bei großen Auftriebskräften, dafür jedoch auch zu einer verringerten Querruderwirksamkeit. Dieser Zusammenhang wird in der aeroelastischen Kopplung mit transonischer Aerodynamik in Kapitel 5.6.2 vertieft untersucht.

Die Studie weist nach, dass die Methode das automatisierte Übertragen von Strukturkonzepten auf neue Konturformen und das automatisierte Dimensionieren ermöglicht. Die Dimensionierungsergebnisse sind plausibel bezüglich der absoluten Masse und bezüglich der Sensitivitäten auf die Entwurfparameter. Die vollständige Automatisierung sowie die geringen Rechenzeiten der groben FEM-Modelle belegen die Eignung für den Flugzeug-Vorentwurf.

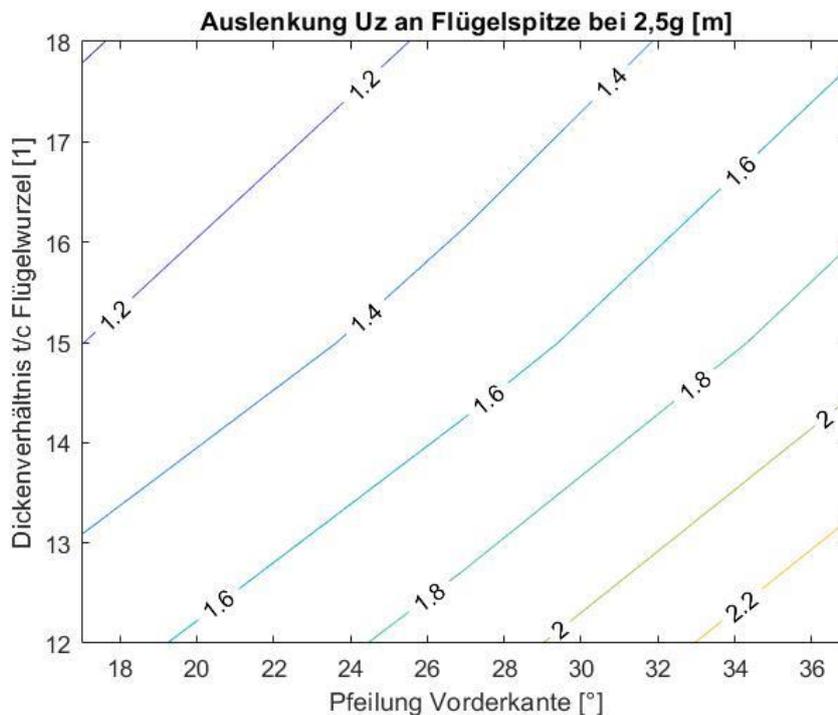


Abbildung 76: Auslenkung an der Flügelspitze

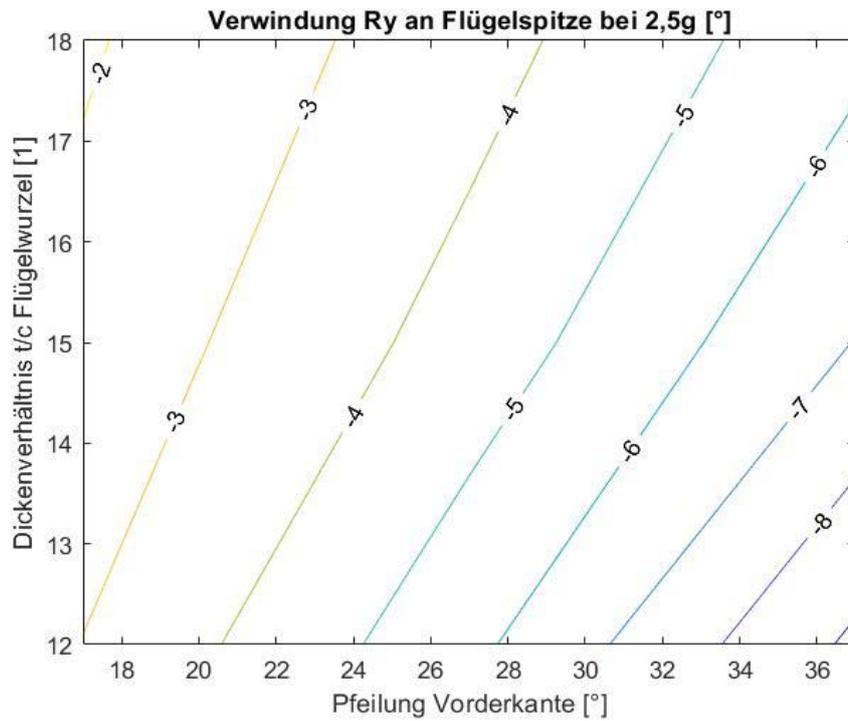


Abbildung 77: Verwindung an der Flügel Spitze

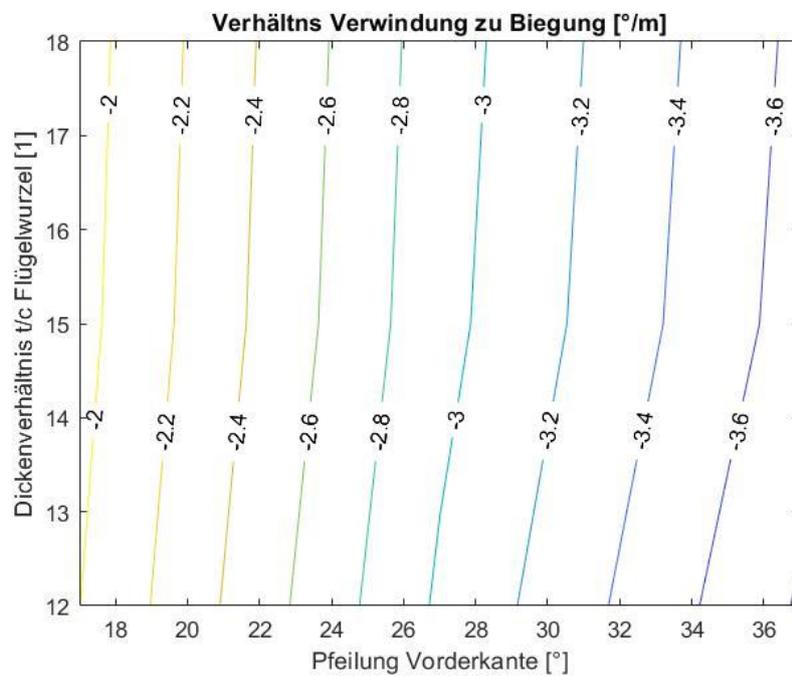


Abbildung 78: Verhältnis Verwindung zu Biegung

5.2.3. Kopplung von Entwurfparametern

Wird eine Entwurfsstudie nach dem Prinzip des DoE durchgeführt, übergibt der auf die aerodynamische Auslegung spezialisierte Verbundpartner mehrere Flügelkonturen und Fluglasten an den auf die strukturelle Auslegung spezialisierten Verbundpartner. Mit der Zielverwendung aller aerodynamischen Designs in derselben Flugzeugkonfiguration ist davon auszugehen, dass ähnliche Strukturkonzepte ausgewählt werden und die Dimensionierung ähnliche Ergebnisse liefert.

Die hier entwickelte Methode erlaubt es, Strukturkonzepte prototypisch zu definieren und automatisiert auf neue Konturformen zu übertragen. Das strukturierte Bezugssystem ermöglicht es darüber hinaus, auch Dimensionierungsergebnisse einer konvergierten Rechnung als Startwerte für neue Auslegungsrechnungen zu übertragen. Dabei werden die berechneten Eigenschaften einer Optimierungsregion auf die Elemente der analogen Optimierungsregion des neuen Flügels übertragen. Dadurch lässt sich eine Beschleunigung der Konvergenz der einzelnen Auslegungsstudien und somit eine Beschleunigung des Vorauslegungsprozesses vermuten. Das Übertragen von Analyseergebnissen auf weitere Auslegungsrechnungen ist in keiner der zusammengetragenen Arbeiten im Stand der Technik dokumentiert.

Es werden zwei DoE-Rechnungen durchgeführt, wobei zunächst der Flügel in der Mitte der Entwurfparameter mit 27° Vorderkantenpfeilung und 15 % relativer Profildicke ausgelegt wird. Die berechneten Hautdicken der 444 Hautfelder werden als Startwerte für die Auslegung der 8 anderen Flügel verwendet. Diese Studie wird folgend DoE Center bezeichnet. Analog wird ein DoE mit der Dickenreferenz des Flügels mit 17° Vorderkantenpfeilung und 18 % relativer Dicke durchgeführt. Mit den Parametern am Rand des Parameterraums wird die Studie als DoE Edge bezeichnet. Auf diese Weise wird die Prozessbeschleunigung im idealen Fall DoE Center sowie im ungünstigen Fall DoE Edge bewertet.

Der Verlauf des Dickenresiduums für die DoE-Center-Studie ist in Abbildung 79 dargestellt. Zur Validierung der Methode ist für den Referenzflügel dieser Studie ebenfalls eine Dimensionierungsrechnung wiederholt worden. Das Residuum dieser Auslegungsrechnung liegt auf der y-Achse. Der bereits zuvor konvergierte Flügel bleibt unverändert, wodurch die Richtigkeit der Übertragung der Entwurfparameter belegt wird. Im Vergleich zu dem in Abbildung 73 dargestellten Residuen-Verlauf der individuellen Rechnungen ist ersichtlich, dass der Wert von 10^{-4} ca. eine Iteration früher und der Wert von 10^{-5} ca. zwei Iterationen früher unterschritten wird. In der DoE-Rechnung unterschreiten jene Flügel mit derselben Dicke wie der Basisflügel bereits bei 4 Iterationen den Wert von 10^{-5} und konvergieren somit doppelt so schnell wie in den Referenz-Auslegungsstudien.

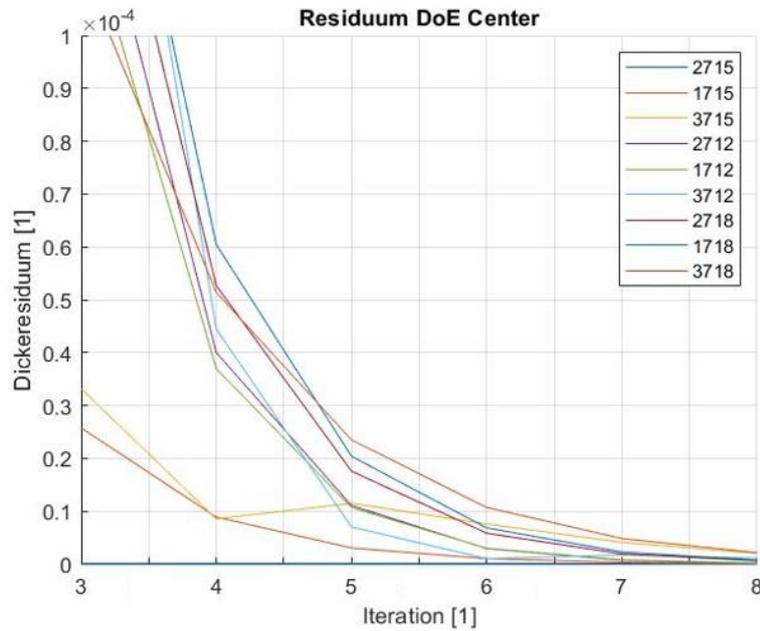


Abbildung 79: Dickenresiduum DoE Center

Das Konvergenzverhalten in der DoE-Edge-Studie liegt zwischen den Referenzwerten und der DE-Center-Studie, wie in Abbildung 80 dargestellt ist. Auch hier zeigt sich eine besonders starke Beschleunigung der Konvergenz für jene Flügel mit derselben Dicken.

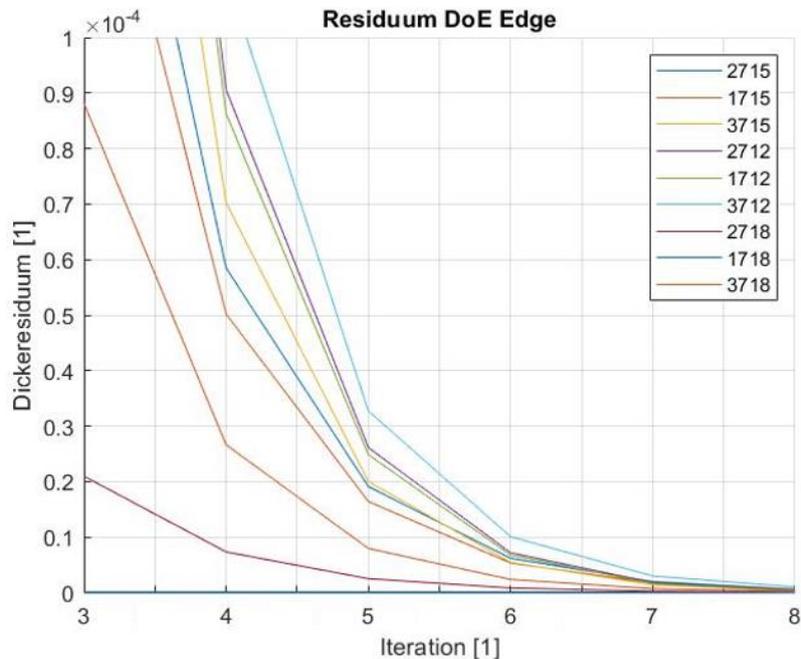


Abbildung 80: Dickenresiduum DoE Edge

In Abbildung 81 ist der direkte Vergleich des Konvergenzverhaltens der verschiedenen Auslegungsrechnungen für den Flügel mit 37° Vorderkantenpfeilung und 18 % relativer Dicke

dargestellt. Diese Parameter liegen auf der gegenüberliegenden Seite des Parameterraums in Bezug zu dem in der DoE-Edge-Studie gewählten Basisflügel. Auch bei ungünstiger Wahl der Startwerte für die DoE-Rechnung stellt sich eine deutliche Beschleunigung des Konvergenzverhaltens ein.

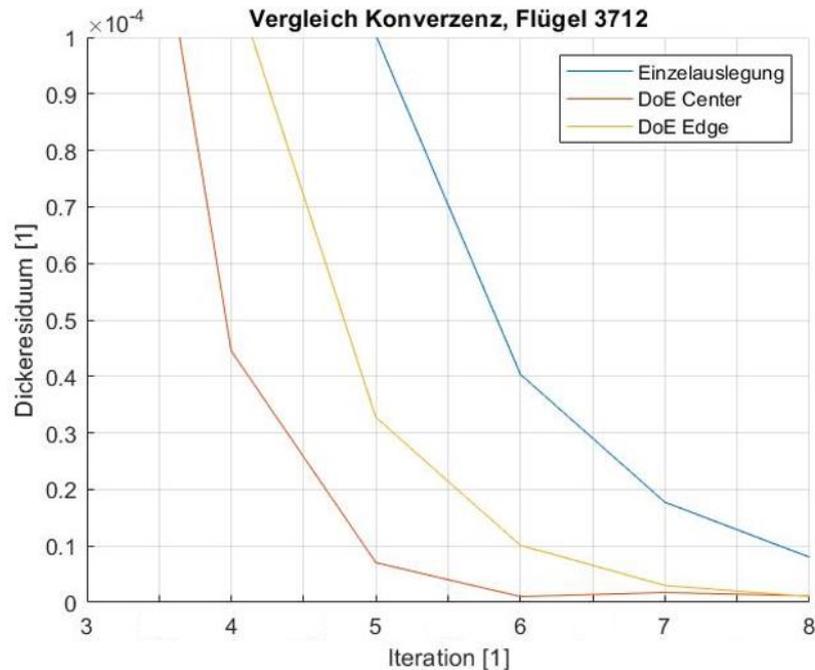


Abbildung 81: Vergleich Residuenverlauf 37° Vorderkantenpfeilung, 12 % Dicke

Zur Quantifizierung der Beschleunigung des Auslegungsverfahrens durch Übergabe von Zwischenergebnissen wird in den Konvergenzverläufen ermittelt, bei welcher Iteration die Werte von 10^{-4} bzw. von 10^{-5} unterschritten werden. Hierbei wird die Iterationszahl als kontinuierliche Größe aufgefasst, um Sprünge der Werte zu glätten, die sich aus dem spezifischen Konvergenzverhalten dieser Anwendung ergeben.

Für eine Konvergenz bis zum Residuum von 10^{-4} wird das DoE mit einer konventionellen Auslegungsrechnung und 8 Auslegungsrechnungen beginnend mit den Ergebnissen der ersten Rechnung im Fall des DoE Center um 29,9 % und im Fall des DoE Edge um 23,4 % beschleunigt.

Um das Residuum von 10^{-5} zu unterschreiten, beschleunigt das DoE Center die Auslegung um 22,3 % und DoE Edge um 19,5 %. Diese Werte beziehen sich auf die Auslegungsrechnung mit allen Analysen und der Dimensionierung, schließen jedoch nicht den Modellaufbau mit ein.

Diese Werte sind spezifisch für DoEs mit 9 Punkten. Die Beschleunigungen der Konvergenz ausschließlich jener Auslegungsrechnungen, die Ergebnisse als Vorgabewerte übernommen haben, ergeben sich für das Residuum 10^{-4} zu 33,6 % beim DoE Center und zu 26,3 % beim DoE Edge. Für das Residuum 10^{-5} ergeben sich 25,1 % beim DoE Center und 21,9 % beim DoE Edge.

Wie in Abbildung 74 dargestellt ist, entfallen 84 % der Rechenzeit in der Auslegungsrechnung auf die Analysen und die Dimensionierungsoperationen. Durch das Übertragen von Analyseergebnissen auf Auslegungsrechnung neuer Flügel im Rahmen eines DoE lässt sich dieser Anteil der Auslegung um bis zu 33,6 % beschleunigen. Das Übertragen wird durch den strukturierten Modellierungsansatz der hier entwickelten Methode ermöglicht. Keine der im Stand der Technik aufgeführten Studien beschreibt ein vergleichbares Verfahren zur Beschleunigung der Auslegungsrechnungen in einem DoE.

5.3. Flügel Mittelstreckenflugzeug mit Variation der Primärstruktur

Dieses Kapitel beinhaltet die strukturelle Auslegung des Flügels eines Mittelstreckenflugzeugs. Ausgangspunkt ist hier ein unstrukturiertes CFD-Netz, das aufgrund des Pylonenanschlusses ein Loch aufweist. Es wird nachgewiesen, dass Parameterstudien über die Lage und Größe des Flügelkastens automatisiert umgesetzt werden können. Weiterhin wird die Flexibilität zur Modellierung mehrerer Flügelobjekte durch die Modellierung des Flügels und der Landeklappen im selben FEM-Modell nachgewiesen.

Die betrachtete „FNG“-Flugzeugkonfiguration ist von Airbus Deutschland als realistische Basis für die Entwicklung von Technologien für die nächste Generation von Mittelstreckenflugzeugen in Nachfolge der Airbus A320 Familie entwickelt worden. Die Konfiguration ist für eine Auslegungsmission mit 180 Passagieren und eine Reichweite von 2000 NM ausgelegt. Die Spannweite beträgt 40 m, die Flügelfläche 172 m².

Im Fokus der Konfiguration stehen der Flügel und seine Systeme, weshalb der Name Flügel Neuer Generation (FNG) gewählt wurde. Abzielend auf eine evolutionäre Weiterentwicklung mit detaillierten Verbesserungen zur Widerstandsreduktion und effizienteren Hochauftriebssystemen ist der FNG-Basisentwurf entsprechend detailliert ausgeführt. Im aerodynamischen Konturentwurf werden Navier-Stokes-Verfahren eingesetzt und Komponenten wie die Triebwerke und Pylone explizit modelliert. Das CFD- Oberflächennetz ist dementsprechend mit einer großen Anzahl an Elementen unstrukturiert aufgebaut. Das FNG-Flügelmodell ist eine sehr häufig verwendete Basis, insbesondere für die Erforschung aerodynamische Technologien.

Die Auszüge der geometrischen Modellierung des Basisflügels sowie der Landeklappe sind vom Autor dieser Dissertation veröffentlicht in [Nag06a] (Kapitel 5.3.2, 5.3.4).

5.3.1. CFD-Netz des FNG-Modells und Lastannahmen

Abbildung 82 zeigt das CFD-Oberflächennetz. Das Netz ist unstrukturiert aus dreieckigen Elementen aufgebaut. Die Größe der Elemente variiert stark und ist im Bereich großer Gradienten der Strömungsgrößen etwa an Vorder- und Hinterkante sowie am Kink und im Flügel-Rumpf-Übergang extrem fein. Das Oberflächennetz besteht aus ca. 100 000 Knoten. Die Farben in der Abbildung zeigen den Aufbau aus vier Teilnetzen für Rumpf, Flügel, Pylone und Triebwerksgondel. Abbildung 83 zeigt die Referenzdruckverteilung im Reiseflug bei Ma .78.

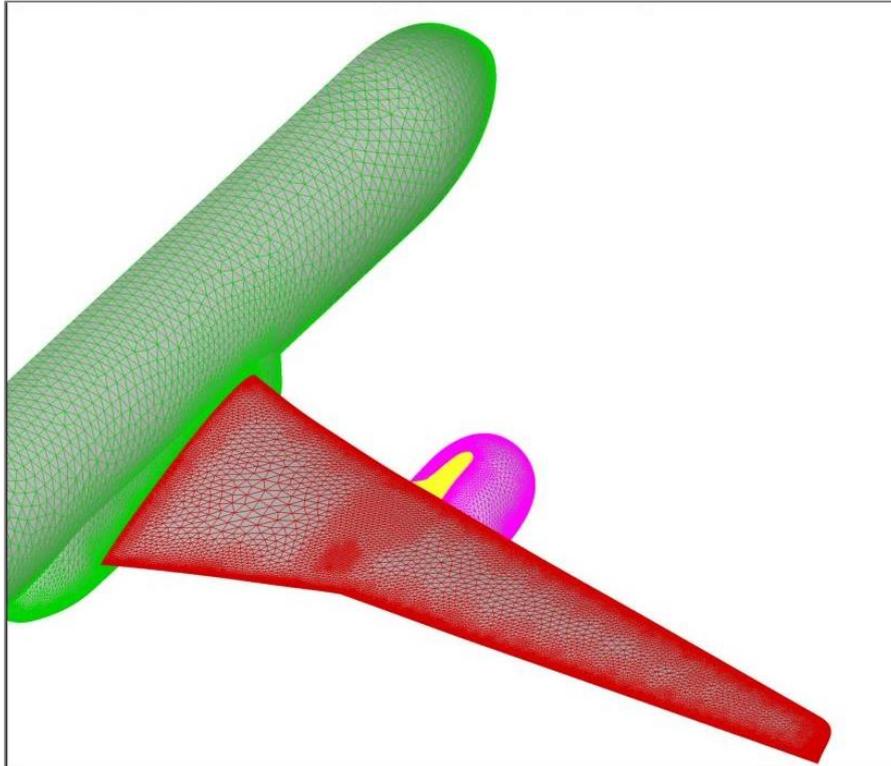


Abbildung 82: Unstrukturiertes Oberflächennetz FNG-Modell

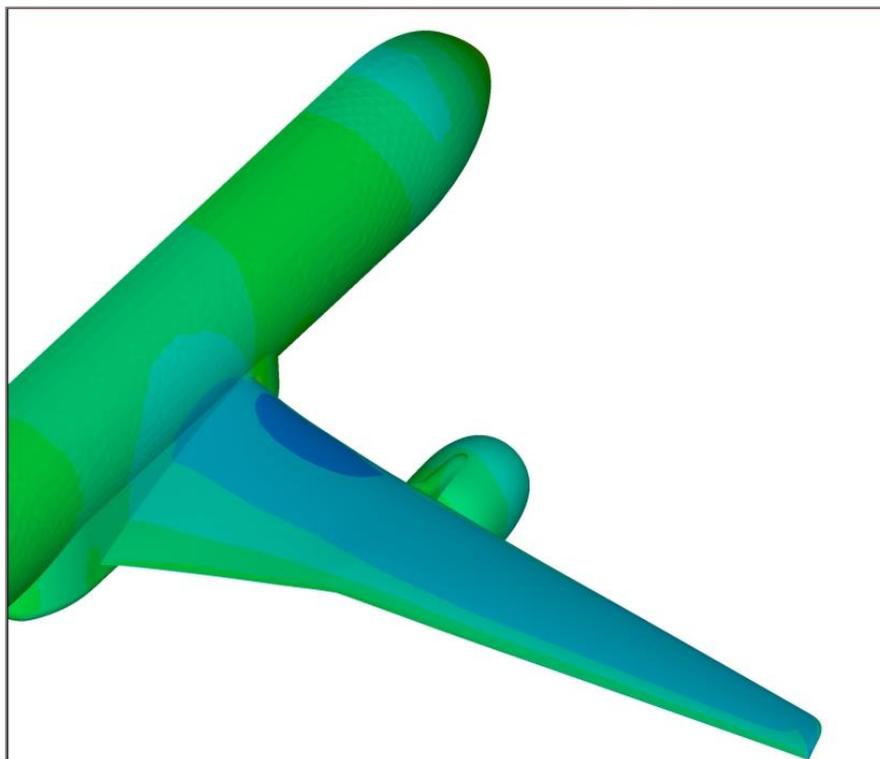


Abbildung 83: Druckverteilung FNG-Modell

5.3.2. FNG-Strukturmodellierung

Für die Modellerstellung mit dem Ansatz auf Basis von CFD-Netzen stellt sich eine besondere Herausforderung, da Triebwerksgondel und Pylone explizit im CFD-Netz modelliert sind. Das Oberflächennetz des Flügels, das als Geometriereferenz für das Strukturmodell dient, weist im Bereich des Pylonenanschlusses ein Loch auf. Abbildung 84 und Abbildung 85 zeigen diese topologischen Details.

Wie in Kapitel 4.2.4 ausgeführt, ist in der hier entwickelten Methode ein Algorithmus implementiert, der Löcher im CFD-Netz detektiert: Wenn geometrische Schlüsselpunkte auf Ober- und Unterseite des Flügels zusammenfallen, kann entweder auf ein Loch im Netz geschlossen werden oder auf zwei Punkte, die extrem nahe an Vorder- oder Hinterkante des Flügels liegen. In diesem Fall werden die nächsten erfolgreich berechneten geometrischen Schlüsselpunkte verwendet, um für die fragliche Stelle durch biquadratische Interpolation einen Erwartungswert zu berechnen. Liegt für einen dieser Interpolierten Werte kein Ergebnis aus dem Strahlenverfolgungsansatz vor, wird daraus geschlossen, dass es sich um ein Loch im Netz handelt. Es werden dann die durch die biquadratische Interpolation berechneten Koordinaten verwendet. Abbildung 86 zeigt das CFD-Oberflächennetz überlagert mit dem berechneten Strukturmodell. Im CFD-Oberflächennetz sind deutlich die geometrischen Schlüsselpunkte der Lasteinleitungsrippe zu sehen, die auf Basis der biquadratischen Interpolation berechnet wurden. Im Wurzelbereich des Flügels ist eine geometrische Abweichung zwischen Strukturmodell und CFD-Netz zu sehen. In diesem Bereich weist die aerodynamische Kontur eine starke Krümmung in Flügelrichtung auf. Das Strukturmodell ist durch gerade Verbindungen zwischen den Rippen aufgebaut, die bei dem Rippenabstand zu einer augenscheinlichen Abweichung von der Kontur führen. Falls notwendig kann eine noch bessere Konturtreue in solchen Bereichen erzeugt werden, indem zusätzliche virtuelle Rippen eingefügt werden.

