



Technische
Universität
Braunschweig

CAMPUS
FORSCHUNGSFLUGHAFEN
Eine Kooperation mit dem DLR



Bewertung von CFK-Strukturen in einem multidisziplinären Entwurfsansatz für Verkehrsflugzeuge

Johannes Rieke

TU Braunschweig, Institut für Flugzeugbau und Leichtbau

CFF - Forschungsbericht 2013-02

TU Braunschweig - Campus Forschungsflughafen



Bewertung von CFK-Strukturen in einem multidisziplinären Entwurfsansatz für Verkehrsflugzeuge





TU Braunschweig - Campus Forschungsflughafen

Berichte aus der Luft- und Raumfahrttechnik

Forschungsbericht 2013-02

**Bewertung von CFK-Strukturen in einem
multidisziplinären Entwurfsansatz für Verkehrsflugzeuge**

Johannes Rieke

TU Braunschweig - Institut für Flugzeugbau und Leichtbau

Diese Arbeit erscheint gleichzeitig als von der Fakultät für Maschinenbau der Technischen Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig zur Erlangung des akademischen Grades eines Doktor-Ingenieurs genehmigte Dissertation.



Bibliografische Information der Deutschen Nationalbibliothek

Die Deutsche Nationalbibliothek verzeichnet diese Publikation in der Deutschen Nationalbibliografie; detaillierte bibliografische Daten sind im Internet über <http://dnb.d-nb.de> abrufbar.

1. Aufl. - Göttingen : Cuvillier, 2013

Zugl.: (TU) Braunschweig, Univ., Diss., 2013

978-3-95404-368-2

Diese Arbeit erscheint gleichzeitig als von der Fakultät für Maschinenbau der Technischen Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig zur Erlangung des akademischen Grades eines Doktor-Ingenieurs genehmigte Dissertation.

Herausgeber der CFF Forschungsberichte:

TU Braunschweig - Campus Forschungsflughafen

Hermann-Blenk-Straße 27 • 38108 Braunschweig

Tel: 0531-391-9822 • Fax: 0531-391-9808

Internet: www.campus-forschungsflughafen.de

Mail: cff@tu-braunschweig.de

Copyright Titelbild: Johannes Rieke

© CUVILLIER VERLAG, Göttingen 2013

Nonnenstieg 8, 37075 Göttingen

Telefon: 0551-54724-0

Telefax: 0551-54724-21

www.cuvillier.de

Alle Rechte vorbehalten. Ohne ausdrückliche Genehmigung des Verlages ist es nicht gestattet, das Buch oder Teile daraus auf fotomechanischem Weg (Fotokopie, Mikrokopie) zu vervielfältigen.

1. Auflage, 2013

Gedruckt auf säurefreiem Papier

978-3-95404-368-2



Bewertung von CFK-Strukturen in einem multidisziplinären Entwurfsansatz für Verkehrsflugzeuge

Von der Fakultät für Maschinenbau der
Technischen Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig

zur Erlangung der Würde eines
Doktor-Ingenieurs
(Dr.-Ing.)

genehmigte
Dissertation

von

Dipl.-Ing. Johannes Karl Kurt Rieke
aus Wolfenbüttel

eingereicht am: 20.08.2012

mündliche Prüfung am: 07.02.2013

Referenten: Prof. Dr.-Ing. P. Horst
Prof. Dr. sc. techn. P. Ermanni

Vorsitzender: Prof. Dr.-Ing. R. Radespiel





für meine Frau Cornelia und unseren Sohn Friedrich

”[...] nos [sumus] quasi nanos gigantum umeris insidentes, ut possimus plura eis et remotiora videre, non utique proprii visus acumine, aut eminentia corporis, sed quia in altum subvehimur et extollimur magnitudine gigantea”,

Johannes von Salisbury: Metalogicon 3,4,46-50





Danksagung

Die vorliegende Arbeit ist das Ergebnis meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Flugzeugbau und Leichtbau (IFL) der TU Braunschweig. Deswegen geht als erstes mein besonderer Dank an meinen Doktorvater und Leiter des Instituts, Herrn Prof. Dr.-Ing. Peter Horst. Er hat mir nicht nur über die Beschäftigung am IFL die Möglichkeit der Mitarbeit an unterschiedlichsten Forschungsprojekten eröffnet, aus deren Anregung sich schließlich das Thema der Dissertation ergeben hat, sondern mich auch kontinuierlich mit seinem Rat unterstützt. Besonderen Dank möchte ich auch an Herrn Prof. Dr. sc. techn. Paolo Ermanni für das Interesse an meiner Arbeit und die Übernahme des Koreferates aussprechen, welches mich persönlich sehr gefreut hat. Weiterhin möchte ich Herrn Prof. Dr.-Ing. Rolf Radespiel sowohl für die Übernahme des Vorsitzes der Prüfungskommission als auch für den fachlichen Rat bezüglich aerodynamischer Details danken.

Ganz besonderen Dank möchte ich auch an den akademischen Oberrat des IFL, Herrn Dr.-Ing. Wolfgang Heinze richten. Er hat über die Bereitstellung von PrADO und Weitergabe seines umfangreichen Wissens im Gebiet des Flugzeugvorentwurfs eine wesentliche Grundlage für meine Arbeit gelegt und mit seiner steten Bereitschaft für Diskussionen bei der Lösungsfindung Unterstützung geleistet. In diesem Zusammenhang gilt auch besonderer Dank Frau Dr.-Ing. Claudia Österheld, die mit ihren Erweiterungen von PrADO eine solide Ausgangsbasis für die vorliegende Arbeit geschaffen hat.

Ein Teil dieser Arbeit hat sich aus der Forschungstätigkeit innerhalb des LuFo III-Projektes MODYAS ergeben. Ich möchte allen Partnern an diesem Projekt für die interessante Zusammenarbeit danken, besonders aber Herrn Dr.-Ing. Jan Schwochow vom DLR Institut für Aeroelastik, von dem ich viel über dynamische Aeroelastik lernen konnte.

Weiterhin möchte ich allen ehemaligen Kollegen des IFL für die gute Zusammenarbeit und die freundliche Atmosphäre danken. Insbesondere danke ich Herrn Dr.-Ing. Christian Werner-Spatz für die Zeit im gemeinsamen Büro und die dabei geführten Diskussionen. Ebenso danke ich besonders Herrn Dipl.-Ing. Paul Reich für den Gedankenaustausch über aeroelastische Problemstellungen und die wertvollen Anmerkungen.

Darüber hinaus schulde ich meiner Familie, besonders aber meinen Eltern, große Dankbarkeit dafür, dass sie mich in allen Lagen unterstützt und mir eine akademische Ausbildung ermöglicht haben. Der größte Dank geht aber an meine Frau Cornelia, die immer für mich da war, dann wenn es nötig war, mich motiviert und ermutigt hat und mir Freiraum für die Fertigstellung der Dissertation gegeben hat - Danke!





Kurzfassung

Die vorliegende Arbeit beschäftigt sich mit der Abbildung von Faser-Kunststoff-Verbunden (FKVs) innerhalb eines bestehenden Gesamtentwurfsprozesses für Verkehrsflugzeuge und nutzt die sich daraus ergebenden neuen Gestaltungsmöglichkeiten. Dazu werden gezielt deren anisotropen Eigenschaften unter Berücksichtigung statisch aeroelastischer Effekte für die Gestaltung des Flügels unter Einsatz von *aeroelastic tailoring* ausgenutzt. Die Abbildung dieser Effekte in einer frühen Phase des Flugzeugentwurfs kann dazu beitragen, zukünftige Flugzeugentwürfe wirtschaftlicher zu machen und so den Marktanforderungen entgegenzukommen. Für die Einordnung der Arbeit wird zuerst ein Überblick über Programme zur Ermittlung der Strukturmassen von Flugzeugentwürfen gegeben und herausgestellt, inwieweit die vorliegende Arbeit eine Lücke im Bereich der Massenabschätzung von Strukturen aus FKVs füllt. Das Ziel der Arbeit ist damit einerseits die Massenabschätzung von FKVs und andererseits die Rückführung der Ergebnisse auf den integrierten Gesamtentwurf. Nachfolgend sind der vorliegende Gesamtentwurfsprozess und wichtige Vertreter von Gesamtentwurfsverfahren für Flugzeuge gegenübergestellt worden, um den Detaillierungsgrad des erweiterten Prozesses herauszustellen.

Die notwendigen Erweiterungen im Prozess werden unter Darstellung der verwendeten theoretischen Ansätze beschrieben und Lösungen der sich ergebenden Problemstellungen werden hergeleitet. Am Beispiel eines Mittelstrecken- und eines Langstreckenflugzeuges werden die Erweiterungen auf Gesamtentwurfsebene validiert. Darauf werden ebenso an diesen Beispielflugzeugen Parameterstudien durchgeführt, um die neuen Fähigkeiten des Gesamtentwurfs und die Sensibilitäten von klassisch isotrop aufgebauten Flügeln und solchen aus FKVs auf Änderung der Zirkulationsverteilung aufzeigen. Sowohl für das untersuchte Mittelstrecken- als auch Langstreckenflugzeug erweisen sich leicht dreieckige Zirkulationsverteilungen als vorteilhaft. Der CFK-Flügel zeigt dabei ein Optimum näher der elliptischen Idealverteilung und führt zu generell leichteren Entwürfen. Der Einfluss der statischen Aeroelastik ist beim Mittelstreckenflugzeug gering, beim Langstreckenflugzeug nicht vernachlässigbar.

Abschließend ist der Einfluss von *aeroelastic tailoring* bei einem vorwärts- und einem rückwärtsgepfeilten Flügel an einem Mittelstreckenflugzeug untersucht worden. Durch das *aeroelastic tailoring* kann generell eine leichte Strukturmassenreduktion aus der passiven Lastreduktion beobachtet werden, ohne sich drastisch negativ auf die Ruderwirksamkeit auszuwirken. Die Untersuchungen zeigen aber auch, dass *aeroelastic tailoring* nicht allein die Schlüsseltechnologie ist, um die strukturellen Gewichtsnachteile eines vorwärtsgepfeilten Tragflügels, der aus aerodynamischer Sicht für zukünftige Verkehrsflugzeuge interessant sein könnte, zu kompensieren.





Abstract

The present thesis covers the representation of fiber reinforced plastics within an existing preliminary aircraft design tool and makes use of the new degrees of freedom through this material. Therefore the anisotropic properties under consideration of static aeroelastic effects are used systematically on the wing design by implementing aeroelastic tailoring. The representation of these effects in an early stage of the aircraft design can help to make future aircraft designs more economic and by this to fulfill the market requirements. For the classification of the thesis first an overview over codes for mass estimation of aircrafts structures will be given. Further it will be highlighted, to which extent this theses fills a gap in the field of mass estimation codes for fiber reinforced plastics. The thesis' ambition is on the one hand the mass estimation of fiber reinforced plastics and the feedback on the integrated overall design process. Following this, the existing preliminary design process and important representatives of overall preliminary design processes for aircrafts are opposed, to emphasize the degree of details of the extended process.

The necessary changes in the process are described within the presentation of applied theoretical approaches and solutions for the resulting problems are derived. Using the example of a mid and long range aircraft the extensions are validated at preliminary overall aircraft design level. The new features of the design process and the sensitivity to different circulations of classic isotropic built wing and wings out of fiber reinforced plastics are shown within parametric studies for both mid and long range aircraft. Both types gathering benefits out of a slightly "triangular" circulation in spite of an ideal elliptic circulation. A CFRP wing has an optimum closer to the elliptic circulation and makes the designs in general lighter as a wing out of isotropic material. The impact of static aeroelastics are minor to the mid range aircraft but must not be neglected on long range aircraft.

Concluding, the impact of aeroelastic tailoring is analyzed for a forward swept wing and a backward swept wing at the example of a mid range aircraft. Through aeroelastic tailoring in general a slightly reduction of structure mass can be observed. The impact on rudder effectiveness is present but brings no reduction of the design space. As another result the mass disadvantage of the forward swept wing cannot be reduced to zero by aeroelastic tailoring. However, the results make obvious, that aeroelastic tailoring brings only minor advantages and that further studies of non balanced laminates in detail level are necessary.





Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	v
Tabellenverzeichnis	xi
Symbolverzeichnis	xiii
1 Einleitung	1
1.1 Motivation	1
1.2 Stand der wissenschaftlichen Entwicklung bei der Strukturmassenvorhersage	5
1.2.1 Modellgeneratorfähigkeiten	7
1.2.2 Lastfälle und Lasten	10
1.2.3 Analyseverfahren und Dimensionierung	10
1.2.4 Aeroelastikfähigkeiten	11
1.2.5 Gesamtentwurfskapazitäten	12
1.3 Ziel der Arbeit	12
1.4 Vorgehensweise	13
2 Flugzeugentwurf	15
2.1 Entwurfsprozess eines Verkehrsflugzeuges	15
2.1.1 Phasen des Flugzeuggesamtentwurfs	15
2.1.2 Eingliederung und Rolle des Vorentwurfs	17
2.2 <i>Tools</i> für den Flugzeuggesamtentwurf	18
2.2.1 Gesamtentwurfsverfahren	18
2.2.2 Multidisziplinäre Analysemethoden	20
2.3 Entwurfsprogramm PrADO	20
2.3.1 Programmstruktur PrADO	21
2.3.2 Entwurfsmodule	23
2.3.3 Strukturdimensionierungs- und Aeroelastikmodul Modul SAM	25
3 Analyse- und Entwurfsmethoden für den multidisziplinären Entwurf	29
3.1 Einleitung	29
3.2 Auswahl und Berechnung von kritischen Lastfällen	30
3.2.1 Bodenmanöver und Landevorgänge	31
3.2.2 Manöver- und Böenlasten	32
3.2.3 Weitere Lasten	33
3.2.4 Zusammenstellung der relevanten Lastfälle	34



3.3	Stationäre Strömung der Gesamtkonfiguration	35
3.3.1	Numerische Aerodynamikverfahren im Flugzeugentwurf	35
3.3.2	Strömungsberechnung mit dem Panelverfahren HISSS	37
3.3.3	Anpassen der Zirkulationsverteilung	40
3.4	Strukturanalyse	44
3.4.1	Grundlegende Annahmen	44
3.4.2	Analyse von Faser-Kunststoff-Verbunden	44
3.4.3	Berechnung des Stabilitätsverhaltens	55
3.4.4	Beulanalyse - Vergleich mit analytischer Methode und linearer FEM	63
3.5	Strukturdimensionierungsverfahren	68
3.5.1	Einleitung	68
3.5.2	<i>Fully Stressed Design</i> und <i>Fully Exerted Design</i>	71
3.5.3	Dimensionierung gegen Beulen	73
3.6	Statische Aeroelastik	74
3.6.1	Strukturauslegung mit Verformungseinfluss	76
3.6.2	<i>Aeroelastic Tailoring</i> - Theorie	79
3.6.3	<i>Aeroelastic Tailoring</i> - Beispiel	84
4	Validierung	89
4.1	Entwurfsstudie eines Mittelstreckenflugzeug	89
4.1.1	Vergleich der Strukturmassen und der Gesamtentwurfsdaten mit dem Referenzflugzeug	90
4.1.2	Einfluss der Schneeballeffekte	95
4.1.3	Dimensionierung mit und ohne Beulkriterium	96
4.1.4	Anpassung der Zirkulationsverteilung	98
4.1.5	Rückrechnung der <i>jigshape</i> aus der <i>flightshape</i>	101
4.2	Entwurfsstudie eines Langstreckenflugzeugs	103
4.2.1	Vergleich der Strukturmassen und der Gesamtentwurfsdaten mit dem Referenzflugzeug	103
4.2.2	Vergleich mit der gestreckten Version	105
4.3	Zusammenfassung der Validierungsergebnisse	107
5	Parameterstudien	109
5.1	Parameterstudie am Mittelstreckenflugzeug	109
5.1.1	Einfluss der Zirkulationsverteilung im Reiseflug ohne Einfluss der Elastizität auf die <i>flightshape</i>	109
5.1.2	Einfluss der statischen Aeroelastik auf die Variation der Zirkulationsverteilung	114
5.2	Parameterstudie am Beispiel eines Langstreckenflugzeuges	117
5.2.1	Einfluss der Zirkulationsverteilung im Reiseflug ohne Einfluss der Elastizität auf die <i>flightshape</i>	117
5.2.2	Einfluss der statischen Aeroelastik	119
5.3	Vergleich der Effekte am Mittel- und Langstreckenflugzeug	121



6	<i>Aeroelastic Tailoring</i>-Studie an einem Mittelstreckenflugzeug	125
6.1	Fragestellung	125
6.2	Vorgehen	126
6.3	<i>Aeroelastic Tailoring</i> des vorwärtsgepfeilten Flügels	129
6.3.1	Einfluss auf den Gesamtentwurf	129
6.3.2	Querruderwirksamkeit	132
6.4	<i>Aeroelastic Tailoring</i> des rückwärtsgepfeilten Flügels	135
6.4.1	Einfluss auf den Gesamtentwurf	135
6.4.2	Querruderwirksamkeit	137
6.5	Vergleich der Ergebnisse der <i>Tailoring</i> -Studie	139
6.6	Verbesserung des vorwärtsgepfeilten Entwurfs	140
6.7	Fazit der <i>Tailoring</i> -Studie	144
7	Zusammenfassung, Schlussfolgerung und Ausblick	147
	Literaturverzeichnis	153
A	Analyse- und Entwurfsmethoden	167
A.1	Landestoß	167
A.2	Beulsicherheit	167
A.3	<i>Tailoring</i>	171
B	Validierung	175
B.1	Vergleich der Strukturmassen MR A/C	176
B.2	Anpassung der Zirkulationsverteilung MR A/C	178
B.3	Dimensionierung mit und ohne Beulkriterium MR A/C	181
B.4	Vergleich der Strukturmassen LR A/C	184
B.5	Vergleich der Strukturmassen PrADO-PIANO	186
C	Parameterstudien	189
C.1	MR A/C	190
C.2	LR A/C	198
D	<i>Tailoring</i>-Studien	205
E	Materialdaten	219
F	Laminatdaten	221
G	Berechnung der Querruderwirksamkeit	225





Abbildungsverzeichnis

1.1	Einzug der Faser-Kunststoff-Verbunde in tragende Strukturen von Verkehrsflugzeugen in Anlehnung an [Hex10], [Rob09] und [Mid08] . . .	2
1.2	Massenaufteilung eines typischen Mittel- und Langstreckenflugzeuges bezogen auf die Herstellerleermassen	3
1.3	Verallgemeinerte Prozesskette für die Ermittlung von Strukturmassen im Flugzeugvorentwurf in Anlehnung an [Öst03; Bad07; LRT09] . . .	6
1.4	Auswahl aktuell verwendeter und bezüglich der vorliegenden Arbeit relevanter Verfahren für die Massenabschätzung im Flugzeugvorentwurf	8
2.1	Phasen des Flugzeuggesamtentwurfs mit wirtschaftlichen und technischen Meilensteinen in Anlehnung an Kessler [Kes06]; Badufle [Bad07] und Schmitt [Sch09]	16
2.2	Entwicklungsfreiheit und Wissen über den Flugzeugentwurf über die Entwicklungsphasen in Anlehnung an Schrage u. a. [Sch+91]	17
2.3	PrADO Entwurfsmodi und Entwurfsmodule	21
2.4	PrADO-Flugzeuggeometriedarstellung eines Mittelstreckenflugzeuges ähnlich der A320-200	23
2.5	Strukturdimensionierungs- und Aeroelastikmodul SAM	25
2.6	SAM-Simulationsmodelle für das in Abbildung 2.4 dargestellte Mittelstreckenflugzeug	27
3.1	Lastendreieck in Anlehnung an [WC08]	31
3.2	Beispiel für eine kombinierte Manöver-Böen-Envelope der Lande- und Reiseflugkonfiguration eines A320 ähnlichen Flugzeugs	33
3.3	Definition der Trefftz-Ebene aus Smith [Smi96]	39
3.4	Unterschiedliche Zirkulationsverteilungen mit gleichem Gesamtauftrieb ($\gamma_{max} = 0.05$, $c_A = 0.785$, $\Lambda = 10$)	41
3.5	Ablaufdiagramm zur Anpassung der geometrischen Verwindungsverteilung $\alpha_g(y)$ zum Erreichen der Soll-Zirkulationsverteilungen	42
3.6	Schnittgrößen an dem Schalenelement	45
3.7	Vergleich der Kriterien der maximalen Spannungen, der maximalen Dehnungen und der Versagenkriterien nach Tsai und Puck	52
3.8	Vergleich der effektiven Moduli von Laminaten der Flugzeugbau-Laminatfamilie berechnet nach [Sch07]	54
3.9	Größen an der unversteiften und versteiften Schale	56
3.10	Dimensionen des Z-Stringers	57
3.11	Flussdiagramm für die Bestimmung der Stringer	58
3.12	Definition der Normalkraftflüsse an der Schale	60



3.13	Dämpfungseinfluss	72
3.14	Aeroelastisches Dreieck in Anlehnung an [WC08]	74
3.15	Bestimmung der <i>jigshape</i> aus vorgegebener <i>flightshape</i>	78
3.16	idealisierte tragende Struktur eines Flügels	79
3.17	Polardiagramm für die UD-Steifigkeiten $Q_{16/61}$ und $Q_{26/62}$	81
3.18	Vergleich unterschiedlicher dimensionsloser Zirkulationsverteilungen $\gamma(\eta)$ und der resultierenden Auftriebskräfte A	82
3.19	Auswirkung der gerichteten Steifigkeiten auf die Verwindung im Endschnitt	83
3.20	FE-Modell des einseitig fest eingespannten, ungefeilten Kragarms mit im Schubmittelpunkt angreifender Last	84
3.21	Verlauf der Verdrillung $\alpha = \alpha_\phi + \alpha_\theta$ über dem Tailoring-Winkel θ für die Pfeilwinkel $\phi = 0^\circ, +30^\circ$ und -30°	86
3.22	Verlauf der maximalen Anstrengung je Lage im MSV nach Puck über dem Tailoring-Winkel θ für den Pfeilwinkel $\phi = 0^\circ$	86
3.23	Verlauf der Verdrillung über dem Tailoring-Winkel θ für den Pfeilwinkel $\phi = 0^\circ$ unter statischer Last im Vergleich zur thermischen Last von $\Delta T = 50 K$	88
3.24	Verlauf der maximalen Anstrengung nach Puck über dem Tailoring-Winkel θ für den Pfeilwinkel $\phi = 0^\circ$ unter thermischer Last von $\Delta T = 50 K$	88
4.1	Charakteristik der McDonald-Douglas MD-90-40X in Anlehnung an [Kar01]	90
4.2	Vergleich der maximalen Anstrengungen f_e^* über alle Lagen der oberen und unteren Behütung des MD-90-40X Flügels für -1g Rückenflug (Lastfall 4)	93
4.3	Vergleich der maximalen Anstrengungen f_e^* über alle Lagen der oberen und unteren Behütung des MD-90-40X Flügels für ein 3.2g Abfangmanöver (Lastfall 5)	94
4.4	Einfluss der Masseneinsparungen durch Änderung des Flügelmaterials von Aluminium nach CFK mit und ohne Schneeballeffekte	96
4.5	MD-90-40X: Prozentuale Massenänderung bezogen auf die Versionen ohne Dimensionierung gegen Beulen	97
4.6	MD-90-40X CFK HTS40: Einflussbereiche des Beulkriteriums am Flügel	98
4.7	Anpassung der Zirkulationsverteilung durch Änderung der geometrischen Verwindungsverteilung für eine elliptische Soll-Zirkulation ($e = 1.0$)	100
4.8	Rückrechnung der geometrischen Verwindungsverteilung der <i>jigshape</i> aus der <i>flightshape</i>	101
4.9	Vergleich der Zirkulationen des starren Flügels und der des flexiblen Flügels im Verformungszustand der <i>flightshape</i> im Auslegungspunkt .	102
4.10	Charakteristik der Boeing 787-8 in Anlehnung an [Boe10b]	103
4.11	Vergleich der Boeing 787-8 Referenzdaten mit den PrADO-Ergebnissen	105



4.12	Vergleich der Boeing 787-9 Referenzdaten mit den PrADO-Ergebnissen	106
5.1	Zirkulationsverteilungen der MR-Alu Varianten	110
5.2	Auswirkungen von verschiedenen Zirkulationsverteilungen bezogen auf den MR-Alu Entwurf mit elliptischer Zirkulationsverteilung	111
5.3	Auswirkungen von verschiedenen Zirkulationsverteilungen bezogen auf den MR-CFK Entwurf mit elliptischer Zirkulationsverteilung	112
5.4	Auswirkungen von verschiedenen Zirkulationsverteilungen bezogen auf den MR-Alu Entwurf mit elliptischer Zirkulationsverteilung unter Berücksichtigung der statischen Aeroelastik	114
5.5	Auswirkungen der statischen Aeroelastik auf die Zirkulationsverteilung im Abfangmanöver mit $n = 3.2g$, starre und flexible Struktur an einem MR-Alu Entwurf	115
5.6	Auswirkungen von verschiedenen Zirkulationsverteilungen bezogen auf den MR-CFK Entwurf mit elliptischer Zirkulationsverteilung unter Berücksichtigung der statischen Aeroelastik	117
5.7	Zirkulationsverteilungen der LR A/C Varianten	118
5.10	Auswirkungen der Zirkulationsverteilungen auf die maximale Abflugmasse ohne und mit Berücksichtigung statisch aeroelastischer Effekte	122
6.1	Definition des <i>Tailoring</i> -Winkels θ für die verwendeten MSVs	127
6.2	Normiertes Zug-Schub- und Biege-Torsions-Steifigkeitskopplungsverhältnis in Abhängigkeit des <i>Tailoring</i> -Winkels $ \theta $ für die verwendeten MSVs	128
6.3	Charakteristik des MR-FSW Entwurfes auf Basis der MD-90-40X	129
6.4	Ergebnisse der <i>Tailoring</i> -Winkelvariation bezogen auf den MR-FSW Basisentwurf ohne <i>aeroelastic tailoring</i> mit elliptischer Zirkulation	130
6.5	Zirkulationen für den Abfanglastfall 5 der <i>Tailoring</i> -Winkelvariation an des MR-FSW Entwurfes	131
6.6	Querruderwirksamkeiten dem MR-FSW Entwurf	133
6.7	Änderungen der Querruderwirksamkeiten $\Delta\eta_R$ aufgetragen über den <i>Tailoring</i> -Winkel im Entwurfspunkt bei $q = 11016N/m^2$ für den MR-FSW	134
6.8	Ergebnisse der <i>Tailoring</i> -Winkelvariation bezogen auf den MR-BSW Basisentwurf ohne <i>aeroelastic tailoring</i> mit elliptischer Zirkulation	135
6.9	Zirkulationen für den Abfanglastfall 5 der <i>Tailoring</i> -Winkelvariation an dem MR-BSW	136
6.10	Querruderwirksamkeiten des MR-BSW Entwurfes	137
6.11	Änderungen der Querruderwirksamkeiten $\Delta\eta_R$ aufgetragen über den <i>Tailoring</i> -Winkel im Entwurfspunkt bei $q = 11016N/m^2$ für die MR-BSW	138
6.12	Schrittweise Änderungen an dem MR-FSW-Entwurf	141
6.13	Auswirkungen der Modifikationen des MR-FSW Entwurfes	143



A.1	Vergleich der Rechenzeiten in Abhängigkeit der Zahl der Ansatzterme für Lastfall 3 bei Geometrie 1 (AMD Athlon X64 Dual 5600+, 2.81GHz)	168
A.2	Einfluss der Netzfeinheit auf das Ergebnis der NASTRAN-Rechnung für Geometrie 1 Lastfall 1 mit bilinearen Vier-Knoten-Elementen . . .	168
A.3	Übersicht der Beulformen berechnet für Lastfall 1 mit der FEM (NASTRAN, lineare Beulanalyse) mit jeweils 20x20 bilinearen Vier-Knoten-Elementen (CQUAD4)	169
A.4	Einflüsse durch die Verschiebung der elastischen Achse einer Auftriebsfläche nach [SHW86]	170
A.5	Verlauf der maximalen Anstrengung je Lage im MSV nach Puck über dem Tailoring-Winkel θ für den Pfeilwinkel $\phi = -30^\circ$	172
A.6	Verlauf der maximalen Anstrengung je Lage im MSV nach Puck über dem Tailoring-Winkel θ für den Pfeilwinkel $\phi = +30^\circ$	172
B.1	MR A/C: Verlauf Elementausnutzung über die Iterationen der Dimensionierung bis zur Massenkonzvergenz	175
B.2	Anpassung der Zirkulationsverteilung durch Änderung der geometrischen Verwindungsverteilung $e = 0.5$	176
B.3	Anpassung der Zirkulationsverteilung durch Änderung der geometrischen Verwindungsverteilung für eine elliptische Soll-Zirkulation ($e = 1.0$), Auswirkung auf den lokalen Auftriebsbeiwert $c_a(y)$	177
B.4	Anpassung der Zirkulationsverteilung durch Änderung der geometrischen Verwindungsverteilung $e = 0.5$	178
B.5	MR A/C: Prozentuale Massenänderung der Flügelmassen bezogen auf die Versionen ohne Dimensionierung gegen Beulen	182
B.6	Boeing 787-8 im Vergleich zur Boeing 787-9	184
B.7	LR A/C: Vergleich der PrADO/SAM Ergebnisse mit Daten des Programms PIANO ([Sim06])	188
C.1	Auftriebsverteilungen der MR-Alu Varianten zu Beginn des Reisefluges	191
C.2	MR-Alu, starr gerechnet, $e=0.5$, Dimensionierungskriterium	193
C.3	MR-CFK, starr gerechnet, $e=0.5$, Dimensionierungskriterium	193
C.4	Vergleich MR-Alu: Änderungen aeroelastisch unter Einhaltung der <i>flightshape</i> gerechnet bezogen auf die Ergebnisse der starr gerechneten Entwürfe	195
C.5	Vergleich MR-CFK: Änderungen aeroelastisch unter Einhaltung der <i>flightshape</i> gerechnet bezogen auf die Ergebnisse der starr gerechneten Entwürfe mit CFK-Flügel	197
C.6	Auftriebsverteilungen der LR A/C Varianten zu Beginn des Reisefluges	200
C.7	Vergleich LR A/C: Änderungen aeroelastisch unter Einhaltung der <i>flightshape</i> gerechnet bezogen auf die Ergebnisse der starr gerechneten Entwürfe	202
C.8	LR A/C: Differenzen $\Delta\gamma$ der Zirkulationsverteilungen starr/ aeroelastisch für den Abfanglastfall 5	203



C.9	LR A/C $e=0.5$ starr gerechnet, Dimensionierungskriterium	204
C.10	LR A/C $e=0.5$ aeroelastisch gerechnet, Dimensionierungskriterium . .	204
D.1	MR-FSW und MR-BSW im Vergleich	210
D.2	Zirkulationen für den Abfanglastfall 5 der <i>Tailoring</i> -Winkelvariation an dem MR-FSW Entwurf	211
D.3	Einfluss der Machzahl auf die Querruderwirksamkeit bei dem MR- FSW Entwurf	211
D.4	Gegenüberstellung des FE-Modells mit dem DLM-Modell für die Be- rechnung der Ruderwirksamkeit an dem MR-FSW Entwurf	212
D.5	Gegenüberstellung des FE-Modells mit dem DLM-Modell für die Be- rechnung der Ruderwirksamkeit an dem MR-BSW Entwurf	212
D.6	Dimensionierungskriterium: MR-FSW Entwurf mit $\theta = 0.0^\circ$	213
D.7	Dimensionierungskriterium: MR-FSW Entwurf mit $\theta = 22.5^\circ$	213
D.8	Dimensionierungskriterium: MR-FSW Entwurf mit $\theta = 30.0^\circ$	214
D.9	Dimensionierungskriterium: MR-FSW Entwurf mit $\theta = 37.5^\circ$	214
D.10	Dimensionierungskriterium: MR-FSW Entwurf mit $\theta = 45.0^\circ$	215
D.11	Zirkulationen für den Abfanglastfall 5 der <i>Tailoring</i> -Winkelvariation an dem MR-FSW Entwurf	215
D.12	Vergleich des Originalrumpfes der MR A/C mit der modifizierten Va- riante MR-FSW	216
D.13	Gleitzahl über Auftriebsbeiwert für MR-FSW Variante V4 und V5 bei $Ma=0.8$ und 10km Höhe	216





Tabellenverzeichnis

2.1	Aktuell in Anwendung befindliche und veröffentlichte Gesamtentwurfverfahren	19
3.1	Definition der Lastfälle für SAM	34
3.2	Vergleich aerodynamischer Berechnungsverfahren für die Eignung im Flugzeugentwurf	35
3.3	Kennwerte für den CFK-Werkstoff T300 15k / 976 nach [Ano02a] und Parameter für die Kriterien nach Puck und Tsai	51
3.4	Übersicht der Geometrie, Lastfalldefinition und Ergebnisse des Vergleiches der Beulanalysemethoden (Anzahl der Ansatzterme $M = N = 10$ für eLamX und $M = N = 20$ für das eigene Verfahren)	65
3.5	Einfluss der Anzahl der Ansatzterme auf das Ergebnis der Beulrechnung mit dem Ritz-Verfahren	67
4.1	Vergleich der Originaldaten der MD-90-40X aus [Kar01] mit den Ergebnissen von PrADO/SAM	91
4.2	Vergleich der aerodynamischen Beiwerte zu Beginn und am Ende der Anpassung	99
4.3	Vergleich der aerodynamischen Beiwerte starr und flexibel	102
5.1	Gegenüberstellung der absoluten Massen von Flügel, Betriebsleermasse und maximaler Abflugmasse bei starrer und aeroelastischer Auslegung	121
6.1	Gegenüberstellung der absoluten Werte und der relativen Änderungen bezogen auf die jeweiligen Entwürfe ohne <i>Tailoring</i>	139
6.2	Maßnahmen zu Verbesserung der Gesamtentwurfseigenschaften des MR A/C mit vorwärtsgepfeiltem Flügel	142
6.3	Gegenüberstellung der absoluten Werte und der relativen Änderungen bezogen auf den rückwärtsgepfeilten Basisentwurf mit CFK-Flügel aber ohne <i>Tailoring</i>	143
A.1	Übersicht der Tailoring-Winkel und Lagenaufbauten	171
B.1	Übersichtstabelle: MR A/C starr gerechnet	174
B.2	Übersichtstabelle: MR A/C starr gerechnet, Auswirkungen des Beulkriteriums	180
B.3	Übersichtstabelle: MR A/C starr gerechnet, Auswirkungen des Beulkriteriums	181



B.4	Boeing 787-8 und 787-9: Vergleich der PrADO/SAM Ergebnisse mit Referenzdaten ([Boe10a; Boe10c; Dom08])	185
B.5	LR A/C: Vergleich der PrADO/SAM Ergebnisse mit Daten des Programms PIANO ([Sim06])	187
C.1	Übersichtstabelle MR-Alu: starr gerechnet, Variation der Zirkulationsverteilung des Flügels	190
C.2	Übersichtstabelle MR-CFK: starr gerechnet, Variation der Zirkulationsverteilung des Flügels aus CFK	192
C.3	Übersichtstabelle MR-Alu: aeroelastisch unter Einhaltung der <i>flightshape</i> gerechnet, Variation der Zirkulationsverteilung des Flügels	194
C.4	Übersichtstabelle MR-CFK: aeroelastisch unter Einhaltung der <i>flightshape</i> gerechnet, Variation der Zirkulationsverteilung des Flügels aus CFK	196
C.5	Übersichtstabelle LR A/C: starr gerechnet, Variation der Zirkulationsverteilung des Flügels	199
C.6	Übersichtstabelle LR A/C: aeroelastisch unter Einhaltung der <i>flightshape</i> gerechnet, Variation der Zirkulationsverteilung des Flügels	201
D.1	Übersichtstabelle MR-FSW: aeroelastisch gerechnet, Variation des <i>Tailoring</i> -Winkels am Flügel	206
D.2	Übersichtstabelle MR-FSW: aeroelastisch gerechnet, Variation des <i>Tailoring</i> -Winkels am Flügel	207
D.3	Übersichtstabelle MR-BSW: aeroelastisch gerechnet, Variation des <i>Tailoring</i> -Winkels am Flügel	208
D.4	Übersichtstabelle MR-BSW: aeroelastisch gerechnet, Variation des <i>Tailoring</i> -Winkels am Flügel	209
D.5	MR-FSW - schrittweise Verbesserung	217
E.1	Kennwerte für den CFK-Werkstoff T300 15k / 976 nach [Ano02a; Sch07]	218
E.2	Kennwerte für den CFK-Werkstoff HTS40 12k / RTM6 nach [Ano02a]	218
E.3	Kennwerte für den CFK-Werkstoff Hercules AS4 / Hexel 3501-6 generisch nach [DI94]	218
E.4	Kennwerte für den CFK-Werkstoff Hercules AS4 / Hexel 3501-6 generisch nach [DI94] um 10% reduziert	219
E.5	Kennwerte für den CFK-Werkstoff Hexcel IM7 / Hexel 3501-6 generisch	219
E.6	Kennwerte für den CFK-Werkstoff Hexcel IM7 / Hexel 3501-6 generisch um 10% reduziert	219
F.1	Laminataufbau für das Basislaminat $\theta = 0^\circ$ und Ersatzsteifigkeiten	221
F.2	Laminataufbau für das Basislaminat $\theta = 11^\circ$ und Ersatzsteifigkeiten	221
F.3	Laminataufbau für das Basislaminat $\theta = 22.5^\circ$ und Ersatzsteifigkeiten	222
F.4	Laminataufbau für das Basislaminat $\theta = 30^\circ$ und Ersatzsteifigkeiten	222
F.5	Laminataufbau für das Basislaminat $\theta = 37.5^\circ$ und Ersatzsteifigkeiten	223
F.6	Laminataufbau für das Basislaminat $\theta = 45^\circ$ und Ersatzsteifigkeiten	223



Symbolverzeichnis

Abkürzungen

CAI	<i>Compression After Impact</i> - Restfestigkeit
CFK	Kohlenstofffaser verstärkter Kunststoff
CS-25	<i>Certification Specifications for Large Aeroplanes Part 25</i>
DOC	<i>Direct Operational Costs</i>
FAR-25	<i>Federal Aviation Regulations Part 25</i>
FCS	<i>Flight Control System</i>
FED	<i>Fully Exerted Design</i>
FEM	Finite Elemente Methode
FKV	Faser-Kunststoff-Verbund
FSD	<i>Fully Stressed Design</i>
GFK	Glasfaser-Kunststoff-Verbund
HLW	Höhenleitwerk
HSB	Handbuch Struktur Berechnung
KBE	<i>Knowledge Based Engineering</i> - Wissensbasiertes Entwickeln
KOS	Koordinatensystem
LCN	<i>Load Classification Number</i>
LR A/C	<i>Long Range Aircraft</i> - Langstreckenflugzeug
MEW	<i>Manufacturer Empty Weight</i> - Herstellerleermasse
MR A/C	<i>Mid Range Aircraft</i> - Mittelstreckenflugzeug
MR-Alu	<i>Mid Range Aircraft</i> - Mittelstreckenflugzeug mit Aluminium-Flügel
MR-BSW	<i>Mid Range Aircraft-Backward Swept Wing</i> - Mittelstreckenflugzeug mit rückwärtsgefeiltem Flügel
MR-CFK	<i>Mid Range Aircraft</i> - Mittelstreckenflugzeug mit CFK-Flügel
MR-FSW	<i>Mid Range Aircraft-Forward Swept Wing</i> - Mittelstreckenflugzeug mit vorwärtsgefeiltem Flügel
MSV	Mehrschichtverbund
MTOW	<i>Maximum Take-Off Weight</i> , Maximale Abflugmasse



NP	Neutralpunkt
NSM	Nichtstrukturelle Masse
OEW	<i>Operating Weight Empty</i> , Betriebsleermasse
PrADO	<i>Preliminary Aircraft Design and Optimization Tool</i>
RTM	<i>Resin Transfer Moulding</i>
SAM	<i>Structural Aerodynamic and Aeroelastic Sizing Module</i>
SLI	<i>Single Line Injection</i>
SLW	Seitenleitwerk
SP	Schwerpunkt
TLARs	<i>Top Level Aircraft Requirements</i> - Hauptanforderungen an das Flugzeug
VAP	<i>Vacuum Assisted Process</i>
WFL	Flügelmasse
WKG4	Kraftstoffmasse der Auslegungsmiſsion inklusive Reserven

Griechische Symbole

η	dimensionslose Spannweite = $\frac{2y}{b}$
η_R	Ruderwirksamkeit
$\varepsilon_1, \varepsilon_2, \gamma_{21}$	Membrandehnung im Schicht-KOS
$\varepsilon_x, \varepsilon_y, \gamma_{xy}$	Membrandehnung z. B. eines MSV im Laminat-KOS
$\varepsilon_{\parallel}, \varepsilon_{\perp}, \gamma_{\#}$	Membrandehnung im Schicht-KOS
Γ	Zirkulation
γ	dimensionslose Zirkulation
$\kappa_x, \kappa_y, \kappa_{xy}$	Krümmungen z. B. eines MSV im Laminat-KOS
Λ	Streckung = $\frac{b^2}{F}$
$\nu_{\perp}, \nu_{\parallel}$	Querkontraktionszahlen im Schicht-KOS
Φ	Geschwindigkeitspotential
ϕ	Ausnutzungsfaktor
φ	Störpotential, Pfeilwinkel
$\sigma_1, \sigma_2, \tau_{21}$	Membranspannung im Schicht-KOS
$\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}$	Membranspannung z. B. eines MSV im Laminat-KOS
$\sigma_{\parallel}, \sigma_{\perp}, \tau_{\#}$	Membranspannung im Schicht-KOS
θ	<i>Tailoring</i> -Winkel in Bezug auf 50%-Linie

Lateinische Symbole

A	Membransteifigkeitsmatrix
ABD	Gesamtsteifigkeitsmatrix
B	Koppelsteifigkeitsmatrix
D	Plattensteifigkeitsmatrix
Q	Steifigkeitsmatrix der UD-Schicht
S	Nachgiebigkeitsmatrix der UD-Schicht
T	Transformationsmatrix
<i>b</i>	Spannweite
a	Beschleunigungsvektor
<i>d</i>	Dimensionierungsparameter
<i>E</i>	Elastizitätsmodul
<i>e</i>	Elliptizität
<i>E_{GZ}</i>	Gleitzahl
<i>e_{Os}</i>	Oswaldzahl
<i>A</i>	Auftriebskraft
<i>F</i>	Bezugsfläche
<i>F</i>	Elementfläche
F	Kraft- und Momentenvektor
<i>G</i>	Gewichtskraft
<i>G</i>	Schubmodul
<i>j</i>	Sicherheitsfaktor
<i>n</i>	Lastvielfaches in z-Richtung
<i>R</i>	Festigkeit
<i>t</i>	Wandstärke eines Scheibenelementes
<i>t</i>	Zeit
u	Vektor der lokalen Geschwindigkeiten (<i>u</i> , <i>v</i> , <i>w</i>)
<i>V</i>	Geschwindigkeit
<i>w</i>	Wichtungsfaktor

Indizes

<i>Br</i>	Bruchlast
<i>e</i>	Fließspannung



<i>EAS</i>	<i>Equivalent Air Speed</i>
<i>f</i>	Faser
<i>m</i>	Matrix
<i>OA</i>	Orthotropieachsensystem
<i>p</i> 0.2	0.2% Dehngrenze
<i>S</i>	sichere Last

Koordinatensysteme

x, y, z	globales Laminat-KOS
1, 2, 3	Schicht-KOS
, ⊥	UD-Schicht-KOS mit Beziehung längs und quer zur Faser
I, II	Hauptachsen-KOS

1 Einleitung

1.1 Motivation

Mit der Boeing 787-8 ist erstmals ein ziviles Verkehrsflugzeug für mehr als 200 Passagiere vorgestellt worden, bei dem der Massenanteil an Faser-Kunststoff-Verbunden ca. 50% der Strukturmasse beträgt. Kurze Zeit später hat Airbus mit der A350 XWB ein Flugzeug mit ähnlich hohem Anteil an Faser-Kunststoff-Verbunden angekündigt. Beide große Flugzeughersteller versprechen mit den neuen Entwürfen eine deutlich gesteigerte Wirtschaftlichkeit ihrer Flugzeuge, die neben Verbesserungen in der Antriebs- und Systemtechnik sowie optimierter Aerodynamik zu einem nicht unerheblichen Teil durch den Einsatz von Faser-Kunststoff-Verbunden in der Primärstruktur erreicht werden soll.

Wirft man einen Blick in die historische Entwicklung bei der Einführung von Faser-Kunststoff-Verbunden (FKVs) in Verkehrsflugzeuge, wie es in Abbildung 1.1 an einigen Beispielen verdeutlicht ist, so sind die ersten Erfahrungen bei Airbus und Boeing mit den Rudern des Höhen- und Seitenleitwerks und aerodynamischen Verkleidungsteilen, also in Bauteilen der Sekundärstruktur, gesammelt worden. Der erste große Schritt in Richtung Primärstruktur erfolgte bei Airbus 1985 mit der Einführung der A310-300, bei der erstmalig bei einem Verkehrsflugzeug ein Seitenleitwerk in CFK-Bauweise ausgeführt worden ist. Kurze Zeit später folgte der Einsatz von CFK sowohl im Seitenleitwerk als auch im Höhenleitwerk der A320 und später bei der A340-300. Auch Boeing führte erstmals 1998 mit der 777 einen FKV-Anteil mit mehr als 10% der Strukturmasse ein. Damit ist ein eindeutiger Trend im Zuwachs von Strukturbauteilen aus FKVs erkennbar.

Die Gründe für die zunehmende Verdrängung der erprobten Aluminiumlegierungen aus der Flugzeugstruktur sind vielschichtig. Die wirtschaftlichen Anforderungen der Fluggesellschaften und die ökologischen Forderungen der Gesetzgeber verlangen nach immer leistungsfähigeren und emissionsarmen Entwürfen ([ACA01; ACA10]), die sich seitens der Hersteller nur mit einem ganzheitlich optimierten Entwurf erfüllen lassen. Das Ziel für die Primärstruktur besteht daraus folgend darin, das technologisch höchste Maß an Leichtbau unter Berücksichtigung des finanziellen Rahmens zu erreichen.

Betrachtet man die Massenaufteilung von existierenden Mittel- und Langstreckenentwürfen (MR A/C, LR A/C) bezogen auf deren Herstellerleermasse (MEW), wie es in Abbildung 1.2 dargestellt ist, so lässt sich durch eine einfache Rechnung das Gewichtspotential von FKVs in der Primärstruktur abschätzen. Da die Leitwerke bei aktuellen Entwürfen bereits aus FKVs bestehen, sollen nur die Anteile des Flügels und des Rumpfes näher betrachtet werden. Diese betragen in Summe ca. 49% beim MR A/C (z.B. A320-200) und ca. 56% beim LR A/C (z.B. A340-300) der MEW.

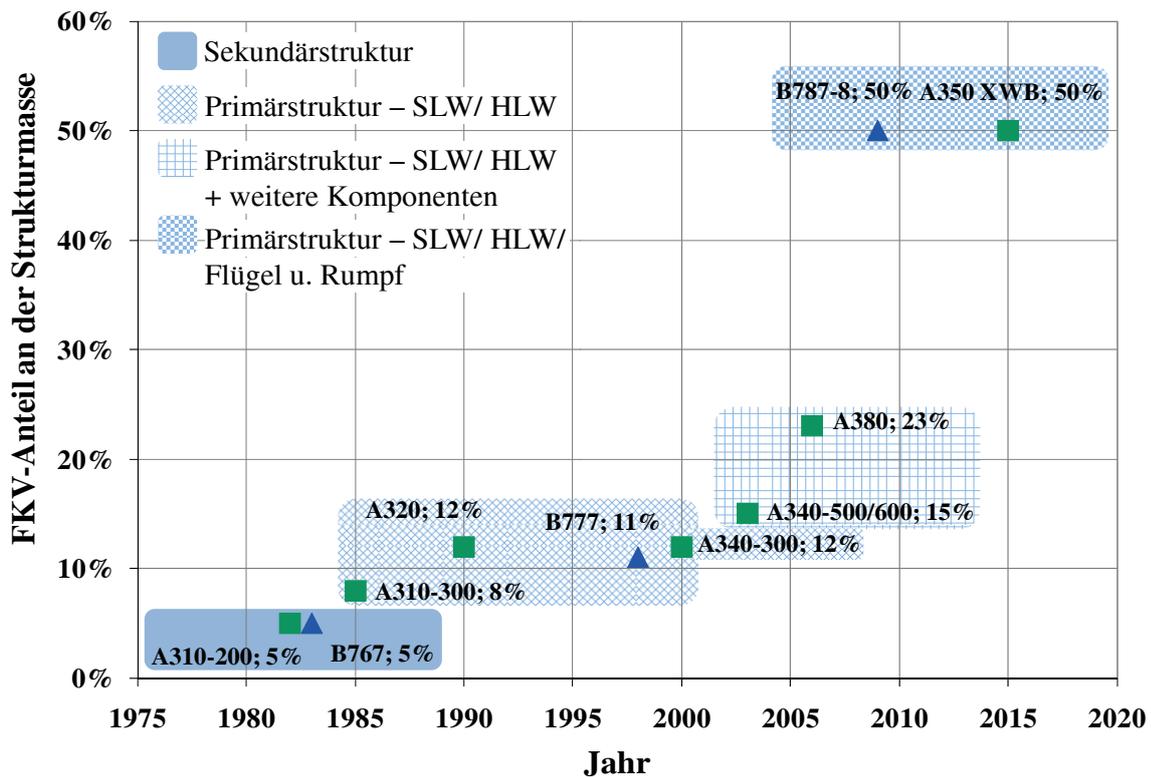


Abbildung 1.1: Einzug der Faser-Kunststoff-Verbunde in tragende Strukturen von Verkehrsflugzeugen in Anlehnung an [Hex10], [Rob09] und [Mid08]

Wird angenommen, dass die Primärstruktur ca. 80% des Strukturgewichtes ausmacht ([Niu02]), ergeben sich für die Anteile der Primärstruktur an der MEW 40% respektive 45%. In Karal [Kar01] und Stumpf, Hölzel und Rieke [SHR11] ist gezeigt worden, dass durch eine zur Aluminiumstruktur gleichwertige CFK-Struktur eine Gewichtsreduktion von bis zu 30% erreicht werden kann. Da ein hundertprozentiger Ersatz der Metallstruktur durch CFK nicht möglich ist, bleiben von diesen theoretischen 30%, bei einer Annahme von 60% CFK-Anteil an der Primärstruktur, noch ca. 18% Einsparpotential übrig. Auf das MR A/C und das LR A/C angewendet, bedeutet dies eine Reduktion von 7% bzw. 8% der MEW. Nimmt man für die Berücksichtigung der Schneeballeffekte einen Vergrößerungsfaktor von ca. 1.5 an ([Tor82]), ergibt sich auf die maximale Abflugmasse bezogen eine resultierende Gewichtseinsparung von 11% für das MR A/C und 12% für das LR A/C. Für den Kraftstoffverbrauch folgt dann eine Reduktion von ca. 9% für das MR A/C und 12% für das Langstreckenflugzeug, wenn die wichtigen Entwurfgrößen wie Flügelfläche oder Triebwerksstandschub für die neuen maximalen Abflugmassen optimiert worden sind ([SHR11]). Die Massenreduzierung auf der Strukturseite verbessert so den Kraftstoffverbrauch je nach Flugzeugtyp zwischen 9% und 12%. Das bedeutet einen bemerkenswerten Beitrag durch diese Einzeldisziplin von 18% beim MR A/C respektive 24% beim LR A/C an dem in ACARE [ACA01] definiertem Gesamtziel von 50% Verbrauchsreduktion. Im folgenden sollen die wichtigsten Vor- und Nachteile von Flugzeugstrukturen aus CFK genannt werden, die zu dem gestiegenen Einsatz in der Primärstruktur geführt

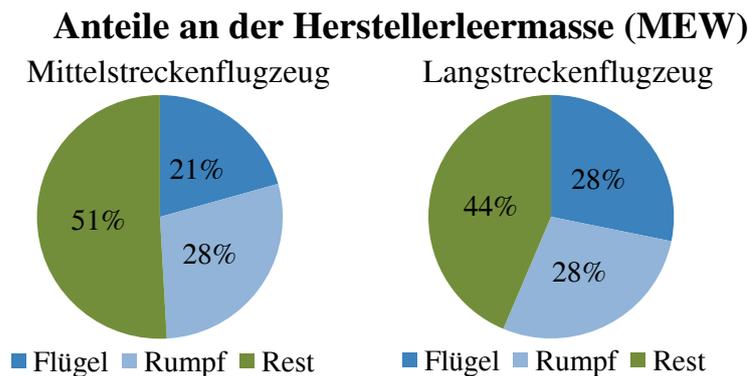


Abbildung 1.2: Massenaufteilung eines typischen Mittel- und Langstreckenflugzeuges bezogen auf die Herstellerleermassen

haben. Ein Gewichtsvorteil der Primärstruktur kann durch die besseren dichtespezifischen mechanischen Eigenschaften von CFK gegenüber den gebräuchlichen Aluminiumlegierungen erreicht werden (vgl. [Wie09; Sch07; Erm07]). Dies ist allerdings nur möglich, solange eine gewisse Orthotropie im Bauteil umgesetzt werden kann, da ein quasi-isotroper Mehrschichtverbund (MSV) nach Schürmann [Sch07] nunmehr nur noch aluminiumähnliche mechanische Eigenschaften besitzt und als hauptsächlichen Vorteil eine um ca. 33% geringere Dichte aufweist. Man spricht in diesem Zusammenhang von „schwarzem Aluminium“, welches nach Soden, Kaddour und Hinton [SKH04] bei frühen Konstruktionen im Flugzeugbau zur Substitution von Aluminiumstrukturen Anwendung fand und zudem sehr konservativ ausgelegt worden ist. Das Leichtbaupotential der FKV's kann aber nur dann ausgenutzt werden, wenn sie in Bereichen mit eindeutigen Hauptspannungsrichtungen kumuliert über alle Belastungen, wie es z.B. bei Auftriebsflächen in großen Bereichen der Fall ist, eingesetzt und zudem mit genaueren Versagenskriterien (vgl. [Puc04; SKH04]) beanspruchungsgerecht ausgelegt werden. In Bereichen mit mehrachsigen Spannungszuständen, die einen quasi-isotropen Aufbau des Mehrschichtverbundes verlangen, reduziert sich, wie eben erwähnt, der Gewichtsvorteil gegenüber Aluminium stark, da die hohen spezifischen Werte nur in Faserrichtung erreicht werden.

Ein weiterer Grund für den vermehrten Einsatz von FKV's im Allgemeinen ist das Ergebnis von Studien von den FKV-Fertigungskosten ([Ach+03; Kar01; Erm90]). Darin heißt es, dass sich durch den Einsatz von FKV's im Fall der Weiterentwicklung der Automatisierung eine Kostenreduktion bei der Herstellung von Strukturkomponenten im Vergleich zur Aluminiumbauweise ergibt. Hierzu wird jedoch ein Wechsel von der derzeit gängigen aber teuren Fertigung von Strukturkomponenten über Pre-Pregs im Autoklaven hin zu Harzinjektionsverfahren (RTM, VAP, SLI, usw.) von trockenen Multiaxialgelegen oder zu Wickelverfahren, wie sie derzeit bei der Boeing 787 für die Rumpftonnen Anwendung finden, notwendig. Ein weiteres Potential wird durch den Einsatz von thermoplastischen Matrixsystemen erwartet, die aber wegen ihrer schlechteren mechanischen Eigenschaften nicht in allen Bereichen sinnvoll verwendbar sind. Unabhängig von dem Fertigungsverfahren wird eine Kostenreduk-

tion bei FKV-Bauweisen auch mit dem geringeren Aufwand beim Zusammenbau zu Baugruppen, z. B. durch Einsparung in der Anzahl der zu fügenden Teile, begründet (integrale Bauweise, [Ano06b]). Dass eine Kostenreduktion zurzeit noch nicht erreicht ist, haben die ersten Erfahrungen bei der Boeing 787 gezeigt. Gerade die Fertigungstechnologie wird noch nicht in dem notwendigem Maß beherrscht, so dass die Anzahl der Ausschussteile oder die Häufigkeit von Toleranzproblemen noch zu hohen Kosten führen ([Ano07a], [Wie09]). Ob überhaupt eine Kostenreduktion möglich ist, bleibt damit fragwürdig.

Im Betrieb eines Flugzeuges verspricht man sich auf Grund der geringeren Ermüdung der FKV's zusätzliche Einsparung bei den Wartungskosten ([WV09; Fro09; Ano07b; Add09]). Allerdings ist auch hier noch unbekannt, ob sich die Erwartungen im realen Betrieb erfüllen lassen, da Schäden zu einem großen Teil nicht mehr visuell feststellbar sind und aufwendige, teilweise noch zu entwickelnde, zerstörungsfreie Prüfverfahren (NDI, [Bus08]) zur Detektion eingesetzt werden müssen. Gerade der Rumpf ist nach Sauer [Sau07] stark gefährdet, visuell nicht erfassbare Schäden zu erleiden. So sind 2006 bei der Lufthansaflotte 56% aller Schäden am Rumpf durch mechanische Einwirkungen am Boden entstanden, weitere 33% durch Blitzschlag und die restlichen 11% durch Vogelschlag. Besonders die mechanischen Einwirkungen am Boden stellen eine große Gefahr dar, da genau diese Schäden in der Regel nicht sofort aufgenommen werden (z.B. Remppler beim *deboarding*) und nur in einer großen Inspektion durch NDI-Verfahren festgestellt werden können. Langzeiterfahrungen auf dem Gebiet der Schadenstoleranz fehlen bislang. Deswegen finden bei der Auslegung hohe Sicherheitsfaktoren Anwendung und in Folge dessen geht ein Teil des Massenvorteils verloren. Besonders kritisch zu dem Thema Sicherheit und Schadenstoleranz äußert sich Zanden [Zan09], der sogar davon ausgeht, dass bei gleicher Sicherheit eine FKV-Struktur mit einer Aluminiumstruktur gewichtsgleich ist. Jüngste Entwicklungen zeigen jedoch, dass durch modifizierte Harzsysteme die besonders betroffene Druckrestfestigkeit verbessert (CAI, [Wie+11]) und ein Teil der Bedenken reduziert werden kann. Weiterhin zeigen Wiedemann [Wie09] und auch Meier [Mei11] als möglichen Ausweg aus dem Nachteil in der Schadensdetektion die Implementation von Sensoren in die Bauteile selbst auf, mit deren Hilfe Schäden sofort durch ständige Selbstüberwachung festgestellt werden können.

Die verminderte elektrische Leitfähigkeit der CFK-Struktur bringt zwei Nachteile mit sich. Zum einen müssen alle elektrischen Verbraucher statt mit einem Anschluss an die Masse der Struktur über ein weiteres Kabel mit dem zweiten Pol versorgt werden, was ein Zusatzgewicht bedeutet. Zum anderen bildet ein CFK-Rumpf keinen faradayschen Käfig zum Schutz vor Strahlung und Blitzschlag. Ebenso muss der Flügel gegen die Beschädigung durch einen Blitzschlag abgesichert werden. Dem wird zurzeit mit dem Nachteil eines Zusatzgewichtes durch Einbringen eines feinen Kupfer- oder Aluminiumgewebes entgegengewirkt.

Während monolitische CFK-Bauteile an sich keine nennenswerte Korrosion aufweisen, müssen Paarungen zwischen CFK und unedlen Metallen (z.B. Aluminium oder Stahl) mit einigem Aufwand galvanisch entkoppelt werden. Der entstehende Ge-

wichtsnachteil wird zum Teil durch den Wegfall von nicht mehr notwendigen Lackierungen der CFK-Struktur ausgeglichen. Da Titan eine geringe Elektronegativitätsdifferenz zu dem Kohlenstoff in CFK besitzt, wird es vermehrt als Ersatz für Aluminium oder Stahl in CFK-Strukturen und besonders im Übergang zu Aluminiumbauteilen eingesetzt und erreicht damit nach Roberts [Rob09] einen beachtlichen Anteil von ca. 20% der Strukturmasse in den CFK-Flugzeugen Boeing 787 und Airbus A350 XWB. Dies liegt weiterhin daran, dass die thermische Ausdehnung von Titan auch nur etwa halb so groß wie die von Aluminium ist. Damit ist der Unterschied zu einer CFK-Struktur geringer, aber dennoch ausgeprägt, da ein MSV aus CFK abhängig vom Lagenaufbau nahezu keine oder eine sehr kleine thermischen Ausdehnung besitzt ([Sch07]).

Letztlich stellen die Reparaturverfahren für FKV's eine weitere Herausforderung dar, die man inzwischen durch die Erfahrungen an den existierenden Leitwerken und Sekundärstrukturteilen ([Sau07]) weitestgehend beherrscht. Jedoch muss im Bereich der rein geklebten Reparaturen von Primärstrukturen Erfahrung gesammelt und eine größere Automation zur Sicherstellung gleicher Güte der Reparaturen weltweit angestrebt werden.

Es wird nun davon ausgegangen, dass in näherer Zukunft für viele der erwähnten Unwegsamkeiten bei dem Einsatz von FKV's in der Primärstruktur Lösungen entwickelt werden, so dass FKV's bei allen neuen Entwürfen mehr und mehr Einzug finden. Ungeklärt bleibt allerdings, bis zu welchem Anteil der Einsatz von FKV's bezogen auf die Leistungen des Gesamtflugzeuges Sinn hat und ob durch die FKV's neue Konfigurationen möglich bzw. konkurrenzfähig werden. Zwar kann man mit einfachen Mitteln das Potential des Einsatzes, wie oben gezeigt, abschätzen, aber nicht die erweiterten Möglichkeiten z. B. durch Ausnutzung der Anisotropie der FKV's beurteilen. An diesem Punkt soll die vorliegende Arbeit anknüpfen.

1.2 Stand der wissenschaftlichen Entwicklung bei der Strukturmassenvorhersage

Die Vorhersage der Massen von einzelnen Komponenten und deren Verteilung im Flugzeug ist, wie anfangs gezeigt, ein zentraler Punkt bei der Berechnung der Gesamtflugzeugleistungen. Hierin kommt der Strukturmasse eine besondere Bedeutung zu, da sie auf Grund ihres großen Anteils von ca. 50%-60% an der Herstellerleermasse auch große Auswirkungen auf alle anderen Bereiche hat und sich im Vergrößerungsgesetz widerspiegelt. Es ist also anzustreben, die Strukturmassen frühzeitig so genau wie möglich zu bestimmen.

Nach Heinze [Hei05] lassen sich allgemein die Methoden zur Massenvorhersage im Flugzeugvorentwurf in drei unterschiedliche Klassen einteilen:

- Klasse 1 - Methoden: statistische Verfahren
- Klasse 2 - Methoden: analytische Verfahren und halb-empirische Ansätze
- Klasse 3 - Methoden: Verfahren zur Vordimensionierung

Die statistischen Verfahren der Klasse 1 ermitteln aus einer Vergleichsgruppe von bekannten Entwürfen die Komponentenmassen. Sie setzen einerseits detaillierte Masseninformationen dieser Vergleichsgruppe voraus und gelten andererseits nur für Entwürfe mit gleichem technologischen Stand. Extrapolationen sind damit nicht möglich oder beinhalten einen großen Fehler. Der große Vorteil dieser Methoden liegt in der Schnelligkeit, mit der man Ergebnisse erzeugen kann und darin, dass vergleichsweise wenig Informationen über den neuen Entwurf vorliegen müssen, um eine Masse abzuschätzen.

Die Klasse 2 und Klasse 3 - Methoden basieren dagegen beide auf physikalischen Modellen. Für den Berechnungsprozess lässt sich für Flugzeugkomponenten oder das komplette Flugzeug eine allgemeine Prozesskette aufstellen ([Öst03; Bad07; LRT09]). Abbildung 1.3 zeigt das idealisierte Schema der allgemeinen Prozesskette für die Massenabschätzung im Flugzeugentwurf. Als Eingabe müssen eine detaillierte, in der Regel parametrische, Geometrie- und Strukturbeschreibungen vorliegen. Weiterhin müssen für die gewählten Materialien und Bauweisen Dimensionierungsbedingungen definiert und entsprechend der Zulassungsvorschriften Lastfälle festgelegt werden. Mit diesen Informationen können ein Strukturmodell und Aerodynamikmodell erzeugt werden. Die Luftkräfte werden mit dem Aerodynamikmodell, einem Lösungsverfahren der aerodynamischen Grundgleichungen und den Lastfalldefinitionen bestimmt. Weiterhin folgen aus den Lastfalldefinitionen zusätzliche Lasten wie Trägheiten, Landestöße oder Schubkräfte des Antriebs. Die kumulierten Lasten werden anschließend über geeignete Verfahren auf das Strukturmodell aufgeprägt und nach erfolgter Strukturanalyse kann die Dimensionierung - meist iterativ - vorgenommen werden. Ist die Berücksichtigung der statischen Aeroelastik gewünscht, werden die Verformungsergebnisse der Strukturanalyse und neue Lasten errechnet. Die aeroelastische Schleife wird bis zum Erreichen des Gleichgewichts wiederholt und letztendlich liegt als Ergebnis die Strukturmasse vor.

Der Unterschied zwischen Klasse 2 und Klasse 3 - Methoden besteht in der Genauigkeit der Aerodynamik- und Strukturberechnungsmethoden. Während bei Klasse

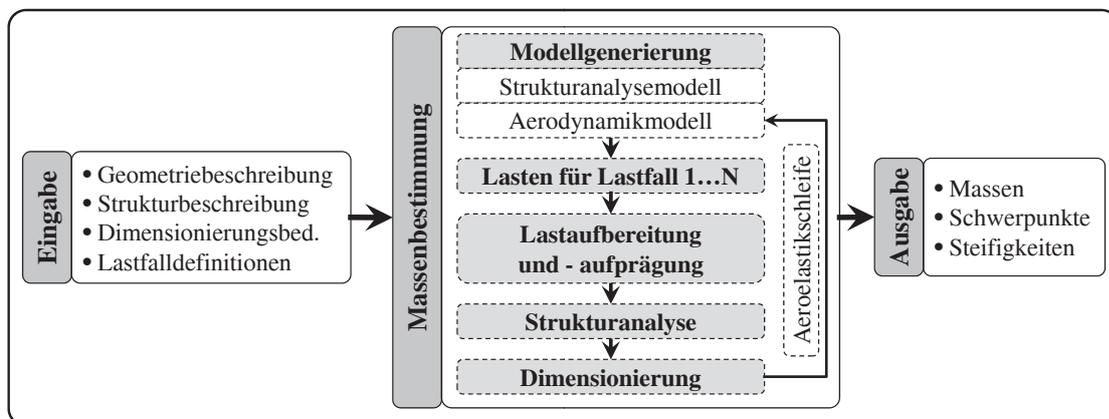


Abbildung 1.3: Verallgemeinerte Prozesskette für die Ermittlung von Strukturmassen im Flugzeugentwurf in Anlehnung an [Öst03; Bad07; LRT09]

2 - Methoden analytische Modelle (z.B. Traglinienverfahren, Balkentheorie) angewendet werden, versteht man unter Klasse 3 - Methoden in der Regel numerische Verfahren zur Strömungs- und Strukturanalyse (z.B. CFD, FEM), mit denen u.U. auch nichtlineare Effekte oder dynamische Vorgänge berücksichtigt werden können. In der praktischen Anwendung hat sich gezeigt, dass häufig eine Kombination von Methoden unterschiedlicher Klassen sinnvoll ist. So ist die oben dargestellte Prozesskette für die Klasse 2 und Klasse 3 - Methoden nur sinnvoll auf Primärstrukturen (z.B. Flügelstrukturkasten, Rumpfröhre) anwendbar und für die Massenabschätzung von Sekundärstrukturen (z.B. Hochauftriebsklappen, *Fairings*) in der Vorentwurfsphase weniger geeignet, da deren Ausgestaltung ein hohes Detaillevel benötigt. Weiterhin gibt es in der Primärstruktur Anteile, die sich nicht aus den Beanspruchungen ableiten lassen. Diese können z.B. die Schutzlackierung oder Dichtkitt darstellen und werden im allgemeinen als nichtstrukturelle Massen (NSMs) bezeichnet. Für die Massenabschätzung der Sekundärstrukturen und der NSMs bieten sich wieder die Klasse 1 - Methoden an, die neben der statistischen Datenbasis die Flächen- oder Längenangaben aus der Geometriebeschreibung der abzuleitenden Komponenten der Konfiguration als Eingabe erhalten (z.B. Flächengewicht des Dichtkitts im Flügelkasten). Deren Ergebnisse fließen als Zusatzmassen- und NSM-Verteilung in die Klasse 2 und Klasse 3 - Methoden ein und verbessern deren Genauigkeit. Für die Beurteilung und Einteilung von Massenabschätzungsverfahren hat Hürlimann [Hür10] aus der allgemeinen Prozesskette unten aufgezählte Bewertungskriterien abgeleitet, die auch hier angewendet werden sollen. Diese Kriterien sind um die Anzahl der darstellbaren Komponenten und die Gesamtentwurfskapazitäten erweitert worden.

- Modellgeneratorfähigkeiten und Anzahl der Komponenten
- Lasten und Lastfälle
- Genauigkeit Analyseverfahren
- Dimensionierungslogik
- Aeroelastikeinfluss
- Gesamtentwurfskapazitäten

Tabelle 1.4 gibt einen Überblick der aktuell verwendeten Programme zur Massenabschätzung im Flugzeugvorentwurf, die nach Meinung des Autors wichtige Entwicklungen darstellen und relevant bezüglich der vorliegenden Arbeit sind. Alle hier entsprechend den oben aufgestellten Kriterien dargestellten Verfahren verwenden für die Massenabschätzung Klasse-2 und Klasse-3 Methoden, die für die einzelnen Tools im folgenden kurz bezüglich ihrer physikalischen Ansätze erläutert werden sollen.

1.2.1 Modellgeneratorfähigkeiten

Das Tool DEE (*Design and Engineering Engine*, [LRT09]), das ETH-MDO-Tool ([Hür10]) und ebenso das FEMMAS-Tool (*Finite Element Models for Mass Estimation*, [Olt07; Wen07; WSG12]) sowie das Tool MDCAD (*Multi-Disciplinary Concept*

1 Einleitung

Assessment and Design, [Dea08]) weisen bezüglich der Modellgenerierung die Gemeinsamkeit auf, dass sie Modelle über den Ansatz des *Knowledge Based Engineering* (KBE, [Mil08]) in Verbindung mit einem Geometriekern erstellen. Während DEE aus Geschwindigkeitsgründen ein eigenes KBE-Modul mit CAD-Fähigkeiten verwendet, basieren die anderen Tools auf CATIA V5[®] und dessen KBE-Schnittstelle ([Led06]). Allen gemein ist damit eine parametrische und vor allem robuste Geometriemodellherzeugung von vielen Konfigurationen.

Die Fähigkeiten von dem Geometriemodell Aerodynamik- und Strukturmodelle abzuleiten, sind unterschiedlich ausgeprägt. Während mit Ausnahme des FEMMAS-Tools die drei anderen KBE-basierten Tools ein Aerodynamikmodell des Gesamtflugzeuges erstellen können, liegen jedoch keine Veröffentlichungen vor, die ein FE-Modell der kompletten Flugzeugprimärstruktur demonstrieren. Auf Komponentenebene werden wiederum teils sehr detaillierte Schalen-Modelle präsentiert.

Einen anderen Weg der Modellerstellung beschreibt *M³DOE* (*Multi-Fidelity Multi-Strategy and Multi-Disciplinary Design Optimization Environment*, [Gho+11]). Es

Name		DEE	ETH-MDO-Tool	FEMMAS	FAME-W FAME-F	M ³ DOE
Quelle		[LRT09]	[Led06] [Hür10]	[Olt07] [Wen07] [WSG12]	[KG97] [Vel+00] [KS02]	[Gho+11]
Komponenten	Rumpf	A, S	A	S	S	(A, S)
	Flügel	A, S	A, S	S	A, S	(A, S)
	HLW	A, S	A	S	-	(A, S)
	SLW	A, S	A, S	S	-	(A, S)
	gesamt	A	A	-	-	(A, S)
Aerodynamik		PV, CFD	PV	extern	DLM	DLM, Euler
Struktur		FEM, Schale	FEM, Schale	FEM, Schale	Balken, FEM	FEM, Schale
Lastfälle, Lasten		VARLOADS	1g, 2.5g, Landung	extern	extern	1g, extern
Dimensionierung		?	FSD	FSD	analytisch	FSD
Aeroelastik		ja	ja	?	ja	ja
Name		MDCAD	NeoCASS CADac	PARA_MAM S_BOT	SAM	
Quelle		[Dea08]	[BRI08] [Cav+08] [Riz+11]	[NMB04]	[Öst03] [Han09] [WS10])	
Komponenten	Rumpf	A	A, S	-	A, S	
	Flügel	A, S	A, S	S	A, S	
	HLW	A	A, S	-	A, S	
	SLW	A	A, S	-	A, S	
	gesamt	A	A, S	-	A, S	
Aerodynamik		Euler	VLM, Euler	DLM extern RANS extern	PV	
Struktur		FEM, Schale	analytisch, Balken	FEM, Schale	FEM, Schale	
Lastfälle, Lasten		V-n	min./max. g, extern	extern	V-n + Landestoß	
Dimensionierung		Optimierung	Optimierung	FSD	FSD	
Aeroelastik		ja	ja	ja	ja	
A = Aerodynamik, S = Strukturmodell, DLM = <i>Doublet Lattice Method</i> , VLM = <i>Vortex Lattice Method</i> , PV = Panel-Verfahren, Euler = Euler-Löser, RANS = <i>Reynold Averaged Navier-Stokes</i> Löser, CFD = hier Sammelbegriff für Euler- und RANS-Löser, FSD = <i>Fully Stressed Design</i> , VARLOADS siehe [Res06]						

Tabelle 1.4: Auswahl aktuell verwendeter und bezüglich der vorliegenden Arbeit relevanter Verfahren für die Massenabschätzung im Flugzeugvorentwurf

besitzt im Gegensatz zu den erstgenannten Programmen nur sehr eingeschränkte Modellgeneratorfähigkeiten und es wird für den Start einer Konfigurationsoptimierung sowohl ein Oberflächenmodell als auch ein FE-Modell (Balken und/ oder Schalen) benötigt. Aus dem Oberflächenmodell wird dann automatisiert ein strukturiertes Gitter für den Euler-Löser erzeugt. Beide Modelle werden bei einer Parameteränderung nur noch über Netz-*Morphing*-Technologien angepasst. Durch dieses Vorgehen ist die Variabilität deutlich eingeschränkt und man erkennt die Gewichtung auf die Optimierung in einem eingegrenzten Parameterraum. Das von Nagel, Monner und Breitbach [NMB04] präsentierte MDO-Tool benötigt für die Erzeugung eines Strukturmodells eine extern erzeugte Oberflächengeometrie (ein unstrukturiertes RANS-Gitter), um eine Massenabschätzung durchführen zu können. Weiterhin beschränkt sich die Strukturmodellgenerierung auf Auftriebsflächen, die dann als Schalenmodell mit innerer Struktur und Sekundärstruktur umgesetzt werden.

Die beiden Airbus-Programme FAME-W und FAME-F (*Fast and Advanced Mass Estimation of Wings* bzw. *Fast and Advanced Mass Estimation of Fuselage*, [KG97; Vel+00; KS02]) sind zwei getrennte Tools. Wie der Name sagt, ist FAME-W für die Massenabschätzung des Flügels und FAME-F für den Rumpf entwickelt worden. FAME-F erstellt aus den parametrischen Eingaben ein DLM-Modell und ein analytisches Balkenmodell für den Flügel. FAME-W generiert aus parametrischen Vorgaben ein FE-Schalenmodell des Rumpfes. Durch die Trennung der Programme tritt die für die Modellerzeugung kritische Schnittstellenproblematik nicht auf und eine große Variantenvielfalt ist möglich.

Das Tool CADac (*Computer Aided Design Aircraft*, [BRI08]) ist Teil der CAESIOM-Entwurfsumgebung ([Riz+11]). Über CADac kann aus der parametrischen Beschreibung im xml-Format ein Geometriemodell des Gesamtflugzeuges erstellt werden. Über Schnittstellen kann diese Geometrie für diverse Vernetzer zur Verfügung gestellt werden, welches aber eines manuellen Eingriffs bedarf. Rizzi u. a. [Riz+11] hat eine Automatisierung dieses Vorgehens vorgestellt, bei der VLM-, Panel und CFD-Gitter erstellt werden können. Auf Strukturseite ist der Detaillierungsgrad auf Balkenmodelle beschränkt, die aber das gesamte Flugzeug abbilden.

Das in dieser Arbeit verwendete und in Kapitel 2.3.3 näher beschriebene Programm SAM (*Structural Aerodynamic and Aeroelastic Sizing Module*, [Öst03; Han09; WS10]) erstellt aus einer parametrischen Beschreibung einerseits Halbmodelle für ein Panelverfahren und andererseits ein Schalen-FE-Modell. Die automatisch ablaufende auf analytischen Ansätzen und einem NURBS-Kern basierte Modellerzeugung hat die Einschränkung, dass aufgrund komplexer Schnittstellen zwischen Komponenten des Flugzeuges für nicht implementierte Konfigurationen umfangreiche Änderungen im Programmablauf notwendig sind.

Bezogen auf alle dargestellten Programme lässt sich sagen, dass mit zunehmender Komplexität der Rechenmodelle die Logik der Modellgenerierung aufwendiger und schwieriger wird. So lassen sich für das Gesamtflugzeug Balkenmodelle ebenso schnell wie DLM- oder VLM-Modelle erstellen, da die Schnittstellen zwischen den Komponenten einfach sind. Einer ausgefeilteren Logik bedarf es im weiteren schon für die

Erzeugung von Oberflächennetzen für Panel-Verfahren und FE-Löser, bei denen keine Klaffungen oder doppelten Knoten auftreten dürfen. Eine noch größere Hürde stellen Volumengitter für Euler- und RANS-Löser dar. Die KBE-basierten Ansätze scheinen zurzeit eine vielversprechende Methodik für eine robuste und anpassungsfähige Modellgenerierung darzustellen ([Kon10]).

1.2.2 Lastfälle und Lasten

Eine Beurteilung der Möglichkeit kritische Lastfälle bzw. Lasten zu ermitteln, ist für die aufgeführten Programme nur bedingt möglich, da wenig Informationen zu diesem kritischen Thema veröffentlicht sind. DEE verwendet Lastfälle aus VARLOADS ([Res06]), welches Simulationen des flexiblen Flugzeuges und Flugsteuerungsmodelle zur Lastabminderung nutzt. Auf diese Weise können sehr gut die später im realen Flugzeug aufkommenden Maximallasten für die Dimensionierung genutzt werden. Problematisch ist jedoch die für den Vorentwurf notwendige Reduktion der Lastfälle.

Weniger komplex ist die Bestimmung der Lastfälle über die Manöver- und Böen-Geschwindigkeits-Lastvielfach-Diagramme (V-n-Diagramme). Diese werden zusammen mit Landest Stoßlastvielfachen in MDCAD und SAM genutzt, um aerodynamische Lasten und Trägheitskräfte in ausgetrimmten Flugzuständen zu bestimmen. Bei SAM werden zurzeit nur symmetrische Lastfälle betrachtet. Auch in NeoCASS (*Next generation Conceptual Aero-Structural Sizing Suite*, [Cav+08; CRT11]) werden Maximalmanöver (2.5g Abfangen, Triebwerksausfall) zur Lastermittlung genutzt. Weitere Lastfälle müssen von außen vorgegeben werden. Diese Einschränkung gilt auch für alle übrigen Verfahren.

Allen Verfahren gemein ist wieder die automatisch ablaufende Lastbestimmung über die angebundenen Aerodynamikverfahren, der Transfer auf die Struktur und die Einbindung der Trägheitslasten. Wie [Öst03] herausgestellt hat, ist bei der Ermittlung der aerodynamischen Lasten der ausgetrimmte Flugzustand von großer Bedeutung, da über die Trimmflächen mit ihrem in der Regel großen Hebelarm je Trimmzustand große Unterschiede in der Beanspruchung entstehen können. Getrimmt gerechnet wird in DEE, FAME, M^3DOE , MDCAD, NeoCASS und SAM. Weichen die ersten Annahmen der Masse stark von der ersten berechneten Gesamtmasse ab, kann dies neben der Trimmung auch Auswirkungen auf die Lastfalldefinition haben. Deswegen ist es ebenso wichtig die Massen auf die Lastfallerzeugungslogik zurückzuführen. Dies ist zurzeit in DEE, MDCAD, NeoCASS und SAM umgesetzt.

1.2.3 Analyseverfahren und Dimensionierung

Die verwendeten Strukturanalyseverfahren gehen in den aufgeführten Tools von analytischen Balkenmodellen (FAME-F, NeoCASS) bis zu FE-Modellen (DEE, ETH-MDO-Tool, FEMMAS, FAME-F, M^3DOE , MDCAD, PARA_MAM und SAM), die aus Balken und *shell*-Elementen aufgebaut sind. M^3DOE verwendet nur für den Flügel Schalen, sonst aber Balkenersatzmodelle. Die SAM-FE-Modelle sind ver-

gleichsweise grob modelliert, während bei den anderen Programmen, die nicht das Gesamtflugzeug abbilden, feinere Diskretisierungen des Schalenmodells zu finden sind.

Größere Unterschiede liegen auch bei den Aerodynamikverfahren vor. Auf niedrigstem Detaillevel liegen die DLM/VLM-Methoden, mit denen die Potentialtheorie ohne Dickeneinfluss abgebildet wird (FAME-F, M^3DOE , NeoCASS). Eine Stufe genauer sind die Panelverfahren, die ebenfalls auf der linearisierten Potentialgleichung basieren, aber den Dickeneinfluss mit berücksichtigen (DEE, SAM). Löser der linearisierten Potentialgleichung haben den Nachteil, keine kompressiblen Effekte, wie sie üblicherweise im transsonischen Bereich auftreten, abgesehen derer, welche durch Kompressibilitätskorrekturen (Prandtl-Glauert) beeinflusst werden können, auflösen zu können. Schwache Nichtlinearitäten können über Verfahren zur Lösung der vollständigen Potentialgleichung abgebildet werden. Ein solches Verfahren kommt im ETH-MDO-Tool zur Anwendung. Dieses kann ebenso wie die in MDCAD oder NeoCASS implementierten Eulerverfahren die Grenzschicht ermitteln und sie über eine Netzanpassung berücksichtigen. Die höchste Genauigkeit erreicht das PARA_MAM/ S_BOT-Tool über die Anbindung eines RANS-Lösers.

Mit der Genauigkeit steigt sowohl bei der Strukturanalyse als auch bei der aerodynamischen Berechnung der Rechenaufwand von Sekunden bei analytischen Balkenmodellen oder DLM/VLM-Methoden zu Minuten bei FE-Schalenmodellen und Panelverfahren bis zu mehreren Stunden bei RANS-Lösern.

Neben den Analyseverfahren ist die Dimensionierungslogik der entscheidende Punkt bei der Massenvorhersage. Bei den meisten Programmen hat sich das *Fully Stressed Design* (FSD, [Hör04], Kapitel 3.5) wegen der geringen Rechenzeiten und der Robustheit durchgesetzt. Trotz der hohen Rechenzeiten finden aber z. B. bei MDCAD und NeoCASS auch Optimierungsverfahren Anwendung.

Die Dimensionierungsverfahren sind bezüglich der Materialien bei den meisten Verfahren auf isotrope Materialien beschränkt. FKV-Strukturen können aktuell nur in M^3DOE und S_BOT dimensioniert werden, wobei nur in S_BOT komplexere Versagenskriterien ausgewertet werden.

1.2.4 Aeroelastikfähigkeiten

Alle dargestellten Programme bis auf das FEMMAS-Tool, zu dem keine Informationen vorliegen, haben die Fähigkeit die statische Aeroelastik bei der Dimensionierung abzubilden. Während bei FAME-F ein geschlossenes analytisches Verfahren zum Einsatz kommt, verwenden die anderen Tools schwach gekoppelte Schemata zur Berechnung des statischen Gleichgewichtes. Allerdings gilt auch hier der Hinweis auf die Trimmung, die nur bei DEE, M^3DOE , MDCAD, NeoCASS und SAM durchgeführt wird. Nur in M^3DOE , NeoCASS und FAME-F können die statischen Probleme der Ruderwirksamkeit und Divergenz aufgezeigt werden.

Dynamische Effekte wie Flattern können im Frequenzbereich von den Tools FAME-F, M^3DOE , NeoCASS und SAM analysiert werden. Nur in M^3DOE ist es möglich über implementierte Optimierer den Entwurf automatisch hinsichtlich der Flatterneigung anzupassen.

1.2.5 Gesamtentwurfskapazitäten

Betrachtet man in Summe die Eigenschaften der Tools, so sind große Überschneidungen der Fähigkeiten bei der Massenabschätzung von Flugzeugkomponenten vorhanden. Die meisten Tools beschränken sich allerdings nur auf einzelne Komponenten und können nicht die Primärstruktur des gesamten Flugzeuges darstellen. Zwar ist es vom Prinzip her möglich mit den vorgestellten KBE-basierten Tools das gesamte Flugzeug abzubilden, was hinsichtlich der Aerodynamik auch umgesetzt ist, aber eine Veröffentlichung in Richtung Strukturgesamtmodell liegt nicht vor. Die einzigen Programme, die zurzeit sowohl Aerodynamik- als auch Strukturmodelle der gesamten Primärstruktur erzeugen und eine Massenvorhersage durchführen können, sind das in die CAESIOM-Struktur integrierte NeoCASS und das in PRADO integrierte SAM. Bei NeoCASS gilt allerdings die Einschränkung, dass nur die einfachen Aerodynamiknetze für das VLM-Verfahren automatisiert erstellt werden können. Ein vollständig automatisierter Ablauf ist jedoch für den Gesamtentwurf unerlässlich.

1.3 Ziel der Arbeit

Aus dem im vorhergehenden Kapitel beschriebenen Stand der Technik ergibt sich eine Lücke für die Betrachtung von Primärstrukturen aus FKV's im multidisziplinären integrierten Gesamtentwurf im mittleren Detaillevel. Denn von den zuvor betrachteten Tools mit Gesamtentwurfskapazitäten bietet zur Zeit nur NeoCASS über die Integration in CAESIOM die vollständige Rückführung der Massen-Ergebnisse auf den Gesamtentwurf. Hier beschränken sich aber die verwendeten Modelle auf Strukturseite auf analytische Balkenmodelle mit begrenzter Genauigkeit und es können keine FKV's abgebildet werden. Das Tool M^3DOE stellt dagegen eine eigene Klasse dar, da es sowohl FKV's als auch statische und dynamische Aeroelastik beherrscht, jedoch keine direkten Entwurfsfähigkeiten im Sinne eines Gesamtentwurfsprozesses aufweist. Es stellt vielmehr ein Tool zur Verfügung, mit dem aus bestehenden Entwürfen ein optimal auf die gegebenen Randbedingungen angepasster Entwurf berechnet werden kann. Ebenso können sowohl FAME-F als auch S_BOT zwar den Einfluss von FKV's auch mit Berücksichtigung der statischen Aeroelastik für den Flügel wiedergeben, besitzen aber selbst keine Gesamtentwurfskapazitäten. Gerade die integrierte Gesamtentwurfskapazität ist aber zwingend notwendig, um nah an der Physik die resultierenden Effekte aus dem *aeroelastic tailoring* (Strukturgewicht, resultierende Lasten, aerodynamische Effizienz, usw.) auf die Eigenschaften des Gesamtflugzeuges zurückzuführen. Somit stellt die integrierte Gesamtentwurfskapazität die einzige Möglichkeit dar, einen optimierten Entwurf zu entwickeln.

Das Ziel der Arbeit besteht darin, einerseits die Vorhersagegenauigkeit für Strukturmassen durch eine physikalisch begründete Modellierung und Bewertung der

FKV-Strukturen auf Ebene des Vorentwurfes zu verbessern. Andererseits soll die Möglichkeit geschaffen werden, den durch die FKVs erweiterten Gestaltungsfreiraum nutzen zu können, um eine Aussage über das hierdurch entstehende Potential bzw. den Nutzen von FKVs ansich treffen zu können.

Konkret sollen die Auswirkungen des einfachen Ersatzes der Aluminiumprimärstruktur durch FKVs und die Anwendung von *aeroelastic tailoring* an den Tragflächen sowohl an einem Mittel- als auch an einem Langstreckenflugzeugen untersucht werden. Weiterhin soll eine Aussage getroffen werden, inwieweit unterschiedliche Zirkulationsverteilungen sich auf das statisch aeroelastische Verhalten am Aluminiumflügel und am FKV-Flügel auswirken. Letztendlich soll aufgezeigt werden ob oder wie groß der Effekt der Lastabminderung durch *aeroelastic tailoring* und Zirkulationsverteilung und deren Kombination ist und wie stark die Auswirkungen auf die Transportleistung bzw. die DOC des Flugzeuges sind.

Durch die Einbindung in den Gesamtentwurfsprozess erweitert sich die Fähigkeit, schon in einer frühen Entwurfsphase eine Aussage über das Potential neuer Entwürfe unterschiedlicher Konfiguration zu treffen. So soll im Laufe der Arbeit geklärt werden, ob die Gewichtsnachteile eines vorwärtsgefeilten Flügels, die aus den statisch aeroelastischen Eigenschaften entstehen, durch den Einsatz von FKVs und *aeroelastic tailoring* bei identischen Anforderungen an das Gesamtflugzeug reduziert werden können. Letztendlich soll es über den skizzierten Ansatz möglich sein, das Detailwissen über einen Entwurf schon zum Zeitpunkt der Konfigurationsfestlegung (vgl. Abbildung 2.2) so zu erhöhen, dass das unternehmerische Risiko für einen Entwurf besser abgeschätzt werden kann.

1.4 Vorgehensweise

Es wird angestrebt, das Modellierungslevel zwischen den rechenintensiven numerischen und multidisziplinären Analysemethoden und den auf einfachen analytischen Struktur- und Aerodynamikanalysen basierenden Gesamtentwurfsverfahren anzusiedeln, um bei vertretbarem Rechenaufwand möglichst viele physikalische Effekte abbilden zu können. Dazu ist es notwendig, die gesamte Primärstruktur aus FKVs abzubilden sowie eine Dimensionierung mit Ausnutzung geeigneter Versagenskriterien durchzuführen und gegen Stabilitätsversagen auszulegen. Weiterhin sollen die statisch aeroelastischen Fähigkeiten so erweitert werden, dass *aeroelastic tailoring* möglich wird und gezielt eine vordefinierte Zirkulationsverteilung durch Rückrechnung der *jigshape* vorgenommen werden kann. Die Einbindung der notwendigen Erweiterungen erfolgt nahtlos in das bestehende Programmsystem von PrADO und SAM in der Programmiersprache Fortran und richtet sich an die dadurch vorgegebenen Randbedingungen und Schnittstellen. Für die Umsetzung dieser Ansätze wird folgender Weg gewählt:

Faser-Kunststoff-Verbunde Die PrADO-Datenbankstruktur wird in der Art erweitert, dass orthotrope Materialien eingegeben werden können und es möglich ist, Laminatdefinitionen für die Komponenten vorzugeben. Weiterhin wird der SAM-eigene FE-Löser so weiterentwickelt, dass Mehrschichtverbunde als Scheibe berechnet werden können und eine Auswertung der Lagenspannungen erfolgen kann. Als Alternative wird die Schnittstelle zum kommerziellen FE-Löser MSC.NASTRAN® angepasst.