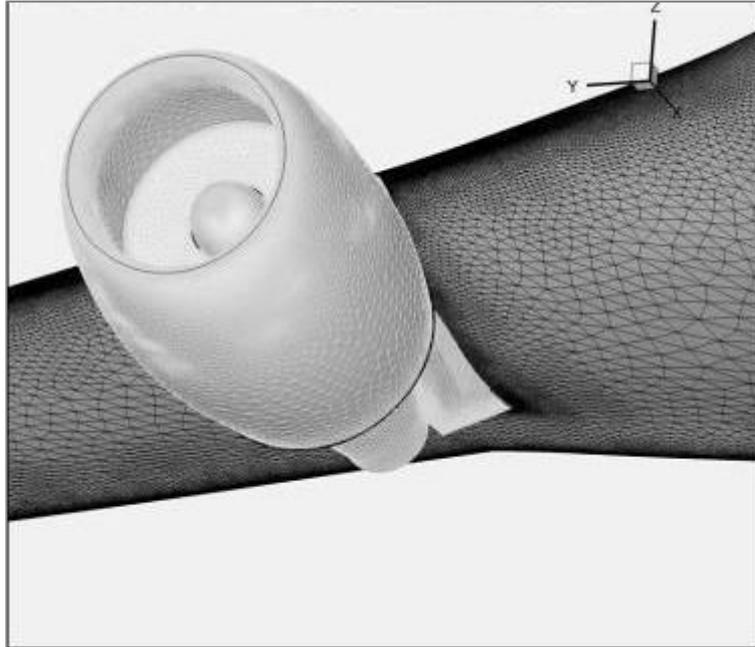


Abbildung 84: Oberflächennetz Triebwerk und Pylone

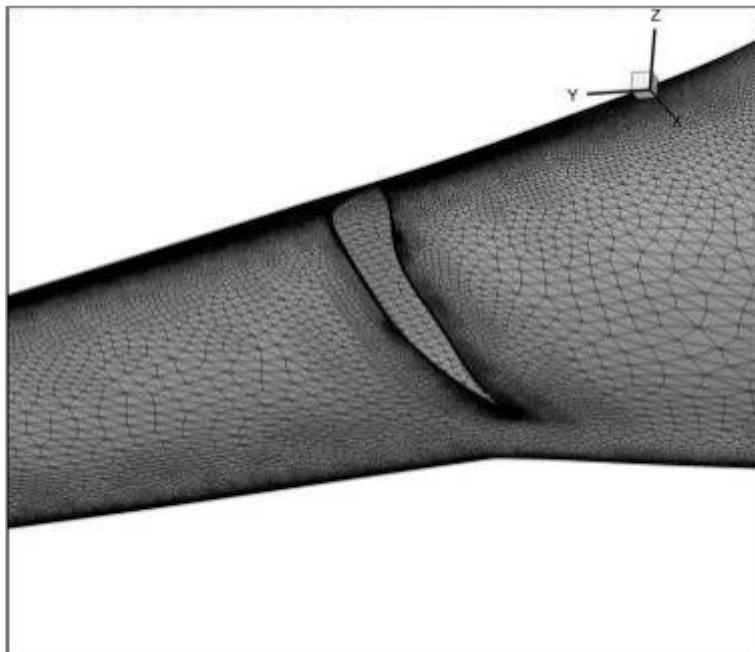


Abbildung 85: Oberflächennetz ohne Triebwerk und Pylone

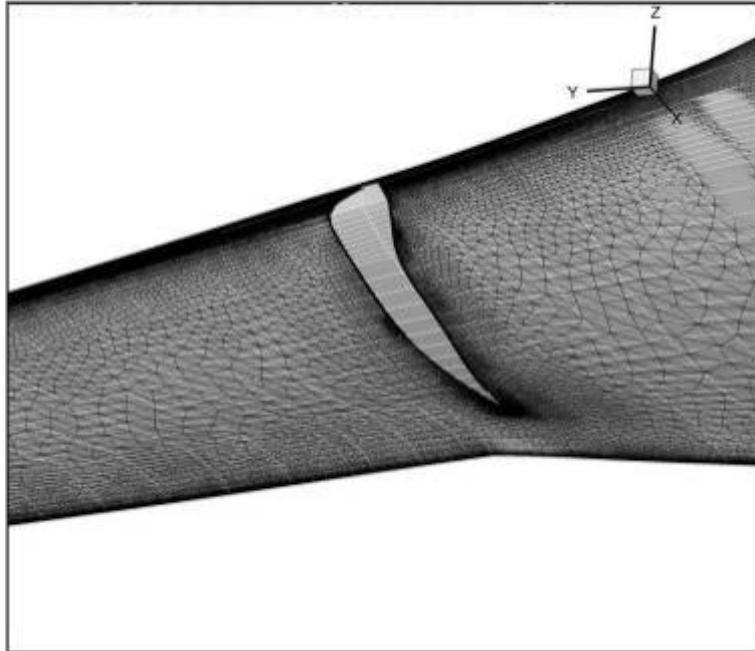


Abbildung 86: CFD-Oberflächennetz mit extrapoliertem Strukturmodell

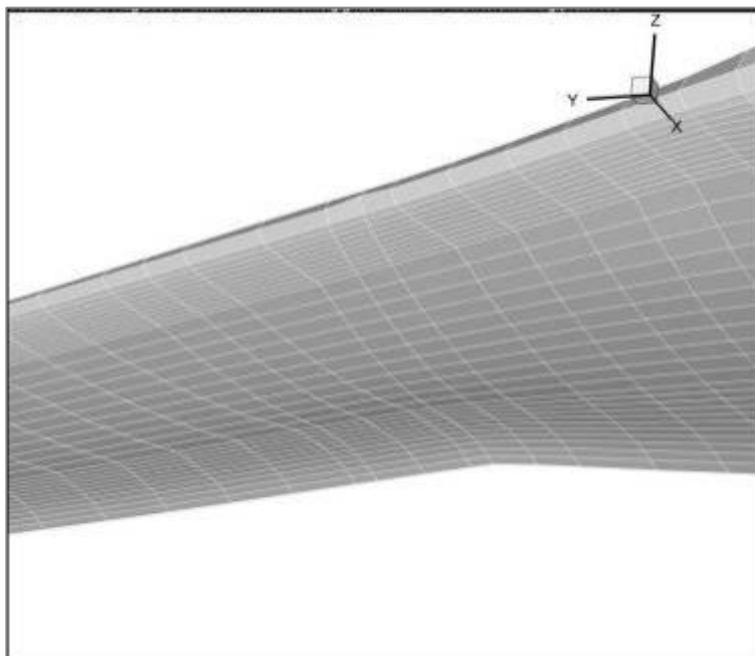


Abbildung 87: Oberfläche Strukturmodell

Der strukturelle Aufbau ist in Abbildung 88 dargestellt. Im inneren Bereich des Flügels bis zum Kink sind Rippen strömungsparallel angeordnet. Eine Rippe ist genau an der Flügelwurzel angeordnet. Zwei Lasteinleitungsrippen befinden sich an der spannweiten Triebwerksposition. Der vorgegebene Rippenabstand von 1 m entspricht einem Erfahrungswert vergleichbarer Muster. Im selben mittleren Abstand sind die Rippen außerhalb des Kinkes senkrecht auf den Flügel ausgerichtet. Anhand der Unterteilung der Rippenflächen

sind die virtuellen Holme sichtbar, die definiert wurden, um die Profilkontur abzubilden. Die Holmflächen sind lediglich an der Flügelspitze fein unterteilt, um die starken geometrischen Gradienten an dieser Stelle gut abzubilden.

Die Flügelbereiche vor dem Vorderholm und hinter dem Hinterholm sind strukturell nicht tragend. Dennoch sind sie modelliert, um die gesamte Druckverteilung aus der aerodynamischen Rechnung direkt auf das Modell übertragen zu können (siehe Kapitel 3.3.1). Die Rippen und Haut sind jeweils mit einem Ersatzmaterial versehen, das die Rippen ideal aussteift, um die Konturtreue sicherzustellen, und die Haut ideal elastisch abbildet, um die Deformation des Flügels nicht zu beeinflussen. Alle Rippen in diesem Bereich sind als reale Rippen ausgeführt. Den spannweiten Linien ist eine Elementierung mit nur einem Element vorgegeben. Somit liegen alle Knoten der Haut in diesem Bereich auf den idealsteifen Rippen. Wäre die spannweite Elementierung feiner mit Zwischenknoten, würde die idealelastische Haut unendliche Auslenkungen aufweisen.

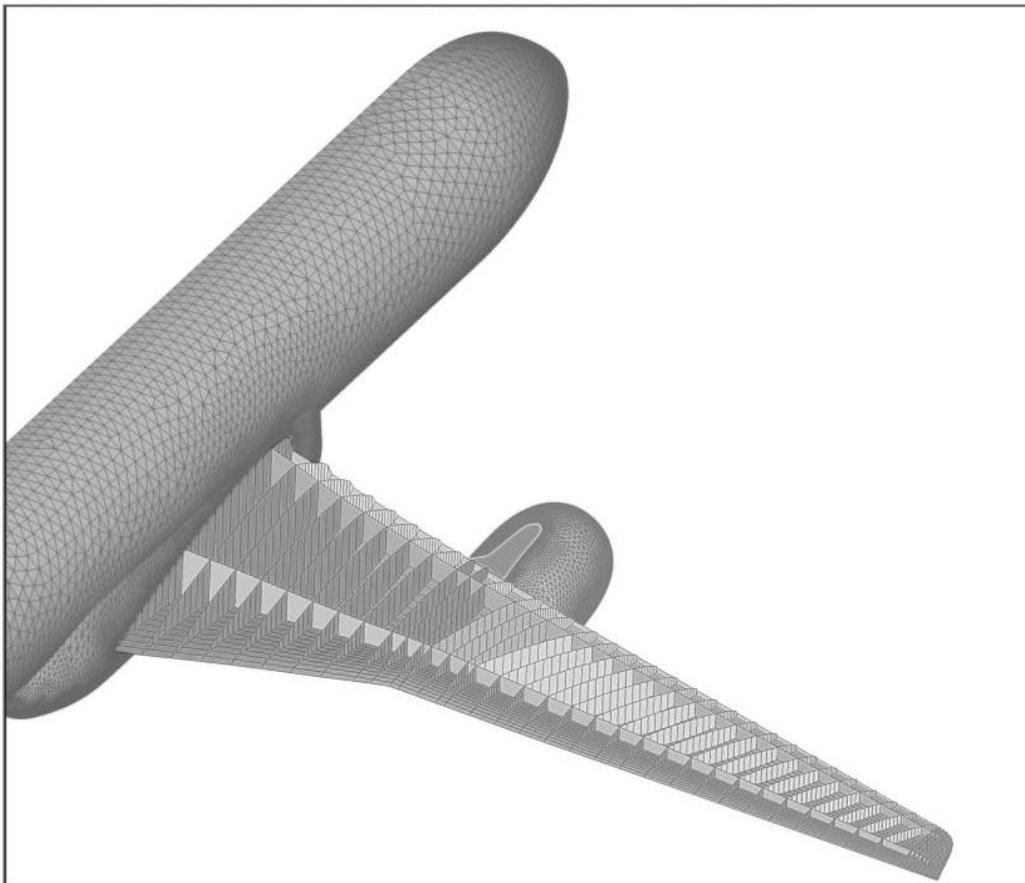


Abbildung 88: Berechnetes Strukturmodell mit CFD-Oberfläche

5.3.3. Variation der Holmlagen

Es wird gezeigt, dass ein realistisches Strukturmodell auch für realistische unstrukturierte Netze mit sehr großer Knotenanzahl und Löchern für den Pylonenanschluss generiert werden kann. Zum Nachweis der Robustheit des Verfahrens wird eine automatisierte Variation der Holmlagen mit Generierung der Modelle und Durchführung der Dimensionierungsrechnung durchgeführt. In der Erforschung neuer Hochauftriebssysteme ist die Sensitivität des Strukturmodells auf die Holmlagen eine relevante Größe, so dass die durchgeführte Variationsrechnung einen realistischen Anwendungsfall für die in dieser Arbeit entwickelte Methode darstellt.

Es wird eine Parameterstudie über die Position von Vorder- und Hinterholm durchgeführt, wobei Vorderholmpositionen von KSI 0,07, 0,12, 0,17 und 0,22 variiert werden mit Hinterholmpositionen von KSI 0,40, 0,50, 0,6, und 0,70.

Als Belastung liegen die CFD-Druckverteilungen des Flügels im Reiseflug bei $Ma .78$ sowie im 2,5-g-Abfangbogen bei $Ma .4$ vor. Es werden die Lastfälle +2,5 g, +1,0 g, und -1,0 g für die Dimensionierung der Struktur verwendet.

Da die Position der Holme direkter Eingabeparameter für die hier entwickelte Methode ist, kann die gesamte Studie mit einem Aufwand von ca. einer Stunde eingerichtet und von ca. 8 Stunden mit der zuvor beschriebenen Hardware berechnet werden. Abbildung 89 zeigt die Dicke der dimensionierten Struktur aller 16 erzeugten Flügelmodelle.

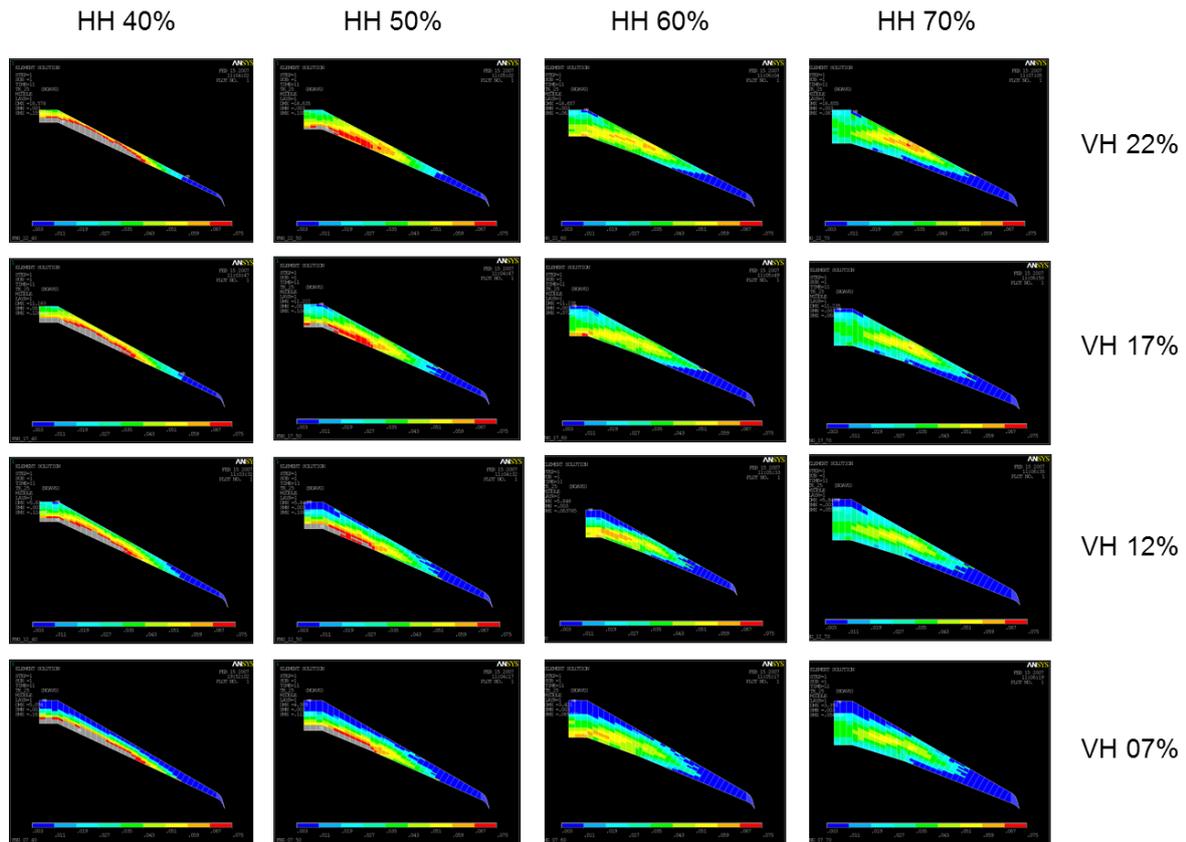


Abbildung 89: Hautdickenverteilung verschiedener Holmlagen

Abbildung 90 zeigt die Abhängigkeit der berechneten Masse des Flügelkastens in Abhängigkeit von Vorderholm- und Hinterholmposition. Eine große Querschnittsfläche des Flügelkastens geht mit einer großen Bredt'schen Fläche einher. Aufgrund der technologisch notwendigen minimalen Hautdicke sind in dieser Anwendung groß ausgedehnte Flügelkästen jedoch nachteilig in Bezug auf die Masse. In Abbildung 89 blau dargestellte Bereiche sind durch die minimale Hautdicke dimensioniert und nicht für die Aufnahme der Lasten notwendig. Reale Flügel vergleichbarer Transportflugzeuge sind zu ca. 30 % durch die Mindesthautdicke dimensioniert. Der FNG-Flügel mit den üblichen Holmlagen von $KSI = 0,17$ und $KSI = 0,60$ ist in guter Übereinstimmung mit realen Tragflügeln.

Diese Studie weist nach, dass die Modellerstellung auch auf unstrukturierte CFD-Netze und CFD-Netze mit Löchern anwendbar ist. Das Verfahren ist robust automatisiert und somit nutzbar für Parameter- oder Optimierungsstudien. Der Zeitaufwand für die Parametervariation von ca. 8 Stunden einschließlich der Definition der Vorgabewerte ist im Einklang mit den Anforderungen des Vorentwurfes.

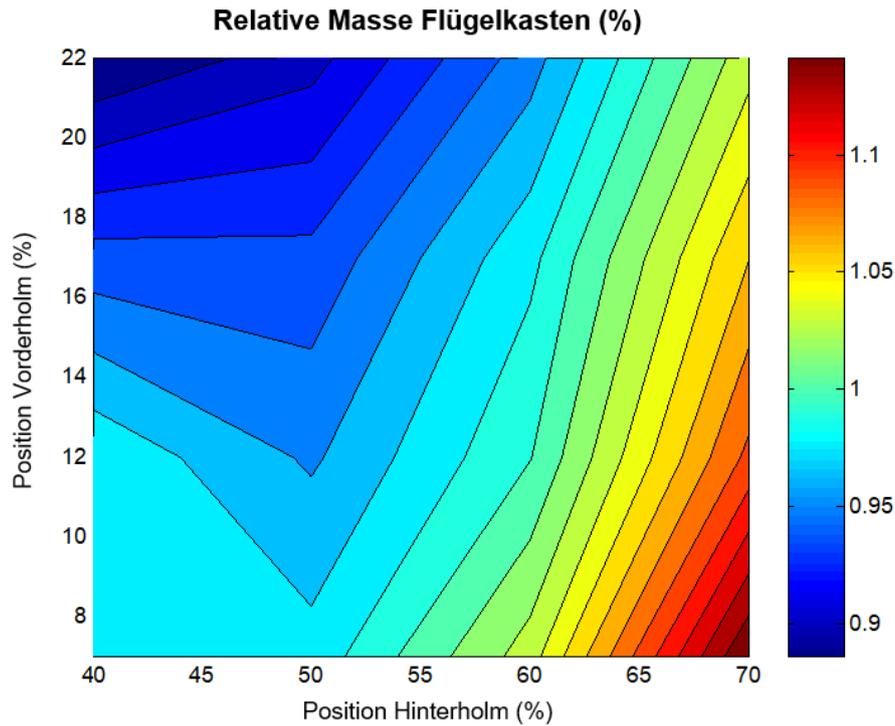


Abbildung 90: Massenänderung normiert in Abhängigkeit der Holmlagen

5.3.4. Explizite Modellierung von Hochauftriebselementen

In der detaillierten Auslegung der Hochauftriebssysteme werden die Hochauftriebselemente explizit in der CFD-Simulation abgebildet. Ebenso wie für den Flügel in Reiseflugkonfiguration können für die einzelnen Landeklappen die CFD-Oberflächennetze extrahiert werden, womit die hier erarbeitete Methode zur Modellierung und Dimensionierung von Flügeln auch für die einzelnen Hochauftriebselemente angewendet werden kann. Abbildung 91 zeigt ein automatisch erzeugtes Strukturmodell der FNG-Landeklappe. Die gesamte Methode wird unverändert angewendet. Es sind lediglich neue Routinen für die veränderte Lagerung der Klappe ergänzt: Knoten der Lasteinleitungsrippen der Landeklappe werden mit Knoten des Flügelkastens über Randbedingungen gekoppelt. Dabei wird das strukturierte Nummerierungssystem der Geometriepunkte verwendet, um die korrespondierenden Knoten zu identifizieren.

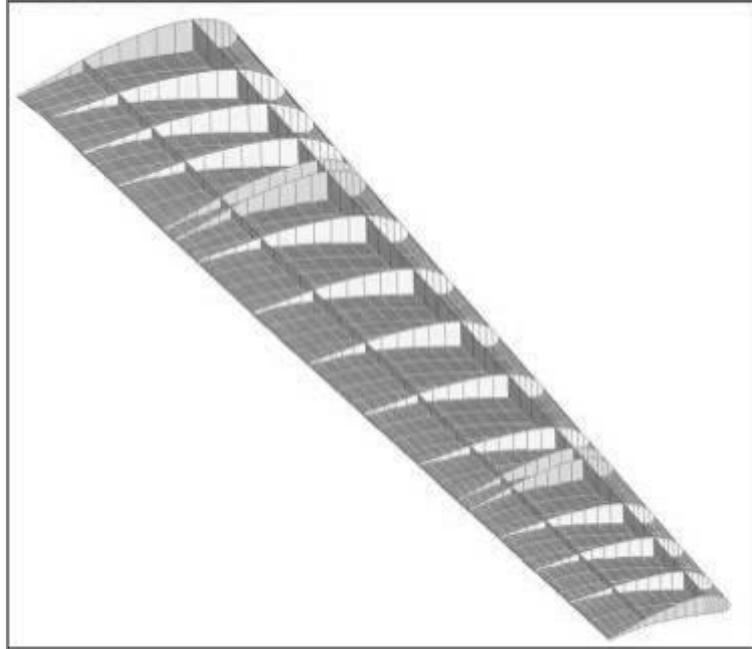


Abbildung 91: Eigenständiges Finite-Elemente-Modell Landeklappen

Die Kombination verschiedener Modelle in einer gemeinsamen FEM-Rechnung ist in der in dieser Arbeit entwickelten Methode möglich durch die im strukturierenden Nummerierungssystem wählbaren Modell-Referenznummer. Abbildung 92 zeigt die automatisiert generierten, kombinierten FEM Modelle von Flügelkasten, innerer und äußerer Landeklappen. In der Darstellung sind diese Strukturmodelle überlagert mit den CFD-Oberflächennetzen von Rumpf und Triebwerk visualisiert.

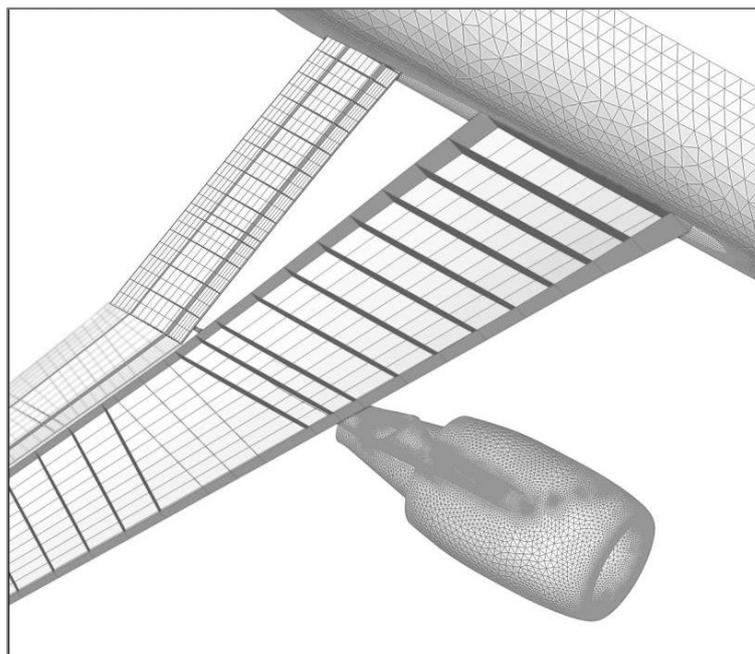


Abbildung 92: Strukturmodelle Flügel mit innerer und äußerer Landklappen

Dieses Kapitel zeigt auf, dass die entwickelte Methode auf andere CFD-Oberflächennetze als Tragflügel angewandt werden kann. Alle versteiften Leichtbaukomponenten, in denen sich Vorder- und Hinterkante detektieren lassen, sind mit der Methode abbildbar. Bis zu 10 Komponenten lassen sich mit dem implementierten Modellansatz in einem FEM-Modell analysieren und dimensionieren. Die Einfachheit der Erweiterung der hier entwickelten Methode ist das Ergebnis des spezifischen Modellierungsansatzes. Die Arbeiten etwa von La Rocca [Roc10] und Hürlimann [Hür10] zeigen den z.T. beträchtlichen Aufwand für analoge Erweiterungen von Methoden im Stand der Technik.

5.4. Flügelauslegung Megaliner

Dieser Anwendungsfall demonstriert die effiziente Modellierung eines Flügels für ein großes Transportflugzeug mit Winglet. Ausgangspunkt ist ein strukturiertes CFD-Netz mit Druckverteilungen. Diese Anwendung weist die Fähigkeit zur Handhabung komplexer Strukturkonzepte mit zusammenlaufenden Rippen und einem 3D-modellierten Übergang zwischen Flügel und Winglet nach. Es wird aufgezeigt, wie der Modellierungsansatz zum automatisierten Abbilden von Triebwerken und Pylonen mit Anschluss an den Flügelkasten effizient erweitert wird. Weiterhin werden die Funktionalität zur Dimensionierung von Metallstrukturen für mehrere Lastfälle nachgewiesen und die Ergebnisse mit Referenzwerten bezüglich der berechneten Massen und der Rechenzeiten verglichen, wobei auch die Funktionsfähigkeit der automatisierten Vernetzung für variable Vernetzungseinheit belegt wird.

Als Basis dient das aerodynamische F11-Modell des DLR [Rud07]. Das F11-Modell ist als Referenz für aerodynamische Studien in der Entwicklung des Airbus A380 entwickelt worden. Es besteht aus einem skalierten Airbus A340-Rumpf und einem transonischen Flügelentwurf mit 80 m Spannweite für ein maximales Startgewicht von 550 t. Die Entwurfsdaten sind im Anhang verzeichnet.

Auszüge dieser Studie sind vom Autor dieser Dissertation in [Nag04], [Nag06], [Nag06a] und [Nag08] veröffentlicht.

5.4.1. CFD-Netz des F11-Modells und Lastannahmen

Das CFD-Oberflächennetz ist in Abbildung 93 dargestellt. Es ist strukturiert aufgebaut für den CFD-Löser FLOWer und besteht aus 24 Profilen mit je 158 Stützstellen. Im Bereich des Übergangs zwischen Flügel und Rumpf sowie zwischen Flügel und Winglet liegen die Profile mit geringem Abstand zueinander; im mittleren Bereich des Flügels ist der Abstand der Profile zueinander groß. Die Verteilung der Punkte auf den Profilen zeigt eine große Dichte der Punkte an der Vorder- und an der Hinterkante.

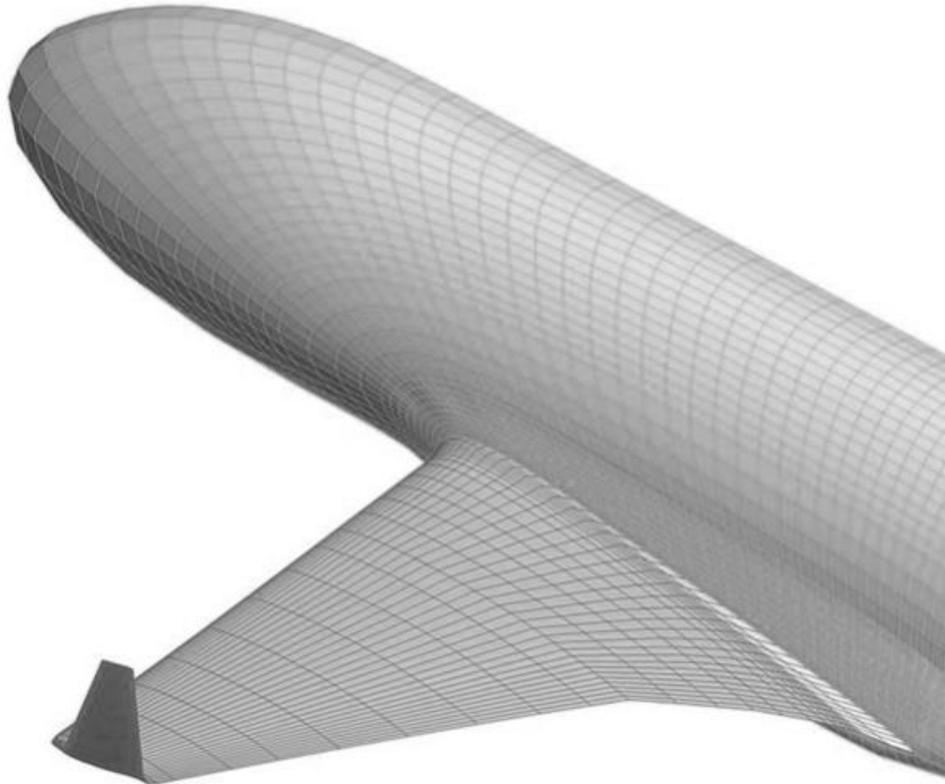


Abbildung 93: Strukturiertes Oberflächennetz F11-Modell [Nag06]

Für die Auslegung sind die Druckverteilungen für den 1-g-Reiseflug bei Ma .82, den 2,5-g-Lastfall bei Ma .83, den 2,5-g-Lastfall bei Ma .40 sowie die Schiebeflugzustände bei 1 g mit +5°- und -5°-Schiebewinkel verfügbar. Abbildung 94 zeigt die Druckverteilungen für den 2,5-g-Lastfall bei Ma .83 (li.) und bei Ma .40 (re.).

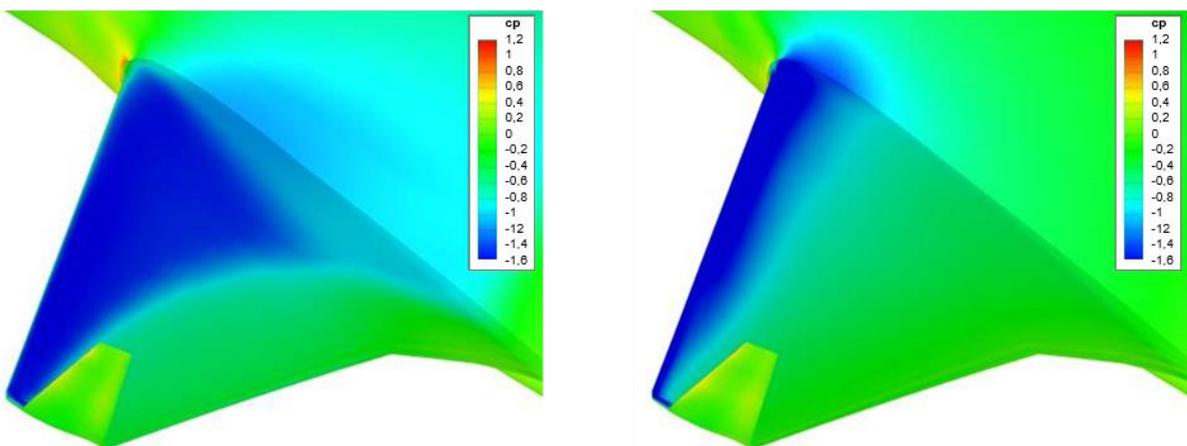


Abbildung 94: Druckverteilung im 2,5 g- Lastfall bei Ma .83 (li.) und Ma .40 (re.)

In den in Abbildung 94 dargestellten Druckverteilungen in den 2,5-g-Lastfällen im Hochgeschwindigkeits- und Niedriggeschwindigkeitsflug sind die verschiedenen Druckverteilungen deutlich ersichtlich. In der geringen Geschwindigkeit bildet sich eine starke Saugspitze an der Nase mit einem Druckpunkt bei ca. KSI 0,25. Im transonischen Flug bildet sich ein Überschallbereich, der mit einem Stoß bei KSI 0,6 abgeschlossen wird. Der Druckpunkt liegt dann deutlich weiter hinten, so dass sich eine andere strukturelle Belastung für den Flügel und somit unterschiedliche Spannungszustände für die Dimensionierung ergeben. Insbesondere für die strukturelle Auslegung der Winglets sind die in Abbildung 95 dargestellten Druckverteilungen der Schiebeflugzustände erforderlich.