Da die gängigen Handbuchverfahren zur Ermittlung von kritischen Beulspannungen für unausgeglichene Mehrschichtverbunde nicht verwendet werden können, wird ein Ritz-Ansatz zur Lösung der linearen Beulgleichung implementiert. Für die Dimensionierung werden die Laminatdefinitionen mit weiteren Randbedingungen wie Art des Versagenskriteriums oder Beibehaltung des Lagenverhältnisses gekoppelt. Das Dimensionierungsverfahren selbst wird so erweitert, dass nicht nur isotrope Werkstoffe sondern auch Mehrschichtverbunde über die Anstrengung aus wählbaren Versagenskriterien verarbeitet und die Ergebnisse der Beulanalyse mit berücksichtigt werden können.

Zirkulationsverteilung Für die Betrachtung der Zirkulationsverteilung von Auftriebsflächen wird eine Auswerte-Routine für die Ergebnisse aus dem verwendeten Panel-Verfahren HISSS erstellt und ein Algorithmus zur Anpassung der Zirkulationsverteilung durch Veränderung der geometrischen Verwindung der Auftriebsfläche abgeleitet (siehe Abbildung 3.5). Die PrADO-Datenbanken werden hierzu mit zusätzlichen Vorgaben für eine Soll-Zirkulationsverteilung je Auftriebsfläche angereichert.

Rückrechnung der *jigshape* Die Rückrechnung *jigshape* aus der 1g *flightshape* wird durch Erweiterung der Prozesskette zur Ermittlung der statisch aeroelastischen Auslegung in SAM nach Österheld [Öst03], die als Inhalt der gestrichelten Box in Abbildung 3.15 dargestellt ist, vorgenommen. Über eine iterative Anpassung der geometrischen Verwindung und optional zusätzlich der V-Stellung, wird die *jigshape* so eingestellt, dass im 1g Reiseflug die Soll-Zirkulationsverteilung und, wenn erwünscht, die Soll-V-Stellung erreicht wird.

2 Flugzeugentwurf

In diesem Kapitel soll zunächst ein Überblick über eine verbreitete Methodik für den Entwurfsprozess eines Verkehrsflugzeuges mit seinen einzelnen Phasen gegeben werden. Weiterhin soll der Begriff „Flugzeugvorentwurf“ den zuvor dargestellten Phasen eindeutig zugewiesen werden, da dieser gerade im internationalen Sprachgebrauch nicht einheitlich benutzt wird. Bevor anschließend aus der Sicht des Autors wichtige Gesamtentwurfsverfahren vorgestellt und in die Phasen des Flugzeugentwurfprozesses eingeordnet werden, um deren Anwendungsbereich innerhalb des Entwurfsprozesses abzugrenzen, soll die Rolle des Flugzeugvorentwurfs hervorgehoben werden. Abschließend wird das in dieser Arbeit angewendete und erweiterte Gesamtentwurfsverfahren PrADO/SAM in seinen Grundzügen beschrieben.

2.1 Entwurfsprozess eines Verkehrsflugzeuges

2.1.1 Phasen des Flugzeuggesamtentwurfs

Abbildung 2.1 stellt den typischen industriellen Entwurfsprozess einer Verkehrsflugzeugfamilie nach Kessler [Kes06]; Badufle [Bad07] und Schmitt [Sch09] dar, der hier in vier Phasen - Machbarkeit, Konzept, Definition und Entwicklung - unterteilt ist. In und am Ende jeder Phase gibt es sowohl technische als auch wirtschaftliche Meilensteine, die zur Überprüfung des Fortschritts sowie dem Feststellen des Status und der Rentabilität dienen.

Begonnen wird die Entwicklung mit Phase 1, der Untersuchung der Machbarkeit. Aus der Beobachtung des Marktes wird eine Produktidee erarbeitet (Meilenstein M0) und in die erste Phase eingetreten. In einer detaillierten Analyse des Marktes werden Marktlücken identifiziert (Meilenstein M1) und anschließend als Anforderungen an die Produktidee definiert und mit Meilenstein M2 festgeschrieben. Aus diesen lassen sich die ersten Konzepte mit niedrigem Detaillevel ableiten. Nach der Bewertung aller Konzepte auf Eignung für die Produktidee wird die vielversprechendste Konfiguration als weiterer Ausgangspunkt ausgewählt (Meilenstein M3). Zu diesem Zeitpunkt sind mit der vorliegenden Definition des Entwurfes bereits 65% der späteren *Life Cycle* Kosten bestimmt (Abbildung 2.1 unten). Gleichzeitig sind die Investitionen für das Projekt und damit das wirtschaftliche Risiko noch gering, so dass der Abbruch eines Projektes vertretbar ist.

Ist die Flugzeugkonfiguration festgelegt, kann die zweite Phase, die Konzeptphase, eingeleitet werden. Hierin werden das ausgewählte Konzept auf die Anforderungen mit steigendem Detaillierungsgrad optimiert und die Basiskonfiguration für die neue Flugzeugfamilie definiert (Meilensteine M4 und M5). Damit sind zu diesem Zeitpunkt bereits 85% der späteren *Life Cycle* Kosten des Entwurfes festgelegt. Weiterhin stei-

2 Flugzeugentwurf

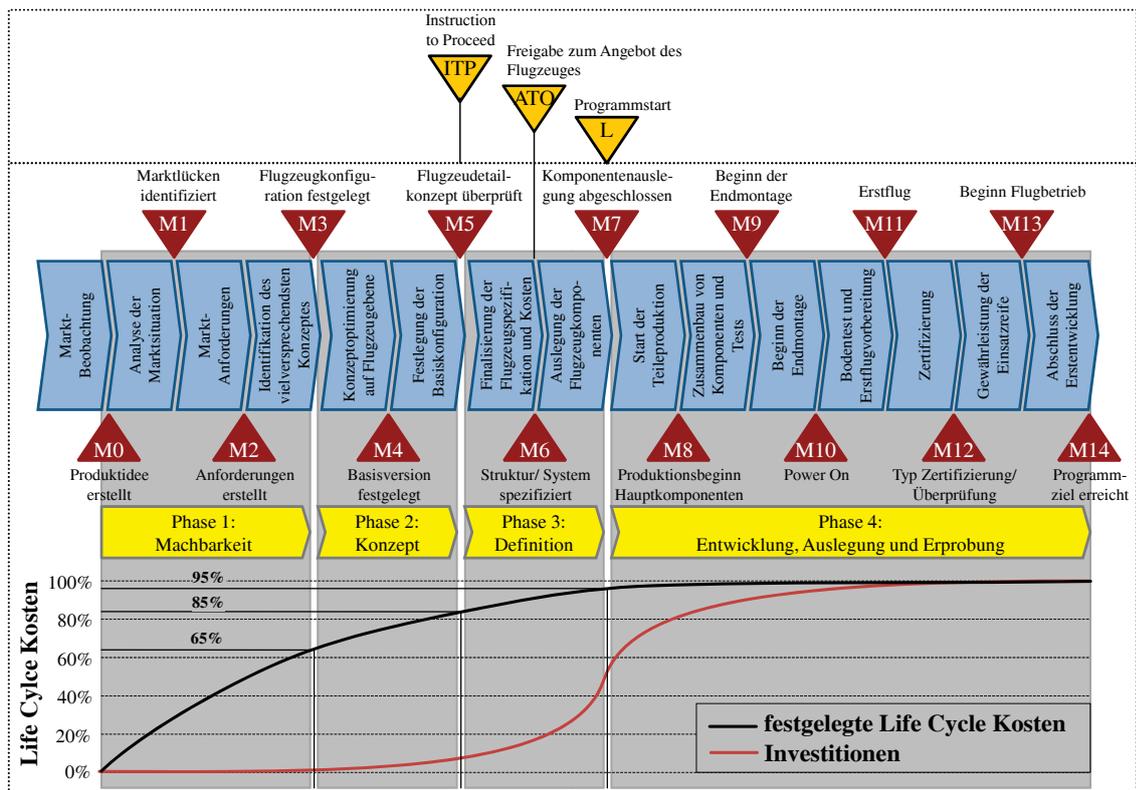


Abbildung 2.1: Phasen des Flugzeuggesamtentwurfs mit wirtschaftlichen und technischen Meilensteinen in Anlehnung an Kessler [Kes06]; Badufler [Bad07] und Schmitt [Sch09]

gen vom Eintritt in die Definitionsphase bis zu deren Ende die Investitionen auf ca. 50% der späteren Gesamtausgaben (Abbildung 2.1 unten). Mit Ende der Konzeptphase ist deswegen ein wichtiger wirtschaftlicher Meilenstein erreicht, bei dem entschieden wird, ob das Projekt weitergeführt werden soll oder eine Änderung der Produktidee vorgenommen werden muss (*Instruction to Proceed*, ITP).

Ab hier schließt sich die Detaillierungsphase an, in der die Spezifikation der Flugzeugfamilie, die Kostenplanung und die Auslegung der Flugzeugkomponenten und -systeme vorgenommen wird (Meilensteine M6 und M7). Das Flugzeug wird mehr und mehr auf Komponentenebene betrachtet und diese von der Berechnung, Auslegung und Konstruktion bis zur Fertigungszeichnung komplettiert. Ab hier erfolgt die Freigabe zum Angebot des Entwurfs an die Fluglinien (*Autorization to Order*, ATO). Mit Erreichen des Meilensteins M7 sind nunmehr 95% der späteren *Life Cycle* Kosten festgelegt, 50% der Gesamtinvestitionen getätigt und die Entscheidung zum Programmstart muss getroffen werden (*Launch*, L).

In der vierten Phase erfolgen die Fertigung von Testkomponenten, der Produktionsbeginn von Teilen für die Vorserie und die Endmontage der Prototypen (Meilensteine M7-M9). Gleichzeitig werden Detaillösungen für die Serienmaschinen mit den Erkenntnissen aus den Komponententests und der Prototypenfertigung überarbeitet. Wichtige Meilensteine sind die Inbetriebnahme des ersten Prototyps (*Power On*) und

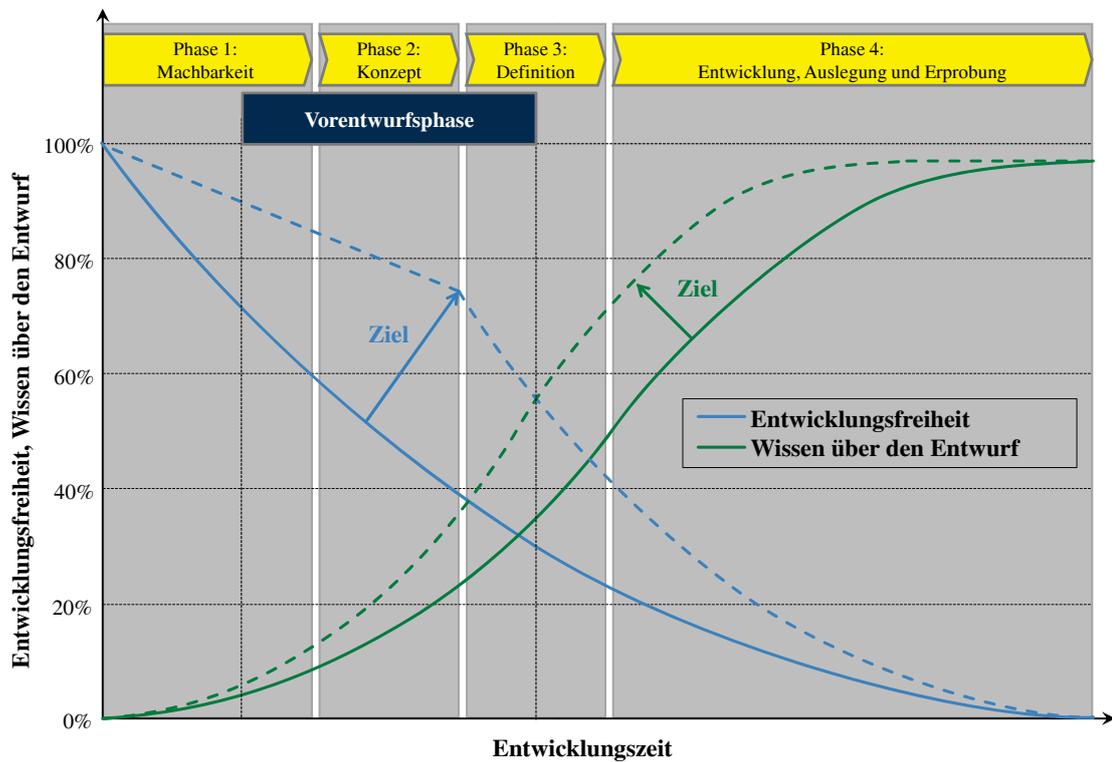


Abbildung 2.2: Entwicklungsfreiheit und Wissen über den Flugzeugentwurf über die Entwicklungsphasen in Anlehnung an Schrage u. a. [Sch+91]

der Erstflug (Meilenstein M11) sowie die Zertifizierung des Baumusters (Meilenstein M12). Es folgen zum Abschluss der Entwicklungsprozesse der Beginn der Serienfertigung und Übergabe der ersten Maschinen an die Fluglinien für den regulären Flugbetrieb (Meilensteine M12-M14).

2.1.2 Eingliederung und Rolle des Vorentwurfs

Im Rahmen dieser Arbeit sollen die Entwicklungsarbeiten, die mit „Flugzeugvorentwurf“ benannt sind, in den Entwurfsprozess zwischen den Meilensteinen M2 und M6, wie Abbildung 2.2 zeigt, eingegliedert werden. Bei Meilenstein M2 liegen alle wichtigen Anforderungen (*Top Level Aircraft Requirements*, TLARs) an den Entwurf und viele Informationen vor, um erste Konzeptstudien durchführen zu können. Dieser stellt damit den Startpunkt für den Vorentwurf dar. Den Abschluss des Vorentwurfs bildet der Übergang von der Flugzeuggesamtentwurfs-Ebene bei Meilenstein M6 zu der Komponenten-Ebene.

Wie zuvor gezeigt, werden in den ersten drei Phasen des Entwurfsprozesses bereits 95% der späteren *Life Cycle* Kosten festgelegt. Somit fallen dem Flugzeugvorentwurf die folgenden wichtigen Aufgaben zu, die gleichzeitig auch die Anforderung an *Tools* im Flugzeugvorentwurf definieren:

- Mit wenig Eingangsinformationen viele Eigenschaften des späteren Entwurfes möglichst gut vorhersagen.

- Viele Varianten in kurzer Zeit berechnen.
- Auswahl des vielversprechendsten Konzeptes aus einer Vielzahl
- Optimierung des vielversprechendsten Entwurfes nach den Anforderungen
- Finanzielles Risiko durch eine frühzeitige Bewertung reduzieren.

Betrachtet man weiterhin die Entwicklungsfreiheit und das Wissen über einen Entwurf über der Entwicklungszeit aufgetragen (Abbildung 2.2 nach Schrage u. a. [Sch+91]), so sind für klassische Entwurfsprozesse am Ende des Vorentwurfs ca. 70% des Entwurfes festgelegt aber man kennt nur ca. 35% der Eigenschaften des Entwurfes. Ziel ist es, durch den Einsatz multidisziplinärer Gesamtentwurfstools in der Vorentwurfsphase die Entwurfsfreiheit aber auch gleichzeitig die Kenntnis über die Eigenschaften des Entwurfs zu erhöhen, um damit das ökonomische Risiko für die letzte Phase des Entwurfes nach dem Programmstart zu minimieren. Daraus ergibt sich die zentrale Rolle für den Vorentwurf.

2.2 Tools für den Flugzeuggesamtentwurf

Die heute im Flugzeugvorentwurf eingesetzten Verfahren lassen sich grob in zwei unterschiedliche Klassen einteilen. Auf der einen Seite stehen Verfahren, die das gesamte Spektrum der unterschiedlichen Disziplinen des Flugzeuggesamtentwurfs in geringen, teils variablen Detaillierungsgraden umfassend abdecken und auf der anderen Seite gibt es Werkzeuge, die zwei bis drei einzelne Disziplinen - meist mit hohem Detaillevel - miteinander verbinden. Erstere sollen im folgenden Gesamtentwurfsverfahren und letztere multidisziplinäre Analysewerkzeuge (*MDO-Tools*) genannt werden. Beiden gemein ist der multidisziplinäre Ansatz, der notwendig ist, um die physikalischen Effekte am Flugzeug abzubilden ([Tor82; Wec+07; LRT09; Han09; WS10; Hür10]).

2.2.1 Gesamtentwurfsverfahren

In Tabelle 2.1 ist eine Auswahl von aktuell in der Anwendung befindlichen Gesamtentwurfsverfahren dargestellt, zu denen Veröffentlichungen vorliegen. Viele der älteren Programme greifen vollständig oder teilweise auf die in den Standardwerken des Flugzeuggesamtentwurfs von Torenbeek [Tor82], Roskam [Ros97] und P.R. [P.R06] beschriebenen Verfahren und damit auf analytische, halbempirische oder statistische Methoden zurück. Diese sind auch heute noch von großer Bedeutung, da sie eine sehr schnelle Abschätzung eines Parameterraums ermöglichen oder aus einer Vielzahl von vorgegebenen *Design*-Variablen die optimale Kombination ermitteln können. Vertreter dieser Gattung sind die Programme CAPDA (inklusive Visual-CAPDA und PADlab), FLOPS, PASS, PIANO, PreSTO und RDS.

Hinter graphischen Benutzeroberflächen oder textbasierten Eingabemasken befinden sich bei diesen Programmen einzelne Routinen, die über eine meist starre Datenbank miteinander kommunizieren und in festen Prozessketten miteinander verbunden sind. Andere wiederum nutzen die Möglichkeiten von Tabellenkalkulationsprogrammen,

Abkürzung	Name	Entwickler	Quellen
AAA	<i>Advanced Aircraft Analysis</i>	DAR Corporation	[AB11]
ACSYNT	<i>AirCraFt SYNThesis</i>	Phoenix Integration Inc.	[MM96]
AIDA	<i>Artificial Intelligence supported Design of Aircraft</i>	TU Delft	[RJT98] [LRT09]
AMRaven	<i>Adaptive Modeling, Rapid air vehicle engineering environment</i>	Technosoft Inc.	[Ane+07] [Muk+06] [SVH07]
CAPDA Visual-CAPDA	<i>Computer Aided Preliminary Design of Aircraft</i>	TU Berlin	[XH99]
CDS	<i>Conceptual Design Shop</i>	NASA Langley Research Center	[Muk07]
CEASIOM	<i>Computerized Environment for Aircraft Synthesis and Integrated Optimization Methods</i>	EU FP6 Projekt: SimSAC	[CAE11]
FLOPS	<i>Flight Optimization System</i>	NASA	[NM09]
MDCAD	<i>Multi-Disciplinary Concept Assessment and Design</i>	Qinetiq	[Dea08]
Pacelab APD	<i>Aircraf Preliminary Design</i>	PACE GmbH	[PAC11]
PADlab	<i>Preliminary Aircraft Design Lab</i>	TU Berlin	[Har11]
PASS	<i>Program for Aircraft Synthesis Studies</i>	Stanford University	[Ant+04] [Kro92]
PIANO	<i>k. A.</i>	Lissys Ltd.	[Sim06]
PreSTo	<i>Aircraft Preliminary Sizing Tool</i>	HAW	[See11]
PrADO	<i>Preliminary Aircraft Design and Optimization Tool</i>	TU Braunschweig	[HsH01]
pyACDT	<i>Python based Aircraft Design Modelling and Multidisciplinary Optimization Tool</i>	University of Toronto	[PM08]
RDS	<i>Raymer's Design System</i>	Conceptual Research Corporation	[Ray11] [P.R06]

Tabelle 2.1: Aktuell in Anwendung befindliche und veröffentlichte Gesamtentwurfsverfahren

um den Gesamtentwurf abzubilden (z.B. PreSTO). Der Vorteil dieser Programme besteht darin, dass recht wenige konkrete Informationen und damit geringe Datenmengen notwendig sind, um eine Berechnung zu starten und dass ein großer Design-Raum mit wenigen Einschränkungen abgedeckt wird. Dies hat jedoch zur Folge, dass die Sensitivitäten auf spezifischen Probleme kaum oder gar nicht abgebildet werden können, da die dahinter liegenden Verfahren diese nur teilweise oder gar nicht berücksichtigen (z.B. transsonische Effekte). Der typische Anwendungsbereich dieser Methoden liegt zwischen den Meilensteinen M2 und M5 und damit am Beginn der Vorentwurfsphase.

Die folgende Gruppe der Gesamtentwurfsverfahren kennzeichnet sich dadurch, dass in vielen Bereichen die Handbuchmethoden durch zumeist einfache, aber physikalisch basierte Methoden ersetzt werden. Dazu gehören AAA, ACSYNT, AIDA, AMRaven, CDS, CAESIOM, MDCAD, Pacelab APD, PrADO und pyACDT. Viele dieser

Programme haben einen Schwerpunkt auf eine oder zwei Entwurfsdisziplinen (z.B. AMRaven: militärische Flugmissionen) und decken daher nicht jede Disziplin in gleicher Genauigkeit ab. Da die physikalisch basierten Methoden schon mehr Informationen über einen Entwurf benötigen, können diese Gesamtentwurfsverfahren meist erst ab dem dritten Meilenstein des vorgestellten Entwurfsprozesses eingesetzt werden. Dafür liegen dann aber auch Ergebnisse vor, die Aussagen über einzelne Komponenten wie z.B. der Triebwerksmasse zulassen. Diese im späteren Abschnitt des Vorentwurfs eingesetzten Verfahren reichen damit bis zum Ende der Vorentwurfsphase bei Meilenstein M6.

2.2.2 Multidisziplinäre Analysemethoden

Die wichtigsten Vertreter der multidisziplinären Analysemethoden sind bereits in Kapitel 1.2 genannt worden. Neben dieser Gruppe, die sich hauptsächlich mit der Massenvorhersage beschäftigt, findet man einzelne Verfahren die sich auf sehr hohem Detaillevel auf Seite der Aerodynamik gezielt mit aeroelastischen Problemstellungen befassen (z.B. SOFIA, **S**OLid-**F**luid **I**nter**A**ction, [Bra08]) oder mit dynamischen Prozessen wie der Landung ([KVK02]). Diese werden im Anschluss an die Vorentwurfsphase eingesetzt und sollen nicht mehr im Rahmen dieser Arbeit betrachtet werden.

Gerade in jüngerer Zeit wird jedoch die Grenze zwischen den in die Breite gehenden Gesamtentwurfsverfahren und den Verfahren mit hoher Qualität durch das Zusammenschließen von unterschiedlich detaillierten MDO-Tools zu erweiterten Prozessketten immer unschärfer. Dies ist mit der fortschreitenden Entwicklung in Computertechnik und Fortschritten bei numerischen Verfahren sowie der globalen Vernetzung über das Internet möglich geworden. Beispiele für die Kopplung von MDO-Tools sind die europäischen Projekte MOB ([Mor02]) und VIVACE ([Kes06]) oder das DLR interne Projekt TIVA und dessen Nachfolger VAMP ([LH11]). Hier spielen MDO-Frameworks wie z.B. iSIGHT ([DSS11]), ModelCenter ([PI11]) oder COFFEE ([Ant+04]) bei der Verknüpfung von einzelnen Tools zu einem optimierungsfähigem Prozess eine entscheidende Rolle.

2.3 Entwurfsprogramm PrADO

Der Grundstein für das *Preliminary Aircraft Design and Optimization Tool*, kurz PrADO, ist vor ca. 25 Jahren am Institut für Flugzeugbau und Leichtbau der TU Braunschweig mit der Arbeit von Pohl [Poh87] gelegt worden und von Heinze [Hei94] entscheidend zu dem eigentlichen Gesamtentwurfsprogramm weiterentwickelt worden. Seitdem befindet es sich in ständiger Weiterentwicklung ([Öst03; Han09; WS10]).

PrADO kennzeichnet sich durch eine modulare Struktur aus, die es gestattet, die einzelnen Disziplinen des Flugzeugentwurfs auf meist mehreren Detailebenen abzubilden und in einem Gesamtprozess zusammenzufassen. Es deckt zwar die gesamte zuvor beschriebene Vorentwurfsphase im Entwicklungsprozess ab, kann aber seine

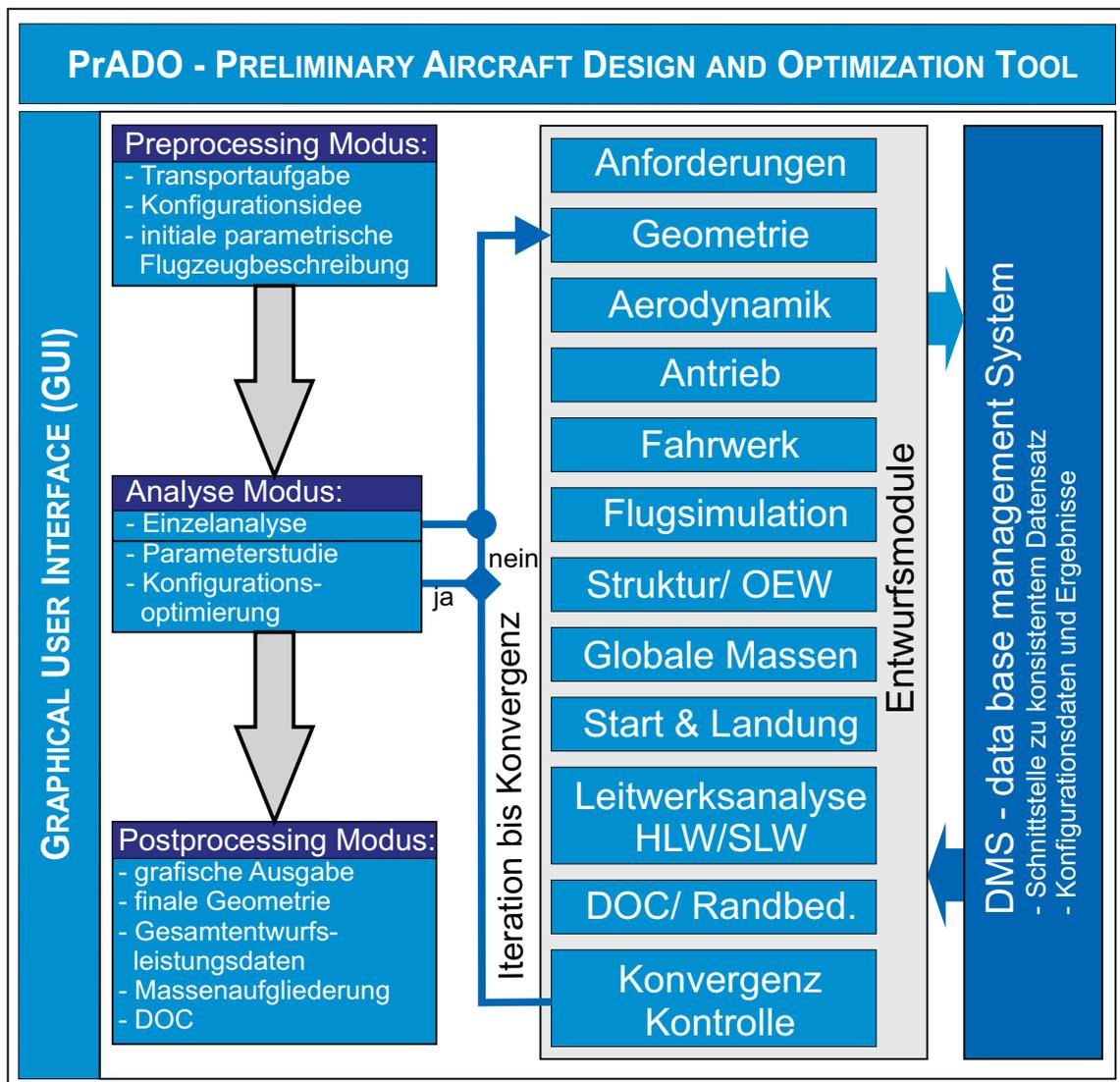


Abbildung 2.3: PrADO Entwurfsmodi und Entwurfsmodule

Vorteile auf Grund des höheren Modellierungsgrades erst nach der frühen Phase des Konzeptentwurfs ausspielen. Das Spektrum an Konfigurationen erstreckt sich zur Zeit von konventionellen Drachenflugzeugen ([HsH01]) über *Blended Wing Body*-Flugzeuge (BWB, [Han09]) bis hin zu unkonventionellen Entwürfen ([WWHH08]) und deckt damit einen Großteil der mit aktueller Technologie möglichen Flugzeugentwürfe ab.

2.3.1 Programmstruktur PrADO

Abbildung 2.3 zeigt die auf die Kernfunktionalität reduzierte Programmstruktur von PrADO. Hierin gliedert sich der eigentliche Entwurfsvorgang in den *Preprocessing*-Modus, den *Analyse*-Modus und den *Postprocessing*-Modus. Im *Preprocessing*-Modus wird die Transportaufgabe (Reichweiten, Nutzmassen, Auslegungsmision) definiert und die initiale Idee der Konfiguration (Drachenflugzeug, Schulterdecker,

BWB, Kabinengestaltung, Triebwerke) in parametrischer Form mit Hilfe der graphischen Benutzeroberfläche (GUI) als Vorgabedatei für den Analyse-Modus aufgebaut und kontrolliert. Hierzu sind in der Regel erste Abschätzungen über den gewünschten Entwurf aus einfachen statistischen Methoden hilfreich.

Mit der nun vorliegenden Beschreibung des Entwurfes kann der Analyse-Prozess gestartet werden. Dieser besteht aus drei unterschiedlichen Analyse-Typen, von denen die Einzelanalyse den wichtigsten Typ darstellt, weil sie die Grundlage für die beiden anderen Typen, der Parameterstudie und der Konfigurationsoptimierung, bildet. Bei der Einzelanalyse werden die Entwurfsmodule, die hier durch die Hauptdisziplinen repräsentiert sind, sequenziell durchlaufen, bis alle abhängigen Entwurfsparameter das festgelegte Konvergenzkriterium erfüllen. Typischer Weise werden als abhängige Parameter die wichtigen Gesamtflugzeugmassen (Betriebsleermasse, Kraftstoffmasse, maximale Abflugmasse) und der Standschub der Triebwerke gewählt. Das damit formulierte iterative Vorgehen birgt jedoch die Gefahr, dass keine Konvergenz erreicht wird. Dies ist z.B. der Fall, wenn physikalisch widersprüchliche Eingaben wie ein Missverhältnis zwischen Nutzmasse und Reichweite bei fest eingestellter Geometrie erfolgt sind.

Die Parameterstudie ermöglicht es dem Benutzer bestimmte unabhängige Variablen, die von den Entwurfsmodulen nicht verändert werden können, innerhalb eines interessierenden Bereichs zu variieren, um sich einen Überblick über den Entwurfsraum zu verschaffen, so dass man ein Optimum identifizieren und verstehen kann. Hierfür muss für jede Entwurfsvariable eine Einzelanalyse durchgeführt und innerhalb der vorgegebenen Variation des Parameters wiederholt werden. Eine parametrische Studie besteht folglich aus mehreren Einzelanalysen, die automatisiert durchlaufen werden. Ein Nachteil dieses Vorgehens ist der enorme Rechenaufwand.

In diesem Punkt ähnelt sie der Optimierung, bei der im Unterschied zur Parameterstudie allerdings für einen Satz von Entwurfsvariablen ein Variationsbereich festgelegt und eine Zielfunktion (z.B. die Betriebsleermasse) definiert wird, so dass der Optimierungsalgorithmus die Gradienten zwischen den Einzelanalysen bilden und ein Entwurfsoptimum, welches die Zielfunktion erfüllt, finden kann. Mit deutlich weniger Einzelanalysen im Vergleich zur Parameterstudie kann so ein lokales Optimum gefunden werden. Der Nachteil ist allerdings, dass die Zusammenhänge, warum bei einer bestimmten Konstellation von Entwurfsvariablen ein Optimum liegt, nicht mehr einfach zu erkennen sind.

Der *Postprocessing*-Modus erlaubt es dem Nutzer abschließend, die berechneten Daten zu überprüfen. Hierzu stehen vielfältige graphische Ausgaben zur Verfügung. Neben der Flugzeuggeometrie (siehe Abbildung 2.4) können z.B. die Ergebnisse der Aerodynamikberechnung in Form von Druckverteilungen oder Gesamtflugzeugpolaren dargestellt werden. Besonders wichtig ist auch die Kontrollmöglichkeit der sich über die Auslegungsmisson verändernden Daten, welches anhand sogenannte Missionsprotokolle erfolgt. Neben diesen hervorgehobenen Beispielen können in PrADO fast alle Eingangsvariablen in Form von Diagrammen dargestellt werden.

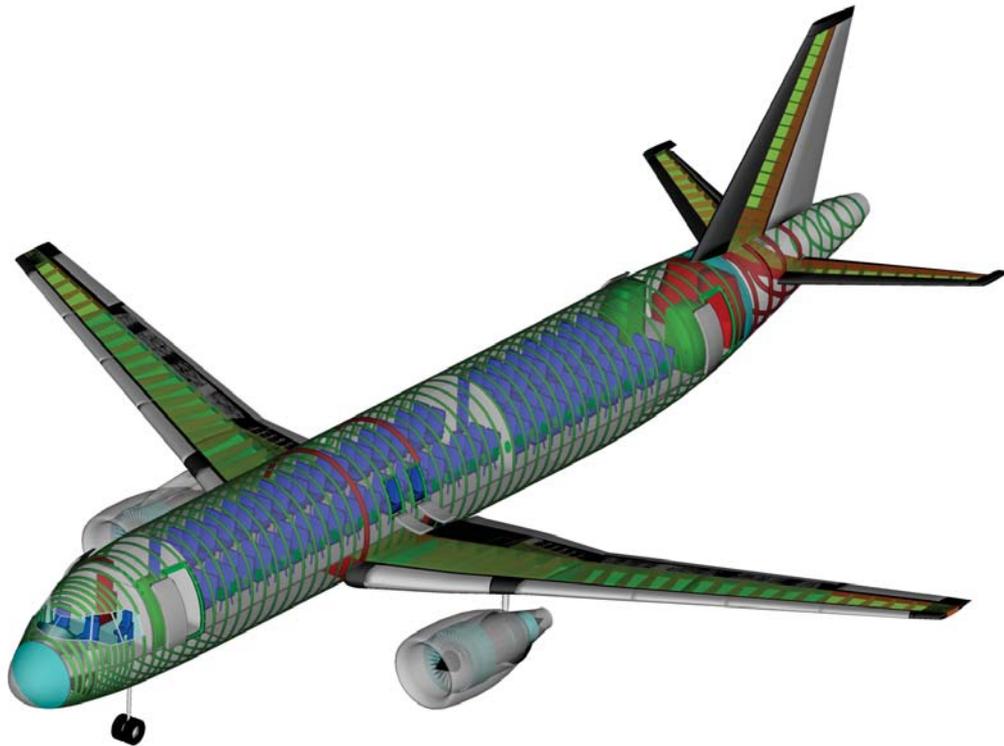


Abbildung 2.4: PrADO-Flugzeuggeometriedarstellung eines Mittelstreckenflugzeuges ähnlich der A320-200

2.3.2 Entwurfsmodule

Den zentralen Block in PrADO nehmen die Entwurfsmodule ein. Diese kommunizieren über das *data base management system* (DMS) miteinander, in welchem alle relevanten Daten für den Entwurf thematisch sortiert abgelegt sind. Die Entwurfsmodule lassen sich wiederum in Module unterteilen, die die absolute Geometrie aus den parametrischen Daten erzeugen und die Module, mit denen Berechnungen wie z.B. das Strukturgewicht durchgeführt werden.

Geometrie In den Geometriemodulen wird aus der parametrisierten PrADO-Geometriebeschreibung ein Abbild des zu entwerfenden Flugzeugs, wie es in Abbildung 2.4 gezeigt ist, erstellt. Dadurch, dass jede Komponente zunächst getrennt betrachtet wird, können Rumpf, Fahrwerk und die Auftriebsflächen inklusive Klappen und interner Struktur zunächst direkt aus den Vorgaben abgeleitet werden. Für die Positionierung der Komponenten zueinander werden aus deren absoluten Größen die Positionen bestimmt und gegebenenfalls eine Korrektur der Komponenten durchgeführt.

Die Geometrie der Triebwerke mit Gondeln und Pylons stellt hier eine Ausnahme dar. Sie kann nicht direkt aus der Parameterbeschreibung aufgebaut werden, sondern es muss eine initiale Simulation des Kreisprozesses erfolgen, um auf die vollständige, absolute Geometrie schließen zu können. Dazu wird auf das später genutzte Berechnungsmodul für den Antrieb zurückgegriffen.

Berechnungsmodule Die Berechnungsmodule von PrADO entsprechen weitestgehend den Hauptdisziplinen des Flugzeugentwurfs: Aerodynamik, Antrieb, Lastberechnung und Flugmechanik, Massen- und Steifigkeitsbestimmung und der Berechnung der betriebswirtschaftlichen Leistungen, wie sie auch in Abbildung 2.3 aufgeführt sind.

Im Aerodynamikmodul werden sowohl die Nullwiderstandsberechnung nach [Ano02c] (Hörner-Fiecke) als auch die aerodynamischen Kennfelder der Gesamtkonfiguration berechnet. Für die Kennfeldberechnung können unterschiedliche Verfahren eingesetzt werden. Dies ist zum einen das am DLR Braunschweig entwickelte Mehrfachtraglinienverfahren *Lifting Line* ([Hor87]) und zum anderen das *Panel*-Verfahren HISSS (EADS-M, [For84]). Die Kennfelddaten bestehen aus den Derivativa C_A , C_{Wi} und C_M und deren Steigungen und beinhalten den Einfluss der Trimmung mit den HLW. Sie werden in vielen Modulen von PrADO wie z.B. der Flugmissionsberechnung oder bei der Überprüfung der HLW-Wirksamkeit benötigt. Weiterhin werden im Aerodynamikmodul die maximalen und minimalen Auftriebsbeiwerte für Start-, Landung und in den zu erfliegenden Flugsituationen bestimmt.

Das Antriebsmodul berechnet wie oben erwähnt aus den parametrischen Beschreibungen über eine Kreisprozesssimulation ([Hei+09; SHS10]) die Triebwerkskennfelder. Es können sowohl *Turbofan*- als auch *Turboprop*-Triebwerke und dazu unterschiedliche Kraftstoffarten (z.B. Kerosin oder Wasserstoff) getrennt und im Mischbetrieb berücksichtigt werden. Zusammen mit den aerodynamischen Kennfeldern fließen die Triebwerkskennfelder in die Flugmissions- und Flugleistungsberechnung ein. Das Triebwerk kann auch als „Gummi“-Triebwerk angenommen werden, welches sich an die Schubanforderungen der Konfiguration anpasst.

Im Fahrwerksmodul wird aus der Beschreibung des Fahrwerks mit Handbuchmethoden nach [Ano02c] und Niu [Niu02] die *load classification number* (LCN) berechnet. Weiterhin werden die resultierenden Beschleunigungslasten für verschiedene Fälle bestimmt (siehe Kapitel 3.2.1).

Das Flusimulations-Modul dient der Ermittlung von notwendigen Kraftstoffmassen (einschließlich Reserven), die sich bei Beachtung von Aerodynamik, Triebwerksverhalten und Flugbahnvorgaben für charakteristischen Missionen eines Verkehrsflugzeugs ergeben. Weiterhin werden für eine Vielzahl von Beladungs- und Flugsituationen Schwerpunktsbereiche und die für die Strukturmassenabschätzung benötigten Fluglastfälle über die Böen- und Manöver-V-n-Diagrammen nach FAR-25 bzw. CS-25 bestimmt ([Ano10b; Ano10a], siehe auch Kapitel 3.2).

Die Strukturmasse kann über eine Reihe von Methoden unterschiedlicher Genauigkeit bestimmt werden. Neben den eingangs erwähnten statistischen Verfahren reichen die Berechnungsverfahren von semi-empirischen Methoden ([Dri49; BP52]) über analytischen Balkenansätzen bis zu der in SAM verwendeten FE-Methode (siehe Kapitel 2.3.3). Die nichtstrukturellen Massen werden teils aus geometrischen Abschätzungen (z.B. Bestuhlung) und teils aus statistischen Näherungen bestimmt. Letztendlich werden in dem folgenden Modul, den globalen Massen, alle Einzelgewichte zu der globalen Masse des Flugzeuges in der jeweiligen Situation aufsummiert und die Schwerpunktslagen abgeleitet.

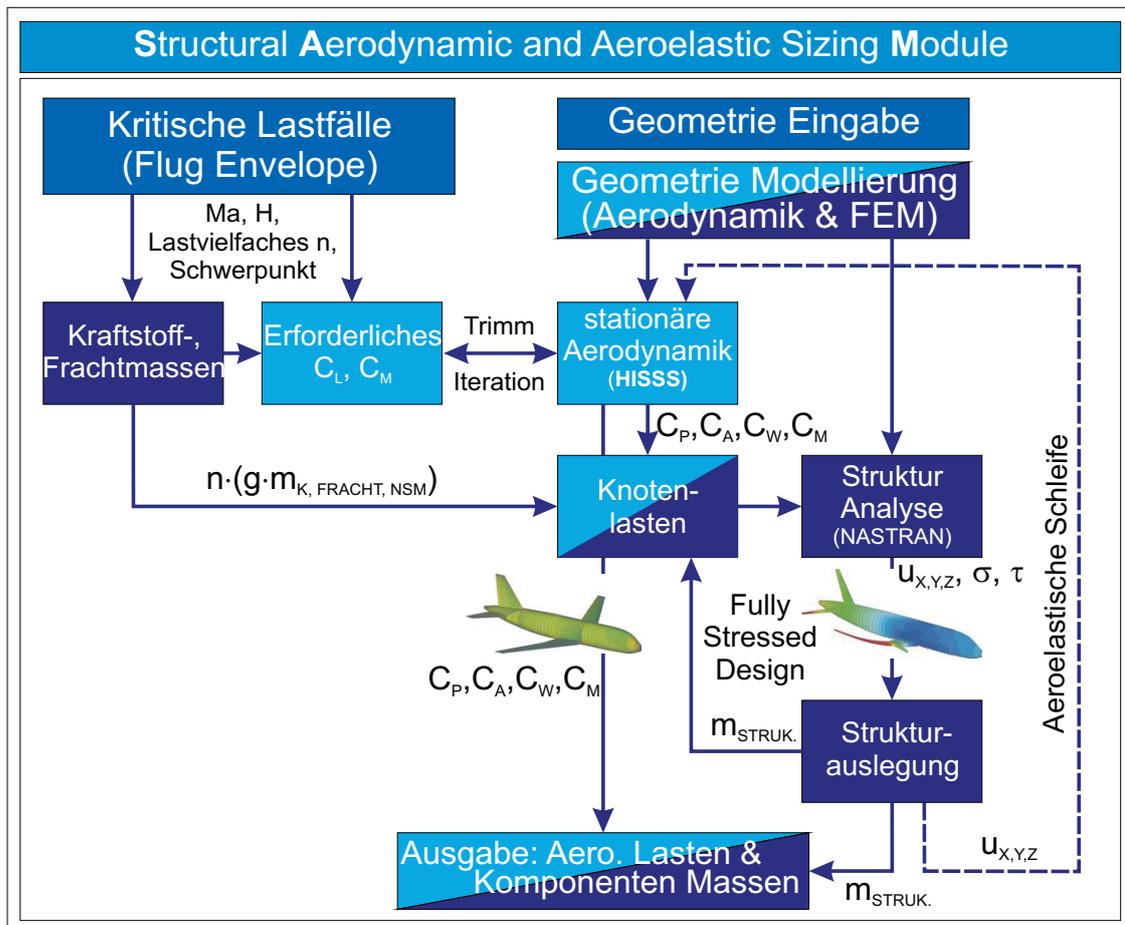


Abbildung 2.5: Strukturdimensionierungs- und Aeroelastikmodul SAM

Mit diesen Informationen können aus den Start- und Landesimulationen die Antriebsleistung und Start- und Landebahnlänge sowie Hindernishöhen nach den Richtlinien FAR-25 bzw. CS-25 überprüft werden. Ebenso erfolgt eine Überprüfung der SLW- und HLW-Wirksamkeit.

Bevor abschließend eine Überprüfung der abhängigen Flugzeugeigenschaften auf Konvergenz durchgeführt wird, erfolgt die Flugsimulation für den festgelegten, betriebswirtschaftlichen Auslegungspunkt und die direkten Betriebskosten werden ermittelt. Wenn die Konvergenzprüfung negativ ausfällt, wird eine neue Iteration gestartet.

2.3.3 Strukturdimensionierungs- und Aeroelastikmodul Modul SAM

Das Strukturdimensionierungs- und Aeroelastikmodul SAM bietet das höchste in PrADO verfügbare Detaillevel im Bereich der Massenprognose und der aerodynamischen Analysen an. Dies wird durch den Einsatz von numerischen Methoden, Panel-Verfahren und FEM, möglich. Abbildung 2.5 zeigt den prinzipiellen Ablauf eines Strukturmassenberechnungsvorganges.

Ein Teil von SAM bereitet die aus PrADO zur Verfügung gestellten Informationen zu den kritischen Lastfällen auf. Dazu werden die nicht im Simulationsmodell abgebildeten und nichtstrukturellen Massen inklusive der Kraftstoff und Nutzlastmassen über die Beschleunigungsvorgaben der Lastfalldefinition in Kräfte umgerechnet und auf das Strukturmodell gemäß ihrer Position verteilt. Weiterhin werden die Lastfalldefinitionen als Randbedingungen für das Panel-Verfahren und den FEM-Löser formuliert.

Eine Kernfunktionalität von SAM ist die Simulationsmodellgenerierung, die auf der PrADO-Geometrie aufbaut, aber im Unterschied zu dieser einerseits abstrahiert und andererseits eine Verknüpfung der Bauteile vornimmt. Gerade dieser Punkt gestaltet sich bei einer großen Varianz von Konfigurationen als kritischer Punkt und begrenzt die Modellvielfalt. SAM erzeugt für das Panel-Verfahren HISSS ein diskretes Oberflächennetz inklusive Nachlauf, welches in Abbildung 2.6 rechts zu sehen ist. Die Oberflächenpanel werden später in HISSS mit Dipolen und Quellen bzw. Senken und der Nachlauf mit Dipolen zur Lösung der linearisierten Potentialgleichung belegt (siehe Kapitel 3.3.2).

Das Strukturmodell des Rumpfes besteht aus der Außenhaut (Schalenelemente), den Ringspannten (Balkenelemente), dem vorderen und hinterem Druckdom (Balken und Schalen), den Fußböden (Balken und Schalen) und dem Flügelmittelkasten (Stäbe, Balken und Schalen). An den Flügelmittelkasten ist der Strukturkasten des Flügels angeschlossen, welcher aus Stäben, Balken und Schalen aufgebaut ist. An diesen schließt wiederum eine Pylon-Ersatzstruktur an, an die das Triebwerk als Punktmasse angekoppelt ist. Während der Strukturkasten des SLWs direkt mit dem Rumpf verbunden ist, ist der Strukturkasten des Höhenleitwerks über eine Vereinfachung der Pendellagerung angebunden. Bei den Auftriebsflächen ist die Nasen- und Hinterkantenstruktur nur über Punktmassen in deren Schwerpunkten an die Holme angebunden. Alle durch Stringer versteiften Elemente sind verschmiert modelliert (siehe Kapitel 3.4.3). Dies ist am Beispiel des Mittelstreckenflugzeuges in Abbildung 2.6 links zu sehen.

Nachdem die Simulationsmodelle aufgebaut und die Lastfälle aufbereitet sind, werden die Luftkräfte mit HISSS berechnet. Aus den Momentenbeiträgen und den Schwerpunktslagen wird iterativ der ausgetrimmte, stationäre Flugzustand ermittelt, welches nach Österheld [Öst03] wichtig für die realitätsnahe Bestimmung der Strukturmasse ist (Biegemomenteneinfluss auf den Rumpf aus der Trimmfläche). Liegen die Luftkräfte in Form einer Druckverteilung vor, werden diese auf das Strukturmodell übertragen und zu Kräften aufintegriert. Die Lasten auf nicht im Strukturmodell abgebildete Bereiche (z. B. Nasenkante) werden auf die nächstliegende Struktur unter Einhaltung des Kräfte- und Momentengleichgewichtes aufgeprägt. Eine detaillierte Beschreibung findet sich in [Öst03].

Es folgt die Strukturberechnung. Dazu stehen sowohl ein *inhouse*-FE-Löser als auch der kommerzielle FE-Löser MSC.NASTRAN[®] zu Verfügung. Der Lösungsprozess ist eingebettet in den Dimensionierungsalgorithmus, der ausführlich in Kapitel 3.5 beschrieben ist. Nach der Dimensionierung liegen die Komponentenstrukturmassen,

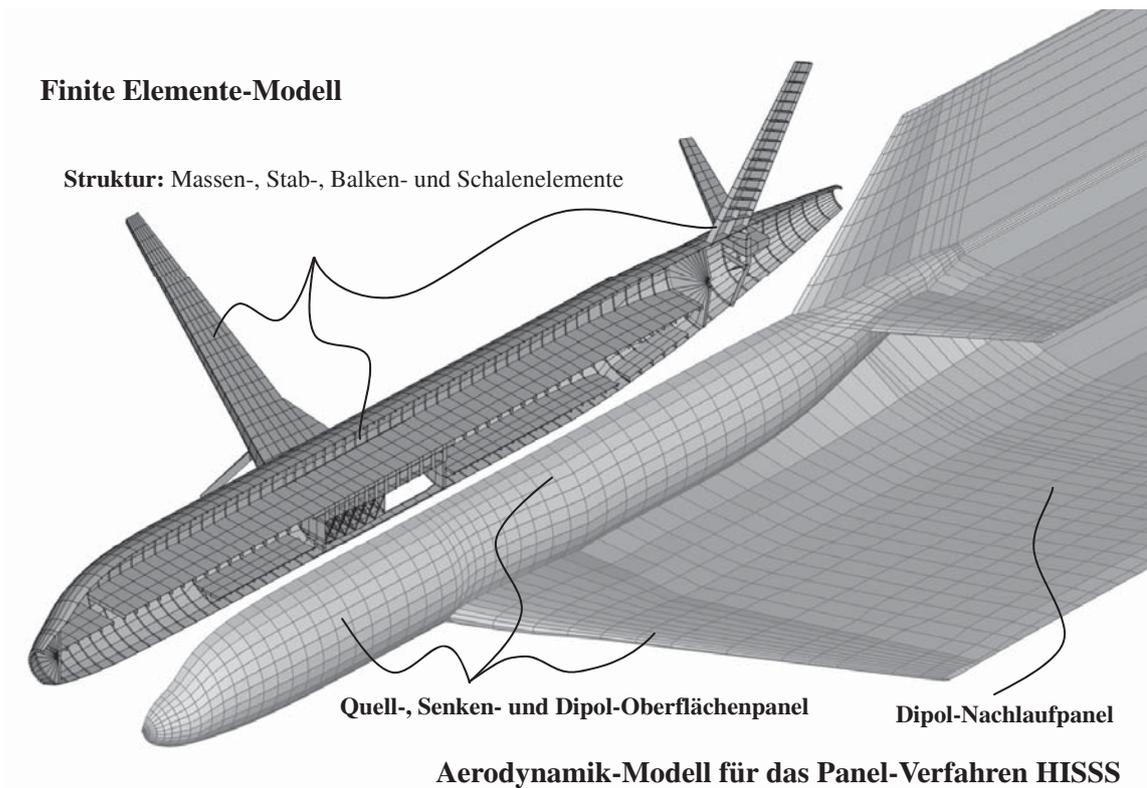


Abbildung 2.6: SAM-Simulationsmodelle für das in Abbildung 2.4 dargestellte Mittelstreckenflugzeug

-verschiebungen und -steifigkeiten vor. Im Falle der starren Analyse wird SAM beendet und die Strukturmassen werden an PrADO übergeben. Ist jedoch eine statisch aeroelastische Auslegung gefordert, werden die Verschiebungen auf das Aerodynamikmodell aufgeprägt und die dargestellte aeroelastische Schleife bis zum Erreichen des statischen Gleichgewichts ausgeführt. Am Ende werden auch hier die Strukturmassen an PrADO übermittelt. An dieser Stelle ist deutlich die in Abbildung 1.3 dargestellte verallgemeinerte Prozesskette zur Strukturmassenbestimmung erkennbar.

Im folgendem Kapitel wird näher auf die Theorie hinter den in SAM verwendeten Verfahren und die mit dieser Arbeit vorgenommenen Erweiterungen von SAM eingegangen, die zur Abbildung von statisch aeroelastischen Effekten in Wechselwirkung mit Faser-Kunststoff-Verbunden notwendig gewesen sind.



3 Analyse- und Entwurfsmethoden für den multidisziplinären Entwurf

3.1 Einleitung

Analyse- und Entwurfsmethoden für den multidisziplinären Entwurf müssen den bestimmten, teilweise divergierenden Anforderungen eines automatisch ablaufenden Prozesses entsprechen. Sie stellen fast immer einen Kompromiss auf der einen Seite aus Abbildungsgüte der Physik und auf der anderen Seite des Modellierungsaufwandes und der Rechenzeit dar. Nicht zuletzt müssen auch alle Informationen für den Detailgrad der Methode vorhanden oder durch sinnvolle Annahmen ergänzbar sein. Wie in Kapitel 2.1 gezeigt worden ist, zeichnet sich der Flugzeugvorentwurf durch umfangreiche Parameterstudien oder Optimierungsrechnungen aus, die notwendig sind, um einen realisierbaren und auf dem Markt erfolgreichen Flugzeugentwurf hervorzubringen. Um so in überschaubarer Rechenzeit zu einer Aussage zu kommen, ergibt sich die Forderung nach einer geringen Rechenzeit der einzelnen Methoden. Wie in Kapitel 2.3.3 dargestellt worden ist, werden in SAM Verfahren zur Berechnung der kritischen Lastfälle, Berechnung der aerodynamischen Lasten und Trägheitslasten, Strukturanalyse und -dimensionierung genutzt, um eine Strukturmasse vorherzusagen. Da in dieser Arbeit die Abbildung von Faserkunststoffverbunden in der Strukturauslegung und der Einfluss auf den Gesamtentwurf unter aeroelastischen Gesichtspunkten thematisiert werden soll, bilden SAM und damit die von Österheld [Öst03] eingeführten und realisierten Verfahren die Basis der Methodenerweiterung. Die von Österheld [Öst03] postulierten Anforderungen an Analyse- und Entwurfsmethoden im Vorentwurf haben weiterhin Bestand, müssen aber hierzu noch, wie nachfolgend aufgeführt, erweitert werden. Neben

- physikalisch begründeter Modellvorstellung
- Abbildung des globalen Verhaltens
- sinnvoller Zahl von Eingangsparametern
- robustem Verhalten in automatischer Prozesskette und
- kurzer Modellierungs- und Rechenzeit

müssen noch weitergehende Anforderungen erfüllt werden:

- Analyse und Dimensionierung der lokalen und globalen Stabilität der Struktur
- Analyse und Dimensionierung von Faser-Kunststoff-Verbundstrukturen

In den folgenden Unterkapiteln werden die Grundlagen und im Besonderen die Erweiterungen der bestehenden Methoden sowie deren Umsetzung und Eingliederung

in die bestehende Prozesskette von SAM beschrieben. Der Berechnung der aerodynamischen Lasten mit potentialtheoretischen Verfahren soll im Hinblick auf Eignung bei typischen Reiseflugmachzahlen um $Ma_{cruise} \approx 0.8$ besondere Aufmerksamkeit gewidmet werden und im Kontext mit Rechenzeiten im Flugzeugvorentwurf bewertet werden.

Das Ergebnis der Strukturdimensionierung und damit die Gewichts- und Steifigkeitsprognose eines jeden Strukturentwurfs ist im hohen Maße von der richtigen Auswahl der kritischen Lastfälle und von der physikalisch korrekten Bestimmung der auf die Struktur wirkenden Lasten für diese Lastfälle abhängig ([Wie96b], [Ano02b], [WC08], [Niu02]), weshalb dieses Thema nachfolgend beleuchtet wird.

3.2 Auswahl und Berechnung von kritischen Lastfällen

In diesem Kapitel soll die Bestimmung und Eingrenzung der Lastfälle für die Auslegung der globalen Flugzeugstruktur auf Vorentwurfsebene näher erläutert werden, da das Ergebnis der Strukturdimensionierung und damit die Gewichts- und Steifigkeitsprognose eines jeden Strukturentwurfs im hohen Maße von der richtigen Auswahl der kritischen Lastfälle und von der physikalisch korrekten Bestimmung der auf die Struktur wirkenden Lasten für diese Lastfälle abhängig ist ([Kos96], [Ano02b], [WC08], [Niu02]). Als Einstieg wird mit Abbildung 3.1 in Anlehnung an [WC08] ein kurzer Überblick über die wichtigsten Kräfte, die auf ein Verkehrsflugzeug einwirken, gegeben. Die Trägheitskräfte, die aerodynamischen Kräfte und die elastischen Kräfte bilden das sogenannte Lastendreieck, in dem sich die verschiedenen Disziplinen (Aerodynamik, Strukturmechanik und Flugmechanik) widerspiegeln. Hierin kann die Flugmechanik als Interaktion der Trägheitskräfte und der Aerodynamik angesehen werden. Aus der Kombination der Kräfte an den Ecken des Lastendreiecks ergibt sich ein wichtiger Anteil der auf das Flugzeug wirkenden Lasten:

- Bodenmanöverlasten
- stationäre und dynamische Manöverlasten des starren Flugzeuges
- stationäre und dynamische Manöverlasten des flexiblen Flugzeuges
- Böen- und Turbulenzlasten

Weitere, nicht mit dem Lastendreieck erfasste, wichtige Einflüsse auf die Flugzeugstruktur sind nach [Ano02b]:

- Aerostatische und hydrostatische Kräfte (Innendruck, Kraftstoff)
- Antriebskräfte
- *Crash-* und *Ditching*-Lasten
- Vogelschlag und Hagel
- Temperatur-Lasten

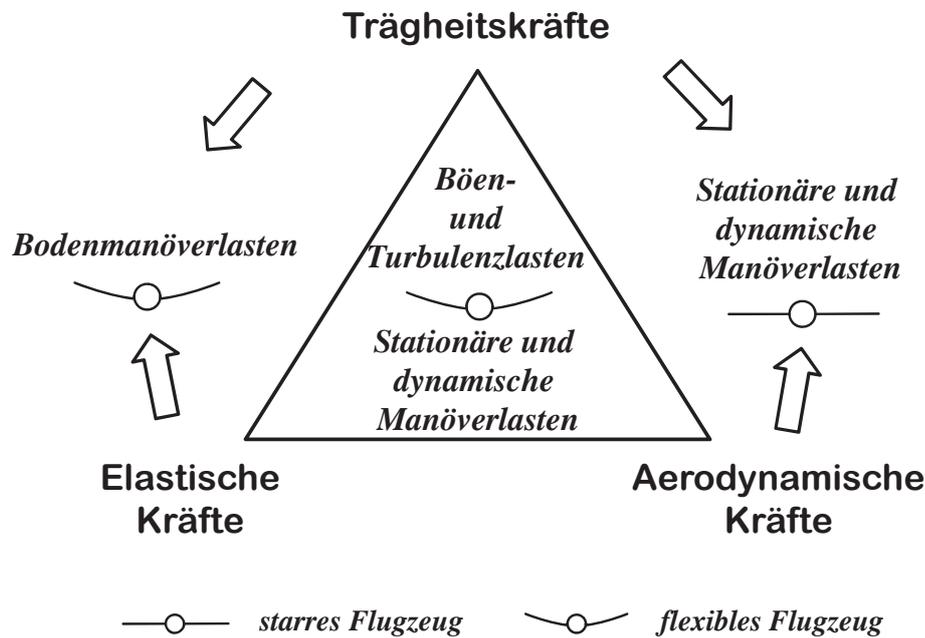


Abbildung 3.1: Lastendreieck in Anlehnung an [WC08]

In den folgenden Unterkapiteln werden zunächst die oben aufgeführten Lasten beschrieben. Zudem wird auf die Zulassungsvorschriften für Verkehrsflugzeuge FAR-25 bzw. CS-25 ([Ano10a; Ano10b]) eingegangen, die sehr umfangreich nachweispflichtige Lastfälle beschreiben.

3.2.1 Bodenmanöver und Landevorgänge

Bodenmanöver decken eine Reihe von Lasten ab, bei denen das Flugzeug durch das Fahrwerk mit dem Boden verbunden ist und in der Regel keine oder in erster Linie vernachlässigbar kleine aerodynamische Kräfte herrschen. Beispiele hierfür sind das *taxiing*, das Bremsen oder auch Abschleppvorgänge. In aller Regel sind dies dynamische Vorgänge, bei denen die Trägheitskräfte im dynamischen Gleichgewicht mit den Kräften aus der elastischen Verformung des Flugzeuges stehen. Für die globale Flugzeugstruktur können die Lasten aus Bodenmanövern auf Ebene des Vorentwurfs vernachlässigt werden, da z.B. die typischen Lastvielfachen beim Rollen 1,2g nicht überschreiten und damit wesentlich unkritischer als Landestöße sind ([Tor82; Niu02]). Abschleppvorgänge können für den vorderen, unteren Teil des Rumpfes in der Nähe des Bugfahrwerks entscheidend sein, werden aber in keinem bekannten Vorentwurfsverfahren berücksichtigt. Landevorgänge sind keine reinen Bodenmanöver, da neben den Trägheitskräften und den elastischen Kräften die aerodynamischen Kräfte berücksichtigt werden müssen. Sie sind damit in der Mitte des Lastendreiecks angesiedelt. Kritisch für die globale Struktur sind die bei der Landung maximal auftretenden Trägheitskräfte beim Landestoß. In den Zulassungsvorschriften,

dem Luftfahrttechnischem Handbuch ([Ano08]) und Lehrbüchern ([Tor82; Niu02; WC08]) werden verschiedene Methoden zur überschlägigen Berechnung der maximal auftretenden Lastvielfachen für Landestöße dargestellt. Diese sind für den Vorentwurf ausreichend, aber in der Detaillierungsphase des Entwurfs durch gekoppelte Mehrkörpersimulationen ([Krü00; KVK02]) zu ersetzen. Im Anhang A.1 ist die Vorgehensweise nach Niu [Niu02] wiedergegeben, die in PrADO in ganz ähnlicher Form angewendet wird.

3.2.2 Manöver- und Böenlasten

Manöver- und Böenlasten lassen sich sowohl für das starre Flugzeug als auch für das flexible Flugzeug bestimmen. Dabei muss zwischen stationären und dynamischen Zuständen unterschieden werden. Unter stationären Manövern versteht man das Gleichgewicht zwischen den zeitlich unverändert auftretenden Kräften. Bei dem starren Flugzeug sind dies die Trägheitskräfte und die aerodynamischen Kräfte. Im flexiblen Fall kommen die elastischen Kräfte der Flugzeugstruktur, die mit den aerodynamischen Kräften interagieren, hinzu. Stationäre Manöver sind z. B. das Rollen mit konstanter Rollrate oder das Abfangen mit konstanter Nickrate. Dagegen sind bei den dynamischen Manövern die Kräfte nicht mehr zeitlich konstant, sondern variabel (Abfangen aus einem Sinkflug, vertikale Böe) und häufig phasenverschoben, wie es z.B. beim Flattern der Fall ist. Damit einher können die Lastmaxima an unterschiedlichen Stellen des Flugzeuges zeitlich versetzt eintreten. Solche Vorgänge lassen sich teilweise elegant im Frequenzbereich lösen ([Res06; Teu03]). Weisen die Gleichungen allerdings Nichtlinearitäten auf, werden aufwendige Zeitbereichssimulationen unumgänglich ([Ano00b; Mic09]).

Im Flugzeugvorentwurf werden die komplexen Vorgänge bei Manövern und infolge von Böen in der Regel auf quasi-statische Lastfälle im Gleichgewicht reduziert ([Tor82; P.R06]), um von der aufwendigen Zeitbereichssimulation zu einer stationären Betrachtung zu gelangen. Diese wird häufig weiter auf das starre Flugzeug angewendet, um die Interaktion von Aerodynamik und elastischer Verformung, der Aeroelastik, nicht mit simulieren zu müssen. Da es eine unendliche Anzahl von möglichen Flugmanövern gibt, ist gerade im Flugzeugvorentwurf eine weitere Vereinfachung vonnöten. Dies geschieht durch die Einführung der Manöver-Flugenvelope und Böen-Flugenvelope. Mit ihnen kann die Anzahl der zu betrachtenden Lastfälle für die Strukturauslegung auf Kombinationen von Geschwindigkeiten V_{EAS} und Lastvielfachen n reduziert werden. Die Ermittlung beider Envelopen und damit die Berechnung der zulässigen positiven und negativen Lastvielfachen in Abhängigkeit der Fluggeschwindigkeit ist in den Zulassungsvorschriften FAR-25 bzw. CS-25 ([Ano10a; Ano10b]) beschrieben. Für deren Erklärung werden zunächst die Begriffe „sichere Last“ (*limit load*, LL) und „Bruchlast“ (*ultimate load*, UL) erläutert.

Als **sichere Lasten** werden die Lasten bezeichnet, bei denen keine permanente Verformung der Struktur auftritt. Alle Spannungen dürfen maximal die Fließgrenze der entsprechenden Werkstoffe erreichen. Sowohl bei versteiften, metallischen Strukturen als auch bei versteiften FKV-Strukturen darf laut Degenhardt und Tessmer [DT07]

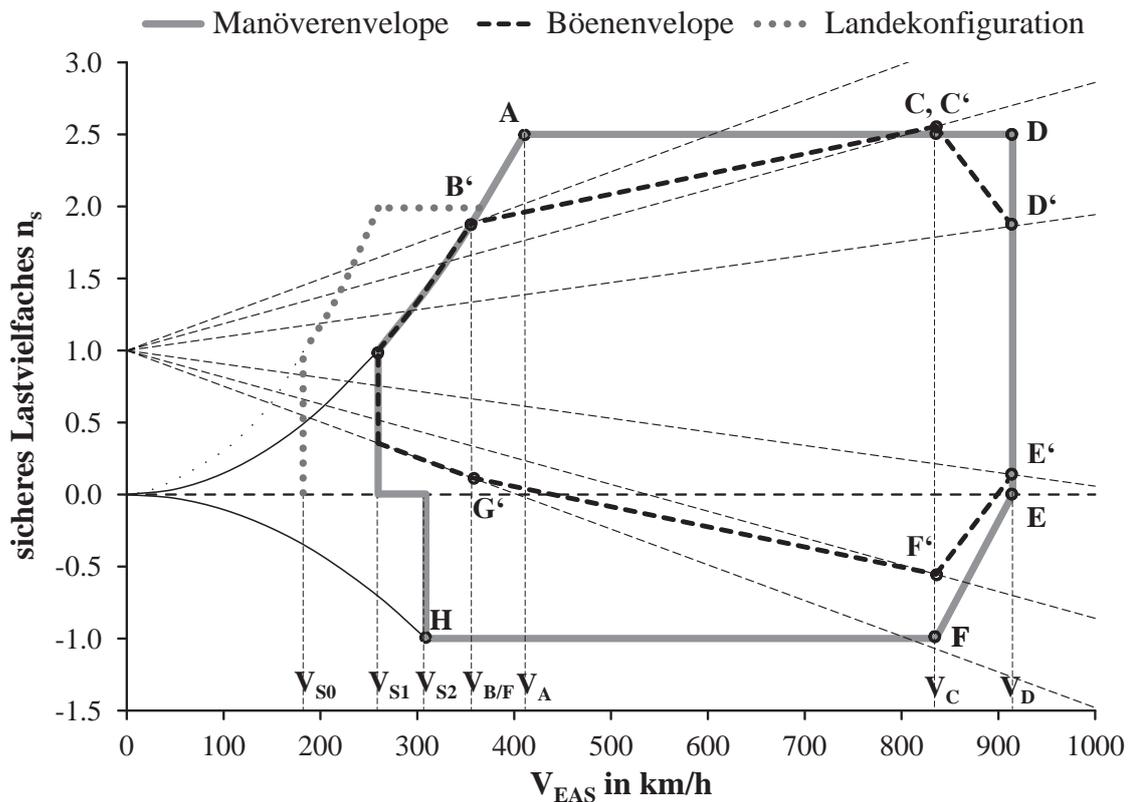


Abbildung 3.2: Beispiel für eine kombinierte Manöver-Böen-Envelope der Lande- und Reiseflugkonfiguration eines A320 ähnlichen Flugzeugs

lokales Beulen aber kein stabilitätsgefährdendes globales Beulen auftreten. Den sicheren Lasten ist ein sicheres Lastvielfaches, $n_s = A_s/G$, zugeordnet, welches nach CS-25/ FAR-25 für Verkehrsflugzeuge im Bereich $n_s = 2.5 - 3.8$ liegt. **Bruchlasten** ergeben sich aus den sicheren Lasten mal den vorgeschriebenen Sicherheitsfaktor j (meist $j = 1.5$) und es darf bis zum Erreichen der Bruchlast kein Versagen auftreten. Den Bruchlasten ist das Bruch-Lastvielfache, $n_{Br} = A_{Br}/G = j \cdot A_s/G$, zugeordnet. Abbildung 3.2 zeigt sinnbildlich eine kombinierte Manöver-Böen-Envelope für ein A320 ähnliches Flugzeug. Die zulässigen sicheren Lastvielfachen n_s sind für die beiden Envelopen über der äquivalenten Geschwindigkeit V_{EAS} aufgetragen. Man erhält aus der kombinierten Envelope die zulässigen Lastvielfachen n_s für die verschiedenen Flugpunkte, die maximal bzw. minimal erfolgen werden dürfen. Aus dem Lastvielfachen, dem Flugzeuggewicht und der Geschwindigkeit kann der notwendige Auftrieb für den entsprechenden Flugpunkt berechnet werden. Diese bilden zusammen mit der Flughöhe und dem Schwerpunkt die Definition eines Lastfalls, zu dem somit die aerodynamischen Lasten berechnet werden können.

3.2.3 Weitere Lasten

Die aerostatische Last aus dem Innendruck im Flugzeugrumpf lässt sich aus der Differenz des Kabineninnendrucks und der Flughöhe berechnen. Hydrostatische Kräfte,

Nr.	Gesamt- masse	Nutz- masse	Kraftstoff- masse	SP	Flughöhe	Punkt im V-n-Diagramm
1	$m_{A,1}$	$m_{N,1}$	0	aus Beladung	0	Max. von C', C
2	$m_{A,max}$	$m_{N,1}$	$m_{K,max}$	$x_{SP,v}$	0	Max. von F', F
3	$m_{A,max}$	$m_{N,1}$	$m_{K,max}$	$x_{SP,v}$	0	Max. von C', C
4	$m_{A,max}$	$m_{N,max}$	$m_{K,max}$	$x_{SP,h}$	0	Max. von F', F
5	$m_{A,max}$	$m_{N,max}$	$m_{K,1}$	$x_{SP,h}$	0	Max. von C', C
6	$m_{L,1}$	$m_{N,1}$	$m_{K,2}$	$x_{SP,v}$	0	Landung
7	$m_{L,max}$	$m_{N,max}$	$m_{K,3}$	$x_{SP,h}$	0	Landung
8	m_{OE}	0	0	aus Beladung	H_{max}^*	Max. von D', D
9	$m_{A,max}$	$m_{N,max}$	$m_{K,1}$	aus Beladung	H_{RF}^*	Reiseflug
$m_{A,1} = m_{OE} + m_{N,1}$						
$m_{N,1} = m_{A,max} - (m_{K,max} + m_{OE})$						
$m_{L,1} = m_{OE} + m_{N,1} + m_{K,res}$						
$m_{K,1} = m_{A,max} - (m_{N,max} + m_{OE})$						
$m_{K,2} = m_{L,max} - (m_{N,1} + m_{OE})$						
$m_{K,3} = m_{L,max} - (m_{N,max} + m_{OE})$						
* mit Innendruck						

Tabelle 3.1: Definition der Lastfälle für SAM

wie sie im Tank finden, wie Hürlimann [Hür10] gezeigt hat, auch im Vorentwurf Anwendung. Die Antriebslasten ergeben sich aus dem notwendigen Vortrieb und wirken abgesehen vom Segelflug, gegen die Inertialkräfte und den aerodynamischen Widerstand. *Crash* und *Ditching* sind hochdynamische Vorgänge, die sich auf Grund der großen Unsicherheiten nur ansatzweise und nicht mit linearen Theorien simulieren lassen. Sie werden deswegen im Rahmen des Vorentwurfs nicht einbezogen. Temperaturlasten können gerade bei Strukturen aus Faser-Kunststoff-Verbunden einen großen Einfluss haben und werden über reduzierte Materialkennwerte mit berücksichtigt. Ein wichtiger Einflussfaktor bei modernen Verkehrsflugzeugen auf die Lasten ist das *Flight Control System* (FCS), welches je nach Vorgabe des Flugzeugherstellers z.B. bestimmte Steuereingaben des Piloten begrenzt oder Böenlasten abmildert (*gust load alleviation*, [WC08; Teu03; Res06]). Im Rahmen dieser Arbeit und innerhalb der Vorentwurfsumgebung sind FCS zur Zeit nicht implementiert. Da diese in der Regel Lasten begrenzen, ist über die zu hohen Lasten ein konservatives Vorgehen gewahrt.

3.2.4 Zusammenstellung der relevanten Lastfälle

Nach [Öst03] haben sich für den Vorentwurf acht symmetrische Lastfälle als Kompromiss aus Rechenzeit und Vorhersagegenauigkeit für die Strukturauslegung herausgestellt. Davon sind sechs Lastfälle Böen- und/ oder Manöverlasten für unterschiedliche Flugzeugmassen und Schwerpunktslagen und zwei Lastfälle decken Landestöße mit unterschiedlichen Massenverteilungen ab. Tabelle 3.1 zeigt einen Überblick über die Lastfälle und gibt Massen und Schwerpunktslagen sowie die Punkte im Manöver-Böen-V-n-Diagramm für die Fluglastfälle an. Der neunte Lastfall gibt den Flugpunkt zu Beginn des Reisefluges an, welcher in erster Näherung den Auslegungspunkt des Entwurfes darstellt.

Verfahren	zu lösende DGL	Genauigkeit				Rechenzeit	Modellierungsaufwand	Beispiel
		subsonisch		transsonisch				
		A	W	A	W			
RANS		+++	+++	+++	+++	- - -	- - -	Tau, elsA, FLOWer
EULER (+Grenzschicht)		++(+)	++(+)	+o(+)	+o(+)	- -(-)	- -(-)	
Field Panel	nichtlineare Potentialgleichung ¹	++	+ ^{W1}	+	o ^{W1}	+	+	BLWF, TRANAIR
High & Low Order Panel	linearisierte Potentialgleichung ¹	++	+ ^{W1}	o	- ^{W1}	++	++	PANAIR, HISSS, VSAERO
DLM	linearisierte Potentialgleichung ²	+	o ^{W2}	o	- - ^{W2}	+++	+++	NASTRAN, ZAERO

¹ Auftriebs- und Dickenproblem, ² Auftriebsproblem,
^{W1} nur Druck- und induzierter Widerstand, ^{W2} nur induzierter Widerstand

Tabelle 3.2: Vergleich aerodynamischer Berechnungsverfahren für die Eignung im Flugzeugentwurf

3.3 Stationäre Strömung der Gesamtkonfiguration

Dieses Kapitel soll zunächst eine kurze Übersicht über die im Flugzeugentwurf eingesetzten Aerodynamikverfahren für die Berechnung der stationären Strömung von Flügel-Rumpf-Leitwerk-Konfigurationen geben und aufzeigen, worin die Stärken und Schwächen der Verfahren liegen. Weiterhin wird das verwendete Panel-Verfahren HISSS (*Higher-Order Subsonic and Supersonic Singularity Method*, [For84]) in Grundzügen vorgestellt und besonders auf die für die Arbeit wichtige Bestimmung der Zirkulationsverteilung von Auftriebsflächen eingegangen. Abschließend wird eine einfache Methode beschrieben, wie einzelne oder mehrere Auftriebsflächen einer gegebenen Flugzeugkonfiguration hinsichtlich einer gewünschten Zirkulationsverteilung angepasst werden können.

3.3.1 Numerische Aerodynamikverfahren im Flugzeugentwurf

Die Bandbreite der numerischen Verfahren zum Berechnen stationärer Strömungen um Flugzeugkonfigurationen erstreckt sich mit zunehmendem Grad der Vereinfachung von Lösern der vollständigen Navier-Stokes-Gleichungen, über Löser der Reynoldszahl gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen (RANS) und Löser der Euler-Gleichungen bis hin zu Lösern der vollständigen und linearisierten Potentialgleichung. Diese sind zur Veranschaulichung in Tabelle 3.2 in Bezug auf Genauigkeit der Auftriebs- und Widerstandsbestimmung sowie der Rechenzeit und des Modellierungsaufwandes aufgezeigt ([Eri90], [Ano00a], [FP08], [KP08], [Tin91], [Büs08], [ZH10]).

Nimmt man die Anforderungen des Vorentwurfs

- Strömungsgeschwindigkeiten von $Ma_\infty = 0$ bis 0.95
- gute Genauigkeit der Auftriebskräfte \Rightarrow Gewichtsprognose, Aeroelastik
- gute Genauigkeit des induzierten Widerstandsanteils \Rightarrow Flugleistung

- Rechenzeit kleiner 5 min je Rechnung
- geringer Modellierungsaufwand \Rightarrow Konfigurationsvielfalt
- automatisierter Ablauf

auf Detailebene von PrADO/SAM an ein Aerodynamikverfahren für die Bewertung als Grundlage, so sind die RANS- und Euler-Löser auf Grund ihrer hohen Rechenzeit bzw. der notwendigen Details der Geometrieabbildung nicht geeignet. Weiterhin kommt hinzu, dass eine Automatisierung dieser Verfahren wegen des Mangels an Robustheit bzw. der notwendigen Anpassungen der Netztopologie und der Lösungsparameter in Abhängigkeit von dem Modell und der Strömungsbedingungen mit den derzeit verfügbaren Programmen nicht möglich ist.

$$\begin{aligned} \Phi_{xx} \left(1 - \frac{\Phi_x^2}{a^2}\right) + \Phi_{yy} \left(1 - \frac{\Phi_y^2}{a^2}\right) + \Phi_{zz} \left(1 - \frac{\Phi_z^2}{a^2}\right) - \\ 2\Phi_{xy} \frac{\Phi_x \Phi_y}{a^2} - 2\Phi_{yz} \frac{\Phi_y \Phi_z}{a^2} - 2\Phi_{zx} \frac{\Phi_z \Phi_x}{a^2} = 0 \end{aligned} \quad (3.1)$$

Es bleiben die Löser der Potentialgleichung 3.1, welche sich aus den Navier-Stokes-Gleichungen mit Vernachlässigung von Reibung und Drehung ergibt, als Kandidaten übrig. Sie haben den Nachteil, dass sie viskose Effekte nicht berücksichtigen können und damit die Grenzschicht nicht auflösen. Die *Field Panel*-Verfahren können zumindest die transsonischen Effekte inklusive milder Stoßeffekte abdecken. Für die Grenzschichtberücksichtigung ist eine Kopplung mit separaten Grenzschichtlösern ebenso wie bei Euler-Verfahren möglich. Die *Field Panel*-Verfahren erfüllen damit gerade noch die oben genannten Anforderungen. Allerdings existieren nur wenige als Programm umgesetzte *Field Panel*-Verfahren (z.B. TRANAIR und BLWF), die zudem nicht oder nur eingeschränkt zugänglich sind.

$$\Phi(x, y, z) = U_\infty x + \varphi(x, y, z) \quad (3.2)$$

$$(1 - Ma_\infty^2) \varphi_{xx} + \varphi_{yy} + \varphi_{zz} = 0 \quad (3.3)$$

Als Alternative bleiben die Lösungsverfahren der linearisierten Potentialgleichung 3.3, die sich für kleine Störungen (Gleichung 3.2) aus Gleichung 3.1 entwickeln lässt. Vertreter dieser Kategorie sind die Panel-Verfahren (z.B. PANAIR, HISSS, VSAERO), die sowohl das Dicken- als auch das Auftriebsproblem lösen. Verbreitet sind ebenso Verfahren die nur das Auftriebsproblem lösen (z.B. Mehrfachtraglinienverfahren, *doublet lattice method* (DLM)). Alle potentialtheoretischen Verfahren können weder viskose Effekte noch Stöße und nur eingeschränkt Kompressibilität abdecken. Die Grenze für die Kompressibilitätsberücksichtigung ist abhängig von der jeweiligen Profildicke und der kritischen Machzahl des verwendeten Körpers und ist z. B. bei dünnen Profilen bei $Ma_\infty \cong 0,8$ erreicht ([ST01b]). Damit ist die Anforderung an den Machzahlbereich mit diesen Verfahren nicht mehr erfüllt. Lokale transsonische Korrekturen dieser Verfahren können mit Hilfe der aus der Aeroelastik bekannten Streifentheorie vorgenommen werden ([För74; Büs08; WS10]), welche aber auf Grund

der vereinfachten Annahmen nur in bestimmten Bereichen der Auftriebsflächen mit guter Näherung eingesetzt werden kann. Dieses ist im transsonischen Geschwindigkeitsbereich z. B. am Flügel ohne Triebwerke in der Regel zwischen Kink bis ca. 85% der Spannweite der Fall ([Wun05]). Dreidimensionale Einflüsse sowohl in der Nähe der Flügelwurzel durch den Rumpf als auch im Bereich der Flügelspitze durch deren Umströmung können nicht oder nur teilweise durch konfigurationsabhängige Anpassungen abgebildet werden.

Abschließend betrachtet besitzen *Field-Panel*-Verfahren mit gekoppelter Grenzschichtlösung das günstigste Verhältnis zwischen Rechenzeit, Modellierungsaufwand und Güte der Ergebnisse im Bereich des Auslegungspunktes eines Verkehrsflugzeuges für das Detaillevel von PrADO/SAM, was Zhang und Hepperle [ZH10] mit der Validierung von BLWF an der DLR-F6 Konfiguration bestätigen. Die erhöhte Rechenzeit mit gekoppelter Grenzschichtlösung bei Verwendung gleicher PC-Hardware (ca. 1-2h je Rechnung), der hohe Modellierungsaufwand und die Notwendigkeit manueller Eingriffe sind ein Ausscheidungskriterium für von Euler-Verfahren. Wegen der eingeschränkten Verfügbarkeit eines *Field-Panel*-Verfahrens und der Nachteile der Euler-Löser bleiben die Panel-Verfahren mit Kompressibilitätskorrektur nach Göthert zur Zeit in PrADO/SAM der beste Kompromiss.

3.3.2 Strömungsberechnung mit dem Panelverfahren HISSS

Das potentialtheoretische Panel-Verfahren HISSS ([For84]) wird aus den oben genannten Gründen weiterhin für die Berechnung der Beiwerte für den Auftrieb C_A , das Moment C_M und für den induzierten Widerstand C_{W_i} der Gesamtkonfiguration sowie für die Bestimmung der Druckverteilung c_p auf der Oberfläche benutzt. Für die Nachrechnungsaufgabe löst HISSS über die Panelmethode ([Eri90], [KP08]) die linearisierte Potentialgleichung für kleine Störungen (Gleichung 3.3), indem unter Ausnutzung der Göthert'schen Ähnlichkeitsregel für den Unterschall ([ST01a]) die Lösung auf den inkompressiblen Fall $Ma_\infty = 0$ zurückgeführt wird (Gleichung 3.4). Dazu werden Strömungsgrößen und die Geometrie entsprechend transformiert ([ST01b]).

$$\varphi_{xx} + \varphi_{yy} + \varphi_{zz} = 0 \quad (3.4)$$

Durch Verwendung von Quellen und Senken bzw. Dipolen auf den Paneln als Grundlösungen der linearen inkompressiblen Potentialgleichung 3.4 lässt sich sowohl das Auftriebsproblem als auch das Dickenproblem in HISSS berücksichtigen. Der bei Panel-Verfahren notwendige Nachlauf ist methodentypisch mit Dipolen belegt.

Die aerodynamischen Beiwerte können bei Panel-Verfahren auf zwei Arten im Anschluss an die Bestimmung der Singularitäten, Oberflächengeschwindigkeiten¹ und Druckverteilungen bestimmt werden.

¹Die Tangentialgeschwindigkeiten \mathbf{u}_t sind bei potentialtheoretischen Verfahren auf der Oberflächenkontur ungleich Null, da die Grenzschicht nicht berücksichtigt wird.

Direkte Bestimmung Auftrieb A und induzierter Widerstand W_i können aus der Zirkulation eines spannwitigen Profilschnitts $\Gamma(y)$ berechnet werden, wie Gleichungen 3.5 bis 3.8 zeigen. Die Zirkulation wird dafür aus der tangentialen Oberflächengeschwindigkeit \mathbf{u}_t über Integration umlaufend entlang einer geschlossenen Kurve ds ermittelt.

$$\Gamma(y) = \oint_k \mathbf{u}_t ds \quad (3.5)$$

$$dA = \rho_\infty U_\infty \Gamma(y) dy \quad (3.6)$$

$$A = \rho_\infty U_\infty \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) dy \quad (3.7)$$

$$C_A = \frac{\int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) dy}{\frac{1}{2} U_\infty F} \quad (3.8)$$

Analog ergibt sich der induzierte Widerstand unter Ausnutzung des Gesetzes von Biot-Savart für die Bestimmung des Abwindes $w_i(y)$ (Gleichung 3.9 bis 3.11):

$$w_i(y) = \frac{1}{4\pi} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{d\Gamma}{dy'} \frac{dy'}{y - y'} dy \quad (3.9)$$

$$W_i = \rho_\infty \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) w_i(y) dy \quad (3.10)$$

$$C_{W_i} = \frac{\int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) \left(\frac{1}{4\pi} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{d\Gamma}{dy'} \frac{dy'}{y - y'} dy \right) dy}{\frac{1}{2} U_\infty F} \quad (3.11)$$

Numerisch einfacher ist die Bestimmung des lokalen Auftriebs dA aus den Druckbeiwerten c_p auf der Oberfläche über Summation der Kraftkomponenten in Auftriebsrichtung umlaufend über einen spannwitigen Profilschnitt (Gleichung 3.12). Der Widerstand kann ebenso im Zwischenschritt über die Zirkulation (Gleichung 3.13) ermittelt werden.

$$dA = \sum_{n=1}^N (c_{p,n} \cdot F_n)_{z\text{-Komponente}} \quad (3.12)$$

$$\Gamma(y) = \frac{dA}{\rho_\infty U_\infty dy} \quad (3.13)$$

In gleicher Weise kann z.B. das Moment M_y um die y -Achse in einem Referenzpunkt R über Integration aus den Druckbeiwerten gewonnen werden. Die Hebelarme $r_{x,n}$ und $r_{z,n}$ sind darin der Abstand des Panels n zum Referenzpunkt R , M die Anzahl

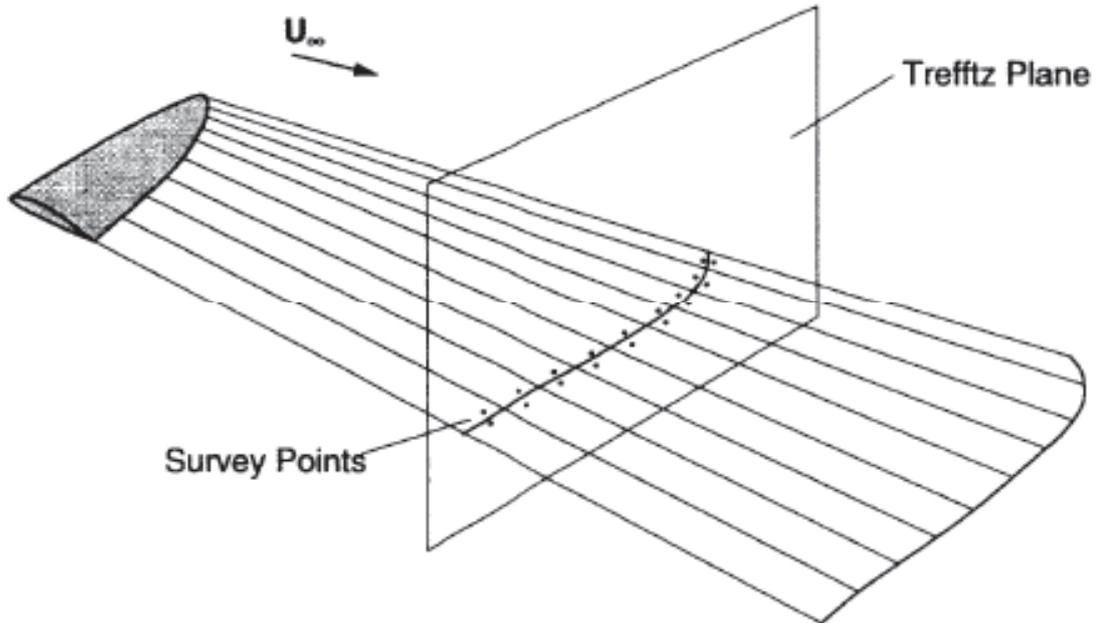


Abbildung 3.3: Definition der Trefftz-Ebene aus Smith [Smi96]

der spannweiten Panel bzw N die Anzahl der Panel umlaufend um das Profil (Gleichungen 3.14 und 3.15).

$$M_y = \sum_{m=1}^M \left[\sum_{n=1}^N (c_{p,n} \cdot F_n)_x r_{z,n} + (c_{p,n} \cdot F_n)_z r_{x,n} \right]_m \quad (3.14)$$

$$C_{M_y} = \frac{M_y}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} U_{\infty} F b} \quad (3.15)$$

Indirekte Bestimmung Die Zirkulationsverteilung kann alternativ aus dem Nachlauf in der sogenannten Trefftz-Ebene ([KP08]) bestimmt werden. Dazu wird in weitem Abstand hinter der Auftriebsfläche nach Abbildung 3.3 die Zirkulation Γ aus der Dipolstärke μ entsprechend Gleichung 3.16 berechnet.

$$\Gamma(y) = U_{\infty} \mu_n e_{z,n} \quad (3.16)$$

mit $e_{z,n}$ als z-Komponente des Panels n

Hiermit können dann genau wie beim direkten Verfahren die Beiwerte C_A und C_{W_i} bestimmt werden.

In [Smi96] sind umfangreiche Vergleiche der beiden Verfahren für die Beiwertbestimmung durchgeführt worden. Als Ergebnis hat sich die Bestimmung des induzierten Widerstandes aus der Trefftz-Ebene als vorteilhaft gegenüber der direkten Methode herausgestellt, da der Einfluss der Diskretisierung auf die Güte der Ergebnisse weniger stark ist. Ebenso ist der Fehler in der Zirkulation in Abhängigkeit vom Anstellwinkel bei der Berechnung über die Trefftz-Ebene geringer. Beides konnte von [Wig09] für HISSS bestätigt werden. Weiterhin ist in [Smi96] gezeigt worden, dass

die Auftriebsbestimmung über die Trefftz-Ebene fehlerhaft ist, solange der Nachlauf nicht kräftefrei ist. Dies lässt sich einerseits durch einen starren, in Richtung der Anströmung zeigenden Nachlauf mit der Einschränkung auf planare Auftriebsflächen erreichen oder andererseits über ein physikalisch korrektes Aufrollen des Nachlaufs. Die Nachlaufentspannung ist wegen des iterativen Charakters zeitaufwendig und führt bei kleinen Fehlern schon zu signifikanten Abweichungen in den Beiwerten, so dass der Auftrieb wie auch das Moment über die direkte Methode bestimmt werden sollte. Für alle weiteren Betrachtungen werden deswegen der induzierte Widerstandsbeiwert ausschließlich aus Trefftz-Ebene und Auftrieb- und Momentenbeiwert aus der direkten Bestimmung gewonnen.

3.3.3 Anpassen der Zirkulationsverteilung

Für die Untersuchung des Einflusses einer Zirkulationsverteilung einer Auftriebsfläche auf den Gesamtentwurf ist es notwendig, eine Schar von Zirkulationsverteilungen zu entwickeln, die den selben Auftrieb erzeugen. Mathematisch heißt das, dass die Fläche unter den Zirkulationsverteilungen gleich groß sein muss. Ist der notwendige Auftriebsbeiwert der Konfiguration bekannt, kann die optimale, elliptische Zirkulation bestimmt werden:

$$\int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} \Gamma(y) dy = \Gamma_{max} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} dy = \Gamma_{max} \frac{b\pi}{4} \quad (3.17)$$

In Gleichung 3.17 ist Γ_{max} die kleine Halbachse der Ellipse und $\frac{b\pi}{4}$ die Fläche der halben Ellipse mit der kleinen Halbachse $b = 1$. Diese in Gleichung 3.8 eingesetzt ergibt

$$c_A = \frac{\Gamma_{max} b\pi}{2U_\infty F}. \quad (3.18)$$

Gleichung 3.18 kann nach Γ_{max} aufgelöst und anschließend entdimensionalisiert werden, so dass sich folgender Zusammenhang zwischen Auftriebsbeiwert und der kleinen Halbachse der elliptischen Zirkulation ergibt:

$$\gamma_{max} = \frac{2c_A}{\pi\Lambda}. \quad (3.19)$$

Damit ist die elliptische, dimensionslose Zirkulation in Abhängigkeit des Auftriebsbeiwertes und der Spannweitenposition $\eta = \frac{2y}{b}$:

$$\gamma(y) = \frac{2c_A}{\pi\Lambda} \sqrt{1 - \eta^2}. \quad (3.20)$$

Mit Hilfe einer trigonometrischen Funktion, die so definiert ist, dass sie integriert über die Halbspannweite Null ergibt, können andere Zirkulationsverteilungen mit identischem Gesamtauftrieb durch Überlagerung mit der elliptischen Verteilung erzeugt

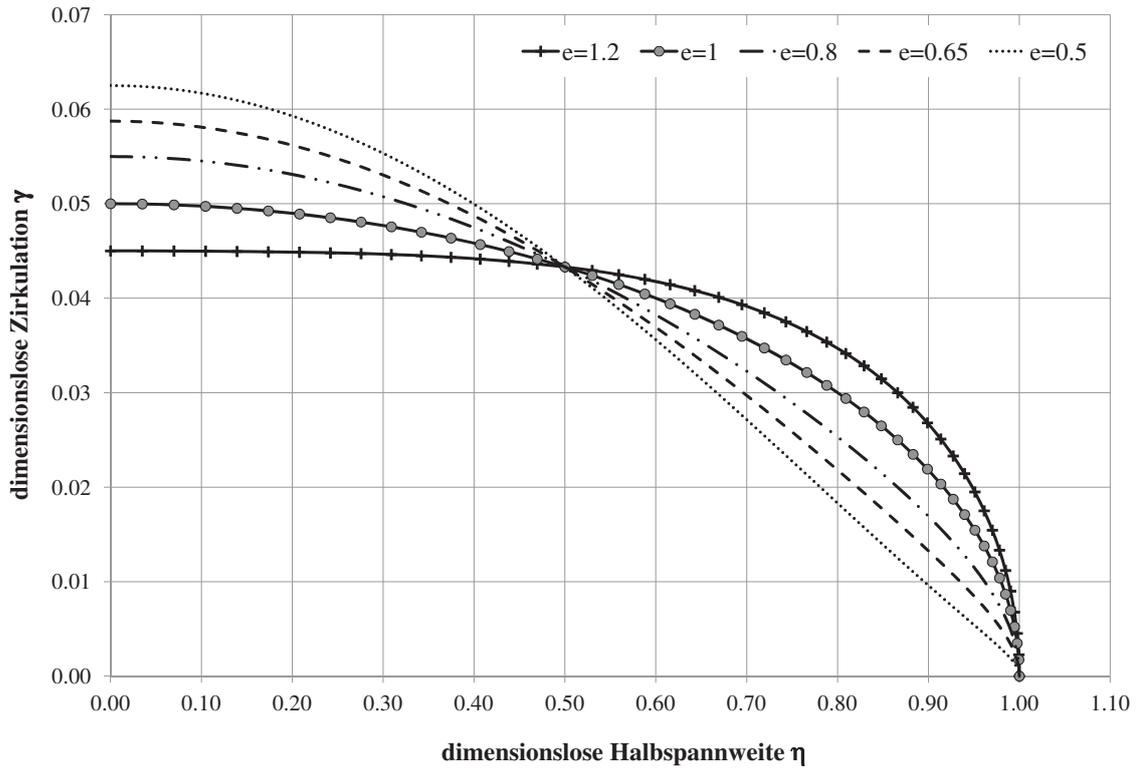


Abbildung 3.4: Unterschiedliche Zirkulationsverteilungen mit gleichem Gesamtauftrieb ($\gamma_{max} = 0.05$, $c_A = 0.785$, $\Lambda = 10$)

werden. Abbildung 3.4 zeigt unterschiedliche Zirkulationsverteilungen mit gleichem Gesamtauftrieb, die nach Gleichung 3.21 erzeugt worden sind.

$$\gamma(y) = \frac{2c_A}{\pi\Lambda} \sqrt{1 - \eta^2} + (1 - e) \frac{c_A}{\pi\Lambda} \sin(3 \arccos(\eta)) \quad (3.21)$$

Darin steuert der Faktor e das Maß der Elliptizität:

- $e > 1 \Rightarrow$ außen füllige Verteilungen,
- $e = 1 \Rightarrow$ elliptische Verteilung (minimaler induzierter Widerstand),
- $e < 1 \Rightarrow$ innen füllige, dreieckige Verteilungen.

Hat man eine Soll-Zirkulationsverteilung definiert, so können im nächsten Schritt die Parameter der Auftriebsfläche diesbezüglich verändert werden. Bei gegebenen Anströmungsbedingungen und Vorgabe von Auftrieb und Moment bleiben als freie Parameter die Profilgeometrie je spannweitigem Schnitt, die Planform der Auftriebsfläche, die V-Stellung und die geometrische Verwindung über. Will man diesen Parameterraum nutzen, so ist keine eindeutige Lösung ohne einen Optimierungsansatz möglich. Der daraus resultierende Rechenaufwand in der Detaillierungstufe von SAM ist zu hoch, so dass im Rahmen dieser Arbeit allein die Verwindungsverteilung variiert werden soll. Hierzu ist kein Optimierungsverfahren notwendig, da auch ein iteratives Vorgehen robust zum Ziel führt, wie in Kapitel 4.1.4 gezeigt wird.

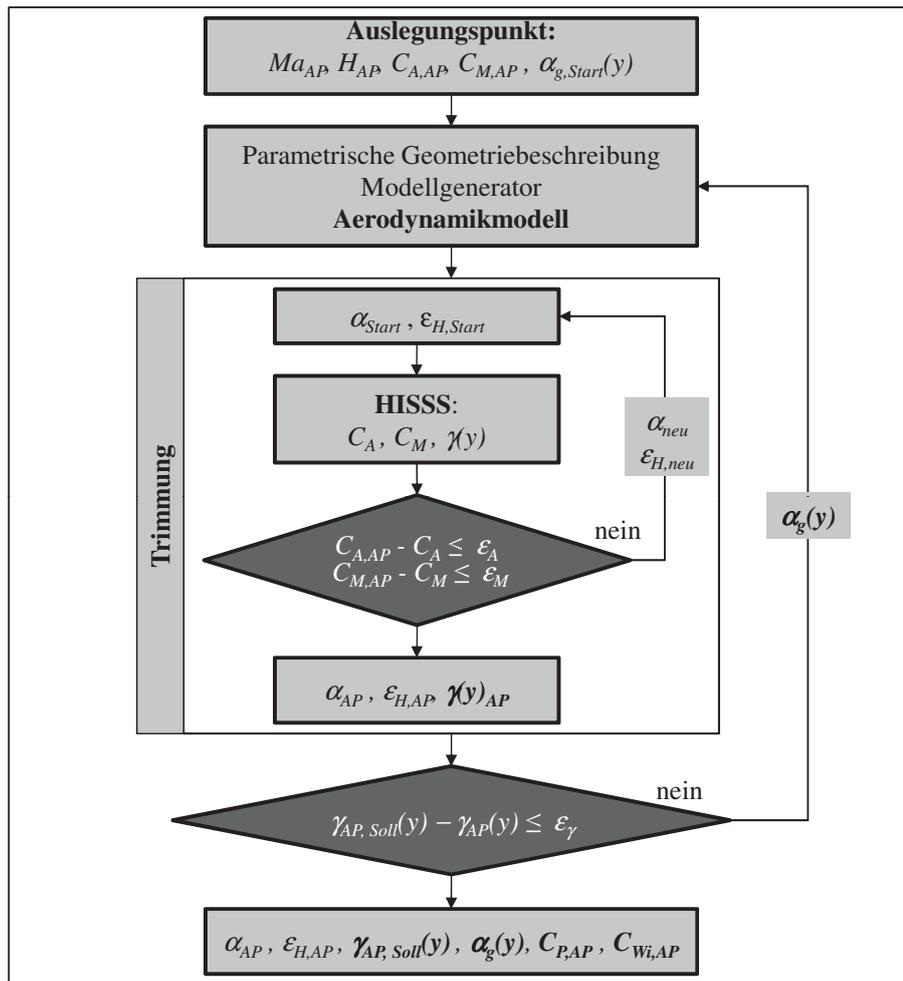


Abbildung 3.5: Ablaufdiagramm zur Anpassung der geometrischen Verwindungsverteilung $\alpha_g(y)$ zum Erreichen der Soll-Zirkulationsverteilungen

Das Vorgehen für die Anpassung der geometrischen Verwindungsverteilung für eine gegebene Auftriebsfläche einer Konfiguration ist in Abbildung 3.5 dargestellt. Dazu muss als erstes der Auslegungspunkt des Flugzeuges bekannt sein, so dass Machzahl, Flughöhe und der benötigte Auftriebsbeiwert bzw. der Momentenbeiwert für die Schwerpunktslage vorliegen. Diese können z.B. aus einer Vorstudie mit PrADO/SAM ohne angepasste Zirkulation abgeleitet werden. Aus der vorliegenden, parametrisierten Geometrie wird für die Start-Verwindungsverteilung mit dem Modellgenerator aus SAM das Aerodynamikmodell erzeugt. In einer Trimmeration werden mit HISSS zwei Rechnungen für die Ermittlung des Auftrieb- und Momentenanstieges $(\frac{\partial C_A}{\partial \alpha}, \frac{\partial C_M}{\partial \alpha})$ infolge des Anstellwinkels α und zwei Rechnungen für die Ermittlung des Auftriebs- und Momentenanstieges $(\frac{\partial C_A}{\partial \epsilon_H}, \frac{\partial C_M}{\partial \epsilon_H})$ infolge des Höhenrudereinstellwinkels ϵ_H im Bereich der Eingabeparameter durchgeführt. Anschließend wird über die linearisierten Anstiege eine Kombination von α und ϵ_H bestimmt und über eine erneute Rechnung überprüft und gegebenenfalls solange variiert, bis die Sollwerte $C_{A,AP}$ und $C_{M,AP}$ mit den Toleranzen ϵ_A und ϵ_M erreicht sind.



Als Ergebnis liegt dann unter anderem die Zirkulationsverteilung $\gamma_{AP}(y)$ passend zu der Start-Verwindungsverteilung des getrimmten Flugzeuges im Auslegungspunkt vor. Aus der Abweichung der Start- mit der Soll-Zirkulationsverteilung kann über die empirische Gleichung 3.22 eine neue geometrische Verwindungsverteilung berechnet werden. Darin lässt sich mit dem Faktor s_γ das Konvergenzverhalten steuern. Als guter Kompromiss zwischen Anzahl der Iterationen und Genauigkeit hat sich ein Wert von $s_\gamma = 10$ herausgestellt.

$$\Delta\alpha_g(y) = \frac{\gamma_{AP}(y)}{\gamma_{AP,Soll}(y)} \cdot s_\gamma \quad (3.22)$$

Ist die Soll-Zirkulationsverteilung mit einer Toleranz ε_γ realisiert, kann die Iteration abgebrochen werden und es liegt eine neue Verteilung des geometrischen Verwindungswinkel für die betrachtete Auftriebsfläche vor.

3.4 Strukturanalyse

3.4.1 Grundlegende Annahmen

Alle Struktur-Berechnungsmethoden, die innerhalb der Arbeit Verwendung finden, beruhen auf linearen Theorien, da nur diese zu einer vertretbaren Rechenzeit führen. Es gelten somit die Gleichgewichtsbedingung, die Verzerrungs-Verschiebungs-Bedingung und das Stoffgesetz der linearen Elastizitätstheorie. Weiterhin wird die Annahme getroffen, dass bei der Berechnung der dünnwandigen Strukturen der ebene Spannungszustand gültig ist. Thermische Lasten sowie Eigenspannungen werden nicht berücksichtigt.

Die Lösung der statischen Probleme erfolgt mit der Methode der finiten Elemente mittels des kommerziellen Programmpaketes MSC.NASTRAN[®], welches die benötigten Elemente Punktmassen, Stab, Balken, Scheibe und Schale sowie die klassische Laminattheorie unterstützt. Als Alternative steht ein von Österheld [Öst03] eingeführtes FE-Programm zur Verfügung, welches im Rahmen dieser Arbeit für orthotrope Lamine erweitert wurde.

Die Implementierung der weiter unten vorgestellten Versagenshypothesen für Faser-Kunststoff-Verbunde erfolgt im Nachlauf an die FE-Lösung, da nur eine geringe Auswahl direkt von MSC.NASTRAN[®] unterstützt wird. Für die Untersuchung der Stabilität wird ein analytisches Verfahren angewendet, das aus der verschmierten Darstellung von Haut und Versteifung die korrekte Biegesteifigkeit entwickelt. Dies ist wegen des vereinfachten Modellierungsansatzes mit der FEM nicht möglich.

In den folgenden Unterkapiteln wird zuerst auf die Berechnung und Festigkeitsanalyse von Faser-Kunststoff-Verbunden und später auf die Stabilitätsbetrachtung mittels des Ritz-Verfahrens eingegangen.

3.4.2 Analyse von Faser-Kunststoff-Verbunden

Faser-Kunststoff-Verbunde werden innerhalb dieser Arbeit ausschließlich nach der klassischen Laminattheorie (KLT) ([Sch07; Ano06a; Red04]) als dünne Lamine und damit reduziert auf den ebenen Spannungszustand betrachtet. Randeffekte, Defekte und Degradation können auf Grund ihrer Komplexität kein Bestandteil einer Untersuchung auf Vorentwurfsebene sein und werden über die Ausnutzungen (vgl. Kapitel 3.5.2) pauschal berücksichtigt. Nach einer kurzen Übersicht über die KLT erfolgt eine Darstellung der verwendeten Versagenshypothesen für Faser-Kunststoff-Verbunde. Außerdem werden einige häufig verwendete Lamine erläutert.

Klassische Laminattheorie

Ausgehend von der Kirchhoffschen Theorie wirken auf ein Laminat die in Abbildung 3.6 skizzierten Kraftflüsse $\hat{\mathbf{n}}$ sowie Momentenflüsse $\hat{\mathbf{m}}$ und es gilt der Zusammenhang zwischen diesen und den Verzerrungen $\boldsymbol{\varepsilon}$ bzw. den Krümmungen $\boldsymbol{\kappa}$ nach Gleichung 3.23, welche das Elastizitätsgesetz des kombinierten Scheiben-Plattenelements repräsentiert.

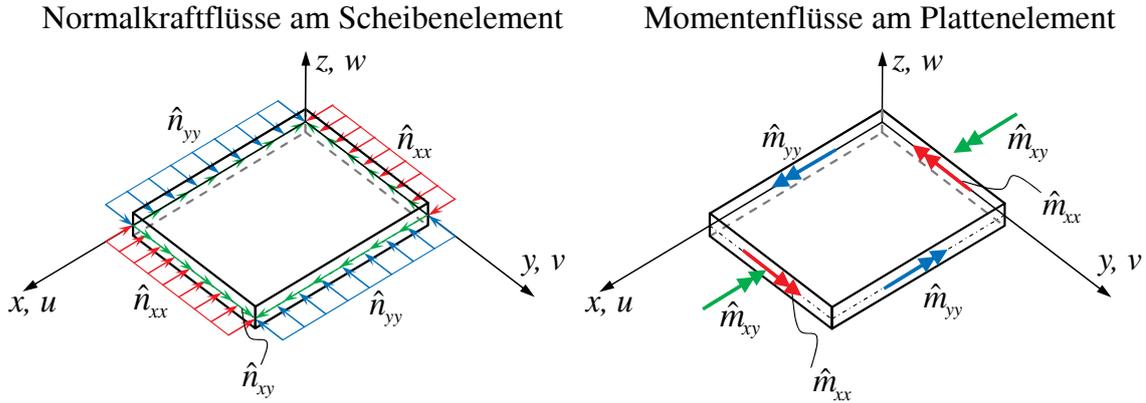


Abbildung 3.6: Schnittgrößen an dem Schalenelement

$$\begin{pmatrix} \hat{n}_{xx} \\ \hat{n}_{yy} \\ \hat{n}_{xy} \\ \hat{m}_{xx} \\ \hat{m}_{yy} \\ \hat{m}_{xy} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{21} & A_{22} & A_{26} & B_{21} & B_{22} & B_{26} \\ A_{61} & A_{62} & A_{66} & B_{61} & B_{62} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{21} & B_{22} & B_{26} & D_{21} & D_{22} & D_{26} \\ B_{61} & B_{62} & B_{66} & D_{61} & D_{62} & D_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \\ \kappa_{xx} \\ \kappa_{yy} \\ \kappa_{xy} \end{pmatrix} \quad (3.23)$$

Die Gesamtsteifigkeitsmatrix besteht aus der Submatrix **A**, der Membransteifigkeit des Scheibenelementes, der Submatrix **D**, der Biegesteifigkeit des Plattenelementes und den Submatrizen **B**, die wegen ihrer Eigenschaft Koppelsteifigkeiten heißen. Die Gesamtsteifigkeitsmatrix wird nach ihren Submatrizen auch **ABD**-Matrix genannt. Sie setzt sich für einen Mehrschichtverbund aus der Überlagerung der Steifigkeiten der unidirektionalen Einzelschichten (UD-Schicht) zusammen. Gleichung 3.24 stellt das Elastizitätsgesetz der orthotropen Einzelschicht mit der Steifigkeitsmatrix \mathbf{Q}_{OA} im Orthotropieachsensystem, die aus einer verschmierten Darstellung der Verbundeigenschaften von Matrix und gleichgerichteten Verstärkungsfasern resultiert, dar.

$$\begin{pmatrix} \sigma_{\parallel} \\ \sigma_{\perp} \\ \tau_{\#} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{E_{\parallel}}{1-\nu_{\perp\parallel}\nu_{\parallel\perp}} & \frac{\nu_{\parallel\perp}E_{\perp}}{1-\nu_{\perp\parallel}\nu_{\parallel\perp}} & 0 \\ \frac{\nu_{\perp\parallel}E_{\parallel}}{1-\nu_{\perp\parallel}\nu_{\parallel\perp}} & \frac{E_{\perp}}{1-\nu_{\perp\parallel}\nu_{\parallel\perp}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{\#} \end{bmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \varepsilon_{\parallel} \\ \varepsilon_{\perp} \\ \gamma_{\#} \end{pmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{16} \\ Q_{21} & Q_{22} & Q_{26} \\ Q_{61} & Q_{62} & Q_{66} \end{bmatrix}_{OA} \cdot \begin{pmatrix} \varepsilon_{\parallel} \\ \varepsilon_{\perp} \\ \gamma_{\#} \end{pmatrix} \quad (3.24)$$

Durch Drehung von \mathbf{Q}_{OA} mittels Transformationsgesetz (Gleichung 3.25) auf den entsprechenden Lagenwinkel α bezogen auf das globale xy -Achsensystem erhält man die Steifigkeit der gedrehten Einzelschicht $\mathbf{Q}_{xy,k}$.

$$\mathbf{Q}_{xy,k} = \mathbf{T}_{OA \rightarrow xy}^{\sigma} \cdot \mathbf{Q}_{OA} \cdot \mathbf{T}_{OA \rightarrow xy}^{\sigma T} \quad (3.25)$$

Darin sind $\mathbf{T}_{OA \rightarrow xy}^\sigma$ und $\mathbf{T}_{OA \rightarrow xy}^{\sigma T}$ die Drehmatrizen abhängig von dem Lagenwinkel α bezogen auf das globale xy-Achsensystem:

$$\mathbf{T}_{OA \rightarrow xy}^\sigma = \begin{bmatrix} \cos^2 \alpha & \sin^2 \alpha & -\sin 2\alpha \\ \sin^2 \alpha & \cos^2 \alpha & \sin 2\alpha \\ 0,5 \sin 2\alpha & -0,5 \sin 2\alpha & \cos 2\alpha \end{bmatrix} \quad (3.26)$$

$$\mathbf{T}_{xy \rightarrow OA}^\varepsilon = \begin{bmatrix} \cos^2 \alpha & \sin^2 \alpha & 0,5 \sin 2\alpha \\ \sin^2 \alpha & \cos^2 \alpha & -0,5 \sin 2\alpha \\ -\sin 2\alpha & \sin 2\alpha & \cos 2\alpha \end{bmatrix} = \mathbf{T}_{OA \rightarrow xy}^{\sigma T} \quad (3.27)$$

Die Steifigkeiten werden dann für die Lagen $k = 1 \dots n$ nach Gleichung 3.28 bis 3.30 zu der Gesamtsteifigkeitsmatrix für jeden Eintrag ij aufsummiert.

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n Q_{ij,k} \cdot t_k \quad (3.28)$$

$$B_{ij} = \sum_{k=1}^n Q_{ij,k} \cdot t_k \cdot \left(z_k - \frac{t_k}{2} \right) \quad (3.29)$$

$$D_{ij} = \sum_{k=1}^n Q_{ij,k} \cdot \left(\frac{t_k^3}{12} + t_k \cdot \left(z_k - \frac{t_k}{2} \right)^2 \right) \quad (3.30)$$

Hierin ist t_k die Dicke der entsprechenden Lage k und z_k der Abstand dieser Lage zu einer frei wählbaren Bezugsebene. Diese wird bei symmetrischen Aufbauten sinnvollerweise in die Symmetrieebene eines Mehrschichtverbundes gelegt, da so eine zugänglichere Beurteilung der Spannungs- und Dehnungszustände möglich ist.

Für die Berechnung der Spannungen der Einzelschicht $\sigma_{xy,k}$ ist zunächst die Dehnung der Einzellage $\varepsilon_{xy,k}$ aus den bekannten Verzerrungsvektoren ε_{xy} und κ_{xy} des Laminates über Gleichung 3.31 zu berechnen. Diese eingesetzt in Gleichung 3.24 ergibt dann die Spannungen der Einzelschicht $\sigma_{xy,k}$ im globalen xy-Achsensystem.

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{pmatrix}_k = \begin{pmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{pmatrix} + z_k \cdot \begin{pmatrix} \kappa_{xx} \\ \kappa_{yy} \\ \kappa_{xy} \end{pmatrix} \quad (3.31)$$

Die nun vorliegenden Dehnungen müssen von dem globalen xy-Achsensystem in das lagenbezogene Orthotropieachsensystem nach Gleichung 3.32 transformiert werden.

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_{\parallel} \\ \varepsilon_{\perp} \\ \gamma_{\#} \end{pmatrix}_k = \begin{bmatrix} \cos^2 \alpha & \sin^2 \alpha & 0,5 \sin 2\alpha \\ \sin^2 \alpha & \cos^2 \alpha & -0,5 \sin 2\alpha \\ -\sin 2\alpha & \sin 2\alpha & \cos 2\alpha \end{bmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{pmatrix}_k$$

$$\varepsilon_{OA,k} = \mathbf{T}_{xy \rightarrow OA}^\varepsilon \cdot \varepsilon_{xy,k} \quad (3.32)$$

Die Spannungen $\sigma_{OA,k}$ der Einzellage erhält man aus dem Elastizitätsgesetz nach Gleichung 3.24. Die klassische Laminattheorie ist in den meisten FE-Programmsystemen, wie auch im verwendeten MSC.NASTRAN[®], implementiert und es liegen dem

Nutzer die Spannungen im OA-System für die weitere Verwendung in Versagenshypothesen vor.

Versagenshypothesen

Ähnlich wie bei metallischen Werkstoffen braucht man zur Bewertung der Festigkeit bei Faser-Kunststoff-Verbunden eine Versagenshypothese, die vorhandene Spannungen mit ermittelten Materialkennwerten in Relation setzt. Während sich bei den Metallen die Gestaltänderungsenergiehypothese nach von Mises für sehr viele Beanspruchungsfälle als vorteilhaft erwiesen hat, kann bei Faser-Kunststoff-Verbunden zurzeit keine Hypothese allen Anforderungen gerecht werden, wie innerhalb der *World Wide Failure Exercise* (WWFE, [SKH04]) ermittelt worden ist. In der WWFE sind die wichtigsten Vertreter in Form einer Blindstudie verglichen worden. Die Ergebnisse sind nachfolgend zusammengefasst:

- Es gibt fünf Favoriten unter den Versagenskriterien: Zinoviev, Bogetti, Tsai, Puck und Cuntze.
- Alle Kriterien haben Bereiche, in denen sie nichtkonservativ sind.
- Eine Kombination von mehreren Kriterien kann zu einer besseren Vorhersage führen.
- Die Aussage für den Mehrschichtverbund ist schlechter als für eine Einzelschicht.
- Der Initialfehler wird schlechter vorhergesagt als das Versagen des Mehrschichtverbundes.

Die wichtigste Forderung gerade im Hinblick auf den Flugzeugvorentwurf ist ein konservatives Kriterium, da in der Vorauslegungsphase in vielen Punkten Unsicherheiten zusammentreffen. Die Vorhersage des Versagens darf allerdings nicht so konservativ sein, dass die Potentiale der Faser-Kunststoff-Verbunde nicht ausgeschöpft werden, da so keine realistische Bewertung in Vergleich zu metallischen Werkstoffen erfolgen kann. Damit eine Einordnung der Kriterien vorgenommen werden, kann sollen auf Grund der Verbreitung und ausgehend von den Ergebnissen der WWFE folgende Kriterien unter Annahme des ebenen Spannungszustandes und des linear elastischen Materialgesetzes näher betrachtet werden:

- Kriterium der maximalen Spannungen
- Kriterium der maximalen Dehnungen nach [Ano02c]
- Kriterium der maximalen Dehnungen nach [HS98]
- Kriterium nach Tsai-Wu
- Kriterium nach Puck

Diese lassen sich in die Global-Bruchkriterien und die Bruchtyp-Bruchkriterien unterteilen. Während erstere keinen Bruchtyp zu unterscheiden vermögen und nur ein Versagen der UD-Schicht bzw. des Mehrschichtverbundes als Ganzes vorhersagen, wird bei den Bruchtyp-Bruchkriterien mindestens zwischen Faserbruch (*fiber failure*, FF) und Zwischenfaserbruch (*inter fiber failure*, IFF) unterschieden. Zu den Global-Bruchkriterien zählen die Kriterien der maximalen Spannungen, der maximalen Dehnungen und das Kriterium nach Tsai. Als Vertreter der Bruchtyp-Bruchkriterien soll das Kriterium von Puck näher beleuchtet werden.

Global-Bruchkriterien: Einer der ältesten und einfachsten Ansätze ist das Kriterium der **maximalen Spannungen** ([Niu02]). In der Ursprungsversion werden je Lage des Mehrschichtverbundes die UD-Schichtspannungen im Orthotropieachsensystem mit zulässigen Spannungen (R_{\parallel}^{\pm} , R_{\perp}^{\pm} , $R_{\#}$, Gleichung 3.33) verglichen.

$$\begin{aligned} R_{\parallel}^{-} &\leq \sigma_{\parallel} \leq R_{\parallel}^{+} \\ R_{\perp}^{-} &\leq \sigma_{\perp} \leq R_{\perp}^{+} \\ \tau_{\#} &\leq R_{\#} \end{aligned} \quad (3.33)$$

[Zin+98] hat dieses im nichtlinearen Bereich nach der Initialschädigung erweitert. Innerhalb dieser Arbeit wird allerdings nur der lineare Bereich betrachtet, weswegen das ursprüngliche Kriterium der maximalen Spannungen ausreicht.

Das Kriterium der **maximalen Dehnungen** nach [HS98] ist in der in Gleichung 3.34 dargestellten Ursprungsform dem Kriterium der maximalen Spannungen sehr ähnlich. Hier werden anstelle der Spannungen die Dehnungen der Einzelschicht gegen zulässige Dehnungen R_{ε} im Orthotropieachsensystem verglichen.

$$\begin{aligned} R_{\varepsilon,\parallel}^{-} &\leq \varepsilon_{\parallel} \leq R_{\varepsilon,\parallel}^{+} \\ R_{\varepsilon,\perp}^{-} &\leq \varepsilon_{\perp} \leq R_{\varepsilon,\perp}^{+} \\ \gamma_{\#} &\leq R_{\varepsilon,\#} \end{aligned} \quad (3.34)$$

Auch hier gibt es mehrere erweiterte Ableger, von denen eines das oben erwähnte Kriterium von [Bog+04] mit der Erweiterung auf den dreidimensionalen Raum und Anpassungen für Nichtlinearitäten ist.

Eine ganz andere Vorgehensweise beschreibt das Kriterium der **maximalen Dehnungen** nach [Ano02c]. Es gilt nur für die Familie der Flugzeugbau-Laminat (Kapitel 3.4.2) und basiert auf vielen im Versuch ermittelten Messwerten, aus denen zulässige Dehnungen abgeleitet worden sind, wie es in Gleichung 3.35 dargestellt ist. Dabei werden die Dehnungen unter der Bezugsrichtung des Mehrschichtverbundes (\hat{x} , 0°), unter $\pm 45^{\circ}$ und unter 90° sowohl auf Zug als auch auf Druck berücksichtigt. Die Dehnung unter $\pm 45^{\circ}$ ist dabei über Gleichung 3.36 zu berechnen. Da auf diese Weise hauptsächlich Matrixversagen berücksichtigt wird, ist es sinnvoll, es mit einem Kriterium für Faserversagen zu kombinieren ([Sch07]). Das Kriterium nach [Ano02c] betrachtet den Mehrschichtverbund als Ganzes und trifft keine Aussage über das

Versagen der Einzellage. Wird ein Lagenaufbau abweichend von der Familie der Flugzeugbau-Lamine gewählt, so darf es nicht mehr angewendet werden.

$$\begin{aligned}
3,9\% &\leq \hat{\varepsilon}_x \leq 5,0\% \\
3,9\% &\leq \hat{\varepsilon}_y \leq 5,0\% \\
3,9\% &\leq \hat{\varepsilon}_{\pm 45^\circ} \leq 4,5\%
\end{aligned} \tag{3.35}$$

mit

$$\hat{\varepsilon}_{\pm 45^\circ} = \frac{1}{2} (\hat{\varepsilon}_x + \hat{\varepsilon}_y \mp \hat{\gamma}_{xy}) \tag{3.36}$$

Während die oben genannten Kriterien keine Interaktion zwischen den Spannungen bzw. Dehnungen berücksichtigen, beruht der Ansatz von **Tsai** ([LT98]) auf einem verallgemeinerten Ansatz der von von Mises entwickelten Gestaltänderungsenergiehypothese. Mathematisch beschreibt Gleichung 3.37 einen Ellipsoiden im Spannungsraum σ_{\parallel} , σ_{\perp} und $\tau_{\#}$. Der Interaktionsterm F_{xy}^* ist ein zusätzlicher Parameter, den es aus Versuchen zu ermitteln gilt. Kennt man ihn nicht, kann für CFK-Mehrschichtverbunde in erster Näherung $F_{xy}^* = -0.5$ gewählt werden.

Da nach [Puc04] und [SKH04] das Kriterium von Tsai im faserparallelen Zug und besonders im Druckbereich physikalisch nicht sinnvolle zulässige Anstrengungen liefert, ist es notwendig den Ellipsoiden bei Erreichen der maximalen Festigkeiten R_{\parallel}^{\pm} abzuschneiden.

$$\begin{aligned}
f_E = \frac{\sigma_{\parallel}^2}{R_{\parallel}^+ R_{\parallel}^-} + \frac{2F_{xy}^* \sigma_{\parallel} \sigma_{\perp}}{\sqrt{R_{\parallel}^+ R_{\parallel}^- R_{\perp}^+ R_{\perp}^-}} + \frac{\sigma_{\perp}^2}{R_{\perp}^+ R_{\perp}^-} + \frac{\tau_{\#}^2}{(R_{\#})^2} + \\
+ \left[\frac{1}{R_{\parallel}^+} - \frac{1}{R_{\parallel}^-} \right] \sigma_{\parallel} + \left[\frac{1}{R_{\perp}^+} - \frac{1}{R_{\perp}^-} \right] \sigma_{\perp} \tag{3.37}
\end{aligned}$$

Bruchtyp-Bruchkriterien: Das Versagenskriterium von **Puck** ([PS98; Puc04; Sch07; Ano06a]) unterscheidet zwischen den Ursachen des Versagens einer UD-Lage je nach Beanspruchung zwischen Faserbruch und Zwischenfaserbruch. Für den Faserbruch wird der auch aus Gleichung 3.33 bekannte Ansatz in Gleichung 3.38 als Anstrengung formuliert empfohlen.

Faser-Bruch:

$$f_{E,FF} = \frac{|\sigma_{\parallel}|}{R_{\parallel}^{\pm}} \text{ mit } \begin{cases} R_{\parallel}^+ & \text{für } \sigma_{\parallel} \geq 0 \\ R_{\parallel}^- & \text{für } \sigma_{\parallel} \leq 0 \end{cases} \tag{3.38}$$

Die Bruchanalyse auf Zwischenfaser-Bruch wird abhängig von den Spannungen σ_{\perp} und $\tau_{\#}$ in drei Modi unterteilt und bildet damit in der σ_{\perp} - $\tau_{\#}$ -Ebene einen nicht-stetigen, zusammengesetzten Kurvenzug:

Modus A: Gültigkeitsbereich $\sigma_{\perp} \geq 0$

$$f_{E,IFF} = \sqrt{\left(1 - p_{\perp\parallel}^+ \frac{R_{\perp}^+}{R_{\#}}\right)^2 \left(\frac{\sigma_{\perp}}{R_{\perp}^+}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{\#}}{R_{\#}}\right)^2} + p_{\perp\parallel}^+ \frac{\sigma_{\perp}}{R_{\#}} \leq 1 \quad (3.39)$$

Modus B: Gültigkeitsbereich $\sigma_{\perp} \leq 0$ und $0 \leq \left|\frac{\sigma_{\perp}}{\tau_{\#}}\right| \leq \left|\frac{R_{\perp\perp}^A}{\tau_{\#,c}}\right|$

$$f_{E,IFF} = \sqrt{\left(\frac{\tau_{\#}}{R_{\#}}\right)^2 + \left(\frac{p_{\perp\parallel}^-}{R_{\#}}\sigma_{\perp}\right)^2} + p_{\perp\parallel}^- \frac{\sigma_{\perp}}{R_{\#}} \leq 1 \quad (3.40)$$

Modus C: Gültigkeitsbereich $\sigma_{\perp} \leq 0$ und $0 \leq \left|\frac{\tau_{\#}}{\sigma_{\perp}}\right| \leq \left|\frac{\tau_{\#,c}}{R_{\perp\perp}^A}\right|$

$$f_{E,IFF} = \left[\left(\frac{\tau_{\#}}{2(1 + p_{\perp\perp}^-)R_{\#}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{\perp}}{R_{\perp}^-}\right)^2 \right] \frac{R_{\perp}^-}{-\sigma_{\perp}} \leq 1 \quad (3.41)$$

Die in den Gleichungen 3.39 bis 3.41 zusätzlichen Parameter $p_{\perp\parallel}^+$ und $p_{\perp\perp}^-$ beschreiben die Änderungen der Steigungen des Kurvenzugs im Übergang zwischen den Bruchmodi und heißen deswegen auch Neigungsparameter. Die neu eingeführte Festigkeit $R_{\perp\perp}^A$ ist die Festigkeit der UD-Schicht senkrecht zu der Bruchebene und wird deswegen als Bruchebenenwirkwiderstand bezeichnet. Die Neigungsparameter und der Bruchebenenwirkwiderstand können miteinander in Beziehung gesetzt werden, so dass sich die zu bestimmenden Kennwerte reduzieren lassen. Der Bruchebenenwirkwiderstand kann über Gleichung 3.42 bestimmt werden und der Neigungsparameter $p_{\perp\perp}^-$ über Gleichung 3.43.

$$R_{\perp\perp}^A = \frac{R_{\#}}{2p_{\perp\parallel}^-} \left(-1 + \sqrt{1 + 2p_{\perp\parallel}^- \frac{R_{\perp}^-}{R_{\#}}} \right) \quad (3.42)$$

$$p_{\perp\perp}^- = \frac{R_{\perp\perp}^A}{R_{\perp\parallel}} p_{\perp\parallel}^- \quad (3.43)$$

Letztendlich sind trotz der Parameterkopplung noch die zwei Neigungsparameter $p_{\perp\parallel}^+$ und $p_{\perp\parallel}^-$ entweder als Kennwert zu ermitteln oder es können aus [Puc04] oder [Sch07] Anhaltswerte genommen werden.

Weiterhin ist es sinnvoll, den Einfluss der faserparallelen Spannung σ_{\parallel} mit zu berücksichtigen. Hierzu liefern [Puc04] und [Sch07] den Ansatz über einen globalen Abminderungsfaktor η_w . Dieser lässt sich nach Gleichung 3.44 bestimmen und wirkt sich auf alle IFF-Anstrengungen in Abhängigkeit von der faserparallelen Anstrengung $f_{E,FF}$ und den Parametern s und a aus. Mit s wird der Beginn der Beeinflussung festgelegt und mit m kann der minimale Wert für η_w vorgegeben werden. Die Anhaltswerte für $s = 0.5$ und für $m = 0.5$ kann man Schürmann [Sch07] entnehmen.

Im Endeffekt ergibt sich die abgeminderte IFF-Anstrengung $f_{E,IFF,a}$ nach Gleichung 3.46.

$$\eta_w = \sqrt{1 - \left(\frac{f_{E,FF} - s}{a} \right)^2} \quad (3.44)$$

mit

$$a = \frac{1 - s}{\sqrt{1 - m^2}} \quad (3.45)$$

$$f_{E,IFF,a} = \frac{f_{E,IFF}}{\eta_w} \quad (3.46)$$

Vergleich der Kriterien:

Im folgenden sollen die Kriterien der maximalen Spannung, der maximalen Dehnung, nach Tsai und nach Puck kurz gegenübergestellt werden. Dazu sind die Bruchkörper, die sich aus den Versagenshypthesen mit $f_E = 1$ ergeben, im Spannungsraum $\sigma_{||}-\sigma_{\perp}-\tau_{\#}$ graphisch in Abbildung 3.7 für eine UD-Schicht des häufig benutzten CFK-Werkstoffs T300 15k / 976 dargestellt. Zum Erstellen der Bruchkörper wurden die in Tabelle 3.3 aufgeführten Daten benutzt. Für das Tsai-Kriterium wurde die oben

T300 15k / 976					
$E_{ }^+$	$E_{ }^-$	E_{\perp}^+	E_{\perp}^-	$G_{\#}$	$\nu_{ \perp}$
MPa	MPa	MPa	MPa	MPa	-
135122.4	128918.0	9238.0	10065.0	6274.0	0.318
ρ	$R_{ }^+$	$R_{ }^-$	R_{\perp}^+	R_{\perp}^-	$R_{\#}$
kg/m^3	MPa	MPa	MPa	MPa	MPa
1620.0	1455.0	1296.0	39.0	207.0	76.5
$p_{\perp }^+$	$p_{\perp }^-$	s	m	F_{xy}^*	
-	-	-	-	-	
0,35	0,3	0,5	0,5	0,5	

Tabelle 3.3: Kennwerte für den CFK-Werkstoff T300 15k / 976 nach [Ano02a] und Parameter für die Kriterien nach Puck und Tsai

eingeführte Beschränkung des Ellipsoiden auf $R_{||}^{\pm}$ vorgenommen, die anderen Kriterien sind unmodifiziert abgebildet. In der $\sigma_1 = 0$ -Schnittebene ist der Unterschied zwischen den Kriterien von Tsai und Puck relativ gering und die Kriterien der maximalen Spannung und Dehnung gleichen sich ebenfalls stark. Zwischen den beiden Gruppen ist die Abweichung bei gleichzeitig hohem Vorkommen von σ_2 und τ_{21} am größten. Eine Verringerung der Festigkeiten in diesem Bereich konnte in der WWFE ([SKH04]) nachgewiesen werden, so dass im Gegensatz zu den anderen sowohl Tsai als auch Puck hier am ehesten konservativ sind. Die Unterschiede zwischen den Kriterien werden besonders deutlich in der $\sigma_1 = R_{||}^{\pm}$ -Schnittebene sichtbar. Während

Tsai im Zugbereich geringere Festigkeiten als Puck vorhersagt, Puck aber innerhalb der beiden Maximalkriterien liegt, kehrt sich der Zusammenhang im Druckbereich deutlich um. Das Kriterium von Tsai liefert hier zulässige Festigkeiten, die sogar noch oberhalb der Maximalkriterien liegen.

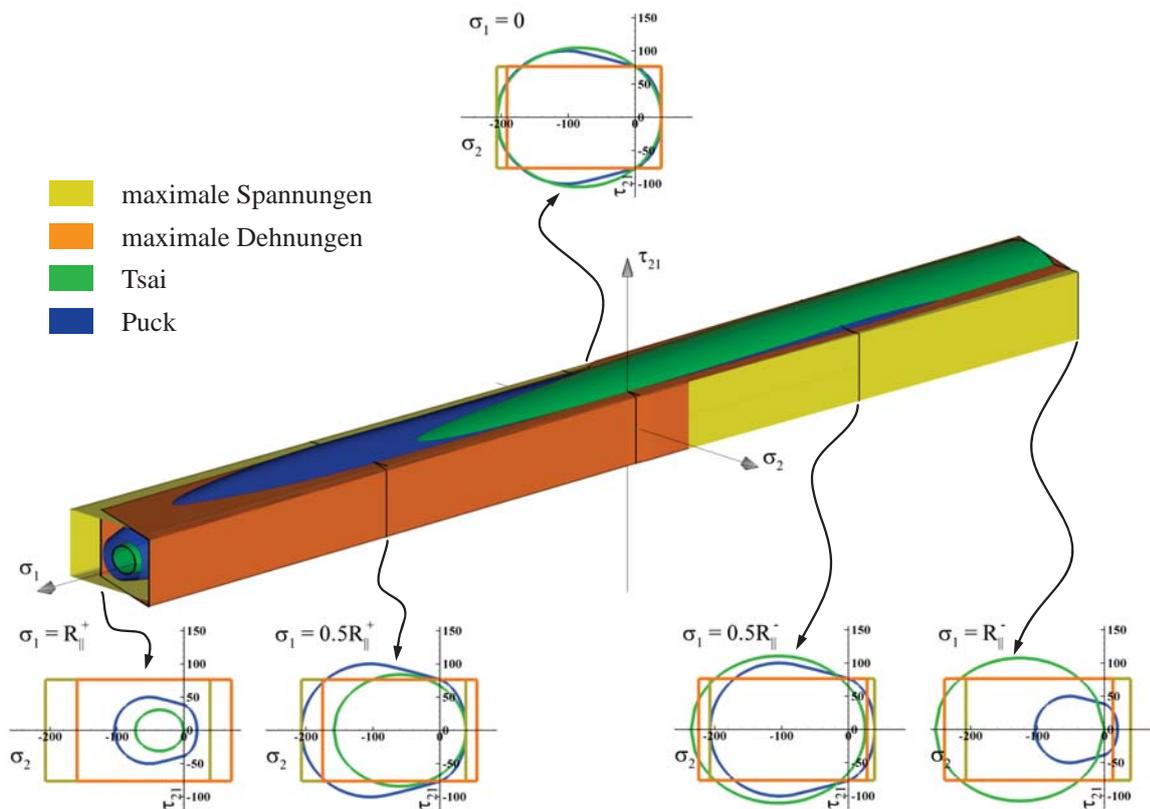


Abbildung 3.7: Vergleich der Kriterien der maximalen Spannungen, der maximalen Dehnungen und der Versagenskriterien nach Tsai und Puck

Der Vergleich hat gezeigt, dass bei großen $\sigma_{||}^{\pm} = 0$ -Spannungen, wie sie bei Leichtbaustrukturen durch die hohe Ausnutzung der Werkstoffe auftreten, der Unterschied zwischen den Kriterien groß ist. Die WWFE hat verdeutlicht, dass alle Kriterien Bereiche haben, in denen sie nichtkonservativ sind. Man kann die WWFE aber so interpretieren, dass das Kriterium von Puck am ehesten den Anforderungen entspricht. Das Tsai-Kriterium kann mit den gemachten Einschränkungen ebenso konservativ sein, ist aber sehr sensibel, wenn man den Interaktionsterm F_{xy}^* nicht experimentell ermittelt hat. Da für die im Vorentwurf verwendeten Materialien F_{xy}^* in der Regel nicht vorliegt, entsteht eine große Unsicherheit, weswegen das Tsai-Kriterium hier nicht bevorzugt wird. Als Fazit soll das Kriterium von Puck für die Vorentwurfstudien der folgenden Kapitel genutzt werden.

Laminatnotation

Im Laufe der Arbeit werden immer wieder bestimmte Laminatschichtungen verwendet, die hier kurz in ihren Eigenschaften erläutert werden sollen. Dazu sei zunächst die

verwendete Syntax für die Beschreibung eines Laminates aufgeschlüsselt. Während $(0^\circ, +45^\circ, 90^\circ, -45^\circ, 0^\circ)$ eine Laminatfamilie mit den angegebenen Lagenwinkeln beschreibt, definiert $[0/+45/90/-45/0]_S$ den festen Lagenaufbau eines symmetrischen Laminates mit 10 Lagen. In letzterer Darstellung wird die Einheit Grad weggelassen. In beiden Darstellungen ist keine Aussage über den Anteil der Einzellagen am Verbund enthalten. Dies kann dann für obiges Beispiel in folgender Weise ausgedrückt werden: $[0/+45/90/-45/0]_S$ (22%/22%/12%/22%/22%). Die Angabe der Einzellagendicken wird wegen der Übersichtlichkeit in Tabellenform angegeben.

Die Laminatfamilie $(0^\circ, +45^\circ, 90^\circ, -45^\circ, 0^\circ)$ wird häufig als „Flugzeugbau“-Laminat bezeichnet, da es für jede primäre Beanspruchungsrichtung, wie sie z.B. in einer Flügelbehütung vorkommt und generell in Leichtbaustrukturen häufig zu finden ist, eine Verstärkungslage aufweist. Ein besonderer Vertreter ist das quasiisotrope Flugzeugbau-Laminat:

$$(0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ) (25\%/50\%/25\%).$$

Es enthält 25% Lagen mit 0° , 50% Lagen mit $\pm 45^\circ$ und 25% Lagen mit 90° und ist symmetrisch in Dickenrichtung aufgebaut. Die Gesamtsteifigkeitsmatrix eines solchen Laminates sieht dann folgendermaßen aus (Bezugsebene in Symmetrie):

$$\mathbf{ABD}_{qiso} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ A_{12} & A_{11} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & A_{66} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & D_{11} & D_{12} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & D_{12} & D_{11} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & D_{66} \end{bmatrix} \quad (3.47)$$

Wie bei einem isotropen Werkstoff entfallen sowohl die Koppelmatrizen \mathbf{B} als auch die Koppelterme in den Submatrizen \mathbf{A} und \mathbf{D} . Weiterhin sind die Größen für Längs- und Quersteifigkeit für Membran- bzw. Plattensteifigkeiten identisch. Im Falle eines quasiisotropen Kohlenstofffaser-Kunststoff-Verbundes spricht man von „schwarzem Aluminium“, da es bei etwas geringerem Gewicht ähnliche Steifigkeiten wie moderne Aluminiumlegierungen aufweist. Es findet dort Einsatz, wo mehrachsige Spannungszustände mit nahezu gleichen Anteilen von σ_{xx} , σ_{yy} und τ_{xy} herrschen oder sich die Hauptspannungsrichtung zwischen den Lastfällen stark unterscheiden.

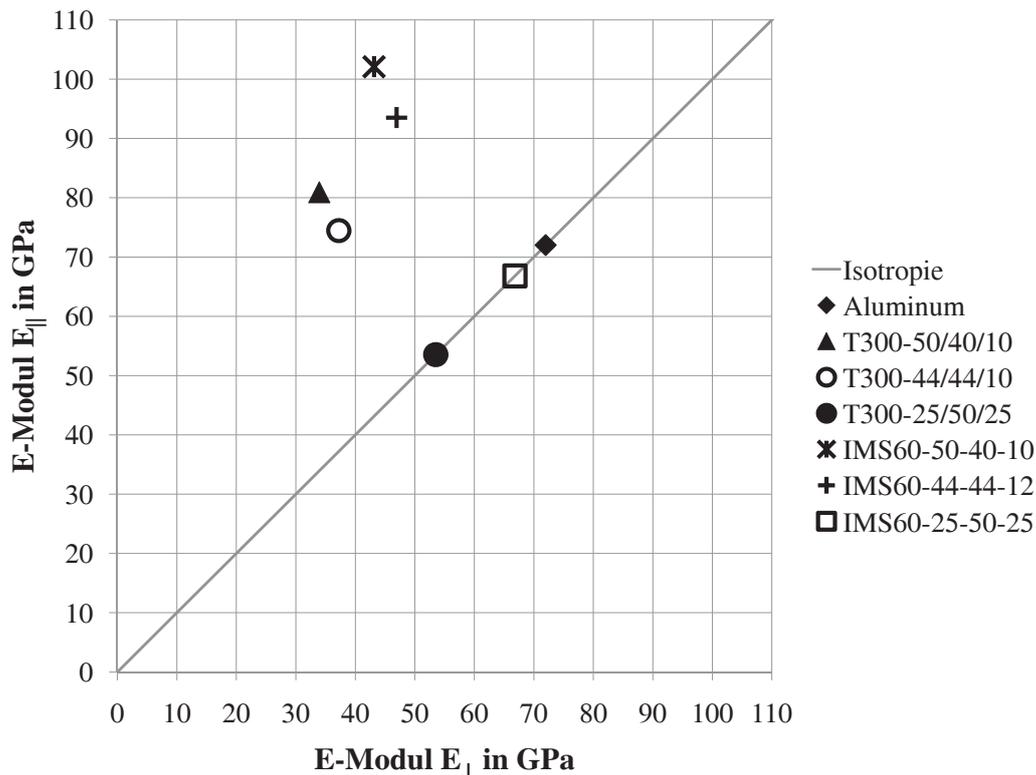


Abbildung 3.8: Vergleich der effektiven Moduli von Laminaten der Flugzeugbau-Laminatfamilie berechnet nach [Sch07]

Faser-Kunststoff-Verbunde können erst dann ihre Vorteile ausspielen, wenn in einem Bauteil das Verhältnis der ebenen Spannungsanteile σ_{xx} , σ_{yy} und τ_{xy} über die Lastfälle ähnlich ist bzw. die Hauptspannungsrichtung wenig variiert. In der Flügelbehütung z.B. dominieren in der Regel die Normalspannung σ_{xx} und die Schubspannung τ_{xy} , während die Normalspannung σ_{yy} deutlich kleiner ist (x-Achse = elastische Achse, [Niu02]). Abgeleitet aus dem Spannungszustand werden deswegen bevorzugt mittensymmetrische Flugzeugbau-Lamine mit einem Dicken-/ Massenverhältnis von

$$(0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ) (44\%/44\%/12\%)$$

oder

$$(0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ) (50\%/40\%/10\%)$$

eingesetzt. Als Abkürzung für die Schreibweise des Dicken-/ Massenverhältnisses soll für die Klasse der Flugzeugbau-Lamine statt z.B. $(0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ) (44\%/44\%/12\%)$ im folgenden nur noch 44/44/12 geschrieben werden. Ebenso wie bei dem quasiisotropen Laminat sind bei den Laminaten 44/44/12 und 50/40/10 die Kopplungsmatrizen \mathbf{B} und die Koppelterme zwischen Zug/ Druck und Schub in der MembranstEIFIGKEITSMATRIX \mathbf{A} und die Koppelterme zwischen Biegung und Drillung in der BiegestEIFIGKEITSMATRIX \mathbf{D} identisch Null. Sie weisen aber deutliche Unterschiede in den Membran- und BiegestEIFIGKEITEN in faserparalleler Richtung und senkrecht dazu

auf, was gerade ihren Vorteil im Vergleich zu einem isotropen Werkstoff ausmacht. Zur Verdeutlichung sind in Abbildung 3.8 die effektiven Moduli E_{\parallel} und E_{\perp} für drei Laminatmassenverhältnisse und zwei UD-Materialien² sowie der E-Modul einer Aluminiumlegierung aufgetragen. Je spezieller das Laminat ist, desto weiter ist es von der Linie der isotropen Materialien entfernt.

3.4.3 Berechnung des Stabilitätsverhaltens

Betrachtet man versteifte, dünnwandige Schalenstrukturen, so muss zwangsläufig eine Überprüfung der Stabilität erfolgen ([Niu02; Wie96a; Wie96b; Red04]). Während lokale Beulerscheinungen zwischen Versteifungen häufig nicht stabilitätsgefährdend sind, stellt das bei Laststeigerung gleichzeitig drohende Ausknicken der Versteifungen, das globale Beulen, die Stabilitätsgrenze der Struktur dar. Auf Grund der großen Unsicherheiten in der Vorentwurfsphase muss sowohl lokales als auch globales Beulen der Struktur ausgeschlossen werden. Beide Beulerscheinungen können mit der linear statischen FEM-Berechnung nicht aufgezeigt werden, weswegen analytische Beulanalysen oder weitergehende FEM-Berechnungen notwendig sind. Nichtlinear statische Berechnungen oder lineare Beulanalysen mittels der FEM sind wegen der groben Diskretisierung des im Vorentwurf verwendeten Flugzeug-FE-Modells, der langen Rechenzeiten und der schwierigen Automatisierung nicht für den in dieser Arbeit dargestellten Prozess geeignet und sollen nicht weiter betrachtet werden. Im folgenden wird deswegen eine Lösung, basierend auf analytischen Ansätzen, für die Stabilitätsbetrachtung dargestellt. Die Stabilitätsbetrachtung soll sich auf die als Schalen ausgeführten Bereiche beschränken, welche sowohl versteift als auch unversteift in der Struktur vorkommen. In Abbildung 3.9 ist links die unversteifte Schale mit den Dimensionen a und b und der Gesamtdicke t_{ges} dargestellt, rechts ist die versteifte Schale oben mit verschmiert idealisierten Stringern und darunter mit diskret ausgebildeten Stringern abgebildet. Die verschmierte Idealisierung der Stringer erlaubt eine einfachere Modellierung des Flugzeug-FE-Modells und ist in Bezug auf die Membransteifigkeit gleichwertig mit einer diskreten Stringermodellierung. Für eine Stabilitätsbetrachtung wird allerdings die Biegesteifigkeit der diskret mit Stringern versteiften Schale benötigt. Um aus der verschmierten Darstellung zu der diskreten zu kommen, sei zunächst gefordert, dass

$$n \cdot F_{Stringer} = a \cdot t_{Stringer} = F_{Str,ges} \quad (3.48)$$

ist. Hierin ist n die Anzahl der Stringer auf dem betrachteten Schalensegment, $F_{Stringer}$ die Querschnittsfläche eines einzelnen Stringers und a und $t_{Stringer}$ sind die in Abbildung 3.9 dargestellten, bekannten Größen. Sowohl n als auch $F_{Stringer}$ lassen sich nicht direkt eindeutig aus der verschmierten Darstellung ableiten. Deswegen wird ein Ansatz benötigt, der eine sinnvolle Kombination von Abstand a' und

²T300 15k/976: $E_{\parallel}^+ = 135122\text{MPa}$, $E_{\perp}^+ = 9238\text{MPa}$, $G_{\#} = 6274\text{MPa}$, $\nu = 0,318$, $\rho = 1650\text{kg/m}^3$
IMS60/RTM6: $E_{\parallel}^+ = 175000\text{MPa}$, $E_{\perp}^+ = 10500\text{MPa}$, $G_{\#} = 4500\text{MPa}$, $\nu = 0,35$, $\rho = 1536\text{kg/m}^3$
([Ano02a])

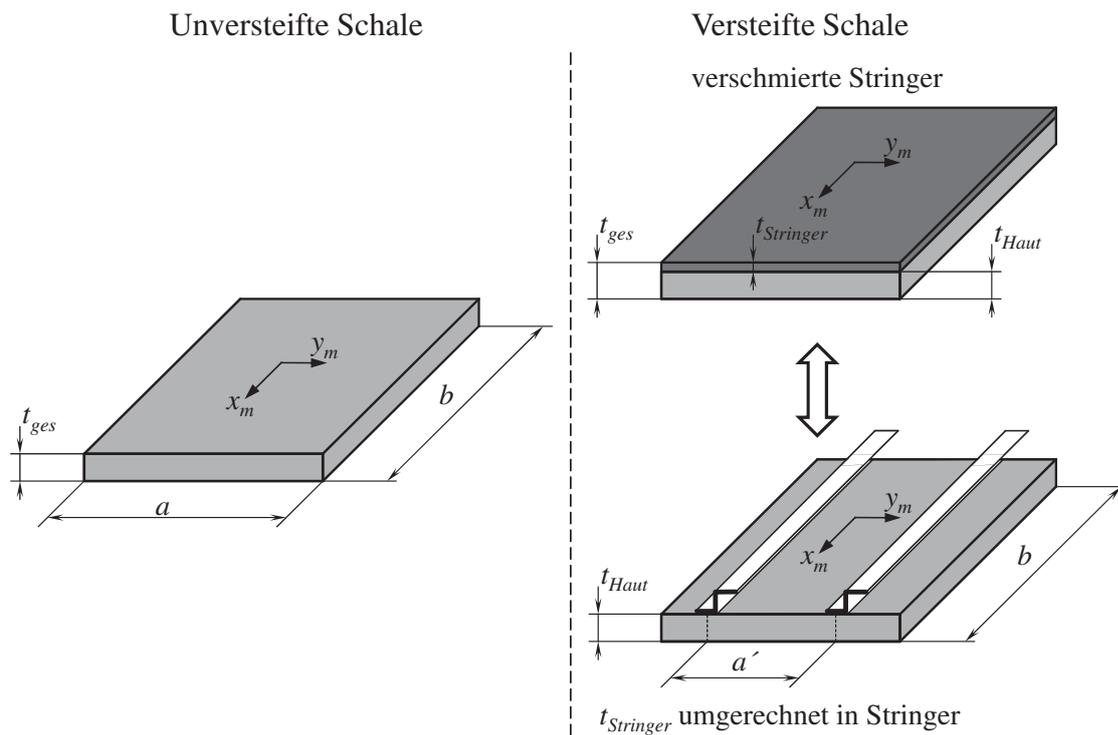


Abbildung 3.9: Größen an der unverteiften und verteilten Schale

Steifigkeit I der Stringer abgeleitet aus der verschmierten Darstellung liefert. Es wird hierfür die Forderung nach Sicherheit gegen globales Beulen genommen.

Globales Beulen - Stringerknicken Trifft man die vereinfachte Annahme, dass lokales Beulen vor dem globalen eintritt und in diesem Zustand die Haut der Schale nicht mehr trägt, müssen die Stringer die ganze Last aufnehmen. Um globales Beulen zu verhindern, dürfen die Stringer also dann bei der anliegenden Last nicht ausknicken. Die Stringer haben allerdings nur dann eine versteifende Wirkung, wenn die resultierende Last parallel zur Kante b angreift. Andernfalls kann nur eine Überprüfung auf lokales Beulen zwischen den Stringern durchgeführt werden. Zunächst sollen für die Betrachtung des Stringerknickens folgende Vereinfachungen getroffen werden:

- Steifigkeit der Haut wird vernachlässigt.
- Mittragende Breite wird vernachlässigt.
- linear elastische Materialeigenschaften
- *Crippling* wird nicht berücksichtigt.
- Stringerenden sind gelenkig gelagert.
- Es wird nur die Drucklast parallel zur Kante b berücksichtigt.

Mit diesen Vereinfachungen lässt sich direkt die Formel für die Knickfälle des Stabes nach Euler (Gleichung 3.49) nutzen. Hier, mit der gelenkigen Lagerung, gilt der zweite Eulerfall, bei dem der Einspannungsfaktor c gleich Eins ist.

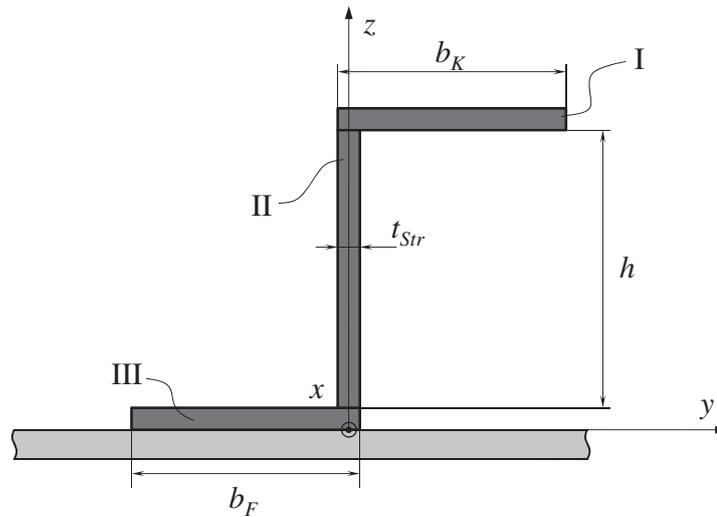


Abbildung 3.10: Dimensionen des Z-Stringers

$$\sigma_{cr} = \frac{c\pi^2 EI_z}{b^2 F_{Stringer}} \quad (3.49)$$

Aus der Forderung nach Knicksicherheit der Stringer kann auf die notwendige Stringersteifigkeit EI und damit auf dessen Geometrie über ein iteratives Vorgehen geschlossen werden. Dafür wird einheitlich für alle Strukturbauteile ein Z-Stringer, wie er häufig im Flugzeugbau Anwendung findet ([Niu02]), angenommen. Hier kommt die Wahl der offenen Profilgeometrie des Z-Stringers der später getroffenen Annahme nach gelenkiger Lagerung der Haut beim lokalen Beulen auf Grund dessen geringer Torsionssteifigkeit entgegen. Die geometrischen Größen des Stringers sind die in Abbildung 3.10 dargestellte Kopfweite b_K , die Höhe h , die Fußweite b_F und die Dicke t_{Str} . Um die frei wählbaren Parameter gering zu halten, sind die Fußweite b_F und die Höhe h des Stringers an dessen Kopfweite b_K und die Dicke t_{Str} an die Dicke der Haut t_{Haut} gekoppelt worden.

$$b_F = b_K \quad (3.50)$$

$$h = 1.5 \cdot b_K \quad (3.51)$$

$$t_{Str} = 0.7 \cdot t_{Haut} \quad (3.52)$$

Die Erfahrungswerte sind in Gleichungen 3.50 bis 3.52 in Anlehnung an [Niu02] dargestellt und stellen einen Kompromiss zwischen optimaler Gestaltung und Rechenaufwand dar.

Das Flussdiagramm in Abbildung 3.11 zeigt die notwendigen Schritte zur Ableitung der zu bestimmenden Größen aus der verschmierten Darstellung auf. Als Startwert wird willkürlich ein fester Wert von 20mm genommen. Mit diesem und der bekannten Hautdicke t_{Haut} wird die Querschnittsfläche eines einzelnen Stringers $F_{Stringer}$

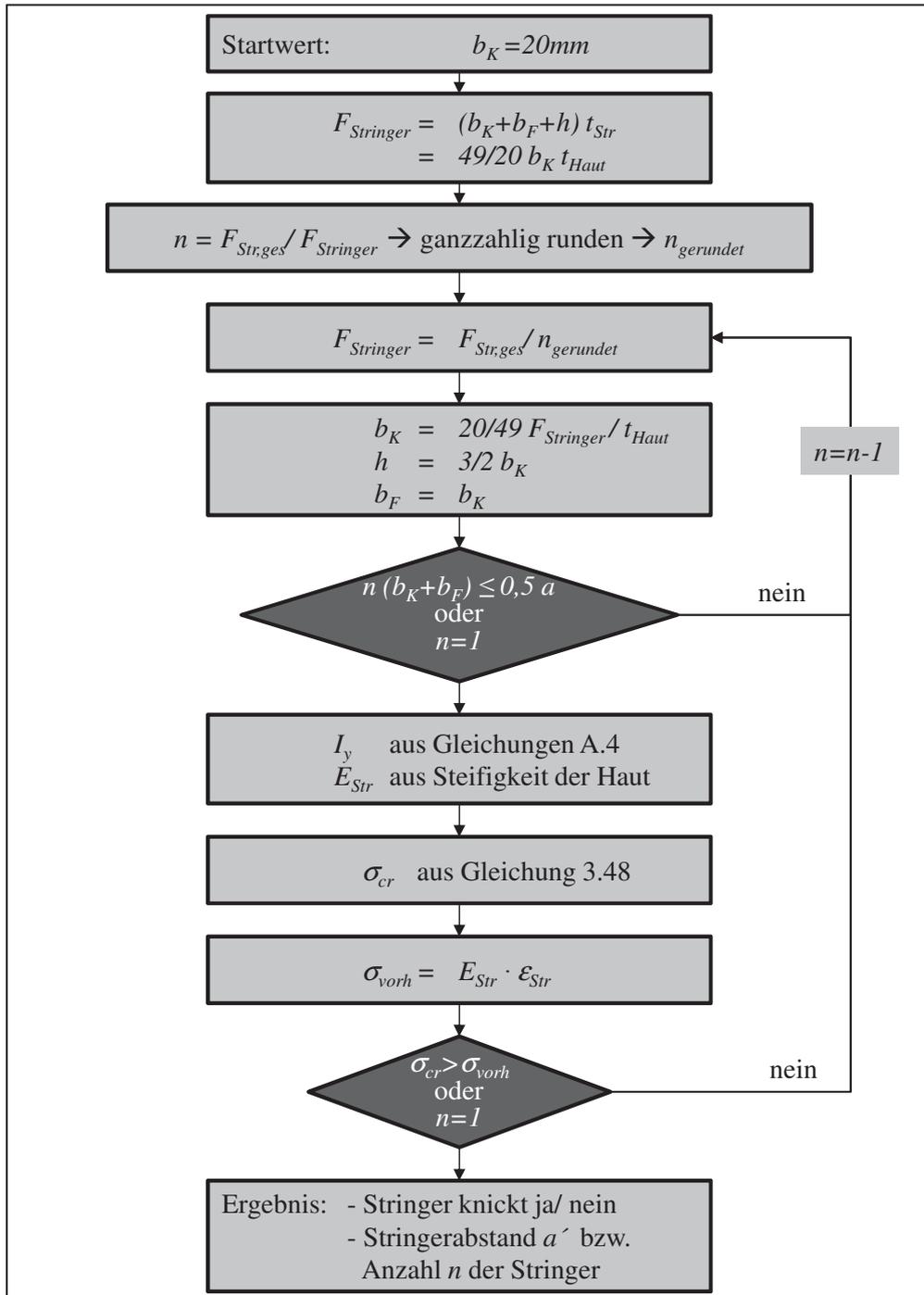


Abbildung 3.11: Flussdiagramm für die Bestimmung der Stringer

berechnet. Aus dieser kann nun zusammen mit der zur Verfügung stehenden Querschnittsfläche $F_{Str,ges}$ die mögliche Anzahl n von Stringern durch Runden auf ganze Zahlenwerte bestimmt werden. Aus der aktualisierten Querschnittsfläche des einzelnen Stringers $F_{Stringer}$ kann nun wieder auf die Kopfbreite, die Fußbreite und die Höhe geschlossen werden. Im nächsten Schritt wird überprüft, ob bei der gewählten Anzahl der Stringer und vorhandener Kopf- und Fußbreite maximal die Hälfte der Panelbreite a mit Stringern besetzt ist. Dies ist notwendig, da eine engere Staffellung der Stringer weder aus Sicht der Fertigung noch aus konstruktiver Sicht sinnvoll ist. Solange diese Bedingung erfüllt und $n > 1$ ist, wird n um Eins reduziert und neue Stringerparameter werden berechnet.

Um die kritische Druckspannung σ_{cr} nach 3.49 berechnen zu können, werden als nächstes der E-Modul E_{Str} der Stringer und ein Flächenträgheitsmoment I benötigt. Der E-Modul E_{Str} wird äquivalent zu der Steifigkeit der Haut in Stringerrichtung gewählt. Für die Wahl des Flächenträgheitsmoments wird vereinfacht angenommen, dass die Verbindung des Stringers mit der Haut intakt ist und dass die Haut, trotzdem sie lokal ausgebeult sein kann, den Stringer in y-Richtung stützt. Mit dieser Annahme wird als maßgebliches Flächenträgheitsmoment I_y und nicht das Flächenträgheitsmoment I_2 um die weiche Hauptachse gewählt. Die Eigenanteile des Flächenträgheitsmoments des Z-Stringers lassen sich durch Zerlegung in drei Einzelkörper (I, II und III) nach Gleichung A.2 und der Steineranteil nach Gleichung A.3 berechnen und es ergibt sich das gesuchte Flächenträgheitsmoment für den Stringer aus Gleichung A.4.

Ist die kritische Spannung σ_{cr} nach 3.49 berechnet, muss diese im nächsten Schritt gegen die vorhandene Spannung im Stringer σ_{vorh} verglichen werden. Sie lässt sich vereinfacht aus der Stringersteifigkeit E_{Str} und der Dehnung in Stringerrichtung ε_{Str} berechnen. Ist die kritische Spannung höher als die vorhandene oder die Anzahl der Stringer $n = 1$, ist die Analyse abgeschlossen und für die weitere Betrachtung des lokalen Beulens liegt der Stringerabstand a' und damit die Breite des Beulfeldes vor. Andernfalls wird versucht die Stringeranzahl zu reduzieren und dadurch die verschmierte Stringerfläche auf weniger aber dafür steifere Stringer zu verteilen. Ist die vorhandene Spannung immer noch größer als die kritische, so ist eine Erhöhung der Schalendicke t_{ges} notwendig. Auf die Dimensionierung der Schale wird später in Kapitel 3.5.3 eingegangen.

Lokales Beulen - Ritz-Ansatz Gerade Bauteile aus FKV sind auf Grund ihrer höheren Festigkeit und Steifigkeit gegenüber Aluminium und der damit dünnwandigeren Ausführung stark beulgefährdet. Das verwendete Verfahren zur Analyse auf lokales Beulen muss deswegen sowohl für FKV als auch für isotrope Materialien geeignet sein. In der Literatur ([Ano02c; Niu02]) finden sich zwar zahlreiche Ansätze, das linearisierte Beul-Problem einer Schale aus FKV zu lösen, diese sind aber häufig nur auf die orthotrope Schale beschränkt und können nicht alle drei Schnittkraftflüsse in der Schalenebene (\hat{n}_{xx} , \hat{n}_{yy} und \hat{n}_{xy}) in Kombination berücksichtigen. Dagegen vermag das Verfahren von Ritz ([Rit09; Lei87; TM95; Red04]) als Vertreter der

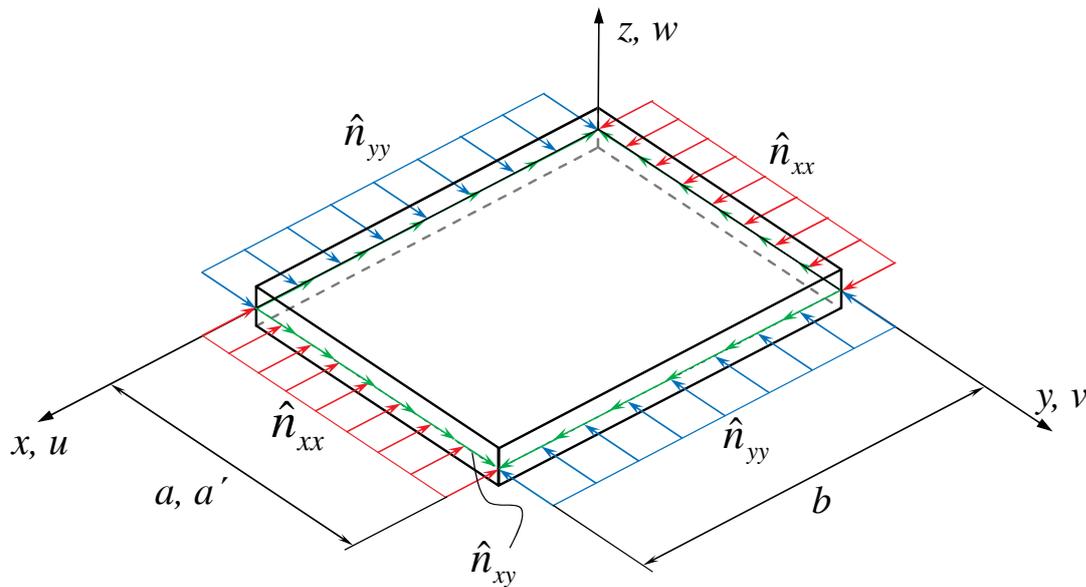


Abbildung 3.12: Definition der Normalkraftflüsse an der Schale

Energiemethoden das Problem der anisotropen Schale für die gewünschte Lastkombination, wie in Abbildung 3.12 dargestellt, lösen. Auch hier ist es sinnvoll aus Sicht des Flugzeuggesamtentwurfs einige Einschränkungen zu treffen:

- Kirchhoffsche Plattentheorie
- Rechteckige Schalengeometrie
- Ebene Schale bzw. keine Krümmung
- Nur unversteifter Hautbereich der Schale
- Nur symmetrische Laminate
- Reine Membrankräfte
- Allseitig gelenkig gelagert (torsionsweiche Stringer)

Die bestimmende Differentialgleichung für das elastische Beulen einer symmetrischen, anisotropen Platte mit der Plattensteifigkeit \mathbf{D} ist in Gleichung 3.53 ([TM95; Red04]) ausgedrückt in der Verschiebungsfunktion $w(x, y)$ dargestellt. Die Steifigkeiten und die Ableitungen der Verschiebungen auf der linken Seite stehen mit den Kräften auf der rechten Seite im Gleichgewicht. Sowohl in [TM95] als auch in [Red04] wird deutlich darauf hingewiesen, dass selbst kleine Terme für die Biege-Torsionskopplungen D_{16} und D_{26} das Beulverhalten massiv beeinflussen. Dies wird später in Kapitel 3.4.3 an einem einfachen Beispiel gezeigt.

$$\begin{aligned}
 D_{11} \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2(D_{12} + 2D_{66}) \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + D_{22} \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} + 4D_{16} \frac{\partial^4 w}{\partial x^3 \partial y} + 4D_{26} \frac{\partial^4 w}{\partial x \partial y^3} \\
 = \hat{n}_{xx} \frac{\partial w}{\partial x^2} + 2\hat{n}_{xy} \frac{\partial w}{\partial x \partial y} + \hat{n}_{yy} \frac{\partial w}{\partial y^2}
 \end{aligned} \quad (3.53)$$

Im nächsten Schritt muss Gleichung 3.53 so umgeformt werden, dass sie die totale potentielle Energie Π des Systems abbildet. Diese gilt es dann für die Lösungsfindung zu minimieren. Dazu wird statt der direkten Ableitung der totalen potentiellen Energie Π des Systems der Weg über die klassische Näherung und damit über die Variationsrechnung gewählt und man erhält mit $\delta\Pi = 0$ die Gleichgewichtsbedingung äquivalent zu Gleichung 3.53 und mit $\delta^2\Pi = 0$ die Bedingung für lokales Beulen ([Smi99; Red04]), da auch über das Vorhandensein eines benachbarten Extremwertes auf die Indifferenz des Gleichgewichtszustandes geschlossen werden kann. Die zweite Variation der totalen potentiellen Energie lautet damit:

$$\begin{aligned} \delta^2\Pi = 0 = \int_0^b \int_0^a \left\{ D_{11} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \frac{\partial^2 \delta w}{\partial x^2} + D_{12} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \frac{\partial^2 \delta w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \frac{\partial^2 \delta w}{\partial y^2} \right) \right. \\ + D_{22} \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \frac{\partial^2 \delta w}{\partial y^2} + 4D_{66} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 \delta w}{\partial x \partial y} \\ + 2D_{16} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 \delta w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \frac{\partial^2 \delta w}{\partial x \partial y} \right) \\ + 2D_{26} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 \delta w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \frac{\partial^2 \delta w}{\partial x \partial y} \right) \\ \left. + \hat{n}_{xx} \frac{\partial w}{\partial x} \frac{\partial \delta w}{\partial x} + \hat{n}_{xy} \left(\frac{\partial w}{\partial y} \frac{\partial \delta w}{\partial x} + \frac{\partial w}{\partial x} \frac{\partial \delta w}{\partial y} \right) + \hat{n}_{yy} \frac{\partial w}{\partial y} \frac{\partial \delta w}{\partial y} \right\} dx dy \quad (3.54) \end{aligned}$$

Weiterhin gilt es geeignete Ansatzfunktionen für w und δw zu wählen. Diese lauten in allgemeiner Form als Reihenansatz:

$$w(x, y) \cong \sum_{i=1}^M \sum_{j=1}^N k_{ij} \varphi_{ij}(x, y) \quad (3.55)$$

und

$$\delta w(x, y) \cong \sum_{p=1}^M \sum_{q=1}^N k_{pq} \varphi_{pq}(x, y) \quad (3.56)$$

Für die Funktion $\varphi(x, y)$ ist es üblich, die trigonometrische Lösungsfunktion, die die Verformung des Balkens beim Knicken beschreibt, sowohl für die x-Richtung als auch für die y-Richtung zu wählen. Um den Randbedingungen der allseitig gelenkigen Lagerung gerecht zu werden, ergibt sich in dem Fall der rechteckigen Schale ein Doppel-Sinus-Ansatz ([Red04]):

$$\varphi_{ij}(x, y) = \sin\left(\frac{i\pi x}{a}\right) \sin\left(\frac{j\pi y}{b}\right) \quad (3.57)$$

und

$$\varphi_{pq}(x, y) = \sin\left(\frac{p\pi x}{a}\right) \sin\left(\frac{q\pi y}{b}\right) \quad (3.58)$$

Diese Ansatzfunktionen werden anschließend in Gleichung 3.54 eingesetzt und es ergibt sich

$$\begin{aligned}
\delta^2\Pi = 0 = & \sum_{p=1}^M \sum_{q=1}^N \left\{ \sum_{i=1}^M \sum_{j=1}^N \left(\int_0^b \int_0^a [A_{ijpq} \sin(\alpha_i x) \sin(\beta_j y) \sin(\alpha_p x) \sin(\beta_q y) \right. \right. \\
& + B_{ijpq} \cos(\alpha_i x) \cos(\beta_j y) \cos(\alpha_p x) \cos(\beta_q y) \\
& - C_{ijpq} \cos(\alpha_i x) \cos(\beta_j y) \sin(\alpha_p x) \sin(\beta_q y) \\
& - D_{ijpq} \sin(\alpha_i x) \sin(\beta_j y) \cos(\alpha_p x) \cos(\beta_q y)] dx dy \\
& - \int_0^b \int_0^a [\hat{n}_{xx} \cos(\alpha_i x) \sin(\beta_j y) \cos(\alpha_p x) \sin(\beta_q y) \alpha_i \alpha_p \\
& + \hat{n}_{yy} \sin(\alpha_i x) \cos(\beta_j y) \cos(\alpha_p x) \sin(\beta_q y) \beta_i \beta_q \\
& + \hat{n}_{xy} (\sin(\alpha_i x) \cos(\beta_j y) \cos(\alpha_p x) \sin(\beta_q y) \beta_j \alpha_p \\
& \left. \left. + \cos(\alpha_i x) \sin(\beta_j y) \sin(\alpha_p x) \cos(\beta_q y) \alpha_i \beta_q] dx dy \right) k_{ij} \right\} \delta k_{pq} \quad (3.59)
\end{aligned}$$

mit den Abkürzungen $\alpha_i = \frac{i\pi}{a}$ und $\beta_j = \frac{j\pi}{b}$ bzw. $\alpha_p = \frac{p\pi}{a}$ und $\beta_q = \frac{q\pi}{b}$ und den Koeffizienten

$$A_{ijpq} = D_{11}\alpha_i^2\alpha_p^2 + D_{12}(\beta_j^2\alpha_p^2 + \alpha_i^2\beta_q^2) + D_{22}\beta_j^2\beta_q^2 \quad (3.60)$$

$$B_{ijpq} = 4D_{66}\alpha_i\beta_j\alpha_p\beta_q \quad (3.61)$$

$$C_{ijpq} = 2(D_{16}\alpha_i\beta_j\alpha_p^2 + D_{26}\alpha_i\beta_j\beta_q^2) \quad (3.62)$$

$$D_{ijpq} = 2(D_{16}\alpha_i^2\alpha_p\beta_q + D_{26}\beta_j^2\alpha_p\beta_q). \quad (3.63)$$

Damit Gleichung 3.59 für alle beliebigen δk_{pq} gilt, muss der Ausdruck in der geschweiften Klammer Null ergeben. Fasst man die Integralausdrücke zu Faktoren a_{ijpq} , b_{ijpq} , c_{ijpq} und d_{ijpq} bzw. γ_{ijpq} , κ_{ijpq} und μ_{ijpq} zusammen, erhält man folgende Gleichung:

$$\begin{aligned}
\delta^2\Pi = 0 = & \sum_{i=1}^M \sum_{j=1}^N \left(A_{ijpq} a_{ijpq} + B_{ijpq} b_{ijpq} - C_{ijpq} c_{ijpq} - D_{ijpq} d_{ijpq} \right. \\
& \left. - [\hat{n}_{xx} \gamma_{ijpq} + \hat{n}_{yy} \kappa_{ijpq} + \hat{n}_{xy} \mu_{ijpq}] \right) k_{ij} \quad (3.64)
\end{aligned}$$

Gleichung 3.64 beschreibt vom Typ ein Eigenwertproblem, wie man in der kondensierten Form besser erkennt:

$$(\mathbf{E} - \lambda\mathbf{N}) \mathbf{k} = \mathbf{0} \quad (3.65)$$

Darin ist \mathbf{E} die Steifigkeitsmatrix, \mathbf{N} die Lastmatrix und λ sind die Eigenwerte und damit die Beullastfaktoren des Systems. Für die Ermittlung der Lösung sind

abhängig von der Anzahl der Glieder M und N der Ansatzfunktionen jeweils ($2^M + 2^N$) Koeffizienten für \mathbf{E} und \mathbf{N} in folgender Form aufzustellen:

$$E_{ijpq} = A_{ijpq}a_{ijpq} + B_{ijpq}b_{ijpq} - C_{ijpq}c_{ijpq} - D_{ijpq}d_{ijpq} \quad (3.66)$$

$$N_{ijpq} = n_{xx}\gamma_{ijpq} + n_{yy}k_{ijpq} + n_{xy}\mu_{ijpq} \quad (3.67)$$

$$i = 1 \dots M, j = 1 \dots N, p = 1 \dots M, q = 1 \dots N$$

Die Lösung des Eigenwertproblems für die Beullastfaktoren λ in Gleichung 3.65 lässt sich über vielfältige Lösungsverfahren, auf die hier nicht weiter eingegangen werden soll, numerisch bewerkstelligen. Gesucht wird der niedrigste Beullastfaktor λ . Ist er kleiner Eins, so tritt lokales Beulen bei dieser Lastkombination auf. Umgekehrt, überschreitet der Beullastfaktor Eins, tritt keine Instabilität auf. In einer Nachlaufrechnung können die Koeffizienten k_{ijpq} , die Eigenvektoren, der Ansatzfunktion $w(x, y)$ bestimmt und graphisch ausgewertet werden.

Da die gewählten Ansatzfunktionen nicht exakt die reale Verformung beschreiben, ist es notwendig eine hinreichende Anzahl von Gliedern M und N zu wählen. Wählt man z.B. $M = N = 1$, werden die Integralausdrücke vor D_{16} und D_{26} zu Null und man erhält nur noch die Lösung der orthotropen Schale, wie in Kapitel 3.4.4 gezeigt wird.

3.4.4 Beulanalyse - Vergleich mit analytischer Methode und linearer FEM

Für die Überprüfung der Analysemethode auf lokales Beulen werden zwei ebene Testgeometrien, eine quadratische Platte $a/b = 1$ und eine rechteckige Platte $a/b = 3$, mit allseitig gelenkiger Lagerung sowohl mit einem analytischen Ansatz (Gleichung 3.68, [RMRA05]), als auch mit der implementierten Methode nach Ritz, als auch mit einer linearen FEM-Beulanalyse für die Lastfälle 1 und 2 berechnet. Weiterhin wird der Ansatz aus [Ano02c] für die reine Schubbelastung (Lastfall 3) zur Überprüfung benutzt (vgl. Gleichung 3.69). Mittels der FEM wird zusätzlich der Einfluss der Abweichung von der quadratischen bzw. rechteckigen Form (Trapezverzerrung, Parallelogrammverzerrung) untersucht. Abschließend wird der Einfluss der Anzahl der Ansatzterme im Ritzverfahren auf die Ergebnisgenauigkeit aufgezeigt.

$$\lambda_b = \pi^2 \frac{D_{11} (m/a)^4 + 2(D_{12} + 2D_{66}) (m/a)^2 (n/b)^2 + D_{22} (n/b)^4}{n_x (m/a)^2 + n_y (n/b)^2 + n_{xy} (mn/ab)} \quad (3.68)$$

$$n_{xy} = k_s \frac{\pi^2}{b} \sqrt[4]{D_{11} D_{22}^3} \quad (3.69)$$

Tabelle 3.4 gibt einen Überblick über die Geometrie, die Lastdefinition und die Ergebnisse für die untersuchten ebenen Platten mit der Lagenorientierung 0° , d.h. parallel zu Seite b , und der Lagenorientierung 22.5° . Die Platten sind in allen Fällen allseitig gelenkig gelagert (SSSS) und haben eine Dicke von $t = 2\text{mm}$. Als Material ist ein hochfester Verbund aus HTS40 C-Fasern und dem Injektionsharz RTM6

als Matrix³ gewählt worden. Mit den unterschiedlichen Verfahren können nicht alle Geometrien bzw. Lastfälle gerechnet werden. So können das analytische Verfahren und die auf einem Ritz-Ansatz basierenden Methoden, wie sie in eLamX ([HR11]) und in der vorliegenden Arbeit umgesetzt sind, nur rechteckige Geometrien korrekt berücksichtigen. Mit der FEM ist es wiederum auf Grund der im Konflikt stehenden Randbedingungen schwierig, eine korrekte Schubbelastung aufzuprägen. Sie ist deswegen nicht für Lastfall 2 und 3 verwendet worden. Die Netzfeinheit für die FEM-Lösung ist von grob (5 Elemente pro Kante) bis fein (40 Elemente pro Kante) variiert worden, wobei als Elementtypen bilineare Vier-Knoten-Schalenelemente (CQUAD4) verwendet worden sind. Wie Abbildung A.2 zeigt, reichen 20 Elemente pro Kante, um einen geringen Fehler von 0.1% zur analytischen Lösung zu einzuhalten.

Ergebnisse von Lastfall 1

Die niedrigste Beullast der orthotropen Platte mit 0° Lagenwinkel wird für Geometrie 1 und 2 über den analytischen Ansatz und die Ritz-Lösungen exakt identisch wiedergegeben, was auch so sein muss, da sich beide Methoden im orthotropen Fall auf die selbe Differentialgleichung zurückführen lassen. Die FEM hat eine geringe Abweichung von ca. 0.1%, die mit der Wahl der Diskretisierung begründet werden kann (vgl. Abbildung A.3).

Betrachtet man die Lösungen der anisotropen Platte, bei der die Kopplungsterme $D_{16/61}$ und $D_{26/62}$ der Biegesteifigkeitsmatrix nicht mehr Null sind, so liefert Gleichung 3.68 unweigerlich falsche Werte, da sie nur für orthotrope Probleme gilt. Der Fehler im Vergleich zu den beiden Ritz-Ansätzen beträgt für Geometrie 1 ca. 41% und für Geometrie 2 ca. 17% und ist auf Grund der zu optimistischen Abschätzung nach oben und der Höhe der Abweichung nicht mehr tolerierbar. Die FEM und die Ritz-Ansätze weisen eine Abweichung von unter einem Prozent auf und können somit als gesichert angesehen werden.

Die FEM liefert weiterhin einen Anhalt dafür, inwieweit sich die kritischen Beullasten ändern, wenn Abweichungen von der idealen rechteckigen Platte auftreten, was sich im realen Einsatz der Verfahren nicht vermeiden lässt. Sowohl eine trapezförmige als auch eine Parallelogrammverzerrung (Geometrie 3 und 4) führt zu einer Abweichung von ca. 8% im Vergleich zu der idealen Geometrie. Diese Abweichung ist glücklicherweise so, dass eine Vernachlässigung zu konservativen Ergebnissen führt.

Ergebnisse von Lastfall 2

Beim Hinzufügen eines Schubflusses als Last zeigt sich, dass Gleichung 3.68 eine Abweichung von ca. 75% für Geometrie 1 und ca. 45% für Geometrie 2 gegenüber den Ritz-Ansätzen nach oben hin aufweist. Die Erweiterung der bekannten Lösung der orthotropen Platte ([Wie96a]), wie sie von [RMRA05] für den Schubfluss eingeführt

³HTS40/RTM6: $E_{\parallel}^{\dagger} = 148000\text{MPa}$, $E_{\perp}^{\dagger} = 10000\text{MPa}$, $G_{\#} = 4600\text{MPa}$, $\nu = 0.35$, $\rho = 1580\text{kg/m}^3$ ([Ano02a])

worden ist, scheint zudem physikalisch unlogisch, da sich je nach Annahme des Vorzeichens des Schubflusses andere Lösungen für die orthotrope Platte ergeben. Dies darf nach der Plattentheorie nicht sein.

Ist die Biegesteifigkeitsmatrix voll besetzt, so zeigt der analytische Ansatz noch größere Abweichungen zu dem Ritz-Ansatz, da wie oben erwähnt, $D_{16/61}$ und $D_{26/62}$ nicht im Ansatz der analytischen Formel berücksichtigt sind.

	Geometrie 1		Geometrie 2		Geometrie 3	Geometrie 4
Lagenwinkel	0°	22.5°	0°	22.5°	0°	0°
Lagerung	SSSS	SSSS	SSSS	SSSS	SSSS	SSSS
Geometrie	Quadrat		Rechteck		Trapez	Parallelogr.
Länge a/mm	500	500	1500	1500	500	500
Länge b/mm	500	500	500	500	400/600	500/79°
Dicke t/mm	2.0					
Lastfall 1						
n_x / N/mm	-1	-1	-1	-1	-1	-1
n_y / N/mm	-1	-1	-1	-1	-1	-1
n_{xy} / N/mm	0	0	0	0	0	0
Ergebnis: niedrigste Lastfaktoren λ_b						
Glg. 3.68	2.1708	3.3123	0.3495	0.6892	-	-
eLamX	2.1708	2.3507	0.3495	0.5913	-	-
eigenes	2.1708	2.3507	0.3495	0.5913	-	-
NASTRAN	2.1730	2.3486	0.3499	0.5867	2.3421	2.3388
Lastfall 2						
n_x / N/mm	-1	-1	-1	-1	-1	-1
n_y / N/mm	-1	-1	-1	-1	-1	-1
n_{xy} / N/mm	1	1	1	1	1	1
Ergebnis: niedrigste Lastfaktoren λ_b						
Glg. 3.68	3.6180	6.6247	0.4993	0.9846	-	-
eLamX	2.0617	1.7282	0.3439	0.5269	-	-
eigenes	2.0617	1.6934	0.3439	0.5201	-	-
NASTRAN	-	-	-	-	-	-
Lastfall 3						
n_x / N/mm	0	0	0	0	0	0
n_y / N/mm	0	0	0	0	0	0
n_{xy} / N/mm	1	1	1	1	1	1
Ergebnis: niedrigste Lastfaktoren λ_b						
Glg. 3.68	5.4270	-	1.1650	-	-	-
eLamX	9.5166	5.0529	2.6612	2.3708	-	-
eigenes	9.5143	4.9613	2.6608	2.3427	-	-
Glg. 3.69	9.5119	-	2.6547	-	-	-

Tabelle 3.4: Übersicht der Geometrie, Lastfalldefinition und Ergebnisse des Vergleiches der Beulanalysemethoden (Anzahl der Ansatzterme $M = N = 10$ für eLamX und $M = N = 20$ für das eigene Verfahren)

Ergebnisse von Lastfall 3

Für Lastfall 3 wurde mit Hilfe von Gleichung 3.69 das Beulen unter reiner Schubbelastung überprüft. Die Beulkoeffizienten k_s sind dabei für Geometrie 1 und 2 aus [Ano02c] für das wirksame Seitenverhältnis und dem Seydelschen Orthotropieparameter entnommen ($k_{s,1} = 4.75$, $k_{s,2} = 5.10$). Da Gleichung 3.69 nur für orthotrope Platten gültig ist, wurden auch nur diese betrachtet. Es ergibt sich eine gute Übereinstimmung von deutlich unter einem Prozent zwischen der Methode nach Gleichung 3.69 und den beiden Ritz-Ansätzen. Die analytische Methode nach Gleichung 3.68 liefert wie bei Lastfall 2 unzulässig große Abweichungen, was auf einen Fehler im Ansatz der Formel schließen lässt.