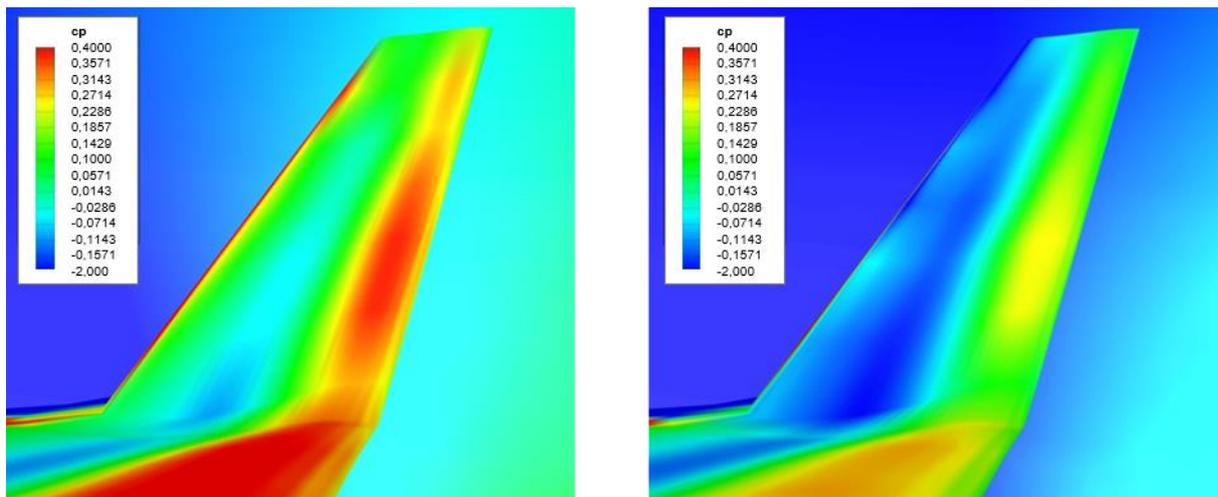


Abbildung 95: Druckverteilung 1,0-g-Schiebeflug +5° (li.) und -5° (re.)

5.4.2.F11-Strukturmodellierung

Das Strukturkonzept ist in Anlehnung an bestehende Langstreckenflugzeuge von Airbus wie den Airbus A340 vorgegeben und innerhalb des Kinks mit drei Holmen und außerhalb des Kinks mit zwei Holmen ausgeführt. Die Rippen sind innerhalb des Kinks strömungsparallel ausgerichtet mit den Lasteinleitungsrippen für das innere Triebwerk an der Kinkposition. Außerhalb des Kinks sind die Rippen senkrecht auf den Flügelkasten ausgerichtet. Im Übergang zwischen Flügel und Winglet ist eine strömungsparallele Anschlussrippe angeordnet. Die Rippen im Winglet sind senkrecht auf den Flügelkasten im Winglet ausgerichtet. Das Strukturkonzept ist in Abbildung 96 dargestellt [Nag04].

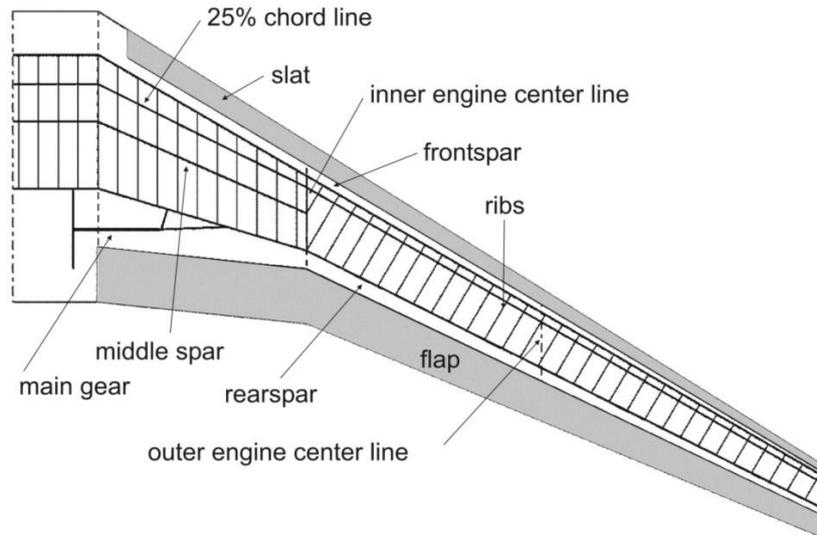


Abbildung 96: Strukturkonzept F11-Flügel [Nag04]

Die Umsetzung dieses komplexen Layouts geschieht in der Vorgabedatei der Modellierungsmethode. Die Holme und Rippen sind in ihrem Verlauf in ETA-KSI-Koordinaten auszumessen und können dann in der Vorgabe definiert werden. Bei zusammenlaufenden Rippen sind die vereinten Teile der Rippen identisch zu definieren und in der entsprechenden Tabelle als „vereint“ zu kennzeichnen. Neigungswinkel von Holmen und Rippen können auf einen Einheitswert von 0° gesetzt werden. Mit Wahl der Flügelfläche als Bezugsreferenz sind Holme und Rippen automatisch mit der Mittelfläche des Winglets geneigt. Abbildung 97 und Abbildung 98 zeigen berechnete Holm- und Rippengeometrien.

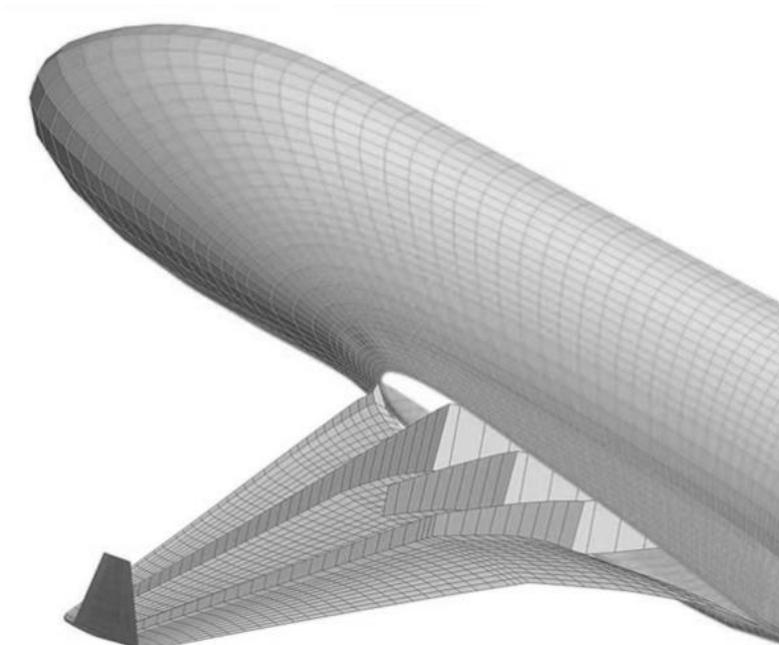


Abbildung 97: Holme F11-Flügel

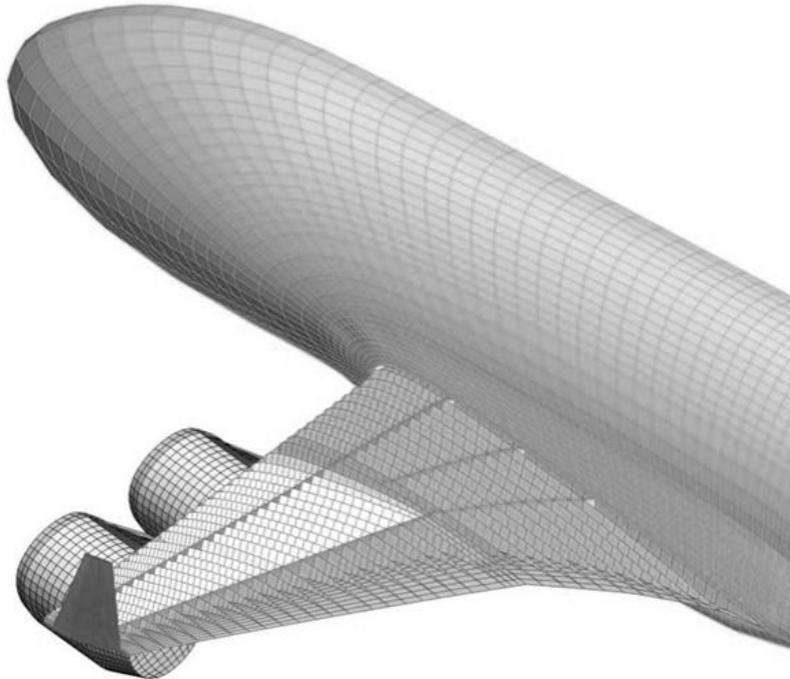


Abbildung 98: Holme und Rippen F11-Flügel

Basierend auf dem CFD-Netz und der Eingabedatei wird in 43 Sekunden eine ANSYS-Eingabedatei mit 114.876 Zeilen APDL-Code erzeugt. Der ANSYS-Pre-Prozessor benötigt auf der zuvor beschriebenen Hardware 53 Sekunden, um das Modell mit 5.743 Flächen und 16.724 Elementen zu erzeugen. Wird die Vorgabe für die durchschnittliche Elementkantenlänge auf 10 cm reduziert, wird das Modell mit 108.49 Elementen und 1.878.840 Freiheitsgraden in 86 Sekunden aufgebaut. Abbildung 99 zeigt die strukturellen Details im Flügel-Winglet-Übergang des erzeugten Geometriemodells im FEM-Pre-Prozessor. Innerhalb der Abschlussrippe an der Flügelspitze des Hauptflügels sind die Bereiche vor dem Vorderholm und hinter dem Hinterholm nur zur Übertragung der Luftkräfte modelliert (siehe Kapitel 4.3.2). Außerhalb der Abschlussrippe des Hauptflügels ist das Winglet vollständig, d.h. von der Vorderkante bis zur Hinterkante, als durchgehende Schalenstruktur modelliert.

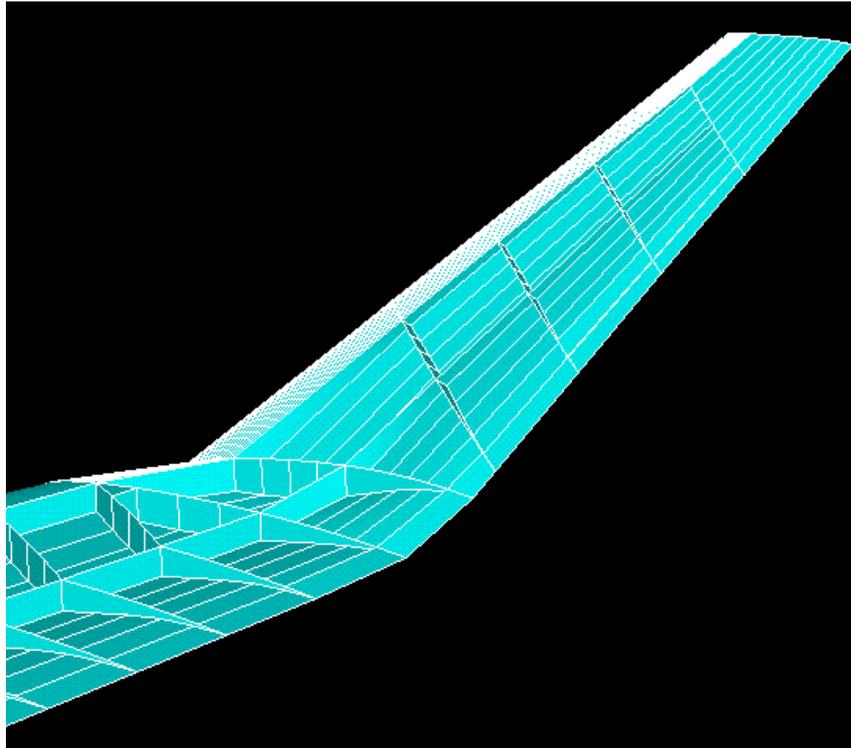


Abbildung 99: Geometriemodell mit Details des Flügel-Winglet-Übergangs

Die automatisch generierte Elementierung des fein vernetzten Modells ist in Abbildung 100 abgebildet. Regelmäßige Flächen, deren gegenüberliegende Seiten ähnlich lang sind, werden strukturiert vernetzt. Am Vorderholm ist zu erkennen, wie die Anzahl der Elemente variiert, um die vorgegebene Elementkantenlänge einzuhalten.

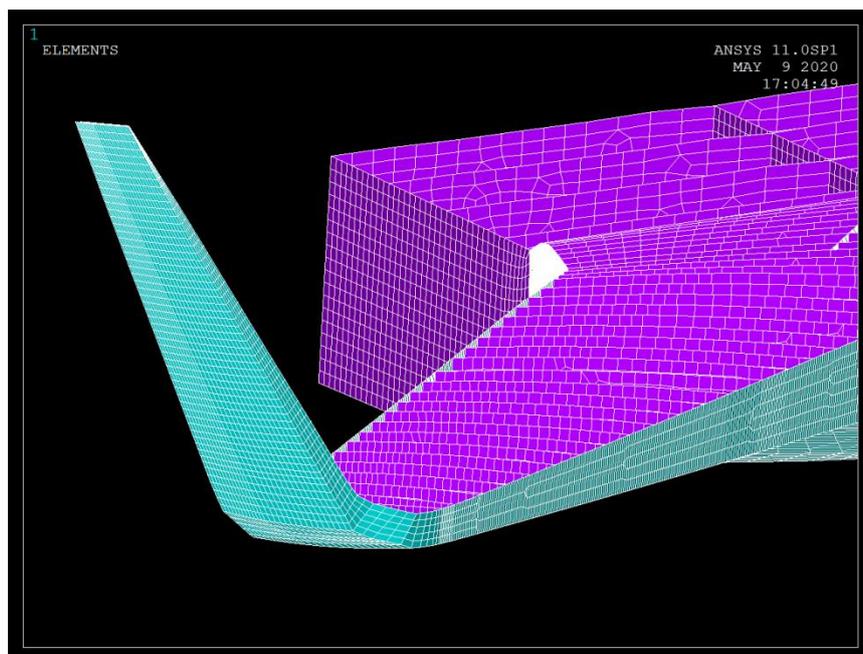


Abbildung 100: Flügelkasten, automatisch erzeugte Elementierung

Abbildung 101 zeigt das vollständige FEM-Modell mit allen Flächen zur Kraftübertragung. Die Pylonen und Triebwerke sind aus zwei Gründen notwendig. Zum einen ist der Kraftangriffspunkt für Triebwerksschub und -masse erforderlich. Zum anderen sind die Verschiebungsinformationen der FEM-Rechnung in der aeroelastischen Kopplung notwendig, um die Positionen der Durchflussgondeln im deformierten Zustand zu bestimmen (siehe Kapitel 3.3.1).

Die Triebwerksmodellierung ist als Erweiterung der Modellierungsmethode umgesetzt. Triebwerke sind als Prototypen definiert mit den drei Durchmessern und Längen der Gondelsegmente sowie mit der Position des Lastangriffspunktes für Triebwerksschub und -masse. Die Anbindung an das Flügelmodell ist mit der Angabe von vier geometrischen Schlüsselpunkten unter Verwendung der eingeführten Bezeichnungskonvention auf einfache Weise eindeutig definiert. Die Erweiterung der Bezeichnungslogik erlaubt die Verwendung von bis zu 9 Triebwerksmodellen in einem FEM-Modell.

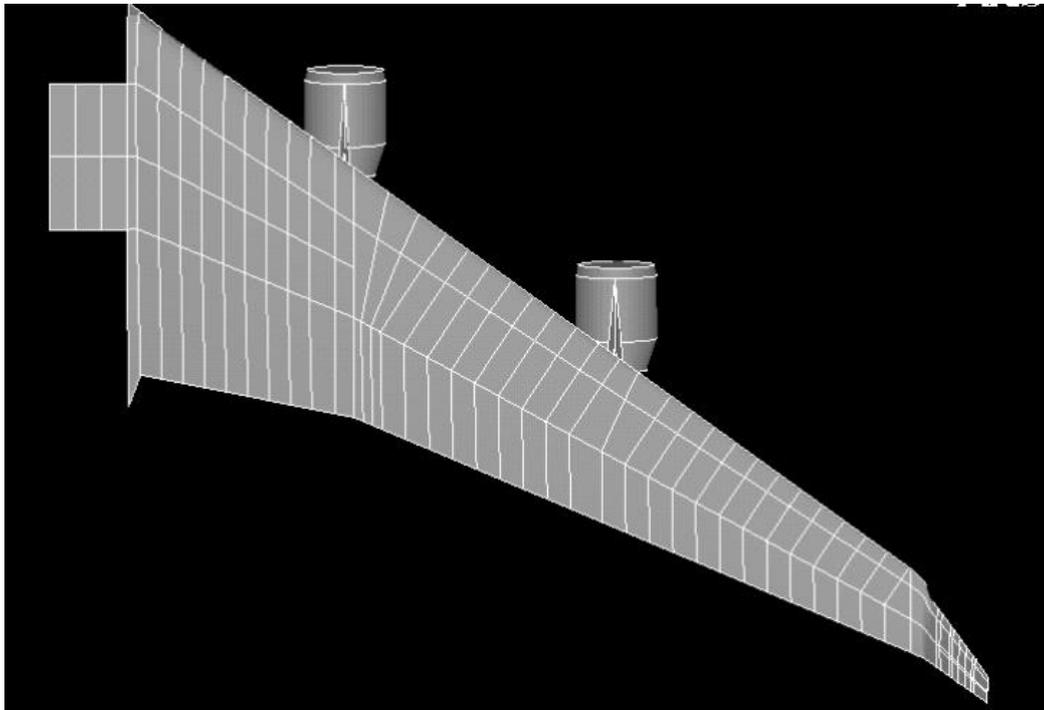


Abbildung 101: F11-FEM-Modell mit allen Oberflächen

5.4.3.F11 Auslegungsstudie

Die Auslegung des Aluminiumflügels erfolgt mit der in Kapitel 4.4 beschriebenen Methode für Festigkeit und Stabilität unter Verwendung der beschriebenen Lastfälle. Neben den Luftlasten werden die Beschleunigung, Triebwerksmasse und der Schub sowie die Fahrwerksmasse bzw. die Kraft des Landestoßes berücksichtigt. Für alle Lastfälle wird die maximale Abflugmasse verwendet, bis auf den Landestoß, bei dem die maximale Landemasse angesetzt wird. Die Gewichtskraft des Kraftstoffs wird vereinfacht auf alle Knoten der unteren

Haut des Flügelkastens aufgeprägt. Die hierfür notwendige Auswahl der relevanten Knoten erfolgt anhand der benannten Komponenten (siehe Kapitel 4.3.2). Die verwendeten Kennwerte für das Material sowie die Lastannahmen sind im Anhang verzeichnet.

Für die Dimensionierung des FEM-Modells sind 20 Iterationen vorgegeben. Die Flächen zwischen jeweils zwei Rippen bilden Optimierungsgebiete mit einheitlicher Materialstärke. Abbildung 102 zeigt den Verlauf der Massenanteile während des Dimensionierungsprozesses. Nach ca. 10 Iterationen wird Konvergenz der Masse für alle Komponenten erreicht.

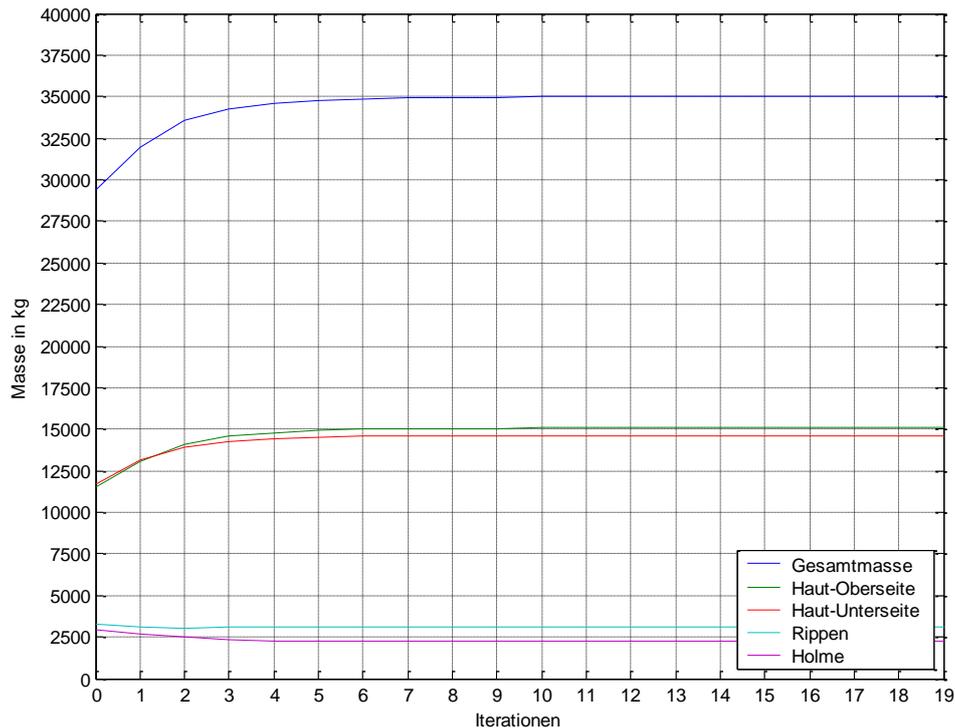


Abbildung 102: Verlauf der Massen während des Dimensionierungsprozesses

Die Wandstärkenverteilung ist in Abbildung 103 dargestellt. Die Haut auf Flügeloberseite und Flügelunterseite ist maßgebend für das Gesamtgewicht des Flügels und trägt mit 15,1 t bzw. 14,6 t zum Gesamtgewicht von etwa 35 t bei. Das Biegemoment nimmt von Flügelwurzel zur Flügelspitze hin ab. Im Bereich des Kinks bildet sich eine Spannungskonzentration aufgrund der der Spannungsumverteilung zwischen dem zweizelligen Querschnitt am inneren und dem einzelnen Querschnitt am äußeren Flügelsegment. Durch den Knick des Tragflügels und den Übergang entstehen dort große Spannungen.

In den dargestellten Hautdicken sind die Dicken der Stringer-äquivalenten Schicht enthalten. Im Winglet sind keine Stringer vorhanden, weshalb in diesem Bereich nur sehr geringe Hautdicken angezeigt werden.

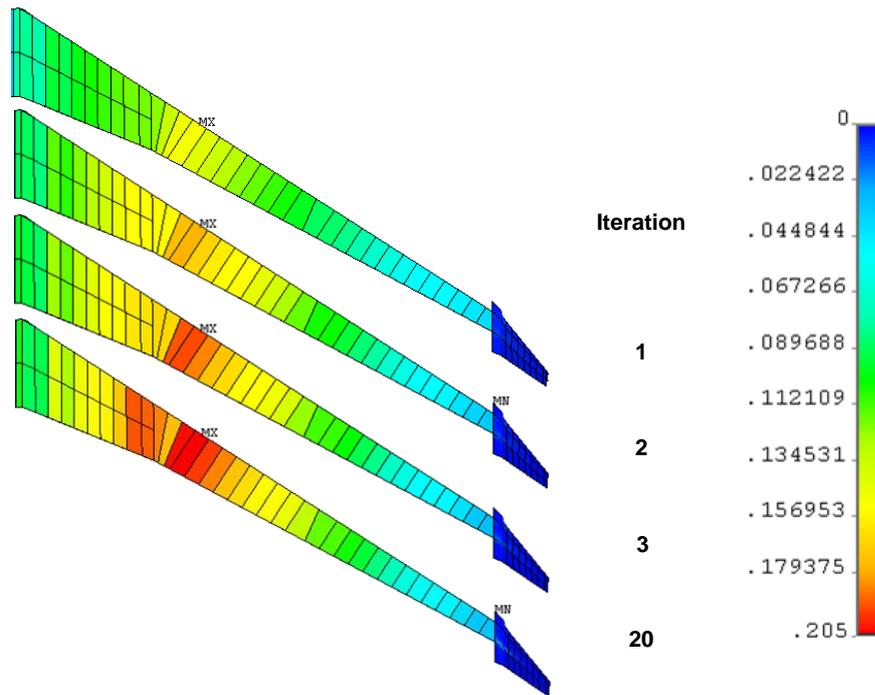


Abbildung 103: Hautdicken in Dimensionierung

Im Ergebnis liefert die Dimensionierung einen Gewichtsanteil der Flügel-Primärstruktur von 23 % bezogen auf die maximale Abflugmasse.

Dugas berechnet in seiner Dissertation [Dug02] mit dem Programm FAME-W von Airbus auf Basis der Balkenmodellierung für eine vergleichbare Megaliner- Konfiguration eine auf das MTOW bezogene relative Flügelmasse von 22 %.

Hürlimann hat in seiner Dissertation eine kleinere, aber strukturell vergleichbare Konfiguration mit zwei Triebwerken auf Basis eines FEM-Schalenmodells ausgelegt, das er in einer eigenen Methode aus einem CAD ableitet [Hür11]. Unter Berücksichtigung der aeroelastischen Wechselwirkungen ermittelt er den Massenanteil des Flügelkastens zu 21 % der maximalen Abflugmasse.

Ein detaillierter Abgleich der Dimensionierungsergebnisse ist hier nicht erforderlich, da die eingebundenen Methoden zur Massenbestimmung dem Stand der Technik entnommen sind und nicht erneut validiert werden brauchen. Im Vergleich zeigen sich die hier berechneten Massen als plausibel.

5.4.4. Einfluss der Netzfeinheit

Die Genauigkeit der Berechnungen hängt zum einen von der Genauigkeit der Konturrepräsentation ab, die sich über die Anzahl virtueller Holme und Rippen einstellen lässt, und zum anderen von der Feinheit der Vernetzung. Die größte Vernetzung besteht in einem

Element pro Geometriefläche. Mit der implementierten parametrischen Vernetzung ist es möglich, die Feinheit der Vernetzung zu erhöhen. Dabei wird eine durchschnittliche Elementgröße vorgegeben und in der Vernetzung im FEM-Pre-Prozessor werden für alle Linien die Unterteilungen berechnet, die zu einem strukturierten Netz der gewünschten Feinheit führt. Da der Algorithmus sicherstellt, dass das Netz immer aus nahezu quadratischen Elementen gebildet wird, ist die geometrische Qualität der Elemente bei jeder Netzfeinheit ähnlich hoch (siehe Kapitel 4.3.2).

Um den Einfluss der Netzfeinheit auf dieses Flügelmodell zu bewerten, sind sechs FEM-Modelle mit Netzfeinheiten von 60.000 Freiheitsgraden bis zu 637.000 Freiheitsgraden generiert und dimensioniert worden. Die Ergebnisse der Dimensionierung sind in Abbildung 104 bis Abbildung 106 dargestellt.

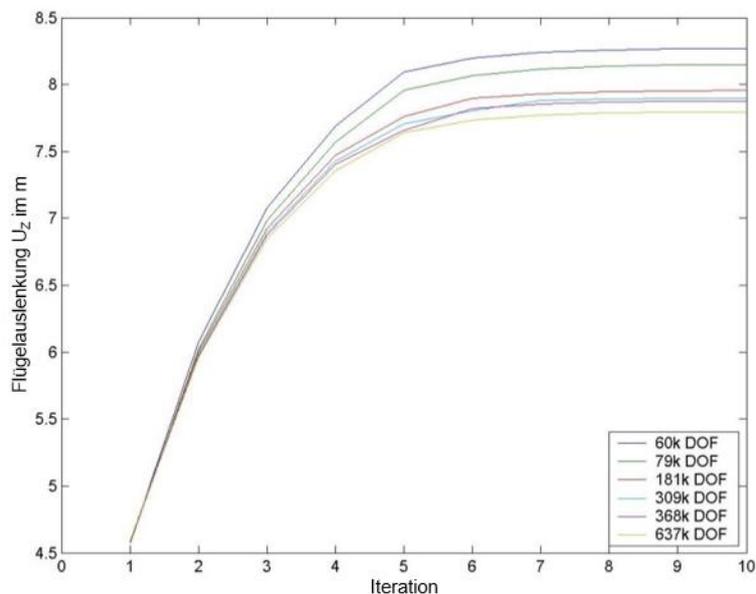


Abbildung 104: Flügelbiegung in Abhängigkeit der Freiheitsgrade

Die Auslenkung des Flügels an seiner Spitze konvergiert für alle Netzfeinheiten nach 5–6 Dimensionierungsiterationen. Es ist ein deutlicher Einfluss in der Biegung der dimensionierten Flügel ersichtlich, wobei die beiden am größten vernetzten Modelle dimensioniert deutlich größere Deformationen aufweisen als die feineren Modelle. Wie in Kapitel 3.1.8 ausgeführt wird, ist dieses Verhalten in der Literatur bekannt. Mit steigender Netzfeinheit werden Spannungsspitzen besser abgebildet, die maximal berechnete Spannung in einem Auslegungsgebiet steigt ebenso wie die daraus abgeleiteten Materialstärken und Massen.

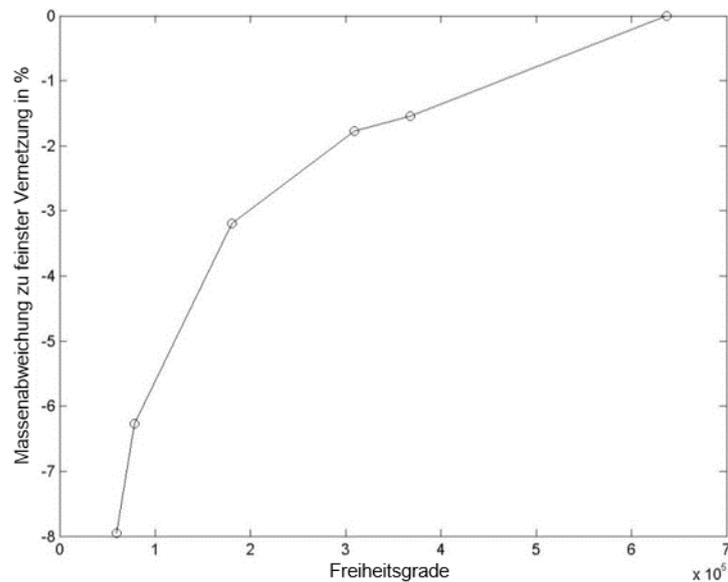


Abbildung 105: Massenabweichung in Abhängigkeit der Freiheitsgrade

In Abbildung 105 ist die relative Abweichung der berechneten Massen normiert auf die Masse des feinsten durchgeführten Rechnung aufgetragen. Es zeigt sich ein abnehmender Einfluss des Ergebnisses bei einer steigenden Anzahl an Freiheitsgraden im Modell. Ab einer Modellierungsgenauigkeit von ca. 300.000 Freiheitsgraden flacht die Kurve deutlich ab und die Abweichung zum detailliertesten Ergebnis dieser Studie liegt bei unter 2%. Wie Pincha dargelegt hat, ist bei der Umrechnung von FEM Massen auf reale Massen die Netzfeinheit mit einzubeziehen [Pin83]. Vorentwurfsstudien fokussieren zumeist auf den relativen Vergleich verschiedener Designs. In diesem Fall ist darauf zu achten, dass alle Entwürfe in der Auslegung mit ähnlicher Netzfeinheit berechnet werden.