Einfluss der Anzahl der Ansatzterme

Der Einfluss der Anzahl $M = N$ der Doppel-Sinus-Ansatzterme (vgl. Gleichung 3.58) in Gleichung 3.59 bestimmt die Genauigkeit der Ergebnisse. Grundsätzlich liefert das Verfahren nach Ritz eine Abweichung von den wahren Ergebnissen nach oben, so dass bei zu geringer Anzahl der Ansatzterme die Beulgefahr unterschätzt wird ([Red04; TM95]). Um die Abweichung zu charakterisieren sind für Geometrie 1 und 2 für alle drei Lastfälle die Anzahl der Ansatzterme zwischen $M = N = 3$ und $M = N = 20$ variiert worden (Tabelle 3.5).

Bei Betrachtung der Lastfälle 1 und 2 zeigt sich für die 0° -Lagenwinkel schon bei $M = N = 3$ ein Fehler bezogen auf das Ergebnis mit $M = N = 20$ von unter einem Prozent. Betrachtet man den reinen Schublastfall, bei dem die Beulform nach [Wie96a] bei 45° liegt, so steigen die Abweichungen bei $M = N \leq 4$ stark an. Dies liegt daran, dass sich die gedrehte Beule nicht mehr mit wenigen Sinusformen wiedergeben lässt. Ein exaktes Ergebnis für Schub ist mit dem Sinus-Ansatz deswegen auch nicht möglich. Mit $M = N \geq 4$ kann der Fehler aber schon unter ein Prozent gedrückt werden und ist damit deutlich besser als die gewünschte Genauigkeit von ca. $\pm 2\%$ für PrADO/SAM.

Ganz ähnlich verhält es sich, wenn die Kopplungsterme D_{16} und D_{26} größer Null sind (Lagenwinkel 22.5°). Auch hier liegt die Beule wieder schräg zu den Kanten (vgl. Abbildung A.3) und kann nicht exakt mit einem Sinus-Ansatz wiedergegeben werden. Ab $M = N \geq 10$ ist der Fehler jedoch im Bereich der geforderten $\pm 2\%$.

Wie Tabelle 3.5 zeigt, ist der Einfluss der D_{16} und D_{26} -Terme mit ca. 30-200% bei einem Lagenwinkel von 22.5° sehr groß und darf nicht mehr vernachlässigt werden. Deswegen sollte auch die Ursprungsgleichung von Gleichung 3.68 ohne den Schubflusstern nur für orthotrope Lamine genutzt werden.

Die Größe der Matrizen im Eigenwertproblem ist proportional zu 4^M (Gleichung 3.69), womit im gleichem Maß die Rechenzeit zunimmt. Dies ist in Abbildung A.1 dargestellt. Unterhalb von 10 Ansatztermen liegt die Rechenzeit im Bereich von hundertstel Sekunden und damit in einem Bereich, der für die PrADO/SAM-Umgebung mit ca. 20000 Elementen sinnvoll ist.

Beschreibung	Geometrie 1		Geometrie 2	
Lagenwinkel	0.0°	22.5°	0.0°	22.5°
Lastfall 1				
Anzahl	Ergebnis: niedrigste Lastfaktoren λ_b			
20	2.1708	2.3049	0.3495	0.5836
Abweichung zum Ergebnis mit 20 Termen				
3	0.00%	9.28%	0.00%	5.33%
10	0.00%	1.98%	0.00%	1.32%
12	0.00%	1.35%	0.00%	0.92%
20 ohne D_{16}, D_{26}	-	43.71%	-	18.10%
Lastfall 2				
Anzahl	Ergebnis: niedrigste Lastfaktoren λ_b			
20	2.0677	1.6934	0.3439	0.5201
Abweichung zum Ergebnis mit 20 Termen				
3	0.29%	12.59%	0.08%	5.50%
10	0.00%	2.06%	0.00%	1.31%
12	0.00%	1.39%	0.00%	0.91%
20 ohne D_{16}, D_{26}	-	87.19%	-	30.37%
Lastfall 3				
Anzahl	Ergebnis: niedrigste Lastfaktoren λ_b			
20	9.5143	4.9613	2.6608	2.3427
Abweichung zum Ergebnis mit 20 Termen				
3	7.85%	25.54%	1.10%	21.48%
10	0.02%	1.85%	0.01%	1.10%
12	0.01%	1.23%	0.01%	0.80%
20 ohne D_{16}, D_{26}	-	193.00%	-	113.16%

Tabelle 3.5: Einfluss der Anzahl der Ansatzterme auf das Ergebnis der Beulrechnung mit dem Ritz-Verfahren

Genauigkeit der verwendeten Ritz-Methode

Wie die Testfälle gezeigt haben, ist bei ausreichender Anzahl der Ansatzterme eine gute Übereinstimmung der verwendeten Ritz-Methode mit dem Doppel-Sinus-Ansatz im Vergleich zu bewährten analytischen Verfahren und der FEM möglich. Sowohl aus Sicht der Genauigkeit als auch aus Sicht der Rechenzeit stellt die Wahl von $M = N = 10$ für das implementierte Ritz-Verfahren letztendlich einen guten Kompromiss dar.

Wie die FEM gezeigt hat, bewirkt die Abweichung der Plattengeometrie von der idealen rechteckigen Form eine Erhöhung des Beullastfaktors, so dass die Vernachlässigung zu einer konservativen Annahme führt. In der im Modell typisch maximal vorkommenden Verzerrung der Elemente, wie sie auch bei den Geometrien 3 und 4 gewählt worden ist, führt dies zu einer zusätzlichen Sicherheit von ca. 7%, welches für die wenigen betroffenen Elemente als vertretbar angesehen werden kann. Weiterhin ist bislang vereinfacht eine ebene Geometrie angenommen worden, die sich so im Flugzeug nicht finden lässt. Berücksichtigt man die Krümmung der beulgefährdeten Struktursegmente, so erhöht sich nach [Wie96a] die kritische Beulspannung mit zunehmender Krümmung bis zum Grenzfall des Rohrbeulens. Für

den Rumpf ergibt sich für einen Teil der Lastfälle eine zusätzliche Sicherheit gegen Beulen, die aus dem Innendruck resultiert. Beide Effekte führen dazu, dass die hier getroffenen Annahmen konservativ sind.

3.5 Strukturdimensionierungsverfahren

3.5.1 Einleitung

Unter einer Strukturdimensionierung versteht man allgemein die Auslegung einer mechanischen Konstruktion auf die Weise, dass bei allen im normalen Gebrauch auftretenden Lasten deren Funktion gewährleistet ist und kein Versagen auftritt. Für die Durchführung der Strukturdimensionierung braucht man ein aus der Geometrie und den Materialien abgeleitetes Analysemodell, die Belastungen der Struktur und ein geeignetes Berechnungsverfahren, dessen Ergebnisse in ein zweckmäßiges Bewertungskriterium einfließen. Außerdem müssen weitere Anforderungen und Restriktionen wie z.B. minimales Gewicht oder das Einhalten einer maximalen Verformung, die häufig an die Strukturdimensionierung gekoppelt sind, erfüllt werden. Die Lösung dieser Zielvorgaben lässt sich auf unterschiedlichen Wegen erreichen, die nur in günstigen Fällen zu einem optimalen Ergebnis führen. Zum einen ist die Methode der maximal spannungsbelasteten Struktur (*Fully Stressed Design*, FSD, [Hör04]) gebräuchlich, zum anderen bietet das große Feld der Optimierung vielfältige Ansätze zur Problemlösung ([Sch05]). Für den Flugzeugvorentwurf hat sich für die Auslegung der Gesamtstruktur das FSD als beste Lösung herausgestellt, da dieses Verfahren bei einer großen Anzahl von Designvariablen nach kurzen Rechenzeiten zu einem Ergebnis führt, das nahe am Optimum liegt (vgl. [Öst03; Hör04]). Damit das FSD zu physikalisch sinnvollen Ergebnissen führt, müssen allerdings ein Reihe von Nebenbedingungen eingeführt werden, die später näher erläutert werden.

Eigene Vergleichsrechnungen, bei denen die Dimensionierungsaufgabe mit FSD-äquivalenter Anzahl von Designvariablen und Lastfällen für einen gradientenbasiertes Optimierungsverfahren (MSC.NASTRAN®: *solution 200*) formuliert worden ist, haben gezeigt, dass die Rechenzeit um ein Vielfaches (5 Tage statt 0.5h bei FSD) ansteigt und das Endgewicht der Flugzeugstruktur größer als bei FSD ist. Dies lässt sich damit erklären, dass auf Grund der vielen Freiheitsgrade die Gradienten sehr klein und relativ zueinander sehr ähnlich sind. Hier stößt der gradientenbasierte Optimierer (MSC.NASTRAN®: DOT) an seine Grenzen. Für eindeutige Gradienten wäre es notwendig, die Designvariablen durch Kombination zu reduzieren. Dies ergibt dann neben der Rechenzeit einen zusätzlichen Nachteil gegenüber dem FSD, womit die Dimensionierungsaufgabe nicht mehr sinnvoll mittels Optimierung gelöst werden kann. Hansen [Han09] hat jedoch in seiner Arbeit gezeigt, dass eine Kombination aus Optimierungsverfahren und dem FSD mit vertretbarer Rechenzeit gute Ergebnisse liefert, indem die Erkenntnisse einer Detailoptimierung in Form einer *responce surface* dem FSD zugeführt werden. Diese Methode ist immer dann ratsam, wenn das Analysemodell der Gesamtstruktur zu grob in seiner Diskretisierung ist, um Effekte eines Details wie z.B. eines Türausschnitts wiederzugeben oder Nichtlinearitäten, wie sie im Nachbeulbereich auftreten, zu berücksichtigen.

Die zentrale Konvergenz-Bedingung des FSD, welches deswegen auch *stress-ratio method* genannt wird, lautet

$$\frac{|\sigma_{vorh}|}{\sigma_{zul}} = \text{Anstrengungsverhältnis} \leq 1. \quad (3.70)$$

In Gleichung 3.70 wird eine berechnete Spannung, σ_{vorh} , einer als zulässig definierten Spannung, σ_{zul} , gegenübergestellt und gefordert, dass dieses Verhältnis kleiner gleich 1 ist. Das Strukturelement soll also so belastet sein, dass es zu 100% bzgl. der Spannung ausgenutzt wird. Statt des Vergleiches von zwei Spannungen kann man Gleichung 3.70 auch allgemeiner als Anstrengungsverhältnis, wie es in Versagenshypothesen für Faser-Kunststoff-Verbunde gebräuchlich ist, formulieren. Die oben genannte Dimensionierungsbedingung lässt sich ebenso für eine Auslegung gegen Versagen durch Beulen aufstellen, indem das Anstrengungsverhältnis als Kehrwert des Beullastfaktors geschrieben wird.

Abgeleitet aus der zentralen Konvergenz-Bedingung berechnet sich allgemein ein zu dimensionierender Parameter eines Strukturelementes d , z.B. die Wandstärke einer Scheibe, nach folgender Vorschrift für den nächsten Iterationsschritt:

$$d_{neu} = \text{Anstrengungsverhältnis} \cdot d_{alt}. \quad (3.71)$$

Damit verändert sich der Dimensionierungsparameter linear mit dem Anstrengungsverhältnis. Der lineare Zusammenhang aus Gleichung 3.71 funktioniert jedoch nur bei einfachen Strukturen. Wie weiter oben erwähnt, muss man, um physikalisch sinnvolle Ergebnisse mittels FSD bei komplexen Strukturen zu erhalten, zusätzliche Nebenbedingungen formulieren:

- Getrennte Dämpfungsfunktion für Erhöhung und Abminderung
- Glättung über angrenzende Elemente
- Untere Grenze
- Obere Grenze

Die ersten drei Punkte in der Aufzählung sind von Österheld [Öst03] eingeführt worden. Die Dämpfungsfunktion verhindert ein starkes Oszillieren der Dimensionierungsparameter nach Gleichung 3.71 über den Verlauf der Iterationen und verbessert damit die Konvergenz. Hierin ist die unterschiedliche Wahl der Dämpfungsfunktion für die Erhöhung und die Abminderung des Dimensionierungsparameters von besonderer Bedeutung und von der Wahl der Ausgangssituation abhängig. Startet die Dimensionierung von der unteren Grenze der Dimensionierungsparameter, so hat es sich als sinnvoll erwiesen, die Erhöhung schwächer als die Abminderung zu dämpfen oder für eine schnelle Konvergenz die Erhöhung sogar zu beschleunigen. Startet die Dimensionierung von der oberen Grenze oder einer vordimensionierten Struktur, so kehrt sich der Sachverhalt um.

Eine weitere notwendige Maßnahme ist das Glätten der Dimensionierungsparameter angrenzender Elemente auf Grund zweier Effekte. Zum einen können z.B. bei einer Struktur aus Scheibenelementen schachbrettartige Wandstärkenverteilungen auftreten, wenn jedes Element getrennt dimensioniert wird. Zum anderen kann es zu Materialanhäufungen kommen, die aus konstruktiver Sicht nicht sinnvoll sind. Die schachbrettartigen Wandstärkenverteilungen, die auch in der Topologieoptimierung bei zweidimensionalen Strukturen bekannt sind, werden zum Teil durch die oben erwähnten Dämpfungsfunktionen abgemindert. Sowohl schachbrettartige Wandstärkenverteilungen als auch Materialanhäufungen liegen darin begründet, dass eine erhöhte Steifigkeit nach einem Dimensionierungsschritt wiederum Spannungen anzieht. Ein Lösungsansatz existiert darin, mehrere Elemente in einem Gebiet zusammenzufassen und immer gemeinsam nach dem kritischsten Element zu dimensionieren. Österheld [Öst03] hat für Scheibenelemente einen Ansatz über den gewichteten Mittelwert, wie er auch von Li, Steven und Xie [LSX01] für derartige Probleme bei Topologieoptimierungen vorgeschlagen wird, gewählt:

$$\bar{d}_j = \frac{\tilde{d}_j \cdot F_j + \sum_{i=1}^N \tilde{d}_i \cdot F_i}{F_j + \sum_{i=1}^N F_i} \quad (3.72)$$

Mit Gleichung 3.72 wird der Mittelwert \bar{d}_j für Element j aus dem dimensionierten Wert \tilde{d} des Elementes j und den angrenzenden Elementen $i = 1 \dots N$, gewichtet über die Elementflächen F , berechnet. Über Gleichung 3.73 ergibt sich der neue Wert für d_j aus dem alten und dem gemittelten Wert, deren Verhältnis über w gewichtet wird. Ein Wichtungsfaktor von $w = 0.4 \dots 0.6$ hat sich dabei als geeignet erwiesen.

$$d_j = w\tilde{d}_j + (1 - w)\bar{d}_j \quad (3.73)$$

Mit der Begrenzung der Dimensionierungsparameter (Gleichung 3.74) nach unten werden Fertigungsaspekte und nicht mit dem Modell berücksichtigbare Beanspruchungen mit einbezogen. Mit der Begrenzung der Dimensionierungsparameter nach oben wird unterstützend zur Glättung einer Materialanhäufung bzw. einem physikalisch nicht sinnvollem Lastpfad entgegengewirkt. Dies wird dort von Bedeutung, wo Scheibenelemente und Stab-/ Balkenelemente die gleiche Funktion erfüllen und die Glättung auf Grund der unterschiedlichen Elementtypen nicht greift. So lässt sich auch gezielt ein Konstruktionsprinzip wie z.B. beim Flügel, die Möglichkeit eine dicke Behütung und schmale Holmgurte vorzusehen (vgl. [Niu02]), realisieren.

$$d_{min} \leq d \leq d_{max} \quad (3.74)$$

In den folgenden Unterkapiteln wird beispielhaft an einem Scheibenelement der Zusammenhang zwischen der Dimensionierungsbedingung und geometrischer Größe, in diesem Fall der Dicke t der Scheibe, erläutert. Zur Vorgehensweise bei einem Balkenelement sei auf die Arbeit von Österheld ([Öst03]) verwiesen.

3.5.2 Fully Stressed Design und Fully Exerted Design

Isotrope Werkstoffe Gleichung 3.75 beschreibt die Berechnung der neuen Scheibendicke t_{neu} aus der alten Scheibendicke t_{alt} und dem Anstrengungsverhältnis.

$$t_{neu} = \begin{cases} t_{alt} \cdot \left(c_1 \sqrt{\frac{\sigma_{vorh}}{\sigma_{zul}}} \right) & \text{für } \sigma_{vorh} < \sigma_{zul} \Rightarrow t \downarrow \\ t_{alt} \cdot \left(c_2 \sqrt{\left(\frac{\sigma_{vorh}}{\sigma_{zul}} \right)^2 - 1} \right) & \text{für } \sigma_{vorh} > \sigma_{zul} \Rightarrow t \uparrow \end{cases} \quad (3.75)$$

Dieses wird bei isotropen Werkstoffen aus der Vergleichsspannung nach von Mises ($\Rightarrow \sigma_{vorh}$) und der zulässigen Spannung ($\Rightarrow \sigma_{zul}$) gebildet. Die zulässige Spannung ergibt sich je nach zugrunde liegender Last aus der Fließgrenze $R_{e/p0,2}$ bei LL oder der Bruchgrenze R_m bei UL abgemindert durch einen Ausnutzungsfaktor ϕ (Glg. 3.76).

$$\sigma_{zul} = \begin{cases} \phi \cdot R_{e/p0,2} & \text{für LL} \\ \phi \cdot R_m & \text{für UL} \end{cases} \quad (3.76)$$

Über den Ausnutzungsfaktor ϕ wird der Idealisierung der Struktur bzw. der Vernachlässigung der detaillierten Bauweise (Ausschnitte, Nietlöcher, Verbindungsstellen), die mit der groben Diskretisierung des Strukturmodells einhergeht, Rechnung getragen. Dieser muss individuell in Abhängigkeit vom Bauteil aus Handbuchmethoden, wie sie z.B. im Handbuch Struktur Berechnung (HSB, [Ano02c]) und Niu [Niu02] zu finden sind, über die Ermittlung von Spannungsüberhöhungen oder Kerbfaktoren bestimmt werden. Typische Werte für ϕ liegen zwischen

$$0.3 \leq \phi \leq 0.6. \quad (3.77)$$

Wie oben erläutert, sind die Dämpfungsfaktoren c_1 und c_2 und die Dämpfungsfunktion, die über das Anstrengungsverhältnis gelegt wird, wichtig für die Konvergenz und speziell auf das Dimensionierungsproblem angepasst. In Abbildung 3.13 sind die Dimensionierungsfaktoren (Multiplikatoren von t_{alt} in Glg. 3.75) für das Abmindern und das Aufdicken zusammen mit einem linearen Verlauf über der Anstrengung aufgetragen. Die Faktoren c_1 und c_2 äußern sich in einer Verschiebung der Verläufe in Ordinate-Richtung. Die Abminderung beginnt stark gedämpft und verläuft progressiv mit kleiner werdender Ausnutzung. Das Aufdicken ist zu Beginn beschleunigt und verläuft mit steigender Anstrengung degressiv. Aus dem Verlauf der Dämpfungsfunktionen, beschleunigtes Aufdicken und gedämpftes Abmindern, ist zu erkennen, dass diese für ein Analysemodell aufgestellt worden sind, welches von Mindestwandstärken startet.

$$t_{neu,L} = \begin{cases} t_{alt,L} \cdot \left(c_1 \sqrt{f_{e,L}^*} \right) & \text{für } f_{e,L}^* < 1 \Rightarrow t_L \downarrow \\ t_{alt,L} \cdot \left(c_2 \sqrt{(f_{e,L}^*)^2 - 1} \right) & \text{für } f_{e,L}^* > 1 \Rightarrow t_L \uparrow \end{cases} \quad (3.78)$$

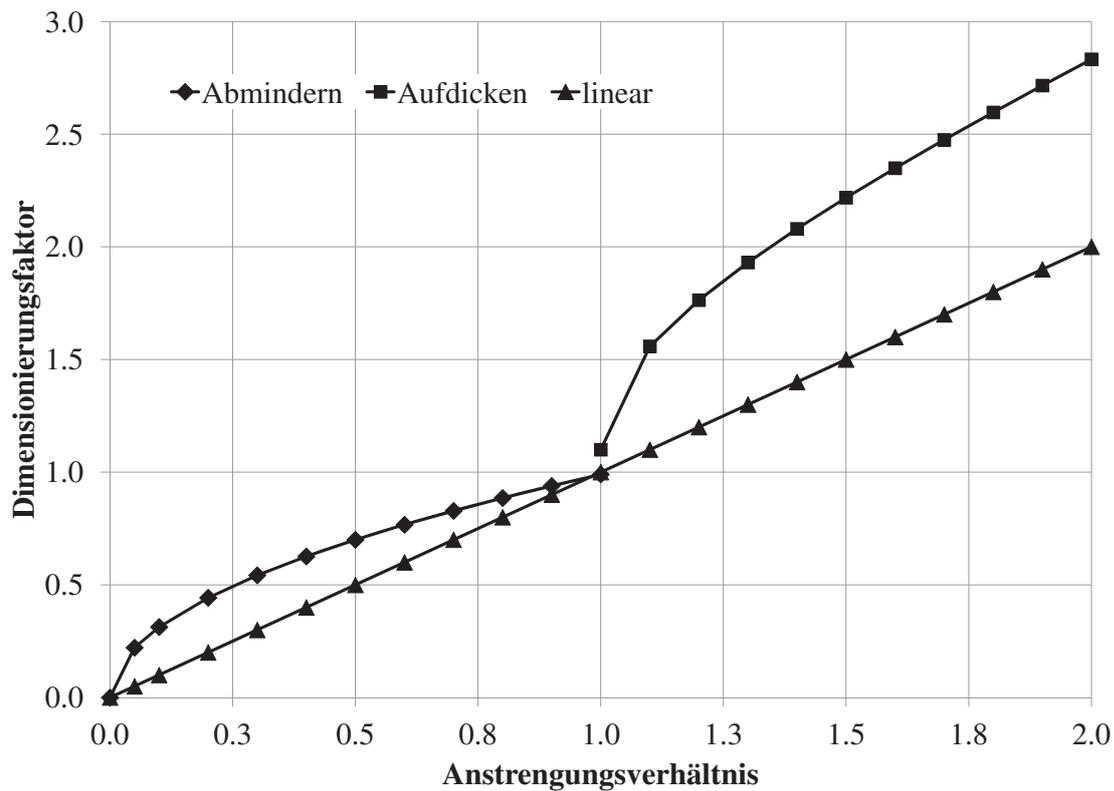


Abbildung 3.13: Dämpfungseinfluss

Faser-Kunststoff-Verbunde Bei Faser-Kunststoff-Verbunden gibt es mehrere Möglichkeiten vorzugehen. Die erste besteht darin, analog zu dem Ansatz für isotrope Werkstoffe neue Wandstärken zu berechnen und Gleichung 3.78 für Faser-Kunststoff-Verbunde direkt aus Gleichung 3.75 abzuleiten, indem das Verhältnis von σ_{vorh} zu σ_{zul} durch die Anstrengung $f_{e,L}^*$ ersetzt wird, die nach Gleichung 3.79 aus dem Ergebnis einer Versagenshypothese für FKV und dem Ausnutzungsfaktor ϕ schichtweise nach [Ano06a] berechnet wird. Statt der Wandstärke t_{alt} für das komplette Scheibenelement muss hier die Wandstärke der Einzellage $t_{alt,L}$ betrachtet werden. Man erhält als Ergebnis die neue Dicke $t_{neu,L}$ der betrachteten Lage.

$$f_{e,L}^* = \frac{1}{\phi} \cdot f_{e,L} \quad (3.79)$$

Damit erfährt die dimensionierte, mehrlagige Scheibe eine für jede Lage unterschiedliche Aufdickung und das vorher vorhandene Verhältnis der Massen der einzelnen Orientierungen der Lagen (z.B. 44% 0°-Lagen, 44% ±45°-Lagen, 12% 90°-Lagen, [44|44|12]) geht verloren, was in vielen Fällen - z.B. aus Symmetriegründen - nicht gewollt ist. Dieses kann man umgehen, indem die maximale Anstrengung über alle Lagen eines Elementes bestimmt wird und die Lagendicken gemäß der notwendigen Aufdickung der maximal beanspruchten Lage skaliert werden (vgl. Gleichung 3.80).

$$t_{neu,L} = \frac{t_{neu,L}(f_{max})}{t_{alt,L}(f_{max})} \cdot t_{alt,L} \quad (3.80)$$

Auch hierbei finden die weitergehenden Informationen aus dem verwendeten Versagenkriterium keine Anwendung. Das Kriterium von Puck ([Has83; PS98]) liefert zusätzlich zum Anstrengungsverhältnis f_{eL} eine Aussage, ob Faserbruch oder Zwischenfaserbruch der betrachteten Lage vorliegt. Dies kann man z.B. dazu ausnutzen, um die Anstrengung einer Mode A beanspruchten 90°-Lage auf benachbarte 0°-Lagen zu übertragen, also die Versagensursache physikalisch zu deuten, wie es auch in Schürmann [Sch07] zu lesen ist.

Die physikalische Deutung der Versagensmodi mit dem Zweck, gezielt aufzudicken, ist besonders dann sinnvoll, wenn eine detaillierte Betrachtung an einem feiner diskretisierten Modell, als es im Vorentwurf der Fall ist, vorgenommen wird und kein festes Lagenverhältnis eingehalten werden soll. Für den Vorentwurf hat sich das Vorgehen über die Skalierung des Laminates auf Grund der am höchsten beanspruchten Lage als am geeignetsten erwiesen, da letztendlich über die Skalierung auch die Lagen mit der kleinsten Differenz zur Hauptdehnungsrichtung verstärkt werden. Eine optimale Ausnutzung aller Lagen bei festem Lagenverhältnis, welches für das *aeroelastic tailoring* sinnvoll ist, ist mit dieser Vorgehensweise jedoch nur bedingt möglich, da niedrig beanspruchte Lagen nicht reduziert werden.

3.5.3 Dimensionierung gegen Beulen

Das Dimensionieren gegen Beulen läuft für die versteifte Haut in zwei Schritten ab. Im ersten Schritt wird aus der verschmierten Stringerbeschreibung, wie in Kapitel 3.4.3 dargestellt, eine diskrete Beschreibung der Stringer über die Forderung der Knicksicherheit abgeleitet. Aus dem dann vorliegenden Stringerabstand kann die Beulgefährdung der Haut zwischen den Stringern überprüft werden. Als Ergebnis erhält man eine Aussage, ob das betrachtete Strukturelement global oder lokal bei anliegender Last beult. Reicht die verschmierte Stringerquerschnittsfläche nicht aus, um durch Verringerung der Stringeranzahl und damit einhergehend einer Vergrößerung der einzelnen Stringersteifigkeit, globales Beulen zu verhindern, so wird das Strukturelement nach Gleichung 3.81 aufgedickt. Die Begrenzung des Wandstärkenmultiplikators auf 1.5 und das lineare Verhältnis von Wandstärkenmultiplikator zur Anstrengung $\frac{\sigma_{cr}}{\sigma_{vorh}}$ hat sich im Verlauf der Dimensionierung als vorteilhaft herausgestellt. Eine Reduzierung der Wandstärke auf Grund der Stabilität ist hier nicht angestrebt.

$$t_{neu} = \begin{cases} t_{alt} & \text{für } \frac{\sigma_{vorh}}{\sigma_{cr}} < 1 \Rightarrow t = const. \\ t_{alt} \cdot \max\left(1.5; \frac{\sigma_{vorh}}{\sigma_{cr}}\right) & \text{für } \frac{\sigma_{vorh}}{\sigma_{cr}} > 1 \Rightarrow t \uparrow \end{cases} \quad (3.81)$$

Tritt bei der Überprüfung gegen lokales Beulen ein Beullastfaktor $\lambda < 1$ auf, so muss auch in diesem Fall die Wandstärke erhöht werden, wie Gleichung 3.82 zeigt.

$$t_{neu} = \begin{cases} t_{alt} & \text{für } \lambda > 1 \Rightarrow t = const. \\ t_{alt} \cdot \max\left(1.5; \frac{1}{\lambda}\right) & \text{für } \lambda < 1 \Rightarrow t \uparrow \end{cases} \quad (3.82)$$

Auch hier hat sich ein linearer Zusammenhang zwischen Beullastfaktor und Wandstärkenmultiplikator als vorteilhaft erwiesen. Abgeleitet aus der Proportionalität von kritischer Beulspannung zur Wandstärke im Quadrat $\sigma_{cr} \propto t^2$ gedämpft über die Quadratwurzel ist dies auch begründbar.

3.6 Statische Aeroelastik

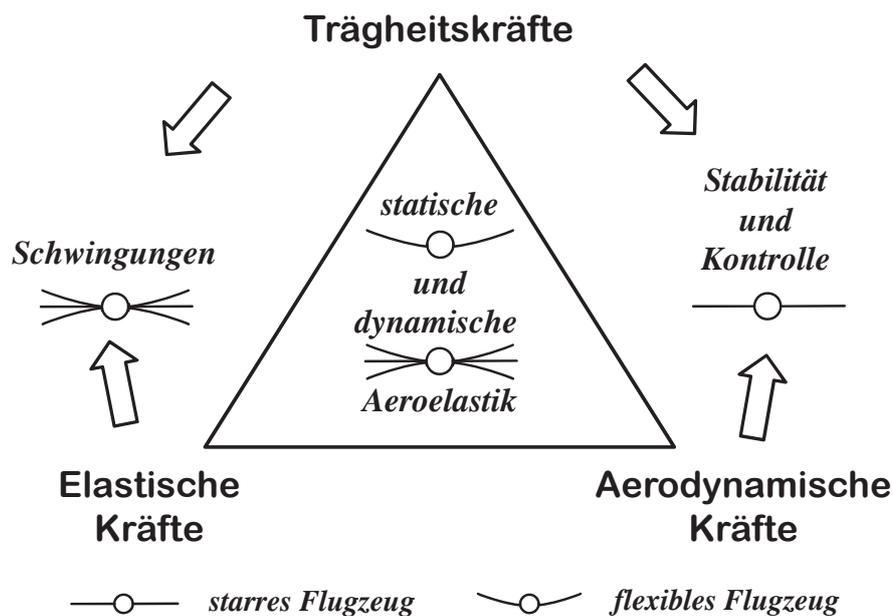


Abbildung 3.14: Aeroelastisches Dreieck in Anlehnung an [WC08]

Der Begriff Aeroelastik beschreibt allgemein die Wechselwirkung der aerodynamischen Kräfte, der elastischen Kräfte und der Trägheitskräfte, die auf einen flexiblen Körper wirken. Dieser Körper kann sowohl ruhend wie im Falle eines Bauwerkes sein als auch sich frei im Raum bewegen, wie es bei einem Flugzeug der Fall ist. Das in Abbildung 3.14 dargestellte aeroelastische Dreieck verdeutlicht diesen Zusammenhang, wie er schon in ähnlicher Form im Lastendreieck dargestellt wurde. Die aeroelastischen Phänomene lassen sich danach in zwei Kategorien einteilen:

- statische Aeroelastik
 - Torsionsdivergenz
 - Ruder- und Leitwerkswirksamkeit
 - Einfluss auf die Zirkulationsverteilung
- dynamische Aeroelastik
 - Stabilität: z.B. Flattern
 - Antwortprobleme: z.B. Böen

Die statische Aeroelastik wird in der ursprünglichen Darstellung des aeroelastischen Dreiecks nach Collar [Col78] als reine Interaktion von stationären aerodynamischen Kräften und elastischen Kräften aus der Strukturverformung angesehen. Da in der Praxis immer Trägheitskräfte in Form der Gravitation vorhanden sind, ist es sinnvoll diese ebenso wie die dynamische Aeroelastik in der Mitte des Dreiecks anzuordnen, wengleich die Gravitation als zeitlich invariant angesehen wird.

$$\sum \mathbf{F} = \mathbf{0} = \mathbf{F}_{aero} + \mathbf{F}_{struk} + \mathbf{F}_{grav} \quad (3.83)$$

Gleichung 3.83 gibt die Forderung des statischen Gleichgewichts der Kräfte und Momente \mathbf{F} für die statische Aeroelastik wieder. Die klassischen Problemfelder der statischen Aeroelastik ([För74; WC08]), die Torsionsdivergenz, die Ruder- und Leitwerkswirksamkeit und der Einfluss auf die Zirkulationsverteilung, sind nur bei flügelähnlichen Bauteilen von Relevanz. Bei der Torsionsdivergenz reichen die rückstellenden Kräfte der Struktur nicht mehr aus, um das Gleichgewicht mit den aerodynamischen Kräften, welche die Torsion verursachen, und der Gravitationskraft zu gewährleisten. Es kommt zum katastrophalen Versagen der Struktur. Die Ruder- und Leitwerkswirksamkeit ist dann gefährdet, wenn die Torsionssteifigkeit der lasttragenden Struktur zu niedrig ist und trotz Ausschlagen der Steuerflächen keine zusätzliche Luftkraft erzeugt werden kann. In dieser Arbeit soll dem Einfluss der statischen Aeroelastik auf die Zirkulationsverteilung ein besonderes Augenmerk gewidmet werden, da dies von entscheidender Bedeutung hinsichtlich des induzierten Widerstandes ist (vgl. Kapitel 3.3.2). Als dynamische Aeroelastik bezeichnet man die Phänomene, bei denen die drei Kräfte (Aerodynamik, Struktur, Trägheit) instationär oder nicht in Phase sind.

$$\sum \mathbf{F}(t) = m\mathbf{a}(t) = \mathbf{F}_{aero}(t) + \mathbf{F}_{struk}(t) + \mathbf{F}_{grav}(t) \quad (3.84)$$

Gleichung 3.84 gibt die Forderung des dynamischen Gleichgewichts der Kräfte und Momente \mathbf{F} für die dynamische Aeroelastik wieder. Sie wird noch einmal in Stabilitätsprobleme und Antwortprobleme unterschieden. Ein häufig vorkommendes Stabilitätsproblem ist das Flattern, bei dem z.B. eine Torsionsschwingung durch den zeitlich versetzten Wechsel der aerodynamischen Lasten, induziert durch ein gegenphasiges Ausschlagen eines Ruders, angefacht wird ([För74]). Ein typisches Antwortproblem stellt das Einfliegen des flexiblen Flugzeugs in ein vertikales Böenfeld und seiner dynamischen Reaktion darauf mit den Steuerflächen dar. Die dynamischen Probleme sollen hier wegen ihrer Komplexität nicht weiter betrachtet werden. Ansätze, diese auf Vorentwurfsebene mit einzubeziehen, finden sich in [Teu03; Res06; Rie+06].

Die Gleichungen 3.83 und 3.84 führen in der Regel zu einem Satz gekoppelter Differentialgleichungen (DGL), die nur für einfache Fälle wie z.B. das zweidimensionale, drehelastisch gelagerte Flügelprofil geschlossen gelöst werden können ([För74; WC08]). Die simultane Lösung der DGLn wird auch als starke Kopplung bezeichnet. Für den Flugzeugesamtentwurf relevante Probleme sind aber zu komplex für diese Lösungsmethodik, so dass die Differentialgleichungen einzeln für jede Disziplin mit entsprechenden Verfahren sequentiell gestaffelt gelöst werden. Man spricht dann

von sogenannter schwacher Kopplung ([Ung04]). Die DGL der Strukturanalyse wird häufig über die FEM gelöst, die die Trägheitskräfte ebenso mit einbezieht. Auf Seite der Aerodynamik stehen mehrere Verfahren wie z.B. Traglinien-, Panel- oder CFD-Verfahren zur Verfügung. Die getrennte Lösung führt allerdings dazu, dass zwischen den in der Regel unterschiedlich diskretisierten Simulationsmodellen ein Transfer von Verformungen und Kräften notwendig ist, der mit einer Interpolation der Größen auf dem gemeinsamen Rand Γ einhergeht. Diese Interpolation muss konservativ, d.h. wie in Gleichung 3.85 dargestellt, energieerhaltend ausgeführt werden, damit die Lösung zu dem korrekten Ergebnis führt.

$$[\mathbf{F}_A \cdot \mathbf{u}_A]^\Gamma = [\mathbf{F}_S \cdot \mathbf{u}_S]^\Gamma \quad (3.85)$$

Fordert man, dass es eine Transformationsmatrix \mathbf{M}_{AS} gibt, die die Verschiebungen \mathbf{u}_S der Struktur auf das Aerodynamikmodell überträgt (vgl. Gleichung 3.86), so kann ohne Nachweis gezeigt werden, dass die Transponierte dieser Transformationsmatrix \mathbf{M}_{AS}^T identisch mit der Transformationsmatrix \mathbf{M}_{SA} ist, die die Kräfte \mathbf{F}_A auf das Strukturmodell überträgt (vgl. Gleichung 3.87).

$$\mathbf{u}_A = \mathbf{M}_{AS} \mathbf{u}_S \quad (3.86)$$

$$\mathbf{F}_S = \mathbf{M}_{SA} \mathbf{F}_A \quad (3.87)$$

$$\mathbf{M}_{SA} = \mathbf{M}_{AS}^T \quad (3.88)$$

Daraus kann man schließen, dass der Transfer der Kräfte dann konservativ ist, wenn die aerodynamischen Kräfte bereits auf dem Rand Γ des Aerodynamikgitters aus den Druckbeiwerten aufintegriert wird. Dies ist in der Arbeit von [Öst03] auf Grund des hohen Aufwandes nicht so umgesetzt und die Integration der Kräfte auf dem Strukturgitter ist damit nicht konservativ. Dennoch ist über eine Skalierung der aerodynamischen Kräfte \mathbf{F}_S auf dem Strukturgitter gewährleistet, dass nur ein kleiner Fehler auftritt.

3.6.1 Strukturauslegung mit Verformungseinfluss

Der in Österheld [Öst03] präsentierte Prozess zur Strukturauslegung mit Verformungseinfluss hat den Einfluss der flexiblen Struktur auf die Zirkulation der Auftriebsflächen verdeutlicht. Anknüpfend daran ist es aus Sicht des Gesamtentwerfers wünschenswert, gezielt eine Zirkulation für den Reiseflug vorzusehen. Eine Erweiterung des vorliegenden Prozesses hinsichtlich dieser Möglichkeit soll im folgenden beschrieben werden. Dazu seien zunächst die Begriffe *flightshape* und *jigshape* erläutert.

Unter der *flightshape* einer Auftriebsfläche versteht man die Verwindungsverteilung und V-Stellung, wie sie sich unter Einwirkung aller Kräfte im jeweiligen Flugpunkt im statisch aeroelastischen Gleichgewicht einstellt. Unter der *jigshape* einer Auftriebsfläche versteht man die Verwindungsverteilung und V-Stellung, wie sie in der Konstruktionszeichnung und bei der Montage in der Vorrichtung vorhanden sind.

Dies ist gleichbedeutend mit dem Zustand der vollkommen unbelasteten Struktur bzw. der Struktur in Schwerelosigkeit. Ziel ist es, die *jigshape* so vorzusehen, dass sich die gewünschte *flightshape* durch Verformung für den gewünschten Flugpunkt im aeroelastischen Gleichgewicht einstellt. Sinnvollerweise wird hierfür die *flightshape* des 1g-Reiseflugs im Entwurfspunkt des Flugzeuges gewählt.

Abbildung 3.15 zeigt die hierfür notwendigen Schritte in Form eines Flussdiagramms auf. Der gesamte Prozess hat iterativen Charakter und besteht aus ineinander verschachtelten Schleifen, von denen aus Gründen der Übersichtlichkeit nur die beiden äußeren dargestellt sind. Die äußere Schleife läuft dabei über die Iterationen k , die notwendig für das Erreichen der angestrebten *jigshape* sind. Die innere Schleife - der mit der gestrichelten Linie umrandete Teil - mit dem Zähler n beschreibt den Ablauf, wie er von [Öst03] zur Berechnung des statisch aeroelastischen Gleichgewichts umgesetzt worden ist. Dazu werden aus der in Datenbanken abgelegten Geometriebeschreibung über einen Modellgenerator das Aerodynamikmodell und das Strukturmodell in der ersten Iteration $k = 1$ in der vorgegebenen *flightshape* aufgebaut. In den folgenden stationären aerodynamischen Berechnungen werden die getrimmten Flugzustände, wie in der Lastfalldefinition beschrieben, berechnet. Das Ergebnis sind die aerodynamischen Lasten $\mathbf{F}_{A,n}$ für die n te aeroelastische Iteration in Form von C_P -Verteilungen je Lastfall i . Mit dem von [Öst03] beschriebenen Lasttransfer werden die Druckverteilungen je Lastfall auf dem Strukturnetz zu Knotenlasten $\mathbf{F}_{S,n}$ aufintegriert und die Strukturdimensionierung durchgeführt.

Als Ergebnis erhält man die Verformungen $\mathbf{U}_{S,n}$ für jeden Lastfall und die Masse \mathbf{M}_n des Entwurfs. Die Verformungen $\mathbf{U}_{S,n}$ der Struktur werden mit Hilfe einer Spline-Interpolation ([Öst03]) auf das Aerodynamikmodell als $\mathbf{U}_{A,n}$ übertragen. Die Iterationen werden solange wiederholt, bis eine Konvergenz der Verformungen $\mathbf{U}_{S,n}$ und der Masse \mathbf{M}_n und damit das statisch aeroelastische Gleichgewicht erreicht ist. Die nun nach der ersten Iteration $k = 1$ vorliegende verformte Geometrie entspricht weder der *flightshape* des Reiseflugs noch der *jigshape*, kann aber auf Grund der Linearität der verwendeten Verfahren genutzt werden, um die *jigshape* zu bestimmen. Aus den berechneten Verformungen $\mathbf{U}_{S,N}$ werden dazu die Änderungen in der Verwindungswinkelverteilung $\alpha(\eta)_k$ und der V-Stellung $\kappa(\eta)_k$ entlang der Spannweite des Flügels in Bezug auf die bei $k = n = 1$ vorliegende *flightshape*-Verteilung bestimmt und negativ auf die *flightshape*-Verteilung aufgeprägt, wie Gleichungen 3.89 und 3.90 zeigen.

$$\alpha(\eta)_{k+1} = \alpha(\eta)_{k=1} - c [\alpha(\eta)_{k=1} - \alpha(\eta)_k] \quad (3.89)$$

$$\kappa(\eta)_{k+1} = \kappa(\eta)_{k=1} - c [\kappa(\eta)_{k=1} - \kappa(\eta)_k] \quad (3.90)$$

mit $c = 0,9$ als Dämpfungsfaktor

Ebenso wie bei der Dimensionierung ist es sinnvoll, in dem iterativen Prozess eine Dämpfung vorzusehen. Hier wird mit dem Faktor $c = 0,9$ eine Abminderung vorgenommen. Konvergenz ist dann erreicht, wenn die Abweichung der Zirkulation $\gamma(\eta)_k$ der aktuellen Iteration k zu der Soll-Zirkulation $\gamma(\eta)_{Soll}$ kleiner als ein Schwellenwert ε ist und damit der *flightshape* entspricht. Ist nach Erreichen der maximalen

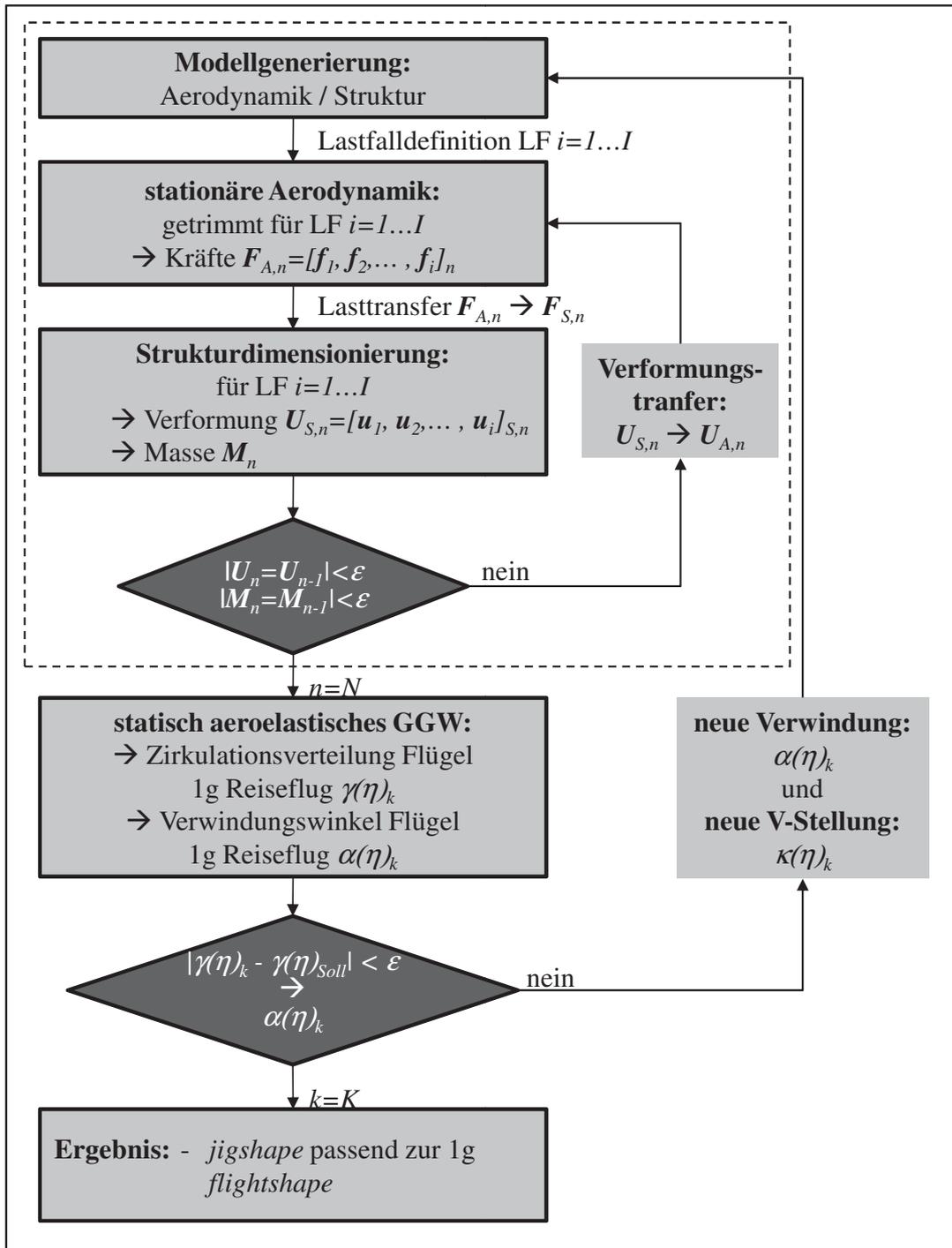


Abbildung 3.15: Bestimmung der *jigshape* aus vorgegebener *flightshape*

Iterationen keine Konvergenz vorhanden, ist der Zustand der Divergenz erreicht, was bedeutet, dass es keine physikalische Lösung für die gewählten Eingabeparameter des Entwurfes gibt. Folglich muss die Konfiguration oder Materialparameter angepasst werden, um zu einer umsetzbaren Lösung zu kommen.

3.6.2 Aeroelastic Tailoring - Theorie

Shirk, Hertz und Weisshaar [SHW86] definieren *Aeroelastic Tailoring* folgendermaßen: „*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.*“

Aeroelastic Tailoring stellt eine Form des Leichtbaus dar, bei der durch Ausnutzung der Effekte am Gesamtsystem eine Verbesserung der Gesamtleistung des Flugzeuges erzielt wird. Das Phänomen welches man sich zu Nutze macht, ist die Erzeugung einer Kopplung zwischen Zug bzw. Biegung und Torsion der tragenden Struktur einer Auftriebsfläche durch den Einsatz einer gerichteten Steifigkeit, die sowohl durch Rippen und Stringer, als auch durch Faser-Kunststoff-Verbunde erzeugt werden kann. Auf letztere Möglichkeit soll im folgendem näher eingegangen werden.

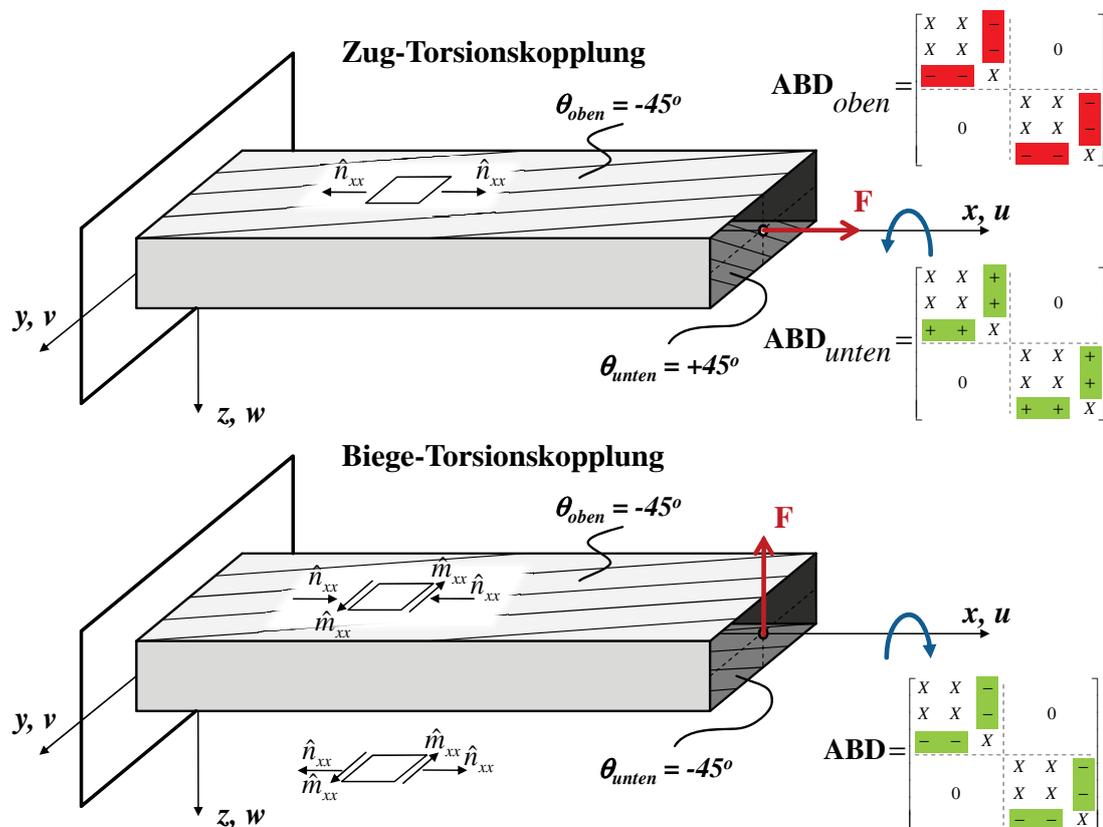


Abbildung 3.16: idealisierte tragende Struktur eines Flügels

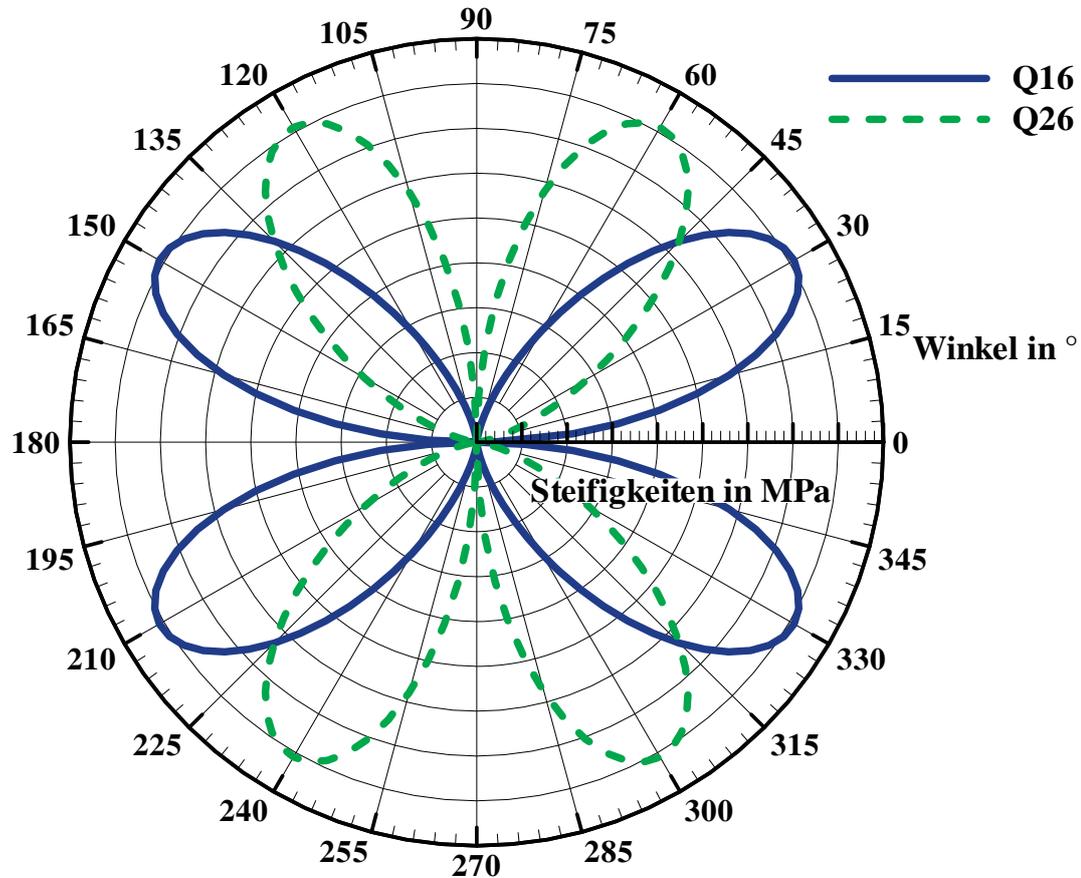
Betrachtet man die idealisierte, boxartige tragende Struktur einer Auftriebsfläche unter einer Last F , die im Schubmittelpunkt angreift (Abbildung 3.16 oben), so kann eine Zug-Torsionskopplung durch gegenläufiges Anordnen der Hauptsteifigkeit (z.B. $\theta_{oben} = -45^\circ$ und $\theta_{unten} = +45^\circ$) zur x-Achse auf Ober- und Unterseite erreicht werden. Dies kann z.B. bei der Gestaltung von Rotoren von Interesse sein. Für einen Flugzeugflügel ist die Biege-Torsionskopplung von größerem Nutzen, da, wie in dem unteren Beispiel in Abbildung 3.16 gezeigt, eine Biegebeanspruchung aus den aerodynamischen Lasten resultierend zu einer Torsion des Flügelkastens führt und damit direkt Einfluss auf die lokalen Anstellwinkel hat.

Weiterhin sind in Abbildung 3.16 die Gesamtsteifigkeitsmatrizen **ABD** der oberen und unteren Behütung aufgeführt. Durch einen symmetrischen, aber nicht ausgeglichenen Laminataufbau lassen sich Laminare erzeugen, die keine Kopplung zwischen Membran- und Biegesteifigkeit (**B** = **0**) besitzen, aber eine Kopplung innerhalb dieser Quadranten aufweisen. Die Membransteifigkeitsterme $A_{16/61}$ bzw. $A_{26/62}$ koppeln die Normalkraftflüsse \hat{n}_{xx} bzw. \hat{n}_{yy} mit den Schubverzerrungen γ_{xy} in der Ebene. Ebenso entstehen Kopplungen durch die Biegesteifigkeitsterme $D_{16/61}$ bzw. $D_{26/62}$ zwischen den Biegemomentenflüssen \hat{m}_{xx} bzw. \hat{m}_{yy} und den Verdrillungen κ_{xy} (vgl. Gleichung 3.23 Kapitel 3.4.2).

Bei der Zug-Torsionskopplung entsteht die Verdrillung des gesamten Flügelkastens ausschließlich durch die gegengerichtete Zug-Schub-Kopplung resultierend aus den Membransteifigkeitstermen $A_{16/61}$ und $A_{26/62}$. Die gegengerichtete Schubverzerrung führt zu der Verwölbung des Flügelkastens und damit der Verdrillung ([Kos96]). Bei der Biege-Torsionskopplung führt die Querkraft zu einer Zug-Beanspruchung der oberen Haut und zu einer Druckbeanspruchung der unteren Haut. Ebenso wie bei der Zug-Torsionskopplung entsteht eine gegengerichtete Schubverzerrung, die zu der Verwölbung des Flügelkastens führt. Weiterhin wird diese Verdrillung durch den Biegemomentenfluss \hat{m}_{xx} , der an sich eine Verdrillung der Behütung bewirkt, verstärkt. Die Stärke des Kopplungseffektes hängt damit von der Größe der Terme an den Stellen 16/61 und 26/62 in der Membran- und Biegesteifigkeitsmatrix ab. Das wirft die Frage auf, wie man die stärkste Kopplung bei geringsten Einsatz von Zusatzgewicht erreichen kann. Schaut man sich die Polardiagramme der Steifigkeiten $Q_{16/61}$ und $Q_{26/62}$ in Abbildung 3.17 an, so sieht man, dass diese bei unterschiedlichen Lagenwinkeln maximal sind. Während $Q_{16/61}$ bei $\pm 30^\circ$ maximal wird, ist $Q_{26/62}$ bei $\pm 60^\circ$ maximal. Welcher der beiden Kopplungsterme nun stärker zur effektiven Schubverzerrung γ_{xy} beiträgt, hängt, wie man in Gleichung 3.91, ausgedrückt in Nachgiebigkeiten, sieht, stark von dem Beanspruchungsvektor σ ab.

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{16} \\ S_{21} & S_{22} & S_{26} \\ S_{61} & S_{62} & S_{66} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{pmatrix} \quad (3.91)$$

Kommen \hat{n}_{xx} und \hat{n}_{yy} zu gleichen Teilen vor, so kann man direkt aus dem Polardiagramm (Abbildung 3.17) sehen, dass unter $\pm 45^\circ$ die Summe beider Anteile $Q_{16/61}$ und $Q_{26/62}$ und damit auch die daraus resultierende Schubverzerrung am größten sind. Für jedes Verhältnis der beiden Normalkraftflüsse zueinander gibt es somit


 Abbildung 3.17: Polardiagramm für die UD-Steifigkeiten $Q_{16/61}$ und $Q_{26/62}$

einen optimalen Winkel, bei dem die Summe der Kopplungsterme $Q_{16/61} + Q_{26/62}$ die größte Wirkung erzielt.

$$A = \rho_{\infty} b_F U_{\infty} \Gamma_0 \quad (3.92)$$

$$A = \rho_{\infty} U_{\infty} \int_{-1}^{+1} \Gamma(\eta) d\eta \quad (3.93)$$

$$A(\eta) = \rho_{\infty} U_{\infty} \Gamma(\eta) d\eta = \frac{\rho_{\infty}}{b_F} \gamma(\eta) d\eta \quad (3.94)$$

Weiterhin soll gezeigt werden, welchen Nutzen man aus der Biege-Torsionskopplung für die Struktur einer Auftriebsfläche ziehen kann. Dazu muss prinzipiell zwischen vorwärtsgepfeilten und rückwärtsgepfeilten Auftriebsflächen unterschieden werden. Die Pfeilung selbst verursacht eine Biege-Torsionskopplung in der Art, dass die vorwärtsgepfeilte Auftriebsfläche bei einer Durchbiegung nach oben eine lokale Anstellwinkelerhöhung mit Maximum an der Spitze erfährt. Bei der rückwärtsgepfeilten Auftriebsfläche kehrt sich dieser Sachverhalt um ([För74; Rei07; WC08]). Dieses hat direkten Einfluss auf die Zirkulationsverteilung und die resultierende *flightshape* (vgl. Kapitel 3.3.2 und 3.6.1). Da die lokale, dimensionslose Zirkulation $\gamma(\eta)$ nach Kutta-Joukowski (Gleichung 3.92 bis 3.94, [ST01b]) proportional zur lokalen Auftriebskraft

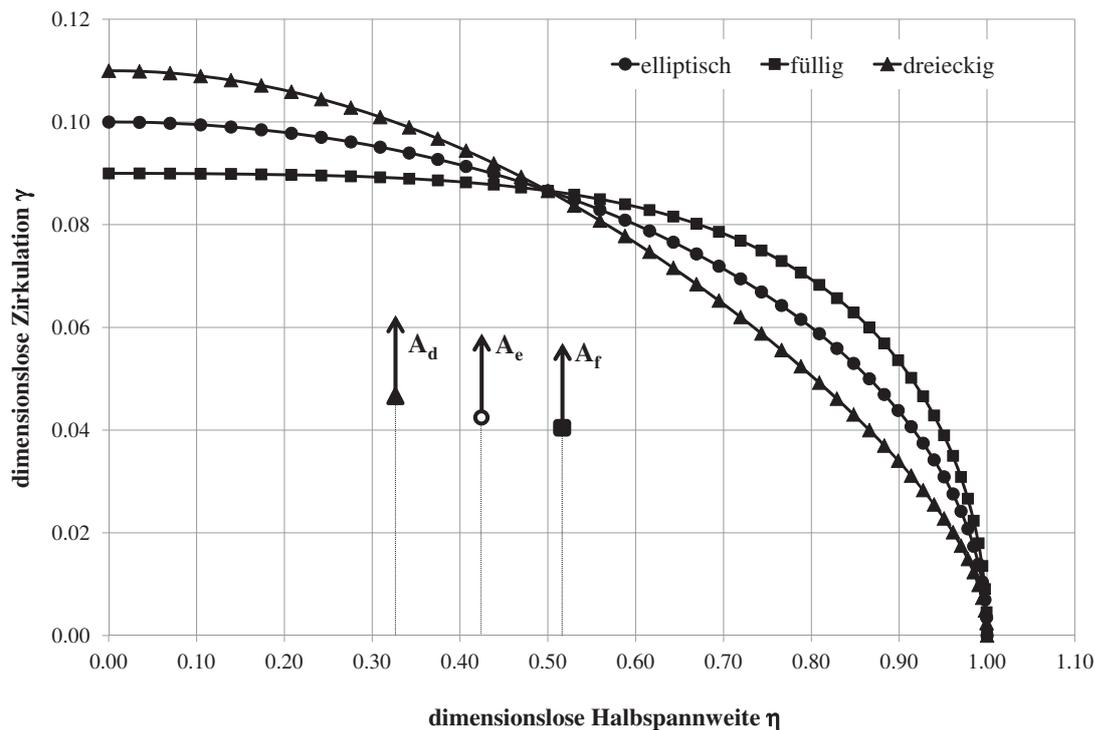


Abbildung 3.18: Vergleich unterschiedlicher dimensionsloser Zirkulationsverteilungen $\gamma(\eta)$ und der resultierenden Auftriebskräfte A

$A(\eta)$ ist, bewirkt eine Verschiebung der Zirkulation ebenso eine Änderung des Wurzelbiegemomentes der Auftriebsfläche. Ein größeres Wurzelbiegemoment erfordert eine stärker dimensionierte und damit schwerere Struktur.

In Abbildung 3.18 sind drei Zirkulationsverteilungen (elliptisch, außen füllig und dreieckig) mit dem gleichen Gesamtauftrieb A über der dimensionslosen Halbspannweite η einer Auftriebsfläche zur Verdeutlichung dargestellt. Daran sieht man den Einfluss auf den Hebelarm des resultierenden Auftriebs. Während bei der rückwärtsgepfeilten Auftriebsfläche eine Auftriebserhöhung, z.B. durch eine vertikale Böe oder ein Abfangmanöver, zu einer Entlastung durch Entwindung im Außenbereich über eine mehr dreieckige Zirkulationsverteilung erfährt, verschiebt sich die resultierende Auftriebslast bei einer vorwärtsgepfeilten Auftriebsfläche nach außen und die Struktur wird stärker belastet. Diesen Nachteil kann man durch die Biege-Torsionskopplung über gerichtete Steifigkeiten, d.h. über *aeroelastic tailoring*, ausgleichen. Dieses wirkt dann ebenso positiv auf die kritische Torsionsdivergenz-Geschwindigkeit des vorwärtsgepfeilten Flügels. Eine Zusammenfassung der oben beschriebenen Effekte geben Shirk, Hertz und Weisshaar [SHW86] mit Abbildung A.4. Darin sind auch weitere Einflüsse des *Tailorings*, z. B. auf die Ruderwirksamkeit und die Flutterneigung, aufgeführt.

Abschließend gibt Abbildung 3.19 noch einmal einen Überblick über die Verwindungsänderung der ungepfeilten, des vorwärts- und rückwärtsgepfeilten Kragarms infolge einer reinen, nach oben zeigenden Biegebelastung wieder, die sich durch die Verlagerung der elastischen Achse ergibt. Im Falle einer profilierten Auftriebsfläche

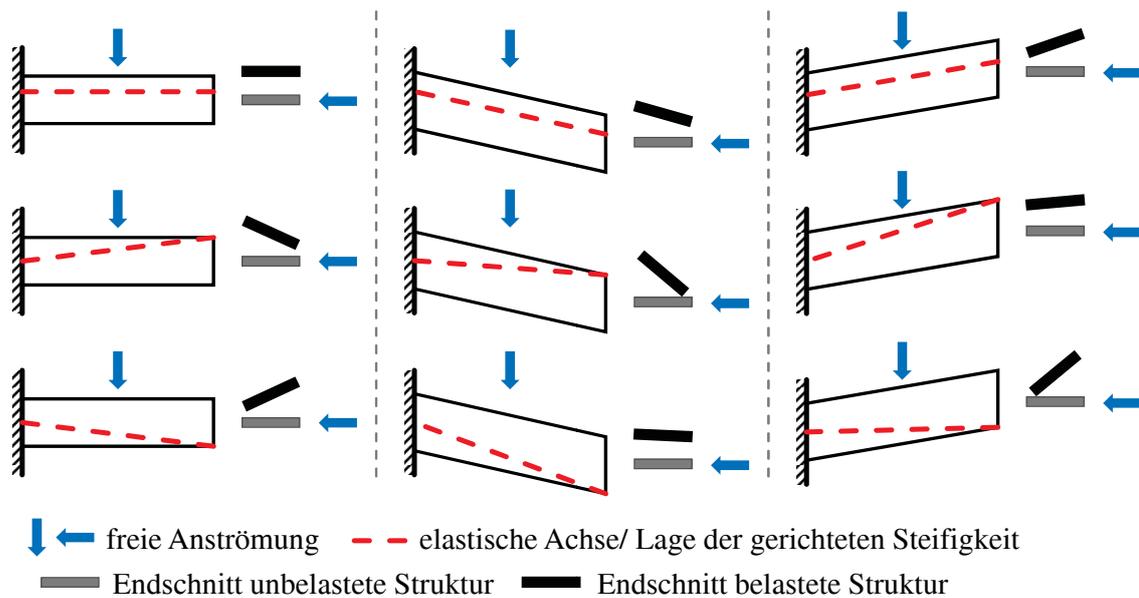


Abbildung 3.19: Auswirkung der gerichteten Steifigkeiten auf die Verwindung im Endschnitt

sind die mit dem Staudruck steigenden Momente um den Bezugspunkt, z.B. die Vorderkante, mit zu berücksichtigen.

Weitere Methoden zur Verlagerung der elastischen Achse sind das Drehen der Rippen, der Stringer und gezieltes Ausrichten der Reißstopper-Doppler. Reich [Rei07] und auch jüngst Harmin u. a. [Har+11] haben für metallische Flügelstrukturen gezeigt, dass über das Verdrehen der Rippen ebenso wie durch das *Tailoring* der FKV-Behütung eine Biege-Torsions-Kopplung erzeugt werden kann. Es ist darin auch gezeigt worden, dass mit dem Drehen der Rippen immer eine Änderung in der Biegesteifigkeit einhergeht. So können zwar über negative Drehwinkel der Rippen gegenüber der 50%-Linie des Strukturkastens (gleiche Vorzeichenkonvention wie beim *Tailoring*-Winkel θ) an einem ungefeiltem Flügel eine Entwindung (*wash out*) erzeugt werden, aber die Biegesteifigkeit reduziert sich ebenso. Bei einem Drehwinkel der Rippen $> 40^\circ$ nimmt zwar nach Harmin u. a. [Har+11] die Biegesteifigkeit wieder zu, solche Winkel sind aber aus Montagegründen nicht mehr in der Praxis zu realisieren. An einem stark gefeiltm Flügel überwiegt zudem der Biege-Torsions-Kopplungseffekt aus der Pfeilung gegenüber dem aus der Rippendrehung, wie das Beispiel von Harmin u. a. [Har+11] des realistischen rückwärtsgefeiltm Flügel unter verteilter Belastung zeigt. Eine Rippenorientierung orthogonal zur 50%-Linie des Strukturkastens führt hier zu den geringsten Verdrehungen an der Flügelspitze. Eine kleine Variation des Rippenwinkels um diese Position führt auf Grund der großen Steigung im Verlauf der Anstellwinkeländerung auf einen nutzbaren Effekt, da der Abfall in der Biegesteifigkeit um diese Position klein ist.

Gleicher Zusammenhang gilt für die Variation der Stringerwinkel und Reißstopper-Doppler ([Niu02],[RR08],[Har+11]). Auch hier wird aber immer die Biegesteifigkeit mit der Verdrehung beeinflusst und der sinnvoll nutzbare Bereich ist auf kleine Win-

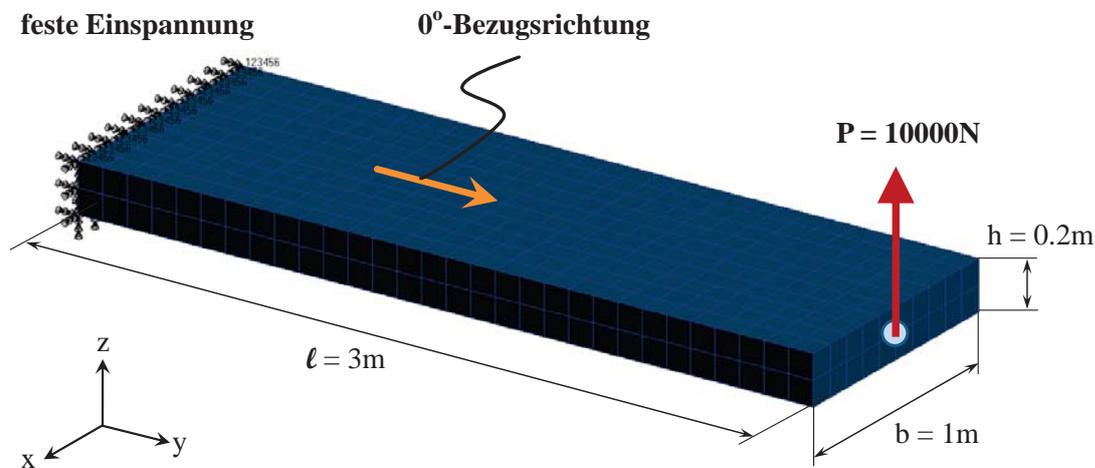


Abbildung 3.20: FE-Modell des einseitig fest eingespannten, ungepfeilten Kragarms mit im Schubmittelpunkt angreifender Last

kel beschränkt. Das *Tailoring* über FKV's bietet gegenüber den anderen Methoden den Vorteil, dass eine Biege-Torsions-Kopplung erzeugt werden kann, ohne die Biegesteifigkeit des Flügels zu reduzieren. Nur so kann der Effekt voll genutzt werden.

3.6.3 Aeroelastic Tailoring - Beispiel

Im vorangegangenen Abschnitt sind die theoretischen Zusammenhänge des aeroelastischen *Tailorings* dargestellt worden. An dieser Stelle sollen die Einflüsse der *Tailoring*-Lagenwinkel θ auf die Biege-Torsionskopplung eines idealisierten Flügelkastens charakterisiert werden. Dazu sind drei unterschiedliche FE-Modelle (Pfeilwinkel $\phi = +30^\circ =$ Vorwärtspfeilung, Pfeilwinkel $\phi = 0^\circ$, Pfeilwinkel $\phi = -30^\circ =$ Rückwärtspfeilung) aufgebaut worden, die alle die gleiche Länge der elastischen Achse besitzen. In Abbildung 3.20 ist der ungepfeilte Kragarm mit den geometrischen Maßen und der Bezugsrichtung für die Laminate aufgezeichnet.

Für alle drei Geometrien wird der Tailoring-Lagenwinkel von $\theta = 0^\circ$ bis $\theta = \pm 60^\circ$ gleichsinnig in der Ober- und Unterhaut variiert. Alle Laminate bestehen aus der Materialkombination T300/976 (Tabelle E.1) und haben eine Dicke $t = 2\text{mm}$. Der Lagenaufbau ist nach Abbildung A.1 dabei so gewählt, dass alle Laminate nahezu die gleichen Steifigkeiten A_{11}, A_{22}, A_{33} bzw. D_{11}, D_{22}, D_{33} besitzen, so dass es besonders beim gepfeilten Kragarm nicht zur Überlagerung mit der durch die Pfeilung verursachten Biege-Torsions-Kopplung kommt. Weiterhin ist die Orientierung der Lagen so gewählt, dass eine Biege-Torsions-Kopplung entsteht und die zusätzlichen Lagen einen gleichen Anteil von ca. 20% am Gesamtlaminat besitzen. Die Gesamtdicke der Lagen und damit das Gewicht wird dadurch konstant gehalten.

Abbildung 3.21 zeigt die Auswirkung des Tailorings auf die Verdrillung des Kragarms im Endschnitt bei $x = 3\text{m}$ für die Pfeilwinkel $\phi = 0^\circ, -30^\circ$ und $+30^\circ$. Die

erste Auffälligkeit besteht darin, dass der Einfluss der Pfeilung auf die Verdrillung mit $\Delta\alpha_\phi \cong \pm 0,5^\circ$ ungefähr dreimal so groß ist, wie der Effekt der Biege-Torsions-Kopplung durch das Tailoring mit ca. 20% wirksamen Massenanteil am Gesamtlaminat ($\Delta\alpha_\theta \cong \pm 0,15^\circ$). Die maximal erreichbare Kopplung liegt, wie in der Theorie vorausgesagt, bei einem Tailoring-Winkel von $\theta = \pm 30^\circ$ vor.

Im folgenden soll die Anstrengung der Elemente - hier mit dem Kriterium nach Puck - in die Bewertung der Auswirkungen mit einbezogen werden, da diese später über das Dimensionieren der Hautdicken direkt Einfluss auf das Gewicht hat und damit den gewünschten Effekt durch das Tailoring beeinflusst. Um dies zu verdeutlichen, zeigt Abbildung 3.22 exemplarisch für den ungepfeilten Kragarm die gemittelte Anstrengung der Behütung, der Endrippe und den Mittelwert der Anstrengung aller Elemente. Die Diagramme für die gepfeilten Kragarme sind im Anhang unter A.5 und A.6 zu finden.

Aus den Darstellungen der Anstrengungen über den Tailoring-Winkeln lässt sich entnehmen, dass mit steigendem Tailoring-Winkel θ die maximale Anstrengung über die Lagen des MSV zunimmt. Die Behütung erreicht bei einem Tailoringwinkel von $|\theta| = 30^\circ$ erstmals ein Maximum, welches mit der maximalen Winkeländerung $\Delta\alpha_\theta$ aus Abbildung 3.21 korreliert. Die mit $|\theta|$ zunehmende Verwölbung des Profils, welche einen großen Teil der Biege-Torsions-Kopplung ausmacht, schlägt sich in der Beanspruchung der Endrippe besonders deutlich nieder. Bei den gepfeilten Kragarmen führt ein Tailoringwinkel zur Reduzierung der Effekte aus der pfeilungsbedingten Biege-Torsions-Kopplung (Pfeilung $\phi = \text{positiv} \Rightarrow \theta = \text{positiv}$; Pfeilung $\phi = \text{negativ} \Rightarrow \theta = \text{negativ}$) zur höchsten kombinierten Anstrengung. Damit ergibt sich gerade im relevanten Anwendungsfall ein gegenläufiger Effekt in der Art, dass am Beispiel des vorwärts gepfeilten Flügels einerseits das Gewicht durch Tailoring reduziert werden kann, indem eine Verminderung der Anstellwinkelzunahme am Außenflügel hervorgerufen wird. Andererseits führt das Tailoring zu einer Erhöhung der Anstrengung und damit unter Umständen zu einem größeren Strukturgewicht. Da dieses Verhalten sowohl von dem Strukturaufbau des Tragflügels als auch von seinen aerodynamischen Eigenschaften als auch vom eingesetzten Material abhängt, ist es nicht möglich eine allgemeine Aussage zu treffen. In dem hier vorgestellten Beispiel, bei dem weder aeroelastische noch Schneeball-Effekte berücksichtigt sind, liegt das Optimum bei $|\theta| = 30^\circ$, da alle Anstrengungen unter eins liegen. Der Temperatureinfluss ist ein weiterer Aspekt, der in Zusammenhang mit Tailoring betrachtet werden sollte. FKV's weisen ebenso im Wärmeausdehnungsverhalten wie bei der Steifigkeit auf Ebene der unidirektionalen Einzelschicht ein orthotropes Verhalten auf ([Sch07]). Unausgeglichene Laminare, wie sie beim Tailoring eingesetzt werden, führen damit auch bei einer thermischen Last genau wie bei einer mechanischen Last zu einer gekoppelten Biege-Torsions-Verformung. Um diese Einflüsse zu verdeutlichen, ist in dem Beispiel aus Abbildung 3.20 die mechanische Last durch eine thermische Last von $\Delta T = 50K$, wirkend auf die obere Behütung (+z), ersetzt worden. Diese könnte z. B. durch Sonneneinstrahlung auf einen Flügel entstehen. Die verwendeten linearen Wärmeausdehnungskoeffizienten sind Tabelle E.1 zu entnehmen.

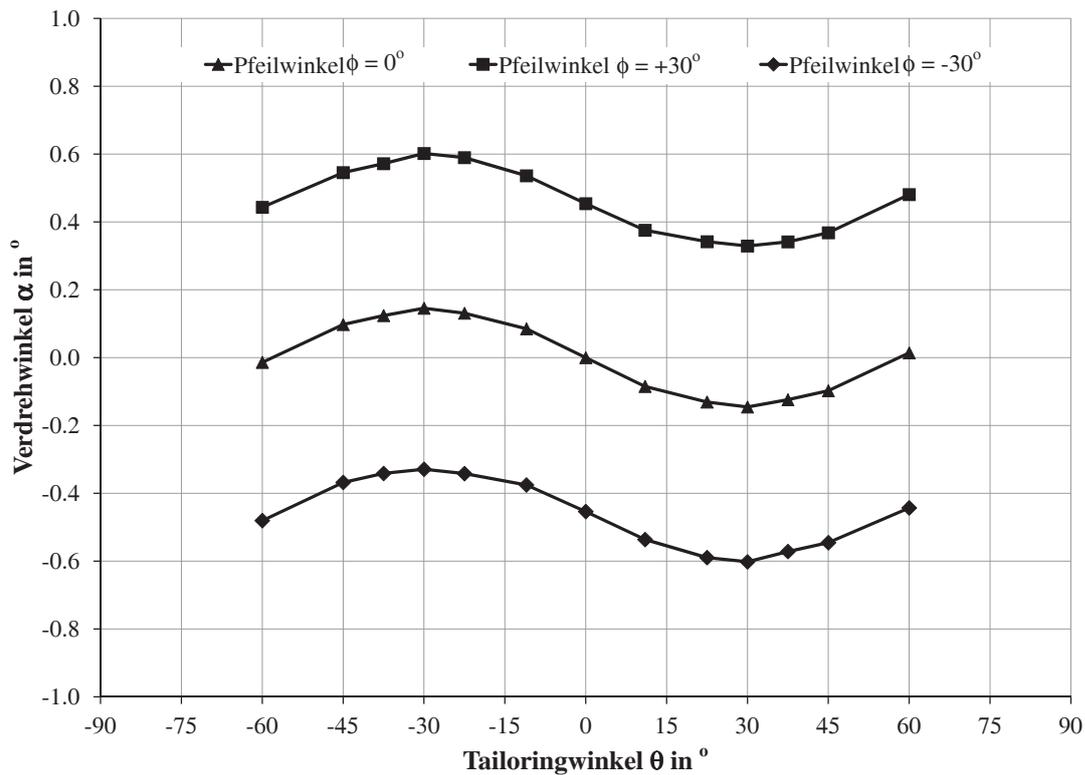


Abbildung 3.21: Verlauf der Verdrehung $\alpha = \alpha_\phi + \alpha_\theta$ über dem Tailoring-Winkel θ für die Pfeilwinkel $\phi = 0^\circ, +30^\circ$ und -30°

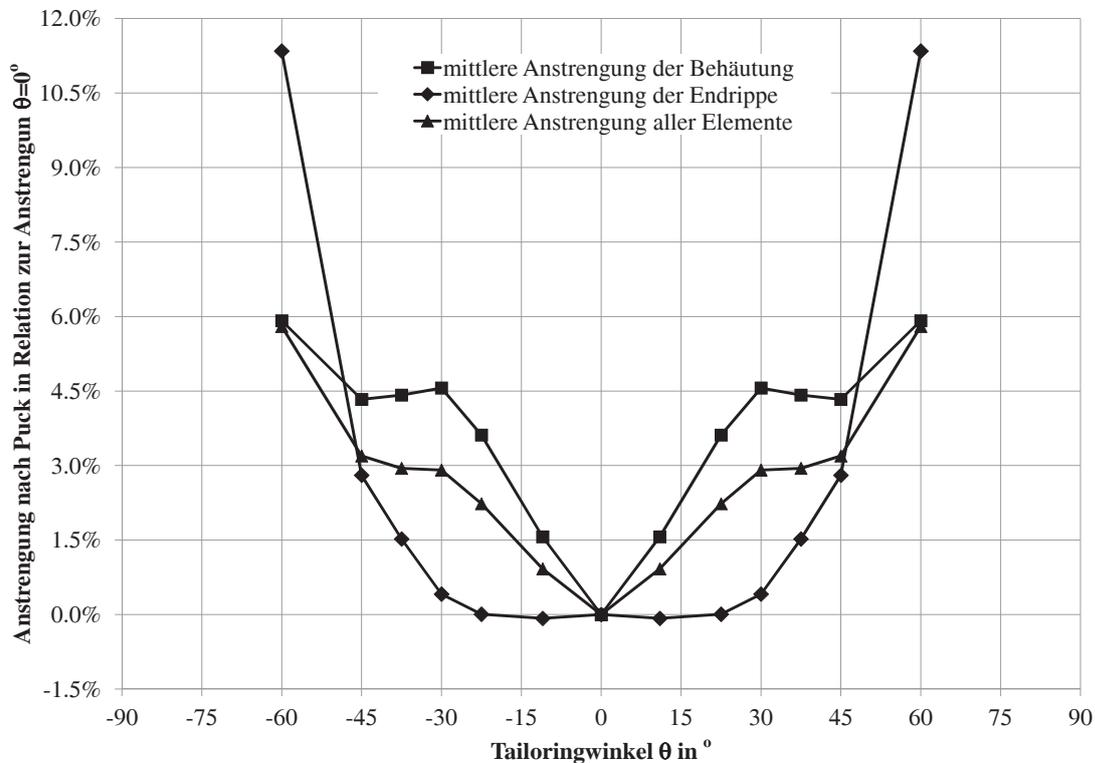


Abbildung 3.22: Verlauf der maximalen Anstrengung je Lage im MSV nach Puck über dem Tailoring-Winkel θ für den Pfeilwinkel $\phi = 0^\circ$

In Abbildung 3.23 ist die Verdrillung der Endrippe durch die rein thermischen Last zusammen mit den Einflüssen durch die rein mechanische Last über dem Tailoring-Winkel aufgetragen. Die Verdrillung nimmt nahezu linear zwischen 0° und $\pm 45^\circ$ zu und flacht danach ab. Sie weist in die gleiche Richtung wie die Verdrillung aus der rein mechanischen Last. Da sowohl die mechanische als auch die thermische Last unabhängig von realen Belastungen gewählt worden sind, kann keine Aussage über die Relation der Größenordnung der thermisch verursachten und der mechanisch verursachten Verdrillung gemacht werden. Sie liegen hier allerdings in ähnlicher Größenordnung. Betrachtet man die in Abbildung 3.24 dargestellten Änderungen in der Anstrengung der oberen Behütung, auf die die thermische Last aufgebracht worden ist, so ist auch hier wie bei der mechanischen Last eine deutliche Zunahme mit größer werdendem Tailoring-Winkel festzustellen. Der Anstieg bei den interessanten Winkeln um $|\theta| = 30^\circ$ ist erfreulicherweise mit ca. 18% noch moderat. Auch hier ist aus dem gleichen Grund wie bei der Verdrillung keine allgemeine Aussage über die die Relation der Größenordnung zwischen Anstrengungen aus thermischer und mechanischer Last möglich. In diesem Beispiel liegt die Zunahme in der Anstrengung durch die thermische Last eine Größenordnung höher als bei der mechanischen Last. Zusammenfassend lässt sich sagen, dass der größte Effekt des Tailorings bei $|\theta| = 30^\circ$ vorliegt und sich mit der Theorie deckt, solange keine Festigkeiten berücksichtigt werden. In den oben aufgeführten Beispielen konnte jedoch gezeigt werden, dass die Anstrengungen der Struktur bei $|\theta| = 30^\circ$ gerade auf Grund der Kopplungseffekte und der Verwölbung im Vergleich zu $\theta = 0^\circ$ größer sind. In Abhängigkeit der Festigkeitsreserven, kann dies nun dazu führen, dass das Gewichtsoptimum nicht mehr bei exakt $|\theta| = 30^\circ$ liegt. Am realen Flügel kommt weiterhin zu tragen, dass die durch die vollbesetzten Dehn- und Biegesteifigkeitsmatrizen zusätzlichen Spannungen konstruktiv zwischen Behütung, Holmen und Rippen weitergeleitet werden müssen, um die Biege-Torsions-Kopplung zu erreichen. Die dadurch höhere Beanspruchung der Verbindungsstellen führt unweigerlich zu größeren Strukturgewichten, welche wiederum dem positiven Effekt des Tailorings entgegenwirken. Ebenso bewirken thermische Lasten eine zusätzliche Beanspruchung und können damit zusätzlich zu größeren Strukturgewichten führen. Beides kann im Rahmen der hier angewendeten Methoden nicht berücksichtigt werden.

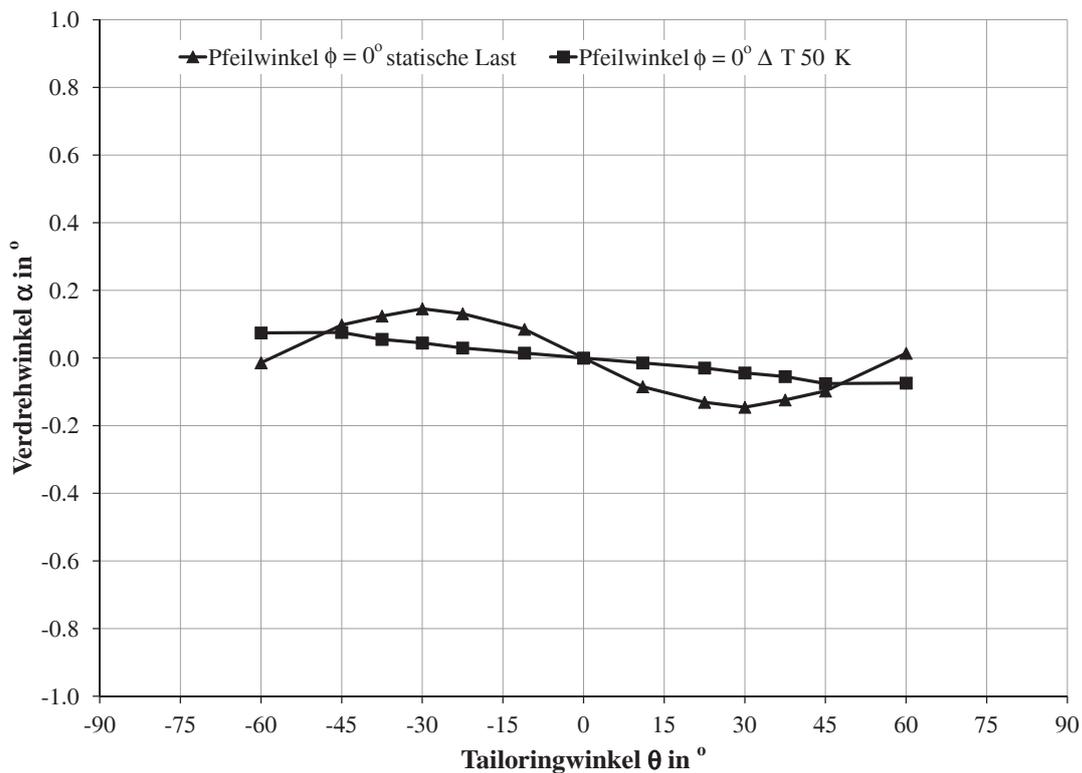


Abbildung 3.23: Verlauf der Verdrehung über dem Tailoring-Winkel θ für den Pfeilwinkel $\phi = 0^\circ$ unter statischer Last im Vergleich zur thermischen Last von $\Delta T = 50 K$

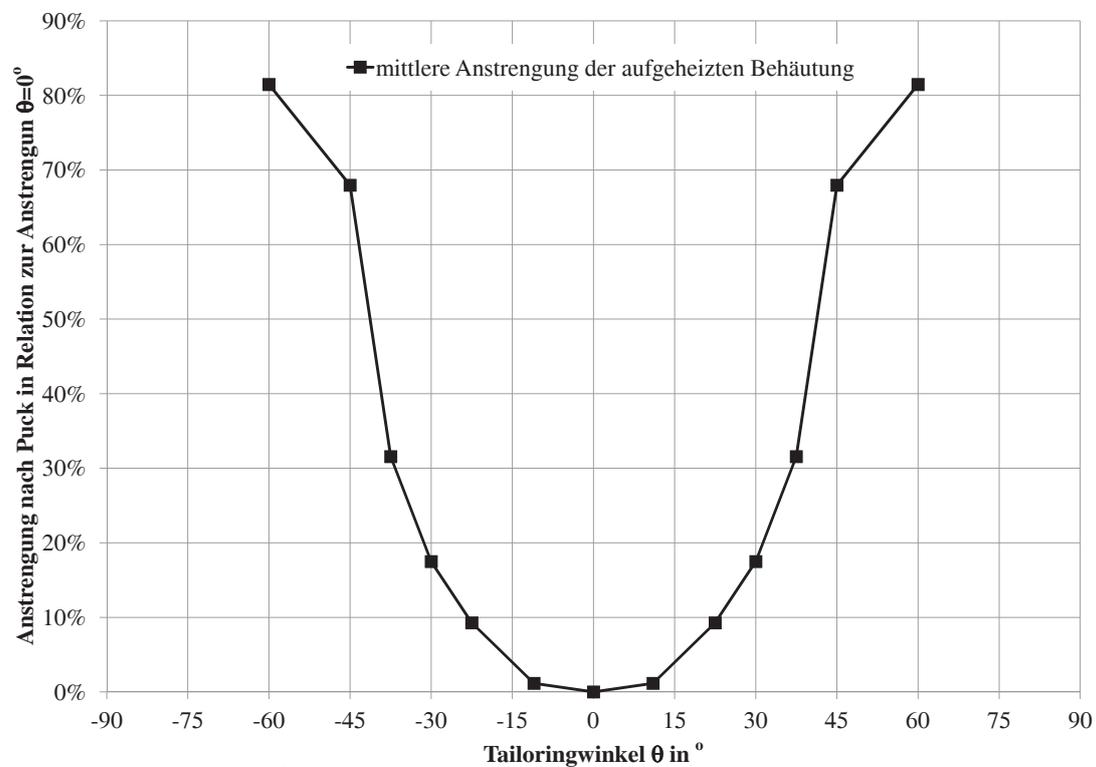


Abbildung 3.24: Verlauf der maximalen Anstrengung nach Puck über dem Tailoring-Winkel θ für den Pfeilwinkel $\phi = 0^\circ$ unter thermischer Last von $\Delta T = 50 K$

4 Validierung

Inhalt dieses Kapitels soll die Validierung der in Kapitel 3 vorgestellten neuen Methoden für SAM im Rahmen der Gesamtentwurfskette sein. Zweckmäßiger Weise werden dazu die Module zum Anpassen der Zirkulationsverteilung einer Auftriebsfläche, für die Rückrechnung der *jigshape* und die veränderte Dimensionierungslogik für Faser-Kunststoff-Verbunde am Beispiel eines Mittelstreckenflugzeuges, zu dem Referenzwerte in der Literatur vorliegen, überprüft. Dazu wird im ersten Schritt das Referenzflugzeug nachmodelliert und darauf aufbauend die Auswirkungen der neuen Modulteile herausgestellt und bewertet. Weiterhin wird die Gesamtentwurfsmethodik auf eine Langstreckenflugzeugfamilie angewendet, um die Vorhersagegenauigkeit der Gesamtflugzeugmassen mit Zunahme der Einflüsse aus der Aerodynamik abzusichern.