Die Rechenzeit steigt bilinear mit einem steileren Anstieg der Rechenzeit ab 180.000 Freiheitsgraden. In der FEM-Software wird bei größer werdenden Gleichungssystemen so lange wie möglich das Problem im vorhandenen Arbeitsspeicher gelöst und erst wenn notwendig auch auf die Festplatte ausgelagert. Dieser Wechsel im Speichermanagement ist beim verwendeten Computer zwischen 181.000 und 309.000 Freiheitsgraden notwendig.

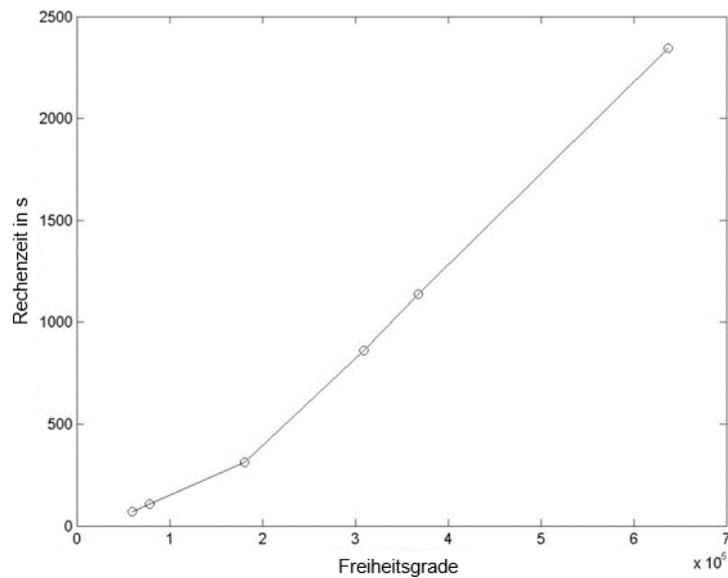


Abbildung 106: Rechenzeit in Abhängigkeit der Freiheitsgrade

Wie in Kapitel 3.1 dargelegt, ist die Qualität der Ergebnisse von FEM-Analysen stark durch die Vernetzung getrieben. Der Einfluss der mittleren Elementgröße auf die Ergebnisse der Auslegungsrechnung ist in diesem Kapitel quantifiziert. Die in dieser Arbeit entwickelte Methode zeichnet sich durch die strukturierte Handhabung der Geometrie aus, die eine flexible Anpassung der Netzfeinheit ermöglicht. Für keine der in Kapitel 2.3 identifizierten Methoden des Standes der Technik ist die Funktion zur automatisierten Netzanpassung veröffentlicht.

5.5. Auslegung Winglet mit Faserverbundmaterial

Ausgehend von dem in Kapitel 5.1 in Aluminiumbauweise ausgelegten Flügel wird in diesem Kapitel das Winglet mit einem anisotropen Faserverbundmaterial dimensioniert. Dieses Kapitel legt dar, wie eine element- und schichtweise Auslegung von Faserverbundmaterial automatisiert, d.h. mit minimalem Implementierungsaufwand durchgeführt, werden kann. Mit dem implementierten, orthotropen Materialsystem wird zunächst eine Parameterstudie über die Laminatausrichtung durchgeführt und anschließend ein Algorithmus implementiert, der die lokale Elementausrichtung auf Basis der lokalen Spannungsgrößen ausrichtet.

Dieses Kapitel basiert auf der Veröffentlichung [Nag08] des Autors dieser Dissertation.

5.5.1. Dimensionierungsregeln Faserverbundmaterial

Die Auslegung des Winglets in Faserverbundbauweise erfolgt mit unidirektionalen Einzelschichten des Kohlefaser-Prepregsystems T300/914C mit einem Faservolumengehalt von 60%. Das Materialsystem wird folgend für alle Komponenten und Bereiche des Winglets eingesetzt, da für dieses Material eine Vielzahl von Kennwerten vorliegen. Die im Anhang verzeichneten angegebenen Materialkennwerte entstammen der WWFE [Sod04], [Wee05].

Für die Dimensionierung des Winglets wird das [50/33/16]-Laminat gewählt. Die 0°-Lage ist in Richtung der Längsachse ausgerichtet. Die lokale Dicke für den Beginn der Auslegung wird mit der zuvor ermittelten Dicken des Winglets in Aluminiumbauweise initiiert. Die Haut auf der Ober- und Unterseite des Winglets wird im Tailoring-Winkel in 10°-Schritten variiert. Die Dimensionierung der einzelnen Schichten erfolgt unter Erhalt der Symmetrie des Laminats. Anstelle der Stringer-äquivalenten Schicht wird im Winglet ein 20 mm dicker Schaumkern entsprechend der etablierten Faserverbundtechnologie modelliert.

Aufgrund der unterschiedlichen Ausrichtungen der Elementkoordinatensysteme der Ober- und Unterschale des Winglets ergeben sich für die Orientierung der Fasern unterschiedliche Drehrichtungen. Die Ausrichtung von 0°-Fasern in der Oberschale erfolgt dabei in Richtung der globalen x-Achse, die in Richtung der Vorderkante zeigt. Die y-Achse zeigt in Richtung der Wingletspitze. Der Tailoring-Winkel Θ wird von der x-Achse positiv in Richtung der y-Achse definiert (siehe Kapitel 4.3.2). Die Koordinatensysteme sind in Abbildung 107 dargestellt.

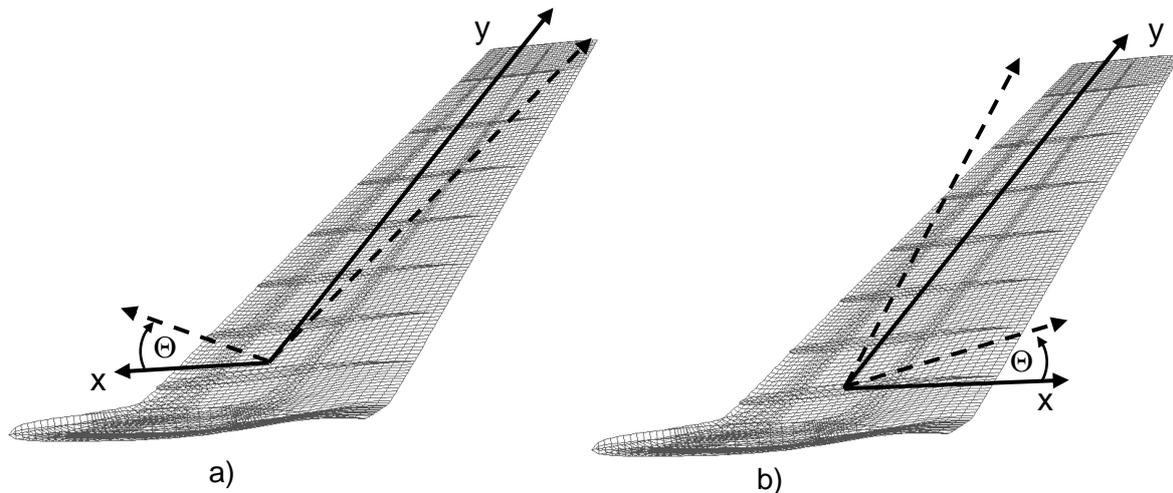


Abbildung 107: Definition des Tailoring-Winkels für a) Oberschale und b) Unterschale

Die Elementkoordinatensysteme auf der Unterseite des Winglets orientieren die x-Achse in Richtung der Hinterkante. Es ist eine entgegengesetzte Drehrichtung der Fasern in den beiden Schalen einzustellen, um einer Biege-Torsions-Kopplung zu initiieren (siehe Kapitel 3.3.2). Zur Ausnutzung aerodynamischer Effekte ist in erster Linie der Anstellwinkel der Profilschneide des Winglets in der x-y-Ebene des globalen Koordinatensystems relevant. Die Biegesteifigkeit anhand der Durchbiegung in y-Richtung betrachtet, wie es Abbildung 108 illustriert. Die Werte des Anstellwinkels berechnen sich aus den x- und y-Koordinaten der Vorder- und Hinterkante. Da sich die Anstellwinkelverteilung des Winglets in Spannweitenrichtung verändert, wird als Referenzschnitt die Rippe Nr. 56 auf etwa 75 % Höhe des Winglets gewählt. Die Durchbiegung wird von der Wingletspitze an in Richtung der Anschlussrippe positiv definiert. Der Referenzpunkt für die Durchbiegung in y-Richtung ist die Vorderkante des Winglets an der Wingletspitze.

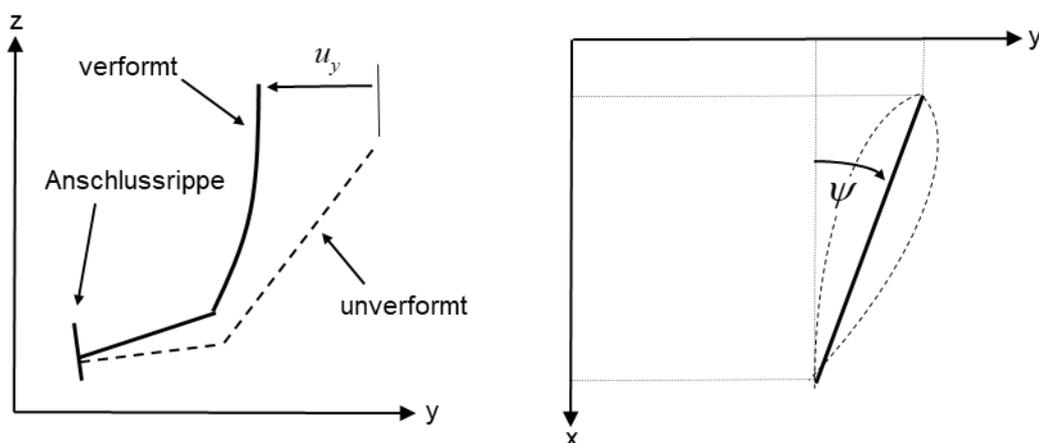


Abbildung 108: Definition der Durchbiegung und des Anstellwinkels der Profilschneide

5.5.2. Parameterstudie über Tailoring-Winkel

Am Winglet wird die Ausrichtung der mittleren Schicht des Laminats in Schritten von 10° von 0° bis 170° verändert und es werden 18 Konfigurationen des Winglets dimensioniert. Diese Studie wird für das Versagenskriterium von Puck durchgeführt und zum Vergleich für das Max-Strain-Kriterium wiederholt. Abbildung 109 und Abbildung 110 zeigen Verdrehung und Masse der dimensionierten Winglets für die variierten Tailoring-Winkel.

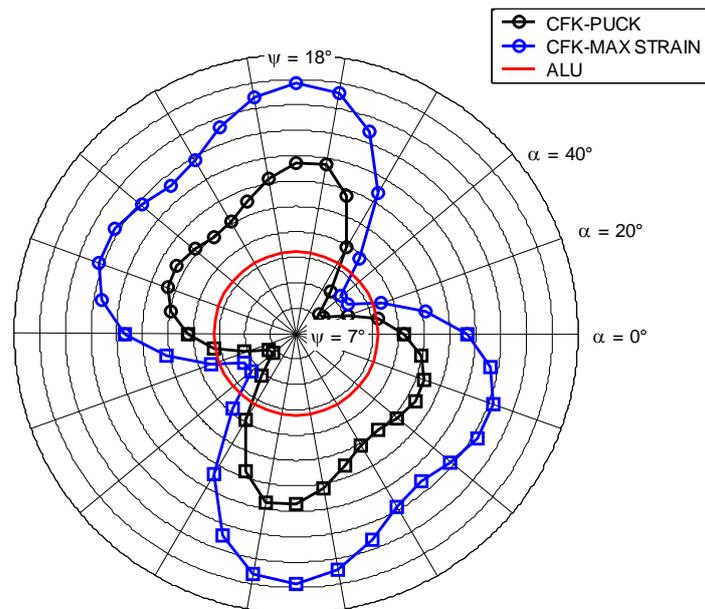


Abbildung 109: Verdrehung Winglet in Abhängigkeit des Tailoring-Winkels

Es zeigt sich, dass unabhängig vom verwendeten Versagenskriterium Winkel gefunden werden, unter denen eine minimale Verdrehung, minimale Masse oder minimale Durchbiegung des gewählten Profilschnitts erreicht wird. Die Orientierungen für die verschiedenen Minima sind unterschiedlich. Eine möglichst geringe Verdrehung bzw. eine möglichst hohe Torsionssteifigkeit stellen sich bei einem Winkel von etwa 30° bis 40° ein. Durch die Ausrichtung der Fasern unter etwa 40° werden die außen liegenden $\pm 45^\circ$ -Gewebeschichten bei der Aufnahme der Schubspannungen unterstützt. Es resultiert so eine höhere Torsionssteifigkeit, wobei sich jedoch auch eine Abnahme der Biegesteifigkeit einstellt. Die minimale Durchbiegung wird bei einem Winkel zwischen 60° und 70° erzielt. Bei einem Winkel von ca. 60° sind die Fasern in etwa entlang des Winglets ausgerichtet und können die Biegespannungen in den Schalen bestmöglich aufnehmen. Die Materialsteifigkeiten im Winglet sind dann auf die Hauptspannungsrichtung ausgerichtet. Bei einem Winkel von 50° , zwischen den Werten für minimale Durchbiegung und minimale Torsion, wird die gewichtsoptimale Konfiguration als Kompromiss zwischen den beschriebenen Effekten gefunden. Es kann sowohl die Biege- als auch die Torsionsbelastung gut aufgenommen werden.

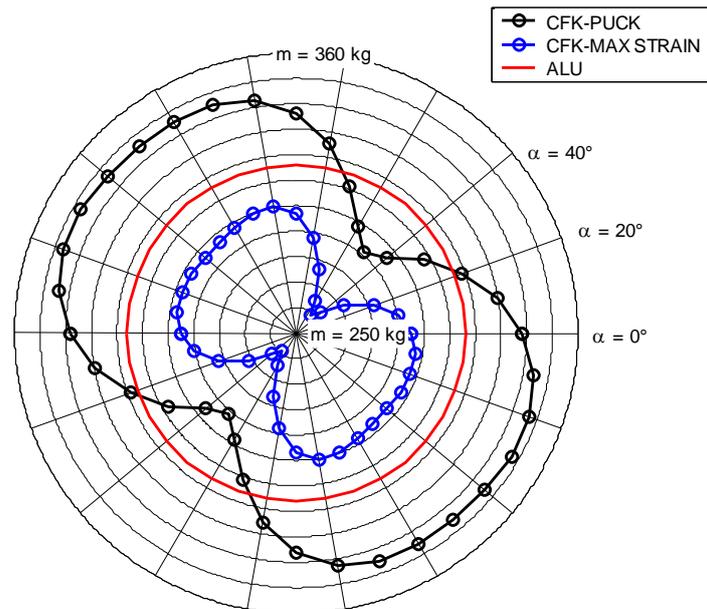


Abbildung 110: Masse in Abhängigkeit des Tailoring-Winkels

Abbildung 110 zeigt, dass bei der Dimensionierung mit dem Maximaldehnungskriterium die berechnete Strukturmassen von 259 kg erheblich geringer ist als die mit dem Kriterium von Puck Berechneten Masse von 291 kg. Die Differenz aufgrund verschiedener Dimensionierungskriterien beträgt 12,4 % der Wingletmasse. Das Maximum der Masse nach dem Kriterium von Puck in Höhe von 347 kg wird etwa senkrecht zur ersten Hauptspannungsrichtung bei einem Winkel von 150° erreicht. Die durch das Maximaldehnungskriterium erreichte maximale Masse von 300 kg liegt bei einer Orientierung von 100°. Biege- und Torsionssteifigkeit weisen analoge Sensitivitäten auf das Dimensionierungskriterium auf. Das mit dem Puck-Kriterium dimensionierte Winglet ist erheblich biege- und torsionssteifer.

Das Maximaldehnungskriterium ist optimistisch hinsichtlich der resultierenden Massen. Die stark vereinfachte Sichtweise der Schädigungsmechanismen in Faserverbundbauteilen führt zur Überschätzung der Materialfestigkeit. Die Verwendung des Kriteriums nach Puck ist deutlich aufwändiger, liefert physikalisch zutreffendere Vorhersagen und ist hinsichtlich der resultierenden Materialdicken und Massen konservativ [Sod04].

In Abbildung 111 werden die Verwindung und die Masse des Winglets auf den jeweils maximal erreichten Wert normiert dargestellt. Es zeigt sich, dass ausgehend von der torsionsweichsten Konfiguration die Verdrehung des Winglets durch geeignete Ausrichtung der Fasern um bis zu 45 % verringert werden kann. Dahingegen konnte die Masse des Winglets nur um etwa 15 % gesenkt werden. Der Tailoringwinkel weist somit einen erheblich größeren Einfluss auf die Steifigkeit als auf die Masse auf. Eine möglichst leichte und dennoch recht steife Konfiguration ist bei einer Faserausrichtung von etwa 50° gegeben.

Auslegung Winglet mit Faserverbundmaterial

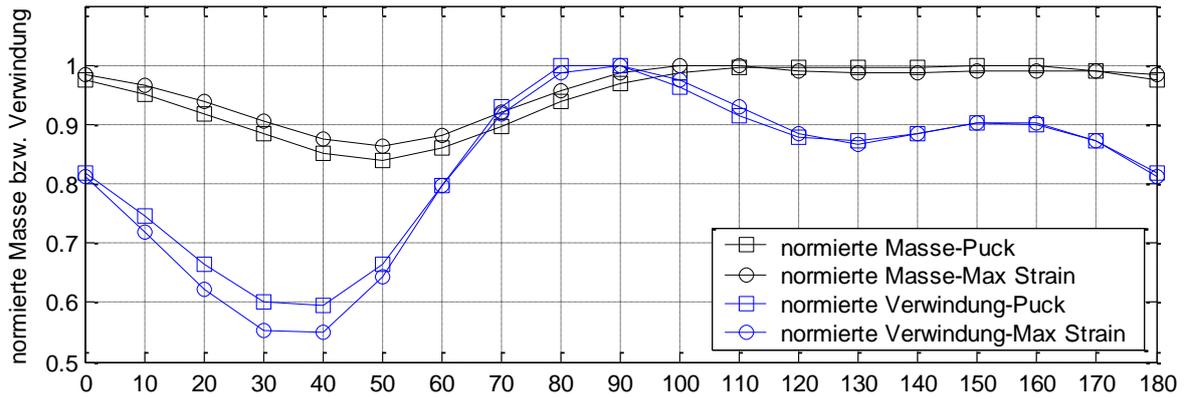


Abbildung 111: Normierte maximale Masse bzw. Verdrehung über dem Winkel Theta

Diese Studie zeigt auf, dass die kontrollierte Vorgabe von Faserverbundmaterial mit Schichtaufbau- und Orientierung in der erstellten Methode möglich ist. Ferner wird nachgewiesen, dass die Dimensionierung für verschiedene Festigkeitskriterien erfolgreich eingebunden ist und plausible Ergebnisse berechnet. Die Durchgängigkeit von Modellierung und Dimensionierung der entwickelten Methode ermöglicht es, Modellaufbau und Dimensionierung von Faserverbundtragflächen vollständig automatisiert durchzuführen. Von den in Kapitel 2.3 als Stand der Technik identifizierten Methoden hat lediglich Rieke [Rie13] analoge Funktionalitäten nachgewiesen, die jedoch auf elementare Strukturkonzepte eingeschränkt sind.

5.5.3. Automatisierte Ausrichtung des Faserverbundmaterials am Winglet

Wie in Kapitel 4.4.4 beschrieben, kann neben der Dimensionierung der Materialstärken auch eine Ausrichtung der Faserorientierungen durchgeführt werden. In Abbildung 112 a) ist die Verteilung der Faserorientierungen in der Unterschale nach einer Optimierung des Faserwinkels in jedem Element dargestellt.

Die Ausrichtung ist ausschließlich für die 0°-Lagen des [50/33/16]-Laminats durchgeführt; d.h. es wurde der Tailoring-Winkel verändert. Ausgangspunkt ist ein dimensionierter Tragflügel mit einer Ausrichtung des Laminats in 20° Richtung. Entsprechend der ersten Hauptspannungsrichtung innerhalb des Flügelkastens werden in großen Bereichen optimale Winkel von 40°–50° berechnet. Dieses Ergebnis korreliert mit den Berechnungen im vorhergehenden Kapitel 5.5.2, in dem die Ausrichtung der gesamten Faserlage in Schritten von 10° einheitlich durchgeführt wird.

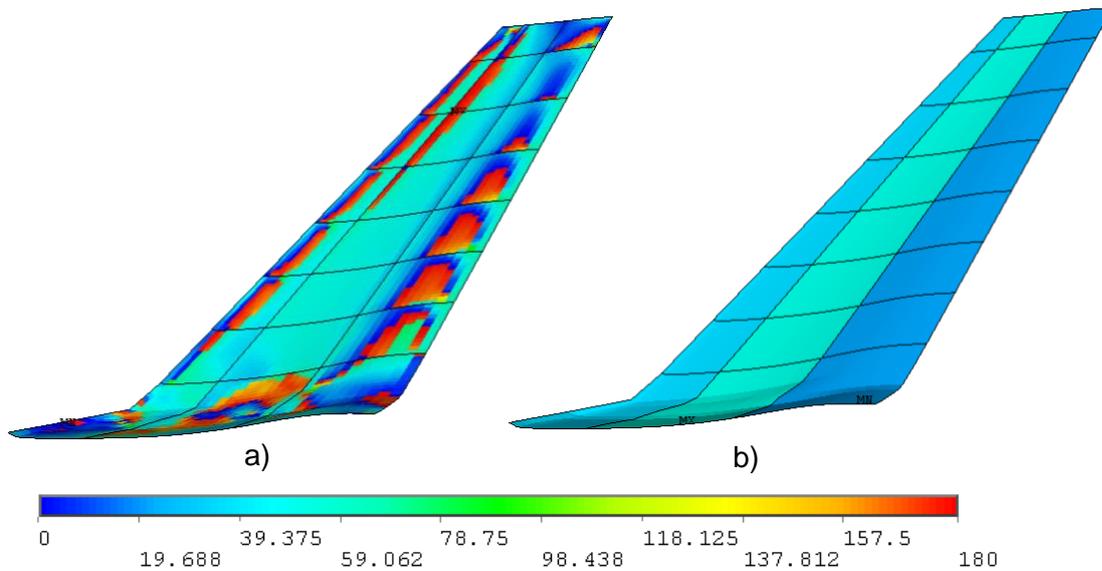


Abbildung 112: Faserorientierung 0°-Lagen (a) ungefiltert, b) gefiltert

Die Belastung wird nahezu vollständig vom Flügelkasten aufgenommen. Deshalb sind die Faserwinkeln außerhalb des Flügelkastens nur gering aus der 0°-Orientierung herausgedreht. An die Optimierung der Faserorientierung wird eine erneute Dimensionierung der Hautdicke angeschlossen. Die lokale Ausrichtung der Fasern auf die Spannungsrichtung in jedem Element der Schalen reduziert die Masse des Winglets auf 289 kg.

Eine Glättung der Orientierungen kann durch Anwendung eines Filters in der Dimensionierung erreicht werden. Hierzu wird von derselben Basis ausgehen eine zweite Auslegungsrechnung durchgeführt, bei der jeweils auf Ober- und Unterseite des Winglets die Vorderkante, der Flügelkasten sowie die Hinterkante als Optimierungsbereiche für einen Filter dienen. Der Filter berechnet dabei den Mittelwert der im jeweiligen Optimierungsbereich berechneten Schichtwinkel. Der gemittelte Winkel wird dann dem gesamten Optimierungsbereich aufgeprägt. Abbildung 112 b) abgebildet die berechneten Orientierungswinkel ab. Obwohl von den optimalen Orientierungen der einzelnen Elemente abgewichen wird, steigt das Gewicht des Winglets bei der Dimensionierung der Hautdicken lediglich um 5 kg auf 294 kg an.

Abbildung 113 zeigt, welcher Typ von Kriterium während des Dimensionierungsprozesses der Einzelemente dimensionierend ist. In der Legende bezeichnet IFF_REL die Zwischenfaserbruchkriterien von Puck, FF_REL sind die Faserbruchkriterien und MAN_REL bezeichnet minimale Hautdicken. Auf der y-Achse ist die Häufigkeit der Gruppen über den Iterationen aufgetragen. Die vorgegebene Dimensionierungsstrategie sieht 10 Iterationen zur Dickenanpassung des vorgegebenen Materials vor. Daran schließen sich 10 Iterationen an, in denen für jedes Element einzeln die Orientierung der 0°-Lage auf die Hauptspannungsrichtung ausgerichtet wird. Zuletzt werden 20 Iterationen durchgeführt, in denen erneut die Hautdicken angepasst werden. Es ist ersichtlich, dass in der Ausgangsorientierung weniger als 15 % der

Elemente durch das Faserbruchkriterium dimensioniert werden, d.h. die Festigkeit der Fasern ausnutzen. In der Dickenanpassung der ersten 10 Iterationen ändert sich dieses Verhältnis kaum. Nach der Orientierung der Fasern steigt der Anteil der durch Faserbruch dimensionierten Elemente sprunghaft von ca. 15 % auf ca. 35 %. Der Anteil der durch Zwischenfaserbruch dimensionierten Elemente springt von ca. 85 % auf ca. 65 % und nimmt in der weiteren Dimensionierung kontinuierlich weiter ab.

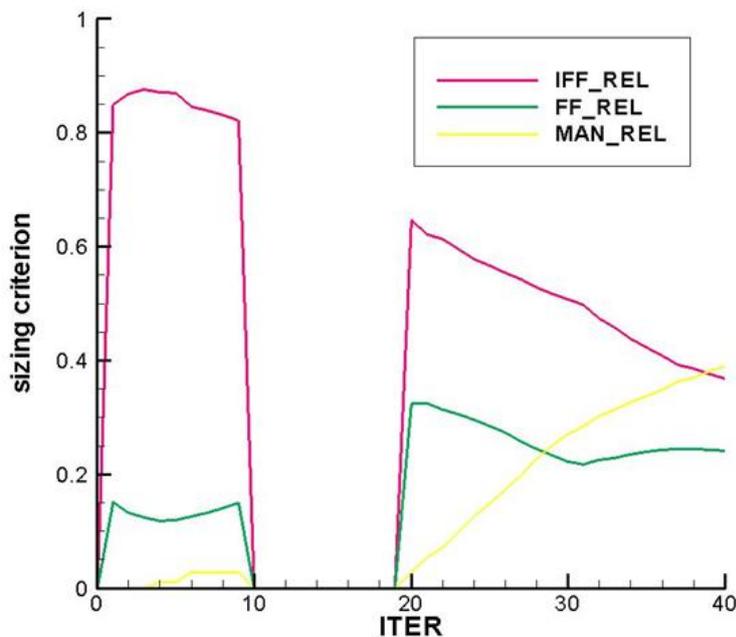


Abbildung 113: Dimensionierendes Kriterium

Es wird aufgezeigt, dass eine schicht- und elementweise Dimensionierung erfolgreich implementiert ist. Der Dimensionierungsalgorithmus zum Ausrichten der primär lasttragenden 0°-Schicht auf die lokale Hauptspannungsrichtung führt zu einer Verringerung des Anteils von Elementen, die durch Zwischenfaserbruch dimensioniert werden, und vergrößert den Anteil an Elementen, in denen Faserbruch dimensioniert wird. Es zeigt sich die angestrebte physikalisch plausible Wirkung. Eine elementweise Auslegung mit Orientierung des Materials in Abhängigkeit von Belastungszuständen im Material ist in keinem der in Kapitel 2.3 benannten Verfahren des Standes der Technik dokumentiert. Es ist somit möglich, schon in der Vorauslegung den Einfluss moderner Fertigungstechniken mit abzubilden, welche das lokale Ausrichten der Faserschichten auf die Spannungsverläufe erlauben.

5.6. Interaktion Aerodynamik und Struktur

Die Anwendung in diesem Kapitel weist die Kompatibilität der in Kapitel 5.4 modellierten und dimensionierten FEM-Modelle zur multidisziplinären Analyse in numerisch schwacher Kopplung mit einem CFD-Verfahren nach. Es wird anhand von Kraftstofflasten gezeigt, dass die Flexibilität für Modifikationen des automatisiert erzeugten Modells gegeben ist. Weiterhin wird die Flexibilität des Modellierungsansatzes belegt durch das effiziente Modellieren einer Hinterkantenklappe für das Winglet und den Nutzen der aeroelastischen Prozesskette zur Berechnung von Luftlasten und des Widerstandseinflusses.

Der Autor dieser Dissertation hat die Studie zur aeroelastischen Analyse in [Nag04] sowie die Studie zur Hinterkantenklappe in [Nag08] veröffentlicht.

5.6.1. Modellierung der Luftkräfte und Kraftstoffmassen

In den bisherigen Anwendungen sind Luftlasten Vorgaben, die anhand der unbelasteten Flügelform berechnet sind. Aufgrund der durch diese Luftlasten berechneten Deformation des dimensionierten Strukturflügels stellt sich eine andere aerodynamisch wirksame Konturfläche ein. Um den sich in der Realität einstellenden statischen Gleichgewichtszustand zwischen Luftkräften und elastischen Deformationen zu berechnen, wird die neue Methode zur strukturellen Modellierung und Dimensionierung an die in Kapitel 3.3.1 vorgestellte aeroelastische Prozesskette angebunden.

Die Schnittstelle zur aeroelastischen Prozesskette wird durch so genannte AMIF-Dateien gebildet. Diese sind APDL ähnliche Textdateien, die alle Informationen zur Übertragung der aerodynamischen Druckverteilung und der strukturell berechneten Verteilung von Verschiebungen beinhalten. Für jede der beiden Disziplinen sind zwei AMIF-Dateien zu erstellen. Eine Datei enthält die Topologie des Oberflächennetzes im Ausgangszustand und eine weitere die Rechenergebnisse der Kopplungsfläche in der aktuellen Iteration. Die Interpolationsroutine berechnet zu Beginn der Prozesskette die Korrelationen zwischen den beiden Oberflächennetzen und nutzt diese dann in jeder Iteration der Prozesskette zur Interpolation der jeweiligen Ergebnisgrößen auf das andere Oberflächennetz.

Es ist somit eine Erweiterung der in dieser Arbeit entwickelten Methode notwendig, um AMIF-Dateien zu erzeugen und zu integrieren. Mit dem strukturierten Nummerierungssystem wird eine benannte Komponente aus der oberen und unteren Haut sowie der Abschlussrippe, so vorhanden, gebildet. Diese wird zur Selektion der Oberflächenknoten und -elemente verwendet, deren Koordinaten und Konnektivität als Textdatei entsprechend der AMIF-Konvention exportiert werden. Ein analoges Vorgehen ist am Ende des strukturellen Dimensionierungsprozesses integriert, um die Verschiebungen der neu dimensionierten Struktur zur erneuten Lastberechnung zu übergeben. Zur Integration von Luftlasten im AMIF-Format ist die Lastendatei einzulesen. Sie enthält zeilenweise ein Schlüsselwort, ob eine Kraftkomponente oder ein Druck definiert ist, die Knotennummer des Strukturmodells sowie

den zu übergebenden Zahlenwert. Das Einlesen des APDL ähnlichen AMIF-Formates kann für jeden Lastfall genutzt werden.

5.6.2. Berechnung des Einflusses des Kraftstoffgewichtes

Um die praktisch nutzbare Anschlussfähigkeit der entwickelten Methode an hochgenauen CFD-Berechnungen zu überprüfen, wird eine Analyse des Einflusses verschiedener Flugzustände im Reiseflug auf den in Kapitel 5.4 ausgelegten Flügel durchgeführt. Dafür werden die drei spannweiten Tanks der Konfiguration modelliert und mit Hilfe der aeroelastischen Prozesskette analysiert. Um den Einfluss der Verwendung der hochwertigen CFD-Verfahren, d.h. den explizit berechneten Einfluss der transonischen Effekte, zu bewerten, wird neben dem Füllstand der Tanks auch die Flugmachzahl variiert.

Die Tanks werden von innen nach außen entleert, um mit dem Kraftstoff immer eine möglichst große Entlastung des durch die Auftriebskräfte gegebenen Biegemomentes zu erzeugen. Weiterhin wird in dieser Studie von einer konstanten Flughöhe ausgegangen, so dass der in der CFD-Rechnung vorgegebene Auftriebsbeiwert in jedem der zwölf Lastfälle variiert. Durch diese Annahme sollen Änderungen der transonischen Phänomene besonders deutlich ersichtlich werden. Es ist anzumerken, dass im realen Betrieb von Flugzeugen angestrebt wird, immer im Bereich des für die Konfiguration optimalen Auftriebsbeiwertes zu fliegen. Bei Abnahme der Masse oder Erhöhung der Geschwindigkeit würde auf eine größere Reiseflughöhe gestiegen, wenn die Randbedingungen der Konfiguration und des Betriebs dieses erlauben. Die folgende Tabelle zeigt die betrachteten Flugzustände.

		1	2	3	4
Tank	innen	voll	leer	leer	leer
	Mitte	voll	voll	leer	leer
	außen	voll	voll	voll	leer
Masse	10 ³ kg	415,0	353,8	309,0	280,4
c _L	Ma .83	0,52	0,45	0,39	0,35
	Ma .85	0,50	0,43	0,37	0,34
	Ma .87	0,48	0,41	0,36	0,32

Abbildung 114 zeigt die mit der aeroelastischen Prozesskette berechneten Durchbiegungen und Verwindungen an der Flügelspitze. Mit Entnahme des Kraftstoffes sinkt zunächst die Biegung des Flügels aufgrund der abnehmenden Auftriebskräfte. Beim Entleeren des äußersten Tankes überwiegt der große Hebelarm dieser Kraftstoffmasse, so dass trotz Abnahme der Auftriebskraft die Biegung wieder zunimmt. Es ist ein deutlicher Einfluss der

Flugmachzahl sichtbar. Die Verwindung zeigt eine ähnliche Abhängigkeit von den Lastfällen wie die Biegung.

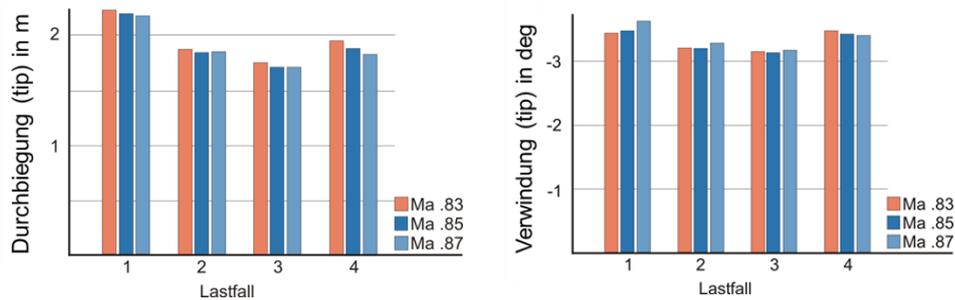


Abbildung 114: Biegungen und Verwindungen im aeroelastischen Gleichgewicht

In Kapitel 3.3 ist die geometrische Biege-Torsions-Kopplung theoretisch beschrieben. In Abbildung 115 ist für die berechneten 12 Lastfälle die Verwindung über der Biegung aufgetragen. Den theoretischen Grundlagen entsprechend lässt sich ein Trend zu einer stärker negativen Verwindung bei zunehmender Biegung erkennen. Die Punkte zeigen jedoch eine große Abweichung von der Regressionslinie auf, woraus ersichtlich wird, dass noch andere Einflüsse als nur die geometrischen Zusammenhänge wirksam sind.

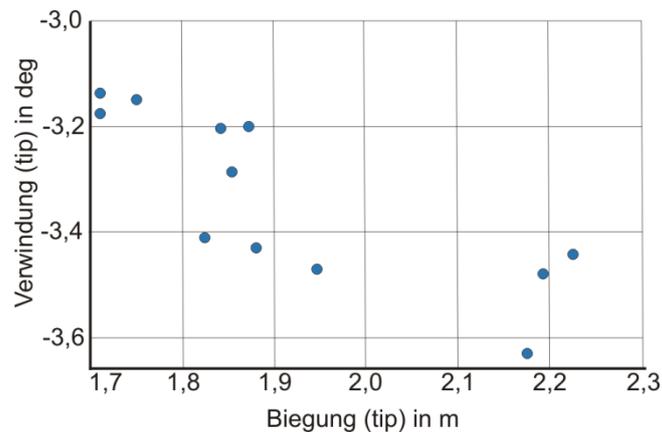


Abbildung 115: Aeroelastische Verwindung und Biegung

Im Auftrag des Verhältnisses Verwindung zu Biegung für die Lastfälle in Abbildung 116 ist erkennbar, dass das Verhältnis Verwindung zu Biegung zunimmt, je weiter außen bzw. hinten die Kraftstoffmasse entnommen wird. Weiterhin zeigt sich, dass die Verwindung mit steigender Fluggeschwindigkeit zunimmt.

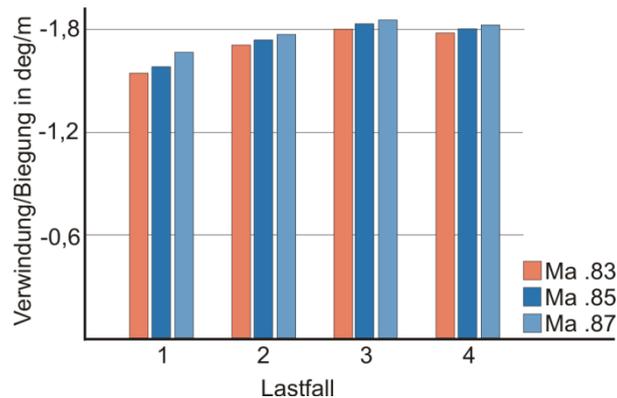


Abbildung 116: Verhältnis Verwindung zu Biegung für die Lastfälle

Die Ursache für den Einfluss der Flugmachzahl wird in Abbildung 117 mit der Darstellung der Druckverteilungen am Referenzschnitt des Flügels ersichtlich. Mit steigender Flugmachzahl wandert der Stoß am Ende des Überschallgebietes auf der Oberseite des Flügels weiter in Richtung Hinterkante und wird stärker in seiner Ausprägung.

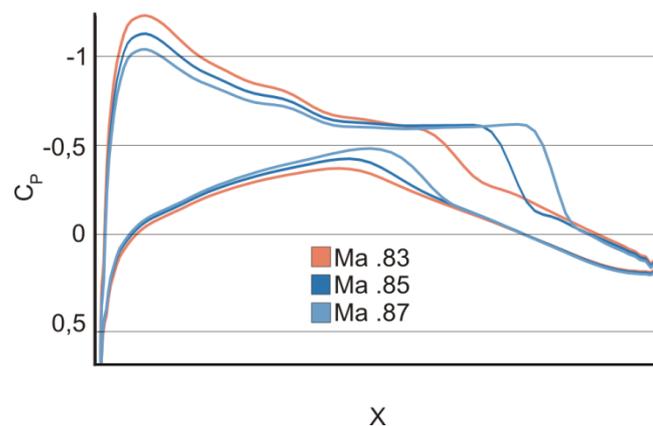


Abbildung 117: Druckverteilungen im Referenzschnitt

Mit der Verschiebung des Stoßes ergibt sich ein Nachhintenverlagern des Auftriebsschwerpunktes am Profil und somit eine Vergrößerung des Torsionsmomentes. Es ist bemerkenswert, dass relativ kleine Änderungen der Fluggeschwindigkeit bereits eine deutliche Änderung der Gleichgewichtslage verursachen.

Die Bedeutung dieser Phänomene für die strukturelle Auslegung wird in Abbildung 118 ersichtlich. Es ist für die Flugmachzahl Ma .85 dargestellt, um wie viel Grad sich die Hauptspannungsrichtung der einzelnen Hautelemente der Lastfälle 2–4 verändert in Relation zum Lastfall 1. Es sind Werte von bis zu 5° ermittelt, wobei sich deutlich der lokale Einfluss der Rippen und des auslaufenden Mittelholms zeigt. Wie in Kapitel 3.3.2 dargestellt, kann eine Abweichung von 5° in der Spannungsrichtung die Festigkeit üblicher Lamine um 20 % verringern.

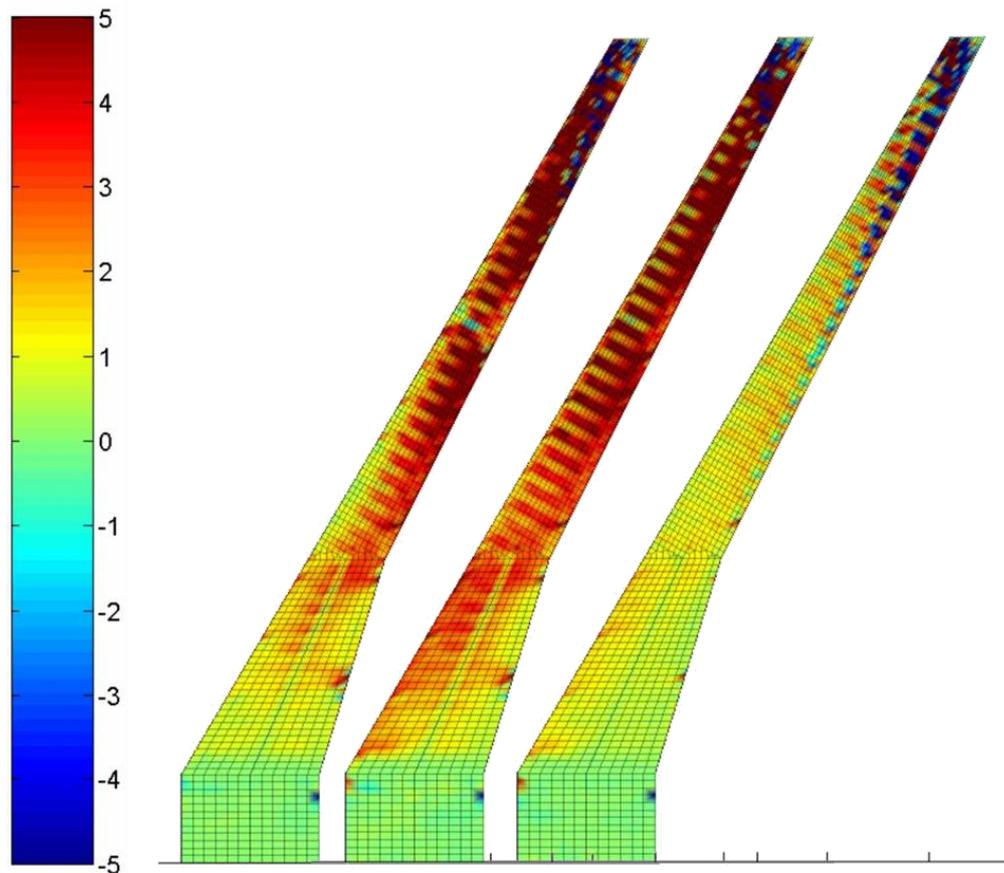


Abbildung 118: Änderung der Hauptspannungsrichtung bei Kraftstoffentnahme

Diese Anwendungsstudie weist nach, dass die entwickelte Methode kompatibel ist für die gemeinsame Nutzung mit hochwertigen CFD-Verfahren. Die durch diese Verfahren ermöglichte Abbildung transonischer Phänomene hat einen signifikanten Einfluss auf die globalen Deformationen des Flügels. Weiterhin wird aufgezeigt, dass sich bereits in der gekoppelten Belastungsanalyse von Flugzuständen der Reiseflugphase Änderungen der lokalen Spannungsrichtung von bis zu 5° einstellen. Bei Flugzeuglaminaten kann eine solche Änderung eine Verringerung der Materialausnutzung von 20 % betragen und ist somit signifikant für die Flügelauslegung. Es wird damit belegt, dass genaue Kenntnis sowohl der äußeren Lasten als auch der lokalen Belastungen des Materials für die Auslegung von Tragflügeln mit Faserverbundmaterialien notwendig ist. Die hier entwickelte Methode ermöglicht erstmalig, ein dreidimensionales Geometriemodell direkt aus dem CFD-Oberflächennetz abzuleiten. Aufgrund des strukturierten Modellaufbaus ist eine adaptierbare Vernetzung möglich, die an die abzubildenden lokalen Verzerrungen in der Haut angepasst werden kann.

5.6.3. Modellierung Winglet mit Hinterkantenklappe

Neben der Primärstruktur kommt den Steuerflächen eine zunehmende Bedeutung im Vorentwurf zu. Dementsprechend wird in wissenschaftlichen Arbeiten die diesbezügliche Erweiterung von Methoden zur Vorauslegung von Strukturen diskutiert wie in [Hür11] und [Roc11]. Alle diese Ansätze basieren auf zentralen Modellierungsansätzen. Dieses Kapitel zeigt auf, dass die hier entwickelte Methode analog zu den Methoden im Stand der Technik erweitert werden kann, um Steuerflächen im Rahmen der Flügel-Vorauslegung abzubilden. Dabei wird die Anbindung an die hochwertigen CFD-Verfahren verwendet, so dass die Auslenkungen der im Strukturmodell hinzugefügten Klappen durch die aeroelastische Prozesskette berechenbar werden. Die detaillierte Modellierung einzelner Hochauftriebsklappen wird in Kapitel 5.3.4 diskutiert.

Die Auslegung von Winglets muss zwei mitunter widersprüchliche Ziele miteinander in Einklang bringen. Zum einen soll ein geringer Widerstand im Reiseflug, d. h. eine nahezu elliptische Auftriebsverteilung, ermöglicht werden. Zum anderen soll das Winglet zu einer möglichst geringen Strukturbelastung im 2,5-g-Lastfall beitragen, d. h. die Auftriebskräfte nach innen am Flügel verlagern. Die Auslegung zielt in der Regel auf den wirtschaftlichsten Kompromiss der beiden Ziele hin. Die Integration einer aktiven Steuerfläche könnte in Kombination mit einem geeigneten Böensensor perspektivisch dazu beitragen, im Reiseflug einen geringeren Widerstand und in den strukturell dimensionierenden Lastfällen geringere Strukturlasten bzw. infolge eine leichtere Struktur zu erzielen. Die Fähigkeit zur Lastkontrolle ist insbesondere bei der Entwicklung von Retrofit Winglets relevant, die in einen bestehenden Flügel integriert werden, dessen Lasten trotz Hinzufügen eines Winglets nicht vergrößert werden dürfen.

Für das in Kapitel 5.4 konventionell entworfene Winglet des F11-Flügels wird untersucht, wie groß das Potenzial einer Hinterkantenklappe zur Widerstandsreduzierung im Reiseflug ist. Dafür wird die entwickelte Methode erweitert, um bestehende Flügel um Wölbklappen zur ergänzen.

Das wird zunächst durch Abtrennen des zu bewegenden Segmentes aus dem Flügelmodell in der Eingabedatei realisiert, indem den verbindenden Hautelementen zwischen Flügel und Klappe idealelastisches Hautmaterial zugewiesen wird. Den Verbindungsflächen von Holmen und Rippen wird eine Dicke von -1 zugewiesen, wodurch diese Bereiche auf den Status „virtuell“ gesetzt und nicht mitmodelliert werden. Abbildung 119 zeigt das Winglet mit der abgetrennten Hinterkantenklappe und angepassten Rippen zur Lastaufnahme der Gelenke.

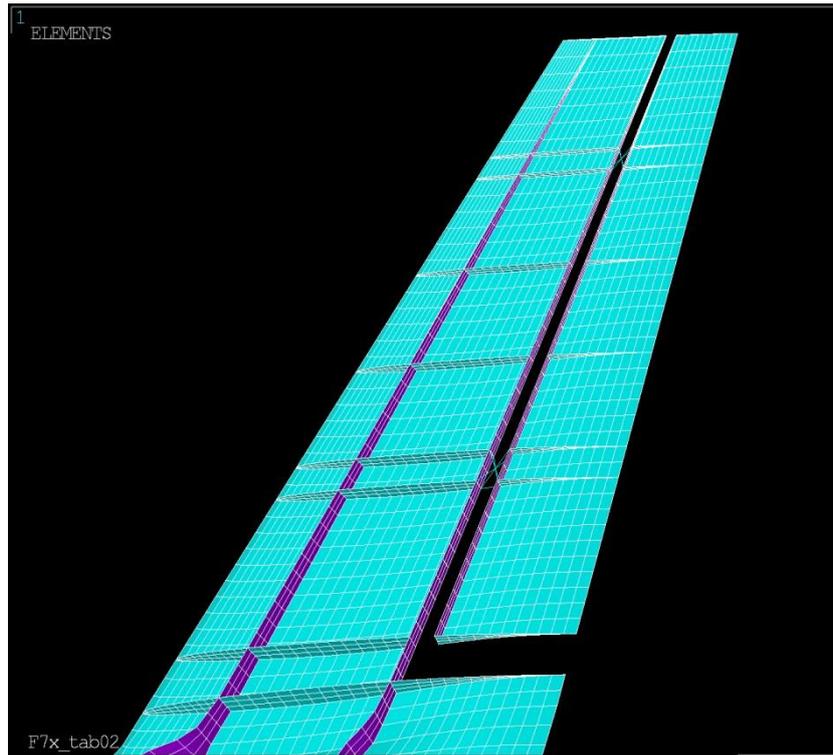


Abbildung 119: Winglet mit Hinterkantenklappe

Die Gelenke zwischen Flügelkasten und Klappe sind als Stabwerk modelliert, wobei die acht Anschlusspunkte an Schnittstellen zwischen Holmen und Rippen liegen und somit durch geometrische Schlüsselpunkte gegeben sind. Ein weiterer Knoten ist notwendig, der im Schwerpunkt der strukturellen Anschlusspunkte angeordnet wird. In Abbildung 120 ist das Gelenk im Detail dargestellt mit einem in rot gezeichneten weiteren Stab, der den Aktuator der Steuerfläche modelliert. Die Auslenkung des Aktuators kann durch thermische Dehnung simuliert werden, wenn thermische Dehnung ansonsten nicht berücksichtigt wird, oder durch Verwendung eines Multiphysics-Stabelementes, das z. B. piezoelektrische Eigenschaften aufweist. Es ist eine Erweiterung der Methode implementiert, die für vorgegebene Anschlusspunkte dem eingeführten Bezeichnungssystem gemäß algorithmisch das Gelenk modelliert. Es können beliebig viele Gelenke jeweils mit optionalem Aktuator generiert werden.

Abbildung 121 zeigt das Flügelmodell mit nach innen ausgeschlagener Hinterkantenklappe. Der Spalt zwischen Flügelkasten und Klappe ist mit Elementen vernetzt, denen ideal-elastische Materialeigenschaften zugewiesen sind. Die FEM-Modellierung beeinflusst den Ausschlag der Klappe nicht, ermöglicht jedoch eine durchgehende Oberfläche und somit den durchgehenden Übertrag aerodynamischer Drücke sowie der Strukturdeformationen in der aeroelastischen Prozesskette. Kleine Ausschläge des Winglets lassen sich mit linear-elastischen FEM-Analysen gut annähern. Für große Ausschläge ist eine nichtlineare Lösung des Gleichungssystems erforderlich, die mit demselben Modell durch Wahl der entsprechenden Option im Solution Processor möglich ist.

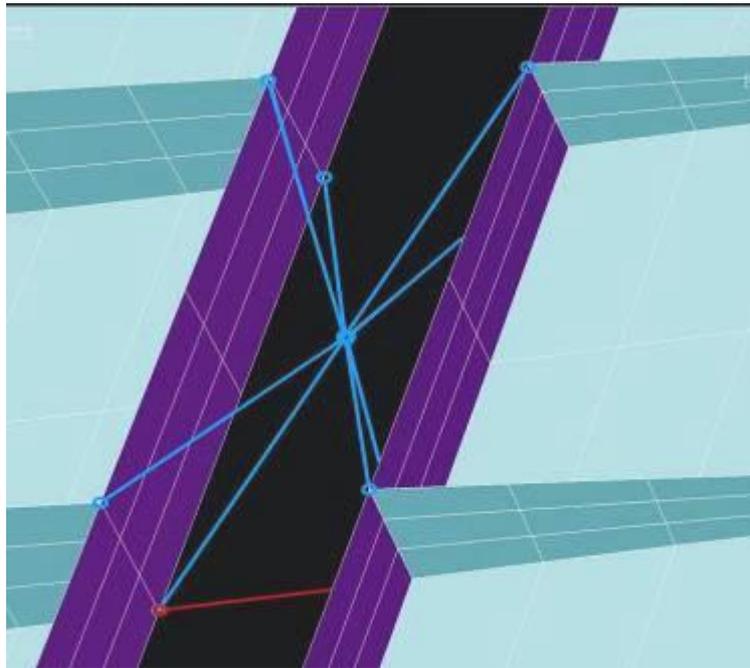


Abbildung 120: Modellierungsdetail Gelenk und Aktuator

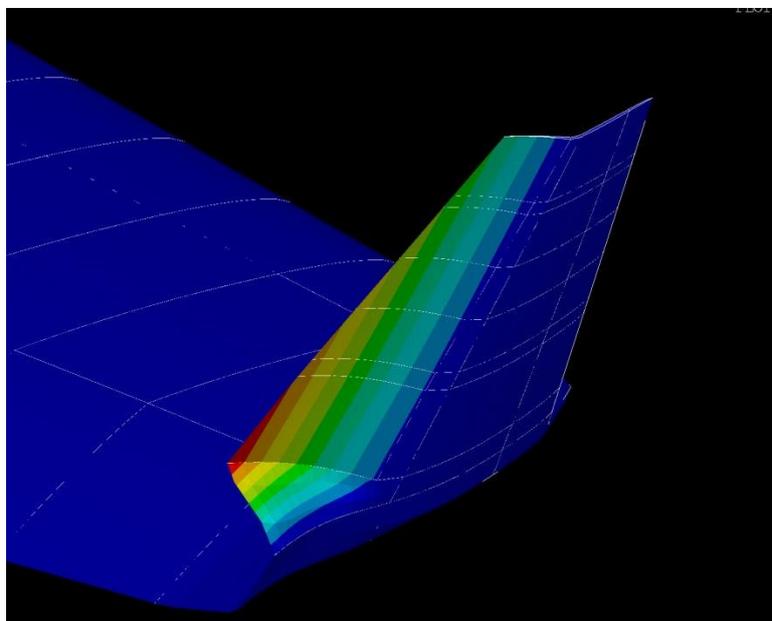


Abbildung 121: Winglet mit ausgeschlagener Hinterkantenklappe

5.6.4. Aeroelastische Analyse Winglet mit Tab

Abbildung 122 zeigt die in der aeroelastischen Prozesskette berechneten Druckverteilungen bei um 5° nach innen (li.) und 5° nach außen (re.) ausgeschlagener Klappe.

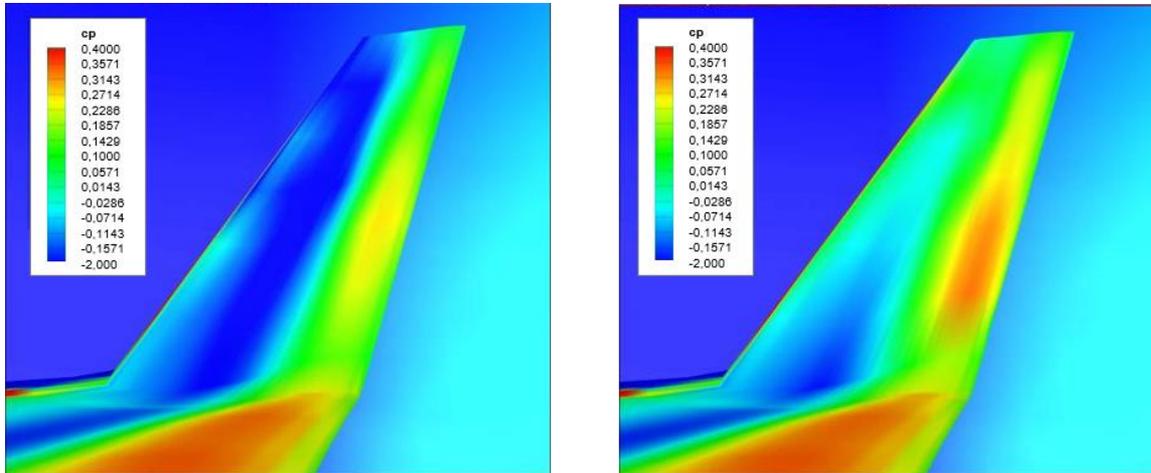


Abbildung 122: Druckverteilung Ausschlag nach innen (li.) und außen (re.)

Der Einfluss des Klappenausschlages auf die lokale Druckverteilung ist deutlich sichtbar. Es wird die aeroelastische Prozesskette verwendet, um den Einfluss des Klappenausschlages auf den Widerstand zu bewerten. Ausgehend von der Klappe in der Ausgangsstellung wird zunächst eine aerodynamische Analyse mit 400 Iterationen durchgeführt. Anschließend wird eine FEM-Deformationsanalyse durchgeführt, wobei keine Luftkräfte aufgeprägt werden, sondern lediglich die Auslenkung des Aktuators vorgegeben wird. Im Ergebnis dieser Analyse resultiert die Form des Basisflügels mit um $0,2^\circ$ ausgeschlagenen Winglet. Diese Flügelform wird mit Hilfe des Interpolationsmoduls an die CFD-Netzdeformation übergeben und das neue CFD-Netz berechnet. Der Prozess wird iterativ wiederholt, wobei der Klappenausschlag in jeder Iteration um $0,2^\circ$ vergrößert wird.

In Abbildung 123 ist der Konvergenzverlauf des Widerstandes bei konstant vorgegebenem Auftriebsbeiwert dargestellt. Es ist ersichtlich, dass der Gesamtwiderstand durch den Klappenausschlag von ca. $2,8^\circ$ nach unten um ca. 1 % gesenkt werden kann. Der Ausschlag nach unten verteilt jedoch den Auftrieb weiter nach außen am Flügel und führt somit zu einer größeren strukturellen Belastung als in der Neutralstellung des Tabs. Eine solche Lösung führt entweder zu einem schwereren Flügel oder erfordert eine Regelung, welche die Klappe bei hohen Lasten in die Neutralposition oder sogar nach innen ausschlägt. Sensorische und regelungstechnische Lösungen für dieses Problem sind Gegenstand heutiger Forschung.

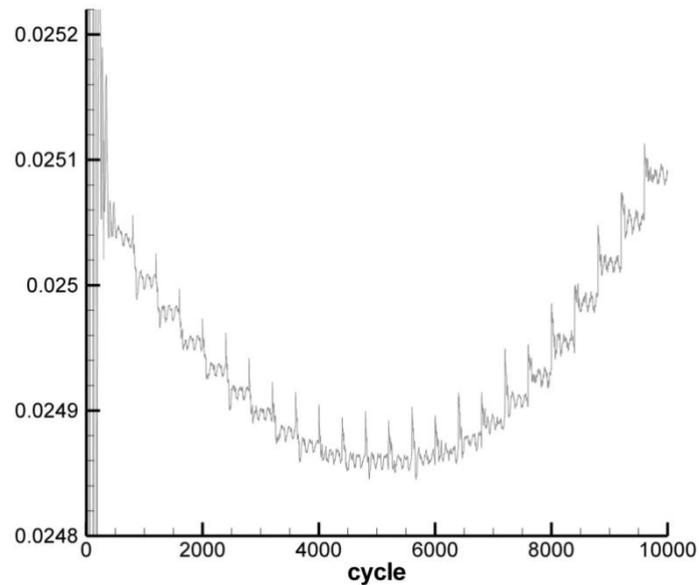


Abbildung 123: Widerstandsbeiwert über Iteration bei Klappenausschlag

Diese Studie zeigt die Flexibilität der entwickelten Methode, strukturelle Erweiterungen wie Steuerflächen sehr schnell zu ergänzen. Weiterhin wird die Robustheit der Kopplung mit der aeroelastischen Prozesskette aufgezeigt, die eine Bewertung weitreichender struktureller Veränderungen ermöglicht.