4.1 Entwurfsstudie eines Mittelstreckenflugzeug

Die Primärstruktur eines Flügels in Faser-Kunststoff-Verbund-Bauweise von der Konstruktion und Simulation über Technologieüberlegungen und Komponententests bis hin zum Bau und Test eines Demonstratorflügels ist in dem NASA-*Composite Wing Program* ([Kar01], [WPL96]) in Kooperation mit Boeing realisiert worden. Ein Teil der Betrachtungen ist am Beispiel eines modifizierten Entwurfes auf Basis der McDonald-Douglas MD-90-30, der McDonald-Douglas MD-90-40X, vollzogen worden. Mit Hilfe der umfangreichen Informationen zur MD-90-30 in Boeing [Boe10c; Boe10b] und der veröffentlichten Daten der NASA-Studie, ist es möglich, den PrADO/SAM-Gesamtentwurfprozess für Flugzeuge mit Faser-Kunststoff-Verbund-Flügeln zu validieren. Als Ausgangspunkt für den Abgleich der Ergebnisse zeigt Abbildung 4.1 in Anlehnung an Karal [Kar01] die Basisentwurfsdaten und die Geometriebeschreibung der MD-90-40X, wie sie mit Hilfe von PrADO als parametrischer Datensatz nachempfunden worden ist.

Im ersten Schritt der Validierung werden die veröffentlichten Werte genutzt, um den Basisentwurf der MD-90-40X in rein metallischer Bauweise mit den aus PrADO/SAM ermittelten Gesamtflugzeugdaten und Flügeldetailmassen abzugleichen. Darauf wird die neue Dimensionierungslogik (*Fully Exerted Design*) angewendet, um einen Gesamtentwurf mit CFK-Flügel entsprechend der Studie durchzurechnen. Anschließend sollen an dieser Konfiguration die Module zur Anpassung der Zirkulationsverteilungen, zur Rückrechnung der *Jigshape* und zur Dimensionierung gegen Beulen demonstriert werden.

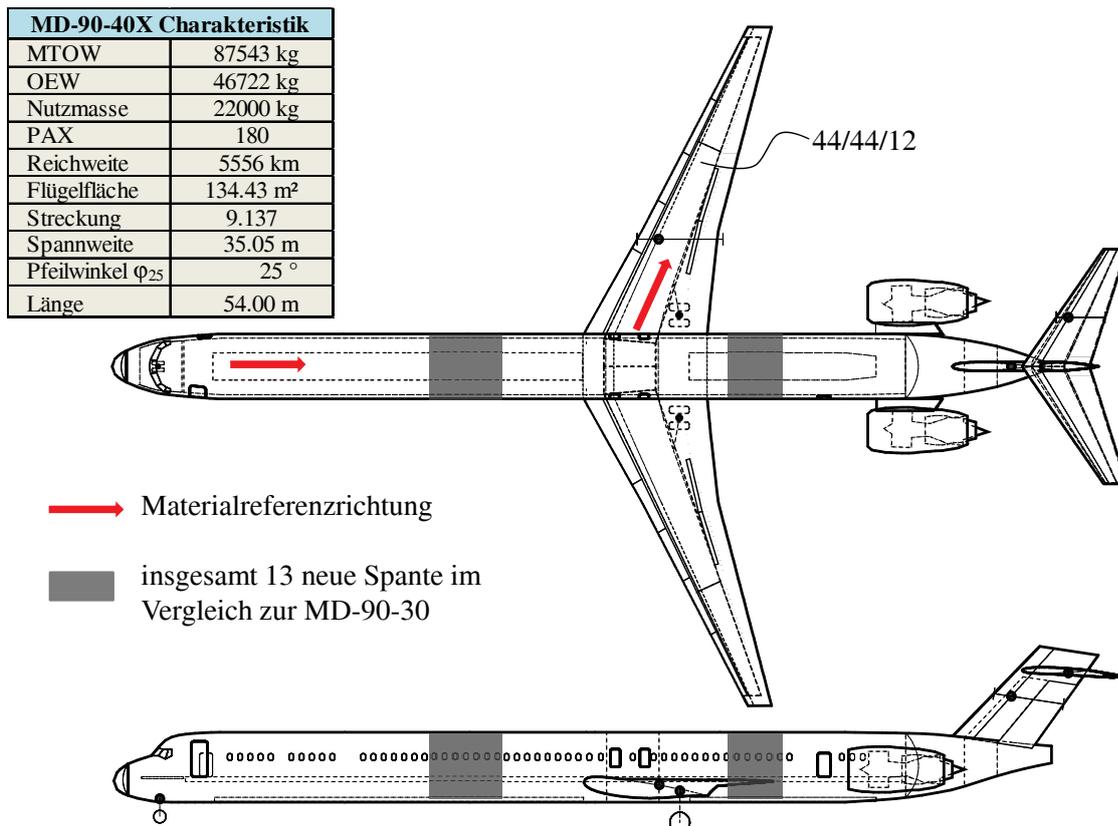


Abbildung 4.1: Charakteristik der McDonald-Douglas MD-90-40X in Anlehnung an [Kar01]

4.1.1 Vergleich der Strukturmassen und der Gesamtentwurfsdaten mit dem Referenzflugzeug

In Abbildung 4.1 sind neben den Basisentwurfsdaten auch die Änderungen am Rumpf gegenüber der MD-90-30 - es wurden 13 zusätzliche Spante eingefügt - und die neue Flügelplanform sowie die Materialreferenzrichtung für Rumpf und Flügel aufgezeichnet, auf die sich die später definierten Lamine beziehen. Für den rein metallischen Basisentwurf liegen keine genauen Angaben über die verwendeten Aluminiumlegierungen vor, so dass gebräuchliche Legierungen für Rumpf, Flügel und Leitwerke aus [Niu02] genommen worden sind.

Nach [Kar01] sind als Faser-Kunststoff-Verbundmaterial hauptsächlich Hercules AS4-Fasern mit einem Injektionsharz (3501-6) verwendet worden. Für dieses Material existieren in [DI94] für eine Vorauslegung geeignete Kennwerte, die in Tabelle E.3 abgelegt sind. Weiterhin sind in den zugbeanspruchten Bereichen die AS4-Fasern in den 0°-Lagen durch IM7-Fasern substituiert. Die generisch ermittelten UD-Eigenschaften von IM7-Fasern mit dem Injektionsharz 3501-6 sind in Tabelle E.5 hinterlegt. Um den Einflüssen durch das verwendete *Preform*-Verfahren und dem *Stitching* Rechnung zu tragen, ist es sinnvoll die Materialkennwerte auf Grund der eingebrachten Ondulation um ca. 10% zu reduzieren ([Sch07]). Die reduzierten Werte sind den Tabellen E.4 und E.6 zu entnehmen und sollen für alle weiteren

	Aluminium Referenz	CFK Referenz (RT&D)	CFK Referenz (H&W)	Aluminium PrADO/ SAM	44/44/12 PrADO/ SAM
Globale Flugzeugmassen					
MTOW	87543 kg	unbekannt	unbekannt	88244 kg	85924 kg
OEW	46723 kg	unbekannt	unbekannt	46832 kg	44894 kg
Nutzmasse	22000 kg	22000 kg	22000 kg	22000 kg	22000 kg
Detailmassen der Flügelstruktur ohne Mittelkasten (eine Flügelhälfte)					
Haut oben + Verst.	865 kg	-21 %	-16 %	813 kg	-22 %
Haut unten + Verst.	971 kg	-41 %	-39 %	981 kg	-38 %
Holme & Rippen	860 kg	-34 %	-33 %	775 kg	-22 %
Summe	2695 kg	-32 %	-30 %	2570 kg	-28 %
Flügelspitzendurchbiegung w in z-Richtung im 1g Reiseflug					
w	-	-	-	616 mm	520 mm
Flügelsteifigkeit					
Biegung	-	-	-	100 %	115 %
Torsion	-	-	-	100 %	84 %
RT&D = Raumtemperatur und trocken; H&W = heiß und nass					

Tabelle 4.1: Vergleich der Originaldaten der MD-90-40X aus [Kar01] mit den Ergebnissen von PrADO/SAM

Untersuchungen als Basismaterial dienen. In der Originalstudie sind zusätzlich die Umwelteinflüsse in Form von Temperatur und Feuchtigkeit auf die Materialeigenschaften charakterisiert worden. Auf Grund fehlender Daten werden an dieser Stelle allerdings nur die Materialeigenschaften bei 20°C und trocken verwendet.

Wie in Kapitel 3.4.2 gezeigt, werden für Flügel häufig Flugzeugbaulaminat mit einem Massenverhältnis 44/44/12 verwendet, welches auch in dieser NASA-Studie vorgesehen worden ist. Dieses wird vereinfacht für alle Bauteile des Flügels angenommen.

Trotz der vielen Informationen fehlen für die korrekte Strukturmassenvorhersage des Aluminium-Referenzentwurfes die original verwendeten Aluminiumlegierungen und der exakte strukturelle Aufbau sowie die in der Konstruktionspraxis verwendeten bauteil- und materialabhängigen Ausnutzungsfaktoren. Um dennoch einen sinnvollen Vergleich anzustellen, ist es üblich, über die Ausnutzungsfaktoren ϕ_i (vgl. Gleichung 3.77) im Rahmen von physikalisch sinnvollen Grenzen das Verfahren auf einen Referenzentwurf zu kalibrieren ([Öst03; Han09; WS10]). Dazu hat Dietrich in vergleichenden Detailmodellanalysen von metallischen und FKV-Strukturen ([Die08]) gezeigt, dass die Vernachlässigung von Spannungsüberhöhungen an Ausschnitten und Rändern mit einer abgesenkten Materialausnutzung von $\phi \approx 0.35$ in der groben Idealisierung des Vorentwurfsmodells sowohl bei metallischen als auch bei

FKV-Strukturen berücksichtigt werden kann. Mit dieser Begrenzung der zulässigen Ausnutzung für das grobe, verschmiert modellierte Modell erhält man nach der Dimensionierung gegen Spannungen vergleichbare Gewichte und Steifigkeiten wie bei der detaillierten Modellierung, bei der die Festigkeiten vollständig ausgenutzt worden sind. Der empfohlene Wert der Ausnutzung ist als Ausgangspunkt der Kalibrierung gewählt worden. Diese ist letztendlich im Bereich von Ausnutzungen von $0.25 \leq \phi \leq 0.35$ für die MD-90-40X Aluminiumversion durchgeführt worden. Unangetastet hingegen sind die an anderen Entwürfen überprüften Werte für nicht-strukturelle, flächenbezogene Zusatzmassen wie Farbe, Niete oder Kitt und Vorder- und Hinterkantenstrukturen geblieben.

Durch die Kalibrierung ist eine Beurteilung der Absoluten Ergebnisse von PrADO/SAM in Bezug auf die Studie obsolet. Stattdessen ist es angebracht, die relativen Änderungen der unter gleichen Bedingungen gerechneten CFK-Version zu bewerten. Nichtsdestotrotz sind in Tabelle 4.1 die Originaldaten der Studie als Absolutwerte mit denen der kalibrierten Nachrechnung mit PrADO/SAM gegenübergestellt. Der Vergleich der PrADO/SAM Version komplett aus Aluminium mit den Referenzdaten zeigt durch die Kalibrierung eine unerhebliche Abweichung von 0.8% in der MTOW, 0.2% in der OEW und 4.7% in der Flügelstrukturmasse und genügt damit der erreichbaren Genauigkeit des Vorentwurfsprozesses.

Bevor die Bewertung der Ergebnisse der CFK-Variante mit denen der Aluminiumversion erfolgt, soll zunächst die Dimensionierungslogik für Faser-Kunststoff-Verbunde, das *Fully Exerted Design*, am CFK-Flügel ausgewertet werden. Dazu werden die maximale Anstrengungen f_e^* über alle Lagen je Element für die obere und untere Behütung für die den Flügel dimensionierenden Lastfälle (Lastfall 4 und 5, vgl. Kapitel 3.2) dieser Konfiguration wiedergegeben. Der zulässige Wert für die Anstrengung ist so definiert, dass bei $f_e^* = 1.0$ gerade das erste Versagen in einer Lage des MSV einsetzt, wobei über den bauteil- und materialabhängigen Ausnutzungsfaktor ϕ die oben erwähnte Sicherheit mit eingeschlossen ist (vgl. Gleichung 3.79). Eine Anstrengung von $f_e^* = 1.0$ bedeutet somit eine Materialausnutzung, die 100% des um den Ausnutzungsfaktor ϕ reduzierten zulässigen Wertes entspricht. Die Abbildungen 4.2 und 4.3 zeigen die Verteilung der Anstrengungen für die beiden größten gegensätzlichen Lasten am Flügel nach der Dimensionierung gegen Festigkeit und Stabilität. Im Rückenflug mit -1g wird der Flügel in negative z-Richtung beansprucht, so dass in der obere Behütung eine Zugbeanspruchung dominiert und in der unteren Druckbeanspruchung. Dies kehrt sich im Abfanglastfall mit 3.2g um, und in der oberen Behütung dominiert eine Druckbeanspruchung während in der unteren eine Zugbeanspruchung vorherrscht. Da die Dimensionierung durch die Randbedingung der minimalen Wandstärke nach unten begrenzt ist, wird im wenig beanspruchten Außenflügelbereich in beiden dargestellten Lastfällen keine vollständige Ausnutzung des Materials erreicht. In den Bereichen, wo eine Erhöhung der Wandstärke notwendig ist, liegt die Ausnutzung im angestrebten Bereich zwischen 0.8-1.0.

Der Verlauf der prozentualen Anteile an über- und unterdimensionierten Elementen über alle Lastfälle ist in Abbildung B.1 im Vergleich mit dem erprobtem FSD-

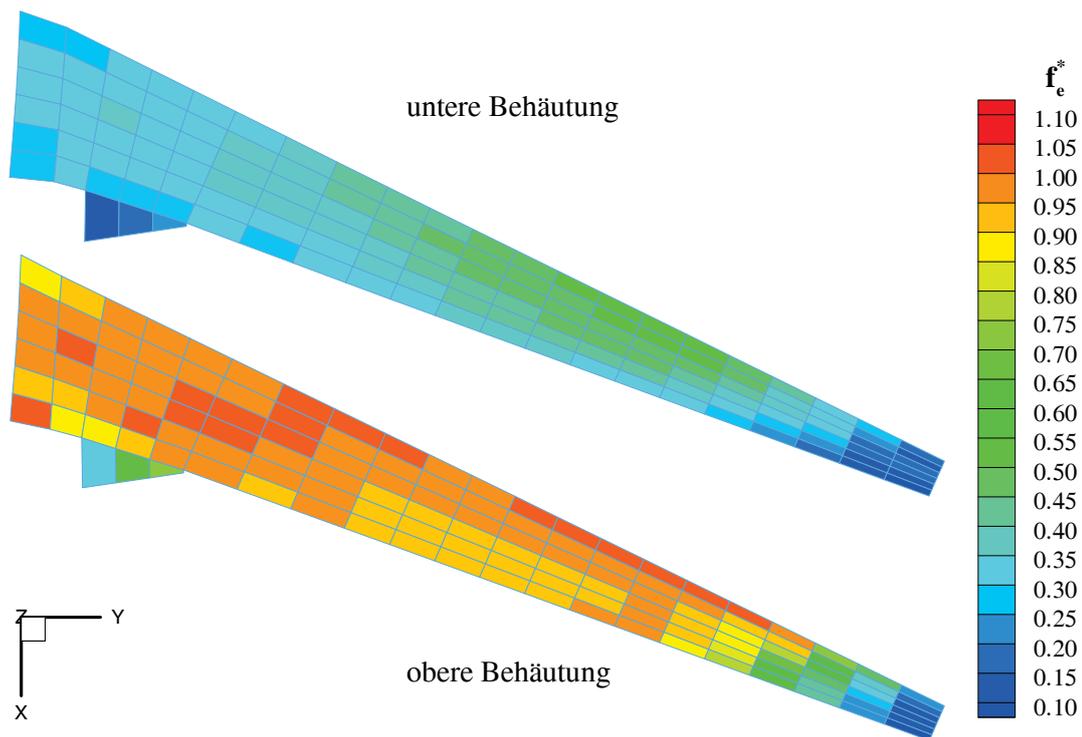


Abbildung 4.2: Vergleich der maximalen Anstrengungen f_e^* über alle Lagen der oberen und unteren Behätigung des MD-90-40X Flügels für -1g Rückenflug (Lastfall 4)

Verfahren für isotrope Werkstoffe bis zum Erreichen der Massenkonzvergenz dargestellt. Wie man sieht, sind sich die beiden Verläufe sehr ähnlich. Damit dies der Fall ist, ist eine leichte Anpassung der Dämpfungen c_1 und c_2 in Gleichung 3.75 notwendig gewesen. Aus dem Verlauf über die Iterationen lässt sich ebenso schließen, dass das FED vergleichbar robust wie die bewehrte FSD-Methode funktioniert und hohe Materialausnutzungen erreicht werden können.

Betrachtet man mit diesem Wissen wieder die Ergebnisse des Vergleiches in Tabelle 4.1, bei dem die für die Aluminium-Referenz ermittelten Ausnutzungen ϕ_i unverändert für die CFK-Variante übernommen worden sind, so zeigt sich eine sehr gute Übereinstimmung der Ergebnisse der NASA-Studie mit denen der PrADO/SAM Vorhersage. Die Betrachtung der Detailmassen des Flügels lässt kleinere Abweichungen erkennen. So wird die Masseneinsparung der oberen Behätigung inklusive Versteifungen leicht überschätzt. Weiterhin ist der Effekt der IM7-Fasern auf die Masseneinsparung in der Unterhaut (Zugspannung) deutlich erkennbar, aber nicht so stark ausgeprägt, wie es bei der NASA-Studie der Fall ist. Die Einsparung bei den Holmen und Rippen ist dagegen mit einer Abweichung von 8% am schlechtesten wiedergegeben. Die Ursache hierfür bleibt unbekannt und ändert nichts an der guten Vorhersage der globalen Flügelstrukturmassenvorhersage. Diese weicht im Vergleich zu den optimistischen Materialannahmen um ca. 4% und im Vergleich zu den durch Umwelteinflüssen reduzierten Materialannahmen um ca. 2% ab.

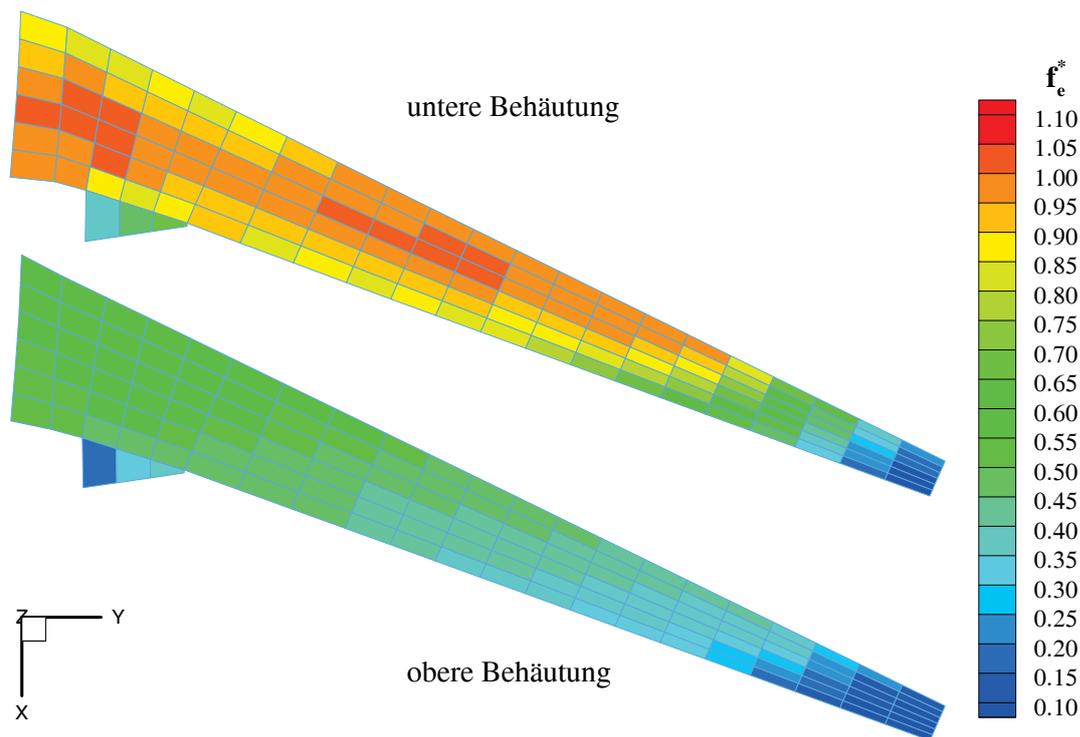


Abbildung 4.3: Vergleich der maximalen Anstrengungen f_e^* über alle Lagen der oberen und unteren Behätigung des MD-90-40X Flügels für ein 3.2g Abfangmanöver (Lastfall 5)

Interessant sind die Auswirkungen auf die Flügelspitzendurchbiegung im Reiseflug, die einen Hinweis auf die Steifigkeit des Flügels geben. Der Flügel aus CFK biegt sich im Reiseflug rund 16% weniger durch. Dies folgt einerseits aus dem geringeren Gesamtgewicht und der damit verbundenen geringeren Auftriebskraft und andererseits aus der höheren Steifigkeit. Belastet man die Flügel mit einer Einheitslast und vernachlässigt damit die Gewichtskraft des Flügels, so erhält man die reinen Steifigkeiten. Die Biegesteifigkeit des CFK-Flügels ist demnach rund 15% höher aber die Torsionssteifigkeit um rund 16% geringer. Der Nachteil der geringeren Torsionssteifigkeit fällt allerdings im Reiseflug nicht ins Gewicht, da durch die geringere Durchbiegung des Flügels, auch die Biege-Torsionskopplung niedriger ausfällt. Die Entwindung der Flügelspitze liegt beim CFK-Flügel im 1g Reiseflug nur rund 3% höher im Vergleich zum Aluminiumflügel. Bei den später vorgestellten Betrachtungen mit Rückrechnung auf die *jigshape* ergibt sich dann daraus ein etwas geringerer Gewichtsvorteil gegenüber dem Aluminiumflügel.

Die Nachrechnung der NASA-Studie hat gezeigt, dass trotz der vielen zu treffenden Annahmen eine gute Übereinstimmung in den relativen Ergebnissen vorliegt. Die Vorhersage der Strukturmasseinsparung mit dem weiterentwickeltem Berechnungsmodul in SAM führt damit zu vergleichbaren Werten. Weiterhin gibt die Methode den Einfluss von unterschiedlichen Materialeigenschaften (AS4 Faser gegen

IM7-Faser) auf die Strukturmasse gut wieder. Es ist also davon auszugehen, dass SAM geeignet ist, Masseneinsparungseffekte durch den Einsatz von FKV's auch bei anderen Entwürfen von der Tendenz her richtig vorherzusagen.

4.1.2 Einfluss der Schneeballeffekte

Nachdem im vorhergehenden Kapitel die Ergebnisse der konvergierten Einzelanalysen, bei der die PrADO-Module iterativ bis Erreichen der Konvergenzkriterien durchlaufen werden (vgl. Kapitel 2.3), vorgestellt worden sind, soll hier der Einfluss auf die Massen des Gesamtentwurfs bei einem Austausch des Flügelmaterials ohne Rückführung der Ergebnisse der Strukturmassen aus SAM auf andere Entwurfsmodule gezeigt werden. Aus diesem Vergleich können direkt die Schneeballeffekte abgelesen werden, welche nur in einem Gesamtentwurfsprozess abgebildet werden können.

Dazu werden die aus der Einzelanalyse ermittelten Werte der zuvor beschriebenen und mit PrADO berechneten MD-90-40X ganz in Aluminiumbauweise als Basis für die Substitution des Flügelmaterials herangezogen. In den Datenbanken werden die selben Daten, die auch für die oben beschriebene CFK-Variante der MD-90-40X für den Flügel benutzt worden sind, eingetragen und die Strukturmassenmodule von PrADO/SAM einmalig ausgeführt. Das Ergebnis ist in Abbildung 4.4 und B.1 aufgetragen. Bei der einmaligen Neuberechnung der Strukturmasse sind die Auswirkungen auf die Eigenschaften des gesamten Flugzeuges nur auf die direkte Massenreduktion der Flügelstrukturmasse zurückzuführen. Es werden auf diese Weise nur die in SAM berücksichtigten Bauteile (Flügel, Rumpf, HLW und SLW) beeinflusst, nicht aber die Auswirkungen auf andere Entwurfsmodule, z.B. zur Berechnung der Start- und Landebahnlänge, mit erfasst. So reduziert sich die Flügelmasse direkt und indirekt die Rumpfmasse und damit auch die Betriebsleer- und Abflugmasse. Wird eine komplette Neuberechnung vorgenommen, so hat die reduzierte Flügelmasse ebenso Auswirkung auf die Rumpfmasse und die Betriebsleermasse, aber jetzt wirkt sich die Massenreduktion auch auf den notwendigen Auftrieb und damit die dimensionierenden Aerodynamiklasten aus, so dass der Flügel mit -20,0% gegenüber -18,1% deutlich leichter im Vergleich zur einmaligen Neuberechnung wird. Bei der kompletten Neuberechnung werden dementsprechend auch die Massen des Fahrwerkes, der Systeme und des Kraftstoffs für die Auslegungsmission positiv beeinflusst. Durch die Reduktion der Abflugmasse werden dann wiederum bei gleicher Aerodynamik und Triebwerksleistung die notwendigen Start- und Landebahnlängen deutlich, um -5,8% bzw. -2,6%, verkürzt.

Dieses Beispiel zeigt, dass die beschriebenen Schneeballeffekte keinesfalls gering ausfallen und unterstreicht somit die Notwendigkeit der Einbettung des Massenabschätzungsverfahrens für Faser-Kunststoff-Verbunde in die Gesamtentwurfskette.

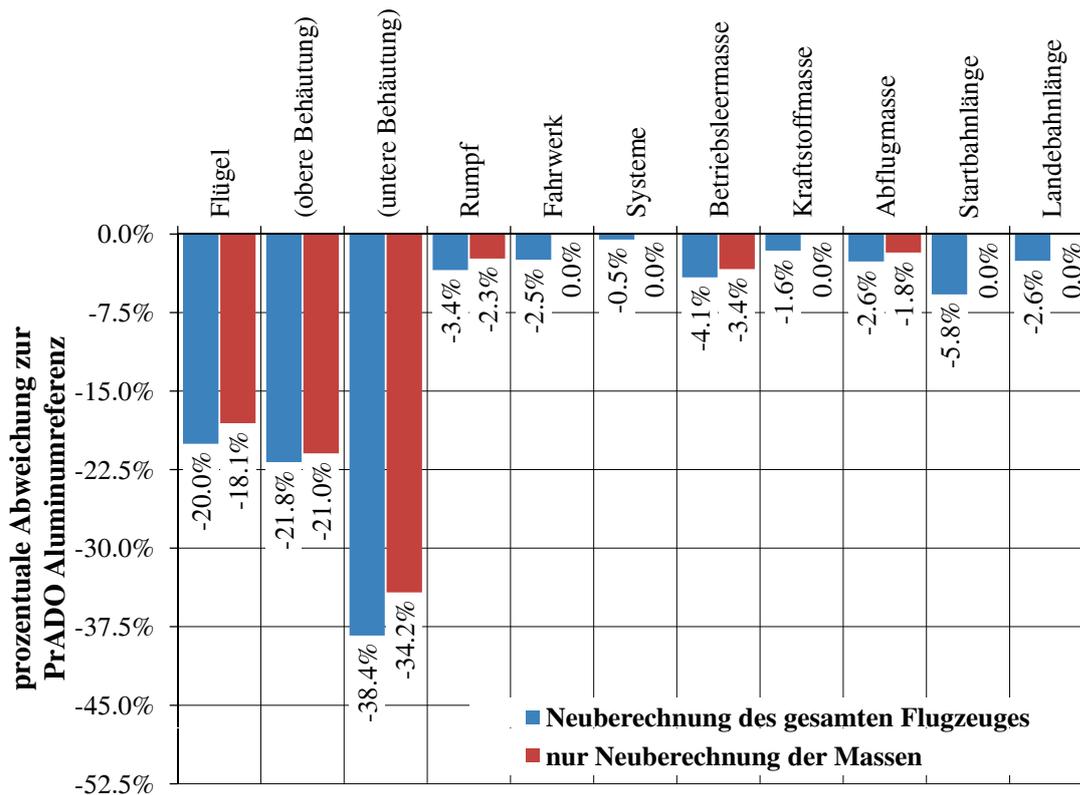


Abbildung 4.4: Einfluss der Masseneinsparungen durch Änderung des Flügelmaterials von Aluminium nach CFK mit und ohne Schneeballeffekte

4.1.3 Dimensionierung mit und ohne Beulkriterium

Das Dimensionieren gegen Beulen ist, wie in Kapitel 3.5.3 dargestellt, eingeführt worden, da gerade die hochfesten Faser-Kunststoff-Verbunde zu theoretisch sehr dünnen und damit stabilitätskritischen Wandstärken führen. Die Auswirkungen auf das Dimensionierungsergebnis wird im folgendem an vier Versionen der MD-90-40X dargestellt, die jeweils einmal mit und einmal ohne Beulkriterium dimensioniert worden sind. Die erste Version ist die zuvor behandelte Aluminium-Referenz, bei den weiteren Version sind die Flügel aus CFK aufgebaut. Einmal ist die Materialkombination T300/976 (Tabelle E.1) und einmal die Materialkombination aus der NASA-Studie (AS4/ IM7, Tabelle E.4 und E.6) gewählt worden. Für die dritte CFK-Version hat eine hochfeste Materialkombination (HTS40/RTM6, Tabelle E.2) Verwendung gefunden, um die Effekte zu verstärken. Die Ergebnisse der Einzelanalysen sind im Anhang in Tabelle B.2 und B.3 in Form einer Tabelle zusammengefasst.

Die Abbildungen 4.5 und B.5 zeigen die Massenänderungen für den Flügel, den Rumpf sowie Betriebsleermasse und maximale Abflugmasse bezogen auf die Ergebnisse identischer Vorgaben, bei denen das Beulkriterium ausgeschaltet worden ist. Bei allen vier Versionen zeigt sich eine Zunahme der Strukturmasse mit der Aktivierung des Beulkriteriums. Diese fällt umso größer aus, je höherfest das eingesetzte Material ist und korreliert damit mit der Annahme, dass dünnwandige Bauteile aus hochfestem Material zunehmend durch Stabilität dimensioniert werden.

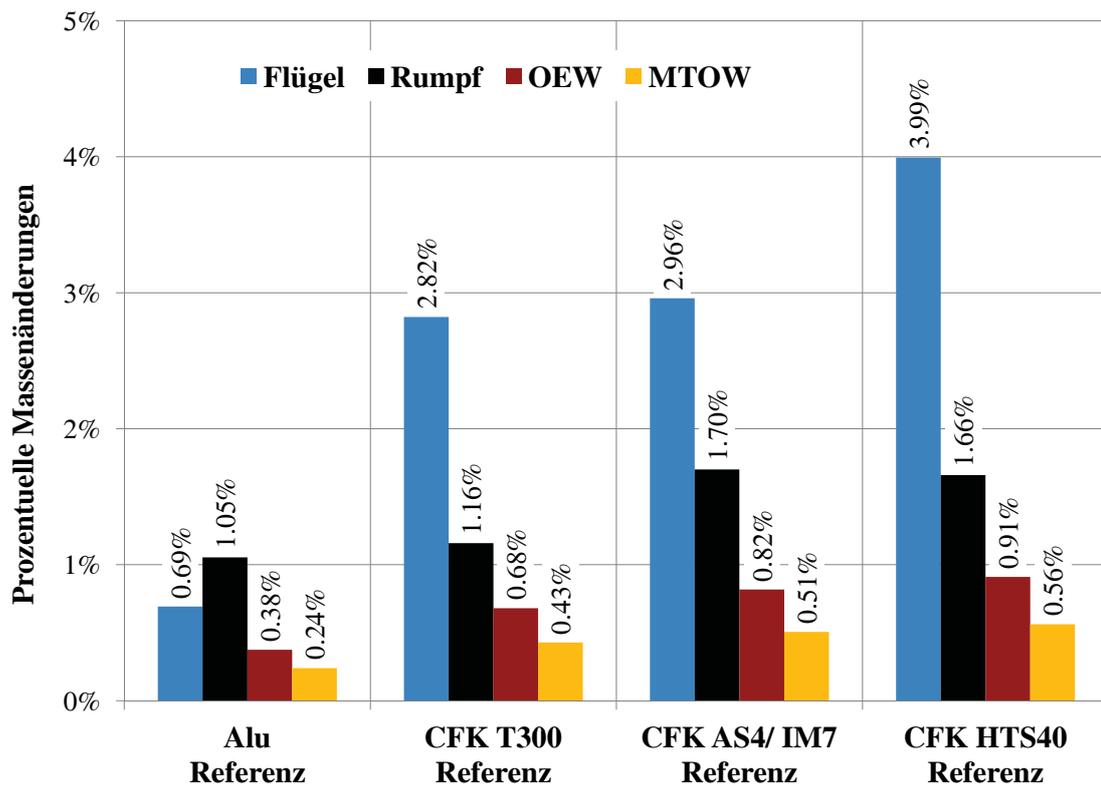


Abbildung 4.5: MD-90-40X: Prozentuale Massenänderung bezogen auf die Versionen ohne Dimensionierung gegen Beulen

Folgerichtig greift die Dimensionierungslogik gegen Beulen in Bereichen wo große Druckbeanspruchungen, hohe Schubbeanspruchungen oder aus beiden kombinierte Spannungszustände auftreten. Hierzu sind in Abbildung 4.6 am Flügel die Elemente rot hervorgehoben, bei denen das Stabilitätsmaß dimensionierend gewesen ist.

Entgegen einer ersten Vermutung, sind nicht nur die obere Behütung, der Steg des Holms und die Rippen betroffen, sondern auch die untere Behütung. Dies liegt an den unterschiedlichen Lastfällen, die zur Dimensionierung genommen worden sind (vgl. Kapitel 3.2). Während der Abfanglastfall mit größter positiver g-Last auf der Oberseite des Außenflügels zu einer kritischen Druckbeanspruchung führt, sind für die untere Behütung der Rückenflug und die Landestöße entscheidend.

Bei allen Lastfällen erfährt der Holmsteg Schub und ist somit erwartungsgemäß beulgefährdet. So ist auch hier der größte Einfluss feststellbar, wie man bei den Details der Flügelmasse in Abbildung B.5 sieht. Einen ähnlichen Einfluss des Beulkriteriums ist in den Rippen feststellbar. Auch diese werden sowohl bei positiver als auch negativer Flügeldurchbiegung auf Druck und Schub belastet und neigen bei reiner Dimensionierung gegen Spannungen zur Instabilität. Dieses Ergebnis ist bei allen drei CFK-Varianten ähnlich, aber bei der dargestellten MD-90-40X-Version mit hochfesten CFK besonders deutlich zu erkennen. Aus den Ergebnissen der Beispiele kann man schließen, dass die gleichzeitige Dimensionierung gegen Spannungen und Stabi-

hinterer Spant untere Flügelhaut obere Flügelhaut vorderer Spant

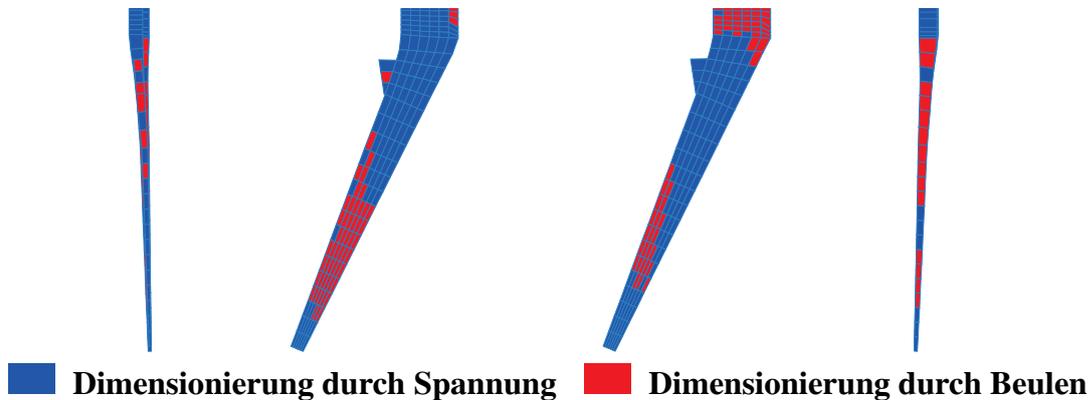


Abbildung 4.6: MD-90-40X CFK HTS40: Einflussbereiche des Beulkriteriums am Flügel

lität notwendig ist, um die Aussagekraft der Ergebnisse zu verbessern. Im gezeigten Beispiel sind die Auswirkungen zwar gering, müssen aber auch in Zusammenhang mit dem Flügel kleiner Spannweite gesehen werden.

4.1.4 Anpassung der Zirkulationsverteilung

Die in Kapitel 3.3.3 beschriebene Methode zur Anpassung der Zirkulationsverteilung wird auf die Tragfläche der PrADO/SAM-Aluminium-Referenz der MD-90-40X angewendet. Als Lastfall wird der Auslegungspunkt des Entwurfes gewählt (Lastfall 9 aus Tabelle 3.1). Aus dem konvergierten Entwurf ergeben sich daraus folgende Eingangsparameter für die aerodynamische Analyse mit HISSS:

- $Ma = 0.8$
- $H = 10.5km$
- $m_A = 88.244to$
- $C_{A,erf} = 0.616$
- $C_{M,erf} = -3.874$

Der erforderliche Auftriebsbeiwert $C_{A,erf}$ ergibt sich aus dem Gewicht m_A , der Machzahl und den Standardatmosphärendaten in der Höhe H und der Momentenbeiwert $C_{M,erf}$ aus der Schwerpunktlage und dem Neutralpunkt der Konfiguration. Als Soll-Zirkulationsverteilung wird in diesem Fall eine ideal elliptische Verteilung angestrebt. Dies entspricht einer Elliptizität von $e = 1.0$ (vgl. Gleichung 3.21). Abbildung 4.7 zeigt dazu im oberen Teilbild die Änderung der dimensionslosen Zirkulationsverteilungen $\gamma(\eta)$ aufgetragen über der normierten Halbspannweite. Ausgehend von der Ausgangszirkulation sind über die Iterationen der Methode die Soll- und End-Zirkulationsverteilung eingezeichnet. Der plötzliche Abfall der Zirkulation im Bereich der Spannweitenposition $\eta = 0.14$ rührt dabei aus dem Übergang des Flügels an den

Ausgangs-Verwindungsverteilung → elliptische Verwindungsverteilung								
	$C_{A,F}$	$C_{W_i,F}$	$e_{Os,F}$	C_A	C_{W_i}	e_{Os}	α	ε_H
Beginn	0.63	0.0154	0.90	0.62	0.0162	0.84	3.06°	-1.74°
Ende	0.64	0.0144	0.99	0.62	0.0150	0.90	2.87°	-2.40°
elliptische Verwindungsverteilung → dreieckige Verwindungsverteilung								
	$C_{A,F}$	$C_{W_i,F}$	$e_{Os,F}$	C_A	C_{W_i}	e_{Os}	α	ε_H
Beginn	0.64	0.0144	0.99	0.62	0.0150	0.90	2.87°	-2.40°
Ende	0.64	0.0176	0.81	0.62	0.0183	0.77	2.71°	-1.05°

Tabelle 4.2: Vergleich der aerodynamischen Beiwerte zu Beginn und am Ende der Anpassung

Rumpf. Das untere Teilbild zeigt den Ausgangs- und Endzustand der Verwindungsverteilung $\alpha_g(\eta)$ über der dimensionslosen Halbspannweite η . Für die Anpassung sind in diesem Fall 10 Iterationen benötigt worden, um die dargestellte Endzirkulation zu erreichen. Diese liefert eine Oswaldzahl von $e_{Os,FE} = 0.99$ für den Flügel und stellt eine deutliche Verbesserung im Vergleich zur Oswaldzahl der Ausgangs-Verwindungsverteilung von $e_{Os,FA} = 0.90$ dar. Der induzierte Widerstand hat sich in gleicher Weise von $C_{W_i,FA} = 0.0154$ zu $C_{W_i,FE} = 0.0144$ reduzieren lassen, was eine Änderung von ca. 6.5% bedeutet.

Betrachtet man die Beiwerte der Gesamtkonfiguration (vgl. Tabelle 4.2 oben), so hat sich durch die Anpassung der Zirkulation das Nullmoment des Flügels geändert und eine andere Trimmung ist notwendig. Trotz des betragsmäßig größeren Höhenrudereinstellwinkels ε_H ist durch die elliptische Verteilung der induzierte Widerstand insgesamt geringer bzw. die Oswaldzahl größer als bei der Ausgangs-Verwindungsverteilung. Durch Verschiebung des Flügels mit elliptischer Zirkulationsverteilung nach vorn kann der Trimmnachteile reduziert werden.

Als zweites Beispiel für die Methode ist anhand der gleichen Konfiguration ausgehend von dem Entwurf mit der elliptisch angenäherten Zirkulationsverteilung die Elliptizität von $e = 1.0$ auf $e = 0.5$ verändert worden. Die Ergebnisse sind in Abbildung B.2 und in Tabelle 4.2 unten dargestellt.

Ebenso sind für die Anpassung 10 Iterationen benötigt worden, um die dargestellte nahezu dreieckige Zirkulation zu erreichen. Diese liefert eine Oswaldzahl von $e_{Os,FE} = 0.81$ für den Flügel und ist damit deutlich schlechter im Vergleich zur Oswaldzahl der nahezu elliptischen Zirkulation von $e_{Os,FA} = 0.99$. Der induzierte Widerstand hat sich in gleicher Weise von $C_{W_i,FA} = 0.0144$ zu $C_{W_i,FE} = 0.0176$ verschlechtert, was eine Änderung von ca. 8.2% bedeutet. Auch hier zeigt sich durch die Änderung des Nullmomentes des Flügels aufgrund der anderen Verwindungsverteilung eine deutliche Auswirkung auf den Höhenrudereinstellwinkel und damit auf den Trimmwiderstand, der für diese Konfiguration bei einer dreieckigen Zirkulationsverteilung geringer ist.

Für beide Anpassungen sind im Anhang unter Abbildung B.3 und B.4 die Auswirkungen auf den lokalen Auftriebsbeiwert $c_a(y)$ als Ergänzung aufgezeichnet. Die Einflüsse der geänderten Zirkulationsverteilung auf den Gesamtentwurf werden aus-

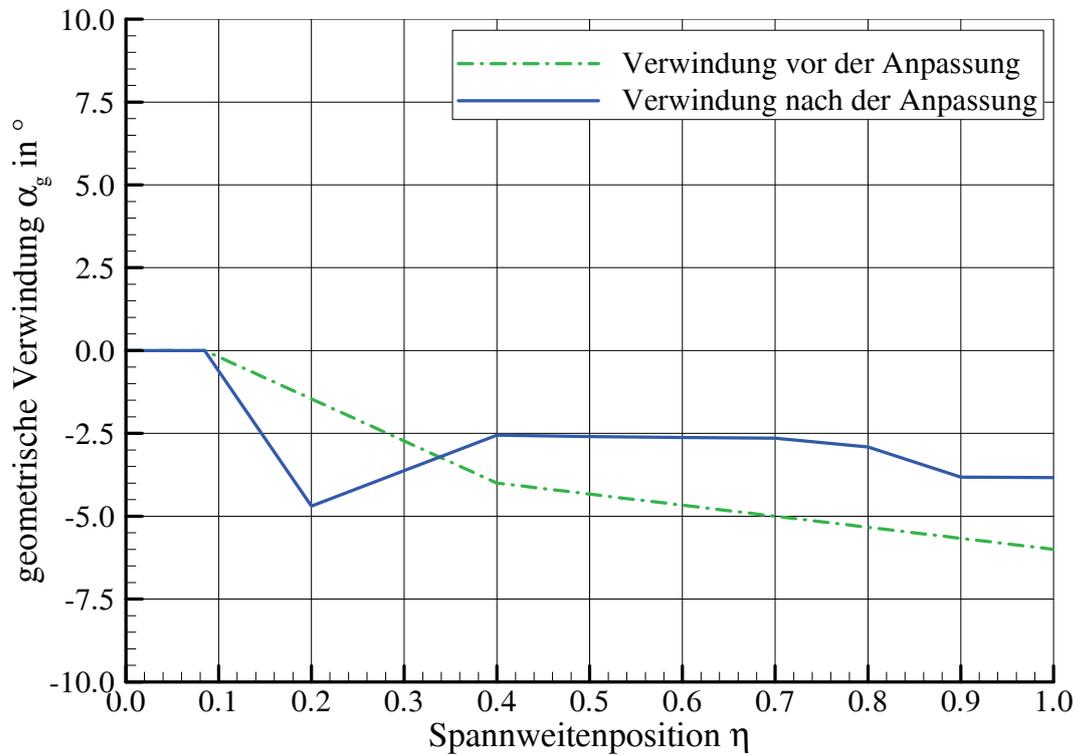
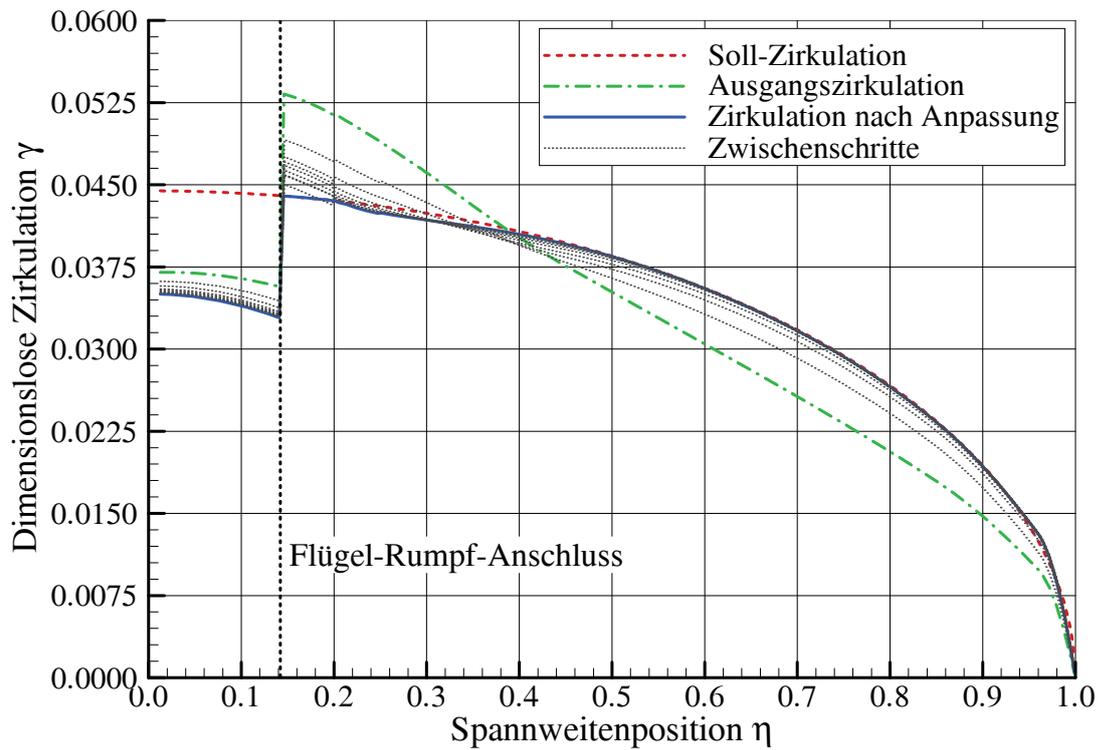


Abbildung 4.7: Anpassung der Zirkulationsverteilung durch \u00c4nderung der geometrischen Verwindungsverteilung f\u00fcr eine elliptische Soll-Zirkulation ($e = 1.0$)

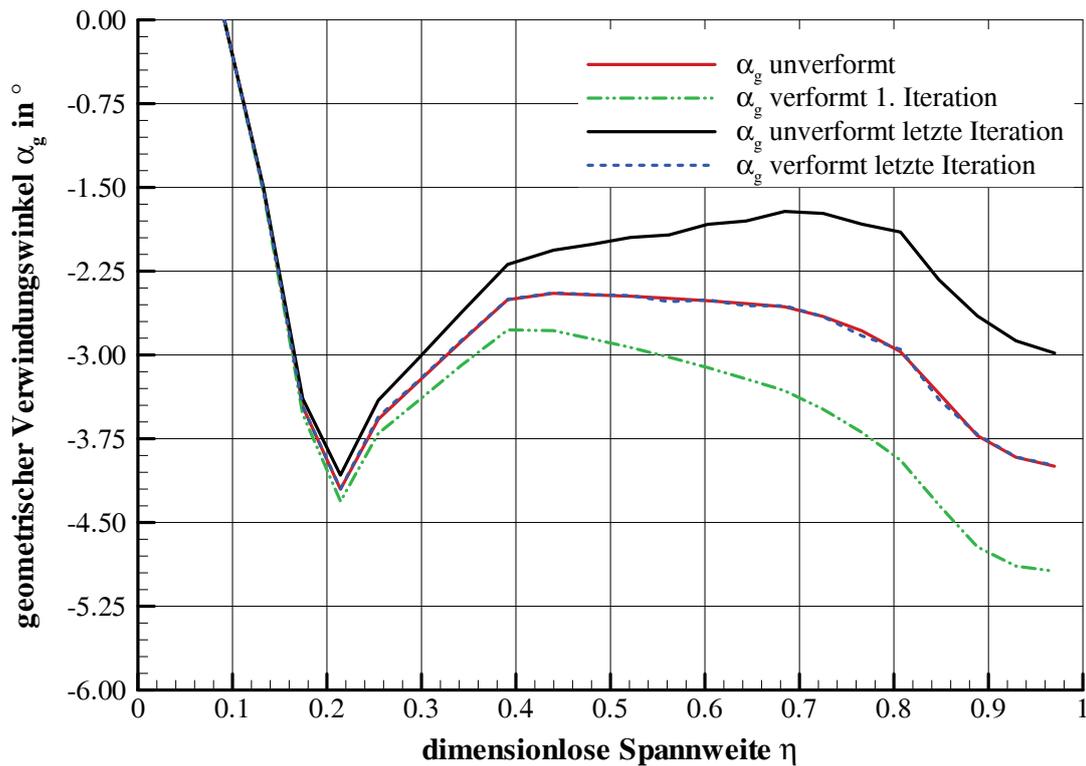


Abbildung 4.8: Rückrechnung der geometrischen Verwindungsverteilung der *jigshape* aus der *flightshape*

fürlich in Kapitel 5.1.1 besprochen und sollen an dieser Stelle nicht weiter vertieft werden.

4.1.5 Rückrechnung der *jigshape* aus der *flightshape*

Die Methode zur Rückrechnung der *jigshape* aus der *flightshape* soll ebenso an der MD-90-40X demonstriert werden. Dazu ist es notwendig SAM im elastischen Modus anzustarten und so die aeroelastischen Effekte zu berücksichtigen. Die vorgegebene *flightshape* entspricht der in der PRADO-Vorgabedatei eingegebenen Geometrie und soll sinnvollerweise im Entwurfsunkt erreicht werden. Bei dem gezeigten Beispiel soll die *flightshape* des Flügels mit oben berechneter elliptischer Zirkulation im 1g-Reiseflug erreicht werden. Es gelten dafür die selben Flugbedingungen im Entwurfsunkt wie in Kapitel 4.1.4. Am Ende eines Dimensionierungszyklusses mit SAM liegt die zu der 1g *flightshape* dazugehörige *jigshape* vor. Die geometrischen Verwindungsverteilungen α_g sind hierzu in Abbildung 4.8 über der dimensionslosen Spannweite aufgetragen. Während die Verwindungsverteilung der unverformten Struktur den Sollzustand beschreibt, verdeutlicht die Verwindungsverteilung nach der ersten aeroelastischen Rechnung den elastischen Einfluss. Wie man sieht, wird die Verwindungsverteilung $\alpha_g(\eta)$ des unverformten Flügels (*jigshape*) am Ende der Iterationen durch den Algorithmus so eingestellt, dass sich im aeroelastischen Gleichgewicht gerade die *flightshape* des definierten Auslegungspunktes ergibt. D.h., die Forderung

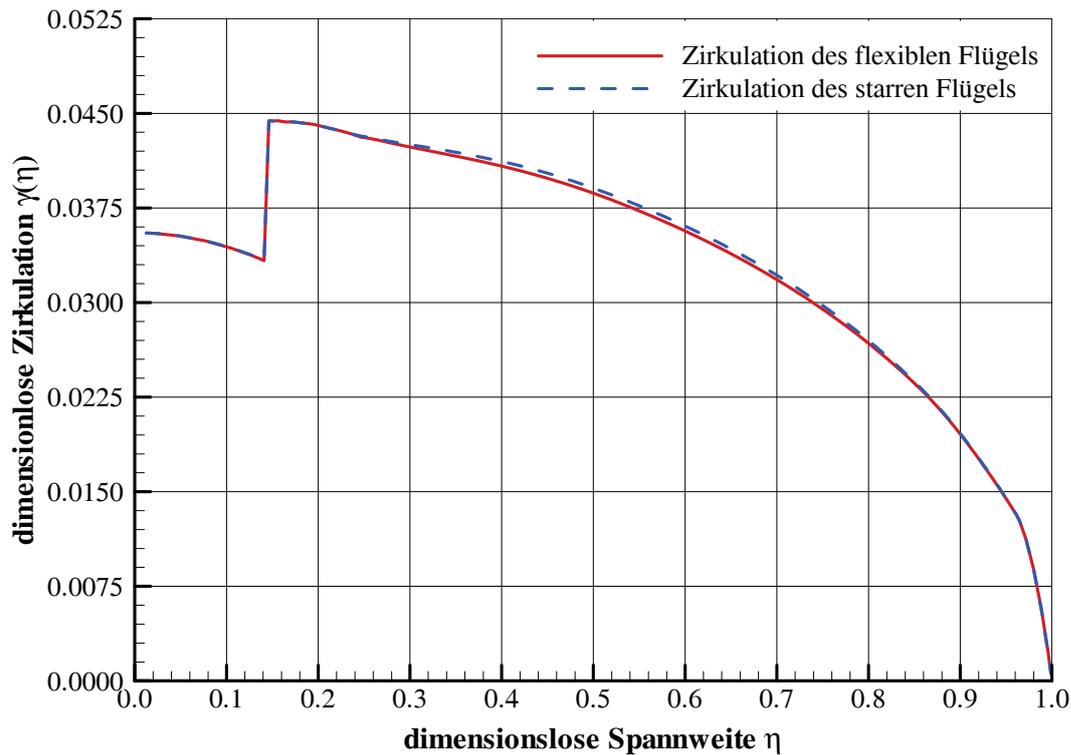


Abbildung 4.9: Vergleich der Zirkulationen des starren Flügels und der des flexiblen Flügels im Verformungszustand der *flightshape* im Auslegungspunkt

nach Gleichheit der starren und elastischen Verwindungsverteilung wird mit geringem Fehler erreicht.

Dies wird durch den Vergleich der Zirkulationen der starr gerechneten Aerodynamik und des sich im aeroelastischen Gleichgewicht befindenden Flugzeugs unterstrichen. In Abbildung 4.9 sind diese gegenübergestellt. Weiterhin zeigt der Vergleich der Beiwerte für Auftrieb und Widerstand in Tabelle 4.3, wie gering der Fehler ist. Der Einfluss der Aeroelastik auf die Gesamtentwurfsdaten wird ausführlich im Rahmen der Parameterstudien in Kapitel 5.1.2 behandelt.

	starr	flexibel	Abweichung
C_A	0.62957	0.62982	0.4‰
C_{Wi}	0.01543	0.01545	1.3‰

Tabelle 4.3: Vergleich der aerodynamischen Beiwerte starr und flexibel

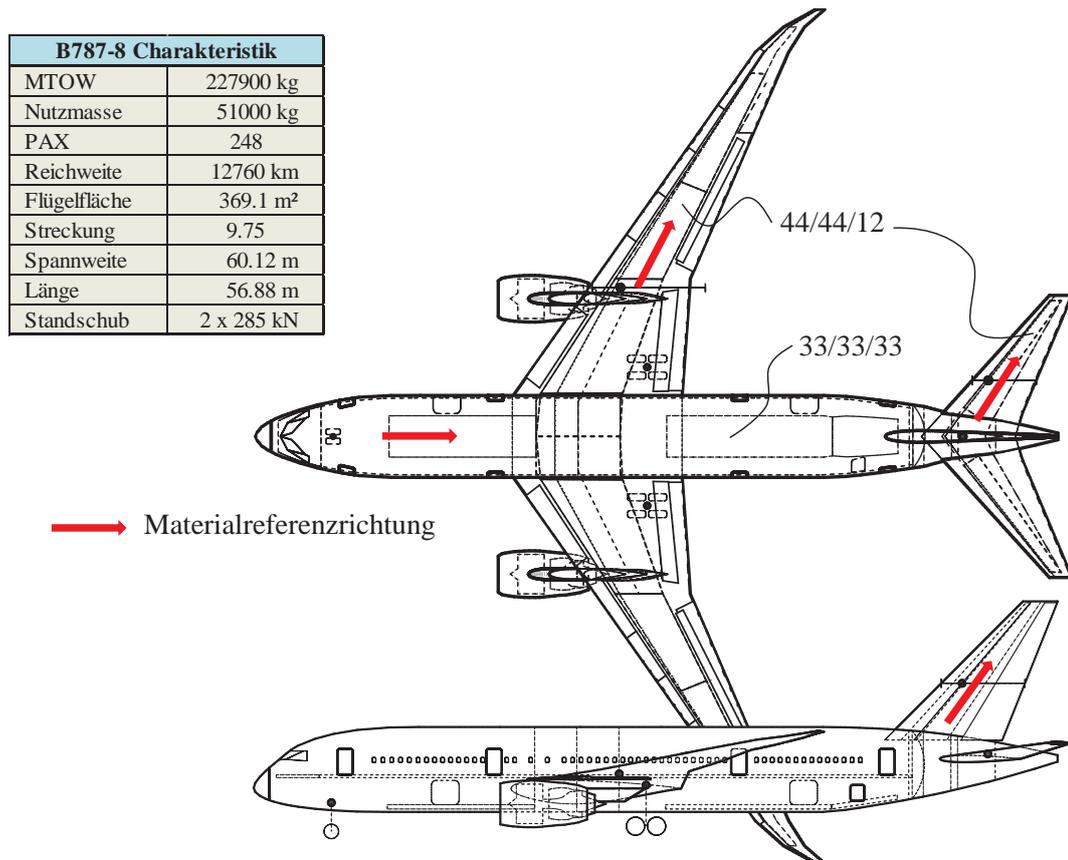


Abbildung 4.10: Charakteristik der Boeing 787-8 in Anlehnung an [Boe10b]

4.2 Entwurfsstudie eines Langstreckenflugzeugs

Die Boeing 787-Familie ist einerseits auf Grund ihren großen Anteils von Faser-Kunststoff-Verbunden in der Primärstruktur von Interesse für die Nachrechnung mit dem erweiterten Dimensionierungsverfahren für SAM und andererseits als Vertreter der Langstreckenflugzeuge im Kontrast zu der für die Mittelstrecke entwickelten MD-90-40X ausgewählt worden. Auch wenn nur wenige technische Daten zu der 787 veröffentlicht worden sind, so soll die Nachrechnung zeigen, dass trotz der kleinen Datenbasis ein Entwurf mit ähnlichen Eigenschaften durch Anpassung der Ausnutzungsfaktoren ϕ im physikalisch sinnvollem Rahmen erstellt werden kann. Unter Beibehaltung der ermittelten Ausnutzungsfaktoren sollen auf Basis der 787-8 die Eigenschaften der gestreckten 787-9 vorhergesagt werden, um damit die physikalisch richtige Abbildung des erweiterten Dimensionierungsverfahren zu überprüfen.

4.2.1 Vergleich der Strukturmassen und der Gesamtentwurfsdaten mit dem Referenzflugzeug

Für den Abgleich des PrADO/SAM-Entwurfs mit dem realen Flugzeug ist es notwendig, verschiedene Annahmen für die nicht verfügbaren Daten zu treffen. Ein großer Teil der geometrischen Daten kann zwar [Boe10a] und [Boe10c] entnommen werden, aber es fehlen z.B. für die Abbildung der Aerodynamik die genauen Profildaten und

die Verwindungsverteilung der Auftriebsflächen. Für den Flügel sind aktuelle superkritische Profile aus dem Aerodynamikmodell des vierten *Drag Prediction Workshops* entnommen worden ([Vas+08]) und für das Seiten- und Höhenleitwerk finden symmetrische NACA-Profile Anwendung. Die geometrische Verwindungsverteilung für den Flügel ist dabei so gewählt worden, dass eine elliptische Zirkulationsverteilung im Reiseflug vorliegt, um den induzierten Widerstand auf ein Minimum zu reduzieren und der Ankündigung Boeings eines widerstandsarmen Entwurfs mit der 787 nahe zu kommen.

Neben diesen geometrischen Größen sind weiterhin die Materialwahl und der Lagenaufbau für die Primärstruktur unbekannt und müssen mit Erfahrungswerten abgeschätzt werden. Als Lagenaufbau findet für den Flügel ein 44/44/12-Flugzeugbaulaminat und für den Rumpf ein 33/33/33-Flugzeugbaulaminat, abgeleitet aus den Hauptspannungsrichtungen, Anwendung. Beide Laminatklassen bestehen aus einem Verbund eines Zwischenmodul-C-Fasergeleges mit einem schlagzähen Epoxidharz. Die Materialkennwerte hierzu sind in Tabelle E.6 aufgeführt und bereits aufgrund nicht zu vermeidender Ondulation in den mechanischen Eigenschaften ebenso wie bei der Nachrechnung der MD-90-40X reduziert worden.

Um nun die Strukturmassen richtig abschätzen zu können, ist es notwendig die Nutzlast-/ Reichweitenspezifikationen zu kennen. Da diese je nach Airline variieren, sind für die Nachrechnung jeweils die höchsten zusammengehörigen Werte für die Nutzmasse und Reichweite gewählt worden und ergeben die in Abbildung 4.10 dargestellten Annahmen. Weiterhin werden für das PrADO-Antriebsmodul die Triebwerksdaten des eingesetzten Rollce Royce Trent 1000 benötigt, um auf den spezifischen Kraftstoffverbrauch der verschiedenen Betriebszustände und die Triebwerksmassen zu kommen. Die Eingangsdaten für das Antriebsmodul sind [EAS11] entnommen worden.

In Abbildung 4.11 und B.4 sind die aus den Quellen ermittelten Daten zur 787-8 den Ergebnissen einer Einzelanalyse mit PrADO/SAM gegenübergestellt. Die vorhandene gute Übereinstimmung der Hersteller- bzw. Betriebsleermasse konnte dadurch verbessert werden, dass die Materialausnutzungen im Rahmen von physikalisch sinnvollen Grenzen (vgl. Gleichung 3.77) angepasst worden sind, wie es im Vorentwurf bei der Kalibrierung auf ein Referenzflugzeug üblich ist ([Öst03; Han09; WS10]). Wie auch bei dem MR A/C ist hier der von Dietrich empfohlene Wert für die Ausnutzung als Ausgangspunkt der Kalibrierung gewählt worden, die letztendlich im Bereich von $0.27 \leq \phi \leq 0.37$ stattgefunden hat. Unangetastet hingegen sind die an anderen Entwürfen überprüften Werte für nichtstrukturellen, flächenbezogenen Zusatzmassen wie Farbe, Niete oder Kitt und Vorder- und Hinterkantenstrukturen geblieben.

Die von der Strukturmasse abhängigen Werte ergeben sich aus den Berechnungsmodellen von PrADO ohne weitere Anpassungen. So sind die Gleitzahl, die Kraftstoffmasse für den Reiseflug und die maximalen Abflugmasse bei Einhaltung der Transportaufgabe das Ergebnis der Analysen mit Berücksichtigung aller Schneeballeffekte. Auch hier zeigt sich eine gute Übereinstimmung der PrADO/SAM-Ergebnisse mit

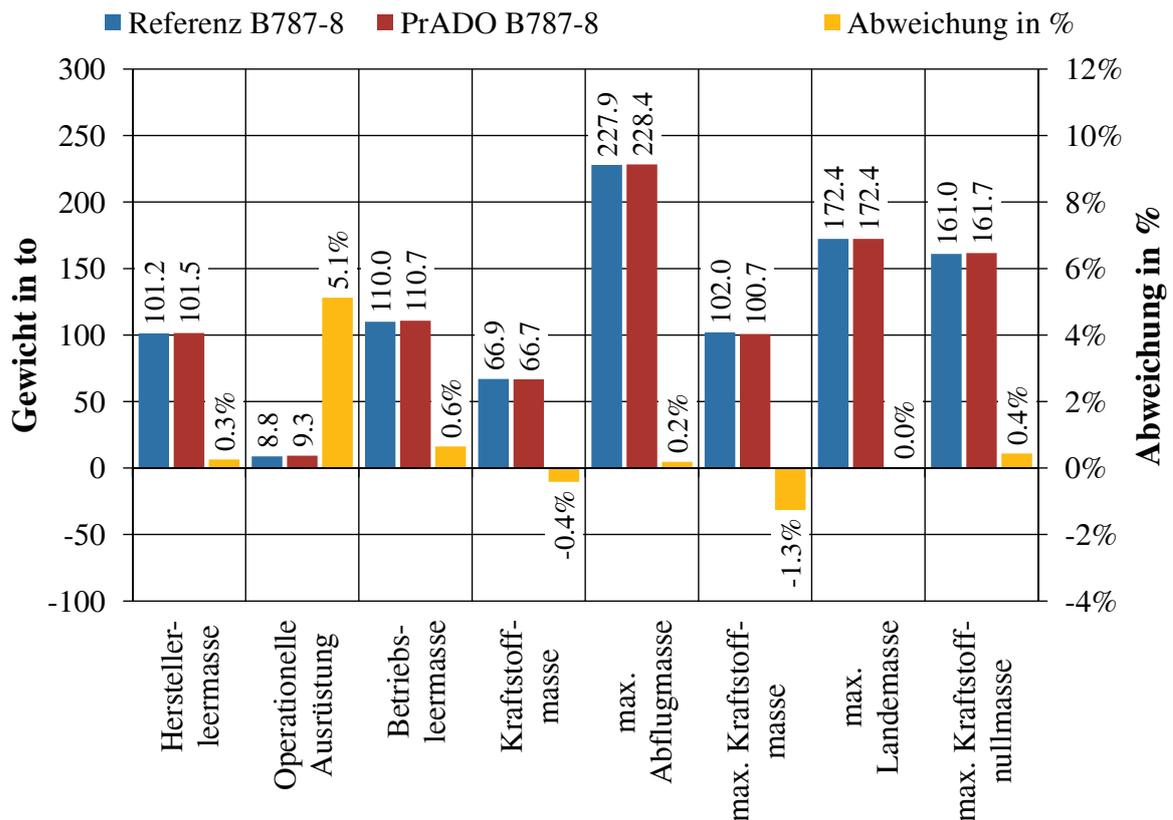


Abbildung 4.11: Vergleich der Boeing 787-8 Referenzdaten mit den PrADO-Ergebnissen

den veröffentlichten Werten. Die größten Abweichungen sind mit ca. 5% bei der operationellen Ausrüstung zu finden. Diese kann aber stark von der jeweiligen Airline abhängen und ist hier weniger relevant, zumal diese bezogen auf die Betriebsleermasse nur einen geringen Anteil hat. An der guten Übereinstimmung der maximalen Lande- und Kraftstoffnullmasse sieht man, dass die getroffenen Annahmen sich stimmig zu einem Gesamtergebnis zusammenfügen und so eine gute Ausgangsbasis für weitere Analysen geschaffen worden ist.

Die Verifikation der vorhergesagten Komponentenmassen für die 787-8 ist wegen fehlender Quellen nur über andere Vorentwurfsmethoden möglich, die aber meist auf empirischen Formeln und statistischen Annahmen beruhen. Da es im zivilen Luftfahrtbereich keine Verkehrsflugzeuge mit ähnlichem FKV-Anteil gibt, steht für empirische oder statistische Verfahren allerdings kein verlässlicher Referenzdatensatz zur Verfügung. Damit sind diese Ansätze für Flugzeuge mit hohem Anteil an FKV mit Vorsicht zu bewerten, wie in Kapitel B.5 gezeigt wird.

4.2.2 Vergleich mit der gestreckten Version

Ein Vergleich innerhalb der 787-Flugzeugfamilie führt wie bei der zuvor beschriebenen McDonald-Douglas MD-90-40X zu einer verlässlicheren Aussage, da hier bei den Varianten gleiche Annahmen und gleiche Methoden verwendet werden und ab-

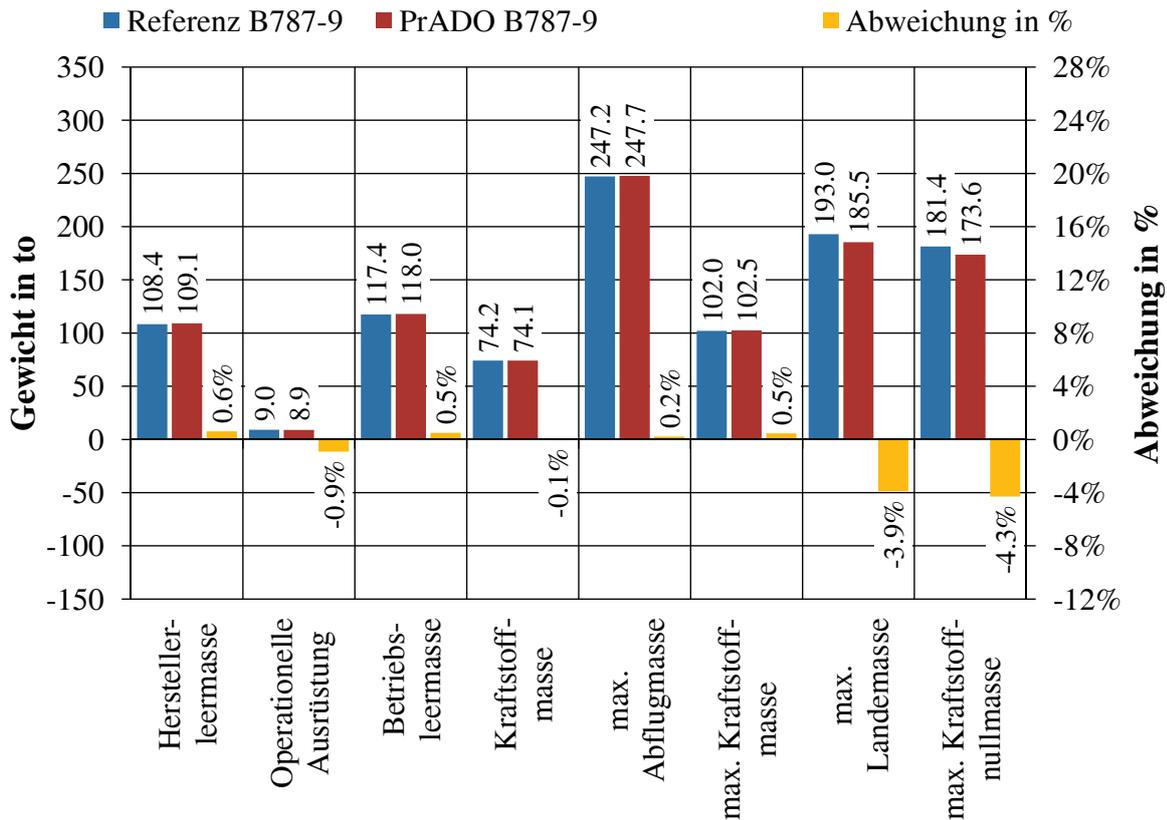


Abbildung 4.12: Vergleich der Boeing 787-9 Referenzdaten mit den PrADO-Ergebnissen

solute Werte weniger Bedeutung haben. In Abbildung B.6 sind die 787-8 und 787-9 gegenübergestellt. Der Flügel ist von seinen Abmessungen unverändert, aber die 787-9 weist einen um ca. 6m (je 120 Zoll bzw. je fünf Spante in Sektion 43 und 46) verlängerten Rumpf im Vergleich zur 787-8 auf und kann dadurch insgesamt 284 Passagiere aufnehmen ([Dom08]). Für die vergleichende Betrachtung ist die Nutzmasse für die Auslegungsmmission nur um das Mehrgewicht der Passagiere und deren Gepäck erhöht worden. Die zusätzliche Nutzfrachtmasse beträgt bei beiden 787-Versionen 19to. Auf Grund der damit verbundenen höheren maximalen Abflugmasse der 787-9 ist der Standschub der Triebwerke von 285kN auf 329kN je Triebwerk angehoben und die Kreisprozessdaten entsprechend angepasst worden. Weiterhin ist eine Steigerung der Reichweite um 650km vorgesehen (vgl. [Boe10b]).

Neben diesen Konfigurationsanpassungen sind in Domke [Dom08] angedachte Gewichtssparmaßnahmen gegenüber der 787-8 aufgezeigt, welche zum einen den Einsatz von Leichtgewichtssitzen und zum anderen verbesserte Flügelrippen und Rumpfsektionsverbindungen beinhalten. Diese Annahmen sind in den Entwurf der 787-9 mit eingeflossen.

Betrachtet man in Abbildung 4.12 die Abweichungen der Flugzeugdetaillmassen der 787-8 zur 787-9 zueinander, so werden bis auf die maximale Landemasse und die maximale Kraftstoffnullmasse die globalen Massen sehr gut wiedergegeben. Auch die Änderung in den Komponentenmassen im Vergleich zur 787-8 (vgl. Abbildung

B.4) sind nachvollziehbar. Der deutlichste Unterschied ist bei der Rumpfmasse zu verzeichnen. Dieser rührt zum größten Teil aus dem Mehrgewicht der zusätzlichen Rumpfsegmente aber auch aus den verlängerten Hebelarmen zum HLW und Bug, die ein größeres Biegemoment und damit eine höhere Belastung im Übergang zum Flügel erzeugen. Dies wird durch die erhöhte Abflugmasse zusätzlich verstärkt. Damit muss der Flügel auch mehr Auftrieb erzeugen und erfährt selbst eine höhere Belastung, welche durch strukturelle Verstärkungen abgefangen wird, was man an der gestiegenen Flügelstrukturmasse sieht. Die erhöhten Strukturmassen ziehen als Sekundäreffekt ein verstärktes Fahrwerk nach sich und der gestiegene Schub ein höheres Pylongewicht. Die Massen der Systeme, der Ausstattung und der Ausrüstung folgen den Änderungen des Rumpfes ebenso.

Letztendlich zeigt der Vergleich, dass PrADO/SAM die physikalischen Auswirkungen einer Rumpfstreckung nachvollziehbar und quantitativ sehr gut wiedergeben kann, wenn eine Kalibrierung auf das Basisflugzeug erfolgt. Es muss allerdings die Einschränkung vorgenommen werden, dass der Vergleich nur anhand der Daten aus [Dom08] erfolgt ist und daher eine gewisse Unsicherheit birgt.

4.3 Zusammenfassung der Validierungsergebnisse

Die Berechnungen der Strukturmassenänderungen durch den Einsatz von FKV's im Flügel des Mittelstreckenflugzeugs MD-90-40X haben die physikalisch nachvollziehbare Funktionsweise der Modifikation des FSD zum FED bewiesen. Auch ist an der MD-90-40X gezeigt worden, dass bei der Dimensionierung mittels FSD/FED bei hochfesten Werkstoffen ein Kriterium zur Berücksichtigung der strukturellen Stabilität notwendig ist, um unzulässiges Beulen von Hautfeldern oder Versteifung auszuschließen. Weiterhin ist verdeutlicht worden, dass die Schneeballeffekte durch die Materialsubstitution am Flügel nicht zu vernachlässigen sind und durch einen Gesamtentwurfsprozess abgebildet werden können. Ebenso ist die Funktionsweise der Methoden zur Anpassung Zirkulationsverteilung an Auftriebsflächen und zur Rückrechnung der *jigshape* aus der *flightshape* an der MD-90-40X nachgewiesen worden. Diese werden im nachfolgendem Kapitel benötigt, in dem die Auswirkungen von unterschiedlichen Zirkulationsverteilungen im Reiseflug untersucht werden.

An der Boeing 787 mit ihrem hohem Anteil an FKV's in der Primärstruktur ist mit dem Einsatz der neuen Methoden demonstriert worden, dass trotz wenig verfügbarer Informationen zu den Details des Flugzeuges die Auswirkungen einer Rumpfstreckung auf die Gesamtentwurfsdaten sowohl qualitativ als auch quantitativ gut vorhergesagt werden können.

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass die Analysen am Mittelstreckenflugzeug und Langstreckenflugzeug verdeutlicht haben, dass PrADO/SAM die physikalischen Auswirkungen einer Materialänderung im Falle der MD-90-40X und einer Rumpfstreckung im Falle der 787 nachvollziehbar wiedergeben kann, wenn eine Kalibrierung durch Anpassung der Materialausnutzungen in physikalisch sinnvollen Grenzen auf das Basisflugzeug erfolgt.



5 Parameterstudien

Unterschiedliche Zirkulationsverteilungen am Flügel im Reiseflug haben großen Einfluss auf den Gesamtentwurf, da sie sowohl den Kraftstoffverbrauch über die Auswirkung auf den induzierten Widerstand (Kapitel 3.3.2 beeinflussen, als auch Auswirkungen auf die Strukturmasse des Flügels haben. So liefert z. B. eine elliptische Zirkulation zwar den minimalen induzierten Widerstand, der Hebelarm der resultierenden Auftriebskraft und damit das Wurzelbiegemoment ist aber verhältnismäßig groß (Kapitel 3.6.2). Ein „dreieckige“ Zirkulationsverteilung hat wiederum einen höheren induzierten Widerstand, aber verursacht ein geringeres Wurzelbiegemoment. Zwischen den beiden Extremen lässt sich ein Kompromiss finden, der ein Optimum für den Gesamtentwurf darstellt. Durch die gegenseitige Abhängigkeit können die Phänomene aber nur durch die Verknüpfung der beiden Disziplinen Aerodynamik und Strukturauslegung in einem Prozess mit Rückführung der Werte auf den Gesamtentwurf (Schneeballeffekte) aufgezeigt werden.

Weiterhin soll in diesem Kapitel gezeigt werden, inwieweit sich die Berücksichtigung statisch aeroelastischer Effekte und die Materialsubstitution von Aluminium durch hochfeste und hochsteife Faser-Kunststoff-Verbunde auf den Gesamtentwurf in der Überlagerung mit unterschiedlichen Zirkulationsverteilungen auswirken. Die dazu durchgeführten Parameterstudien werden sowohl an einem Mittelstreckenflugzeug als auch an einem Langstreckenflugzeug durchgeführt, um Einflüsse von Auslegungsreichweite und Transportarbeit offenzulegen. Der Einfluss von unterschiedlichen Laminaten bei Verwendung von FKV's und die Auswirkungen unterschiedlicher Flügelsteifigkeiten erfolgt in Kapitel 6.

5.1 Parameterstudie am Mittelstreckenflugzeug

Als Mittelstreckenflugzeug ist die in Kapitel 4.1 vorgestellte MD-90-40X zunächst in Aluminiumbauweise (MR-Alu) und später mit CFK-Flügel (MR-CFK) als Ausgangsentwurf gewählt worden.

5.1.1 Einfluss der Zirkulationsverteilung im Reiseflug ohne Einfluss der Elastizität auf die *flightshape*

Die Zirkulation des Flügels wird dafür entsprechend der in Kapitel 4.1.4 dargestellten Methode von einer elliptischen Verteilung hin zu einer dreieckigen variiert. Um den reinen aerodynamischen Effekt hervorzuheben ist bei allen Berechnungen das Flugzeug als starr angenommen worden. Abbildung 5.1 zeigt die Zirkulationen zu Beginn des Reisefluges für die gerechneten Varianten im Vergleich. Die dazugehörigen Auftriebsbeiwerte variieren auf Grund der unterschiedlichen Flugzeugmassen und sind

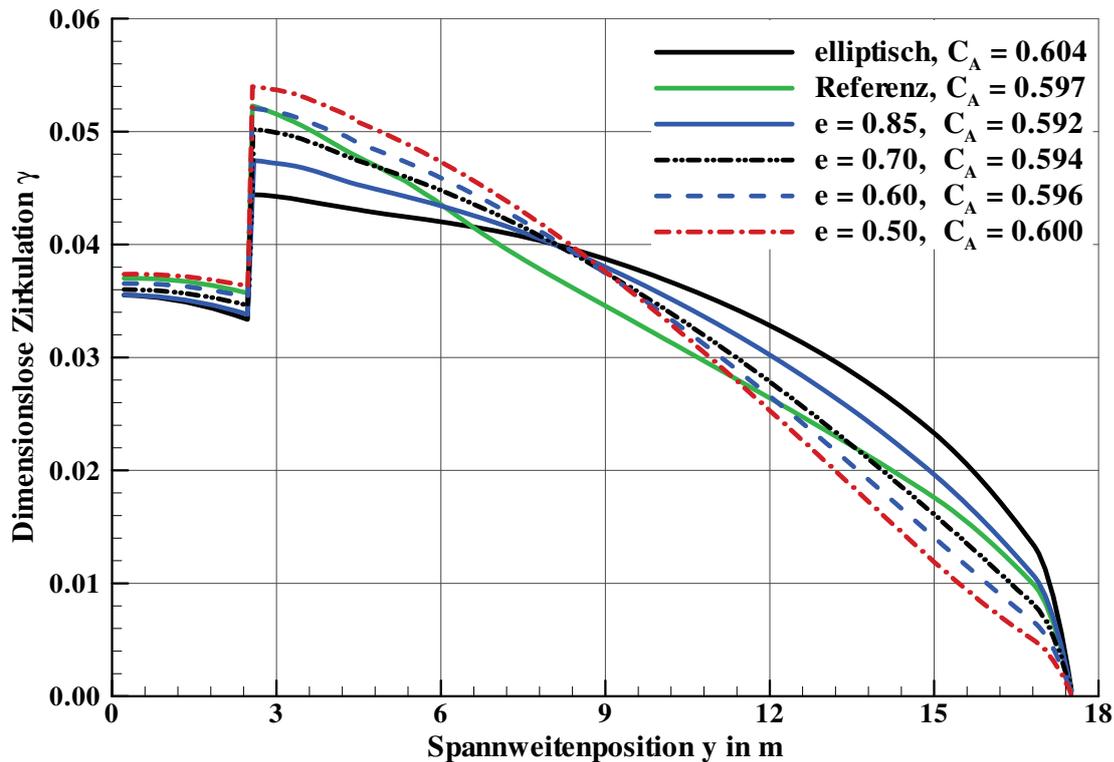


Abbildung 5.1: Zirkulationsverteilungen der MR-Alu Varianten

deswegen mit im Diagramm aufgeführt. In Abbildung C.1 im Anhang sind die Ergebnisse der Einzelanalysen aufgelistet. Die wichtigsten Werte für die MR-Alu Entwürfe sind in Abbildung 5.2 bezogen auf den Entwurf mit elliptischer Zirkulation dargestellt.

Es gibt zwei sich überlagernde Effekte, die sich besonders deutlich auf das Strukturgewicht der Tragfläche auswirken. Zum einen verringert sich durch die Verlagerung der resultierenden Auftriebskraft zur Flügelwurzel mit abnehmender Elliptizität das Wurzelbiegemoment am Flügel (vgl. Abbildung 5.1), zum anderen nimmt gleichzeitig damit der induzierte Widerstand zu. Der erste Effekt hat direkten Einfluss auf die Strukturmasse des Flügels, da dieser mit Abnahme des Wurzelbiegemomentes geringer dimensioniert werden kann und damit leichter wird. Der aerodynamische Effekt schlägt sich sekundär über die Zunahme der notwendigen Kraftstoffmasse für den Reiseflug nieder und wird durch Schneeballeffekte verstärkt. Die Überlagerung dieser beiden Effekte äußert sich darin, dass bei geringer Abweichung von der elliptischen Zirkulationsverteilung zunächst der positive Effekt der Massereduzierung des Flügels überwiegt und trotz der schlechteren Aerodynamik im Endeffekt die direkten Betriebskosten (DOC) geringer als bei der Variante mit elliptischer Zirkulation ausfallen. Während bei $e = 0.85$ die benötigte Kraftstoffmasse auf Grund der Gewichtsreduzierung sogar noch geringer ausfällt, steigt er bei $e \leq 0.80$ wieder an. Bei der Referenz-Version und allen anderen Varianten mit $e \leq 0.70$ überwiegt die Gewichtsersparnis gegenüber der Zunahme der Kraftstoffmasse allerdings, so dass die

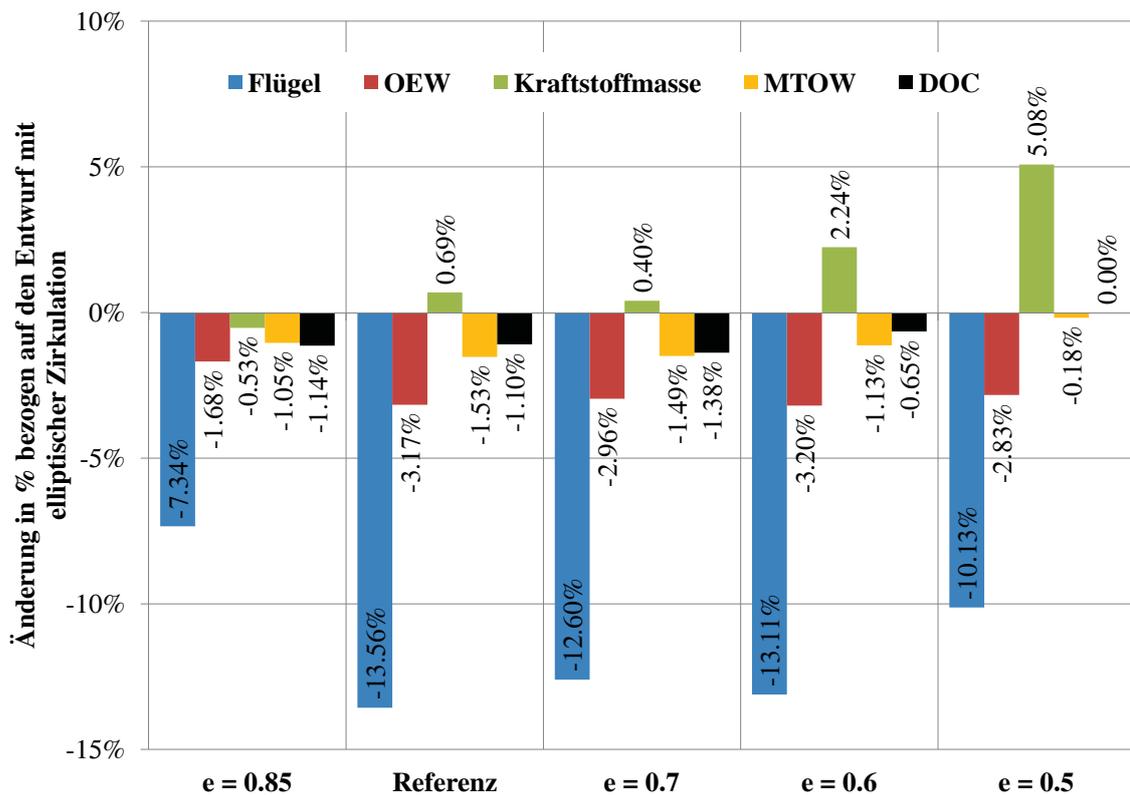


Abbildung 5.2: Auswirkungen von verschiedenen Zirkulationsverteilungen bezogen auf den MR-Alu Entwurf mit elliptischer Zirkulationsverteilung

maximalen Abflugmassen unter der Abflugmasse der Variante mit elliptischer Zirkulationsverteilung bleiben. Die besten DOCs hat die MR-Alu Variante mit $e = 0.70$, bei der das Verhältnis von Gewichtsreduzierung zur Zunahme des induzierten Widerstandes am günstigsten ist. Bei den Varianten mit $e \leq 0.60$ wirkt sich die schlechtere Aerodynamik so stark aus, dass die maximale Abflugmasse und bei $e = 0.50$ infolge dessen die Flügel- und Betriebsleermasse wieder ansteigen. Die optimale Zirkulationsverteilung dieser Konfiguration bezogen auf den Reiseflug liegt damit zwischen $0.85 \geq e \geq 0.70$ bzw. in der Nähe der Zirkulationsverteilung der Referenz.

Betrachtet man die Auftriebsverteilung entlang der Spannweite (Abbildung C.1), so werden die Anpassungen der Zirkulation durch lokale Änderung der geometrischen Anstellwinkel der Profile sichtbar. Um die elliptische Zirkulation aus der Referenz-Version zu erzeugen, muss die geometrische Verwindung besonders im Außenbereich erhöht werden, wenn die Profileigenschaften und der Flügelgrundriss unverändert bleiben. Dies wirkt sich ungünstig auf das Abreißverhalten aus, da im Bereich der maximalen Auftriebsverteilung bei elliptischer Zirkulation bei ca. 13.8m die Querruder des MR A/C liegen (zwischen 11 - 14m). Ein Strömungsabriss in diesem Bereich macht das Flugzeug damit unkontrollierbar und muss vermieden werden, indem Profile mit höherem maximalen Auftriebsbeiwert eingesetzt werden. Desweiteren verändert sich die Auftriebsverteilung mit größer werdendem Abstand von der elliptischen Zirkulation ganz analog zu einer Erhöhung der Zuspitzung ([ST01b]).

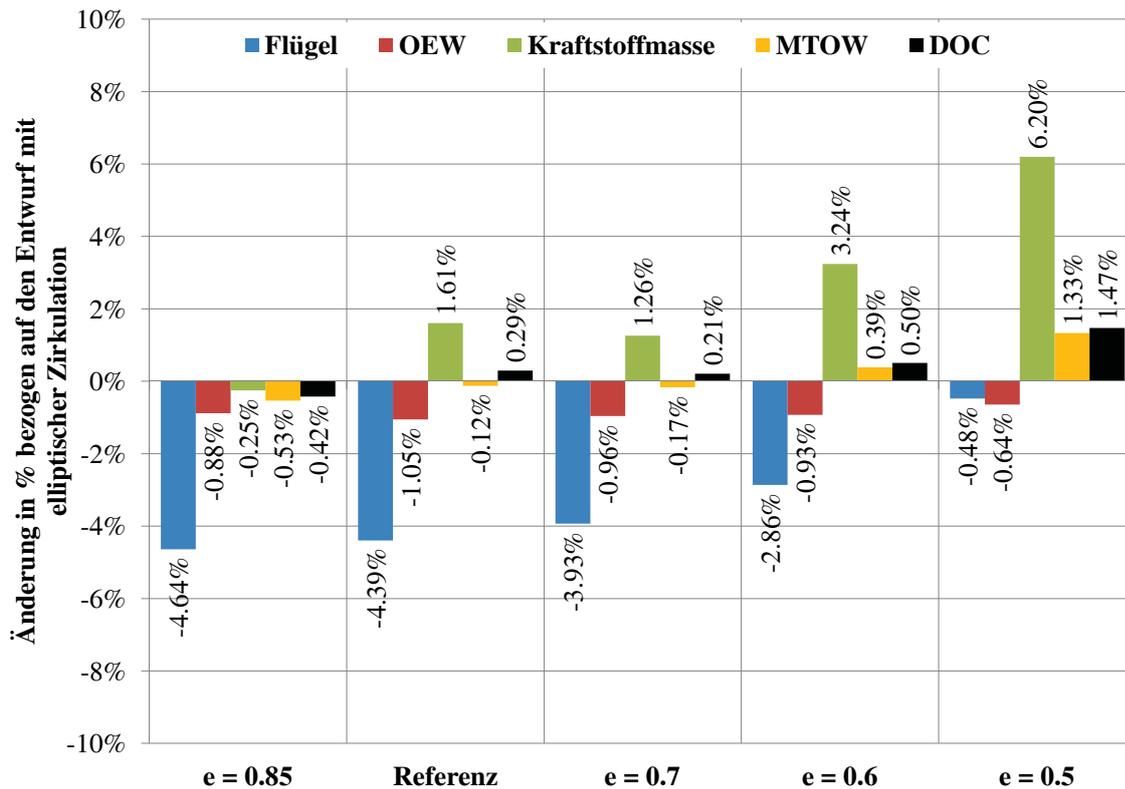


Abbildung 5.3: Auswirkungen von verschiedenen Zirkulationsverteilungen bezogen auf den MR-CFK Entwurf mit elliptischer Zirkulationsverteilung

Ein weiterer Einfluss durch die Variation der Zirkulationsverteilung besteht in der Veränderung des Nickmomentes und damit verbunden in der Trimmung des Flugzeuges. Betrachtet man hierzu das Nickmoment bei einem konstanten Auftriebsbeiwert (vgl. Abbildung C.1), so ist dies bei der elliptischen Zirkulationsverteilung am niedrigsten und steigt mit abnehmender Elliptizität an. Da sowohl die Schwerpunkte als auch der aerodynamische Neutralpunkt sich nur wenig ändern, erfordert die elliptische Zirkulationsverteilung den größten Höhenleitwerkstrimmwinkel im Vergleich zu den anderen Versionen. Dies bedeutet, dass der geringe induzierte Widerstand der elliptischen Zirkulation durch die Trimmung wieder erhöht wird und durch eine Verschiebung des Flügels nach vorn kompensiert werden muss, wie es auch schon in Kapitel 4.1.4 erläutert worden ist. Dennoch liefert die elliptische Zirkulationsverteilung den geringsten induzierten Widerstand der Vergleichsgruppe.

Die gleichen Zirkulationsverteilungen sind ebenso bei der MR-CFK untersucht worden. In Abbildung 5.3 sind hierzu analog zu Abbildung 5.2 die Ergebnisse zu der Variante mit elliptischer Zirkulation aufgetragen. Auch hier ist zunächst generell eine Zunahme der benötigten Kraftstoffmasse für die Auslegungsmiission mit größer werdender Abweichung von der ideal elliptischen Zirkulation zu verzeichnen, allerdings korreliert die Reduktion der Flügelmasse nicht mehr in gleicher Weise wie bei dem Aluminiumflügel mit Änderung der Zirkulationsverteilung. So ist zwar bei $e = 0.85$ eine ähnliche Masseneinsparung wie bei dem Aluminiumflügel zu sehen, aber

ab der CFK-Referenzversion nimmt die Flügelmasse trotz Entlastung nicht weiter ab. Dies kann einerseits durch den Effekt, dass zunehmend das Beulkriterium eine Rolle bei der Dimensionierung spielt, und andererseits durch den gegenüber dem Aluminiumflügel deutlich geringeren prozentualen Anteil der CFK-Flügelmasse an der Abflugmasse begründet werden.

Zum Verständnis sind in den Abbildungen C.2 und C.3 die für die Elemente dimensionierenden Kriterien einmal am Entwurf mit Aluminiumflügel und einmal am Entwurf mit CFK-Flügel beides für das Extremum $e = 0.5$ gegenübergestellt. Bei dem Aluminiumflügel sind sowohl die untere, als auch die obere Behäutung nach dem Spannungskriterium dimensioniert, bei dem CFK-Flügel ist dagegen die untere Behäutung des Flügelkastens, die die hochfesten IM7-Fasern enthält, fast ausschließlich durch das Beulkriterium bestimmt. Der größere Einfluss des Stabilitätskriteriums bei der Verwendung von IM7-Fasern folgt aus der höheren Festigkeit dieser Fasern gegenüber dem Aluminium bei ähnlicher Steifigkeit im MSV. Die höhere Festigkeit führt zu deutlich geringeren Wandstärken und wegen der Proportionalität der kritischen Beulspannung $\sigma_{cr,buckle}$ zu t^2 wird Beulen bei den Lastfällen, die die untere Behäutung der Flügelkastens auf Druck beanspruchen (Landestöße, $-1g$), schließlich dimensionierend. Dieser Sachverhalt ist ab der CFK-Referenzversion vorhanden und nimmt mit abnehmender Elliptizität zu. Durch den Anstieg des induzierten Widerstandes nimmt mit abnehmender Elliptizität die Kraftstoffmasse in einem größeren prozentualen Anteil an der MTOW zu, als der Flügel an Entlastung erfährt. Dies führt dazu, dass zusätzlich zu den durch das Beulen dimensionierten Bereichen weitere Bereiche am Flügel nach dem Spannungskriterium verstärkt werden müssen. Damit steigt die Flügelmasse mit abnehmender Elliptizität sogar noch leicht an. Der CFK-Flügel kann ohne weitere Modifikationen wie z.B. des Flügelgrundrisses hier also nicht die Vorteile durch die entlastende Wirkung einer stärker dreieckigen Zirkulation ($e < 0.85$) ausspielen und der Nachteil des höheren induzierten Widerstandes dominiert.

Für beide MR A/C Entwürfe kann gefolgert werden, dass eine elliptische Zirkulationsverteilung des Flügels hier nicht das Optimum bezogen auf den Gesamtentwurf darstellt. Hauptursache ist hierfür die resultierende Belastung der Flügelstruktur, die bei einer elliptischen Zirkulationsverteilung am größten ist und mit abnehmender Elliptizität geringer ausfällt. Gegenläufig dazu ist die Zunahme des induzierten Widerstandes und damit der benötigten Kraftstoffmasse. Es muss also eine für den Gesamtentwurf optimale Zirkulationsverteilung existieren, die aus einem Kompromiss aus Flügelgewicht und induziertem Widerstand folgt. Als Ergebnis der Parametervariation hat sich bei dem Entwurf mit Aluminiumflügel eine Elliptizität von $e = 0.7$ als guter Kompromiss zwischen Strukturmassenreduktion und Änderung der Kraftstoffmasse bewiesen, was an dem kleinsten DOC ausgemacht werden kann (Abbildung 5.2). Bei den Entwürfen mit CFK-Flügel liegt bei einer Zirkulationsverteilung von $e = 0.85$ der größte Vorteil für den Gesamtentwurf bezogen auf die DOCs vor.

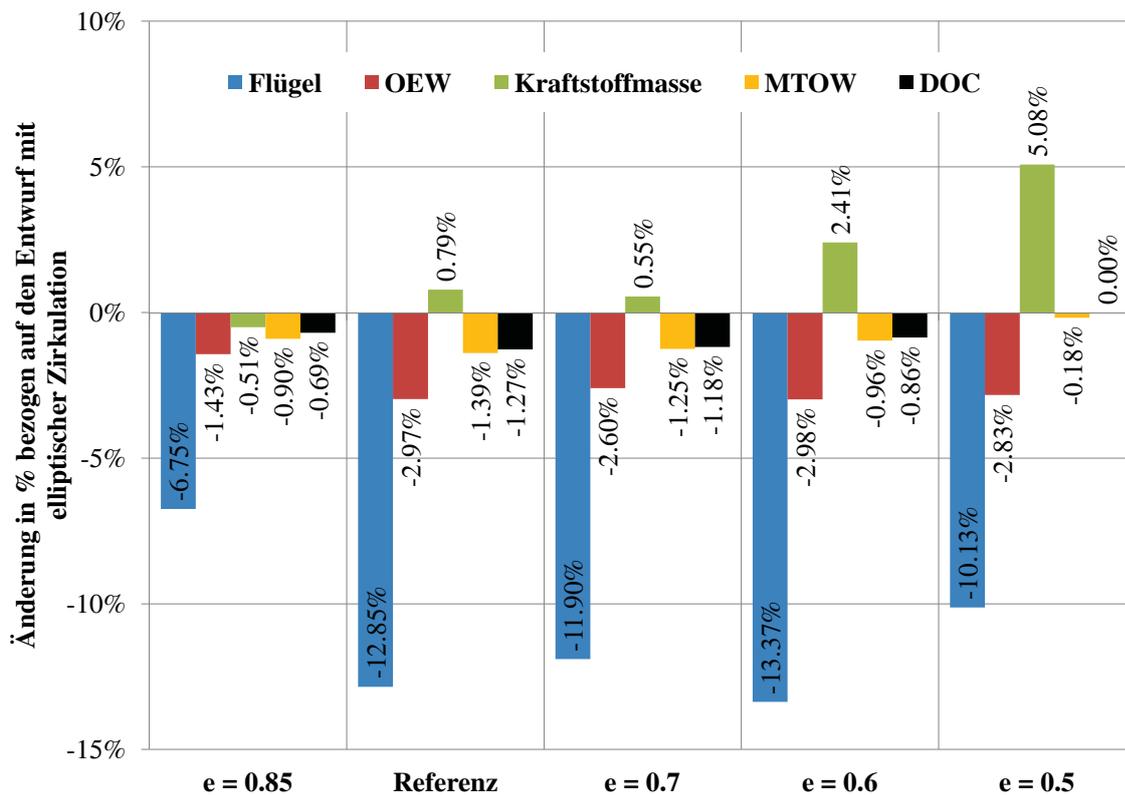


Abbildung 5.4: Auswirkungen von verschiedenen Zirkulationsverteilungen bezogen auf den MR-Alu Entwurf mit elliptischer Zirkulationsverteilung unter Berücksichtigung der statischen Aeroelastik

Eine allgemein gültige Aussage, welche Zirkulationsverteilung für den Reiseflug optimal ist, ist selbst bei identischer Flugzeuggeometrie bei Variation des Flügelmaterials nicht möglich, wie man am MR A/C gesehen hat.

5.1.2 Einfluss der statischen Aeroelastik auf die Variation der Zirkulationsverteilung

Die im vorgehenden Kapitel durchgeführten Berechnungen der Parameterstudie werden in diesem Kapitel mit Berücksichtigung des statisch aeroelastischen Gleichgewichts in allen Lastfällen wiederholt, um den Einfluss der Kopplung von Aerodynamik und elastischem Verhalten des Flugzeuges aufzuzeigen. Die aeroelastische Strukturdimensionierung folgt dabei der in Kapitel 3.6 beschriebenen Methodik mit Einhaltung der *flightshape* des Reisefluges. Diese ist identisch mit der starren Geometrie der in Kapitel 5.1.1 untersuchten Versionen mit Aluminiumflügel. Alle weiteren Parameter sind unverändert geblieben, um den reinen Einfluss der aeroelastischen Auslegung darstellen zu können.

MR-Alu In Abbildung 5.4 sind zum Vergleich analog zu Abbildung 5.2 die Änderungen der Flügelmasse, der Betriebsleermasse, der maximalen Abflugmasse und der direkten Betriebskosten gegenüber der Variante mit elliptischer Zirkulationsver-

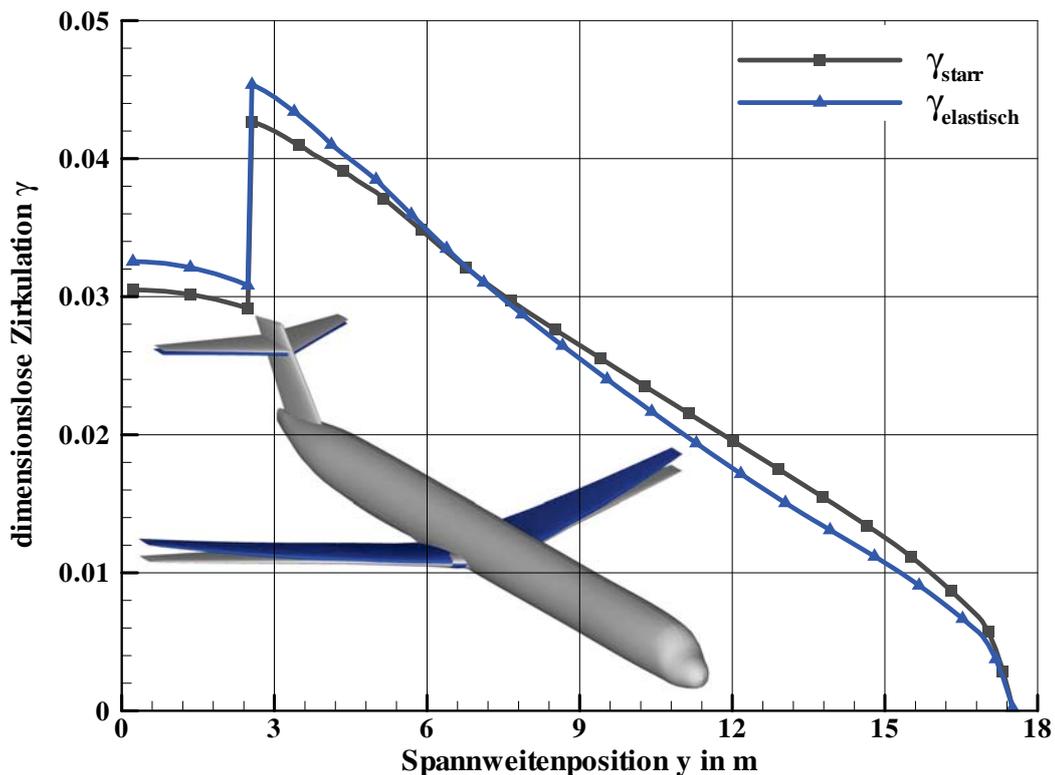


Abbildung 5.5: Auswirkungen der statischen Aeroelastik auf die Zirkulationsverteilung im Abfangmanöver mit $n = 3.2g$, starre und flexible Struktur an einem MR-Alu Entwurf

teilung aufgetragen. Der generelle Trend ist vergleichbar mit den Ergebnissen der starr gerechneten Entwürfe. So reduzieren sich die Flügelstrukturmassen deutlich gegenüber Bezugsvariante, je dreieckiger die Zirkulation im bestimmenden Reiseflug wird. Auch hier ist erkennbar, dass die maximale Abflugmasse zunächst sinkt und aufgrund der steigenden induzierten Widerstände ab einem Punkt wieder ansteigt. Während bei der Referenz und der Version mit $e=0.7$ ein guter Kompromiss erreicht ist, nimmt ab $e=0.6$ die notwendige Kraftstoffmasse in so einem Maß zu, dass die MTOW wieder ansteigt. Bei $e=0.5$ ist sogar nahezu kein Vorteil in der MTOW und in den DOC gegenüber der Version mit elliptischer Version erkennbar.

Wie man den zusammengefassten Ergebnissen aus Abbildung C.4 und C.3 entnehmen kann, ist im direkten Vergleich mit den starr gerechneten Entwürfen als erstes das um ca. 4-7% deutlich geringere Flügelgewicht der aeroelastisch gerechneten Entwürfe zu sehen. Die Änderungen der Betriebsleermasse, der maximalen Abflugmasse, der Kraftstoffmasse für die Flugmission und die direkten Betriebskosten fallen jedoch hier mit unter einem Prozent gering aus, da der Flügel nur ca. 17-18% der Betriebsleermasse ausmacht und die Reiseflugaerodynamik durch das Einhalten der *flightshape* identisch ist.

Die geringere Flügelmasse der statisch aeroelastisch gerechneten Entwürfe lässt sich damit erklären, dass sich in die Dimensionierung bestimmenden Abfanglastfall

(Punkt C/C' im Manöver/Böen-v-n-Diagramm) der im aeroelastischen Gleichgewicht befindliche Flügel einerseits nach oben verbiegt und andererseits durch die Rückwärtsfeilung im Außenbereich entwindet. Während im 1g Reiseflug genau die gewünschte *flightshape* aus der Deformation von der *jigshape* her erreicht wird, so biegt sich der Flügel bei einem Lastvielfachen $n \geq 1g$ über dieses Maß hinaus nach oben und entwindet sich im Außenbereich im Vergleich zur *flightshape*. Trägt man die Zirkulationsverteilungen der starren Aerodynamik, bei der die 1g *flightshape* eingefroren ist, zusammen mit der elastischen Aerodynamik, die bei $n = 1g$ die *flightshape* ergibt, auf , so wird aus Abbildung 5.5 ersichtlich, dass der Flügel im aeroelastischen Gleichgewicht des Abfanglastfalls ein geringeres Wurzelbiegemoment erfährt und damit leichter dimensioniert werden kann.

Betrachtet man zusammenfassend noch einmal die Unterschiede zwischen den starren und aeroelastisch gerechneten Entwürfen der MD-Alu (Abbildung C.4), so gleichen diese für die Flügelmasse bei allen Versionen fast einem konstantem Offset mit einer Abweichung untereinander von maximal 1%. Auch die weiteren betrachteten Werte liegen in einem sehr engen Band und stellen ebenso einen konstanten Offset zwischen starrer und aeroelastischer Gesamtentwurfsauslegung dar. Bei den MR-Alu Entwürfen lässt sich so in erster Näherung folgern, dass die aeroelastische Auslegung absolut gesehen zwar geringere Massen vorhersagt, aber der Trend der parametrischen Variation der Flügelzirkulation in gleicher Weise auch bei der starren Auslegung vorhergesagt wird.

MR-CFK Auch bei den MR-CFK Varianten sind die Entwürfe mit Berücksichtigung der statisch aeroelastischen Effekte noch einmal berechnet worden (vgl. Abbildung C.4). Während in Abbildung 5.6 die Auswirkungen der Variation der Zirkulationsverteilungen zu sehen sind, zeigt Abbildung C.5 wieder analog zu den Ergebnissen den MR-Alu Entwürfen die Änderungen zwischen starrer und aeroelastischer Auslegung.

Anders als bei dem Aluminiumflügel sind hier die Differenzen zwischen starrer und aeroelastischer Auslegung größer, was an der größeren Festigkeitsreserve des CFK-Materials gegenüber dem Aluminium liegt. Außerdem ist im Unterschied zu der starren Auslegungen mit CFK-Flügel das Gesamtgewicht hier insgesamt niedriger und die zuvor beobachtete Limitierung durch das Beulkriterium wirkt sich weniger stark aus. Damit ist die Flügelsteifigkeit der aeroelastisch gerechneten Entwürfe etwas geringer als bei der starren Auslegung und der Einfluss der Entlastung durch die stärkere Durchbiegung in den Auslegungslastfällen größer. Das hat geringere Flügelgewichte zur Folge und über die Schneeballeffekte eine positive Auswirkung auf alle anderen Massen.

Weiterhin verschiebt sich durch die aeroelastische Auslegung der beste Entwurf der starren Analyse von dem Flügel mit einer Elliptizität von $e = 0.85$ zu der Zirkulationsverteilung des Referenzentwurfes. Die Abnahme der Flügelsteifigkeit wirkt sich hier somit direkt auf die günstigste Zirkulationsverteilung des Entwurfes aus.

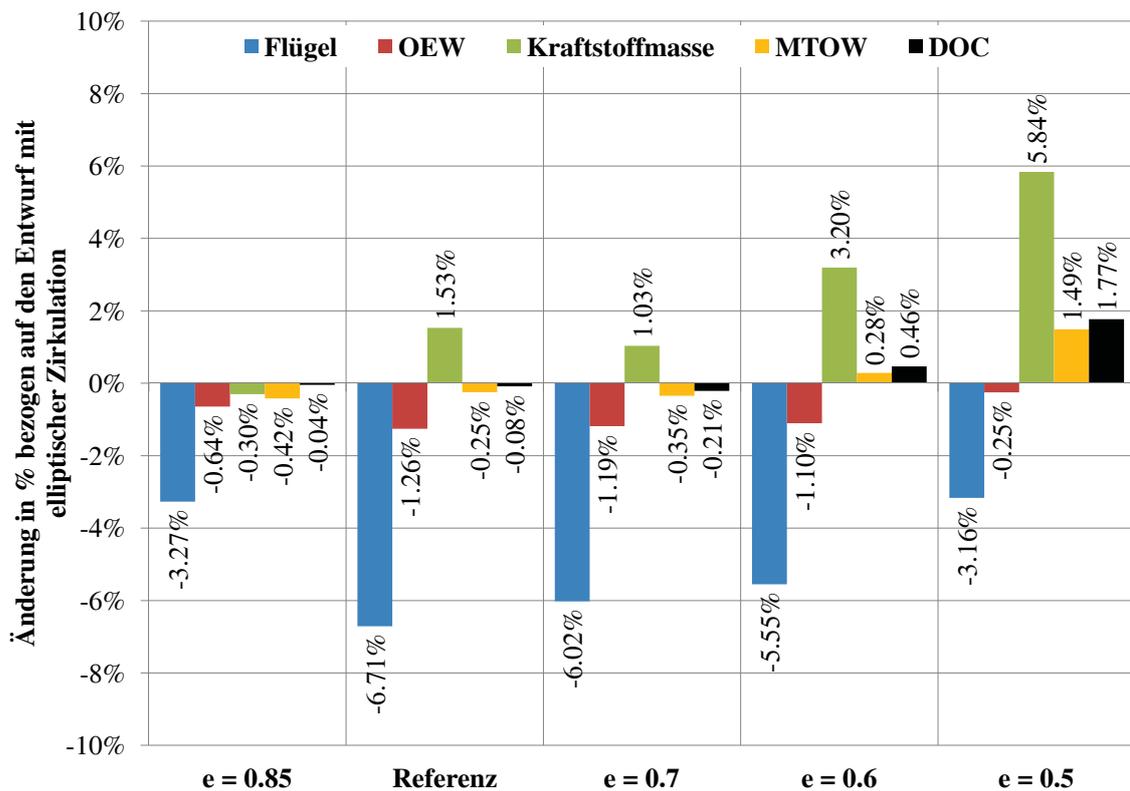


Abbildung 5.6: Auswirkungen von verschiedenen Zirkulationsverteilungen bezogen auf den MR-CFK Entwurf mit elliptischer Zirkulationsverteilung unter Berücksichtigung der statischen Aeroelastik

5.2 Parameterstudie am Beispiel eines Langstreckenflugzeuges

Für den Auslegungspunkt eines Langstreckenflugzeuges (LR A/C) ist der Anteil des Reisefluges an der Gesamtflugzeit größer als bei einem Mittelstreckenflugzeug (MR A/C). Damit steigt der Einfluss der Aerodynamik respektive des Kraftstoffmassenverbrauchs auf den Gesamtentwurf an, so dass erwartet wird, dass die Auswirkungen der Variation der Zirkulationsverteilung größer als beim MR A/C ausfallen. Als Vertreter der Langstreckenflugzeuge ist die in Kapitel 4.2 vorgestellte 787-8 als Ausgangsentwurf gewählt worden. Wie bei dem MR A/C soll zunächst der Einfluss mit starrer Aerodynamik dargestellt und darauf folgend der Einfluss der statischen Aeroelastik auf die Variation der Zirkulationsverteilung aufgezeigt und die Unterschiede und Gemeinsamkeiten erläutert werden.

5.2.1 Einfluss der Zirkulationsverteilung im Reiseflug ohne Einfluss der Elastizität auf die *flightshape*

Die Basisversion des LR A/C ist so nachmodelliert worden, dass im Reiseflug eine elliptische Zirkulationsverteilung des Flügels vorliegt. Diese wird nun schrittweise von der Elliptizität $e = 1.0$ bis $e = 0.5$ einer dreieckigen Zirkulationsverteilung angenähert. Alle weiteren Entwurfsparameter bleiben auch hier gleich, um die direkten Auswirkungen sichtbar zu machen.

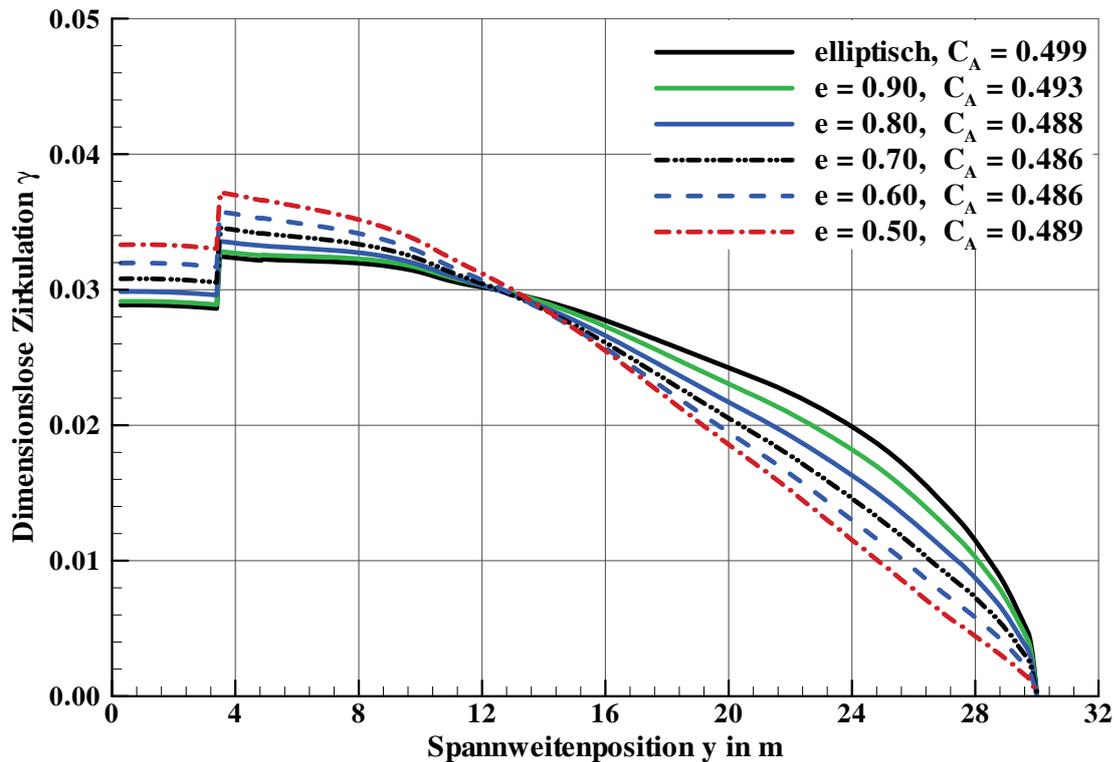


Abbildung 5.7: Zirkulationsverteilungen der LR A/C Varianten

Die Variation der Zirkulationsverteilungen ist in Abbildung 5.7 für das LR A/C dargestellt. Da es sich um die Verteilungen der auskonvergierten Lösung der jeweiligen Version handelt, weichen die Auftriebsbeiwerte im Reiseflug leicht auf Grund unterschiedlicher Gesamtflugzeugmassen voneinander ab und sind deswegen mit in das Diagramm mit aufgenommen worden. In Ergänzung sind in Abbildung C.6 die zu den Zirkulationen gehörenden Auftriebsverteilungen des Flügels dargestellt. Auch hier ist der gleiche Zusammenhang wie schon zuvor bei dem MR A/C vorhanden. Bei elliptischer Zirkulationsverteilung liegen die größten lokalen Auftriebsbeiwerte $c_a(y)$ im Außenflügel in dem Bereich zwischen $y = 20m \dots 28m$ vor. Dort sind auch die Querruder des LR A/C angeordnet. Bei der elliptischen Zirkulationsverteilung besteht also auch hier die Gefahr eines ungünstigen Strömungsabrisses an den Querrudern. Diese reduziert sich, wie man den $c_a(y)$ -Verläufen entnehmen kann, mit abnehmender Elliptizität und erreicht ab $e = 0.7$ einen Verlauf, wie er für die Flügelauslegung in Soule und Anderson [SA40] empfohlen wird.

Die detaillierten Ergebnisse der Einzelanalysen (Abbildung C.5) sind in Abbildung 5.8 an einigen wichtigen Größen zusammenfassend dargestellt. Auch bei dem LR A/C ist eine nahezu lineare Abnahme der Flügelmasse und der Betriebsleermasse mit abnehmender Elliptizität festzustellen. Während die Kraftstoffmasse für den Reiseflug bei $e \geq 0.7$ zunächst als Folge der geringeren Strukturmassen abnimmt, steigt diese mit noch kleinerer Elliptizität wieder an und übersteigt schließlich die

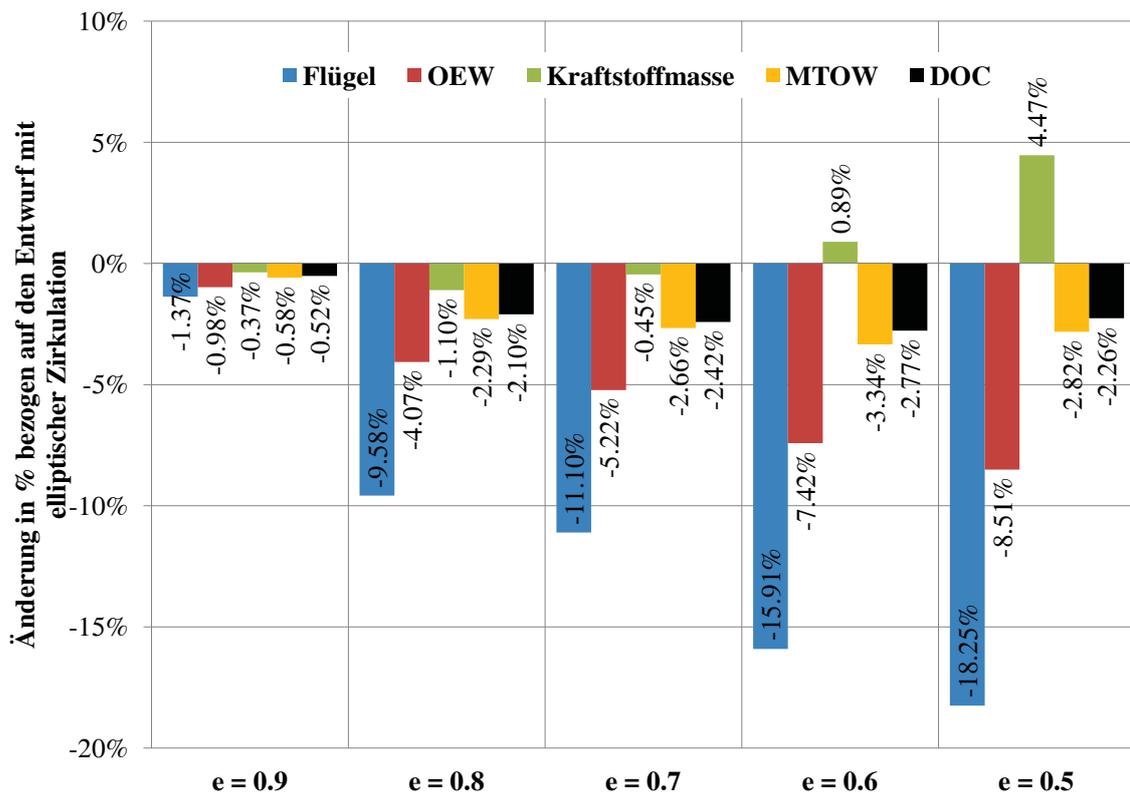


Abbildung 5.8: Auswirkungen von verschiedenen Zirkulationsverteilungen bezogen auf das LR A/C mit elliptischer Zirkulationsverteilung ohne Berücksichtigung der statischen Aeroelastik

Kraftstoffmasse des Referenzentwurfes obwohl die Strukturmassen geringer ausfallen. Hier überwiegt wieder die Zunahme des induzierten Widerstandes.

Anders als bei dem MR A/C liegt bei dem LR A/C bei starrer Auslegung der beste Kompromiss aus Gewichtsreduktion des Flügels und aerodynamischer Güte bei einer Elliptizität von $e = 0.6$, wenn man die MTOW und die DOCs als Grundlage für die Bewertung nimmt.

5.2.2 Einfluss der statischen Aeroelastik

Interessant ist der direkte Vergleich der Ergebnisse ohne Einfluss der statischen Aeroelastik mit denen in Abbildung 5.9 und Abbildung C.6 gezeigten Ergebnissen, bei denen das aeroelastische Gleichgewicht für alle Lastfälle in der Dimensionierung hergestellt worden ist. Anders als bei den Auslegungen mit nicht gekoppelter Dimensionierung, nehmen die Flügelmassen nicht mehr linear mit der Verminderung der Elliptizität ab, sondern es existiert ein deutliches Minimum bei einer Elliptizität von $e = 0.7$. Bei $e = 0.7$ ist demnach auch der Gesamtentwurf gemessen an OEW, der Kraftstoffmasse für die Auslegungsmission und den DOCs optimal.

Der Unterschied zu den Ergebnissen der starren Auslegung (vgl. Abbildung C.7) liegt daran, dass die resultierende Luftkraft zwar genau so wie bei der starren Aus-

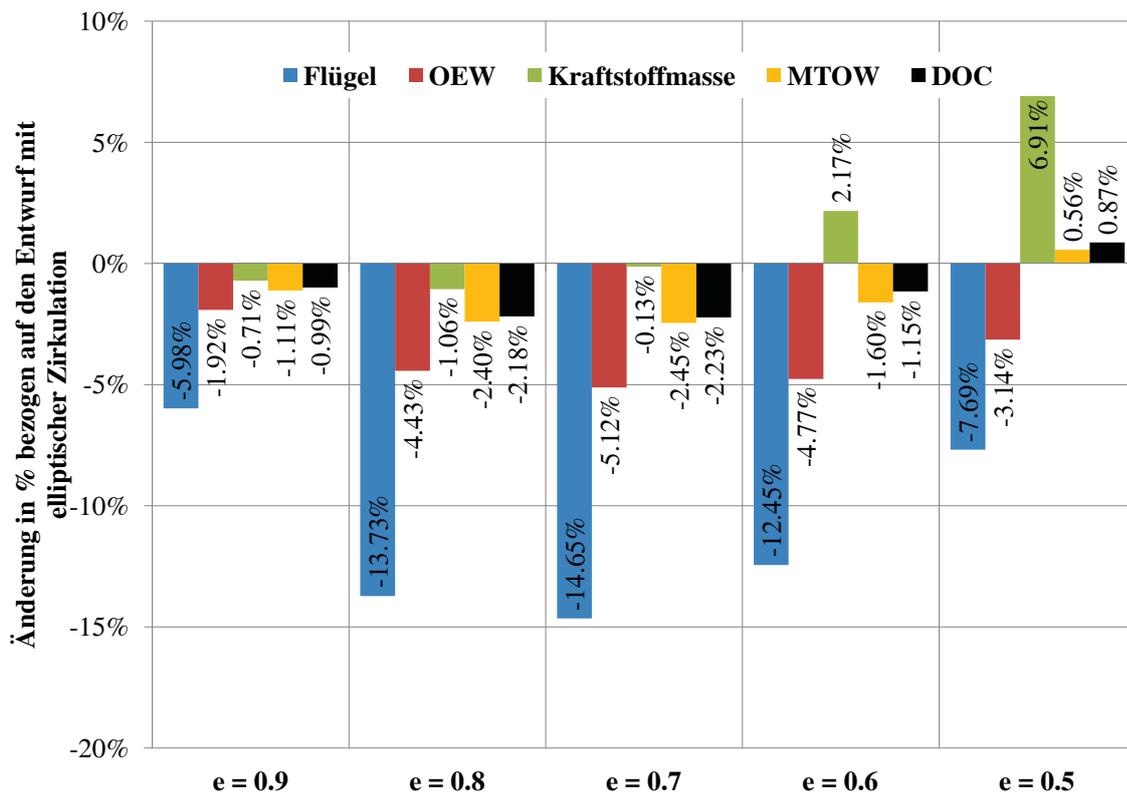


Abbildung 5.9: Auswirkungen von verschiedenen Zirkulationsverteilungen bezogen auf das LR A/C mit elliptischer Zirkulationsverteilung mit Berücksichtigung der statischen Aeroelastik

legung mit kleinerer Elliptizität nach innen wandert, jetzt aber im aeroelastischen Gleichgewicht durch die Entwindung des Flügels in den dimensionierenden Lastfällen mit Lastvielfachen $n \neq 1.0$ eine weitere Entlastung dazukommt. Dies ist auch der Grund, warum die aeroelastisch ausgelegten Entwürfe, wie schon an dem MR A/C in Kapitel 5.1.2 gezeigt, insgesamt deutlich leichter sind. Zum direkten Vergleich starrer und aeroelastischer Ergebnisse sind hierzu die absoluten Massen in Tabelle 5.1 dargestellt. In dieser erkennt man, dass in jedem Fall die aeroelastisch ausgelegten Entwürfe absolut leichter als bei starrer Auslegung werden.

Die aus dem aeroelastischen Gleichgewicht kommende zusätzliche Entlastung durch Entwindung im Außenflügel fällt bei dem LR A/C mit ihrer großen Spannweite je nach Zirkulationsverteilung unterschiedlich stark aus und ist direkt abhängig von der Zirkulationsverteilung und der aus der Dimensionierung entwickelten Steifigkeit. Abbildung C.8 zeigt hierzu das Zusammenwirken beider Effekte auf die Differenzen $\Delta\gamma$ zwischen starrer und aeroelastischer Zirkulationsverteilung beispielhaft für einen Abfanglastfall (Lastfall 5). Darin sieht man die Abnahme von $\Delta\gamma$ im entscheidenden Außenflügel mit kleiner werdender Elliptizität ($e \leq 0.7$).

Die erste Ursache für die Abnahme der Flügelentlastung mit kleiner werdender Elliptizität ist die Form der Zirkulationsverteilung. Der meiste Auftrieb wird bei kleiner Elliptizität mit dem Innenflügel erzeugt, wie man aus den Verläufen der Zirkulati-

LR A/C						
Gruppe in kg	e=1.0	e=0.9	e=0.8	e=0.7	e=0.6	e=0.5
Flügel starr	29169	28769	26375	25930	24529	23846
Flügel aeroel.	25046	23548	21608	21378	21929	23121
OEW starr	110713	109630	106210	104930	102502	101293
OEW aeroel.	103143	101167	98571	97862	98227	99903
MTOW starr	228358	227030	223122	222274	220742	221915
MTOW aeroel.	218846	216409	213588	213480	215335	220076

Tabelle 5.1: Gegenüberstellung der absoluten Massen von Flügel, Betriebsleermasse und maximaler Abflugmasse bei starrer und aeroelastischer Auslegung

on (vgl. Abbildung 5.7) ableiten kann. Somit liegt die Resultierende Auftriebskraft ohnehin schon näher an der Wurzel als bei einer ideal elliptischen Verteilung. Durch den Angriff der Resultierenden im auf Grund der Zuspitzung und der größeren Dicke steiferen Innenflügel ist die Durchbiegung und damit auch die Entwindung im Außenflügel geringer. Die Entlastung fällt dadurch bei kleiner Elliptizität geringer als bei einer ideal elliptischen Verteilung aus.

Die zweite Ursache ist das Zunehmen des Stabilitätsproblems im Außenflügel. Da absolut gesehen die Entwürfe mit kleiner Elliptizität leichter sind, nimmt auch die Dicke der Behütungen ab, wodurch diese dann nicht mehr nur durch das Spannungskriterium, sondern auch zunehmend durch das Beulkriterium dimensioniert werden (C.9 und C.10). Dieser Effekt ist ebenso bei den MR-CFK Entwürfen beobachtet worden und begrenzt die Massenabnahme, die aufgrund des spannungsbasierten Versagenskriteriums zulässig wäre.

5.3 Vergleich der Effekte am Mittel- und Langstreckenflugzeug

Nachdem in den beiden vorhergehenden Kapiteln die Effekte am Mittelstrecken- und Langstreckenflugzeug einzeln betrachtet worden sind, sollen hier die Ergebnisse miteinander verglichen werden. Dazu sollen die Einflüsse auf die maximale Abflugmasse der einzelnen Entwürfe gegenübergestellt werden. Um die Effekte zu verdeutlichen, zeigt Abbildung 5.10 die Änderungen der maximalen Abflugmassen bezogen auf die Entwürfe mit elliptischer Zirkulationsverteilung aufgetragen über der Elliptizität der Zirkulationsverteilungen des Flügels.

Am MR A/C ist der Effekt der aeroelastischen Auslegung sowohl beim Entwurf mit Aluminiumflügel als auch mit CFK-Flügel mit ca. 0.5% geringer als die Auswirkung unterschiedlicher Zirkulationsverteilungen (ca. 2%) bezogen auf die maximale Abflugmasse. Schon Österheld [Öst03] hat am Beispiel der Airbus A320-Familie gezeigt,

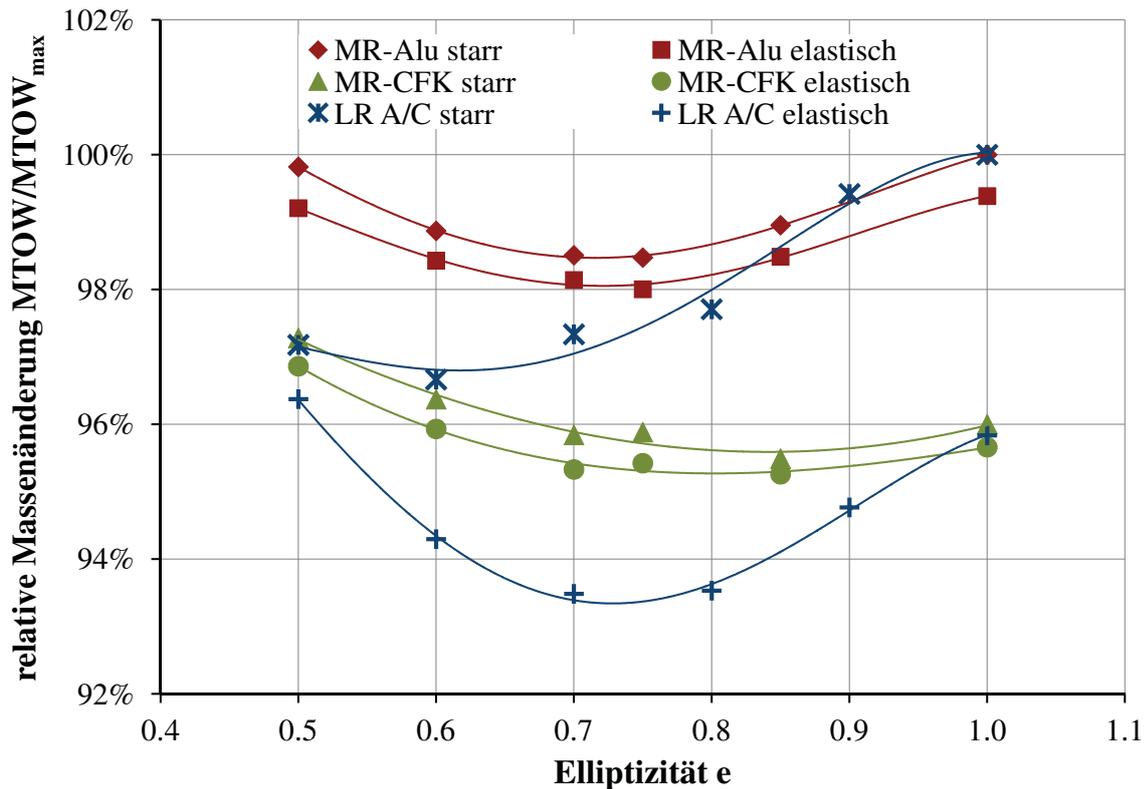


Abbildung 5.10: Auswirkungen der Zirkulationsverteilungen auf die maximale Abflugmasse ohne und mit Berücksichtigung statisch aeroelastischer Effekte

dass die Auswirkungen bei Mittelstreckenflugzeugen der statischen Aeroelastik auf Grund der kleinen Spannweite und der kleinen Deformationen im Reiseflug gering sind. Wird bei der aeroelastischen Auslegung die *flightshape* eingehalten, so fallen die Unterschiede, wie hier am Beispiel der MD-90-40x mit Aluminium- und CFK-Flügel gezeigt, noch geringer aus.

Bei der 787-8 als Vertreter der Langstreckenflugzeuge ist der Unterschied zwischen starrer und aeroelastischer Auslegung und auch der Einfluss der Zirkulationsverteilung dagegen deutlich stärker ausgeprägt als bei dem MR A/C Entwurf. Die aeroelastische Auslegung unterscheidet sich bis zu 5% von der starren und die Zirkulationsverteilung verursacht bis zu 3% Unterschied in der maximalen Abflugmasse.

Betrachtet man nur die rein **starrten Auslegungen**, so ist der Einfluss der Zirkulationsverteilung mit kleiner werdender Elliptizität bei dem LR A/C anders als beim MR A/C. Bei der LR A/C wirkt sich der Abfall der Gleitzahl im Reiseflug von $E_{GZ} = 20.78$ bei $e = 1.0$ zu $E_{GZ} = 19.11$ bei $e = 0.5$ und damit der Anstieg der Kraftstoffmasse nicht so stark negativ auf die maximale Abflugmasse aus, da die Flügelmassen in gleichem Maß abnehmen und die zusätzliche Kraftstoffmasse kompensieren. Während bei dem MR A/C ein Gewichtsminimum bei $e \approx 0.7$ auftritt, ist dies bei dem LR A/C erst bei $e \approx 0.6$ erreicht und auch schwächer ausgeprägt. Anders sieht es aus, wenn man die **aeroelastischen Auslegungen** der Mittel- und Lang-

streckenflugzeuge vergleicht. Hier zeigt sich auch bei dem LR A/C ein ausgeprägtes Gewichtsminimum bei $e \approx 0.7$ aufgrund der in Kapitel 5.2 im Detail erläuterten Effekte.

Ein weiterer Effekt kann an dem MR-CFK Entwurf und an dem LR A/C festgestellt werden. Bei beiden zeigt sich mit abnehmender Elliptizität eine Reduktion des aeroelastischen Einflusses, der einerseits mit der hohen Festigkeit der CFK-Strukturen und der damit stärker ausgeprägten Anfälligkeit gegen Instabilität (vgl. Kapitel 5.1.2) und andererseits mit der Verlagerung der Resultierenden Luftkräfte zum steiferen Innenflügel mit abnehmender Elliptizität begründet werden kann.

Aus den durchgeführten Analysen lassen sich für die untersuchten Mittel- und Langstreckenentwürfe die Schlussfolgerungen ziehen:

- Bei dem MR A/C können die aeroelastischen Effekte aufgrund des geringen Einflusses auf die qualitativen Ergebnisse von parametrischen Untersuchungen vernachlässigt werden.
- Die Anpassung der Zirkulationsverteilung bringt an dem MR A/C in Kombination mit einer Substitution des Flügelmaterials von Aluminium hin zu CFK auf Grund der geringen Beanspruchung keinen großen Vorteil mehr.
- Bei dem LR A/C müssen die aeroelastischen Effekte immer mit betrachtet werden, da der Trend von der starren Analyse falsch wiedergegeben wird.
- Der Einfluss der Aeroelastik nimmt mit kleinerer Elliptizität der Zirkulationsverteilung am Flügel des LR A/C leicht ab.



6 *Aeroelastic Tailoring*-Studie an einem Mittelstreckenflugzeug

6.1 Fragestellung

In dem vorhergehenden Kapitel sind die Auslegung mit Berücksichtigung statisch aeroelastischer Effekte und die Einflüsse von FKV's auf die Flugzeugmassen einzeln und in Kombination dargestellt worden. Die FKV's sind in der Primärstruktur dabei vornehmlich mit symmetrisch, ausgeglichenem Aufbau als Ersatz von isotropen Strukturen eingesetzt worden, um einen Gewichtsvorteil gegenüber dem Einsatz von klassischen Aluminiumlegierungen zu erzielen. Dieses Kapitel thematisiert die Ausnutzung der Möglichkeit, Steifigkeiten mittels FKV's in der Flügelstruktur gezielt auszurichten. Das in Kapitel 3.6.2 beschriebene *aeroelastic tailoring* stellt eine Methode dar, wie definiert die Lage der elastischen Achse über den Einsatz von FKV's als gerichtete Steifigkeit so zu modifizieren ist, dass im Endeffekt eine positive Auswirkung auf den Gesamtentwurf erreicht werden kann.

In Kapitel 3.6.3 sind für akademische Beispiele die Effekte der Biege-Torsions-Kopplung, die man durch das *aeroelastic tailoring* erzielen kann, am un-, rückwärts- und vorwärtsgepfeilten Kragarm ohne Zuspitzung dargestellt worden. Dabei hat sich gezeigt, dass der Einfluss der Flügelpeilung auf die Biege-Torsion-Kopplung deutlich stärker als die Auswirkungen durch das Verlagern der elastischen Achse ist und mit größerem *Tailoring*-Winkel θ zudem die Anstrengungen im MSV im Vergleich zu $\theta = 0^\circ$ steigen.

Aus der vorhergehenden Beobachtung kann die Fragestellung abgeleitet werden, ob mit diesen Erkenntnissen überhaupt ein Vorteil in den Gesamtflugzeugeigenschaften durch *aeroelastic tailoring* des Tragflügels eines Verkehrsflugzeuges hervorgebracht werden kann und wenn ja, unter welchen Bedingungen. Um dieses zu untersuchen, ist das zuvor eingeführte Mittelstreckenflugzeug mit rückwärtsgepfeiltem CFK-Flügel (MR-CFK, zur besseren Unterscheidung nachfolgend MR-BSW genannt) mit unterschiedlichen *Tailoring*-Winkeln durchgerechnet worden.

Für Vergleichszwecke ist zusätzlich ein Entwurf mit Vorwärtspfeilung (im folgenden als MR-FSW bezeichnet) basierend auf dem MR A/C entwickelt worden, welcher die gleiche Transportarbeit wie die rückwärtsgepfeilte Basisversion mit CFK-Flügel (MR-BSW) erbringen muss. Der Grund, warum gerade auch ein Entwurf mit vorwärtsgepfeiltem Flügel untersucht werden soll, ist die Tatsache, dass dieser einerseits für zukünftige Flugzeuge wegen der Möglichkeit, eine widerstandssarme Umströmung durch natürliche Laminarität zu erreichen (vgl. Streit und Liersch [SL08] und Seitz u. a. [Sei+11]) interessant ist, aber andererseits bei Verwendung von isotropen Materialien zusammen mit konventioneller Bauweise Ge-

wichtsnachteile gegenüber dem rückwärtsgepfeilten Flügel aufweist. Dies ist begründet durch das Aufstellen der Profile im Außenflügel, einer daraus folgenden überelliptischen Zirkulationsverteilung und damit einer Lasterhöhung in den dimensionierenden Böenlastfällen, welches aus der Biege-Torsions-Kopplung durch die Vorwärtspfeilung resultiert und zudem zur Torsionsdivergenz führen kann ([WC08]). Damit der Entwurf mit vorwärtsgepfeiltem Flügel gegenüber einem Entwurf mit rückwärtsgepfeiltem Flügel konkurrenzfähig ist, muss der Gewichtsnachteil des Flügels reduziert werden.

Die zu höheren Strukturgewichten führende Biege-Torsions-Kopplung aus der Vorwärtspfeilung kann nun durch eine entgegengesetzte Biege-Torsions-Kopplung verringert werden, die den elastischen Anstellwinkel besonders im Außenflügel wieder reduziert und somit mehr innen füllige Zirkulationsverteilungen erzeugt. Diese haben gleich zwei Vorteile. Einerseits wird damit der induzierte Widerstand und andererseits das Flügelwurzelbiegemoment und damit die Strukturmasse verringert. Eine Möglichkeit eine entgegengesetzte Biege-Torsions-Kopplung zu realisieren, ist das *aeroelastic tailoring* mit FKV's. Shirk, Hertz und Weisshaar [SHW86] und Weisshaar [Wei81] haben u.A. am Beispiel des amerikanischen Experimentalflugzeuges X-29 gezeigt, dass FKV's wegen ihrer hohen spezifischen Festigkeit einerseits erst die Vorwärtspfeilung bei Flugzeugen für hohe Machzahlen erlauben und andererseits durch das *aeroelastic tailoring* geringere Strukturmassen erzielt werden können. Eine andere Möglichkeit, eine entgegengesetzte Biege-Torsions-Kopplung zu erzielen und damit Gewicht einzusparen, ist, die Stringer, Rissstopper und Rippen entsprechend auszurichten (vgl. Kapitel 3.6.2 und [Rei07; Har+11]). Eine Kombination aus un- ausgeglichenen MSVs und geeigneter Rippenorientierung soll auch für den MR-FSW Entwurf auf mögliches Potential für die Gewichtseinsparung untersucht werden. Im folgenden soll aber primär die Auswirkungen auf Strukturmasse und Verformungsverhalten untersucht werden, ohne dass die Vorteile aus einer Laminarisierung betrachtet werden.

6.2 Vorgehen

Bevor die beiden Entwürfe - MR-FSW und MR-BSW - im Detail betrachtet werden, sollen die verwendeten MSVs der Flügelbehäutung erläutert werden, mit denen das *aeroelastic tailoring* erzielt wird. Hierbei wird hauptsächlich die Biege-Torsions-Kopplung aus der Verwölbung des Flügelstrukturkastens ausgenutzt, die über die Kopplungsterme in der Membransteifigkeit bzw. aus der Kopplung von Zug- und Druckdehnungen mit der Schubdehnung resultiert. In Dugas [Dug02] sind verschiedene Laminatklassen auf Basis von Flugzeugbaulaminaten aufgestellt worden, um diese Kopplungsterme in der Membransteifigkeit zu erzeugen (Definition von θ siehe Abbildung 6.1):

- Drehung des gesamten MSVs um den *tailoring*-Winkel θ
- Drehung der 0° -Lagen des MSVs um den *Tailoring*-Winkel θ

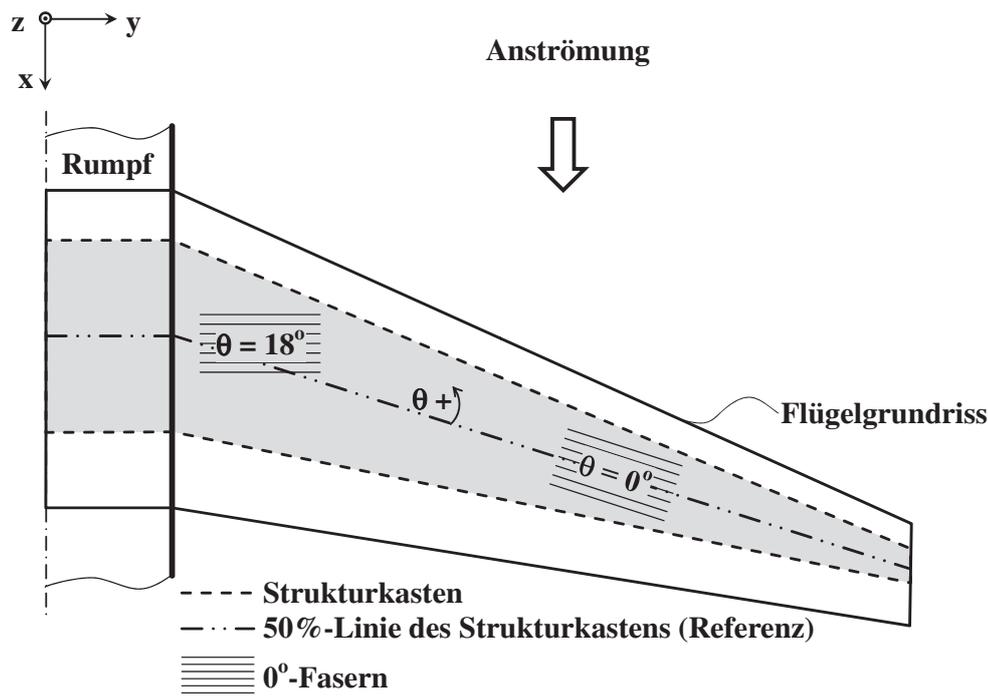


Abbildung 6.1: Definition des *Tailoring*-Winkels θ für die verwendeten MSVs

- Drehung der $\pm 45^\circ$ -Lagen des MSVs um den *Tailoring*-Winkel θ

Die dargestellten Methoden der Laminatmodifikation weisen alle die Eigenschaft auf, dass sich die Normalsteifigkeiten \mathbf{A}_{11} des MSVs in Bezugsrichtung mit θ ändern, wie Dugas [Dug02] selbst dargestellt hat. Hierbei ist der Einfluss auf die Koppelsteifigkeiten bei der Drehung der 0° -Lagen am effektivsten, wenngleich die Änderung der Normalsteifigkeiten ebenso am größten ist. Aus der Änderung der Normalsteifigkeiten resultiert eine Veränderung der Biegesteifigkeit des Flügels und es ergibt sich im Falle der Reduktion der Biegesteifigkeit der Nachteil durch die Biege-Torsions-Kopplung rein aus der Pfeilung in der Art, dass eine genau nicht gewünschte geänderte Verwindungsverteilung im verformten Gleichgewichtszustand bei gleicher *jigshape* entsteht. Beim rückwärtsgepfeilten Flügel wird durch die Verringerung der Biegesteifigkeit, die Entwindung im Außenflügel größer (*wash out*) und beim vorwärtsgepfeiltem Flügel erhöht sich das Aufstellen der Profile im Außenbereich (*wash in*), welches in beiden Fällen gerade durch das *Tailoring* vermindert werden sollte. Der Verlust an Biegesteifigkeit wiegt dabei umso stärker, je größer die Pfeilung ist. Um den schädlichen Einfluss der Biegesteifigkeit zu vermeiden, sind die Lamine für das *Tailoring* wie im Beispiel in Kapitel 3.6.3 so gewählt worden, dass die Normalsteifigkeiten \mathbf{A}_{11} , \mathbf{A}_{22} und \mathbf{A}_{33} der ausgewählten MSVs eine geringe Abweichung zueinander besitzen. Dazu sind MSVs entsprechend Gleichung 6.1 aufgebaut worden.

$$[\pm\theta/0^\circ / +45^\circ/90^\circ / -45^\circ/0^\circ]_S \quad (6.1)$$

Zusätzlich sind die Lagen, die für das *Tailoring* wirksam sind, mit einem festen Volumenanteil am MSV von ca. 20% gewählt worden, um einerseits einen ausreichend

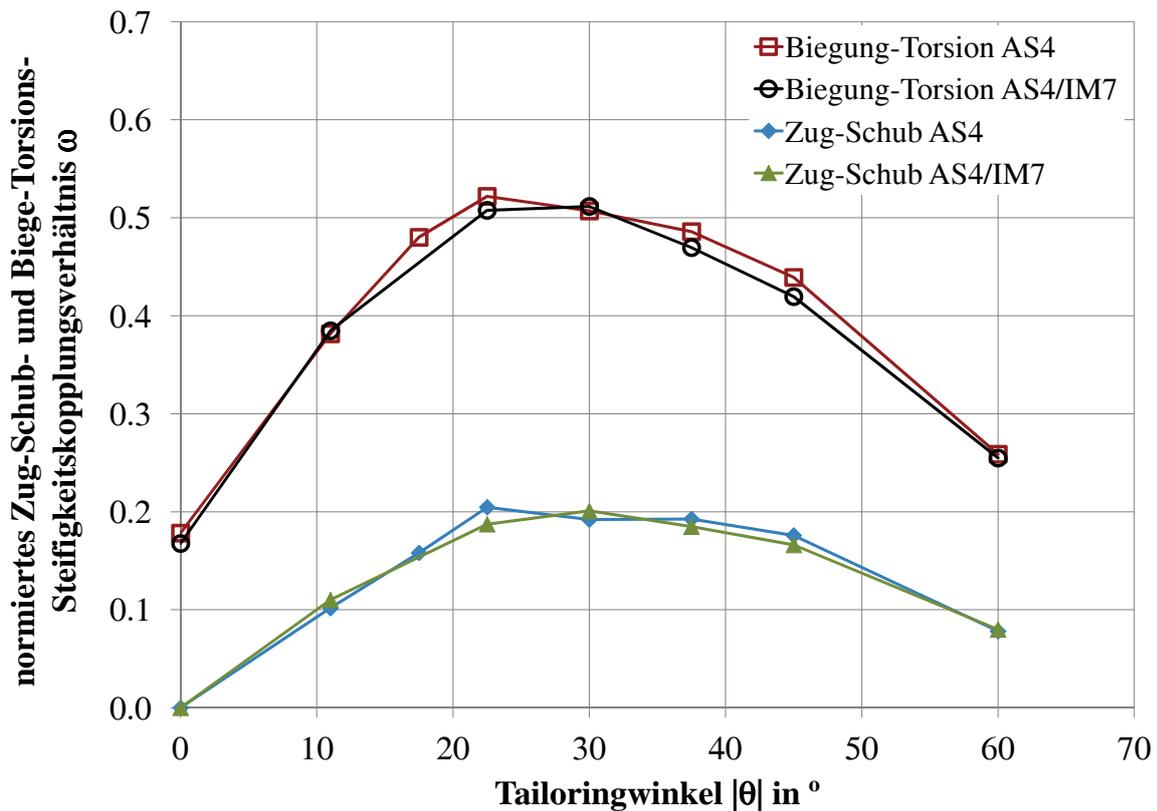


Abbildung 6.2: Normiertes Zug-Schub- und Biege-Torsions-Steifigkeitskopplungsverhältnis in Abhängigkeit des *Tailoring*-Winkels $|\theta|$ für die verwendeten MSVs

starken Kopplungseffekt hervorzurufen ohne andererseits einen zu ausgeprägten Anstieg der Anstrengung im MSV zu erzeugen (vgl. Kapitel 3.6.3). Die restlichen Lagen sind anschließend in ihrem Volumenanteil dementsprechend angepasst worden. Die Ergebnisse der Anpassungen sind in den Tabellen F.1 bis F.6 dargestellt, wobei die Steifigkeiten vereinfacht in effektiven Steifigkeiten ausgedrückt sind.

$$\omega_A = \frac{\mathbf{A}_{16}}{\sqrt{\mathbf{A}_{11}\mathbf{A}_{66}}} \quad (6.2)$$

$$\omega_D = \frac{\mathbf{D}_{16}}{\sqrt{\mathbf{D}_{11}\mathbf{D}_{66}}} \quad (6.3)$$

Für die Bewertung der Kopplungseigenschaften der so aufgestellten MSVs ohne den Einfluss des Gesamtentwurfprozesses soll vorab das von Shirk, Hertz und Weisshaar [SHW86] benutzte Steifigkeitskopplungsverhältnis ω_D (Gleichung 6.3), welches für die Bewertung des Einflusses von *Tailoring* auf Flattergeschwindigkeiten eingeführt worden ist, herangezogen werden. Dieses kann in gleicher Form auch für die Membransteifigkeit aufgestellt werden (Gleichung 6.2) und ist besser geeignet als die Auswertung der Koppelsteifigkeit \mathbf{Q}_{16} der Einzelschicht (vgl. Abbildung 3.17), da der Einfluss der übrigen Lagen mit eingeht.

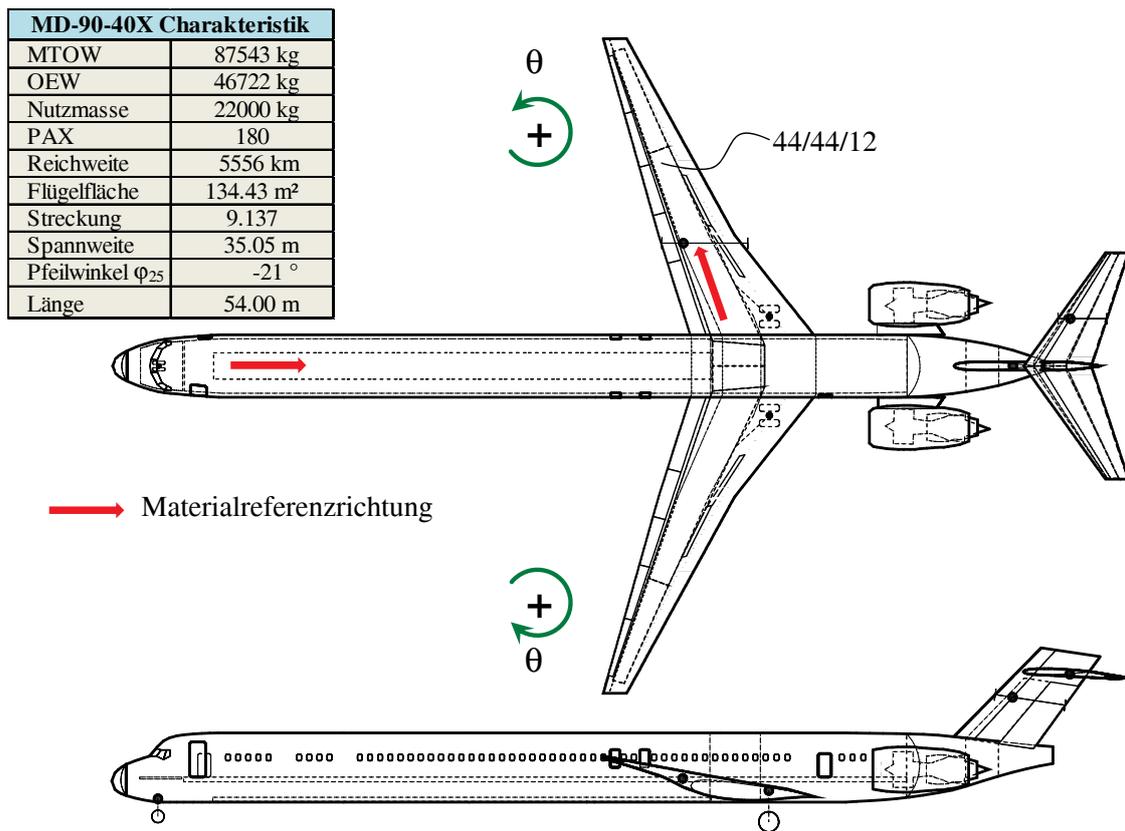


Abbildung 6.3: Charakteristik des MR-FSW Entwurfes auf Basis der MD-90-40X

Abbildung 6.2 zeigt diese Steifigkeitskopplungsverhältnisse ω aufgetragen über dem *Tailoring*-Winkel θ für die MSVs der oberen Behütung (AS4) und unteren Behütung (AS4/IM7) des Flügelstrukturkastens der MR-CFK-Entwürfe. Als Erstes kann man sehen, dass kein großer Unterschied zwischen den beiden MSVs in Abhängigkeit der Materialien besteht und die qualitativen Verläufe gleich sind. Die größten Werte der normierten Kopplungen ω liegen sowohl für die Zug-Schub-Kopplung als auch für die Biege-Torsion-Kopplung zwischen $20^\circ \leq \theta \leq 40^\circ$. Damit sind die Ergebnisse kongruent zu denen der Kopplungssteifigkeiten der Einzelschicht in Abbildung 3.17.

Dass dies auch anders aussehen kann, ist in Attaran u. a. [Att+11] zu lesen. Dort liegen die größten Werte für die Steifigkeitskopplungsverhältnisse ω_D für eine dreilagigen Glasfaser-Kunststoff-Verbund aus $0/90^\circ$ -Gewebe zwischen $10^\circ \leq \theta \leq 20^\circ$.

6.3 Aeroelastic Tailoring des vorwärtsgepfeilten Flügels

6.3.1 Einfluss auf den Gesamtentwurf

Der aus dem MR-BSW abgeleitete MR-FSW Entwurf ist in Abbildung 6.3 dargestellt. Bis auf die Vorderkantenpfeilung und die Position des Flügels entspricht der Entwurf exakt dem MR-BSW Entwurf. Während die Pfeilung so verändert worden ist, dass beide Entwürfe eine annähernd gleiche Pfeilung in der 50%-Linie des

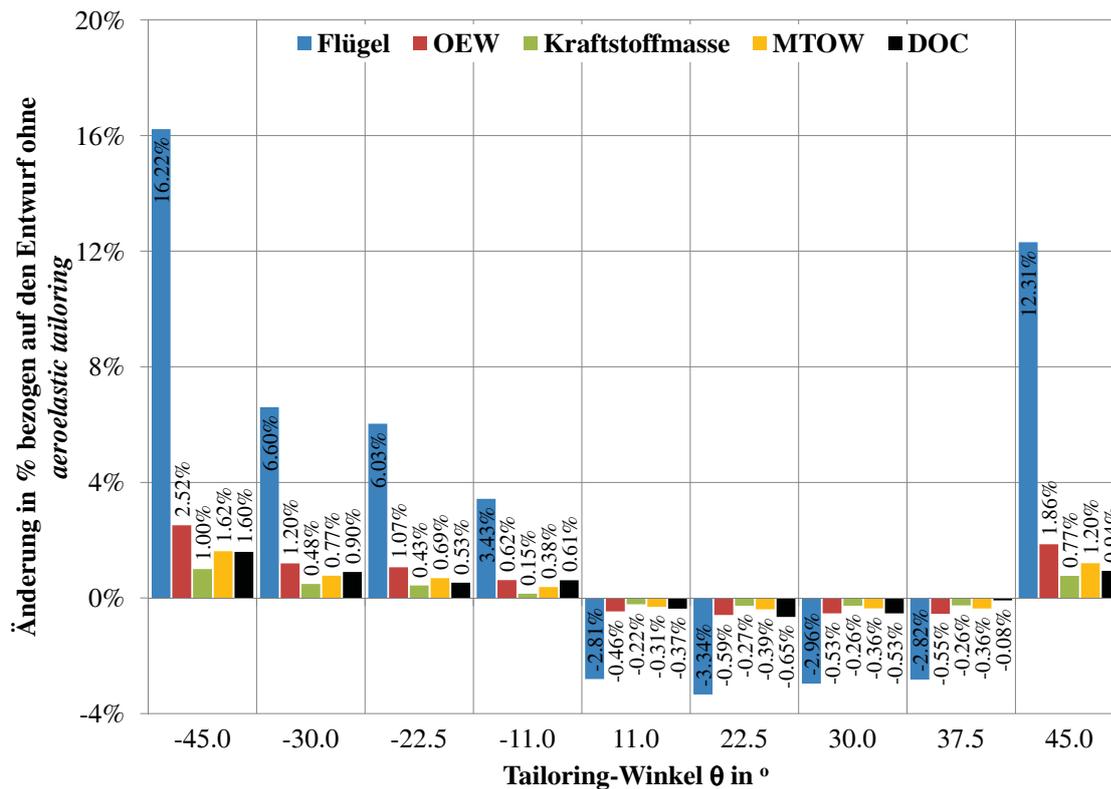


Abbildung 6.4: Ergebnisse der *Tailoring*-Winkelvariation bezogen auf den MR-FSW Basisentwurf ohne *aeroelastic tailoring* mit elliptischer Zirkulation

Strukturkastens besitzen (vgl. Abbildung D.1), um ähnliche strukturmechanische Eigenschaften aufzuweisen, ist die Flügelposition aus der Forderung nach gleichem Nickstabilitätsmaß bestimmt worden. Die Rippen sind für alle MR-FSW Entwürfe hingegen strömungsparallel gestellt worden (gedreht im Uhrzeigersinn an der rechten Tragfläche, negative Winkel θ), um die *aeroelastic tailoring*-Maßnahmen über die unausgeglichene MSVs zu unterstützen, wie es von Harmin u. a. [Har+11] für den gepfeilten Flügel gezeigt worden ist. Zusätzlich ist eine elliptische Zirkulationsverteilung für die Gegenüberstellung gewählt worden, da die Belastung im Außenflügel hier am größten ist und damit die stärksten Effekte für diese Konfiguration erwartet werden.

Die Referenzrichtung und der Drehsinn für die zuvor aufgestellten Laminare sind in Abbildung 6.1 und 6.3 eingezeichnet. Die Referenzrichtung entspricht der 50%-Linie des Flügelstrukturkastens und ein negativer *Tailoring*-Winkel einer Drehung im Uhrzeigersinn. Dementsprechend zeigt ein positiver *Tailoring*-Winkel entgegen des Uhrzeigersinnes bezogen auf den rechten Flügel in Flugrichtung in der Draufsicht des Flugzeuges.

In Abbildung 6.4 sind die Ergebnisse der Variation des *Tailoring*-Winkels für die charakteristischen Größen des Entwurfes aufgetragen, die sich aus den statisch, aeroelastisch gerechneten Gesamtentwurfsanalysen unter Einhaltung der *1g-flightshape* ergeben. Die Verlagerung der elastischen Achse durch positive *Tailoring*-Winkel, die dem Aufstellen der Profile im Außenflügel entgegenwirkt, erweist sich als günstig

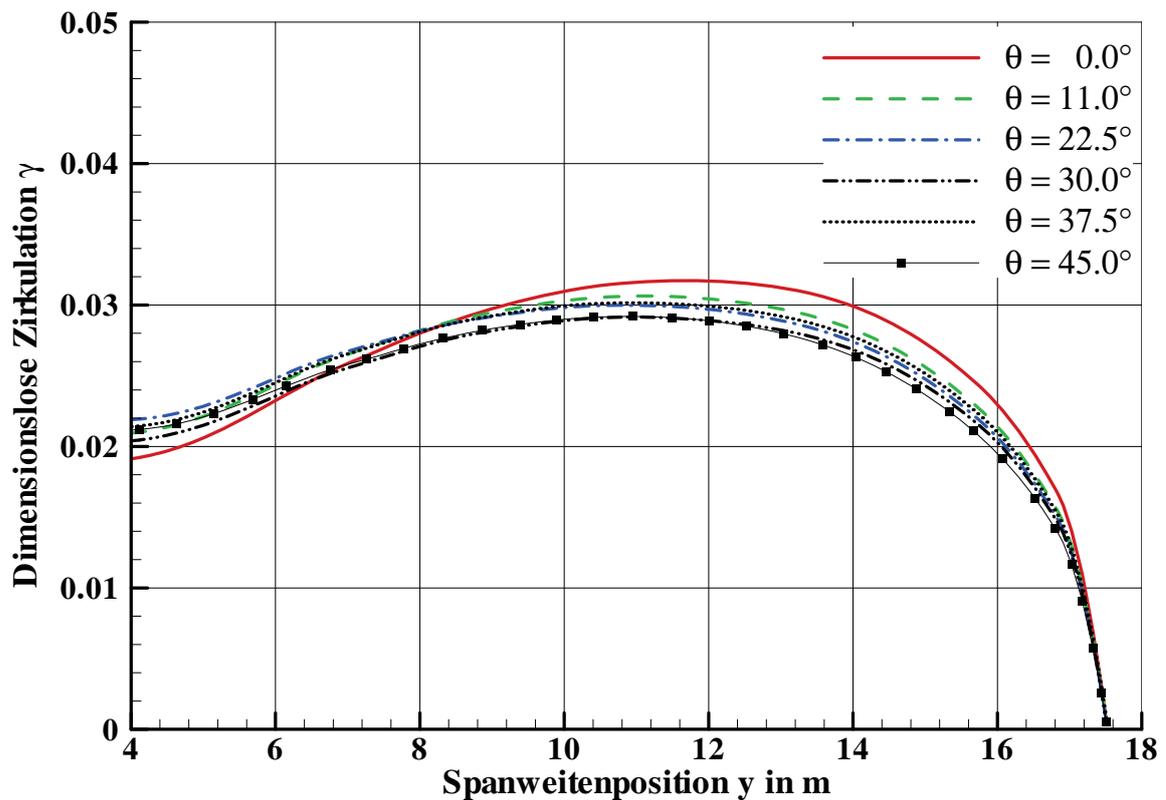


Abbildung 6.5: Zirkulationen für den Abfanglastfall 5 der *Tailoring*-Winkelvariation an des MR-FSW Entwurfes

für die Verringerung der Strukturmassen, was abgeleitet aus den Ergebnissen am Kragarm erwartet worden ist (vgl. Kapitel 3.6.3). Erklären lässt sich der gewichtsreduzierende Effekt mit der Gegenüberstellung der Zirkulationsverteilungen der Abfanglastfälle (hier beispielhaft Lastfall 5) im statisch aeroelastischen Gleichgewicht. Die Zirkulationsverteilungen sind in Abbildung 6.5 für positive Winkel und in Abbildung D.2 für negative Winkel aufgetragen.

Man erkennt, dass der Flügel ohne *aeroelastic tailoring* die höchste Zirkulation im Außenflügel im Vergleich zu den Verteilungen mit positiven *Tailoring*-Winkeln aufzeigt. Bis zu einem *Tailoring*-Winkel $\theta = 30^\circ$ nimmt die aus dem *Tailoring* resultierende Entlastung, welche aus der dem Aufstellen der Profile im Außenflügel gegengerichteten Torsion herrührt, zu. Bei $\theta = 37.5^\circ$ nimmt die Entlastung aufgrund der kleineren Kopplungsterme wieder ab und bewegt sich in der Größenordnung von $\theta = 22.5^\circ$. Bei $\theta = 45^\circ$ führt die Zirkulationsverteilung entgegen der Erwartung zur geringsten Belastung des Flügels. Dieser auf den ersten Blick paradoxe Effekt kommt durch die Betrachtung des auskonvergierten Gesamtflugzeuges mit Berücksichtigung der Schneeballeffekte bei der Auslegung zustande. Denn in Bezug auf die Strukturmassen ist bei $\theta = 45^\circ$ eine deutliche Massenzunahme im Vergleich zur Version ohne *aeroelastic tailoring* festzustellen, welche durch den stark unausgeglichene Aufbau des MSVs kommt. Dieser führt, wie in Kapitel 3.6.3 gezeigt worden ist, zu höheren Materialanstregungen und damit größeren Wandstärken im Flügel. Dadurch ist der

Flügel biegesteifer und die aus der Pfeilung resultierende Biege-Torsions-Kopplung schwächer. In diesem Fall ist also die größere Biegesteifigkeit aufgrund der höher dimensionierten Wandstärken die Ursache für das weniger starke Aufstellen der Profile im Außenflügel. Im Endeffekt ergibt sich allerdings ein insgesamt schlechterer Entwurf bei $\theta = 45^\circ$.

Die Betrachtung des Einflusses von negativen *Tailoring*-Winkeln auf die Zirkulationsverteilung im Abfanglastfall ergibt ein ähnliches Bild (Abbildung D.2), nur dass diesmal durch das *Tailoring* das Aufstellen der Profile im Außenflügel noch verstärkt wird und die Strukturmassen zunehmen. Der größte Effekt in der Zirkulationsverteilung ist wie zuvor bei $\theta = -30^\circ$ zu sehen und auch hier zeigt sich bei dem Entwurf mit $\theta = -45^\circ$ ein stärkerer Einfluss auf die Zirkulationsverteilung durch den steiferen Flügel (16.5% höhere Flügelmasse) als durch das *Tailoring*. In der Betrachtung der Gesamtentwurfsergebnisse ist in Konsequenz auch ein kontinuierlicher Anstieg der Massen mit stärker negativ werdenden *Tailoring*-Winkeln zu sehen.

Abschließend kann man feststellen, dass ein *Tailoring*-Winkel zwischen $20^\circ \leq |\theta| \leq 30^\circ$ den gewichtsoptimalen Gesamtentwurf ermöglicht. Dieses Ergebnis deckt sich mit den zuvor dargestellten Steifigkeitskopplungsverhältnissen, die im Bereich zwischen $20^\circ \leq |\theta| \leq 40^\circ$ ihr Maximum aufweisen und mit der Erkenntnis, dass mit steigendem *Tailoring*-Winkeln $|\theta|$ die Anstrengungen im MSV zunehmen. Zusätzlich zeigt die Darstellung des Dimensionierungskriteriums in den Abbildungen D.6 bis D.10, dass die Oberseite der Flügel mit $\theta = 22.5^\circ$ etwas großflächiger gegen Beulen dimensioniert wird als bei $\theta = 0^\circ$. Bei größeren Winkeln θ dominiert aber die Dimensionierung gegen Festigkeit (vgl. Abbildung D.10). Daraus kann gefolgert werden, dass die Anstrengung aus der Festigkeit mit kleinem θ weniger stark ansteigt, als die Instabilität zunimmt und dass sich dieser Sachverhalt bei $\theta \geq 37.5^\circ$ umkehrt und die Festigkeit kritischer ist als die Stabilität.

6.3.2 Querruderwirksamkeit

Bislang ist ausschließlich der Einfluss auf die Massen und die direkten Betriebskosten dargestellt worden, aber nach Shirk, Hertz und Weisshaar [SHW86] hat die Verlagerung der elastischen Achse durch das *Tailoring* ebenso Auswirkungen auf die Querruderwirksamkeit. Gemäß der Zulassungsvorschriften muss sichergestellt werden, dass die Querruderwirksamkeit (vgl. Gleichung 6.4 und Kapitel G) im Flugbereich im zulässigen Bereich liegt und die getailorten Entwürfe sich nicht aus diesem Grund disqualifizieren.

$$\eta_R = -\frac{C_{L\xi}}{C_{Lp}} = \frac{pb_F}{2U_\infty \xi} \quad (6.4)$$

Die Querruderwirksamkeiten werden hier mit Hilfe eines einfachen aerodynamischen Modells (*doublet lattice method*, DLM) in Kopplung mit dem aus der Dimensionierung vorliegendem FE-Modell für Reiseflugbedingungen mit MSC.NASTRAN® berechnet, da hier die Methodik bereits integriert ist (vgl. Kapitel G, [Sch97]). Die DLM-Aerodynamik bietet Vorteile bei dem Aufwand der Abbildung von Rudern, da

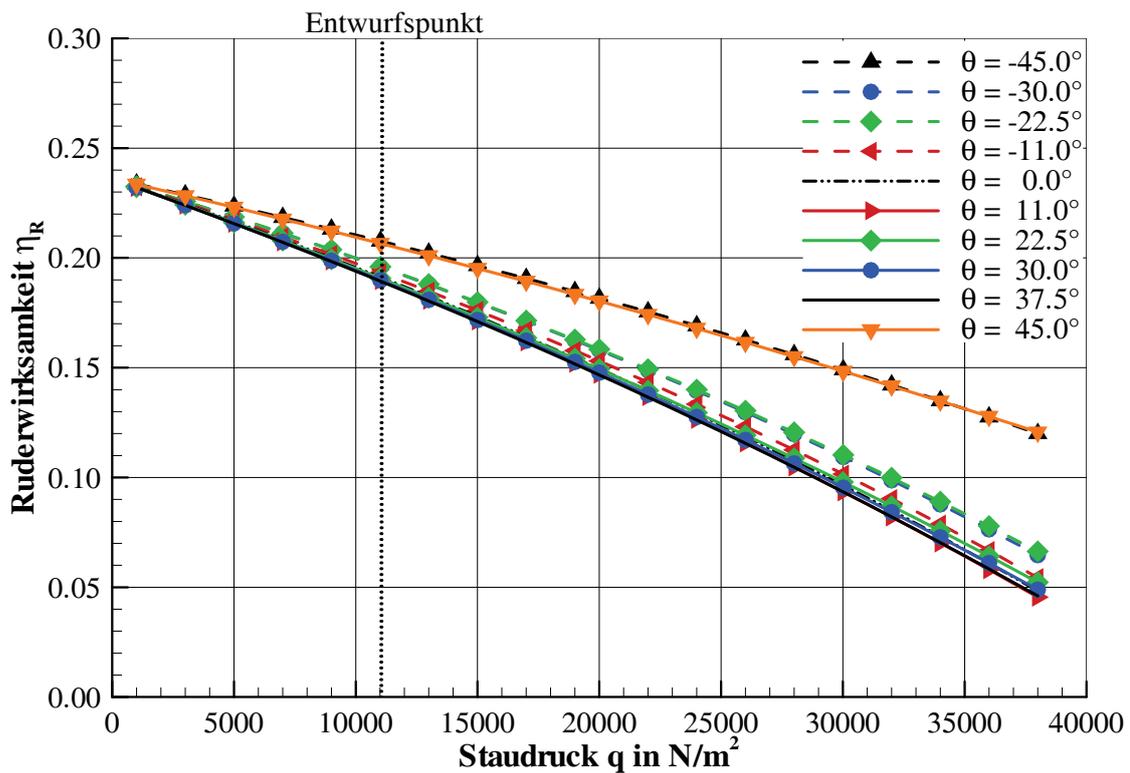


Abbildung 6.6: Querruderwirksamkeiten dem MR-FSW Entwurf

bei den DLM-Strömungslösern im Vergleich zu HISSS über eine Drehung des Normalenvektors eines Panels ein Ruderausschlag erzeugt werden kann, ohne eine geometrische Anpassung vornehmen zu müssen. In HISSS muss das Ruder geometrisch korrekt abgebildet werden, die Stirnflächen von Ruder und Flügel im Übergang verschlossen sein und Nachläufe modelliert und mitgeführt werden. Erst damit kann in einer statisch aeroelastisch gekoppelten Rechnung für die stationäre Rollbewegung der für die Ruderwirksamkeit notwendige Rollmomentenbeiwert C_L ermittelt werden (vgl. Kapitel G). Im Gegenzug kann die DLM den Dickeneinfluss und den Nullauftrieb nicht ohne Hilfe von Korrekturwerten aus Windkanalversuchen oder höherwertigen CFD-Verfahren abbilden. Da bei allen betrachteten Versionen die Flügelgeometrie im Gegensatz zur Steifigkeit unverändert ist und nur die Änderungen in der Querruderwirksamkeit betrachtet werden soll, können Dickeneinfluss und Nullauftrieb vernachlässigt und die DLM ohne Korrekturen angewendet werden. Das verwendete Modell für die DLM-Aerodynamik ist in Abbildung D.4 des Anhangs dargestellt.

Als Ergebnis aus der statisch aeroelastischen Rechnung mit MSC.NASTRAN[®] erhält man die Verläufe der Querruderwirksamkeit η_R über dem Staudruck, welche in Abbildung 6.6 für die Varianten mit Vorwärtspfeilung dargestellt ist. Während mit einer konstanten Reiseflugmachzahl von $Ma_c = 0.8$ gerechnet worden ist, ist der Staudruck zwischen $q = 1000 - 38000 \text{ N/m}^2$ variiert worden. Ein Staudruck von 11016 Pa entspricht dem Reiseflug im Auslegungspunkt (Flughöhe = 10 km ISA-Atmosphäre). Um zu zeigen, dass höhere Machzahlen kritischer sind, ist die Machzahlabhängigkeit für den Basisentwurf ohne *Tailoring* des MR-FSW Entwurfs in Abbildung D.3 dar-

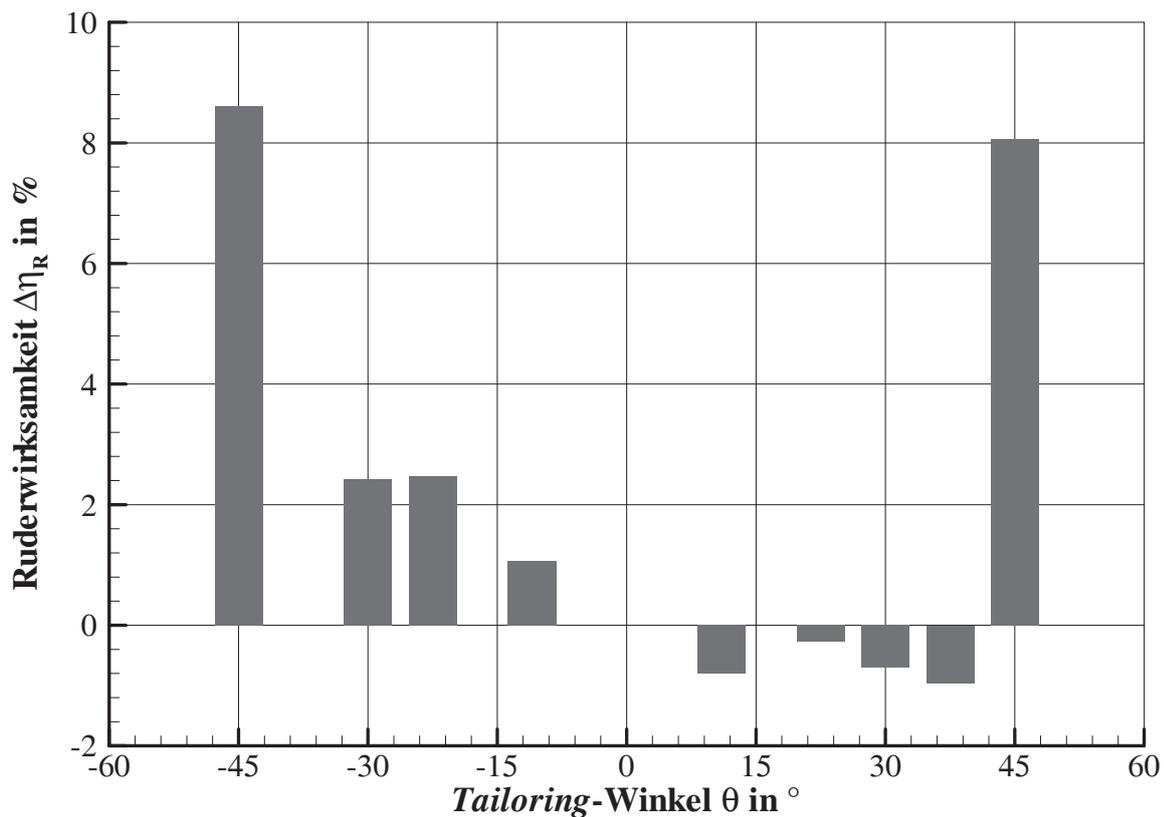


Abbildung 6.7: Änderungen der Querruderwirksamkeiten $\Delta\eta_R$ aufgetragen über den *Tailoring*-Winkel im Entwurfspunkt bei $q = 11016 \text{ N/m}^2$ für den MR-FSW

gestellt. Darin ist zu sehen, dass mit steigender Machzahl die Querruderwirksamkeit abnimmt. Bei dieser Darstellung ist allerdings zu berücksichtigen, dass der Kompressibilitätseinfluss nur im Rahmen der DLM-Theorie abgedeckt ist und ebenso keine dynamischen Effekte berücksichtigt sind. Mit dieser Erkenntnis reicht es aus, die Querruderwirksamkeit bei $Ma = 0.8$ zu betrachten, um kritische Entwürfe zu identifizieren.