Die Analyse des Einflusses der Hinterkantenklappe auf den Gesamtwiderstand belegt die große Sensitivität der Strömung auf die exakte Flügelform. In den Auslegungsstudien des Winglets mit verschieden orientiertem Faserverbundmaterial in Kapitel 5.5.2 ist aufgezeigt, dass bei einem Aluminium-Winglet mit einer Verwindung von ca. 10° durch die Wahl des Tailoring-Winkels eines in CFK ausgeführten Winglets die Verwindung zwischen 8° und 14° eingestellt und damit ein noch größerer Effekt als der betrachtete Klappenausschlag erreicht werden kann.

5.7. Rechenzeiten

Die in Kapitel 2.3 angeführten Arbeiten zu vergleichbaren Methoden weisen zumeist keine Rechenzeiten aus. Einzig Hürlimann [Hür10] macht diesbezüglich Aussagen, die einen Vergleich mit der hier entwickelten Methode erlauben.

Da die Methoden auf verschiedener Hardware ausgeführt wurden, ist kein exakter Vergleich möglich, sondern lediglich eine Einschätzung. Hürlimann hat in seiner Arbeit eine Workstation mit einem AMD Opteron 280 Prozessor mit 2,4 GHz Taktfrequenz verwendet. Die Rechenzeiten in der hier vorliegenden Arbeit sind mit einem Laptop mit Intel Core i7-6600U Prozessor mit 2,6 GHz Taktfrequenz ermittelt worden. Da die relevanten Anwendungen nicht die Multi-Core-Fähigkeiten der Prozessoren nutzen, ist ein grober Vergleich der Rechenzeiten zulässig. Dabei ist zu berücksichtigen, dass der in dieser Arbeit verwendete Prozessor eine um 0,2 GHz höhere Taktfrequenz ausweist und die Ausführung somit ca. 8,3 % schneller erfolgen sollte als mit dem von Hürlimann verwendeten Rechner.

Weiterhin ist die Ausführungsgeschwindigkeit von der Anzahl der Elemente im Modell abhängig. Verglichen wird die Studie aus Kapitel 5.4, die eine zu Hürlimanns vergleichbare Flügelkonfiguration mit übereinstimmenden Ergebnissen behandelt. Das FEM-Modell wird von Hürlimann mit einer Größe von „ca. 10.000 Elementen“ angegeben. Das hier verwendete Modell umfasst 16.724 Elemente. Um diesen Unterschied zu berücksichtigen, wird der Zeitaufwand zum Lösen einer linear-elastischen FEM-Analyse zum Normieren aller Rechenzeiten für den gesamten Auslegungsprozess verwendet. Folgende Rechenzeiten sind ermittelt worden:

	Hürlimann		Nagel	
	Zeit [s]	Aufwand normiert [1]	Zeit [s]	Aufwand normiert [1]
Geometriemodellierung	1794	22,7	43	0,9
FEM-Modellaufbau	1340	17,0	53	1,1
Dimensionierung pro Iteration	132	1,7	51	1,0
FEM-Analyse pro Lastfall	79	1	49	1

Es zeigt sich, dass der neuere i7 Prozessor einen etwas größeren Geschwindigkeitsvorteil beim Lösen von FEM-Aufgaben aufweist, als allein die etwas höhere Taktfrequenz vermuten lässt. Die Ursache kann in schnellerer Speichertechnik, insbesondere in der Halbleiterfestplatte (Solid State Disk, SSD), vermutet werden.

Die Dimensionierungsrechnung für ähnlich viele Elemente und Lastfälle ist in der hier vorliegenden Methode normiert ca. 40 % schneller als die Methode von Hürlimann. Eine Besonderheit der neu entwickelten Methode liegt in der Implementierung in das FEM-Programm und der Ausnutzung dessen effizienter Methoden zum Ausführen von Vektoroperationen. Für die Bewertung, wie das Verhältnis des Aufwands für die Dimensionierung mit steigender Anzahl an Elementen und Lastfällen skaliert, liegen keine Vergleichsdaten vor. In der Arbeit von Hürlimann ist nicht erwähnt, dass die Fähigkeit zum Anpassen der Elementgröße gegeben ist.

Ein signifikanter Unterschied zeigt sich in den Rechenaufwänden für die Geometrieberechnung und die Generierung des FEM-Modells. **Die in dieser Arbeit entwickelte Methode ist bezüglich der normierten Rechenaufwände für die Modellgenerierung insgesamt um den Faktor 20 schneller als die CAD basierte Methode von Hürlimann. Der allgemein große Rechenaufwand bei CAD basierten Methoden ist in Kapitel 2.3.4 beschrieben und in diesem direkten Vergleich bestätigt.** Leider sind in anderen vergleichbaren Arbeiten keine Rechenzeiten angegeben.

Die Einschätzung des absoluten Aufwandes der entwickelten Methode für die Modellerstellung anhand von CFD-Oberflächennetzen kann durch den relativen Anteil in einer MDO-Rechnung erfolgen. Bei der Auslegung des in diesem Kapitel modellierten Flügels mit 8 Lastfällen und 10 Iterationsrechnungen ist ein Aufwand von 3920 s für 80 FEM-Analysen erforderlich, von 510 s für 10 Dimensionierungsrechnungen sowie 43 s für die Geometriemodellierung und 53 s für den FEM-Modellaufbau. **Vom Gesamtaufwand in Höhe von 4526 s entfallen lediglich 96 s bzw. vernachlässigbare 2 % der Gesamtrechenzeit auf die Modellierung. Der absolute Zeitaufwand für eine vollständige Auslegungsrechnung in Höhe von 1 Stunde und 15 Minuten ist der Vorauslegungsphase angemessen.**

Wie in Kapitel 5.2.3 beschrieben wird, kann durch die neue Funktionalität zum Übertragen von Ergebnissen auf andere Auslegungsrechnungen in einer DoE-Auslegung eine Beschleunigung der einzelnen Auslegungsrechnungen um bis zu ca. 33 % erreicht werden. Die o.g. Rechenzeit wird dann auf 50 Minuten reduziert. Im Vergleich zu der Methode von Hürlimann steigt in dem Fall der Geschwindigkeitsvorteil der hier entwickelten Methode von 40 % auf 60 %.

Rechenzeiten von ca. einer Stunde für die Dimensionierung von relativ detaillierten FEM-Modellen mit vielen Lastfällen und Versagenskriterien sind für die interaktive Bewertung eines Designs als schnell anzusehen. Soll im Konzept- oder Vorentwurf zunächst ein größerer Entwurfsraum erforscht werden, kann die Abbildungsgenauigkeit der Modellierung durch Verringerung der Elementanzahl verringert werden. Kapitel 5.1, 5.2 und 5.4.4 belegen die Anwendungsbreite der entwickelten Methode und geben die Sensitivitäten der Rechenzeiten, aber auch der Analyseergebnisse an. In grober Elementierung ist eine Beschleunigung der o.

g. Rechenzeiten in einer Größenordnung des Faktors 10 anzunehmen. Werden nur drei dominante Lastfälle und lediglich das Festigkeitsversagen betrachtet, ist, wie in Kapitel 5.2 aufgezeigt, eine Rechenzeit von unter einer Minute pro Entwurfspunkt und somit eine Beschleunigung um den Faktor 60 möglich.

Die Funktionalität, berechnete Materialeigenschaften eines Optimierungsbereichs auf alle Elemente desselben Bereichs eines neuen Modells zu übertragen, ermöglicht auch das Übertragen von Ergebnissen grob elementierter Modellen auf fein elementierte Modelle. Es lassen sich somit auch mehrstufige Auslegungsstrategien implementieren.

6. Zusammenfassung und Schlussfolgerung

6.1. Zusammenfassung

Um die vielfältigen ökologischen und ökonomischen Anforderungen zukünftiger Transportflugzeuge in Einklang zu bringen, findet die Flugzeugentwicklung zunehmend im Verbund spezialisierter Partner statt. Insbesondere, wenn Technologien wie Faserverbundmaterial mit starken interdisziplinären Wechselwirkungen verwendet werden, ist schon früh im Entwicklungsprozess eine enge Zusammenarbeit zwischen den Entwicklungspartnern notwendig. Im Stand der Technik werden ausnahmslos zentrale Modellierungsansätze verfolgt, um interdisziplinäre Auslegungsprozesse zu ermöglichen.

Zentrale Modellierungsansätze erfordern es, das kritische Wissen zum Aufbau aller Modelle in einem gemeinsamen Modellierungsansatz zu vereinen. Genau dieses fachspezifische Wissen bzw. der Wissensvorsprung gegenüber den Wettbewerbern ist jedoch die elementare Geschäftsgrundlage von Hochtechnologiefirmen. Der Ansatz der zentralen Modellierung steht somit fundamental im Widerspruch zu den Interessen der Partner im Entwicklungsverbund.

Diese Arbeit untersucht einen grundlegend vom Stand der Technik abweichenden Ansatz zur strukturellen Vorauslegung von Tragflächen. Anstatt sich auf einen zentralen Modellansatz abzustützen, wird lediglich das CFD-Oberflächennetz als Referenz für die strukturelle Modellierung und Dimensionierung verwendet. Das CFD-Oberflächennetz als Liste mit Koordinaten der Konturknoten des Flügels enthält keinerlei Wissen darüber, wie die Geometrie erzeugt oder parametrisiert wird. Diese Schnittstelle erlaubt auch eine direkte Anbindung des strukturellen Vorentwurfes und die aerodynamische Freiformoptimierung, die im Ergebnis keine Geometrien, sondern nur die Koordinaten der Knoten des CFD-Netzes liefert.

Die Hypothese dieser Arbeit folglich darin, dass eine Methode für die strukturelle Vorauslegung von Tragflächen mit dem Stand der Technik entsprechenden Funktionalitäten möglich ist, wenn als Konturreferenz erstmalig nur ein CFD-Oberflächennetz verwendet wird.

Die Literaturrecherche zeigt das allgemeine Bestreben auf, genaue Auslegungsmethoden für Technologien wie Faserverbundmaterialien, die heute in der Detailentwurfsphase angewendet werden, schon im Vorentwurf verfügbar zu machen. Dafür werden MDO- Methoden entwickelt, in denen die Struktur im Stand der Technik mit FE-Methoden und Schalenelementen abgebildet werden. Während die linearen FE-Methoden grundsätzlich dem Stand der Technik zuzurechnen sind, ist die Implementierung der FEM mit Schalenelementen im Vorentwurf immer noch Gegenstand der Forschung. Kritische Anforderungen sind die vollständige Automatisierung von Geometriemodellierung, Vernetzung mit Finiten Elementen und der Dimensionierung. Es sind Lösungen für Auslegungsmethoden veröffentlicht auf Basis von Flugzeug-Konzeptentwurfswerkzeugen, von Parameterlisten, von CAD-Modellen, von KBE-Systemen und auf Basis von Datenmodellen. Alle veröffentlichten Ansätze stützen sich jedoch auf zentrale Modellierungsansätze.

Diese Arbeit untersucht somit erstmalig eine Methode, die nicht auf einen zentralen Modellierungsansatz aufbaut, sondern direkt das CFD-Oberflächennetz als Konturreferenz für die strukturelle Vorauslegung verwendet. Zur Anwendung der Methode ist eingangs das zu realisierende Strukturkonzept mit Holm- und Rippenanordnung sowie der Materialzuweisung zu definieren. Hierzu wird ein eigenes Eingabeformat entwickelt, das die schnelle Eingabe einfacher Konzepte ebenso erlaubt wie die detaillierte Definition komplexer Architekturen.

Ein Kernelement der entwickelten Methode besteht in einem strukturierten Modellierungsansatz, der auf effiziente Weise die Definition der Vorgaben, die Geometriemodellierung, den Aufbau des FEM-Modells sowie dessen Dimensionierung ermöglicht. Die Durchgängigkeit in der Handhabung von Daten ermöglicht den Aufbau auch komplexer Modelle und den effizienten Umgang mit den sehr vielen Entwurfsparametern von geschichtetem Faserverbundmaterial. Dieser Modellierungsansatz ermöglicht es, Auslegungsergebnisse in der Dimensionierung neuer Modelle als Startwerte zu übernehmen.

Der geometrische Modellaufbau beginnt mit der Identifikation von Vorder- und Hinterkante im CFD-Netz und nutzt mathematische Methoden der Strahlenverfolgung, um alle geometrischen Schlüsselpunkte explizit zu berechnen. Innerhalb der numerischen Genauigkeit ist die Berechnung der Geometriepunkte auf dem CFD-Netz exakt. Die Geometrie wird anhand der Schlüsselpunkte als Drahtgittermodell mit Punkten, Linien und Flächen entwickelt. Durch diesen Ansatz kann auf die Verwendung eines CAD-Kernels und insbesondere auf Bool'sche Operationen verzichtet werden, was in einer hohen Geschwindigkeit der Geometrieberechnung und der einfachen Kontrolle der Bezugsnummern resultiert.

Dementsprechend werden Befehle für den Pre-Prozessor des verwendeten kommerziellen FEM-Programms erstellt, um das FEM-Modell „Bottom-up“ unter Beibehaltung der Bezeichnungslogik zu generieren. Das Bezugssystem wird für die Zuweisung von Material- und Elementeigenschaften genutzt. Eine auf dieser Basis realisierte, besonders relevante Funktion besteht in der anpassbaren Netzfeinheit.

Auch in der entwickelten Dimensionierungsmethode im FEM-Programm wird der strukturierte Modellierungsansatz verwendet, um die sehr umfangreichen Analyse- und Entwurfsdaten handzuhaben. Ein eigenes Datenmodell auf Basis von Matrizen ist implementiert, welches das Auslesen der Analyserechnungen und darauf aufbauend das Auswerten von Versagenskriterien und schließlich das Durchführen von Dimensionierungsrechnungen zur Bestimmung verbesserter Modellparameter besonders effizient ermöglicht. Beliebige Versagenskriterien und Dimensionierungsalgorithmen lassen sich für automatisiert generierte Optimierungsbereiche, für einzelne Elemente oder sogar für einzelne Faserschichten einzelner Elemente angeben. Die elementweise Dimensionierung mit Faserverbundmaterial ist erstmalig im vollautomatisierten Vorentwurf umgesetzt.

Zur Validierung des Verfahrens ist zunächst grundlegend die **Robustheit der automatisierten Auslegung**, also die Funktionalität, auch aus unstrukturierten CFD-Netzen Modelle abzuleiten und automatisiert zu dimensionieren, überprüft worden. Es stellt sich heraus, dass der Aufwand zur Berechnung der Geometriepunkte linear sowohl mit der Anzahl der Geometriepunkte als auch mit der Anzahl der Elemente des vorgegebenen Oberflächennetzes steigt und dass die entwickelte Methode bis an die Grenze der überprüften Wertebereiche von 3.008 Geometriepunkten und 158.788 CFD-Elementen stabil anwendbar ist. Weiterhin ist belegt, dass die Funktionalität zur anpassbaren Vernetzung bis zur Grenze des überprüften Bereichs von 133.527 Elementen anwendbar ist.

Eine weitere Studie zielt auf die Robustheit der automatisierten Auslegung gegenüber veränderten Konturformen ab. Ein prototypisch definiertes Strukturkonzept ist auf 9 unterschiedliche Konturformen mit veränderter Pfeilung und Dicke übertragen worden. Die Auslegungsrechnungen für alle Flügel konvergieren. Der Referenzflügel dieses DoE wird mit realistischen Massen berechnet und es zeigen sich plausible Sensitivitäten auf die Entwurfsparameter. Weiterhin wird nachgewiesen, dass der Prozess zur Berechnung eines DoE um bis zu 33 % beschleunigt werden kann, wenn die Funktionalität zur Übergabe von Parametern zwischen den einzelnen Rechnungen des DoE verwendet wird.

Für ein fein vernetztes CFD-Oberflächennetz weist eine Parametervariation der Holmlagen nach, dass der Modellaufbau robust ist, auch bei einem Loch im CFD-Netz, und dass auch die Variationen der strukturellen Komponenten plausible Ergebnisse liefern. Genau wie diese Studie zielt auch die Auslegung eines Flügels mit Winglet auf den Nachweis ab, dass die Methode den im Stand der Technik erreichten **Detaillierungsgrad** erlaubt. Es wird gezeigt, dass sich auch der dreidimensional gestaltete Übergang zwischen Flügel und Winglet abbilden lässt und dass die Dimensionierung erneut realistische Massen liefert. An diesem komplexen Modell ist eine Variation der Netzfeinheit durchgeführt, welche die Stabilität der Vernetzungssteuerung belegt und die bekannte Abhängigkeit des Dimensionierungsergebnisses von der Netzfeinheit aufzeigt.

Folgend dient das Winglet dieses Flügels dem Nachweis, dass mit der entwickelten Methode **Faserverbundwerkstoffe** ausgelegt werden können. Es wird aufgezeigt, dass eine Variation des Tailoring-Winkels dessen Einfluss auf Masse und Verwindung plausibel berechnen lässt. Dabei wird der Vergleich zwischen der Verwendung verschiedener Versagenskriterien quantifiziert. Schließlich wird ein Algorithmus implementiert, der das orthotrope Material auf die Hauptspannungen ausrichtet. Anhand des Verlaufes der dimensionierenden Kriterien wird die physikalisch plausible Wirkung des Algorithmus belegt.

Die **multidisziplinäre Anschlussfähigkeit** der generierten Modelle an hochwertige aerodynamische Analyseverfahren wird nachgewiesen, indem der Flügel mit Winglet in eine bestehende aeroelastische Prozesskette eingebunden wird. Der Austausch von Deformationen und Drücken zwischen dem CFD-Netz und dem daraus abgeleiteten FEM-

Modell wird durch eine Auslegungsstudie nachgewiesen, in der die Tanklasten und die Fluggeschwindigkeit im Reiseflug variiert werden. Es wird die Relevanz der Berücksichtigung transonischer Effekte aufgezeigt, ebenso wie Relevanz einer feinen Vernetzung, wenn eine detaillierte Kenntnis der Spannungsrichtungen erforderlich ist.

Eine weitere Anforderung an die Methode besteht in der **Modifizierbarkeit**, um weitere strukturelle Komponenten abzubilden. Diese Funktionalität wird nachgewiesen, indem das Winglet um eine Wölbklappe an seiner Hinterkante erweitert wird und aufgezeigt wird, dass diese in der aeroelastischen Prozesskette genutzt werden kann, um den Ausschlag der Klappe in der Simulation abzubilden. Weiterhin wird nachgewiesen, dass die Methode auch auf Oberflächennetze anderer Leichtbaukomponenten wie Landeklappen übertragen werden kann.

In der Vorauslegung ist neben der robusten Automatisierung die hohe **Recheneffizienz** eine Hauptanforderung. Detaillierte Auslegungsrechnungen erfordern einen Zeitbedarf von ca. einer CPU-Stunde. Für den Vorentwurf lassen sich grob vernetzte Modelle generieren, die Auslegungszeiten von ca. einer Minute ermöglichen. Die der Methode spezifische Funktionalität zur Kontrolle der Vernetzungsparameter ermöglicht eine an die Anforderungen der Entwurfsaufgabe angepasste Vernetzung. Weiterhin ermöglicht das strukturierte Bezugssystem der Methode das Übertragen von Parametern zwischen verschiedenen Auslegungsrechnungen, dies ermöglicht in der Anwendung in einem DoE eine Beschleunigung des Prozesses von bis zu 33 %. Im Vergleich mit einer Auslegungsmethode unter Nutzung eines zentralen Modellansatzes auf Basis von CAD ist die Modellierung um den Faktor 20 schneller. Die Auslegungsrechnung ist ca. 40 % schneller und unter Nutzung der Parameterkopplung in DoE-Rechnungen um bis zu ca. 60 % schneller.

6.2. Schlussfolgerung und Ausblick

Diese Arbeit basiert auf der Hypothese, dass ein Verfahren für die effiziente Vorauslegung von Tragflügelstrukturen ohne Verwendung eines zentralen Modellierungsansatzes, sondern lediglich auf Basis von CFD-Oberflächennetzen möglich ist.

Es ist eine Methode für die Berechnung der Geometrie, der Generierung eines FEM- Modells und dessen Dimensionierung mit durchgehender Handhabung der Entwurfsdaten auch für Faserverbundwerkstoffe und mit Anbindung an hochwertige CFD-Verfahren erarbeitet worden.

In sechs Anwendungsstudien ist ermittelt worden, dass die Funktionalitäten der neuen Methode trotz Verzicht auf einen zentralen Modellierungsansatz hinsichtlich Automatisierungsgrad, Modellierungstiefe, Geschwindigkeit, Flexibilität, interdisziplinäre Koppelbarkeit und Fähigkeit zur Handhabung von Faserverbundwerkstoffen und der Rechengeschwindigkeit den Fähigkeiten der Methoden des Standes der Technik entspricht, wie in Kapitel 2.3 zusammengefasst ist, oder diese übertrifft:

- Die hier entwickelte Methode zur Geometriemodellierung ermöglicht erstmalig das direkte Ableiten von FEM-Modellen aus Ergebnissen der aerodynamischen Freiformoptimierung.
- Die Geometriemodellierung ist um den Faktor 20 schneller als das für den Vergleich verfügbare CAD basierte Modellierungsverfahren im Stand der Technik.
- Die Methode handhabt erstmalig im Vorentwurf vollständig automatisiert die element- und schichtweise Dimensionierung von Faserverbundwerkstoffen.
- Die Methode ist direkt auf andere Leichtbaukomponenten wie Landeklappen, Querruder und Leitwerke übertragbar.

Aus diesen Ergebnissen wird die Schlussfolgerung gezogen, dass die Hypothese durch die dargelegte Arbeit verifiziert wird.

Das Verfahren ermöglicht es, dem auf die aerodynamische Auslegung spezialisierten Verbundpartner lediglich die unbedingt notwendige Minimalinformation zu übergeben. Das CFD-Oberflächennetz beinhaltet kein Wissen darüber, mit welchen Parametern und Ansatzfunktionen diese Form entworfen wurde. Das Entwurfswissen der Aerodynamik wird somit erfolgreich geschützt.

Das kritische Entwurfswissen der strukturmechanischen Auslegung wird im Schwerpunkt durch die Algorithmen gebildet, welche die Dimensionierung oder Optimierung der Struktur durchführen, sowie durch die darin enthaltenen Erfahrungswerte, die eine festigkeits- und fertigungsgerechte Auslegung bewirken. Die Methode ist modular aufgebaut und ermöglicht es, auf einfache Art neue Auslegungsregeln zu integrieren und mit den bestehenden Regeln zu kombinieren. Als Rückgabewerte in den Gesamtentwurfsprozess sind die Massen- und

Steifigkeitsverteilungen relevant. Aus diesen Größen kann nicht auf das zu schützende Entwurfswissen der Strukturmechanik geschlossen werden.

In dieser Arbeit ist anhand eines Beispiels aufgezeigt, dass ein alternatives Vorgehen zu zentralen Modellierungsansätzen in der interdisziplinären Vorauslegung grundsätzlich möglich ist und sich die interdisziplinäre Zusammenarbeit ohne Austausch von wettbewerbsrelevanten Informationen realisieren lässt. Durch diese Arbeit wird aber weder das Vorgehen mit zentralen Modellierungsansätzen widerlegt noch wird belegt, dass sich für den gesamten Entwurfsprozess alternative Schnittstellenansätze finden lassen. Diese Arbeit möge aber als Inspiration dafür dienen, auch in anderen Disziplinen nach alternativen Schnittstellenkonzepten zu suchen. Der erläuterte Widerspruch zwischen den heute noch als alternativlos geltenden zentralen Modellierungsansätzen und dem Wissensschutz in digitalen Zulieferverbänden ist ein grundlegendes Problem, das bei anhaltender Entwicklung hin zur kooperativen Entwicklung an Bedeutung zunehmen wird.

Die entwickelte Methode zur Geometriemodellierung ist als prototypisches Programm in MATLAB realisiert. Aufgrund des Bottom-up-Modellierungsansatzes wird nur eine kleine Anzahl elementarer Funktionen des Pre-Prozessors benötigt. Es ist somit einfach möglich, Export-Routinen des Geometriemodells auch für die Syntaxen anderer Pre-Prozessoren zu erstellen. Es ist dann jedoch zu erörtern, wie die Anbindung an andere Dimensionierungs- oder Optimierungsmethoden automatisiert realisiert werden kann. Eine Veröffentlichung als kommerzielles oder nichtkommerzielles Programm erfordert lediglich eine angemessene Dokumentation. Da MATLAB seine herausgehobene Position als Quasistandard für Ingenieurberechnungen gegenwärtig zu verlieren scheint, ist der Wechsel zur Programmiersprache Python zu erwägen.

Die Dimensionierungs-Methode ist in ANSYS/APDL implementiert und nutzt die Funktionalitäten dieses Programms zum Umgang mit großen Matrizen aus. Durch die Einbindung direkt in das FEM-Programm ist keine Übergabe der sehr vielen Entwurfparameter notwendig. Dem Autor dieser Studie ist kein FEM-Programm bekannt, das sich auf eine zu APDL vergleichbare Weise automatisiert bedienen lässt. Ein Übertragen auf andere Programme scheint daher nicht praktikabel. Eine weite Verbreitung scheint nicht sehr wahrscheinlich, da sich das Anwendungskonzept kommerzieller FEM-Software dahingehend entwickelt, dass die Bedienung durch die grafische Benutzerschnittstelle immer weiter vereinfacht wird. Das Ziel der FEM-Softwareentwicklung besteht darin, Nutzern die Anwendung mit möglichst wenig Training zu ermöglichen. Spezifische Skriptsprachen wie APDL oder die Nastran Command Language verlieren daher an Bedeutung. Diese Dissertation mag als Kontrapunkt auch für diesen Trend verstanden werden.

7. Anhang

7.1. Referenzen

- [ACA11] ACARE, *Flightpath 2050 Europe's Vision for Aviation*, Report of the High Level Group on Aviation Research, European Commission, 2011
- [Agt10] Agte, Jeremy, de Weck, Olivier, Sobieszczanski-Sobieski, Jaroslaw, Arendsen, Paul, Morris, Alan, Spieck, Martin, *MDO: assessment and direction for advancement - an opinion of one international group*, Struct Multidisc Optim (2010) 40:17–33, DOI 10.1007/s00158-009-0381-5
- [AIA18] AIAA, The AIAA Multidisciplinary Design Optimization Technical Committee, White Paper on Industrial Experience with MDO, <http://web.ift.uib.no/~antonych/concur3.html>, abgerufen am 18.04.2020
- [Ain10] Ainsworth et al., *Airframe Wingbox Preliminary Design and Weight Prediction*, Society of Allied Weight Engineers (SAWE), 2010
- [Alo09] Alonso, J. J., LeGresley, P., Pereyra, V., *Aircraft design optimization*, Mathematics and Computers in Simulation, Volume 79, Issue 6, 2009
- [Ald19] Aldridge, P., *Digital Thread Implementation at Boeing Aerostructures Australia*, ICAS Emerging Technologies Forum: Digital Transformation in Aerospace, Brisbane, Australia, 2019
- [Alt11] Altenkirch, D., Böhnke D., Cumnuantip S., Heinecke F., Klimmek T., Liepelt R., Liersch C., Looye G., Nagel B., Otten T, Zill T., *VAMP - Final Report of Work Package 1- Sensitivity Analysis of the Multidisciplinary Aircraft Design Workflow*, Institutsbericht IB-328-2011-13, DLR, 2011
- [Ama12] Amadori, K., *Geometry Based Design Automation Applied to Aircraft Modelling and Optimization*, Dissertation Linköping University, 2012
- [And99] Anderson, J. D., *Aircraft performance and design*, WCB/Mc Graw-Hill, 1999
- [And18] Anderson, J. D., *The Grand Designers: The Evolution of the Airplane in the 20th Century*, Cambridge Centennial of Flight, Cambridge University Press, 2018
- [Ane11] Anemaat, W., Kaushik, B., *Geometry Design Assistant for Airplane Preliminary Design*, 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition 2011, Orlando, Florida. AIAA, 2011
- [Anh03] Anhalt, C., Nagel, B., Monner, H. P., Breitbach, E., *Interdisziplinärer Flügelentwurf – Strukturmechanische Aspekte*, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongreß und DGLR-Jahrestagung 2003, München, 2003
- [Anh04] Anhalt, C., *FAME-W Validation Document*, Technical Report, Airbus Deutschland GmbH, 2004

-
- [ANS10] ANSYS, Mechanical APDL Release 13.0, Theory Reference for the Mechanical APDL and Mechanical Applications, ANSYS, Inc., 2010
- [ANS20] ANSYS, <https://www.ansys.com/>, abgerufen am 24.04.2020
- [Arb16] Arbez, P. et al., *TOICA Final Report – Publishable Summary*, <https://cordis.europa.eu/docs/results/604/604981/final1-toica-final-report-publishables-summary-v1-0.pdf> abgerufen am 20.04.2020
- [Arg16] Agrella, P. J., Bogetoft, P., *Decentralization Policies for Supply Chain Investments Under Asymmetric Information*, *Manage. Decis. Econ.* 38: 394–408 (2017), DOI: 10.1002/mde.2783
- [Ash82] Ashley, H., On Making Things the Best—Aeronautical Uses of Optimization, *Journal of Aircraft*, 1982
- [Bac16] Bach, T., Führer, T., Willberg, C. and Dähne, S., Automated sizing of a composite wing for the usage within a multidisciplinary design process, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2016, Vol. 88 No. 2, pp. 303-310. <https://doi.org/10.1108/AEAT-02-2015-0057>
- [Ber08] Berard, A., Rizzi, A., Isikveren, A. T., CADac: A New Geometry Construction Tool for Aerospace Vehicle Pre-Design and Conceptual Design, 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference 2008, Honolulu, Hawaii. 2008
- [Ber19] van den Berg, T., Beijer, B., Moerland, E., Application of an integrated and distributed multidisciplinary product development framework to a multi-tier aircraft design case, AIAA Aviation 2019 Forum, 17.-21. Jun. 2019, Dallas, Texas, USA. DOI: 10.2514/6.2019-3327
- [Bes12] Bes-Torres, J. A., Rudsianto, R., K., E., An Integrated and Rapid FEM-Based Weight Derivation Approach to Weight Estimation, 71st Annual Conference of Society of Allied Weight Engineers (SAWE), 2012
- [Bet12] Bettebghor, D., Bartoli, N., Approximation of the critical buckling factor for composite panels, *Structural and Multidisciplinary Optimization*, Vol. 46, No. 4, 2012
- [Bin10] Bindolino, G. et al., Multilevel Structural Optimization for Preliminary Wing-Box Weight Estimation, *Journal of Aircraft*, Vol. 47, No. 2, 2010
- [BMU2019] Bundesministerium für Umwelt, Naturschutz und nukleare Sicherheit (BMU), Klimaschutzplan 2050, Publikationsversand der Bundesregierung, Berlin, 2. Auflage, 2019
- [BMW2014] Bundesministerium für Wirtschaft und Energie (BMWi), *Die Luftfahrtstrategie der Bundesregierung*, Bonifatius GmbH, Paderborn, 2014
- [Bod19] Boden, B. et.al., *Distributed Multidisciplinary Optimization and Collaborative Process Development using RCE*, AIAA Aviation 2019 Forum, 17.–21. Juni 2019, Dallas, TX, United States

-
- [Bou18] Bouissiere, F., Cuiller, C., Dereux, P. E., Kersuzan, S., Polacsek, T., Pralet, C., Roussel, S., *Co-Engineering in aeronautics? The A320 forward section case study*, 9th European Congress on Embedded Real Time Software and Systems, Toulouse, France, 2018
- [Bou19] Bouissiere, F., *Leveraging the Digital Revolution for Industrial Performance: A Step Change for A320 Nose Section*, ICAS Emerging Technologies Forum: Digital Transformation in Aerospace, Brisbane, Australia, 2019
- [Bra07] Braun, C., *Ein modulares Verfahren für die numerische aeroelastische Analyse von Luftfahrzeugen*, Dissertation Rheinisch-Westfälische Technischen Hochschule Aachen, April 2007
- [Bre04] Brezillon, J., Gauger, N. R., *2D and 3D aerodynamic shape optimisation using the adjoint approach*, Aerospace Science and Technology 8 (2004) 715–727, 2004
- [Bru73] Bruhn, E. F., *Analysis & Design of Flight Vehicle Structures*, Jacobs Publishing Inc., 1973
- [Car50] Carreyette, J. F., *Aircraft Wing Weight Estimation - A Brief Summary of the Accuracy of Some Methods of Prediction and a Suggested 'First Approximation' of Greater Accuracy*, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Volume 22, Issue 1, DOI: 10.1108/eb031848, 1950
- [Car04] Carty, A., Davies, C., *Fusion of Aircraft Synthesis and Computer Aided Design*, 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Albany, New York: AIAA, 2004
- [Cas07] Castonguay, P., Nadarajah, S. K., *Effect of Shape Parameterization on Aerodynamic Shape optimization*, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA, 2007
- [Cav08] Cavallaro, R. *A Code for Surface Modeling and Grid Generation Coupled to a Panel Method for Aerodynamic Configuration Design*, MA thesis. Università degli Studi di Pisa, 2008
- [Cav11] Cavagna, L., Ricci, S., Travaglini, L., *NeoCASS: An integrated tool for structural sizing, aeroelastic analysis and MDO at conceptual design level*, Progress in Aerospace Sciences, Volume 47, Issue 8, November 2011, Pages 621—635, DOI: 10.1016/j.paerosci.2011.08.006,2011
- [Cav11a] Cavagna, L., Ricci, S., Riccobene, L., *Structural Sizing, Aeroelastic Analysis, and Optimization in Aircraft Conceptual Design*, Journal of Aircraft, Vol. 48, No. 6, 2011
- [CEA20] CEASIOM, <https://www.ceasiom.com/wp/>, abgerufen 24.04.2020
- [CER20] CERAS – Central Reference Aircraft data System, <http://ceras.ilr.rwth-aachen.de/trac>, aufgerufen 24.05.2020
- [Cel18] Celso, S., Wang, K., *The Role of Internal and External Complexity in Global Factory Performance: An NKCA Application*, Journal of International Management , 2018, DOI: 10.1016/j.intman.2017.12.005

-
- [Cha12] Chaput, A. J., Rizo-Patron, S., *Vehicle Sketch Pad Structural Analysis Module Enhancements for Wing Design*, 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2012
- [Chi08] Chittick, I. R., Martins, J. R. R. A., *Aero-Structural Optimization Using Adjoint Coupled Post-Optimality Sensitivities*, Structural and Multidisciplinary Optimization, Vol. 36, 2008, pp. 59–70. doi:10.1007/s00158-007-0200-9
- [Cia18] Ciampa, P. D., Nagel, B., *AGILE the Next Generation of Collaborative MDO: Achievements and Open Challenges*, 2018 AIAA Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, DOI 10.2514/6.2018-3249
- [Col78] Collar, A. R., *The first fifty years of aeroelasticity*, Aerospace 5 (1978), S. 12–20
- [Col96] Collier, C. S., *An integrated FEA and design optimization system for composite structures*, MSC World Users' Conference, Newport Beach, CA, June 1996
- [Col10] Coleman, G. J., *Aircraft Conceptual Design – an adaptable parametric sizing methodology*, Dissertation the University of Texas at Arlington, 2010
- [Col13] Coleman, P. et al., CRESCENDO Project Final Publishable Summary, 2013, <https://cordis.europa.eu/docs/results/234344/final1-crescendo-d017-final-report-20130430-r1.pdf> abgerufen am 20.04.2020
- [Coo02] Cook, R. D. et al., *Concepts and Application of Finite Element Analysis*, 4th edition, John Wiley & Sons. Inc., 2002, ISBN 0-471-35605-0
- [Dab16] Dababneh, O., *Multidisciplinary Design Optimisation for Aircraft Wing Mass Estimation*, Dissertation Cranfield University, 2016
- [Dab17] Dababneha, O., Kipouros T., *A Review of Aircraft Wing Mass Estimation Methods*, Aerosp. Sci. Technol. (2017), doi:10.1016/j.ast.2017.11.006
- [Dan13] Dannenhoffer, J. F., *OpenCSM: An Open-Source Constructive Solid Modeler for MDAO*, AIAA-2013-0701
- [DAR20] DAR Corporation, *Advanced Aircraft Analysis*, <http://darcorp.com/Software/AAA/> abgerufen am 18.04.2020
- [DAS20] Dassault Systems, *CATIA*, <https://www.3ds.com/de/produkte-und-services/catia/>, abgerufen am 24.04.2020
- [Dea08] Dean, S., *Aircraft Wing Design and Optimisation at QinetiQ using ModelCenter*, ModelCenter European Users Conference, 2008
- [Dea08a] Dean, S., *Multi-disciplinary Design Optimisation: Development & Application at QinetiQ*, KATnet II Multi Disciplinary Design & Configuration Optimisation Workshop, 2008
- [Def18] Defoort, S., Méheut, M., Paluch, B., Liaboeuf, R., Murray, R., Mincu, D. C., David, J. M., *Conceptual design of disruptive aircraft configurations based on High-Fidelity OAD process*, AIAA 2018-3663, 2018

-
- [Dei13] Deinert, S., Petersson, Ö., Daoud, F., Baier, H., *Aircraft Loft Optimization With Respect to Aeroelastic Lift and Induced Drag Loads*, 10th World Congress on Structural and Multidisciplinary Optimization, 2013
- [Dor10] Dorbath, F., Nagel, B., Gollnick, V., *Comparison of Beam and Shell Theory for Mass Estimation in Preliminary Wing Design*, 2nd Aircraft Structural Design Conference, 2010
- [Dor12] Dorbath, F., Nagel, B., Gollnick, V., *Implementation of a tool chain for extended physics-based wing mass estimation in early design stages*, 71th Annual Conference of Allied Weight Engineers, Inc. 2012
- [Dor13] Dorbath, F., Nagel, B., Gollnick, V., *Extended physics based wing mass estimation in early design stages applying automated model generation*, Journal of Aerospace Engineering, 2013
- [Dor14] Dorbath, F., *A Flexible Wing Modeling and Physical Mass Estimation System for Early Aircraft Design Stages*, Dissertation, TU Hamburg-Harburg, 2014
- [Dug04] Dugas, M., Grabietz, M., *Manual for FAME-W Release 4.00 F2*, Technical report, Airbus Deutschland GmbH, 2004
- [Dug04a] Dugas, M., Schroeder, K., *FAME-ACSS Documentation (Analytical Calculation of Secondary Wing Structure)*, Internal Report, Airbus Deutschland GmbH, 2004
- [Dug02] Dugas, M., *Ein Beitrag zur Auslegung von Faserverbundtragflügeln im Vorentwurf*, Dissertation Universität Stuttgart, 2002
- [Elh13] Elham, A., La Rocca, G., van Tooren, M. J. L., *Development and implementation of an advanced, design-sensitive method for wing weight estimation*, Aerospace Science and Technology, DOI: 10.1016/j.ast.2013.01.012, 2013
- [Fre14] Freund, S. et al., *Parametric Model Generation and Sizing of Lightweight Structures for a Multidisciplinary Design Process*, NAFEMS DACH-Tagung, 20-21th May, Bamberg Germany, 2014.
- [För74] Försting, H. W., *Grundlagen der Aeroelastik*, Springer, 1974
- [Gaz12] Gazaix, A., Gendre, P., Chaput, E., Blondeau, C., Carrier, G., Schmollgruber, P., Brezillon, J., Kier, T., *Investigation of Multi-Disciplinary Optimisation for Aircraft Preliminary Design*, SAE Technical Paper 2011-01-2761, 2011
- [Gie08] Giesing, J. P., Barthelemy, J. M., *A Summary of Industry MDO Applications and Needs*, 7th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization. St. Louis, AIAA, 1998
- [Gör19] Görtz, S. *Digital Aircraft Design - DLR research and synergies with national projects*, Tandem, AEROdays 2019, Bukarest, Rumänien, 2019

-
- [Gra19] Gray, J. S., Hwang, J. T., Martins, J. R. R. A., Moore, K. T., Naylor, B. A., *OpenMDAO: An Open-Source Framework for Multidisciplinary Design, Analysis, and Optimization*, Structural and Multidisciplinary Optimization, 2019
- [Gür99] Gürdal, Z., Haftka, R., Hajela, P., *Design and Optimization of Laminated Composite Materials*, John Wiley & Sons, Inc, ISBN 0-471-25276-X, 1999
- [Guo18] Guo, X., Ciampa, P. D., Nagel, B., *An automated CFD analysis workflow in overall aircraft design applications*, CEAS Aeronautical Journal, 9, pages3–13 (2018), 2018
- [Hai12] Haimes, R., Drela, M., *On the Construction of Aircraft Conceptual Geometry for High Fidelity Analysis and Design*, AIAA-2012-0683
- [Hai13] Haimes, R., Dannenhoffer, J., *The Engineering Sketch Pad: A Solid-Modeling, Feature-Based, Web-Enabled System for Building Parametric Geometry*, AIAA 2013-3073
- [Hai17] Haimes, R., Dannenhoffer, J., *The Engineering Sketch Pad (ESP): Supporting Design Through Analysis*, AMS Seminar, 2017-0427, 2017
- [Han09] Hansem, L. U., *Optimierung von Strukturbauteilen im Gesamtentwurf von Blended Wing Body Flugzeugen*, Dissertation TU Braunschweig, 2009, ZLR Forschungsbericht 2009-09
- [Har18] Hartman, J., Pfeiffer, T., Breyman, B., Silberhorn, D., Moerland, E., Weiss, M., Nagel, B., *Collaborative conceptual design of a mid-range aircraft under consideration of advanced methods for technology assessment*, DLRK, 2018
- [Hei94] Heinze, W., *Ein Beitrag zur quantitativen Analyse der technischen und wirtschaftlichen Auslegungsgrenzen verschiedener Flugzeugkonzepte für den Transport großer Nutzlasten*, ZLR-Forschungsbericht 94-01, 1994
- [Hei06] Heinrich, R., Wild, J., Streit, T., Nagel, B., *Steady Fluid-Structure Coupling for transport Aircraft*, DLRK 2006, Braunschweig, 2006
- [Hei09a] Heinze, W. et al., *Gesamtentwurfsuntersuchungen zu BWB-Frachtflugzeugen mit alternativen Treibstoffen*, DLRK 2009
- [Hei09] Heinrich, R., *Development and Application of TAU—ANSYS Coupling Procedure, Results of the Closing Symposium of the MEGADESIGN and MegaOpt Projects*, Springer—Verlag, New York, 2009
- [Höm98] Hönlinger, H. G., Kramer, J., Stettner, M., *MDO Technology needs in Aeroelastic Structural Design*, 7th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, St. Louis, Missouri, USA, 1998
- [Hom08] Homsy, P. et al., *VIVACE Publishable final activity report*, 2008, https://cordis.europa.eu/docs/results/502/502917/124729431-6_en.pdf abgerufen am 20.04.2020

-
- [Hor87] Horstmann, K. H., *Ein Mehrfach-Traglinienverfahren und seine Verwendung für Entwurf und Nachrechnung nichtplanarer Flügelanordnungen*, Dissertation Technische Universität Braunschweig, 1987
- [How58] Howe, D., *Initial Aircraft Weight Prediction*, College of Aeronautics Note No. 77, 1958
- [How96] Howe, D., *The prediction of aircraft wing mass*, Journal of Aerospace Engineering, Volume 210, Issue 27, 1996
- [Hür10] Hürlimann, F., *Mass Estimation of Transport Aircraft Wingbox Structures with a CAD/CAE-Based Multidisciplinary Process*, PhD thesis, ETH Zürich, Nr. 19458, ISBN 978-3-909386-46-8, 2010
- [Hür11] Hürlimann, F. et al., *Mass estimation of transport aircraft wingbox structures with a CAD/CAE-based multidisciplinary process*, Aerospace Science and Technology, 2011
- [Hut10] Hutchins, C., Missoum, S., Takahashi, T., *Fully Parameterized Wing Model for Preliminary Design*, 13th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis Optimization Conference, 2010
- [Hwa14] Hwang, J. T., Kenway, G. K. W., Martins, J. R. R. A., *Geometry and Structural Modeling for High-Fidelity Aircraft Conceptual Design Optimization*, 15th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, 2014, DOI: 10.2514/6.2014-2041
- [ICA13] ICAO, *ICAO Environment, Market-based Measures and Climate Change*, https://cfapp.icao.int/tools/38thAssyKit/story_content/external_files/Flyer_USLetter_ENV_MBMs_2013-08-30.pdf, Abgerufen 18.04.2020
- [INC15] INCOSE, *INCOSE Systems Engineering Handbook: A Guide for System Life Cycle Processes and Activities*, 4. Auflage, Wiley, 2015, ISBN 1118999401
- [Jan10] Jansen, P., Perez, R., Martins J., *Aerostructural Optimization of Nonplanar Lifting Surfaces*, Journal of Aircraft, Vol. 47, No. 5, 2010, DOI: 10.2514/1.44727
- [Jen99] Jenkinson, L. R., Simpkin, P., Rhodes, D., *Civil Jet Aircraft Design*, Elsevier Science, ISBN 0-340-74152-X, 1999
- [Jep13] Jepsen, J., Böhnke, D., Nagel, B., *Beschleunigung des geometrischen Erstentwurfs durch wissensbasierte Methoden*, DLRK 2013, 10.-12. Sep. 2013, Stuttgart, Deutschland
- [Jia13] Jiapeng, T., Ping, X., Baoyuan, Z., Bifu, H., *A finite element parametric modelling technique of aircraft wing structures*, Chinese Journal of Aeronautics, (2013),26(5):1202-1210
- [Joh88] Johnson, E. H., Neill, D. J., *Automated Structural Optimization System (ASTROS)*, Air Force Wright Aeronautical Laboratories, Dec. 1988. Applications Manual.
- [Jut14] Jutte, C. V., Stanford, B. K., *Aeroelastic Tailoring of Transport Aircraft Wings: State-of-the-Art and Potential Enabling Technologies*, Technical Memorandum NASA/TM-2014-218252, NASA, April 2014.

-
- [Kel95] Kelm, R., Läßle, M., Grabietz, M., *Wing Primary Structure Weight Estimation of Transport Aircraft in the Pre-Development Phase*, SAWE Paper No. 2283, 54th Annual Conference of Society of Allied Weight Engineers (SAWE), 1995
- [Kel97] Kelm, R., Grabietz, M., *Aeroelastic Effects on the Weight of an Aircraft in the Pre-Design Phase*, SAWE Paper No. 2407, 56th Annual Conference of Society of Allied Weight Engineers (SAWE), 1997
- [Kel10] Keller, D. C., *Evolutionary Design of Laminated Composite Structures*, Dissertation ETH Zürich, 2010
- [Ken12] Kennedy, G. J., Martins, J. R. R. A., *A Comparison of Metallic and Composite Aircraft Wings Using Aerostructural Design Optimization*, AIAA 2012-5475, 2012
- [Kes05] Kessler, E., Laban, M., Vankan, W. J., *Multidisciplinary Wing Optimisation*, VIVACE Forum, 2005
- [Key11] Keye, S., *Fluid-Structure Coupled Analysis of a Transport Aircraft and Flight-Test Validation*, Journal of Aircraft, Vol. 48, No. 2, 2011
- [Kli16] Klimmek, T., *Statische aeroelastische Anforderungen beim multidisziplinären Strukturentwurf von Verkehrsflugzeugflügeln*, Dissertation TU Braunschweig, 2016, DLR Forschungsbericht 2016-34
- [Kro97] Kroo, I. M., *MDO for Large-Scale Design*, Multidisciplinary Design Optimization: State-of-the-Art, edited by N. Alexandrov and M. Y. Hussaini, SIAM, 1997, pp. 22–44.
- [Kro97a] Kroo, I., *Multidisciplinary Optimization Application in Preliminary Design – Status and Directions*. 38th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit and Adaptive Structures Forum. Kissimmee, FL, AIAA, 1997
- [Kro08] Kroll, N., Heinrich, R., Krueger, W., Nagel, B., *Fluid-Structure Coupling for Aerodynamic Analysis and Design: A DLR Perspective*, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA, 2008
- [Kro15] Kroll, N. et al., *DLR project Digital-X: towards virtual aircraft design and flight testing based on high-fidelity methods*, CEAS Aeronautical Journal (2015), pp. 1–25
- [Lab02] Laban, M. et al., *A Computational Design Engine for Multi-Disciplinary Optimization with Application to a Blended Wing Body Configuration*, 9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, 2002
- [Lan08] van der Lann, A. H., *Knowledge based engineering support for aircraft component design*, PhD Study, TU Delft, 2008
- [LAP20] LAPACK, <http://www.netlib.org/lapack/>, aufgerufen am 24.04.2020
- [Led05] Ledermann, C. et al., *Associative parametric CAE methods in the aircraft pre-design*, Aerospace Science and Technology 9.7 (October 2005), pp. 641–651.

-
- [Led06] Ledermann, C., Ermanni, P., Kelm, R., *Dynamic CAD objects for structural optimization in preliminary aircraft design*, Aerospace Science and Technology 10.7 (October 2006), pp. 601–610
- [Lei87] Leissa, A. W., *A Review Of Laminated Composite Plate Buckling*, Applied Mechanics Reviews 40.5 (1987), S. 575–591
- [Lie11] Liersch, C., Hepperle, M., *A Distributed Toolbox for Multidisciplinary Preliminary Aircraft Design*, CEAS Aeronautical Journal, Vol. 2, Numbers 1-4, 2011
- [Liu08] Liu, K.-S., Tsai, S.W., *A Progressive Quadratic Failure Criterion For A Laminate*, Composites Science and Technology 58.7 (Juli 1998), S. 1023–1032
- [Lom96] Lomax, T. L., *Structural Loads Analysis for Commercial Transport Aircraft, Theory and Praxis*, ISBN 1-56347-114-0. AIAA Education Series, 1996
- [Lov89] Love, M., Bohlmann, J., *Aeroelastic Tailoring and Integrated Wing Design*, NASA N89-25167, 1989
- [Luk15] Lukaczyk, T. W., Wendorff, A. D., Colonno, M., Economon, T. D., Alonso, J. J., Orra, T. H., Ilario, C., *SUAVE: An OpenSource Environment for Multi-Fidelity Conceptual Vehicle Design*, AIAA AVIATION Forum. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2015, doi: 10.2514/6.2015-3087
- [LTH09] *Luftfahrt-Technisches Handbuch; HSB — Handbuch Struktur Berechnung*, Industrieausschuss Strukturberechnungsunterlage, PDF Handbook Version 1.0.0, 2009
- [Mai13] Maierl, R., Petersson, O., Daoud, F., *Automated Creation of Aeroelastic Optimization Models From a Parameterized Geometry*, IFASD 2013, International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics. 2013.
- [Mar02] Martins, J., *A Coupled-Adjoint Method for High-Fidelity Aero-Structural Optimization*, Dissertation Stanford University, Stanford, CA (USA), Oct. 2002.
- [Mar05] Martins, J. R. R. A., Alonso, J. J., Reuther, J. J., *A Coupled-Adjoint Sensitivity Analysis Method for High-Fidelity Aero-Structural Design*, Optimization and Engineering, Vol. 6, No. 1, March 2005, pp. 33–62. doi:10.1023/B:OPTE.0000048536.47956.62.
- [Mar13] Martins, J. R. R. A., Lambe, A., *Multidisciplinary Design Optimization: A Survey of Architectures*, AIAA Journal · September 2013, DOI: 10.2514/1.J051895
- [MAT07] *MATLAB 7.4.0 (R2007a)*, The MathWorks Inc., Natick, MA, 2007
- [MAT20] MATLAB, <https://de.mathworks.com>, abgerufen am 24.02.2020
- [Mav00] Mavris, D. N., DeLaurentis, D., *Methodology for examining the simultaneous impact of requirements, vehicle characteristics, and technologies on military aircraft design*, 22nd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences ICAS, Harrogate International Conference Centre, UK, 2000

-
- [McC84] McCullers, L. A., *Aircraft Configuration Optimization Including Optimized Flight Profiles*, NASA N87-11743, 1984
- [McC09] McCullers, L. A., *Flight Optimization System*, Release 7.70, User's Guide, 2009
- [Mic09] Michael, M., *Erweiterte Prozesskette zur Erstellung integraler Modelle und Aeroelastikregelung flexibler Transportflugzeuge im transsonischen Machzahlbereich*, Dissertation Universität Stuttgart, 2009
- [Moc15] Moceno, D., *Supply chain features of the aerospace industry particular case Airbus and Boeing*, Scientific Bulletin – Economic Sciences, Volume 14/ Issue 2, 2015
- [Moe17] Moerland, E., Pfeiffer, T., Böhnke, D., Jepsen, J., Freund, S., Liersch, C. M., Chiozzotto G. P., Klein C., Scherer J., Hasan Y. J., Flink J., *On the Design of a Strut-Braced Wing Configuration in a Collaborative Design Environment*, AIAA 2017-4397, 2017
- [Mor04] Morris, A. et al., *MOB — A European project on Multidisciplinary Design Optimization*, 24th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS), 2004
- [Mou07] Mousavi, A., Castonguay, P., Nadrajah, S. K., *Survey of shape parameterization techniques and its effect on three dimensional aerodynamic shape optimization*, 18th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference. Miami, F, AIAA, 2007
- [Muk06] Mukhopadhyay, V. et al., *Adaptive Modeling, Engineering Analysis and Design of Advanced Aerospace Vehicles*, 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference 2006
- [Muk07] Mukhopadhyay, V., *A Conceptual Aerospace Vehicle Structural System Modeling, Analysis and Design Process*, 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference Honolulu, Hawaii, 2007
- [Mun17] Munjulury, R. C., *Knowledge-Based Integrated Aircraft Design*, Dissertation Linköping University, No. 1853, 2017
- [Nag03] Nagel, B., Anhalt, C., Monner, H.-P., *Interdisziplinärer Flügelentwurf - Strukturmechanische Aspekte*, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 2003, München
- [Nag04] Nagel, B., Monner H. P., Breitbach, E., *Aerolastic Tailoring Transsonischer Tragflügel auf Basis Anisotroper und Aktiver Strukturen*, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2004, 09/2004, Dresden
- [Nag06] Nagel, B., Monner, H. P., Breitbach, E., *Integrated Design of Smart Structures Applied to Smart Winglets*, B. Nagel, H.P. Monner, E. Breitbach, 25th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), 09/2006, Hamburg
- [Nag06a] Nagel, B., Rose, M., Monner, H. P., Heinrich R., *An Alternative Procedure for FE-Wing Modelling*, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2006, 11/2006

-
- [Nag08] Nagel, B., Kintscher, M., Streit, T., Active and Passive Structural Measures for Aeroelastic Winglet Design, 26th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), 09/2008, Anchorage, Alaska, USA
- [Nag12] Nagel, B. et al., *Communication in Aircraft Design: Can We Establish a Common Language?*, 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), 2012
- [Nag13] Nagel, B., Zill, T., Moerland, E., Böhnke, D., Virtual Aircraft Multidisciplinary Analysis and Design Processes - Lessons Learned from the Collaborative Design Project VAMP, CEAS, Linköping, Sweden, 2013
- [Nag19] Nagel, B., Ciampa, P. D., Digital Design Methods for Collaborative Research – AGILE Project, Aerodays 2019, 27.-29. May 2019, Bucarest, Romania
- [Nag19a] Nagel, B., Towards the Digital Thread – Operating Digital Design Systems, ICAS Emerging Technology Forum 2019 Digital Transformation, 09.-10. Sept. 2019, Melbourne, Australia
- [Nag19b] Nagel, B., The Digital Supply Chain as Enabler for Future Products, AIRCONTACT19, Supply Chain Revolution, 03.-04.12.2019, Graz, Austria
- [NAS07] NASA, *NASA Systems Engineering Handbook*, NASA SP-2016-6105 Rev2, 2007
- [Niu95] Niu, M. C.-Y., *Airframe Structural Design — Practical Design Information and Data on Aircraft Structures*, Conmilitt Press LTD., 1995, ISBN 962-7128-04-X
- [Oli06] Oliphant, T. E., *Guide to NumPy*, open e-book, 2006, https://docs.scipy.org/doc/_static/numpybook.pdf, abgerufen am 24.04.2020
- [Olt07] Oltmann, K. M., Virtual Engineering Models for Aircraft Structure Weight Estimation, 66th Annual Conference of Society of Allied Weight Engineers (SAWE), 2007
- [OPE20] *OpenCascade*, <https://www.opencascade.com/>, abgerufen am 24.04.2020
- [Öst03] Österheld, C. M., *Physikalisch begründete Analyseverfahren im integrierten multidisziplinären Flugzeugvorentwurf*, Dissertation TU Braunschweig, 2003
- [PAC20] PACE GmbH, *Pacelab APD*, <https://www.txtgroup.com/markets/solutions/pacelab-apd/>, abgerufen am 24.02.2020
- [Par04] Pardessus, T., *Concurrent Engineering Development and Practices for Aircraft Design at Airbus*, 24th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS), 2004
- [PAR20] *PARAVIEW*, <https://www.paraview.org/>, abgerufen am 13.05.2020
- [Pie04] Piening, M., *Die statische Aeroelastizität des anisotropen Tragflügels*, DGLR Bericht 84-02, 1984
- [Pin82] Pincha, P., Algorithmic Mass Factoring of FEM Analysis, SAWE Paper 1451, 41 SAWE Conference, San Jose, 1982

-
- [Pin83] Pincha, P., Algorithmic Mass Factoring of FEM Analysis, AnUpdate: Grid-Density Sensitivity, SAWE Paper 1524, SAWE Conference, Anaheim, 1983
- [Puc96] Puck, A., *Festigkeitsanalyse von Faser-Matrix-Laminaten — Modelle für die Praxis*, Carl Hanser Verlag, München, ISBN 3-446-18194-6, 1996
- [Puc98] Puck, A., Schürmann H., *Failure Analysis Of FRP Laminates By Means Of Physically Based phenomenological Models*, Composites Science and Technology 58 (1998), S. 1045–1067
- [Qia17] Qian, J., *Automated Wingbox Structure Generation Through MATLAB*, 58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2017, DOI: 10.2514/6.2017-0506
- [Ray02] Raymer, D. P., *Enhancing Aircraft Conceptual Design using Multidisciplinary Optimization*, Dissertation Royal Institute of Technology, 2002
- [Ray11] Raymer, D. P., *Advanced Technology Subsonic Transport Study, N+3 Technologies and Design Concepts*, NASA/TM 2011-217130, 2011
- [Ray12] Raymer, D. P., *Aircraft Design : A Conceptual Approach*, 5th Edition, AIAA, 2012
- [Ray16] Raymer, D. P., *RDSwin : Seamlessly-Integrated Aircraft Conceptual Design for Students & Professionals*, AIAA 2016-1277, 2016
- [Ren08] Rentema, D. W. E., Jansen, F. W., Torenbeek, E., *The application of AI and geometric modelling techniques in conceptual aircraft design*, AIAA (ed.) 7th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization. St. Louis, 1998
- [Ric02] Richter, T., Melcher, H., Schmitt, D., *Integrated parametric aircraft design*, in ICAS 2002
- [Rie08] Rieke, J., Heinze, W., Horst, P., *Benchmarking of CFRP Structures in the Preliminary Overall Design of Civil Transport Aircraft*, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 2008
- [Rie13] Rieke, J., *Bewertung von CFK Strukturen in einem multidisziplinären Entwurfsansatz für Verkehrsflugzeuge*, CFF Forschungsbericht 2013-02, TU-Braunschweig Campusflughafen, 2013
- [Riz11] Rizzi, A., *Modeling and simulation aircraft stability and control — The SimSAC project*, Progress in Aerospace Sciences, Volume 47, Issue 8, p. 573-588, DOI: 10.1016/j.paerosci.2011.08.004, 2011
- [Riz12] Rizzi, A., Zhang, M., Nagel, B., Boehnke, D., Saquet, P., *Towards a Unified Framework using CPACS for Geometry Management in Aircraft Design*, 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2012
- [Roc09] La Rocca, G., van Tooren, M. J. L., *Knowledge-Based Engineering Approach to Support Multidisciplinary Design and Optimization*, Journal of Aircraft, Vol. 46, No. 6, 2009