Weiterhin sieht man in Abbildung 6.6, dass alle Varianten stets eine positive Ruderwirksamkeit im betrachteten Bereich haben und damit die Forderung nach Querruderwirksamkeit $\eta_R > 0$ im Flugbereich erfüllt ist. Dabei ist generell ein leicht nichtlinearer Verlauf der Ruderwirksamkeit mit steigendem Staudruck erkennbar. Der theoretische Einfluss des *Tailoring*, bei dem positive *Tailoring*-Winkel θ zu einer Verschlechterung und negative *Tailoring*-Winkel θ zu einer Verbesserung der Ruderwirksamkeit führen (vgl. [SHW86]), ist hier nur ansatzweise zu erkennen, da dieser Effekt durch die unterschiedlichen Flügelbiegesteifigkeiten, die sich nach dem Dimensionieren einstellen, überdeckt wird. Dies wird besonders deutlich bei den Entwürfen mit $\theta = \pm 45^\circ$, die wie oben erläutert eine höhere Biegesteifigkeit besitzen.

Entgegen der Theorie haben diese durch die höhere Biegesteifigkeit eine deutlich bessere Ruderwirksamkeit, als die anderen Entwürfe. Um die Unterschiede zu verdeut-

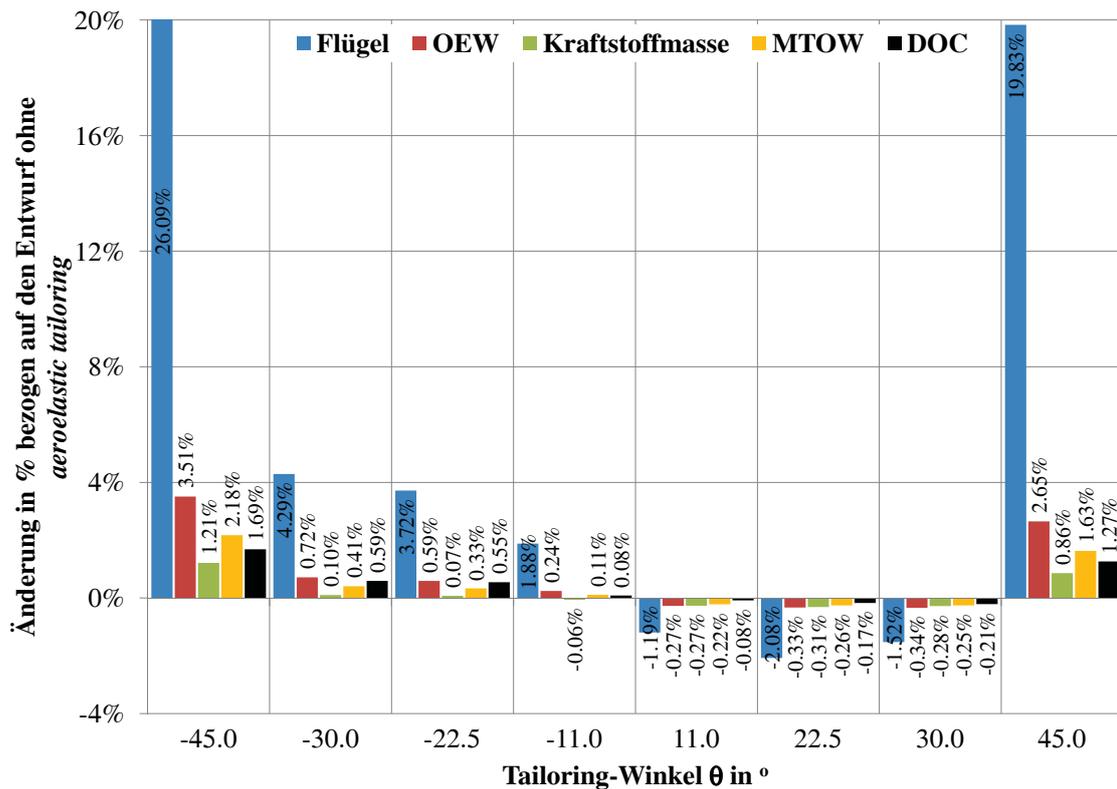


Abbildung 6.8: Ergebnisse der *Tailoring*-Winkelvariation bezogen auf den MR-BSW Basisentwurf ohne *aeroelastic tailoring* mit elliptischer Zirkulation

lichen ist in Abbildung 6.7 für den Entwurfspunkt ($q = 11016\text{N/m}^2$) die Ruderwirksamkeit über dem *Tailoring*-Winkel θ dargestellt. Der Verlust an Ruderwirksamkeit durch das *Tailoring* ist für den aus Gesamtentwurfssicht interessanten Entwurf mit einem *Tailoring*-Winkel von $\theta = 30^\circ$ mit unter einem Prozent sehr gering. Damit führen die Vorteile durch das *Tailoring* in diesem Fall zu einem insgesamt besseren Entwurf.

6.4 Aeroelastic Tailoring des rückwärtsgepfeilten Flügels

6.4.1 Einfluss auf den Gesamtentwurf

Für den in Kapitel 4.1 vorgestellten MR-CFK Entwurf (MR-BSW) gilt die gleiche Vorzeichenkonvention für den *Tailoring*-Winkel am Flügel, wie bei dem MR-FSW. Auch hier sind verschiedene *Tailoring*-Winkel von $\theta = -45^\circ$ bis $\theta = +45^\circ$ unter Verwendung der Laminare mit gleicher Normal- und Biegesteifigkeit durchgerechnet worden, um die Effekte durch das *Tailoring* auf den Gesamtentwurf aufzuzeigen. Ebenso ist auch die elliptische Zirkulationsverteilung für die Untersuchung wegen der größten zu erwartenden Effekte ausgewählt worden.

In Abbildung 6.8 sind die Ergebnisse der Variation des *Tailoring*-Winkels für die charakteristischen Größen des Entwurfes aufgetragen, die sich aus den statisch, aeroelastisch gerechneten Gesamtentwurfsanalysen unter Einhaltung der *1g-flightshape*

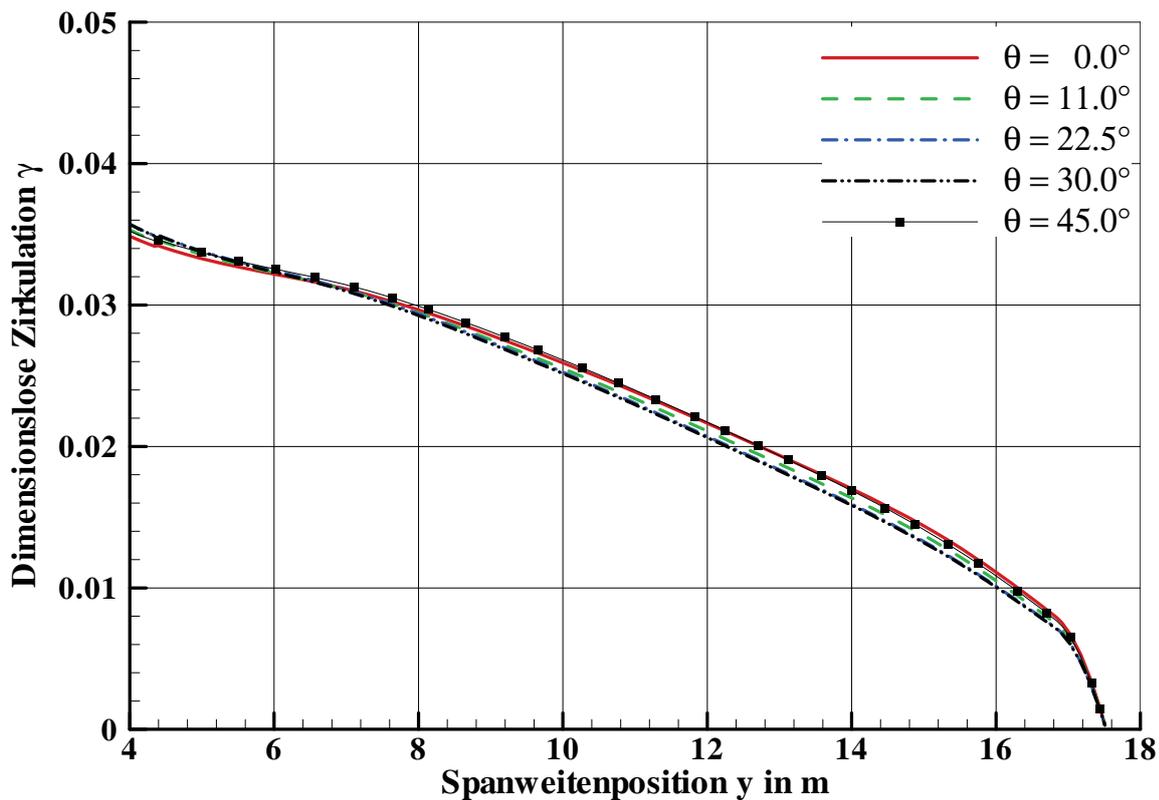


Abbildung 6.9: Zirkulationen für den Abfanglastfall 5 der *Tailoring*-Winkelvariation an dem MR-BSW

ergeben. Die Verlagerung der elastischen Achse durch positive *Tailoring*-Winkel, die das Entwinden der Profile im Außenflügel verstärkt, erweist sich als günstig für die Verringerung der Strukturmassen. Erklären lässt sich der gewichtsreduzierende Effekt mit der Gegenüberstellung der Zirkulationsverteilungen der Abfanglastfälle (hier beispielhaft Lastfall 5) im statisch aeroelastischen Gleichgewicht. Die Zirkulationsverteilungen sind in Abbildung 6.9 für positive Winkel und in Abbildung D.11 für negative Winkel aufgetragen.

Auch hier erkennt man in Gegenüberstellung zu den Verteilungen mit positiven *Tailoring*-Winkeln analog zu den Entwürfen mit vorwärtsgepeiltem Flügel, dass der Flügel ohne *aeroelastic tailoring* außen eine fülligere Zirkulation aufzeigt. Bis zu einem *Tailoring*-Winkel $\theta = 30^\circ$ nimmt die aus dem *Tailoring* resultierende Entlastung, welche aus der dem Aufstellen der Profile im Außenflügel gegengerichteten Torsion herrührt, zu. Bei $\theta = 45^\circ$ führt die Zirkulationsverteilung entgegen der Erwartung zur geringsten Entlastung des Flügels. Dieser Effekt kommt auch hier wieder durch die Betrachtung des auskonvergierten Gesamtflugzeuges mit Berücksichtigung der Schneeballeffekte bei der Auslegung zustande. Denn in Bezug auf die Strukturmassen ist bei $\theta = 45^\circ$ eine deutliche Massenzunahme im Vergleich zur Version ohne *aeroelastic tailoring* festzustellen, welche durch den stark unausgeglichene Aufbau des MSVs kommt. Der Effekt ist damit der gleiche wie bei dem zuvor betrachteten vorwärtsgepeilten Flügel und die größere Biegesteifigkeit aufgrund der höher dimen-

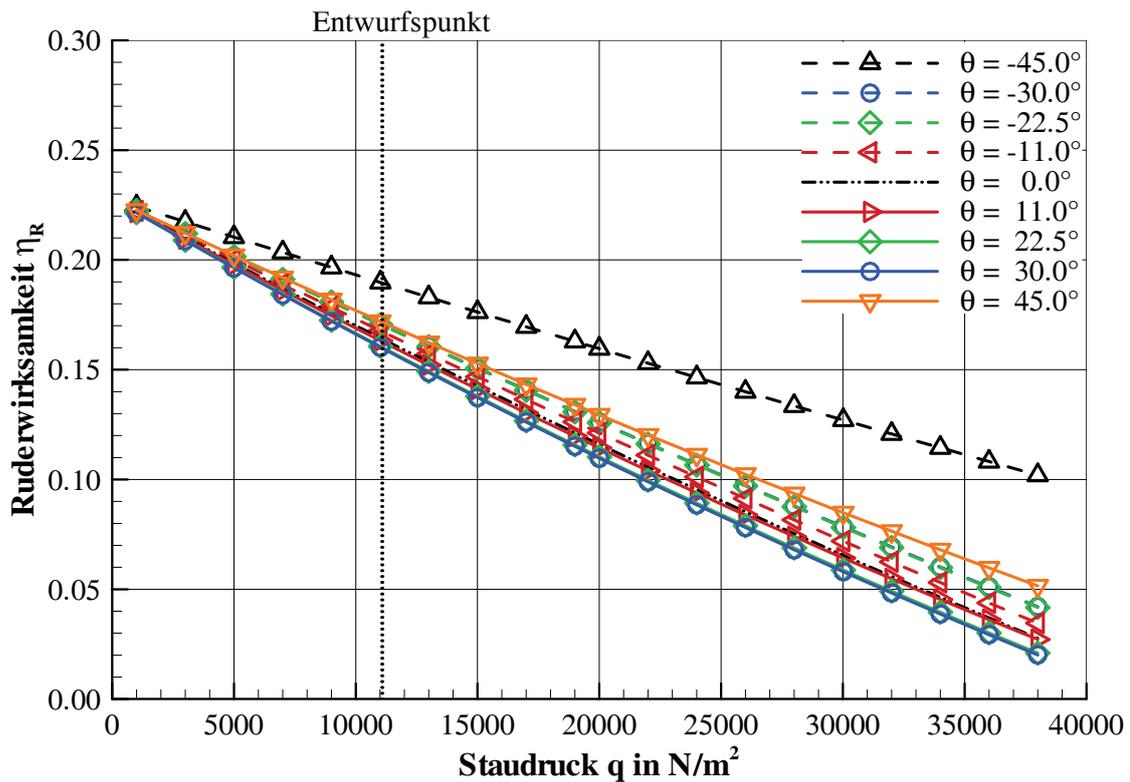


Abbildung 6.10: Querruderwirksamkeiten des MR-BSW Entwurfes

sionierten Wandstärken ist die Ursache für die weniger starke Entwindung der Profile im Außenflügel.

Insgesamt gesehen erweist sich ein positiver *Tailoring*-Winkel im Bereich von $11^\circ \leq \theta \leq 30^\circ$ als vorteilhaft für die Strukturmassen des rückwärtsgefeilten Flügels und damit auch für die Gesamtstrukturmasse des Flugzeuges. Der größte positive Effekt zeigt sich bei dem MR-BSW bei $\theta = 22.5^\circ$.

6.4.2 Querruderwirksamkeit

Die Berechnung der Querruderwirksamkeit wird in gleicher Weise wie in Kapitel 6.3.2 durchgeführt. Das DLM-Aerodynamikmodell beschränkt sich auch hier auf die den Flügel, das Höhen- und das Seitenleitwerk und ist in Abbildung D.5 des Anhangs dargestellt. Die Ergebnisse der Analysen mit MSC.NASTRAN[®] sind in Abbildung 6.10 dargestellten Verläufe der Querruderwirksamkeiten aufgetragen über der Variation des Staudruckes für den kritischen Fall der Reiseflug-Machzahl des MR A/C $Ma_C = 0.8$. Der Entwurfspunkt des MR A/C mit rückwärtsgefeiltem Flügel entspricht auch hier einem Staudruck von $q = 11016 \text{ N/m}^2$.

Alle Entwürfe weisen eine Querruderwirksamkeit $\eta_R > 0$ auf, womit im betrachteten Bereich $1000 \text{ N/m}^2 \leq q \leq 38000 \text{ N/m}^2$ die Torsionssteifigkeit der Flügel ausreicht, um einen Zusatzauftrieb durch den Querruderausschlag und damit ein Rollmoment zu erzeugen. Anders als bei des MR-FSW Entwurfes sind die Verläufe hier von progressiver Gestalt, so dass selbst ein kleines Δq zu einer stärkeren Änderung $\Delta \eta_R$

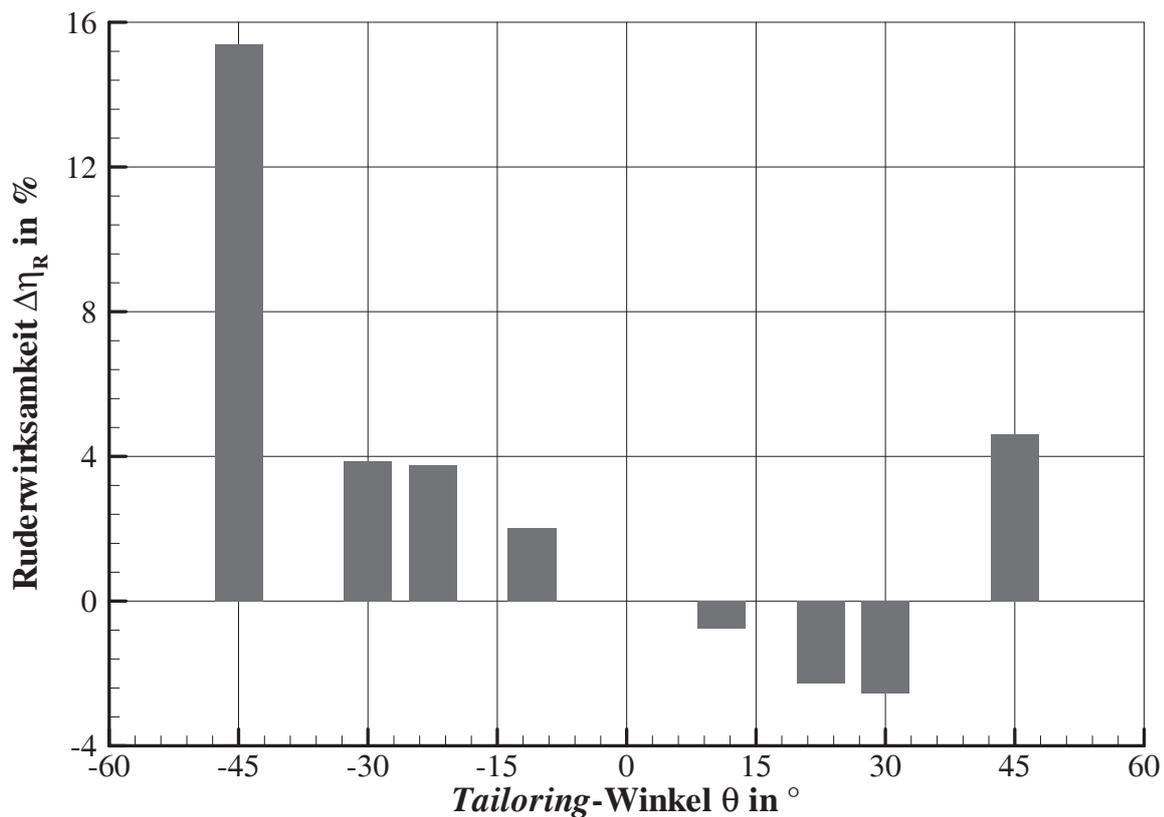


Abbildung 6.11: Änderungen der Querruderwirksamkeiten $\Delta\eta_R$ aufgetragen über den *Tailoring*-Winkel im Entwurfspunkt bei $q = 11016\text{N/m}^2$ für die MR-BSW

führt. Vergleicht man, wie in Abbildung 6.11 zu sehen, den Einfluss des *Tailoring*-Winkels im Entwurfspunkt auf die Änderung der Querruderwirksamkeit bezogen auf den Entwurf ohne *aeroelastic tailoring*, so lässt sich abgesehen von dem Entwurf mit $\theta = +45^\circ$ der von der Theorie vorhergesagte Einfluss bestätigen. Negative *Tailoring*-Winkel verbessern die Ruderwirksamkeit, positive führen zu einer Verschlechterung. Bei den Entwürfen mit $\theta = \pm 45^\circ$ wirkt sich wieder der gekoppelte Gesamtentwurf in der Form aus, dass der Flügel auf Grund der stark unausgeglichene Laminate schwerer und in diesem Fall dadurch steifer ist. Dies führt dann gerade bei $\theta = +45^\circ$ dazu, dass trotz des positiven Winkels eine bessere Ruderwirksamkeit entsteht. Dieser Entwurf ist aber wegen seines höheren Gewichtes aus gesamtentwerferischer Sicht ungünstig. Die beiden besten Entwürfe bezüglich der Gesamtleistung ergeben sich bei $\theta = 22.5^\circ$ bzw. $\theta = 30^\circ$. Bei diesen beträgt der Verlust an Querruderwirksamkeit geringfügig mehr als 2% bezogen auf die Variante ohne *aeroelastic tailoring* im Entwurfspunkt und ist damit noch akzeptabel.

6.5 Vergleich der Ergebnisse der Tailoring-Studie

Die Gesamtentwurfsstudien am Mittelstreckenflugzeug mit vorwärts- und rückwärtsgefeiltem Flügel haben gezeigt, dass durch das *Tailoring* der Flügelbehütung eine Gewichtsreduktion der Flügelstrukturmassen möglich ist und sich in Folge der Schneeballeffekte eine Verbesserung der Gesamtentwurfseigenschaften ergibt. Unabhängig von der Richtung der Pfeilung führen positive *Tailoring*-Winkel zwischen $\theta = 20^\circ$ und $\theta = 30^\circ$ zu den besten Ergebnissen, da hierdurch eine Entlastung des Flügels in den dimensionierenden Lastfällen erfolgt. Während sich im Auslegungspunkt, dem 1g Reiseflug, gerade die gewünschte *flightshape* aus der zurückgerechneten *jigshape* einstellt, tritt die Entlastung dann bei Manövern oder Böen mit größerem Lastvielfachen auf (z.B. 2.5g Abfangmanöver). Bei dem vorwärtsgefeiltem Flügel wird über das *Tailoring* das Aufstellen der Profile durch die Biege-Torsions-Kopplung im Außenflügel reduziert und beim rückwärtsgefeiltem Flügel wird die Entwindung der Profile durch die Biege-Torsions-Kopplung im Außenflügel verstärkt. In beiden Fällen bewirkt dies eine Minderung der Auftriebsverteilung im Bereich der Flügelspitze, das resultierende Wurzelbiegemoment verkleinert sich und der Flügel kann leichter ausgelegt werden.

Betrachtet man die in Tabelle 6.1 dargestellten quantitativen Gewinne durch das *Tailoring* in Bezug auf die Referenzentwürfe ohne *aeroelastic tailoring*, so fallen diese bei dem MR-BSW Flügel im günstigsten Fall in gleicher Größenordnung aber deutlicher aus, wie es Dugas [Dug02] für das Mittelstreckenflugzeug vorhergesagt hat. Die ca. 2% Ersparnis in der Masse des rückwärtsgefeilten Flügels wirken sich hier insgesamt gerade einmal mit ca. 1/3% auf die Betriebsleermasse aus. Etwas besser zeigt sich die Bilanz bei der vorwärtsgefeilten Variante. Die Einsparung in der Flügelmasse ist mit ca. 3% hier ein Drittel größer als bei dem rückwärtsgefeiltem Flügel. Dennoch wirkt sich das *Tailoring* nur zu ca. 3/4% auf die Betriebsleermasse aus. Dieser geringe Einfluss auf die Betriebsleermasse liegt daran, dass bei den vorliegenden Entwürfen die Flügelmasse bei der vorwärtsgefeilten Version ca. 14% der Betriebsleermasse ausmacht und bei der rückwärtsgefeilten Version nur ca. 13%. Eine Verbesserung der Flügelmasse wirkt sich damit bei dem untersuchten MR A/C trotz der Schneeballeffekte nicht so stark aus. Im Vergleich dazu beträgt der Anteil von Flügelmasse zur Betriebsleermasse bei anderen MR A/C wie z.B. der A320-200 $\frac{m_{\text{Flügel}}}{\text{OEW}} = 19\%$. Bei dem zuvor betrachteten LR A/C ist das Verhältnis sogar $\frac{m_{\text{Flügel}}}{\text{OEW}} = 26\%$. Mit steigendem prozentualen Anteil der Flügelmasse an der Betriebsleermasse vergrößert sich dann auch das Potential einer Masseneinsparung.

Entwurf	$m_{\text{Flügel}}$	OEW	m_K	MTOW	DOC
MR-FSW $\theta = 22.5^\circ$	6924kg -3.34%	47565kg -0.59%	23726kg -0.27%	88751kg -0.39%	0.0243 €/Skm -0.52%
MR-BSW $\theta = 22.5^\circ$	5663kg -2.08%	44966kg -0.33%	23077kg -0.31%	85503kg -0.26%	0.0237 €/Skm -0.17%

Tabelle 6.1: Gegenüberstellung der absoluten Werte und der relativen Änderungen bezogen auf die jeweiligen Entwürfe ohne *Tailoring*

Weiterhin ist an dem MR A/C gezeigt worden, dass die Verlagerung der elastischen Achse über positive *Tailoring*-Winkel sich sowohl bei dem vorwärtsgepfeiltem als auch bei dem rückwärtsgepfeiltem Flügel nachteilig auf die Querruderwirksamkeit auswirkt. Der Verlust an Querruderwirksamkeit ist dabei kein Phänomen, das nur beim *Tailoring* mit FKV's auftritt, sondern hängt rein von dem Hebelarm des Ruders zur elastischen Achse ab und ist somit in gleicher Weise auch bei der Verdrehung der Stringer und Reißstopper-Doppler vorhanden. Bei den hier betrachteten Entwürfen führt das *Tailoring* jedoch nicht zu einem Verlust an Querruderwirksamkeit im Flugbereich, so dass der Gewichtsvorteil auch genutzt werden kann.

Letztendlich verdeutlicht der Vergleich der absoluten Ergebnisse der MR A/C-Varianten (Tabelle 6.1), dass der Entwurf mit vorwärtsgepfeiltem Flügel bei identischen Anforderungen an die Transportleistung deutlich schwerer wird als der Entwurf mit konventioneller Rückwärtspeilung. So sind die Flügelmasse ca. 22%, die Betriebsleermasse ca. 6% und die maximale Abflugmasse ca. 4% größer. Dadurch ist die benötigte Kraftstoffmasse ebenfalls ca. 3% höher und die Wirtschaftlichkeit gemessen an den direkten Betriebskosten verschlechtert sich um ca. 2.5%. Betrachtet man die Massenänderungen des MR-FSW Entwurfes (vgl. Abbildung D.2 und D.4), so erkennt man auch eine deutliche Zunahme in der Rumpfmasse, die nicht nur aus Schneeballeffekten herrühren kann. Grund hierfür ist die veränderte Position des Flügels, der bei einer Vorwärtspeilung und T-Leitwerk zwangsläufig nach hinten wandern muss, um eine ausgeglichene Momentenbilanz im horizontalen Reiseflug zu erreichen. Dadurch ist die freie Länge des Rumpfes größer als bei der rückwärtsgepfeilten Version und das auf den Rumpf wirkende Biegemoment steigt. Dies muss mit einer stärkeren Dimensionierung abgefangen werden. Allerdings ist der beschriebene Effekt bei der als MR A/C ausgewählten MD-90-40X durch die Streckung des Rumpfes besonders ausgeprägt.

6.6 Verbesserung des vorwärtsgepfeilten Entwurfs

Im folgenden soll der MR-FSW Entwurf schrittweise verbessert werden, um die Nachteile gegenüber der rückwärtsgepfeilten Referenz zu reduzieren. Weiterhin soll überprüft werden, ob überhaupt ein gleichwertiger Entwurf durch eine Modifikation abgeleitet werden kann oder ob nur ein kompletter Neuentwurf die rückwärtsgepfeilte Version übertreffen kann. Es wird dazu ein Ansatz gewählt, der gezielt eine Kombination der aus der PrADO/SAM-Erweiterungen stammenden Möglichkeiten mit dem vorhandenen Funktionsumfang von PrADO/SAM anwendet. Die sich daraus ergebenden Schritte sind in Tabelle 6.2 aufgelistet und haben sich aufbauend nacheinander ergeben.

Ausgehend von der Basisversion des MR-FSW Entwurfes wird im ersten Schritt von *aeroelastic tailoring* Gebrauch gemacht (Version V1). Dafür bietet sich der vorher am günstigsten abgeschnittene *Tailoring*-Winkel von $\theta = 22.5^\circ$ an. Um die Biege-Torsions-Kopplung noch zu verstärken ist im zweiten Schritt der Anteil der *Tailoring*-Lagen im Flügellaminat von 21% auf 33% erhöht worden (Version V2). Es hat

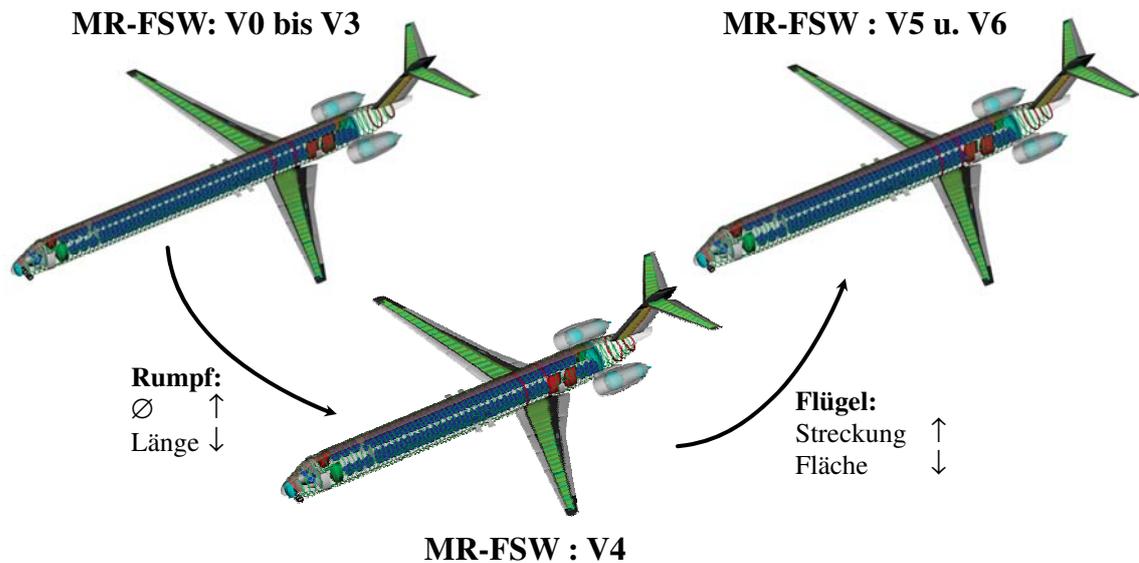


Abbildung 6.12: Schrittweise Änderungen an dem MR-FSW-Entwurf

sich hierbei gezeigt, dass eine weitere Steigerung über 33% hinaus der *Tailoring*-Lagenanteile am MSV bei der verwendeten Materialkombination nur unter Reduktion einer der effektiven Moduli (Zug/Druck/Schub) gewährleisten lässt. Dies ist, wie in Kapitel 6.2 gezeigt worden ist, nicht gewünscht, da sonst die aus der Pfeilung herrührende, gegensinnige Biege-Torsions-Kopplung den Effekt umkehrt. Wie Abbildung 6.13 zeigt, ist über das *Tailoring* bei Variante V1 nur eine geringfügige Verbesserung möglich. Die Steigerung der *Tailoring*-Lagenanteile bei Variante V2 führt dann auch nur in geringem Maß zu einer weiteren Verbesserung. Bei beiden fallen die Schneeballeffekte auf die anderen dargestellten Größen folglich gering aus.

Da sich bei den vorher ausgeführten Berechnungen eine Elliptizität $e = 0.7$ als günstiger Kompromiss aus Kraftstoffverbrauch und Flügelgewicht herausgestellt hat (vgl. Kapitel 5.1.1), soll im dritten Schritt die Zirkulationsverteilung des Flügels von elliptischer Zirkulationsverteilung auf eine Elliptizität von $e = 0.7$ gebracht werden (Version V3). Zudem erzeugt eine innen fülligere Zirkulation am vorwärtsgepfeiltem Flügel ein stärker negatives Nullmoment, so dass der Flügel leicht nach vorn geschoben werden kann. Damit kann der Rumpf als Folge des reduzierten Biegemomentes leichter dimensioniert werden. Im Ergebnis zeigen sich dann wie erwartet zwei Effekte. Die Flügelmasse reduziert sich um mehr als 7% und damit deutlich bezogen auf Variante V2. Gleichzeitig steigt die benötigte Kraftstoffmasse um ca. 1% an, so dass unter den Strich zwar ein leichterer Entwurf entsteht, der aber auf Grund seines höheren Kraftstoffverbrauches nur geringfügig besser bezüglich der direkten Betriebskosten abschneidet.

Wie in Kapitel 6.5 gezeigt worden ist, ist die Rumpfmasse gegenüber dem Entwurf mit rückwärtsgepfeiltem Flügel wegen des längeren Hebelarms angestiegen. Um das resultierende Biegemoment zu reduzieren, ist es sinnvoll, den Rumpf durch eine Vergrößerung des Rumpfdurchmessers zu verkürzen. Dies ist durch den Wechsel von

Variante	Flügel	Rumpf	Triebwerke
V1	<i>Tailoring</i> mit $TW=22^\circ$	-	-
V2	wie V1, Erhöhung der <i>Tailoring</i> -Lagenanteil von 20% auf 33%	-	-
V3	wie V2, Änderung der Zirkulation von elliptisch auf $e=0.7$	-	-
V4	wie V3	Rumpfdurchmesser auf 3.925m erhöht, statt 3+2 Sitze 3+3 Sitze pro Reihe	-
V5	Reduktion der Flügelfläche um 10% und Anheben der Streckung um 10%	wie V4	-
V6	wie V5	wie V5	Triebwerksleistung angepasst

Tabelle 6.2: Maßnahmen zu Verbesserung der Gesamtwurfseigenschaften des MR A/C mit vorwärtsgefeiltem Flügel

einer 3-2-Sitzanordnung auf eine 3-3-Sitzanordnung im *Economy*-Abteil in diesem Fall einfach möglich, da nach FAR25 weiterhin ein Gang im Rumpf ausreicht. Eine Anordnung mit mehr als 6 Sitzen pro Reihe würde einen zweiten Gang erfordern und damit eine deutliche Erhöhung des Rumpfdurchmessers mit einhergehender Zusatzmasse notwendig machen und scheidet somit aus. Bei gleich bleibender Passagierzahl kann mit der 3-3 Anordnung die Rumpflänge um 10% von 50m auf 45m reduziert werden (Version V4). Das resultierende Kabinenlayout und ein Vergleich der Rumpfdurchmesser sind in Abbildung D.12 dargestellt. Trotz der größeren benetzten Oberfläche des neuen Rumpfes konnte eine Gewichtsreduktion von ca. 1.6% gegenüber der Rumpfmasse von Version V3 erzielt werden. Das geringere Rumpfgewicht wirkt sich durch die Schneeballeffekte außerdem noch einmal positiv auf die Flügelmasse aus, die um ca. weitere 2% sinkt. Ebenso konnte durch die Strukturmassenreduktion die benötigte Kraftstoffmasse wieder leicht reduziert werden.

Durch diese gewichtsreduzierende Maßnahmen hat sich die Gleitzahl (vergleiche Abbildung D.13) mit abnehmendem Auftriebsbeiwert verschlechtert. Eine Möglichkeit, die Gleitzahl im Reiseflug wieder zu verbessern, besteht darin die Flügelfläche zu verkleinern (größerer $C_A \Rightarrow$ günstigere Gleitzahl) und gleichzeitig die Streckung zu erhöhen, um den negativen Einfluss der Flügelfläche auf die Gleitzahl zu kompensieren. Deswegen ist bei Variante V5 die Streckung um 10% vergrößert und die Flügelfläche um 10% unter Einhaltung der Randbedingungen verkleinert worden. Dies zeigt sich im Ergebnis in geringeren Massen. So ist der Flügel trotz größerer Flächenbelastung noch einmal um über 3% leichter geworden. Weiterhin hat sich die Kraftstoffmasse mit Anstieg der Gleitzahl um ca. 1.6% reduziert. Durch die Schneeballeffekte sind auch der Rumpf und weitere Strukturkomponenten leichter geworden, so dass die direkten Betriebskosten noch einmal deutlich gesunken sind. Die reduzierte Flügelfläche erhöht allerdings nachteilig die notwendigen Start- und

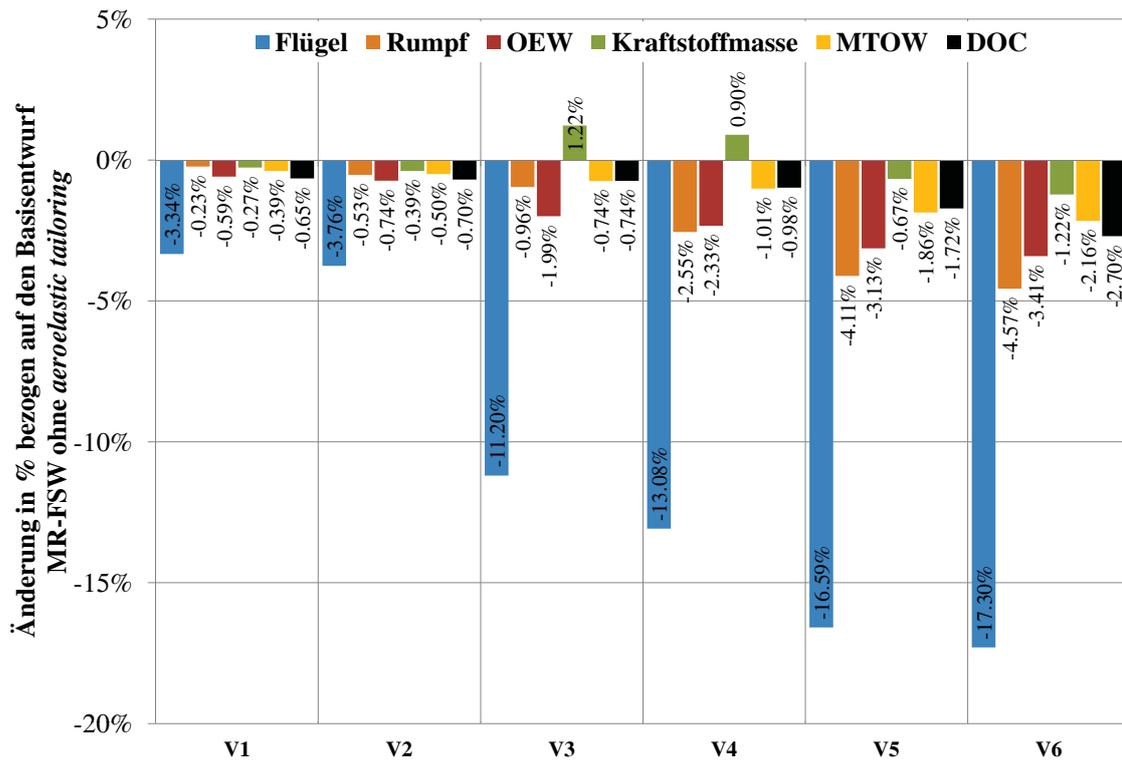


Abbildung 6.13: Auswirkungen der Modifikationen des MR-FSW Entwurfs

Landebahnlängen, da sich hier die Flächenbelastung negativ auswirkt (vgl. Abbildung D.5).

Im nächsten Schritt scheint es sinnvoll zu sein, die Triebwerksleistung auf den Entwurf anzupassen. Dazu wird die PrADO-Funktionalität genutzt, das Triebwerk als sogenanntes „Gummi“-Triebwerk vorzusehen, welches sich an die Schubanforderungen des Entwurfs anpasst ([Hei+09]). Dies führt nochmals zu einer deutlichen Verbesserung der in Abbildung 6.13 dargestellten Flugzeugeigenschaften. Aber auch hier führt die Reduktion des Triebwerksstandschubes zu einer deutlichen Verschlechterung der benötigten Startbahnlänge.

Entwurf	$m_{\text{Flügel}}$	OEW	m_K	MTOW	DOC
MR-FSW V6 $\theta = 22.5^\circ$	5924kg +2.44%	46215kg +2.44%	23499kg +1.51%	87173kg +1.69%	0.02378 €/Skm +0.29%
MR-BSW $\theta = 22.5^\circ$	5663kg -2.08%	44966kg -0.33%	23077kg -0.31%	85503kg -0.26%	0.02370 €/Skm -0.17%

Tabelle 6.3: Gegenüberstellung der absoluten Werte und der relativen Änderungen bezogen auf den rückwärtsgepeilten Basisentwurf mit CFK-Flügel aber ohne *Tailoring*

Vergleicht man abschließend die Ergebnisse der verbesserten Variante V6 des MR-FSW Entwurfs mit dem MR-BSW, bei dem ebenso *aeroelastic tailoring* auf den Flügel angewendet worden ist, so ist die rückwärtsgepeilte Variante immer noch deutlich besser bezogen auf die Betriebsleermasse und die direkten Betriebskosten.

Die Ergebnisse hierzu sind in Tabelle 6.3 aufgelistet. Weiterhin ist anzumerken, dass bei dem MR-BSW Entwurf mit *aeroelastic tailoring* einige der Maßnahmen wie z. B. Rumpfdurchmesser oder Triebwerksleistung angewendet werden könnten und dies zu weiteren Einsparungen führen würde.

6.7 Fazit der *Tailoring*-Studie

Greift man die Fragestellung vom Anfang des Kapitels, ob durch das *aeroelastic tailoring* eine Verbesserung der Flugzeuggesamtleistungen möglich ist, auf, so zeigt sich aus den Studien des vorwärts- und rückwärtsgepfeilten MR A/C, dass generell eine Lastreduktion am Flügel bei Böenlasten möglich ist und äußert sich darin, dass der Flügel leichter gebaut werden kann. Über die Schneeballeffekte wirkt sich dies zudem positiv auf andere Komponenten aus und es ergeben sich Gesamtentwürfe mit besseren Eigenschaften. Die eigenen Ergebnisse zeigen zudem gute Übereinstimmungen mit denen von Dugas [Dug02] präsentierten Daten für ein Mittelstreckenflugzeug. Auch wenn der positive Effekt am vorwärtsgepfeilten Flügel etwas stärker ausgeprägt als am rückwärtsgepfeilten Flügel ist, so ist doch der Einfluss auf die Gesamtentwurfseigenschaften gering. Allerdings ist der Verlust an Querruderwirksamkeit in beiden hier betrachteten Gruppen ebenso gering und stellt somit keinen Nachteil gegenüber den jeweiligen Versionen ohne *aeroelastic tailoring* dar, solange das *Tailoring*-Laminat die gleiche effektiven Steifigkeiten wie das Grundlaminat aufweist und der Basisentwurf eine ausreichende Querruderwirksamkeit besitzt.

Die schrittweise Verbesserung der MR-FSW Entwürfe hat gezeigt, dass durch die Vorwärtspfeilung nicht nur die Belastungen am Flügel ungünstiger sind, sondern dass durch die für die Trimmung, Stabilität und Steuerbarkeit notwendige Verschiebung des Flügels ebenfalls die Belastungen im Rumpf steigen. Um diesen Effekt abzumildern, ist der Rumpf verkürzt und verbreitert worden, so dass die gleiche Anzahl an Passagieren aufgenommen werden kann. Auch durch weitere Maßnahmen - Modifikation von Streckung, Flügelfläche und Anpassung der Triebwerke - ist es nicht möglich gewesen, ein für den MR-BSW Entwurf konkurrenzfähiges Flugzeug bei Einhaltung der Grundkonfiguration zu erstellen, obwohl erhebliche Verbesserungen der Eigenschaften innerhalb der vorwärtsgepfeilten Versionen erzielt werden konnten.

Allerdings ist in die schrittweise verbesserten Entwürfe mit vorwärtsgepfeiltem Flügel bislang nicht der potentielle aerodynamische Vorteil einer laminaren Umströmung der Tragfläche mit eingeflossen, der eine Reduktion des Luftwiderstandes und somit eine Kraftstoffeinsparung ermöglicht. Eine solche laminare Umströmung lässt sich bei vorwärtsgepfeilten Tragflächen für transsonische Geschwindigkeitsbereiche einfacher realisieren, als dies bei rückwärtsgepfeilten Flügeln der Fall ist (siehe [SL08]). Untersuchungen von Seitz u. a. [Sei+11] an einem modifizierten A320-Entwurf mit vorwärtsgepfeiltem Flügel haben jüngst gezeigt, dass eine Verbrauchsreduktion von ca. 9% Kraftstoff durch Verringerung des Nullwiderstandes durch Ausnutzung der Laminarität möglich scheint.

Betrachtet man zusammenfassend die Nachteile des MR-FSW Entwurfs, so ergeben sich:

- eine höhere Flügelmasse,
- eine höhere Rumpfmasse (Trimmung, Steuerbarkeit, Stabilität),
- und als Folge davon ein höheres MTOW und schlechtere DOC.

Seitz u. a. [Sei+11] verweisen weiterhin auf die problematischen Hochauftriebseigenschaften für Start- und Landung am Laminarflügel und die notwendige Begrenzung der maximalen Reisefluggeschwindigkeit auf ca. $Ma=0.78$, damit eine laminare Umströmung realisiert werden kann. Als vorteilhaft erscheint der MR-FSW Entwurf resultierend aus den in der vorliegenden Arbeit durchgeführten Berechnung nur dann zu sein, wenn die Laminarität am Flügel ausgenutzt und somit der Kraftstoffverbrauch gesenkt werden kann.

Hierin unterscheiden sich auch die Ergebnisse dieser Arbeit von denen von Seitz u. a. [Sei+11] dargestellten Untersuchungen. Anders als in dem dort zitierten Bericht von Piening [Pie84] konnte in Kapitel 6.3 nicht gezeigt werden, dass ein vorwärtsgepfeilter Flügel bei gleicher Streckung und Flügelfläche und damit auch gleicher Spannweite trotz voller Ausnutzung der *Tailoring*-Möglichkeiten Gewichtsgleichheit gegenüber dem rückwärtsgepfeiltem Flügel erreicht (vgl. Abbildung D.5 Variante V2), wenn man gleiche Steifigkeitseigenschaften voraussetzt. Als Grund für die Unterschiede zu Piening [Pie84] in den Simulationsergebnissen wird der in dieser Arbeit andere Ansatz über numerische Verfahren sowohl seitens der Aerodynamik als auch seitens der Strukturmechanik gesehen. Weiterhin hat Piening [Pie84] nur den Flügel allein und vor allem ohne den Einfluss der Beanspruchungen untersucht und keine Rückführung auf den Gesamtentwurf vorgenommen. Gerade aber die Berücksichtigung der Anstrengung mit Änderung des *Tailoring*-Winkels, wie in Kapitel 3.6.3 dargestellt, und der Trimmungseinfluss, wie Österheld [Öst03] herausgestellt hat, spielen in diesem Zusammenhang eine wichtige Rolle. Ob oder wie bei Seitz u. a. [Sei+11] eine Rückführung der aeroelastischen Wechselwirkungen am Flügel auf dessen Dimensionierung und weiterhin auf die Gesamtentwurfseigenschaften inklusive Trimmung stattgefunden hat, ist leider nicht dargestellt. Ebenso kann ein direkter Vergleich nicht vorgenommen werden, da genaue Komponentenmassen nicht veröffentlicht worden sind.

Es bleibt abschließend festzustellen, dass ein Entwurf mit vorwärtsgepfeiltem Tragflügel große Nachteile bezüglich der Gesamtentwurfseigenschaften durch die ungünstige Belastung des Tragflügels aus den dimensionierenden Böenlasten aufweist, die durch *aeroelastic tailoring* nur leicht abgemindert aber nicht ausgeglichen werden können. Für eine konkurrenzfähige Alternative für die klassische, rückwärtsgepfeilte Konfiguration muss die Verbesserung im Nullwiderstand durch laminare Tragflügelumströmung damit so groß sein, dass das Mehrgewicht durch die Vorwärtspfeilung nicht nur ausgeglichen, sondern überkompensiert werden kann.

Allgemein lässt sich aus den Ergebnissen der *Tailoring*-Studie schließen, dass *aeroelastic tailoring* zwar Vorteile für Auftriebsflächen bedeutet, aber es sollte gerade

bei Entwürfen mit rückwärtsgefeiltem Tragflügel überlegt werden, wann und ob der Einsatz von *aeroelastic tailoring* Sinn hat. Gerade die Biege-Torsions-Kopplung ließe sich durch Erhöhung der Pfeilung in ähnlich positiver Weise beeinflussen. Sie wirkt sich, wie in Kapitel 3.6.3 gezeigt worden ist, stärker auf die Biege-Torsions-Kopplung aus ohne die in SAM zurzeit nicht berücksichtigten Effekte beim *aeroelastic tailoring* - asymmetrische Verformung bei thermischer Last, erhöhte Beanspruchung der Verbindungselemente durch die Verwölbung oder die *spring-in*-Effekte für die Fertigung - hervorzurufen. Die Pfeilungsänderung ist aus lastreduzierender Sicht am rückwärtsgefeiltem Tragflügel also vorzuziehen, sofern es die aerodynamischen und andere Randbedingungen zulassen. Da eine Erhöhung der Pfeilung am vorwärtsgefeiltem Tragflügel gerade anders herum, also lasterhöhend, wirkt, sind hier kompensierende Maßnahmen wie das *aeroelastic tailoring*, das Verdrehen der Stringer und Doppler sowie das Verdrehen der Rippen sinnvoll.

7 Zusammenfassung, Schlussfolgerung und Ausblick

Die vorliegende Arbeit beschäftigt sich mit Erweiterung des Gesamtentwurfprozesses zur Abbildung von Faser-Kunststoff-Verbunden und der gezielten Ausnutzung statisch aeroelastischer Effekte am Flügel durch *aeroelastic tailoring*. Ein vermehrter und sinnvoller Einsatz von Faser-Kunststoff-Verbunden zusammen mit der gezielten Ausnutzung ihrer anisotropen Eigenschaften kann dazu beitragen, zukünftige Flugzeugentwürfe wirtschaftlicher zu machen, wenn diese Effekte schon in einer frühen Phase des Flugzeugentwurfs abgebildet werden.

Im ersten Teil der Arbeit wird ein Überblick über den aktuellen Stand der Entwicklung bei Massenabschätzungsverfahren im Flugzeug(vor)entwurf gegeben. Es wird weiterhin aufgezeigt, dass es keine Veröffentlichungen über ein integrales Verfahren gibt, welches auf Flugzeug-Gesamtentwurfsebene Massen von Faser-Kunststoff-Verbund-Strukturen physikalisch basiert vorhersagen kann. Daraus hat sich als Motivation für die vorliegende Arbeit ergeben, das Strukturmassen- und Aeroelastikmodul SAM bezüglich FKV's und *aeroelastic tailoring* zu erweitern.

Dazu ist im folgenden Teil der Arbeit ein Überblick über die theoretischen Verfahren in SAM und deren Erweiterungen im Rahmen dieser Arbeit gegeben worden. Die Erweiterungen umfassen als erstes die Implementation von verschiedenen Versagenskriterien für FKV's, von denen das Puck-Kriterium favorisiert worden ist. Weiterhin ist die bestehende Dimensionierungslogik vom bestehenden *fully-stressed-design* zum *fully-exerted-design* für FKV-Strukturen weiterentwickelt worden. Zur Berücksichtigung der Stabilitätseigenschaften der isotropen und FKV-Strukturen ist als Konsequenz auf die Anisotropie ein auf einem Ritz-Ansatz basiertes Verfahren implementiert worden, welches auch die Einflüsse auf die lokale Stabilität von einem vollbesetzten Biegesteifigkeitsquadranten wiedergeben kann.

Um später den Einfluss von unterschiedlichen Zirkulationsverteilungen im Reiseflug aufzeigen zu können, ist es notwendig gewesen, eine einfache Methode auf Basis des *Panel*-Verfahrens HISSS zu entwickeln, mit der über den Parameter der geometrischen Verwindung die Zirkulationsverteilung von Tragflächen nach Vorgaben eingestellt werden kann. Im nächsten Schritt musste dazu die Prozesskette in SAM so angepasst werden, dass bei aeroelastischer Auslegung die *jigshape* des Flügels berechnet wird, die im 1g Reiseflug im statisch aeroelastischen Gleichgewicht genau die vorgegebene *flightshape* bzw. Zirkulationsverteilung wiedergibt. Als Folge daraus ergeben sich bei Normalbeschleunigungen abweichend von 1g andere aeroelastische Verformungszustände der Tragflächen und damit auch andere Zirkulationsverteilungen im Gegensatz zu einer komplett starr gerechneten Konfiguration.

Mit den vorliegenden Erweiterungen von SAM sind am Referenzbeispiel McDonald-Douglas MD-90-40X, zu der Vergleichsergebnisse aus einer frei zugänglichen NASA-Studie vorliegen, Validierungsberechnungen der neuen Methodiken durchgeführt worden. Es hat sich gezeigt, dass nach Abgleich der absoluten Größen des Basisentwurfs der NASA-Studie mit dem PrADO/SAM-Basisentwurf die Massenprognosen der daraus aufgebauten Varianten mit CFK-Flügel sehr gut mit den Ergebnissen der Studie übereinstimmen. Der vorherige Abgleich der Basisentwürfe ist notwendig gewesen, da einige Daten der MD-90-40X geschätzt werden mussten. Hier hat sich das im Einleitungskapitel erwähnte Problem gezeigt, dass mit steigender Genauigkeit der Methoden auch detailliertere Eingangswerte vorliegen müssen. Ist dies nicht der Fall, so hat sich der Abgleich der Referenzentwürfe zueinander als gut funktionierende Praxis erwiesen. Eine ähnliche Berechnung ist mit der Boeing 787-Familie durchgeführt worden. Dort hat die Kombination PrADO/SAM die Trends zu den vorliegenden Daten ebenfalls gut wiedergegeben. Bei der Boeing 787-Familie besteht allerdings eine größere Unsicherheit, da die vorliegenden Vergleichsdaten nicht aus abgesicherten Quellen stammen. Abschließend kann festgestellt werden, dass PrADO/SAM durch die Erweiterungen in der Lage ist, eine gute Massenprognose für Entwürfe mit FKV-Komponenten durchzuführen.

Mit erfolgreicher Validierung des FKV-Strukturmassenmoduls konnten im nächsten Teil der Arbeit der Einfluss von unterschiedlichen Zirkulationsverteilungen, die Auswirkungen der statisch aeroelastischen Auslegung unter Einhaltung der 1g *flightshape* und von FKV-Strukturen sowohl an einem Mittel- als auch an einem Langstreckenflugzeug dargelegt werden. Die parametrische Untersuchung der Zirkulationsverteilungen am isotropen Tragflügel der MD-90-40X als Vertreter der Mittelstreckenflugzeuge hat sowohl für die starre als auch für die aeroelastische Auslegung dann eine aus Gesamtentwurfssicht optimale Zirkulationsverteilung gezeigt, wenn sie innen leicht überelliptisch und außen leicht unterelliptisch ist. Die leicht „dreieckige“ Zirkulationsverteilung stellt einen guten Kompromiss aus Flügelbelastung und Gleitzahl, respektive Kraftstoffverbrauch, dar. Auf Grund der geringen Spannweite der MD-90-40X sind die Auswirkungen der statischen Aeroelastik vergleichsweise gering und machen sich nur durch eine Verschiebung der Gesamtmassen zu geringeren Werten bemerkbar. Bei dem Vergleich der Einflüsse an der MD-90-40X mit CFK-Flügel hat sich ein etwas anderes Bild ergeben. Die optimalen Zirkulationsverteilungen liegen hier sowohl bei starrer als auch bei aeroelastischer Auslegung näher an der elliptischen. Grund hierfür ist, dass der CFK-Flügel zu einem größeren Teil durch Mindestwandstärken und aus Stabilitätsgründen und nicht mehr durch Spannungen dimensioniert wird.

Die gleichen Untersuchungen an der Boeing 787-8 haben bei starrer Auslegung ein Optimum bei stärker „dreieckiger“ Zirkulationsverteilung an der Tragfläche ergeben, als es bei der MD-90-40X der Fall ist. Es überwiegt damit bei starrer Auslegung die entlastende Wirkung in den dimensionierenden Böenlasten gegen den

Mehrverbrauch. Die aeroelastische Auslegung der 787-8 unterscheidet sich aber sehr stark von dem starr berechneten Ergebnis. Hier liegt das Optimum wieder ähnlich der MD-90-40X bei leicht „dreieckiger“ Zirkulationsverteilung. Mit diesem Ergebnis ist einerseits gezeigt worden, dass mit zunehmend „dreieckigerer“ Zirkulationsverteilung an der Tragfläche der Einfluss der Entlastung durch elastische Verformung im Böen-Lastfall abnimmt. D. h., die Entwindung bei Durchbiegung der Tragfläche führt zu einer nur geringfügig weiter innenliegenden Lastresultierenden, wenn schon eine stark „dreieckige“ Zirkulationsverteilung vorliegt. Dieser Effekt tritt besonders bei Tragflächen großer Spannweite und hoher Streckung auf. Andererseits lässt sich daraus schließen, dass mit zunehmender Spannweite bzw. Größe des Entwurfs die aeroelastischen Effekte größer werden und dass diese nicht mehr vernachlässigt werden dürfen, um eine Abschätzung der Strukturmasse vornehmen und Sensibilitäten aufzeigen zu können. Eine rein starre Auslegung führt mit zunehmender Flexibilität des Entwurfes dann zu falschen Ergebnissen, da die Physik unzureichend wiedergegeben wird.

Im darauf folgenden Kapitel sind die vorherigen Erfahrungen bezüglich des Einflusses der statischen Aeroelastik mit den erweiterten Freiheitsgraden, welche Faser-Kunststoff-Verbunde bieten, zu einer Untersuchung der Auswirkungen von *aeroelastic tailoring* der Tragfläche bei Vor- und Rückwärtspeilung analysiert worden. Dazu sind die Behütungen der Flügelstrukturkästen auf Ober- und Unterseite so verändert worden, dass aus der Biegung eine Kopplung mit der Torsion entsteht, die aus der Verwölbung des Strukturkastens resultiert. Die dazu notwendigen Laminatschichtungen sind so gewählt worden, dass die effektiven Zug-, Druck- und Schubmoduli nur geringe Abweichungen zu den ausgeglichenen Laminaten der Referenzentwürfe aufzeigen, um zu verhindern, dass die Biege-Torsions-Kopplung aus der Peilung negative Auswirkungen hat. Eine Anordnung der zusätzlichen *Tailoring*-Lagen in einem Winkelbereich zwischen $+20^\circ$ und $+35^\circ$ ist besonders effektiv, da hier einerseits große Kopplungsterme zwischen Normal- und Schubtermen entstehen und andererseits die Anstrengungen auf Zwischenfaserbruch im Laminat noch moderat sind. So konnte für einen einfachen Strukturkasten gezeigt werden, dass bei *Tailoring*-Lagen in einem Winkel größer ca. $+40^\circ$ besonders die Anstrengungen auf Zwischenfaserbruch in der Endrippe aber auch in der Behütung exponentiell ansteigen. Dies hat sich in den Untersuchungen am Gesamtflugzeug sowohl mit Vorwärts- als auch mit Rückwärtspeilung dadurch bestätigt, dass die Entwürfe mit einem *Tailoring*-Winkel von $\pm 45^\circ$ deutlich höhere Strukturmassen aufweisen.

Die Gesamtentwurfsberechnungen am Beispiel des Mittelstreckenflugzeugs MD-90-40X haben sowohl bei der Tragfläche bei Vor- und Rückwärtspeilung ein Gewichtsminimum bei *Tailoring*-Winkeln zwischen $+11.0^\circ$ und $+37.5^\circ$ und ein Minimum in den direkten Betriebskosten zwischen $+22.5^\circ$ und $+30.0^\circ$ gezeigt. Bei dem vorwärtsgepeilten Entwurf konnten damit 3% Flügelmasse und 0.65% DOC im Vergleich zum Entwurf ohne *aeroelastic tailoring* eingespart werden. Bei dem rückwärtsgepeilten Entwurf konnten ca. 2% Flügelmasse und 0.2% DOC im Ver-

gleich zum Entwurf ohne *aeroelastic tailoring* eingespart werden. Eine Überprüfung des Einflusses auf die Querruderwirksamkeit hat für beide Pfeilungen eine leichte Verschlechterung von $\Delta\eta_R = 2-3\%$ bei optimalen *Tailoring*-Winkeln im Vergleich zur jeweiligen Referenz ergeben. Die Auswirkung auf den rückwärtsgepfeilten Flügel ist dabei etwas stärker. In beiden Fällen wird aber der Einfluss als unkritisch gesehen. Der direkte Vergleich der Entwürfe mit Vorwärts- und Rückwärtspfeilung zeigt eine deutliche Überlegenheit des Entwurfes mit rückwärtsgepfeilter Tragfläche. Als Gründe können die höhere Beanspruchung des vorwärtsgepfeilten Flügels (*wash in*), die trotz *aeroelastic tailoring* nicht so deutlich reduziert werden konnte, dass sich der rückwärtsgepfeilten Tragfläche äquivalente Strukturmassen ergeben. Weiterhin ist es für die Stabilitäts- und Steuerbarkeitsforderung notwendig, den Flügel zum Heck zu schieben. Daraus ergibt sich eine höhere Belastung im Rumpf und damit ein höhere Rumpfmasse. Aus den Schneeballeffekten folgen dann höhere Massen für alle weiteren Komponenten. Mit diesen Erkenntnissen ist der vorwärtsgepfeilte Entwurf schrittweise verbessert worden. Trotz der Maßnahmen und signifikanten Verbesserungen zu dem Ausgangsentwurf ist die verbesserte Version um ca. 2% schwerer und 0.3% unwirtschaftlicher als die rückwärtsgepfeilte Referenz ohne *aeroelastic tailoring*.

Aus den durchgeführten Berechnungen lässt sich folgern, dass *aeroelastic tailoring* genutzt werden kann, um die Strukturmassen von Tragflächen zu reduzieren. Die Einsparungen an der Tragfläche des untersuchten Mittelstreckenflugzeuges ist jedoch mit unter 5% gering. Bedenkt man die zusätzlichen Probleme, die durch unausgeglichene Laminare entstehen, die nicht in dieser Arbeit behandelt worden sind (z. B. thermische Einflüsse bei der Fertigung und im Betrieb, erhöhte Beanspruchung von Verbindungselementen), kann der effektive Gewichtsvorteil geringer ausfallen. Eine Kombination von *aeroelastic tailoring* mit klassischen Möglichkeiten, um eine Biege-Torsions-Kopplung zu erzeugen, wie die Verdrehung der Rippen und der Stringer, ist ratsam.

Die dargestellte erweiterte Gesamtentwurfsmethodik weist trotz der vielen berücksichtigten Parameter an manchen Stellen ein Verbesserungspotential auf. Als erstes sei das verwendete potentialtheoretische Aerodynamikverfahren genannt. Dieses hat den Nachteil, transsonische und Grenzschicht-Effekte nicht wiedergeben zu können. Eine vielversprechende Möglichkeit besteht in dem Einsatz eines grenzschichtgekoppelten Verfahrens für stationäre sub- und transsonische Strömung, das einen guten Kompromiss aus Rechengeschwindigkeit und Genauigkeit darstellt. Dieses muss jedoch ebenso robust wie das bisherige Verfahren funktionieren, da nur dann der Einsatz in dem integrierten Gesamtentwurf möglich ist. Obwohl die potentialtheoretischen Verfahren historisch vor den Euler- oder RANS-Lösern entwickelt worden sind, existieren nur wenige kommerzielle Löser der vollständigen Potentialgleichung, die damit die Transsonik in einem ausreichenden Maß abdecken und gleichzeitig eine Grenzschichtkopplung aufweisen. Eine Implementation von Euler- oder RANS-Lösern ist aus derzeitiger Sicht aber nicht sinnvoll, da sowohl automati-

sche Netzgenerierung als auch Rechenzeiten bei Gesamtentwurfsanalysen Probleme bereiten. Die verbesserte Abbildung der Aerodynamik wirkt sich durch den Einsatz eines *Field-Panel*-Verfahrens mit Grenzschichtkopplung sowohl auf die Handbuchverfahren basierte Nullwiderstandsberechnung als auch auf die Kennfeld- und Lastbestimmung positiv im Sinne einer realistischeren Betrachtung aus. Weiterhin wird im transsonischen Bereich eine präzisere Abbildung der aerodynamischen Momente am Profilschnitt durch Berücksichtigung von Stoßeckeffekten erwartet, so dass auch die statische Aeroelastik realistischer wiedergegeben wird.

Ein weiteres Verbesserungspotential wird auf Seite der Dimensionierung von FKV-Strukturen gesehen. So fehlt bei Verkehrsflugzeugen die praktische Langzeiterfahrung im Bereich der Schadenstoleranz von FKV-Strukturen (z. B. bei Schlag-Belastung oder Blitzeinschlag) im Gegensatz zu den konventionellen Aluminiumlegierungen. Damit ist auch die Vorauslegung der FKV-Strukturen mit einer größeren Ungenauigkeit versehen. Zwar gibt es mit dem CAI-Wert eine Möglichkeit die Schadenstoleranz gegen Delaminationen auf Werkstoffseite mit vorzusehen, ob aber diese Werte zu konservativ sind oder aber zu kritisch oder gar nicht geeignet für eine Vorauslegung sind, werden die Erfahrungen an der Boeing 787-8 und später an dem Airbus A350 XWB zeigen. Wünschenswert für den integrierten Gesamtentwurf wäre die Implementation eines robusten Verfahrens in die Dimensionierungslogik, wie es vergleichsweise bei metallischen Werkstoffen über die Dimensionierung im Reisefluglastfall gegen Ermüdung durchgeführt werden kann.

Ein weiterer Punkt für zukünftige Betrachtungen stellen die dynamischen aeroelastischen Effekte inklusive der Aeroservoelastik auf Gesamtentwurfsebene dar. Z. B. haben eigene Arbeiten auf dem Gebiet der Vorhersage von Flattern gezeigt, dass deren Abbildung möglich ist, aber die Rückführung der Ergebnisse auf den Gesamtentwurf komplex ist und schlecht in einen robusten Algorithmus überführt werden kann. Üblicher Weise werden Berechnungen der Flattergrenzen erst nach der Vorentwurfsphase ermittelt. Die Maßnahmen gegen Flattern sind dadurch dann häufig auf Verteilung von Zusatzmassen beschränkt, da eine Revision der Steifigkeiten am Gesamtflugzeug zu kostspielig wäre. Eine frühzeitige Einbindung in den Vorentwurf könnte dagegen einen Gewichtsvorteil bringen.

In diesem Zusammenhang ist es notwendig, das Flugkontrollsystem in die Betrachtungen mit aufzunehmen, da dieses großen Einfluss auf die dynamischen Flugeigenschaften hat. Aktuell wird es bei dem Airbus A320 erfolgreich bei der Reduktion von Böenlasten eingesetzt und wirkt sich damit auf die dimensionierenden Lasten bzw. die Flugbereichsgrenzen aus. Ein Aussteuern von bestimmten Flatterformen ist ebenso vorstellbar.

Wie man sehen kann, besteht noch Bedarf bei der Weiterentwicklung der Entwurfsmodule. Die Machbar- und Sinnhaftigkeit, schon früh Effekte am Flugzeug in einem integrierten Gesamtentwurfsverfahren berücksichtigen zu können, ist mit den Ergebnissen in der vorliegenden Arbeit dargestellt worden. Gerade die Erkenntnisse zum elastischen Verhalten am Langstreckenflugzeug haben die Notwendigkeit der



Berücksichtigung der flexiblen Struktur deutlich gemacht und rechtfertigen den hohen Entwicklungs- und Rechenaufwand gegenüber rein starrer Auslegung.

Abschließend kann gesagt werden, dass die dargestellte Methodik mit Kopplung von PrADO und SAM eine Lücke zwischen simplen Vorentwurfsmethodiken und hochwertigen MDO-Prozessketten füllt. Die vorgestellte Erweiterung von SAM und dessen nahtlose Einbindung in PrADO führt die dargestellten Untersuchungen hierzu auf das Gesamtflugzeug zurück und berücksichtigt damit auch die Auswirkungen auf den Entwurf als Ganzes. Die ausgeführten Arbeiten und die dargestellten Untersuchungen zeigen, dass das in der Arbeit gesetzte Ziel, FKV-Strukturen in einem Gesamtentwurfsansatz zu analysieren, zu optimieren und zu bewerten erreicht worden ist.

Literaturverzeichnis

- [AB11] W. A. J. ANEMAAT und Kaushik B. „Geometry Design Assistant for Airplane Preliminary Design“. In: *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition 4 - 7 January 2011, Orlando, Florida*. AIAA, 2011.
- [ACA01] ACARE. *A Vision for 2020*. ACARE - Advisory Council for Aeronautics Research in Europe. 2001. URL: <http://www.acare4europe.com/docs/Vision%202020.pdf> (besucht am 05.08.2011).
- [ACA10] ACARE. *BEYOND VISION 2020*. 2010. URL: http://www.acare4europe.com/docs/LEAFLET_ACARE_beyond_V2020_exe_summary.pdf (besucht am 15.04.2010).
- [Ach+03] M. ACHTERNBOSCH u. a. *Analyse der Umweltauswirkungen bei der Herstellung, Nutzung und Entsorgung von CFK- bzw. Aluminiumrumpfkompontenten*. Techn. Ber. Forschungszentrum Karlsruhe GmbH, 2003.
- [Add09] S. ADDEN. „Schädigungsverhalten von glasfaserverstärkten Kunststoffen aus Multiaxialgelegen unter biaxialer Ermüdungsbelastung“. Diss. TU Braunschweig, 2009.
- [Ane+07] W. A. J. ANEMAAT u. a. „AAARaven: Knowledge-Based Aircraft Conceptual and Preliminary Design“. In: *48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference 15th 23 - 26 April 2007, Honolulu, Hawaii*. 2007.
- [Ano00a] ANONYMUS. *Aerodynamic Design and Optimisation of Flight Vehicles in a Concurrent Multidisciplinary Environment*. Meeting Proceedings. Papers presented at the Symposium of the RTO Applied Vehicle Technology Panel (AVT) held in Ottawa, Canada, 18-21 October 1999. North Atlantic Treaty Organization: Research And Technology Organization, 2000.
- [Ano00b] ANONYMUS. *Structural Aspects of Flexible Aircraft Control*. Meeting Proceedings RTO Meeting Proceedings 36. North Atlantic Treaty Organization: Research And Technology Organization, 2000.
- [Ano02a] ANONYMUS. *Composite Materials Handbook volume 1. Polymer Matrix Composites Guidelines For Characterization Of Structural Materials*. Department Of Defense, 2002.

- [Ano02b] ANONYMUS. *Design Loads for Future Aircraft*. Technical Report RTO Technical Report 45. Work performed by the RTO Applied Vehicle Technology Panel (AVT) TG 024. North Atlantic Treaty Organisation: Research And Technology Organisation, 2002.
- [Ano02c] ANONYMUS. *Handbuch Struktur Berechnung HSB*. Techn. Ber. Industrie-Ausschuß Struktur-Berechnungsunterlagen, IASB, 2002.
- [Ano06a] ANONYMUS. *Entwicklung von Bauteilen aus Faser-Kunststoff-Verbund - Berechnungen*. VDI, 2006.
- [Ano06b] ANONYMUS. *HYBRIDMAT 3: Advances in the manufacture of advanced structural composites in aerospace - a mission to the USA*. Techn. Ber. National Composites Network, 2006. URL: <http://www.netcomposites.com/downloads/36642MR.pdf> (besucht am 05.08.2009).
- [Ano07a] ANONYMUS. *787 - Problems Joining Fuselage Sections - Fuselage Gaps*. Juni 2007. URL: <http://blog.flightstory.net/137/787-problems-joining-fuselage-sections-fuselage-gaps/> (besucht am 05.06.2010).
- [Ano07b] ANONYMUS. „The 787’s maintenance costs: an initial assessment“. In: *Aircraft Commerce* 51 (2007), S. 39–43.
- [Ano08] ANONYMUS. *Luftfahrttechnisches Handbuch (LTH)*. Techn. Ber. 2008. URL: <http://www.lth-online.de> (besucht am 23.10.2010).
- [Ano10a] ANONYMUS. *Certification Specifications for Large Aeroplanes Part 25 (CS-25), Amendment 9*. Techn. Ber. European Aviation Safety Agency (EASA), 2010.
- [Ano10b] ANONYMUS. *Federal Aviation Regulations Part 25 (FAR-25)*. Techn. Ber. Federal Aviation Administration (FAA), 2010.
- [Ant+04] N. ANTOINE u. a. „A Framework for Aircraft Conceptual Design and Environmental Performance Studies“. In: *10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference 30 August - 1 September 2004, Albany, New York*. 2004.
- [Att+11] A. ATTARAN u. a. „Structural optimization of an aeroelastically tailored composite flat plate made of woven fiberglass/epoxy“. In: *Aerospace Science and Technology* 15 (2011), S. 393–401.
- [BP52] M.E. BURT und J. PHILLIPS. *Prediction of Fuselage and Hull Structure Weight*. Techn. Ber. RAE Report Structures 122, Apr. 1952.
- [BRI08] A. BÉRARD, A. RIZZI und A.T. ISIKVEREN. „CADac: A New Geometry Construction Tool for Aerospace Vehicle Pre-Design and Conceptual Design“. In: *26th AIAA Applied Aerodynamics Conference 18 - 21 August 2008, Honolulu, Hawaii*. 2008.

- [Bad07] C. BADUFLE. „Conceptual aircraft design: towards multiobjective, robust and uncertain optimisation“. Diplomarbeit. University Paul Sabatier Toulouse III, 2007.
- [Boe10a] BOEING. *787 Airplane Characteristics for Airport Planning*. Techn. Ber. Boeing, Apr. 2010. URL: <http://www.boeing.com/commercial/airports/acaps/7878.pdf> (besucht am 25.04.2011).
- [Boe10b] BOEING. *Airplane Characteristics for Airport Planning*. English. Techn. Ber. Boeing, Feb. 2010. URL: http://www.boeing.com/commercial/airports/plan_manuals.html (besucht am 26.02.2010).
- [Boe10c] BOEING. *CAD 3D Drawings for Airport Planning Purposes*. Techn. Ber. Boeing, Feb. 2010. URL: http://www.boeing.com/commercial/airports/3_view.html (besucht am 26.02.2010).
- [Bog+04] T.A. BOGETTI u. a. „Predicting the nonlinear response and progressive failure of composite laminates“. In: *Composites Science and Technology* 64 (2004), S. 329–342.
- [Bra08] C. BRAUN. „Ein modulares Verfahren für die numerische aeroelastische Analyse von Luftfahrzeugen“. Diss. RWTH Aachen, 2008.
- [Bus08] G. BUSSE. „Neue Methoden der zerstörungsfreien Prüfung und ihre Anwendungen“. In: *Proc 4. Materialica Composites Congress. Oct 15-16, 2008, München*. 2008.
- [Büs08] A. BÜSCHER. „Flügelendformen zur Leistungssteigerung eines Langstreckenflugzeuges“. Diss. TU Braunschweig, 2008.
- [CAE11] CAESIOM. Partner des SimSAC EU FP6 Projektes. 2011. URL: <http://www.ceasiom.com> (besucht am 01.06.2011).
- [CRT11] L. CAVAGNA, S. RICCI und L. TRAVAGLINI. „Aeroelastic Analysis and Optimization at Conceptual Design Level Using NeoCASS Suite“. In: *52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 4 - 7 April 2011, Denver, Colorado*. 2011.
- [Cav+08] L. CAVAGNA u. a. „A Fast MDO tool for Aeroelastic Optimization in Aircraft Conceptual Design“. In: *12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference 10 - 12 September 2008, Victoria, British Columbia Canada*. AIAA/ISSMO. AIAA/ISSMO, 2008.
- [Col78] A. R. COLLAR. „The first fifty years of aeroelasticity“. In: *Aerospace* 5 (1978), S. 12–20.
- [DI94] I. M. DANIEL und O. ISHAI. *Engineering Mechanics of Composite Materials*. Oxford University Press Inc, 1994.

- [DSS11] DASSAULT-SYSTEMS-SIMULIA. *Isight - Automate Design Exploration and Optimization*. 2011. URL: <http://www.3ds.com/products/simulia/portfolio/isight-simulia-execution-engine/overview/> (besucht am 27. 11. 2011).
- [DT07] R. DEGENHARDT und J. TESSMER. „Improved Design Scenario for Composite Airframe Structures“. In: *48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Honolulu, Hawaii, Apr. 23-26, 2007*. 2007.
- [Dea08] S. DEAN. „Multi-disciplinary Design Optimisation: Development & Application at QinetiQ“. In: *KATnet II Multi Disciplinary Design & Configuration Optimisation Workshop*. 2008.
- [Die08] K. DIETRICH. „Modellierungsrelevanz von Ausschnitten in Flügelstrukturen aus Faserverbundwerkstoffen auf Vorentwurfsebene“. Diplomarbeit Nr. 368. TU Braunschweig, 2008.
- [Dom08] Burkhard DOMKE. *Boeing 787 Lessons Learnt*. Techn. Ber. Airbus, Nov. 2008. URL: <http://www.planebusiness.com/buzz/airbus2.pdf> (besucht am 27. 04. 2011).
- [Dri49] I.H. DRIGGS. *Aircraft Design Analysis Methods as Employed by the Research Division of the Bureau of Aeronautics U.S. Navy Department*. DR Report 1139. ASIN: B000P0RVZW. U. S. Department of the Navy, 1949.
- [Dug02] M. DUGAS. „Ein Beitrag zur Auslegung von Faserverbundtragflügeln im Vorentwurf“. Diss. Universität Stuttgart, 2002.
- [EAS11] EASA. *EASA TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET: Rolls-Royce plc Trent 1000 series engines*. 2011. URL: http://www.easa.europa.eu/certification/type-certificates/docs/engines/EASA-TCDS-E.036_Rolls--Royce_plc._Trent_1000_series_engines-02-14032011.pdf (besucht am 01. 05. 2011).
- [Eri90] Larry L. ERICKSON. *Panel Methods - An Introduction*. Technical Paper Technical Paper 2995. NASA Ames Research Center Moffett Field, California: NASA - Ames Research Center Moffett Field, California, 1990.
- [Erm07] P. ERMANNI. *COMPOSITES TECHNOLOGIEN*. Ermanni, P., 2007. URL: <http://www.structures.ethz.ch/education/master/advanced> (besucht am 25. 06. 2011).
- [Erm90] P. ERMANNI. „Die kombinierte Nasswickel- und Prepregbauweise. Ein Verfahren zur wirtschaftlichen Herstellung von CFK-Flugzeugrumpfstrukturen“. Nr. 9339. Diss. ETH Zürich, 1990.

- [FP08] J.H. FERZIGER und M. PERIC. *Numerische Strömungsmechanik*. Computational Methods for Fluid Dynamics, 3rd rev. ed., Springer-Verlag, Berlin Heidelberg New York, 2002. Springer, 2008.
- [For84] L. FORNASIER. „HISSS - A Higher-Order Subsonic/Supersonic Singularity Method for Calculating Linearized Potential Flow“. In: *AIAA 17th Fluid Dynamics, Plasma Dynamics, and Lasers Conference June 25-27, 1984/Snowmass, Colorado*. AIAA-1984-1646. AIAA. Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH, Ottobrunn, FRG: AIAA, 1984.
- [Fro09] H. B. FROMM. „Bewertung innovativer Instandhaltungs-szenarien in den frühen Phasen des Innovations-prozesses in der Luftfahrt“. Diss. RWTH Aachen, 2009.
- [För74] H. W. FÖRSCHING. *Grundlagen der Aeroelastik*. Springer, 1974.
- [Gho+11] S.S. GHOMAN u. a. „Multi-Fidelity Multi-Strategy and Multi-Disciplinary Design Optimization Environment“. In: *52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 19th 4 - 7 April 2011, Denver, Colorado*. 2011.
- [HR11] A. HAUFFE und M. RÄDEL. *Expandable Laminate Explorer - eLamX*. Lehrstuhl für Luftfahrzeugtechnik, TU Dresden. Feb. 2011. URL: http://tu-dresden.de/die_tu_dresden/fakultaeten/fakultaet_ma/schienenwesen/ilr/aero/download/laminatetheory/index_html (besucht am 06.02.2011).
- [HS98] L. J. HART-SMITH. „Predictions of the original and truncated maximum-strain failure models for certain fibrous composite laminates“. In: *Composites Science and Technology* 58.7 (Juli 1998), S. 1151–1178.
- [Han09] L.U. HANSEN. „Optimierung von Strukturbaueisen im Gesamtentwurf von Blended Wing Body Flugzeugen“. Diss. TU Braunschweig, 2009.
- [Har+11] M.Y. HARMIN u. a. „Aeroelastic Tailoring of Metallic Wing Structures“. In: *52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 4 - 7 April 2011, Denver, Colorado*. 2011.
- [Har11] J. HARTMANN. *Preliminary Aircraft Design Lab - PADLab*. TU Berlin. Apr. 2011. URL: <http://www.luftbau.tu-berlin.de/menue/forschung/padlab/> (besucht am 13.04.2011).
- [Has83] Z. HASHIN. „Analysis of Composite Materials“. In: *Journal of Applied Mechanics* 50 (1983), S. 481–505.
- [Hei+09] W. HEINZE u. a. „Gesamtentwurfsuntersuchungen zu BWB-Frachtflugzeugen mit alternativen Treibstoffen“. In: *Jahrbuch der DGLR-Jahrestagung 2009 in Aachen*. 2009.

- [Hei05] W. HEINZE. *Entwerfen von Verkehrsflugzeugen II - Vorlesungsskript*. Bd. IFL-02/05. IFL TU Braunschweig, 2005.
- [Hei94] W. HEINZE. „Ein Beitrag zur quantitativen Analyse der technischen und wirtschaftlichen Auslegungsgrenzen verschiedener Flugzeugkonzepte für den Transport großer Nutzlasten“. ZLR-Forschungsbericht 94-01. Diss. TU Braunschweig, 1994.
- [Hex10] HEXCEL. *Investor Presentation December 2010*. Hexcel. 2010. URL: http://www.mcgraw-hillhomelandsecurity.com/events/html/fin10/12-01-10_0900_Hexcel.pdf (besucht am 19.06.2011).
- [Hor87] K-H. HORSTMANN. „Ein Mehrfach-Traglinienverfahren und seine Verwendung für Entwurf und Nachrechnung nichtplanarer Flügelanordnungen“. DFVLR-Forschungsbericht 87-59. Diss. TU Braunschweig, 1987.
- [HsH01] W. HEINZE, C.M. ÖSTERHELD und P. HORST. „Multidisziplinäres Flugzeugentwurfsverfahren PRADO-Programmentwurf und Anwendung im Rahmen von Flugzeug-Konzeptstudien“. In: *Jahrbuch der DGLR-Jahrestagung 2001 in Hamburg*. Bonn. 2001.
- [Hör04] H.R.E.M. HÖRNLEIN. *Optimalitätskriterien in der Strukturoptimierung*. 2004. URL: <http://www.unibw.de/lrt6/dies-und-das/seminar/2004/Seminar04HoernleinT1.pdf> (besucht am 19.06.2009).
- [Hür10] F. HÜRLIMANN. „Mass estimation of transport aircraft wingbox structures with a CAD/CAE-based multidisciplinary process“. Diss. ETH Zürich, 2010.
- [KG97] R. KELM und M. GRABIETZ. „Aeroelastic effects on the weight of an aircraft in the pre-design phase“. In: *56th Annual Conference of Society of Allied Weight Engineers, Inc. Bellevue, Washington, 19-21 May 1997*. 1997.
- [KP08] J. KATZ und A. PLOTKIN. *Low Speed Aerodynamics*. Cambridge, 2008.
- [KS02] T. KEILIG und A. SCHMIDT. „Gewichtsprognose von CFK-Rümpfen für zukünftige Passagierflugzeuge“. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2002*. 2002.
- [KVK02] W. KRÜGER, O. VACULIN und W. KORTÜM. „Multi-Disciplinary Simulation of Vehicle System Dynamics“. In: *RTO AVT Symposium on Reduction of Military Vehicle Acquisition Time and Cost through Advanced Modelling and Virtual Simulation*. 2002.
- [Kar01] M. KARAL. *AST Composite Wing Program - Executive Summary*. NASA Report 2001-210650. NASA/CR-2001-210650. The Boeing Company, Long Beach, California, 2001.

- [Kes06] E. KESSELER. „Advancing The State-of-the-art In The Civil Aircraft Design: A Knowledge-based Multidisciplinary Engineering Approach“. In: *European Conference on Computational Fluid Dynamics ECCOMAS CDF 2006*. 2006.
- [Kon10] J. H. KONING. „Development of a KBE application to support aerodynamic design and analysis“. Diplomarbeit. TU Delft, 2010.
- [Kos96] H. KOSSIRA. *Grundlagen des Leichtbaus: Einführung in die Theorie dünnwandiger stabförmiger Tragwerke*. Springer, Berlin, 1996.
- [Kro92] I. KROO. „An Iterative System for Aircraft Design and Optimization“. In: *1992 Aerospace Design Conference February 3-6, 1992 /Irvine, CA*. 1992.
- [Krü00] W. KRÜGER. „Integrated Design Process for the Development of Semi-Active Landing Gears for Transport Aircraft“. Diss. Universität Stuttgart, 2000.
- [LH11] C. LIERSCH und M. HEPPELE. „A distributed toolbox for multidisciplinary preliminary aircraft design“. In: *CEAS Aeronaut Journal* 2 (2011), S. 57–68.
- [LRT09] G. LA ROCCA und M.J.L. van TOOREN. „Knowledge Based Engineering Approach to Support Automatic Generation of FE Models in Aircraft Design“. In: *Journal of Aircraft* 46 (2009), S. 1875–1885.
- [LSX01] Q. LI, G.P. STEVEN und Y.M. XIE. „A simple checkerboard suppression algorithm for evolutionary structural optimization“. In: *Structural and Multidisciplinary Optimization* 22 (2001), S. 230–239.
- [LT98] K.-S. LIU und S.W. TSAI. „A Progressive Quadratic Failure Criterion For A Laminate“. In: *Composites Science and Technology* 58.7 (Juli 1998), S. 1023–1032.
- [Led06] C. LEDERMANN. „Parametric Associative CAE methods in preliminary Aircraft Design“. Diss. ETH No. 16778. Diss. ETH Zürich, 2006.
- [Lei87] A.W. LEISSA. „A Review Of Laminated Composite Plate Buckling“. In: *Applied Mechanics Reviews* 40.5 (1987), S. 575–591.
- [MM96] B. MALONE und A. MYKLEBUST. „ACSYNT - Commercialization success (software development project for AirCraft SYNThesis)“. In: *SAE and AIAA, World Aviation Congress, 1st, Los Angeles, CA, Oct. 21-24, 1996*. 1996.
- [Mei11] C. MEIER. „So schwer ist’s mit dem Leichtgewicht“. In: *Bild der Wissenschaft* 9 (2011), S. 90–95.
- [Mic09] M. MICHAEL. „Erweiterte Prozesskette zur Erstellung integraler Modelle und Aeroelastikregelung flexibler Transportflugzeuge im transsonischen Machzahlbereich“. Diss. Institut für Flugmechanik und Flugregelung Universität Stuttgart, 2009.

- [Mid08] P. MIDDENDORF. „Auslegung und Simulation von Composite Strukturen in der Luftfahrt: Stand der Technik, zukünftige Anforderungen und Forschungsschwerpunkte“. In: *NAFEMS Magazin* 9 (2008), S. 34–41.
- [Mil08] N. R. MILTON. *Knowledge Technologies*. Polimetrica, 2008.
- [Mor02] A. MORRIS. „MOB: A European Distributed Multi-Disciplinary Design and Optimization Project“. In: *Proceedings of 9th AIAA Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Atlanta, Georgia, 4-6 September 2002*. 2002.
- [Muk+06] V. MUKHOPADHYAY u. a. „Adaptive Modeling, Engineering Analysis and Design of Advanced Aerospace Vehicles“. In: *47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference 1 - 4 May 2006, Newport, Rhode Island*. 2006.
- [Muk07] V. MUKHOPADHYAY. „A Conceptual Aerospace Vehicle Structural System Modeling, Analysis and Design Process“. In: *48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference 15th 23 - 26 April 2007, Honolulu, Hawaii*. 2007.
- [NM09] C. L. NICKOL und L. A. MCCULLERS. „Hybrid Wing Body Configuration System Studies“. In: *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition 5 - 8 January 2009, Orlando, Florida*. 2009.
- [NMB04] B. NAGEL, H. P. MONNER und E. BREITBACH. „Aerolastic Tailoring Transsonischer Tragflügel auf Basis Anisotroper und Aktiver Strukturen“. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrt Kongress 2004, Dresden*. 2004.
- [Niu02] M. C. Y. NIU. *Airframe Structural Design*. second edition. Hong Kong Conmilit Press LTD., 2002.
- [Olt07] K. OLTMANN. „Virtual Engineering Models for Aircraft Structure Weight Estimation“. In: *SAWE - 66th Annual Conference, Madrid, Spain*. 2007.
- [P.R06] Daniel P.R. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. 4. AIAA, 2006.
- [PAC11] PACELAB. PACE GmbH. 2011. URL: <http://www.pace.de> (besucht am 13.07.2011).
- [PI11] PHOENIX-INTEGRATION. *ModelCenter*. 2011. URL: http://www.phoenix-int.com/software/phx_modelcenter_10.php (besucht am 27.11.2011).

- [PM08] R. E. PEREZ und J. R. R. A. MARTINS. „pyACDT: An Object-Oriented Framework for Aircraft Design Modelling and Multidisciplinary Optimization“. In: *12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference 10 - 12 September 2008, Victoria, British Columbia Canada*. 2008.
- [PS98] A. PUCK und H. SCHÜRMAN. „Failure Analysis Of FRP Laminates By Means Of Physically Based Phenomenological Models“. In: *Composites Science and Technology* 58 (1998), S. 1045–1067.
- [Pie84] M. PIENING. „Die statische Aeroelastizität des anisotropen Tragflügels“. In: *DGLR-Symposium: Entwicklung und Anwendung von CFK-Strukturen, TU Berlin, 08.-09. November 1984*. 1984.
- [Poh87] H.-W. POHL. „Ein Beitrag zur quantitativen Analyse des Einflusses von Auslegungsparametern auf den optimalen Entwurf von Verkehrsflugzeugen“. Diss. TU Braunschweig, 1987.
- [Puc04] A. PUCK. *Festigkeitsanalyse von Faser-Matrix-Laminaten*. HANSER, 2004, S. 224.
- [RJT98] D.W.E. RENTEMA, F.W. JANSEN und E. TORENBEEK. „The Application of AI and Geometric Modelling Techniques in Conceptual Aircraft Design“. In: *Proceedings of the 7th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference 1998, St. Luis, MO USA*. 1998.
- [RLA08] W. P. RODDEN, R. E. LOUWERS und L. V. ANDREW. *MSC,Nastran Version 68: Aeroelastic Analysis User's Guide*. MSC Software Corporation. 2008.
- [RMRA05] A. RAMA MOHAN RAO und N. ARVIND. „A scatter search algorithm for stacking sequence optimisation of laminate composites“. In: *Composite Structures* 70.4 (Okt. 2005), S. 383–402. ISSN: 0263-8223.
- [RR08] P. REICH und J. RIEKE. *Analytische Methoden für die Berechnung der aeroelastischen Verformung eines anisotropen Tragflügels*. Techn. Ber. TU Braunschweig, 2008.
- [Ray11] D.P. RAYMER. „Conceptual Design Modeling in the RDS-Professional Aircraft Design Software“. In: *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition 4 - 7 January 2011, Orlando, Florida*. AIAA. AIAA, 2011.
- [Red04] J.N. REDDY. *Mechanics of Laminated Composite Plates and Shells - Theory and Analysis*. 2. CRC Press, 2004.
- [Rei07] P. REICH. „Untersuchungen des Einflusses von aeroelastic tailoring auf die Verformung eines Verkehrsflugzeugflügels“. Studienarbeit Nr. 748. TU Braunschweig, 2007.