-
- [Roc11] La Rocca, G., *Knowledge Based Engineering Techniques to Support Aircraft Design and Optimization*, Dissertation TU Delft, ISBN 978-90-9026069-3, 2011
- [Roc12] La Rocca, G., *Knowledge based engineering: Between AI and CAD. Review of a language based technology to support engineering design*, *Advanced Engineering Informatics*, Vol. 26, Issue 2, 2012
- [Roc12] La Rocca, G., Langen, T. H. M., Brouwers, Y. H. A., *The Design and Engineering Engine. Towards a Modular System for Collaborative Aircraft Design*, 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), 2012
- [Ron99] Rondeau, D. L., Soumilas, K., *The Primary Structure of Commercial Transport Aircraft Wings: Rapid Generation of Finite Element Models Using Knowledge-Based Methods*, MSC, ed. proceedings of the 1999 Aerospace Users' Conference, 1999. MacNeal-Schwendler Corporation.
- [Ron10] Ronzheimer, A., Natterer J., Brezillon, J., *Aircraft Wing Optimization Using High Fidelity Closely Coupled CFD and CSM Methods*, 13th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis Optimization Conference, AIAA 2010-9078, Fort Worth, 2010
- [Ron18] Rongrong, X., Zhengyin, Y., Kun, Y., Gang, W., *Composite material structure optimization design and aeroelastic analysis on forward swept wing*, *Journal of Aerospace Engineering, Proc IMechE Part G*, 2019, Vol. 233(13) 4679–4695, DOI: 10.1177/0954410018807810
- [Ros03] Roskam, J., *Airplane Design — Part V: Component Weight Estimation*, DARcorporation, ISBN: 1-884885-50-0, 2003
- [Ros06] Rose, M., Nagel, B., *Advanced Branch and Bound Method to Interpolate Acoustic Data on Structural Finite Element Meshes*, 13th International Conference on Vibration and Sound (ICVS 13), 07/2006, Wien
- [Rud07] Rudnik, R., *EUROLIFT II, AST3-CT04-502896, Final Publishable REPORT*, https://cordis.europa.eu/docs/results/502/502896/124729341-6_en.pdf, 2007
- [Sam01] Samareh, J., *Survey of Shape Parametrization Techniques for High-Fidelity Multidisciplinary Shape Optimization*, *AIAA Journal*, 39(5):877–884, May 2001.
- [Sam04] Samareh, J., *Aerodynamic shape optimization based on free-form deformation*, 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization conference, Albany, New York, AIAA, 2004
- [Sch95] Schuhmacher, G., *Multidisziplinäre, fertigungsgerechte Optimierung von Faserverbund-Flächentragwerken*, Dissertation, FOMAAS, Universität-GH Siegen, 1995. Bericht Nr. T07-03.95
- [Sch96] Schweiger, J. et al., *Development and Application of the integrated Structural Design Tool LAGRANGE*, AIAA-96-4169 CP, 1996

-
- [Sch12] Schuhmacher, G., Daoud, F., Petersson, O., *Multidisciplinary Airframe Design Optimization*, 28th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS), 2012
- [Sch13] Scherer, J., Kohlgrüber, D., Dorbath, F., Sorour, M., *A Finite Element Based Tool Chain for Structural Sizing of Transport Aircraft in Preliminary Aircraft Design*, 62. Deutscher Luft und Raumfahrtkongress, 2013
- [Sch16] Schuermann, M., *Supersonic Business Jets in Preliminary Aircraft Design*, Dissertation TU Braunschweig, 2016, Niedersächsisches Forschungszentrum für Luftfahrt – Forschungsbericht 2016-04
- [Sch18] Schmollgruber, P., *Enhancement of the aircraft design process through certification constraints management and full mission simulations*, Dissertation Université de Toulouse Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace, 2018
- [Seid12] Seider, D., Fischer, P. M., Litz, M., Schreiber, A., Gerndt, A., *Open Source Software Framework for Applications in Aeronautics and Space*, IEEE Aerospace Conference, 2012
- [Sen06] Sensmeier, M., Stewart, B., Samareh, J., *Rapid Generation and Assessment of Aircraft Structural Topologies for Multidisciplinary Optimization and Weight Estimation*, Collection of Technical Papers AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC structures, structural dynamics and materials conference, 7, pp. 4722-4733, 2006
- [Shi86] Shirk, H., Hertz, T., Weisshaar, T., *A Survey of Aeroelastic Tailoring - Theory, Practise, and Promise*, Journal of Aircraft, 23(1):6–8, Jan. 1986.
- [Sig13] Siggel, M., *The TiGL Geometry Library*, 3rd Symposium on Collaboration in Aircraft Design, 19.-20. Sep. 2013, Linköping, Schweden
- [Sig19] Siggel, M., Kleinert, J., Stollenwerk, T., Maierl, R., *TiGL: An Open Source Computational Geometry Library for Parametric Aircraft Design*, Mathematics in Computer Science, Springer, ISSN 1661-8270
- [Smi18] Smith, H., Szirczák, D., Abbe, G. E., Okonkwo, P., *The GENUS Aircraft Conceptual Design Environment*, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2018, DOI: 10.1177/0954410018788922
- [Sob93] Sobieszczanski-Sobieski, J., *Multidisciplinary design optimization: An emerging new engineering discipline*, NASA-TM-107761, 1993
- [Sob97] Sobieszczanski-Sobieski, J., Haftka, R. T., *Multidisciplinary Aerospace Design Optimization: Survey of Recent Developments*, Structural Optimization, Vol. 14, No. 1, 1997, pp. 1–23. doi:10.1007/BF01197554.
- [Sob98] Sobieski, H., *Parametric airfoils and wings*, Notes on Numerical Fluid Mechanics 68 (1998), S. 71–88
- [Sob00] Sobieski, I. P., Kroo, I. M., Collaborative Optimization Using Response Surface Estimation, AIAA Journal, Vol. 38, No. 10, 2000, pp. 1931–1938. doi:10.2514/2.847.

-
- [Sod98] Soden, P. D., Hinton, M. J., Kaddour, A.S., *Lamina properties, lay-up configurations and loading conditions for a range of fibre-reinforced composite laminates*, Composites Science and Technology, Volume 58, Issue 7, , July 1998, Pages 1011-1022
- [Sod04] Soden, P.D., Kaddour, A.S., Hinton M. J., *Recommendations for designers and researchers resulting from the world-wide failure exercise*, Composites Science and Technology 64 (2004), S. 589–604
- [Son04] Song, W., Keane, A. J., *A Study of Shape Parameterisation Methods for Airfoil Optimisation*, 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Albany, New York, USA, 2004
- [Sta12] Staack, I. et al., *Parametric aircraft conceptual design space*, 28th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS), Brisbane, Australia, 2012
- [Sta20] Stanford University, *SUAVE, An Aerospace Vehicle Environment for Designing Future Aircraft*, <http://suave.stanford.edu/>, abgerufen 18.04.2020
- [SU220] *SU2*, <https://su2code.github.io/>, abgerufen am 24.04.2020
- [Tor82] Torenbeek, E., *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, Delft University Press, 1982
- [Tor13] Torenbeek, E., *Advanced Aircraft Design: Conceptual Design, Analysis and Optimization of Subsonic Civil Airplanes*, Aerospace Series, Wiley, 2013
- [Trav16] Travaglini, L., *pypad: a framework for multidisciplinary aircraft design*, Dissertation Politecnico Milano, 2016
- [USA79] USAF, *The USAF Stability And Control Digital Datcom, Volume I, Users Manual*, USAF Technical Report AFFDL-TR-79-3032, 1979.
- [Ves11] Vescovini, R., *Analytical formulation for buckling and post-buckling analysis and optimization of composite stiffened panels*, Dissertation Politecnico di Milano, 2011.
- [Vie12] Vieira, M., Thorbeck, J., de Mattos, B.S., *Study of a Lower--deck Galley for Airlines*, J. Aeros. Technol. Manag., Sao Jose de Campos, Vol 4, No 1, pp. 81-94, Jan.-Mar. 2012, DOI: 10.5028/jatm.2012.0401531
- [Wee05] Weerts, U., *Festigkeitsnachweise für unidirektionale Einzelschichten nach Puck*, Skript: Leichtbau V, TU-Braunschweig, Fa. Leichtwerk, 2005, Braunschweig
- [Wei01] Weisshaar, T. A., *Aeroelastic tailoring for energy efficient morphing aircraft – finding the right stuff*, ICASE, NASA/LaRC, 25 October 2001, 2001
- [Wei06] Weisshaar, T. A., *Induced Drag Reduction Using Aeroelastic Tailoring with Adaptive Control Surfaces*, Terrence A. Weisshaar, David K. Duke, AIAA-12040-579 / JA Vol 43 No 1, 2006

-
- [Wek07] De Weck, O., Agte, J., Sobierszczanki-Sobierski, J., Ardensen, P., Morris, A., Spieck, M., *State-of-the-Art and Future Trends in Multidisciplinary Design Optimization*, 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Honolulu, Hawaii, AIAA 2007
- [Wen07] Wenzel, J., *Structural Sizing for Weight Estimation in Preliminary Aircraft Design*, 66th Annual Conference of Society of Allied Weight Engineers (SAWE), 2007
- [Wen10] Wenzel, J., *Massenprognose der Primärstruktur mittels Finite-Elemente Methoden in frühen Phasen der Flugzeugentwicklung*, Dissertation Uni Magdeburg 2010, DLR Forschungsbericht 2010-16
- [Wen11] Wenzel, J., Sinapius, M., Gabbert, U. *Primary structure mass estimation in early phases of aircraft development using the finite element method*, CEAS Aeronautical Journal, 2011, DOI 10.1007/s13272-011-0040-6
- [Wer08] Werner-Westphal C., Heinze W., Horst P., *Structural sizing for an unconventional, environment-friendly aircraft configuration within integrated conceptual design*, Aerospace Science and Technology, 2008
- [Wer08a] Werner-Westphal, C., Heinze, W., Horst, P., *Multidisciplinary Integrated Preliminary Design Applied to Unconventional Aircraft Configurations*, Journal of Aircraft, 45-2, 2008
- [Wer09] Werner-Spatz, C., Heinze, W., Horst P., *Improved Representation of High-Lift Devices for a Multidisciplinary Conceptual Aircraft Design Process*, Journal of Aircraft, Vol. 46, No. 6, 2009
- [Wer10] Werner-Spatz, C., *Flugzeugesamtentwurf mit Zirkulationskontrolle am Hochauftriebssystem*, Dissertation, TU Braunschweig, 2010
- [Wil77] Wilkinson, K. et al., *FASTOP: A Flutter and Strength Optimization Program for Lifting-Surface Structures*, J. Aircraft VOL. 14, NO. 6, JUNE 1977
- [Wil05] Wild, J., *Definition of the LEISA Reference Configuration*, DLR Projektbericht, 2005
- [Wit94] Witkowski, W. R., Eldred, M. S., Harding, D. C., *Integration of Numerical Analysis Tools for Automated Numerical Optimization of a Transportation Package Design*, 5th AIAA/NASA/USAF/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, AIAA94-4259, Panama City Beach, FL, 1994
- [Wöh18] Wöhler, S., *Preliminary aircraft design for a midrange reference aircraft featuring advanced technologies as part of the AVACON project for an entry into service in 2028*, DLRK, 2018
- [Wun13] Wunderlich, T., *Multidisziplinäre Optimierung von Flügeln für Verkehrsflugzeuge mit Berücksichtigung der statischen Aeroelastizität*, Dissertation TU Braunschweig, 2013, DLR FB-2013-09

-
- [Zam18] Zamfir, A., Jepsen, J., Moerland, E., Nagel, B., *Development of a Modular Knowledge-Based Model Generator for the Preliminary Aircraft Design Process of the Future* 2018 AIAA AVIATION Forum, 25.-29. Jun. 2018, Atlanta, USA. DOI: 10.2514/6.2018-4005
- [Zer19] Zerbin, J., *Digital Factory – EMBRAER: Being Digital from Design to Manufacturing*, ICAS Emerging Technologies Forum: Digital Transformation in Aerospace, Brisbane, Australia, 2019
- [Zha19] Zhang, X., *Digital Transformation in the Chinese Aviation Industry*, ICAS Emerging Technologies Forum: Digital Transformation in Aerospace, Brisbane, Australia, 2019
- [Zha19a] Zhao, X. et al., *A framework for optimization of hybrid aircraft*, ASME Turbo Expo 2019: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Phoenix, Arizona, USA, 2019, DOI: 10.1115/GT2019-91335
- [Zil12] Zill, T., Ciampa, P. D., Nagel, B., *Multidisciplinary Design Optimization in a Collaborative Distributed Aircraft Design System*, 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA 2012-0553, 2012
- [Zil13] Zill, T., *Model Hierarchy Exploitation for Efficient Multidisciplinary Design Optimization in a Distributed Aircraft Design Environment*, Dissertation TU Hamburg-Harburg, 2013

7.2. Programminformationen Modellgenerator

7.2.1. Programmstruktur

Die Methode zur Geometriemodellierung und zum Generieren der ANSYS Eingabedatei ist als prototypische Software in MATLAB umgesetzt. Das Programm wird als PARAMAM-FX bezeichnet, welches das Akronym des Namens „Parametric, simple and fast mesh based aircraft modelling tool“ bildet. Der Zusatz FX bezeichnet die dritte Programmversion, welche sich u.a. durch die exakte Berechnung der Geometriepunkte in unstrukturierten Netzen auszeichnet. PARAMAM-FX wird in MATLAB als Funktion aufgerufen und ruft sequentiell alle folgend aufgeführten Subroutinen auf.

Routine	Beschreibung
PARAMAM_FX.m	Hauptprogramm, das die Subroutinen sequentiell aufruft
	Eingabedaten laden
PARAMAM_INI.m	Vorgaben: <ul style="list-style-type: none"> • Modellname, Programmbediener • Dateinamen CFD Punkte und Konnektivität • Flügelbezugsnummer, Translation & Skalierung • Optionen Netz schließen & extrapolieren • Verlauf Holme & Rippen • Neigung Holme & Rippen • Ausschnitte & Vereinigung von Holmen & Rippen • Zuweisung Materialtyp, -orientierung & -dicke • Zuweisung Stringergeometrien • Materialdefinitionen • Bereiche für Kraftstofftanks (Volumen) • Triebwerke (Ersatz Geometrien) • Fahrwerk (Kraftangriffspunkte) • Optimierungsbereiche • Vernetzungs- und Einspannungsoptionen
PARAMAM_PIN1.m	Strukturiertes Einlesen der Daten aus PARAMAM_INI.m
PARAMAM_DC.m	Optional: Einladen gespeicherter und ausgewerteter Netzdaten, falls CFD Datensatz zuvor bereits ausgewertet worden ist.
PARAMAM_IN.m	Einlesen Datei(-en) CFD Daten.
PARAMAM_PROF.m	Rotieren und Skalieren CFD Netz, Generierung Konnektivität für strukturierte CFD Netze
PARAMAM_PINF.m	Detektionen Vorder- und Hinterkante, Berechnung Verlauf von Verwindung, Tiefe, Pfeilung, V-Stellung
PARAMAM_PSE.m	Optional: Extrapolation CFD Netz für Center-Wingbox
PARAMAM_PSAV.m	Speichern Netz und Auswertung
PARAMAM_PRES.m	Optional: Wiederherstellen von Netz und Auswertung
PARAMAM_PPLO.m	Optional: Darstellung CFD Netz und Auswertung
PARAMAM_PJOI.m	Auswertung Vorgaben zu zusammengelegten Holmen & Rippen

Geometrieberechnung

 Programminformationen Modellgenerator

PARAMAM_SSP.m	Berechnung Verlauf der Holme 2D
PARAMAM_SRI.m	Berechnung Verlauf der Rippen 2D
PARAMAM_SROT3.m	Berechnung Neigungswinkel der Holm-Rippen Schnittpunkte
PARAMAM_SGZZ01.m	Berechnung der 3D Schlüsselpunkte
PARAMAM_SRE.m	Extrapolation der 3D Schlüsselpunkte außerhalb des CFD Netzes

Geometriemodell Ableiten

PARAMAM_CKP.m	Datenbank der Geometriepunkte
PARAMAM_CRI.m	Datenbank der Linien: Rippen
PARAMAM_CSPL.m	Ergänzung Datenbank der Linien: Holme
PARAMAM_CVEL.m	Ergänzung Datenbank der Linien: Vertikal
PARAMAM_CSKA.m	Datenbank der Flächen: Haut
PARAMAM_CRIA.m	Ergänzung Datenbank der Flächen: Rippen
PARAMAM_CSPA.m	Ergänzung Datenbank der Flächen: Holme
PARAMAM_CTDY.m	Entfernen unnötiger Geometriekomponenten wegen Ausschnitten oder Zusammenlegung von Holmen oder Rippen
PARAMAM_CEGG.m	Triebwerks Geometrien
PARAMAM_CTKD3.m	Tankvolumen
PARAMAM_CPRO.m	Datenbank der Eigenschaften pro Fläche (Material, Stringer)

Eingabe für FEM Pre-Prozessor

PARAMAM_AINI.m	Erstellen ANSYS Vorgabedatei
PARAMAM_AGEO3.m	Befehle zum Erstellen von Punkten, Linien und Flächen generieren
PARAMAM_ALED2.m	Befehle für Vorgaben Vernetzung generieren
PARAMAM_AMSH.m	Befehle für Vernetzung generieren
PARAMAM_AAFL.m	Befehle für Anpassung Flächennormale generieren
PARAMAM_ATKD3.m	Befehle zum Erstellen der Tankvolumen generieren
PARAMAM_ACLA.m	Befehle für Einspannung generieren
PARAMAM_AMAT.m	Befehle zum Definieren der Materialeigenschaften generieren
PARAMAM_AEGG.m	Befehle zur Modellierung der Triebwerke generieren
PARAMAM_ACM.m	Befehle zum Definieren benannter Komponenten generieren
PARAMAM_AAME.m	Befehle zum Exportieren der aerodynamischen Oberfläche ins AMIF Format generieren
PARAMAM_AOUT.m	Schließen der Datei

Grafik Ausgabe

PARAMAM_GTEC.m	Optional: Export der Geometrien ins TECPLOT Format
PARAMAM_GRF2.m	Optional: Darstellen der Geometrie in MATLAB

7.2.2. Modellparameter

AN	Punkte des CFD Netzes
AE	Konnektivität der CFD Netzes
W	Modell-Referenznummer
SPAN	y-Koordinate Flügelspitze
ROOT	y-Koordinate Flügelwurzel
LE	Verlauf Vorderkante
TE	Verlauf Hinterkante
C	Verlauf Flügeltiefe
X25	Verlauf 25% Linie im CFD Netz
s25	Verlauf Pfeilung 25% Linie im CFD Netz
d25	Verlauf V-Stellung 25% Linie im CFD Netz
ALP	Verlauf Verwindung im CFD Netz
SP_jstat	Status Zusammenlegung Holme
RI_jstat	Status Zusammenlegung Rippen
SP	Spannweitiger Verlauf der Holme 2D
RI	Spannweitiger Verlauf Rippen 2D
ROT	Richtungsvektoren Holm-Rippen Schnittlinien
RIP	Geometriepunkte 3D
KLIST	Liste der Geometriepunkte
LLIST	Liste der Linien
ALIST	Liste der Flächen
TW	Liste der Triebwerkspunkte prototypisch
ELIST	Liste Triebwerksgeometrie am finalen Modell
VLIST	Liste Geometrien Tankvolumen
APROP	Liste der Eigenschaften pro Fläche (Material, Stringer)

7.3. Programminformationen Strukturdimensionierung

7.3.1. Programmstruktur

Die Methode zur Dimensionierung von FEM Modellen ist als ANSYS/APDL skript prototypisch umgesetzt. In Unterscheidung zu vorherigen Versionen besteht die Möglichkeit, anhand der Datei `_S_BOT_seq.ans` die Dimensionierungsstrategie im Verlauf der Dimensionierung zu beeinflussen. Weiterhin werden Dimensionierungsergebnisse als Eingabe für PARAMAM-FX exportiert. `S_BOT.ans` wird in ANSYS als Skript gestartet („read input from“ bzw. als Batch Befehl von MATLAB aus gestartet) und ruft sequentiell alle folgend aufgeführten Subroutinen auf

<code>S_BOT.ans</code>	Hauptprogramm, das die Subroutinen sequentiell aufruft
<code>_S_BOT_inp.ans</code>	Vorgaben, Optional von PARAMAM-FX erzeugt: <ul style="list-style-type: none"> • Modellname, Programmbediener • Exportoptionen AMIF, TECPLOT • Optionen Ergebnisdarstellung (Element Tables) • Limits Residuum, maximale Iterationszahl • Auswahl Dimensionierungsregeln • Auswahl Versagenskriterien • Option: Nichtlineare Iterationen • Auswahl Element für detaillierten Export • Vorder- und Hinterholm, Y-Koordinate für Export von UZ und RY • Sicherheitsfaktor • Materiallimits • Max/Min Dicken • Namen AMIF Dateien Luftlasten • Beschleunigungen, Kräfte Lastfälle • Definition der Lastfälle
<code>_S_BOT_seq.ans</code>	Iterationsabhängige Änderung der Dimensionierungsregeln
<code>S_BOT_ini_04.ans</code>	Erstellen des FEM Modells aus <code>MODELLNAME.ans</code> oder Laden von <code>MODELLNAME.db</code> . Erstellen der Datenstrukturen.
<code>S_BOT_dmov.ans</code>	Anpassen der Datenstruktur an aktuelle Iteration
<code>S_BOT_solu.ans</code>	Ausführen Belastungsrechnung
<code>S_BOT_post.ans</code>	Auswertung Belastungsrechnung und Übernahme Ergebnisse in Datenstruktur für Dimensionierung
<code>S_BOT_beam.ans</code>	Interpolation Translationen und Rotationen an Ersatzbalken, der mittig zwischen vorgegebenem Vorder- und Hinterholm verläuft
<code>S_BOT_tk.ans</code>	Element- und schichtweise Dimensionierung der Dicke entsprechend der vorgegebenen Versagenskriterien
<code>S_BOT_fi.ans</code>	Vereinheitlichung der Eigenschaften innerhalb vorgegebener Optimierungsregionen
<code>S_BOT_tl.ans</code>	Anpassen an maximale und minimale Dimensionierungswerte
<code>S_BOT_ang.ans</code>	Schicht- oder elementweise Ausrichtung des Materials

S_BOT_resid.ans	Berechnung des Dickenresiduums und der Masse
S_BOT_mup.ans	Anpassen der Elementeigenschaften durch Update der Real Data Tables
S_BOT_etable.ans	Übertragen der elementweisen Dimensionierungsergebnisse pro Iteration: Gesamtdicke, Änderung der Gesamtdicke, Orientierung und Dicke einer ausgewählten Schicht, Änderung der Orientierung, Dimensionierendes Kriterium. Export der finalen Dimensionierungsergebnisse zur Weiterverwendung in neuen Auslegungsstudien.
S_BOT_conv.ans	Export aller für die Konvergenz relevante Größen

7.3.2. Dateien

S_BOT.log	Textdatei, in der alle Subroutinen ihren Start mit Zeit sowie relevante Zwischenergebnisse protokollieren, so dass der Programmablauf nachvollziehbar ist
S_BOT.dat	Alle für globale Konvergenz relevanten Größen in Matrixformat zur Weiterverwendung z.B. in MATLAB
E-TRACK.log	Alle Zwischenergebnisse für ausgewähltes Element, um Funktionsweise der Dimensionierungsrechnung detailliert nachvollziehen zu können
RESTART.db	Zwischenspeicherung, von der aus Auslegungsrechnung fortgesetzt werden kann
JOBNAME.db	Modell und Ergebnisse der Dimensionierungsrechnung

7.3.3. Modellparameter

Grunddaten

HIST_LEVEL	Anzahl der Iterationen, die in Ergebnismatrizen vorgehalten werden sollen (min 2 für Dimensionierung erforderlich)
LC_MAXD	Anzahl der definierten Lastfälle
AERO_MAXD	Anzahl der definierten Luftlastfälle
EN_MAXD	Anzahl der definierten Triebwerke
TK_MAXD	Anzahl der definierten Kraftstofftanks
GE_MAXD	Anzahl der definierten Fahrwerke
R_MAXD	Größtes definiertes Real Data Set
L_MAXD	Größte Anzahl definierter Faserschichten
ML_MAXD	Anzahl der definierten Materiallimits
MP_MAXD	Anzahl der definierten Materialeigenschaften
R_LAYMAT	Real Data: Material pro Schicht
R_LAYANG	Real Data: Orientierung pro Schicht

 Programminformationen Strukturdimensionierung

R_LAYTK Real Data: Dicke pro Schicht
 R_30 Real Data: 30 Einträge

Elemente

E_MAXD Anzahl an Elementen
 E_ONES Elemente: Vektor Einsen (für mat. Operationen)
 E_ZEROS Elemente: Vektor Nullen (für mat. Operationen)
 E_REAL Elemente: Real Data Set
 E_GEO Elemente: Fläche
 E_TYPE Elemente: Elementtyp
 E_99 Elemente: Ist Elementtyp 99 (1 ja, 0 nein)
 E_LAYN Elemente: Anzahl Schichten
 E_LAYMAT Elemente: Material pro Schicht
 E_LAYDEN Elemente: Dichte pro Schicht
 E_LAYANG Elemente: Ausrichtung pro Schicht
 E_LAYTK Elemente: Dicke pro Schicht
 E_TKS Elemente: Gesamtdicke
 E_MAS Elemente: Masse
 E_TRACK Elemente: Nummer des Elements für detaillierte Ausgabe

Materialdaten

ML_EX_T Material Limits: Max. zul. Spannung Zug x Richtung
 ML_EX_C Material Limits: Max. zul. Spannung Druck x Richtung
 ML_EY_T Material Limits: Max. zul. Spannung Zug y Richtung
 ML_EY_C Material Limits: Max. zul. Spannung Druck y Richtung
 ML_ET Material Limits: Max. zul. Spannung Schub
 ML_EI Material Limits: Max. zul. Spannung interlaminar

Analyseergebnisse

RE_EX Ergebnisse: Spannung x Richtung
 RE_EY Ergebnisse: Spannung y Richtung
 RE_ET Ergebnisse: Spannung Schub
 RE_EI Ergebnisse: Spannung Interlaminar
 RE_S1 Ergebnisse: Spannung S1
 RE_S2 Ergebnisse: Spannung S2
 RE_S3 Ergebnisse: Spannung S3
 RE_SA Ergebnisse: Hauptspannungsrichtung

RE_SP1	Ergebnisse: Hauptspannung 1
RE_SP2	Ergebnisse: Hauptspannung 2
UZ_MAX	Ergebnisse: Auslenkung UZ Flügelspitze
RY_TIP	Ergebnisse: Rotation RY Flügelspitze

Dimensionierungsergebnisse

OPT_TK_EX_C	Dimensionierung: Dicke pro Schicht aufgrund Spannung x Druck
OPT_TK_EX_T	Dimensionierung: Dicke pro Schicht aufgrund Spannung x Zug
OPT_TK_EY_T	Dimensionierung: Dicke pro Schicht aufgrund Spannung y Druck
OPT_TK_EY_C	Dimensionierung: Dicke pro Schicht aufgrund Spannung y Zug
OPT_TK_ET	Dimensionierung: Dicke pro Schicht aufgrund Spannung Schub
OPT_TK_EI	Dimensionierung: Dicke pro Schicht aufgrund Spannung interlam.
OPT_ANG	Dimensionierung: Ausrichtung pro Schicht
OPT_S	Dimensionierung: Materialanstrengung
OPT_CRI	Dimensionierung: Dimensionierendes Kriterium
OPT_LC	Dimensionierung: Dimensionierender Lastfall
OPT_LAY	Dimensionierung: Dimensionierende Schicht
CONV_GLOB	Alle Größen zur Beurteilung der Konvergenz

7.4. Verwendete Materialdaten

Steifigkeitskennwerte AL 2024/7075

Material- kennwerte	$E \left[\frac{N}{mm^2} \right]$	$G \left[\frac{N}{mm^2} \right]$	$\nu_{12} [-]$
Aluminium 2024	73100	27600	0.33
Aluminium 7075	71700	26900	0.33

Bruchkennwerte AL 2024/7075

Bruchspannungen	S_{1T}	S_{1C}	S_{2T}	S_{2C}	S_{12}
Aluminium 2024 $\left[\frac{N}{mm^2} \right]$	360	360	360	360	120
Aluminium 7075 $\left[\frac{N}{mm^2} \right]$	470	470	470	470	150
Bruchdehnungen	ε_{1T}	ε_{1C}	ε_{2T}	ε_{2C}	γ_{12}
Aluminium 2024 [%]	4.92	4.92	4.92	4.92	4.35
Aluminium 7075 [%]	6.56	6.56	6.56	6.56	5.58

Steifigkeitskennwerte Einzelschicht T300/914C

Material- kennwerte	$E_{11} \left[\frac{N}{mm^2} \right]$	$E_{22} \left[\frac{N}{mm^2} \right]$	$G_{12} \left[\frac{N}{mm^2} \right]$	$\nu_{12} [-]$	$\nu_{23} [-]$
T 300/914C	138000	11000	5500	0.28	0.4

Bruchkennwerte Einzelschicht T300/914C

Bruchspannungen	S_{1T}	S_{1C}	S_{2T}	S_{2C}	S_{12}
T300/914C $\left[\frac{N}{mm^2} \right]$	1500	900	27	20	80

Bruchdehnungen	ε_{1T}	ε_{1C}	ε_{2T}	ε_{2C}	γ_{12}
T300/914C [%]	1.087	0.652	0.245	1.818	4

Steifigkeitskennwerte AIREX C 70.250

Materialkennwerte	$E_{11} \left[\frac{N}{mm^2} \right]$	$G_{12} \left[\frac{N}{mm^2} \right]$	$\rho \left[\frac{kg}{m^3} \right]$	$\nu [-]$
Rohacell AIREX C 70.250	230	85	250	0.27

7.5. Konfigurationsdaten

7.5.1. Lastfälle Auslegung F11 Konfiguration

	Hoch- geschwindigkeit	Niedrig- geschwindigkeit	Schiebeflug	Landestoß
Ma	0,83	0,48	0,83	0,21
Höhe	35000 ft	MSL	35000 ft	MSL
Beta	0°	0°	+5°	0°
cl	1,1	1,1	0,5	0
Gesamt- gewicht	550 t (MTOW)	550 t (MTOW)	550 t (MTOW)	385 t (MLW)
Lastvielfaches	2,50 g	2,50 g	1,00 g	1,30 g
Tank 1	58,263 t	58,263 t	58,263 t	0,000 t
Tank 2	22,724 t	22,724 t	22,724	4,796 t
Tank 3	8,704 t	8,704 t	8,704 t	8,704 t
Landestoß FW	-	-	-	0.65 x MLW