- [Res06] C. RESCHKE. „Integrated Flight Loads Modelling and Analysis for Flexible Transport Aircraft“. Diss. Institut für Flugmechanik und Flugregelung der Universität Stuttgart, 2006. URL: <http://elib.uni-stuttgart.de/opus/volltexte/2007/2797/> (besucht am 30.09.2009).
- [Rie+06] J. RIEKE u. a. „Evaluation of Flutter Analysis in the Context of New Concepts of Preliminary Aircraft Design“. In: *Jahrbuch der DGLR-Jahrestagung 2006 in Braunschweig*. 2006.
- [Rit09] W. RITZ. „Theorie der Transversalschwingungen einer quadratischen Platte mit freien Rändern“. In: *Annalen der Physik* 28 (1909), S. 737–786.
- [Riz+11] A. RIZZI u. a. „Coupling Parametric Aircraft Lofting to CFD & CSM Grid Generation for Conceptual Design“. In: *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition 4 - 7 January 2011, Orlando, Florida*. 2011.
- [Rob09] T. ROBERTS. *The Carbon Fibre Industry Worldwide 2008-2014*. Material Technology Publications, Watford, UK, 2009.
- [Ros97] J. ROSKAM. *Airplane Design, Part 1-8*. Design Analysis & Research, 1997.
- [SA40] H.A. SOULE und R.F. ANDERSON. *Design Charts Relating To The Stalling Of Tapered Wings*. Techn. Ber. 703. NACA, 1940.
- [SHR11] E. STUMPF, N. HÖLZEL und J. RIEKE. „Aircraft Design and Operational Assessment of a CFRP Mid-Range Aircraft Configuration“. 2011.
- [SHS10] K. SEECKT, W. HEINZE und D. SCHOLZ. „Hydrogen Powered Freighter Aircraft - The Final Results Of The Green Freighter Project“. In: *27th International Congress Of The Aeronautical Sciences*. 2010.
- [SHW86] M.H. SHIRK, T.J. HERTZ und T.A. WEISSHAAR. „Aeroelastic Tailoring - Theory, Practice, and Promise“. In: *J. AIRCRAFT* VOL. 23, NO. 1 (1986), 6ff.
- [SKH04] P.D. SODEN, A.S. KADDOUR und M.J. HINTON. „Recommendations for designers and researchers resulting from the world-wide failure exercise“. In: *Composites Science and Technology* 64 (2004), S. 589–604.
- [SL08] T. STREIT und C. LIERSCH. „Design of a Transonic Wing with Natural Laminar Flow for the EC Project NACRE“. In: *KATnet II Drag Reduction Workshop, 14th-16th October 2008, Ascot, UK*. DLR. DLR, Okt. 2008.
- [ST01a] H. SCHLICHTING und E. TRUCKENBRODT. *Aerodynamik des Flugzeuges - Erster Band*. 3. Springer, 2001.

- [ST01b] H. SCHLICHTING und E. TRUCKENBRODT. *Aerodynamik des Flugzeuges - Zweiter Band*. 3. Springer, 2001.
- [SVH07] J. W. STEPHENSON, D. E. VELEY und S. HILL. „Composite Vehicle Design Environment“. In: *48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference 15th 23 - 26 April 2007, Honolulu, Hawaii*. 2007.
- [Sau07] C. SAUER. *Lufthansa Perspective on Applications & Field Experiences for Composite Airframe Structures*. Techn. Ber. Lufthansa Technik, 2007.
- [Sch+91] D. SCHRAGE u. a. *White Paper on Current State of the Art*. Techn. Ber. AIAA Technical Committee on Multidisciplinary Design Optimization (MDO), 1991.
- [Sch05] A. SCHUMACHER. *Optimierung mechanischer Strukturen*. Springer, 2005.
- [Sch07] H. SCHÜRMAN. *Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden, 2. bearbeitete und erweiterte Auflage*. 2. Auflage. Springer, 2007.
- [Sch09] D. SCHMITT. „Different Levels of Optimization in Aircraft Design“. In: *Variational Analysis and Aerospace Engineering*. Springer, 2009. Kap. 24, S. 447–459.
- [Sch97] J. SCHWOCHOW. „Statische aeroelastische Untersuchung eines Flugzeugentwurfs im Hinblick auf die Optimierung der Kohlefaserverbundbauweise.“ Diplomarbeit Nr 283. IFL, TU-Braunschweig, 1997, S. 121. URL: <http://elib.dlr.de/39826>.
- [See11] K. SEECKT. *Application of PreSTo: Aircraft Preliminary Sizing and Data Export to CEASIOM*. Techn. Ber. Department of Aeronautics, KTH, Sweden, 2011.
- [Sei+11] A. SEITZ u. a. „The DLR Project LamAiR: Design of a NLF Forward Swept Wing for Short and Medium Range Transport Application“. In: *29th AIAA Applied Aerodynamics Conference 27 - 30 June 2011, Honolulu, Hawaii*. AIAA. AIAA, 2011.
- [Sim06] D. SIMOS. „Piano presentation to CAEP“. In: *ICAO CAEP WG2 TG2, Rome 2006*. lissy ltd. 2006. URL: www.piano.aero (besucht am 07.05.2011).
- [Smi96] S.C. SMITH. *A Computational and Experimental Study of Nonlinear Aspects of Induced Drag*. Techn. Ber. NASA, 1996.
- [Smi99] S.T. SMITH. „Inelastic Buckling of Rectangular Steel Plates Using a Rayleigh-Ritz Method“. In: *Studies from School of Civil and Environmental Engineering, University of New South Wales*. 1999.

- [TM95] G. J. TURVEY und I. H. MARSHALL. „Buckling and Postbuckling of Composite Plates“. In: 1st. ISBN 978-0-412-59120-4. Springer, 1995. Kap. 2 Series and Ritz-type buckling analysis, S. 34–57.
- [Teu03] P. TEUFEL. „Böenmodellierung und Lastabminderung für ein flexibles Flugzeug“. Hauptberichter: Prof. Klaus H. Well, Ph.D. Mitberichter: Prof. Dr. Ing. Siegfried Wagner. Diss. Institut für Flugmechanik und Flugregelung Universität Stuttgart, 2003.
- [Tin91] E.N. TINOCO. „CFD codes and applications at Boeing“. In: *Sadhana* 16 (1991), S. 141–163.
- [Tor82] E. TORENBEEK. *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. 1. Nijhoff, 1982.
- [Ung04] R. UNGER. „Implementierung eines konservativen Verfahrens für den Lasttransfer bei der Fluid-Struktur-Interaktion“. Diplomarbeit Nr. 303. TU Braunschweig, 2004.
- [Vas+08] J. C. VASSBERG u. a. „Development of a Common Research Model for Applied CFD Validation Studies“. In: *26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Honolulu, Hawaii, 2008*. AIAA. AIAA, 2008.
- [Vel+00] A. Van der VELDEN u. a. „Application of MDO to Large Subsonic Transport Aircraft“. In: *38th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit 10-13 January 2000 1 Reno, NV*. 2000.
- [WC08] J.R. WRIGHT und J.E. COOPER. *Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads*. John Wiley & Sons, 2008, S. 524.
- [WPL96] S. WAKAYAMA, M. PAGE und R. LIEBECK. „Multidisciplinary optimization on an advanced composite wing“. In: *6th AIAA/NASA/ISSMO, Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*. AIAA Paper 96-4003. 1996, pp. 184–190.
- [WS10] C. WERNER-SPATZ. „Flugzeugesamtentwurf mit Zirkulationskontrolle am Hochauftriebssystem“. Diss. TU Braunschweig, 2010.
- [WSG12] J. WENZEL, M. SINAPIUS und U. GABBERT. „Primary structure mass estimation in early phases of aircraft development using the finite element method“. In: *CEAS Aeronaut Journal* 1 (2012).
- [WV09] M. WIEDEMANN und H. VOGGENREITER. „Aircraft maintenance in the CFRP future“. In: *JEC Asia, 14.-16. Oktober 2009, Singapur*. 2009.
- [WWHH08] C. WERNER-WESTPHAL, W. HEINZE und P. HORST. „Multidisciplinary Integrated Preliminary Design Applied to Unconventional Aircraft Configurations“. In: *Journal of Aircraft* 45 (2008), S. 581–590.
- [Wec+07] O. de WECK u. a. „State-of-the-Art and Future Trends in Multidisciplinary Design Optimization“. In: *48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference 15th 23 - 26 April 2007, Honolulu, Hawaii*. 2007.

- [Wei81] Terry A. WEISSHAAR. „Aeroelastic Tailoring of Forward Swept Composite Wings“. In: *Journal of Aircraft* Vol. 18.8 (1981). 1981 Vol. 18 No. 8, S. 669–676.
- [Wen07] J. WENZEL. „Structural Sizing or Weight Estimation in Preliminary Aircraft Design“. In: *SAWE - 66th Annual Conference, Madrid, Spain*. 2007.
- [Wie+11] P. WIERACH u. a. „Ergebnisse der Matrixoptimierung auf Impact und Brandlast mit Prozessbeschleunigung“. In: *Abschlussworkshop CFK-Rumpf NG, 15.02.2011, Rilano Hotel Hamburg*. 2011.
- [Wie09] M. WIEDEMANN. „CFRP - Status of Application in Airframe Structures and Future Development Process“. In: *NAFEMS World Congress 2009, 16.-19. Juni 2009, Griechenland, Kreta*. 2009.
- [Wie96a] J. WIEDEMANN. *Leichtbau 1: Elemente*. 2. Auflage. Springer, 1996.
- [Wie96b] J. WIEDEMANN. *Leichtbau 2: Konstruktion*. 2. Auflage. Springer, 1996.
- [Wig09] S. WIGGEN. „Untersuchung des Einflusses von verschiedenen Zirkulationsverteilungen bei einem Regionaljet unter Berücksichtigung der statischen Aeroelastik“. Studienarbeit Nr. 801. IFL TU Braunschweig, 2009.
- [Wun05] T.F. WUNDERLICH. „Entwicklung eines Verfahrens zur aerodynamischen Analyse von Nurflügel-Flugzeugen im Konzeptentwurf“. Diplomarbeit. RWTH Aachen, 2005.
- [XH99] X. XIE und Ch. HABERLAND. „A new numerical design tool for concept evaluation of propeller aircraft“. In: *Aircraft Design 2.2* (Juni 1999), S. 147–165.
- [ZH10] K.S. ZHANG und M. HEPPELLE. *Evaluation of the BLWF Code - A Tool for the Aerodynamic Analysis of Transonic Transport Aircraft Configurations*. Techn. Ber. DLR-IB-124-2010/3. DLR, 2010.
- [Zan09] H. van der ZANDEN. *An Impossible Dream - About All Composite Civil Aircraft*. Lonenlyscientist.com, 2009.
- [Zin+98] P. ZINOVIEV u. a. „Strength of multilayered composites under plane stress state“. In: *Composite Science and Technology* 58 (1998), S. 1209–1224.
- [Öst03] C. ÖSTERHELD. „Physikalisch begründete Analyseverfahren im integrierten multidisziplinären Flugzeugvorentwurf“. ZLR-Forschungsbericht 2003-06. Diss. TU Braunschweig, 2003.



Anhang A

Analyse- und Entwurfsmethoden

A.1 Landestoß

Gleichung A.1 nach [Niu02] abgeleitet aus der Energiebilanz gibt vereinfacht für das starre Flugzeug repräsentiert durch einen Massepunkt den Zusammenhang zwischen Flugzeuggewicht G , Auftrieb A , Sinkgeschwindigkeit V_Z und den Fahrwerksparametern wieder. Als Ergebnis erhält man das maximale Lastvielfache im Flugzeugschwerpunkt:

$$n_{max} = \left(\frac{A}{G}\right) + \frac{\frac{V_Z^2}{2g} - \frac{\eta_R K_R z_R^2}{2G} + \left(1 - \frac{A}{G}\right)(z_R + z_S)}{\eta_S z_S} \quad (\text{A.1})$$

mit

- G = Flugzeuggewicht
- A = Auftrieb
- V_Z = Sinkgeschwindigkeit
- z_R = Federweg Reifen
- z_S = Federweg Feder-Dämpfer-Einheit
- η_R = Wirkungsgrad Reifen
- η_S = Wirkungsgrad Feder-Dämpfer-Einheit
- K_R = Steifigkeiten Reifen
- K_S = Steifigkeiten Feder-Dämpfer-Einheit

Nach [Ano10a; Ano10b] ist es für Verkehrsflugzeuge zulässig, den Auftrieb entlastend mit $A = G$ anzunehmen. Des weiteren sind die Lastvielfache für zwei unterschiedliche Sinkgeschwindigkeiten ($V_Z = 3.05m/s$ für $G =$ maximale Landemasse und $V_Z = 1.83$ für $G =$ maximale Abflugmasse) zu bestimmen. Über die Wirkungsgrade wird der Nichtlinearität des Fahrwerks Rechnung getragen. Typische Werte für eine Vorauslegung sind nach [Ano08] für $\eta_R = 0.45$ und nach [Niu02] und [Ano08] für $\eta_S = 0.80 - 0.85$. Ein typisches Lastvielfaches für eine Dreipunktlandung eines A320-ähnlichen Flugzeugs ergibt sich damit zu $n_z = 2.9g$.

A.2 Beulsicherheit

$$I_{y,eigen} = \sum_i^n \frac{b_i \cdot h_i^3}{12} = 2 \left(\frac{b_{F/K} \cdot t_{Str}^3}{12} \right)_{I,III} + \left(\frac{h^3 \cdot t_{Str}}{12} \right)_{II} \quad (\text{A.2})$$

$$\begin{aligned}
 I_{y,Steiner} &= \sum_i^n b_i^2 \cdot A_i \\
 &= \left[b_K \cdot t_{Str} \left(\frac{3}{2} t_{Str} + h \right)^2 \right]_I \\
 &\quad + \left[h \cdot t_{Str} \left(\frac{1}{2} h + t_{Str} \right)^2 \right]_{II} \\
 &\quad + \left[b_F \cdot t_{Str} \left(\frac{1}{2} t_{Str} \right)^2 \right]_{III}
 \end{aligned} \tag{A.3}$$

$$I_y = I_{y,eigen} + I_{y,Steiner} \tag{A.4}$$

und analog

$$I_{z,eigen} = \sum_i^n \frac{b_i^3 \cdot h_i}{12} = 2 \left(\frac{b_{F/K}^3 \cdot t_{Str}}{12} \right)_{I,III} + \left(\frac{h \cdot t_{Str}^3}{12} \right)_{II} \tag{A.5}$$

$$\begin{aligned}
 I_{z,Steiner} &= \sum_i^n h_i^2 \cdot A_i \\
 &= \left[b_K \cdot t_{Str} \left(\frac{b_K}{2} - \frac{t_{Str}}{2} \right)^2 \right]_I \\
 &\quad + \left[b_F \cdot t_{Str} \left(\frac{t_{Str}}{2} - \frac{b_K}{2} \right)^2 \right]_{III}
 \end{aligned} \tag{A.6}$$

$$I_z = I_{z,eigen} + I_{z,Steiner} \tag{A.7}$$

$$I_{yz,eigen} = \int_A yz dA = 0 \text{ wegen Parallelität zu Achsen} \tag{A.8}$$

$$\begin{aligned}
 I_{yz,Steiner} &= \sum_i^n y_i z_i \cdot A_i \\
 &= \left[b_K \cdot t_{Str} \left(\frac{b_K}{2} - \frac{t_{Str}}{2} \right) \left(h + \frac{3}{2} t_{Str} \right) \right]_I \\
 &\quad + \left[b_F \cdot t_{Str} \left(\frac{t_{Str}}{2} - \frac{b_K}{2} \right) \left(\frac{t_{Str}}{2} \right) \right]_{III}
 \end{aligned} \tag{A.9}$$

$$I_{1/2} = \frac{I_y + I_z}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{I_y - I_z}{2} \right)^2 + I_{yz}^2} \tag{A.10}$$

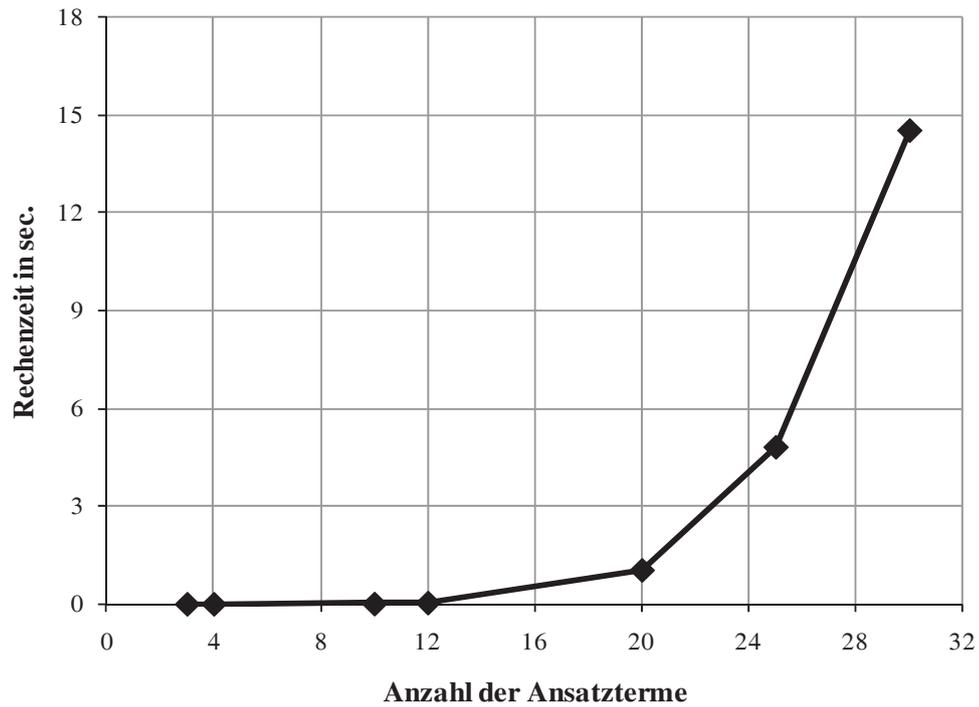


Abbildung A.1: Vergleich der Rechenzeiten in Abhängigkeit der Zahl der Ansatzterme für Lastfall 3 bei Geometrie 1 (AMD Athlon X64 Dual 5600+, 2.81GHz)

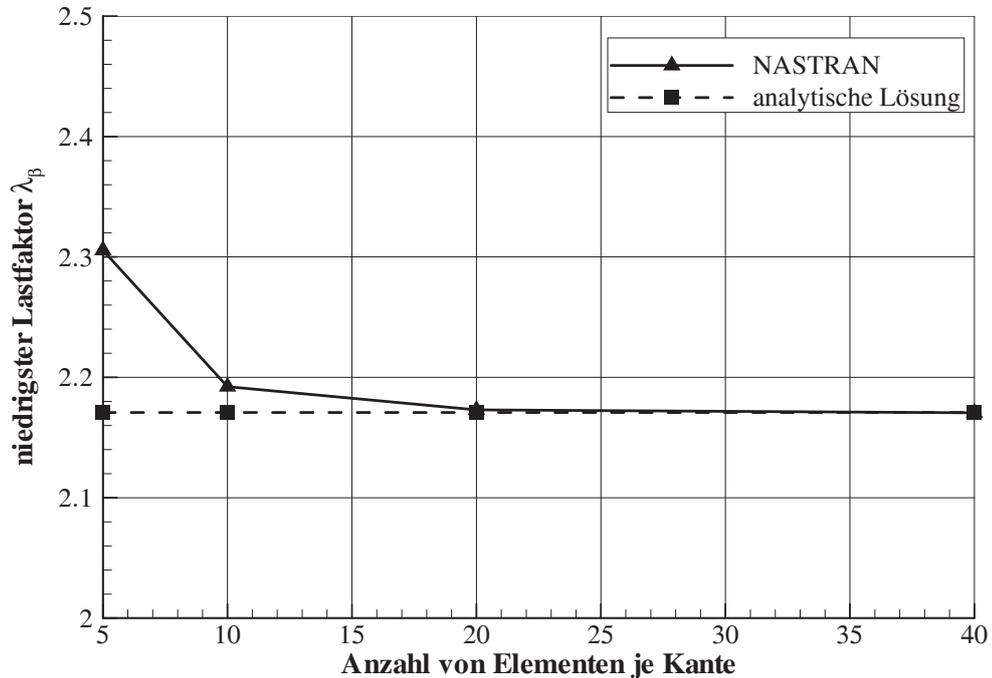


Abbildung A.2: Einfluss der Netzfeinheit auf das Ergebnis der NASTRAN-Rechnung für Geometrie 1 Lastfall 1 mit bilinearen Vier-Knoten-Elementen

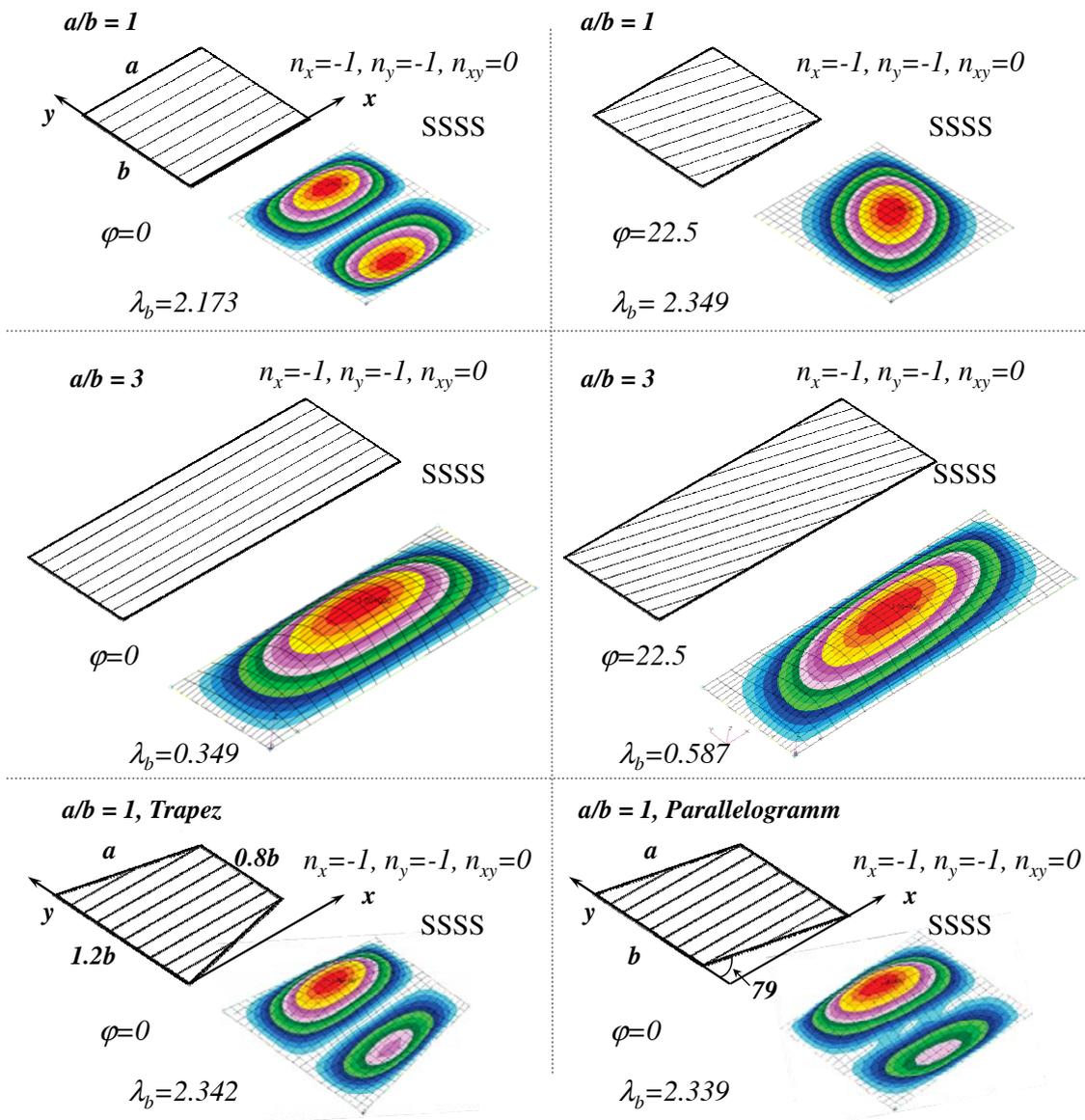


Abbildung A.3: Übersicht der Beulformen berechnet für Lastfall 1 mit der FEM (NASTRAN, lineare Beulanalyse) mit jeweils 20x20 bilinearen Vier-Knoten-Elementen (CQUAD4)

A.3 Tailoring

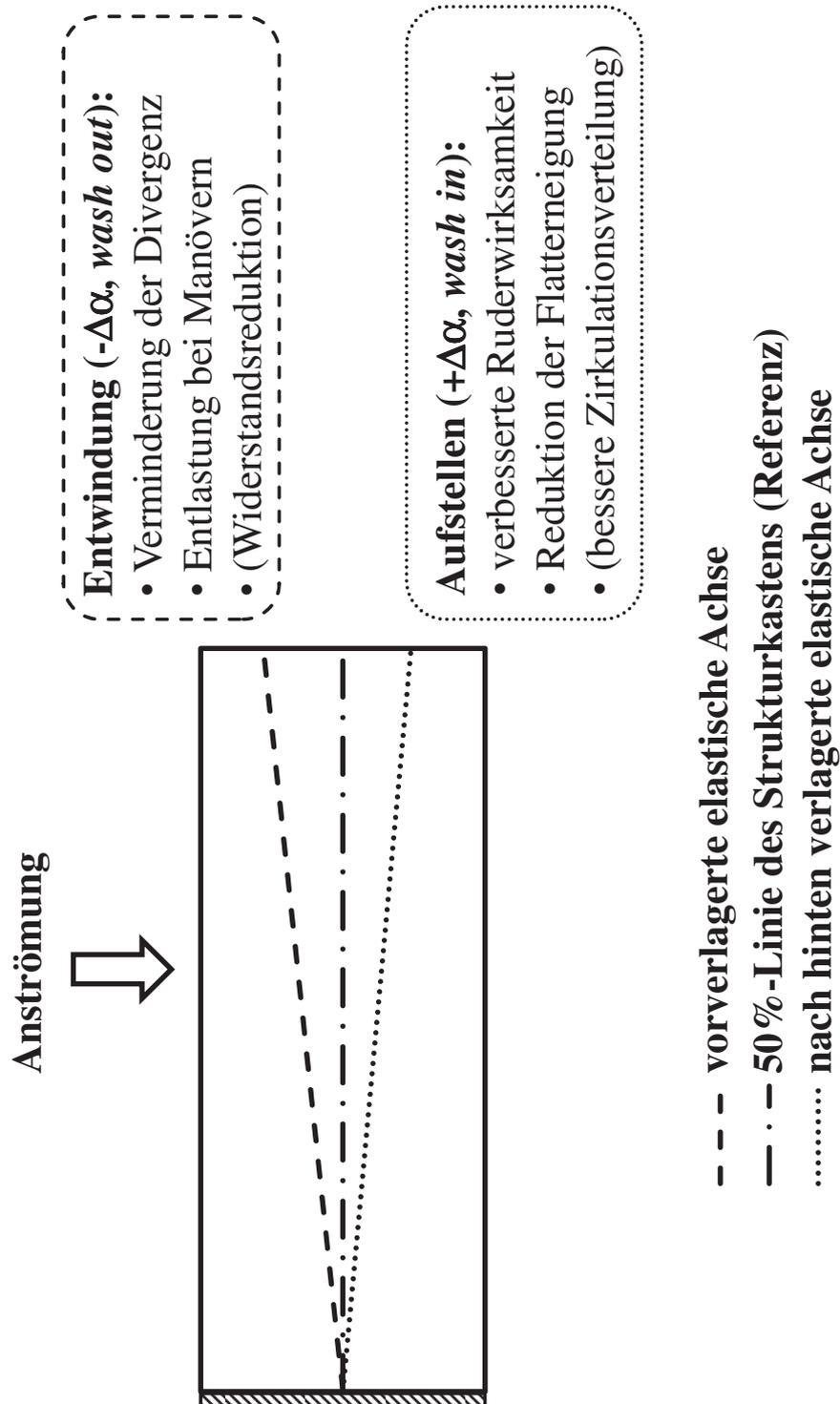


Abbildung A.4: Einflüsse durch die Verschiebung der elastischen Achse einer Auftriebsfläche nach [SHW86]

Tailoring-Winkel θ in $^\circ$	Bezugsachse von θ ist Mittelachse des Kragarms und wird mit Pfeilwinkel gedreht.		Pfeilwinkel $\phi = 0^\circ$	Pfeilwinkel $\phi = -30^\circ$	Pfeilwinkel $\phi = 30^\circ$
	Lagenaufbau	Lagenverhältnis			
60.0	[60/0/ + 45/90/ - 45/0]s	(20.5%, 23.3%, 14.4%, 4.0%, 14.4%, 23.3%)	0.0140	-0.4430	0.4806
45.0	[45/0/ + 45/90/ - 45/0]s	(22.0%, 22.0%, 11.0%, 12.0%, 11.0%, 22.0%)	-0.0976	-0.5455	0.3680
37.5	[37.5/0/ + 45/90/ - 45/0]s	(19.0%, 20.7%, 12.9%, 13.8%, 12.9%, 20.7%)	-0.1240	-0.5717	0.3414
30.0	[30/0/ + 45/90/ - 45/0]s	(19.1%, 18.4%, 14.7%, 14.7%, 14.7%, 18.4%)	-0.1456	-0.6019	0.3291
22.5	[22.5/0/ + 45/90/ - 45/0]s	(18.2%, 16.5%, 18.2%, 12.4%, 18.2%, 16.5%)	-0.1310	-0.5895	0.3419
11.0	[11/0/ + 45/90/ - 45/0]s	(18.5%, 13.9%, 20.4%, 13.0%, 20.4%, 13.9%)	-0.0849	-0.5362	0.3754
0.0	[0/ + 45/90/ - 45/0]s	(22.0%, 22.0%, 12.0%, 22.0%, 22.0%)	0.0000	-0.4538	0.4538
-11.0	[-11/0/ + 45/90/ - 45/0]s	(18.5%, 13.9%, 20.4%, 13.0%, 20.4%, 13.9%)	0.0849	-0.3754	0.5362
-22.5	[-22.5/0/ + 45/90/ - 45/0]s	(18.2%, 16.5%, 18.2%, 12.4%, 18.2%, 16.5%)	0.1310	-0.3419	0.5895
-30.0	[-30/0/ + 45/90/ - 45/0]s	(19.1%, 18.4%, 14.7%, 14.7%, 14.7%, 18.4%)	0.1456	-0.3291	0.6019
-37.5	[-37.5/0/ + 45/90/ - 45/0]s	(19.0%, 20.7%, 12.9%, 13.8%, 12.9%, 20.7%)	0.1240	-0.3414	0.5717
-45.0	[-45/0/ + 45/90/ - 45/0]s	(22.0%, 22.0%, 11.0%, 12.0%, 11.0%, 22.0%)	0.0976	-0.3680	0.5455
-60.0	[-60/0/ + 45/90/ - 45/0]s	(20.5%, 23.3%, 14.4%, 4.0%, 14.4%, 23.3%)	-0.0140	-0.4806	0.4430

Tabelle A.1: Übersicht der Tailoring-Winkel und Lagenaufbauten

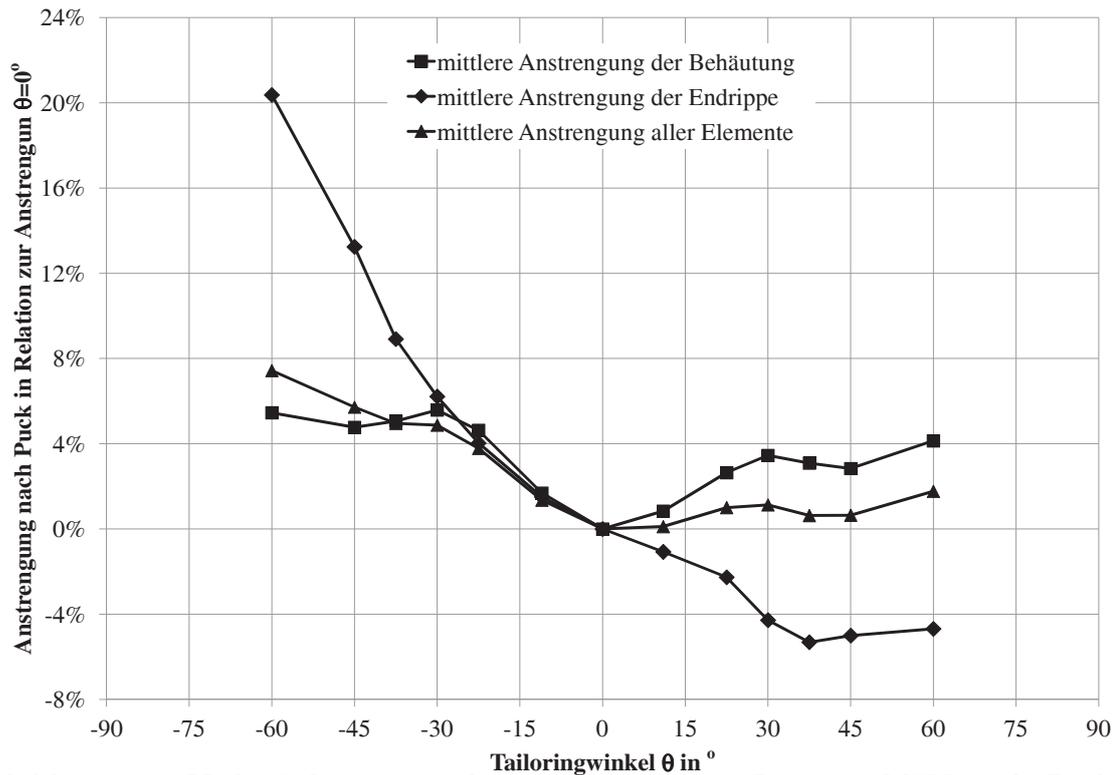


Abbildung A.5: Verlauf der maximalen Anstrengung je Lage im MSV nach Puck

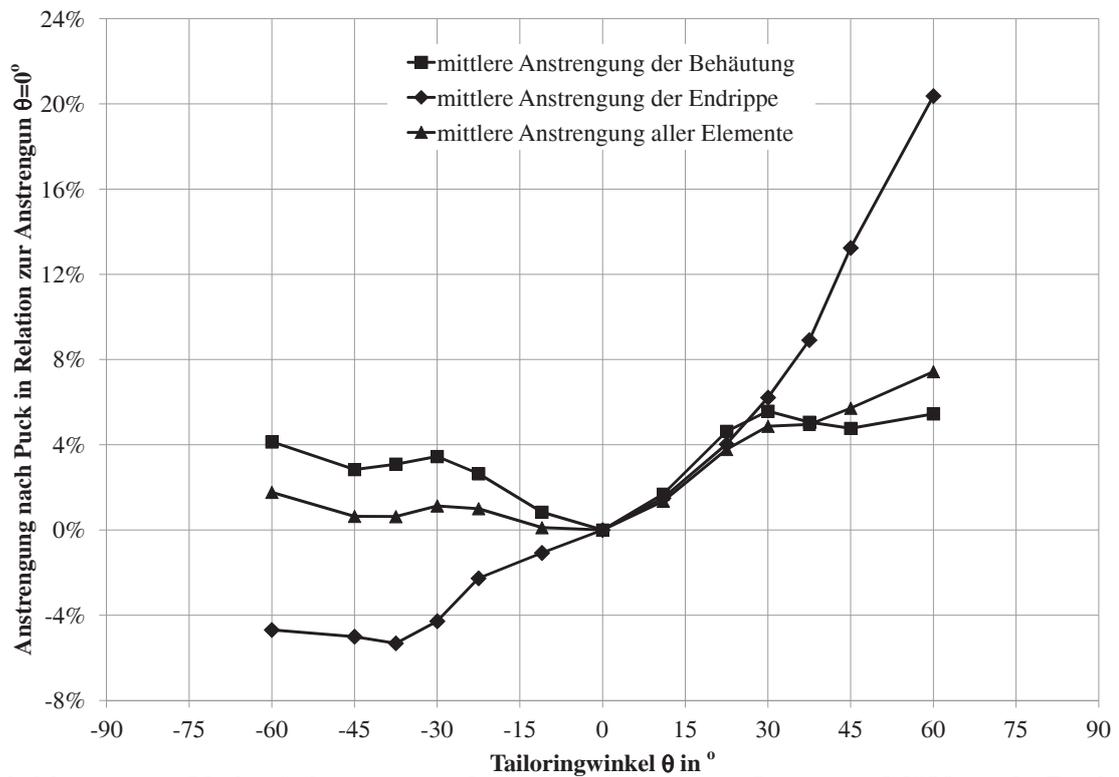


Abbildung A.6: Verlauf der maximalen Anstrengung je Lage im MSV nach Puck über dem Tailoring-Winkel θ für den Pfeilwinkel $\phi = +30^\circ$





Anhang B

Validierung

B.1 Vergleich der Strukturmassen MR A/C

Nummer	Bauteil	Abkürzung	MR-Alt		MR-CFK		Massen-		MR-CFK		Massen-	
			Referenz	%	Referenz	%	differenz	%	Schneeball	%	differenz	%
1	Flügel	WFL	7264	15.5	5809	12.9	-20.03	13.2	5952	13.2	2.46	2.46
2	Rumpf	WR	11022	23.5	10643	23.7	-3.44	23.8	10764	23.8	1.14	1.14
3	HLW-Leitwerk	WHLW	1058	2.3	1058	2.4	0.00	2.3	1058	2.3	0.00	0.00
4	SLW-Leitwerk	WSLW	718	1.5	718	1.6	0.00	1.6	718	1.6	0.00	0.00
5	Winglets	WWL	0	0.0	0	0.0	0.00	0.0	0	0.0	0.00	0.00
6	Fairings	WFAIR	0	0.0	0	0.0	0.00	0.0	0	0.0	0.00	0.00
7	Pylone	WPYL	1335	2.9	1335	3.0	0.00	2.9	1335	2.9	0.00	0.00
8	Fahrwerk	WFW	2887	6.2	2816	6.3	-2.46	6.4	2887	6.4	2.52	2.52
9	Antrieb	WAT	8062	17.2	8062	18.0	0.00	17.8	8062	17.8	0.00	0.00
10	Systeme	WSYS	6183	13.2	6150	13.7	-0.53	13.7	6183	13.7	0.54	0.54
14	Ausstattung	WAUS	3218	6.9	3218	7.2	0.00	7.1	3218	7.1	0.00	0.00
Herstellerleermasse	(1-14)	WME	41747	89.1	39809	88.7	-4.64	88.8	40177	88.8	0.92	0.92
15	Oper. Ausrüstung	WOPA	5085	10.9	5084	11.3	-0.02	11.2	5085	11.2	0.02	0.02
Betriebsleermasse	(1-15)	OEW	46832	100.0	44894	100.0	-4.14	100.0	45262	100.0	0.82	0.82
Auslegungsmission	Nutzmasse	WN4	17460	19.8	17460	20.3	0.00	20.1	17460	20.1	0.00	0.00
	Kraftstoffmasse	WKG4	23952	27.1	23571	27.4	-1.59	27.6	23952	27.6	1.62	1.62
	Abflugmasse	MTOW	88244	100.0	85924	100.0	-2.63	100.0	86674	100.0	0.87	0.87
Globale Flugzeugmassen	Max.Nutzmasse	MPW	22000		22000		0.00		22000		0.00	0.00
	Max.Kraftstoffmasse	MFW	26393		26394		0.00		26393		0.00	0.00
	Max.Abflugmasse	MTOW	88244		85924		-2.63		86674		0.87	0.87
	Max.Landemasse	MLW	72007		70026		-2.75		70137		0.16	0.16
	Max.Kraftstoffnullmasse	MZFW	68832		66894		-2.82		67262		0.55	0.55
Gesamtauftriebsbeiwert	Beginn des Reisefluges	C_A	0.5711		0.5564		-2.57		.5711		2.64	2.64
Gesamtwiderstand		C_W	0.0382		0.0376		-1.42		.0382		1.44	1.44
Gleitzahl		E	14.9708		14.7959		-1.17		4.9708		1.18	1.18
Spez. Kraftstst. Verbrauch		SPC / kg/N/h	0.0608		0.0608		-0.02		.0608		0.02	0.02
Schwerpunkt aerodynam.		x_{SP} / m	28.7540		28.7360		-0.06		8.7380		0.01	0.01
Neutralpunkt		$x_{N,AER}$ / m	31.2245		31.2308		0.02		1.2308		0.00	0.00
Momentenbeiwert		$C_M(C_A=0.6)$	-3.9108		-3.9108		0.00		3.9108		0.00	0.00
erf. Startbahnlaenge		m	1944		1832		-5.76		944		6.11	6.11
erf. Landebahnlaenge		m	1991		1940		-2.56		991		2.63	2.63
Landeanfluggeschwindigkeit VA		m/s	76.43		75.37		-1.39		6.43		1.41	1.41
DOC		EURO/Skm	0.02435		0.02385		-2.05		.02435		2.10	2.10

Tabelle B.1: Übersichtstabelle: MR A/C starr gerechnet

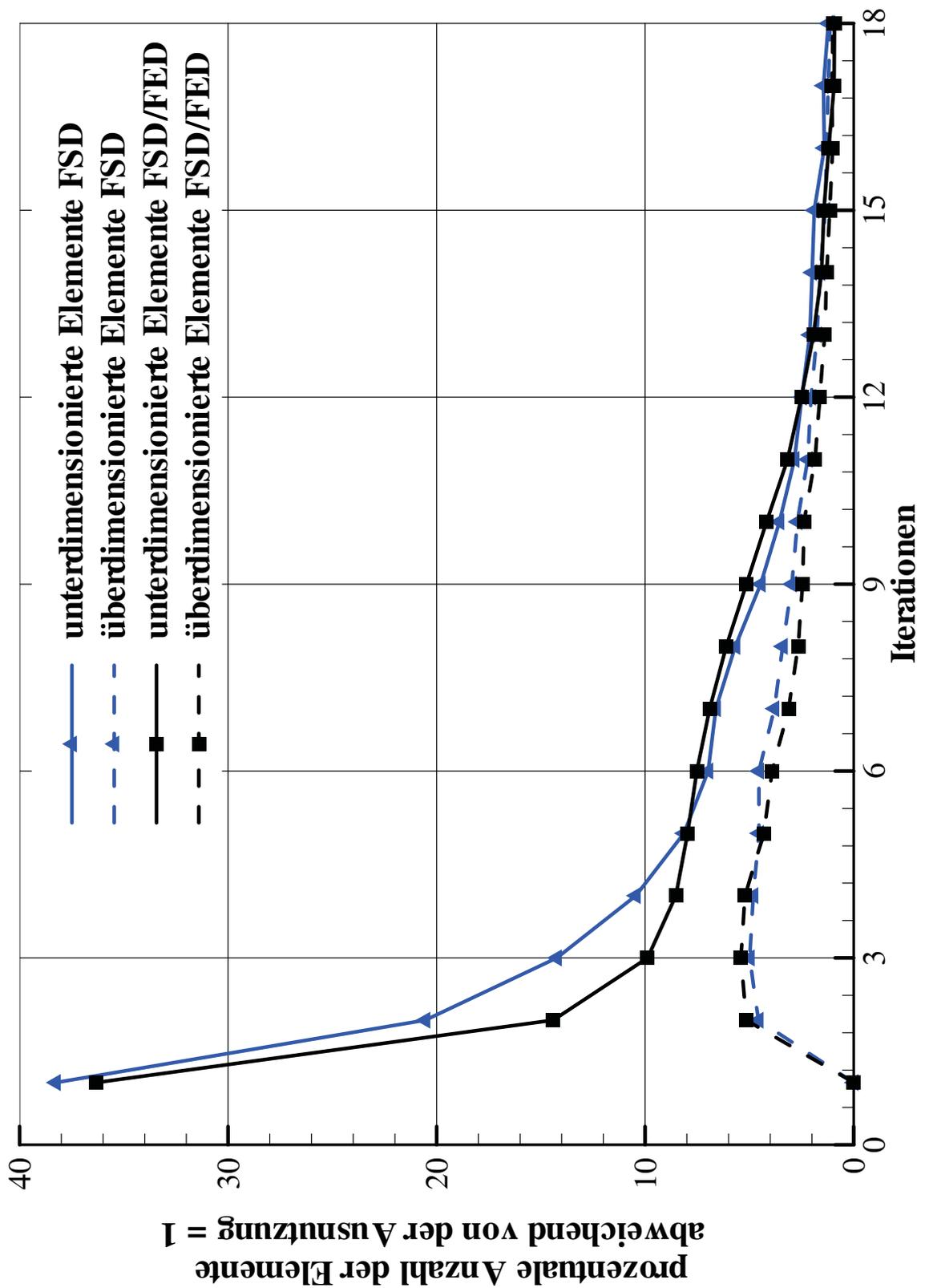


Abbildung B.1: MR A/C: Verlauf Elementausnutzung über die Iterationen der Dimensionierung bis zur Massenkonvergenz

B.2 Anpassung der Zirkulationsverteilung MR A/C

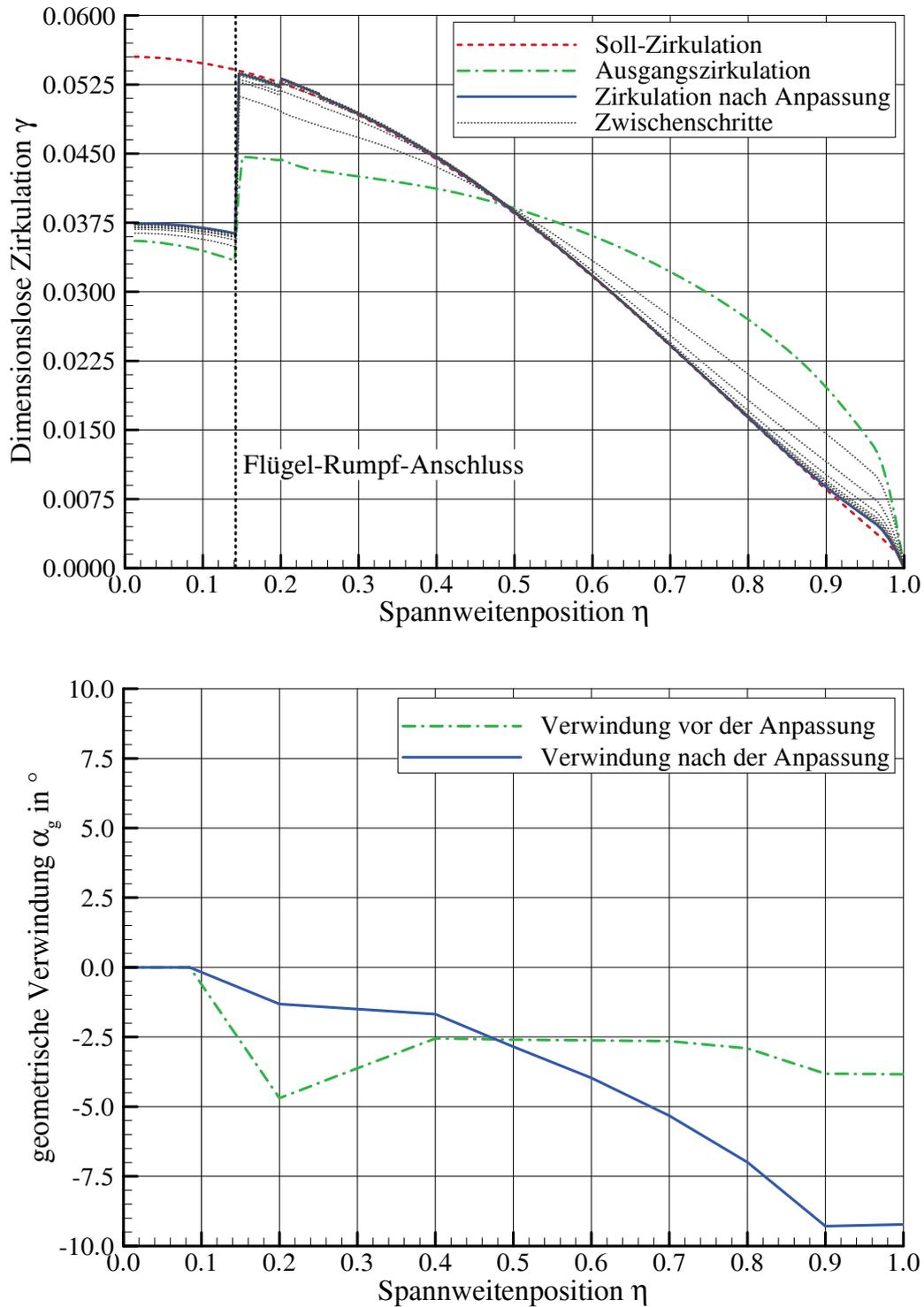


Abbildung B.2: Anpassung der Zirkulationsverteilung durch Änderung der geometrischen Verwindungsverteilung $e = 0.5$

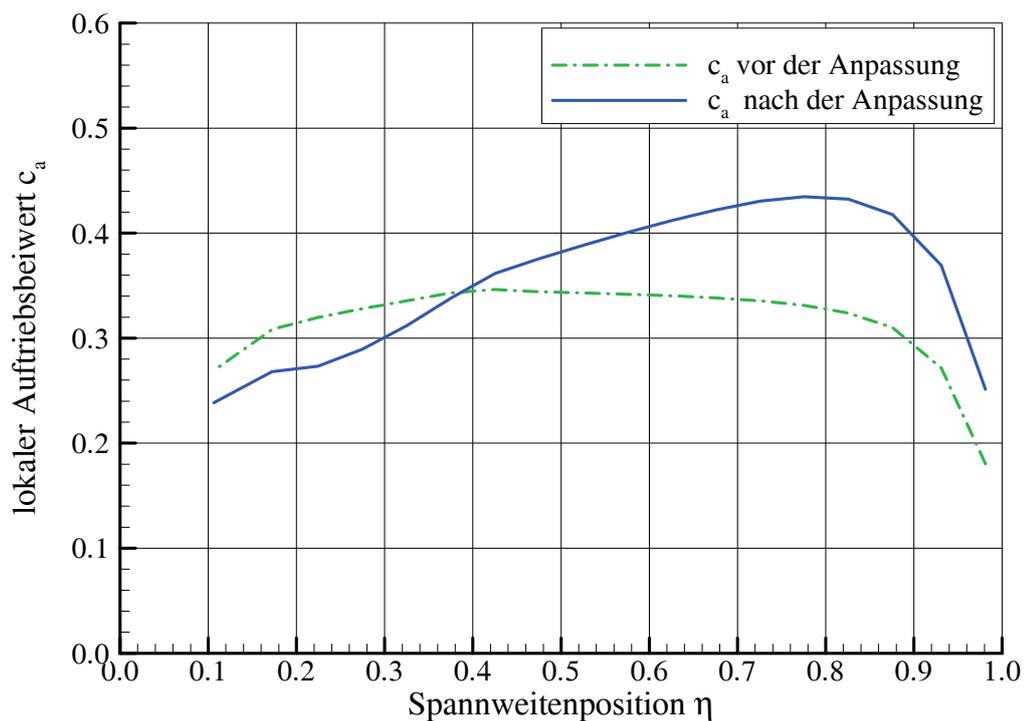
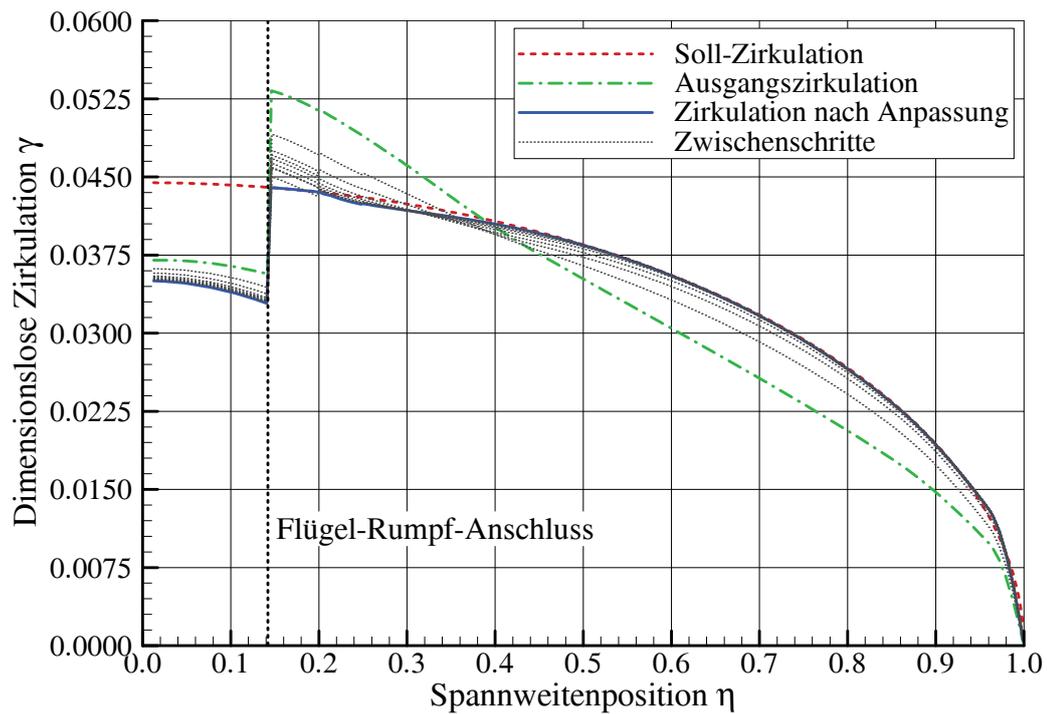


Abbildung B.3: Anpassung der Zirkulationsverteilung durch \u00c4nderung der geometrischen Verwindungsverteilung f\u00fcr eine elliptische Soll-Zirkulation ($e = 1.0$), Auswirkung auf den lokalen Auftriebsbeiwert $c_a(y)$

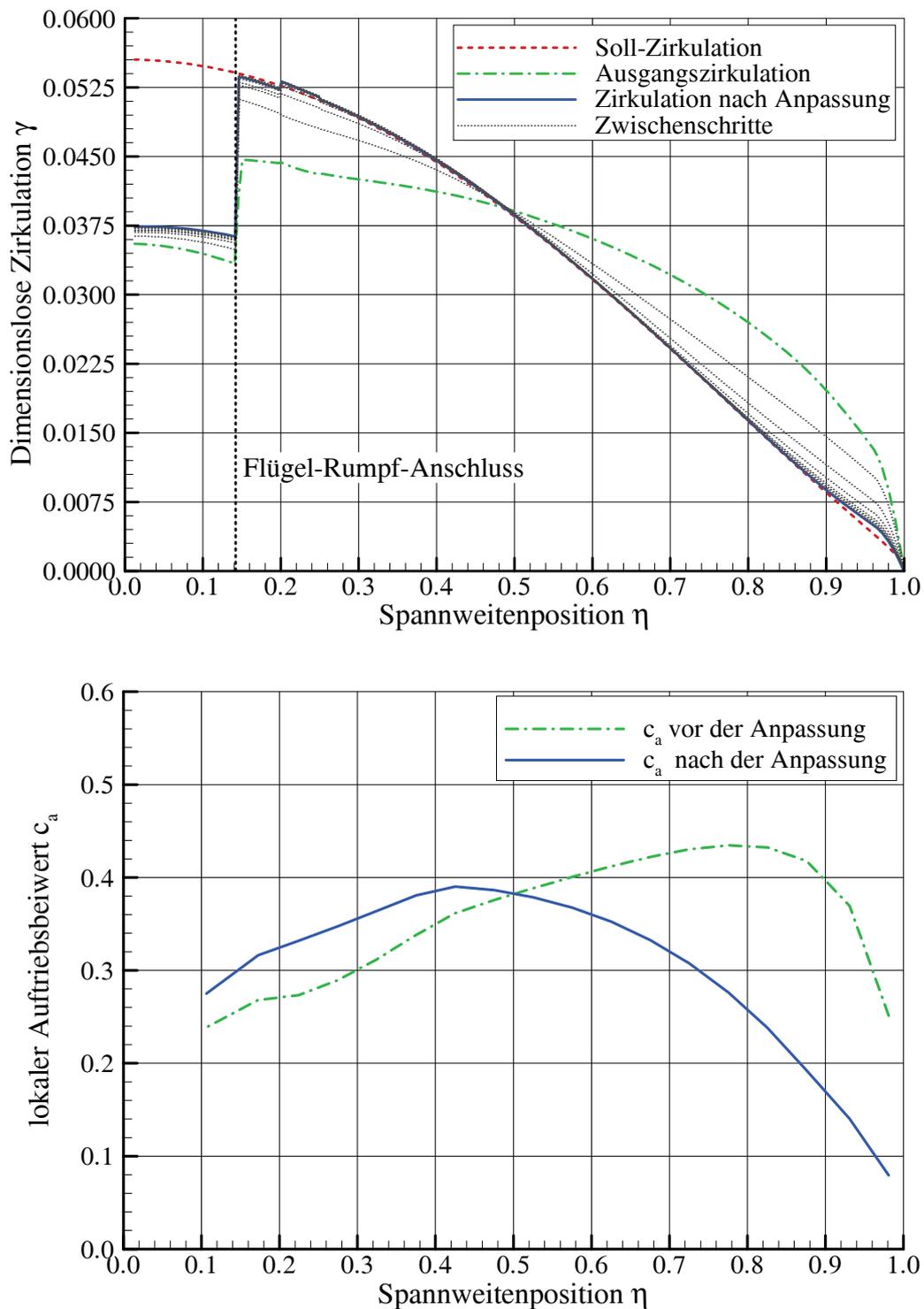


Abbildung B.4: Anpassung der Zirkulationsverteilung durch Änderung der geometrischen Verwindungsverteilung $e = 0.5$

B.3 Dimensionierung mit und ohne Beulkriterium MR A/C

Nummer	Bauteil	Abkürzung	MR-Alu Referenz		MR-Alu ohne Beulkrit.		MR-CFK T300 Referenz		MR-CFK T300 ohne Beulkrit.	
			kg	%	kg	%	kg	%	kg	%
1	Flügel	WFL	7264	17.57	7214	15.46	6012	13.33	5847	13.05
2	Rumpf	WR	11022	24.59	10907	23.38	10652	23.61	10530	23.50
3	HLW-Leitwerk	WHLW	1058	2.13	1058	2.27	1058	2.34	1058	2.36
4	SLW-Leitwerk	WSLW	718	1.45	718	1.54	718	1.59	718	1.60
5	Winglets	WWL	0	0.00	0	0.00	0	0.00	0	0.00
6	Fairings	WFAIR	0	0.00	0	0.00	0	0.00	0	0.00
7	Pylone	WPYL	1335	2.69	1335	2.86	1335	2.96	1335	2.98
8	Fahrwerk	WFW	2887	6.03	2881	6.17	2825	6.26	2813	6.28
9	Antrieb	WAT	8062	16.25	8062	17.28	8062	17.87	8062	17.99
10	Systeme	WSYS	6183	12.56	6180	13.25	6154	13.64	6148	13.72
14	Ausstattung	WAUS	3218	6.49	3218	6.90	3218	7.13	3218	7.18
	Herstellerleermasse (1-14)	WME	41747	89.75	41572	89.10	40034	88.73	39729	88.66
15	Oper. Ausrüstung	WOPA	5085	10.25	5085	10.90	5084	11.27	5084	11.34
	Betriebsleermasse (1-15)	OEW	46832	100.00	46657	100.00	45118	100.00	44813	100.00
	Auslegungsmmission									
	Nutzmasse	WN4	17460	19.07	17460	19.83	17460	20.26	17460	20.34
	Kraftstoffmasse	WKG4	23952	26.76	23916	27.17	23618	27.40	23555	27.44
	Abflugmasse	MTOW	88244	100.0	88033	100.0	86196	100.0	85828	100.0
	Max.Nutzmasse	MPW	22000		22000		22000		22000	
	Max.Kraftstoffmasse	MFW	26393		26394		26393		26394	
	Max.Abflugmasse	MTOW	88244		88033		86196		85828	
	Max.Landemasse	MLW	72007		71828		70256		69944	
	Max.Kraftstoffnullmasse	MZFW	68832		68657		67118		66813	
	Beginn des Reisefluges	C_A	0.5711		0.5698		0.5581		0.5558	
	Gesamtauftriebsbeiwert	C_W	0.0382		0.0381		0.0377		0.0376	
	Gleitzahl	E	14.9708		14.9554		14.8162		14.7892	
	Spez. Kraftst. Verbrauch	SPC / kg/N/h	0.0608		0.0608		0.0608		0.0608	
	Schwerpunkt	x_{SP} / m	28.7430		28.7430		28.7360		28.7390	
	aerodynam. Neutralpunkt	$x_{N,AER}$ / m	31.2245		31.2245		31.2245		31.2245	
	Momentenbeiwert	$C_M(C_A=0.6)$	-3.9100		-3.9100		-3.9100		-3.9101	
	erf. Startbahnlaenge	m	1944		1933		1845		1827	
	erf. Landebahnlaenge	m	1991		1986		1946		1938	
	Landeanfluggeschwindigkeit VA	m/s	76.43		76.34		75.50		75.33	
	DOC	EURO/Skm	0.02435		0.02430		0.02384		0.02383	

Tabelle B.2: Übersichtstabelle: MR A/C starr gerechnet, Auswirkungen des Beulkriteriums

Nummer	Bauteil	Abkürzung	MR-CFK AS4/IM7 Referenz		MR-CFK AS4/IM7 ohne Beulkrit.		MR-CFK HTS40 Referenz		MR-CFK HTS40 ohne Beulkrit.	
			kg	%	kg	%	kg	%	kg	%
1	Flügel	WFL	5809	17.57	5642	17.57	5337	12.04	5132	11.68
2	Rumpf	WR	10643	24.59	10465	24.59	10596	23.89	10423	23.72
3	HLW-Leitwerk	WHLW	1058	2.13	1058	2.13	1058	2.39	1058	2.41
4	SLW-Leitwerk	WSLW	718	1.45	718	1.45	718	1.62	718	1.63
5	Winglets	WWL	0	0.00	0	0.00	0	0.00	0	0.00
6	Fairings	WFAIR	0	0.00	0	0.00	0	0.00	0	0.00
7	Pylone	WPYL	1335	2.69	1335	2.69	1335	3.01	1335	3.04
8	Fahrwerk	WFW	2816	6.03	2803	6.03	2797	6.31	2782	6.33
9	Antrieb	WAT	8062	16.25	8062	16.25	8062	18.18	8062	18.35
10	Systeme	WYS	6150	12.56	6144	12.56	6140	13.85	6133	13.96
14	Ausstattung	WAUS	3218	6.49	3218	6.49	3218	7.26	3218	7.32
Herstellerleermasse	(1-14)	WME	39809	89.75	39446	89.75	39261	88.54	38861	88.43
15	Oper. Ausrüstung	WOPA	5084	10.25	5084	10.25	5084	11.46	5084	11.57
Betriebsleermasse	(1-15)	OEW	44894	100.00	44530	100.00	44345	100.00	43945	100.00
Auslegungsmmission	Nutzmasse	WN4	17460	20.32	17460	19.54	17460	20.48	17460	20.59
	Kraftstoffmasse	WKG4	23571	27.43	23502	27.03	23466	27.52	23390	27.58
	Abflugmasse	MTOW	85924	100.00	85491	100.00	85272	100.00	84795	100.00
Globale Flugzeugmassen	Max.Nutzmasse	MPW	22000		22000		22000		22000	
	Max.Kraftstoffmasse	MFW	26394		26393		26393		26393	
	Max.Abflugmasse	MTOW	85924		85491		85272		84795	
	Max.Landemasse	MLW	70026		69655		69466		69058	
	Max.Kraftstoffnullmasse	MZFW	66894		66530		66345		65945	
Gesamtauftriebsbeiwert	Beginn des Reisefluges	C_A	0.5564		0.5537		0.5522		0.5492	
Gesamtwiderstand		C_W	0.0376		0.0375		0.0375		0.0373	
Gleitzahl		E	14.7959		14.7636		14.7457		14.7101	
Spez. Kraftst. Verbrauch		SPC / kg/N/h	0.0608		0.0608		0.0608		0.0608	
Schwerpunkt		x_{SP} / m	28.7360		28.7340		28.7350		28.7330	
aerodynam. Neutralpunkt		$x_{N.AER}$ / m	31.2245		31.2245		31.2245		31.2245	
Momentenbeiwert		$C_M(C_A=0.6)$	-3.9108		-3.9108		-3.9100		-3.9101	
erf. Startbahnlänge		m	1832		1812		1801		1779	
erf. Landebahnlänge		m	1940		1931		1926		1915	
Landeanfluggeschwindigkeit VA		m/s	75.37		75.17		75.07		74.85	
DOC		EURO/Skm	0.02385		0.02375		0.02364		0.02354	

Tabelle B.3: Übersichtstabelle: MR A/C starr gerechnet, Auswirkungen des Beulkriteriums

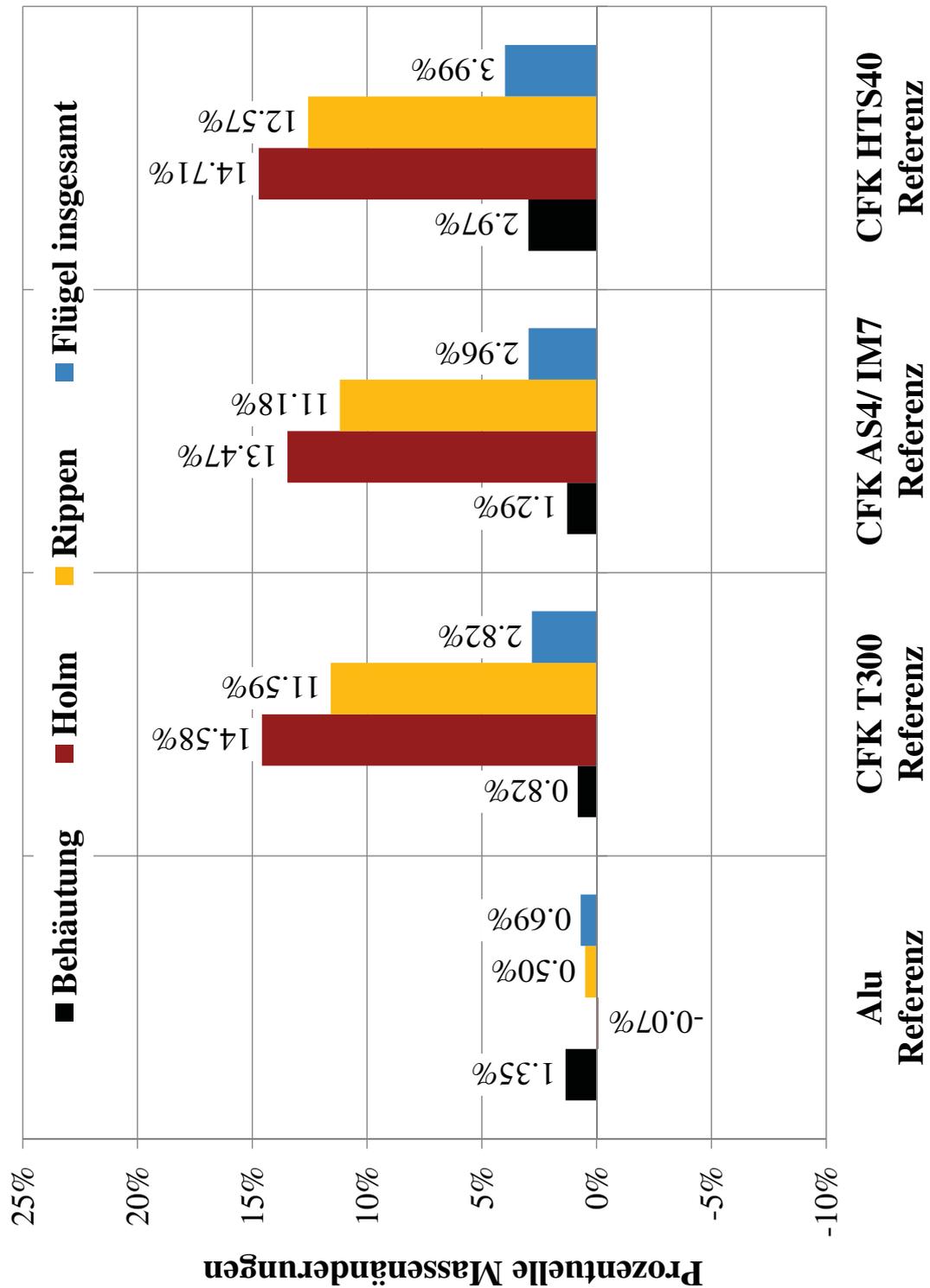


Abbildung B.5: MR A/C: Prozentuale Massenänderung der Flügelmassen bezogen auf die Versionen ohne Dimensionierung gegen Beulen



B.4 Vergleich der Strukturmassen LR A/C

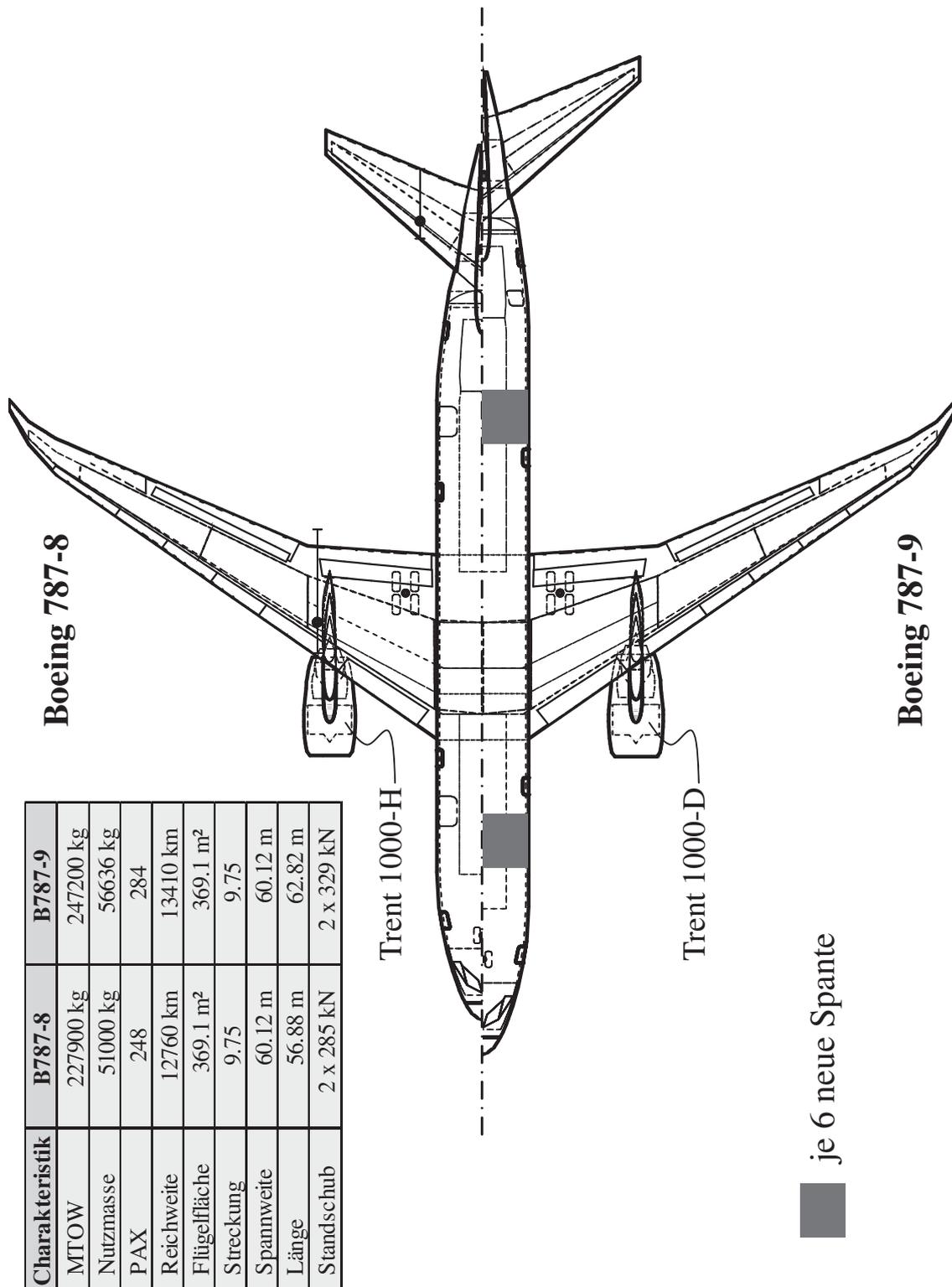


Abbildung B.6: Boeing 787-8 im Vergleich zur Boeing 787-9

		787-8		787-8 PrA-		Differenz		787-9		787-9 PrA-		Differenz		
		Referenz	DO/SAM	Referenz	DO/SAM	in %	Referenz	DO/SAM	in %	Referenz	DO/SAM	in %	Referenz	DO/SAM
Geometrie	Länge	56.72	56.879	0.28	62.816	62.816	62.816	0.00	62.816	62.816	0.00	62.816	62.816	0.00
	Breite	60.12	60.024	-0.16	60.12	60.024	60.12	-0.16	60.12	60.024	-0.16	60.12	60.024	-0.16
	Höhe	16.92	16.637	-1.67	16.92	16.637	16.92	-1.67	16.92	16.637	-1.67	16.92	16.637	-1.67
	Flügelfläche	369.1	369.1	0.00	369.1	369.1	369.1	0.00	369.1	369.1	0.00	369.1	369.1	0.00
	Streckung	9.75	9.75	0.00	9.75	9.75	9.75	0.00	9.75	9.75	0.00	9.75	9.75	0.00
Flugleistungen	Reichweite	12760.28	12760	0.00	13410	13410	13410	0.00	13410	13410	0.00	13410	13410	0.00
	PAX	248	248	0.00	284	284	284	0.00	284	284	0.00	284	284	0.00
	Luftfracht	19000	19000	0.00	19000	19000	19000	0.00	19000	19000	0.00	19000	19000	0.00
	Reisegeschwindigkeit	0.85	0.85	0.00	0.85	0.85	0.85	0.00	0.85	0.85	0.00	0.85	0.85	0.00
Auslegungsmission	Gleitzahl	20.84	20.77725	-0.30	20.84	20.84	20.84	-0.30	20.84	20.77801	-0.30	20.84	20.77801	-0.30
	Spez.	0.05	0.04903	-1.94	0.05	0.05	0.05	-1.94	0.05	0.04904	-1.92	0.05	0.04904	-1.92
	Kraftstoffverbrauch	284.2	287.1	1.02	329.2	329.2	329.2	1.02	329.2	329.2	0.00	329.2	329.2	0.00
Antrieb	Stand Schub pro Triebwerk	284.2	287.1	1.02	329.2	329.2	329.2	1.02	329.2	329.2	0.00	329.2	329.2	0.00
Nummer	Bauteil	kg	kg	%	kg	kg	kg	%	kg	kg	%	kg	kg	%
	Abkürzung													
1	Flügel	?	29169	-	?	?	?	-	?	30394	-	?	30394	-
2	Rumpf	?	29645	-	?	?	?	-	?	33519	-	?	33519	-
3	HLW-Leitwerk	?	2257	-	?	?	?	-	?	2133	-	?	2133	-
4	SLW-Leitwerk	?	1241	-	?	?	?	-	?	1238	-	?	1238	-
7	Pylone	?	2328	-	?	?	?	-	?	2602	-	?	2602	-
8	Fahrwerk	?	9061	-	?	?	?	-	?	10078	-	?	10078	-
9	Antrieb	?	13084	-	?	?	?	-	?	13084	-	?	13084	-
10	Systeme	?	8998	-	?	?	?	-	?	9533	-	?	9533	-
14	Ausstattung	?	5680	-	?	?	?	-	?	6475	-	?	6475	-
Herstellerleermasse	(1-14)	101200	101462	0.26	108400	108400	108400	0.26	108400	109056	0.61	109056	109056	0.61
	Oper. Ausrüstung	8800	9251	5.13	9000	9000	9000	5.13	9000	8917	-0.92	8917	8917	-0.92
Betriebsleermasse	(1-15)	110000	110713	0.65	117400	117400	117400	0.65	117400	117974	0.49	117974	117974	0.49
	Nutzmasse	51000	50992	-0.02	55636	55636	55636	-0.02	55636	55636	0.00	55636	55636	0.00
Auslegungsmission	Kraftstoffmasse	66930	66652	-0.42	74164	74164	74164	-0.42	74164	74120	-0.06	74120	74120	-0.06
	Abflugmasse	227930	228358	0.19	247200	247200	247200	0.19	247200	247730	0.21	247730	247730	0.21
Globale Flugzeugmassen	Max.Nutzmasse	51000	50992	-0.02	55636	55636	55636	-0.02	55636	55636	0.00	55636	55636	0.00
	Max.Kraftstoffmasse	102000	100714	-1.26	102000	102000	102000	-1.26	102000	109009	6.87	109009	109009	6.87
	Max.Abflugmasse	227930	228358	0.19	247200	247200	247200	0.19	247200	247730	0.21	247730	247730	0.21
	Max.Landemasse	172365	172372	0.00	193000	193000	193000	0.00	193000	185475	-3.90	185475	185475	-3.90
	Max.Kraftstoffnullmasse	161000	161705	0.44	181400	181400	181400	0.44	181400	173610	-4.29	173610	173610	-4.29

Tabelle B.4: Boeing 787-8 und 787-9: Vergleich der PRADO/SAM Ergebnisse mit Referenzdaten ([Boe10a; Boe10c; Dom08])

B.5 Vergleich der Strukturmassen PrADO-PIANO

Das Entwurfsprogramm PIANO ([Sim06]) liefert für die B787-8 die einzige umfangreiche und öffentlich zugängliche Datenbasis, mit der ein Vergleich angestellt werden kann. Eine Gegenüberstellung der PrADO-Werte und PIANO-Werte zusammen mit den verwendeten Referenzdaten ist in Abbildung B.5 und B.7 dargestellt. Man sieht, dass die Geometrie, die aerodynamischen Annahmen und die Triebwerksleistung mit geringeren Abweichungen übereinstimmen. Der erste große Unterschied ist in der Annahme der unterschiedlichen Auslegungsreichweiten zu finden, welche bei PIANO ca. 20% höher als die Reichweite der Referenzdaten und der PrADO-Annahme liegt. Im Gegenzug ist bei PIANO die Nutzmasse für die Auslegungsmission ca. 60% niedriger angenommen worden, so dass die Summe von Nutz- und Kraftstoffmasse bei PIANO im Vergleich mit den Referenzdaten und PrADO um ca. 10t niedriger liegt. Dies entspricht fast der Differenz in der maximalen Abflugmasse von der PIANO-Vorhersage zur Referenz und zu PrADO. Da die direkte Vergleichbarkeit der Massen somit nicht gegeben ist, ist eine PrADO-Entwurfsrechnung mit der geänderten Reichweite und Nutzmasse, die hier nur aus 224 Passagieren besteht, durchgerechnet worden.

Die Komponentenmassen der in den Anforderungen angepassten PrADO-Version zeigen ebenso wie die der ursprünglichen PrADO-Version im Vergleich zur PIANO Variante (vgl. Abbildung B.7) mitunter sehr große Abweichungen. So ist zwar die Differenz mit unter 7% für den Flügel und das HLW relativ gering, aber die Rumpfmasse der PIANO-Vorhersage ist rund 30% geringer im Vergleich zu beiden PrADO-Versionen. Ebenso sind große Abweichungen bei den Systemen, der Ausstattung und operationellen Ausrüstung sowie der Kraftstoffmasse für den Reiseflug festzustellen. Die PIANO-Version hat dennoch eine sehr ähnliche Betriebsleermasse im Vergleich zu den PrADO-Versionen, da sich die gegensätzlichen Unterschiede in Rumpf-, Systemmasse und Ausstattung zusammen mit der operationellen Ausrüstung ausgleichen. Die maximalen Abflugmassen liegen durch den unterschiedlichen Kraftstoffverbrauch wieder deutlicher auseinander. Da die Gleitzahlen im Reiseflug keinen großen Unterschied aufweisen, beruht der Unterschied hauptsächlich im berechneten spezifischen Kraftstoffverbrauch der beiden Programme.

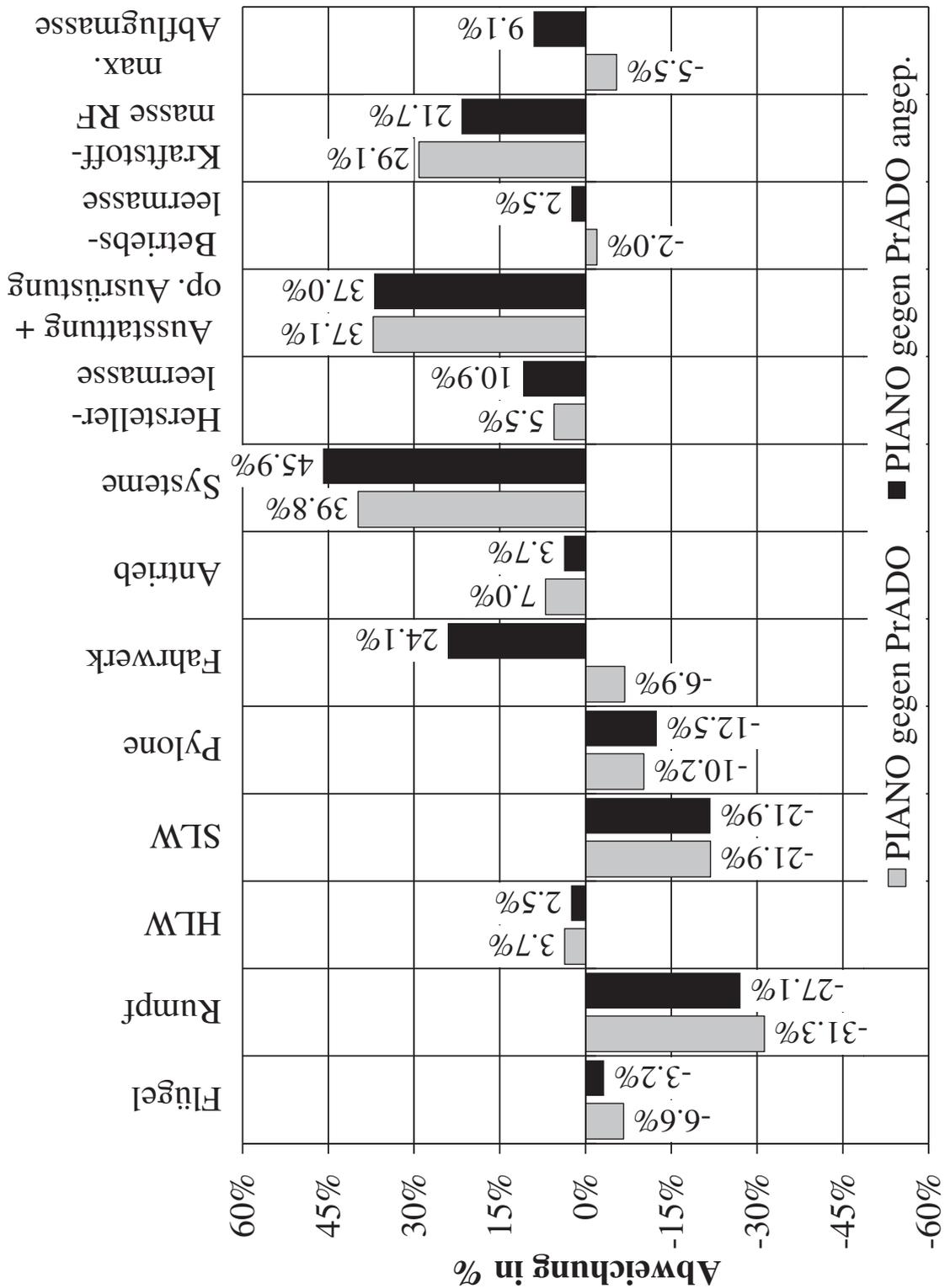


Abbildung B.7: LR A/C: Vergleich der PrADO/SAM Ergebnisse mit Daten des Programms PIANO ([Sim06])



Anhang C

Parameterstudien

C.1 MR A/C

Nummer	Bauteil	Abkürzung	MR-Alu e=1.0		MR-Alu e=0.85		MR-Alu Referenz		MR-Alu e=0.7		MR-Alu e=0.6		MR-Alu e=0.5	
			kg	%	kg	%	kg	%	kg	%	kg	%	kg	%
1	Flügel	WFL	8404	17.4	7787	16.4	7264	15.5	7345	15.6	7302	15.6	7553	16.1
2	Rumpf	WR	11340	23.4	11193	23.5	11022	23.5	11048	23.5	10979	23.5	10887	23.2
3	HLW-Leitwerk	WHLW	1062	2.2	1060	2.2	1058	2.3	1058	2.3	1058	2.3	1058	2.3
4	SLW-Leitwerk	WSDW	718	1.5	718	1.5	718	1.5	718	1.5	718	1.5	718	1.5
5	Winglets	WWL	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0
6	Fairings	WFAIR	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0
7	Pylone	WPLYL	1335	2.8	1335	2.8	1335	2.9	1335	2.8	1335	2.9	1335	2.8
8	Fahrwerk	WFW	2930	6.1	2899	6.1	2887	6.2	2879	6.1	2877	6.1	2888	6.1
9	Antrieb	WAT	8062	16.7	8062	17.0	8062	17.2	8062	17.2	8062	17.2	8062	17.2
10	Systeme	WSYS	6211	12.8	6196	13.0	6183	13.2	6185	13.2	6185	13.2	6191	13.2
14	Ausstattung	WAUS	3218	6.7	3218	6.8	3218	6.9	3218	6.9	3218	6.9	3218	6.8
	Herstellerleermasse (1-14)	WME	43280	89.5	42468	89.3	41747	89.1	41848	89.2	41734	89.1	41910	89.2
15	Oper. Ausrustung	WOPA	5085	10.5	5085	10.7	5085	10.9	5085	10.8	5085	10.9	5085	10.8
	Betriebsleermasse (1-15)	OEW	48365	100.0	47552	100.0	46832	100.0	46933	100.0	46818	100.0	46995	100.0
	Auslegungsmmission	WN4	17460	19.5	17460	19.7	17460	19.8	17460	19.8	17460	19.7	17460	19.5
	Kraftstoffmasse	WKG4	23788	26.5	23662	26.7	23952	27.1	23884	27.1	24321	27.5	24996	27.9
	Abflugmasse	MTOW	89612	100.0	88675	100.0	88244	100.0	88276	100.0	88599	100.0	89451	100.0
	Globale Flugzeugmassen													
	Max. Nutzmasse	MPW	22000		22000		22000		22000		22000		22000	
	Max. Kraftstoffmasse	MFW	26389		26390		26393		26392		26394		26395	
	Max. Abflugmasse	MTOW	89612		88675		88244		88276		88599		89451	
	Max. Landemasse	MLW	73498		72672		72007		72086		72017		72252	
	Max. Kraftstoffnullm.	MZFW	70365		69552		68832		68933		68818		68995	
	Gesamtauftriebsbw.	CA	0.58031		0.57437		0.57109		0.57162		0.57338		0.57831	
	Reiseffuges	Cw	0.03787		0.03767		0.03815		0.03809		0.03887		0.04011	
	Gleitzahl	E	15.32549		15.24626		14.97080		15.00852		14.75149		14.41970	
	Spez. Kraftstst.	SPC /	0.06083		0.06083		0.06084		0.06084		0.06087		0.06090	
	Verbrauch	kg/N/h												
	Schwerpunkt	x _{SP} / m	28.76100		28.75400		28.74300		28.74400		28.74800		28.74900	
	aerodynam.	x _{N,AER} / m	31.23473		31.22446		31.22446		31.23270		31.22925		31.23462	
	Neutralpunkt	C _M (C _A =0.6)	-3.96252		-3.92916		-3.91082		-3.90102		-3.88098		-3.86451	
	Momentenbeiwert	m	1987		1940		1944		1924		1943		1992	
	erf. Startbahnlaenge	m	2019		1994		1991		1978		1973		1979	
	Landeanfluggeschwindigkeit VA	m/s	76.89		76.40		76.43		76.10		76.02		76.17	
	DOC	EURO/Skm	0.02462		0.02434		0.02435		0.02428		0.02446		0.02462	

Tabelle C.1: Übersichtstabelle MR-Alu: starr gerechnet, Variation der Zirkulationsverteilung des Flügels

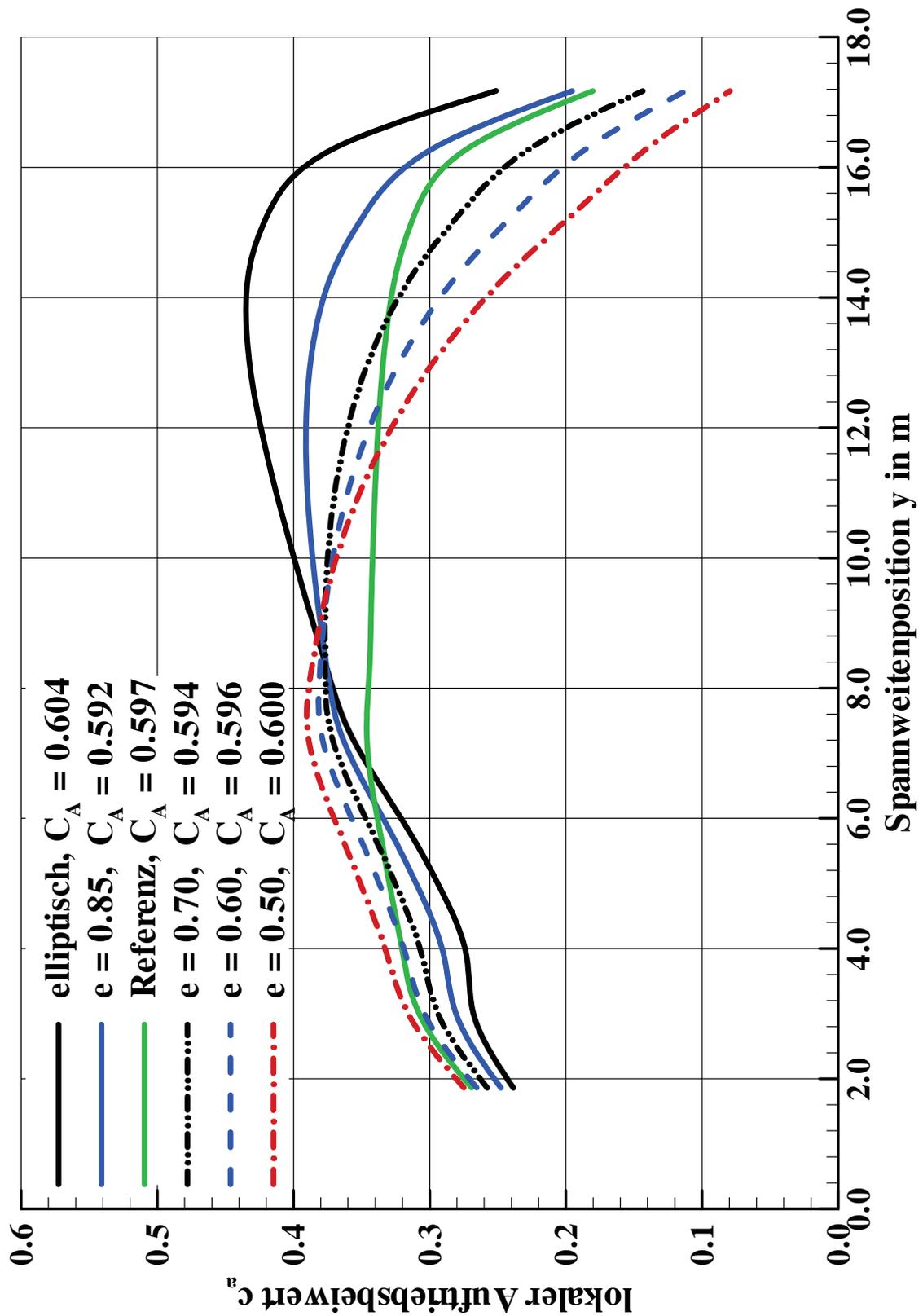
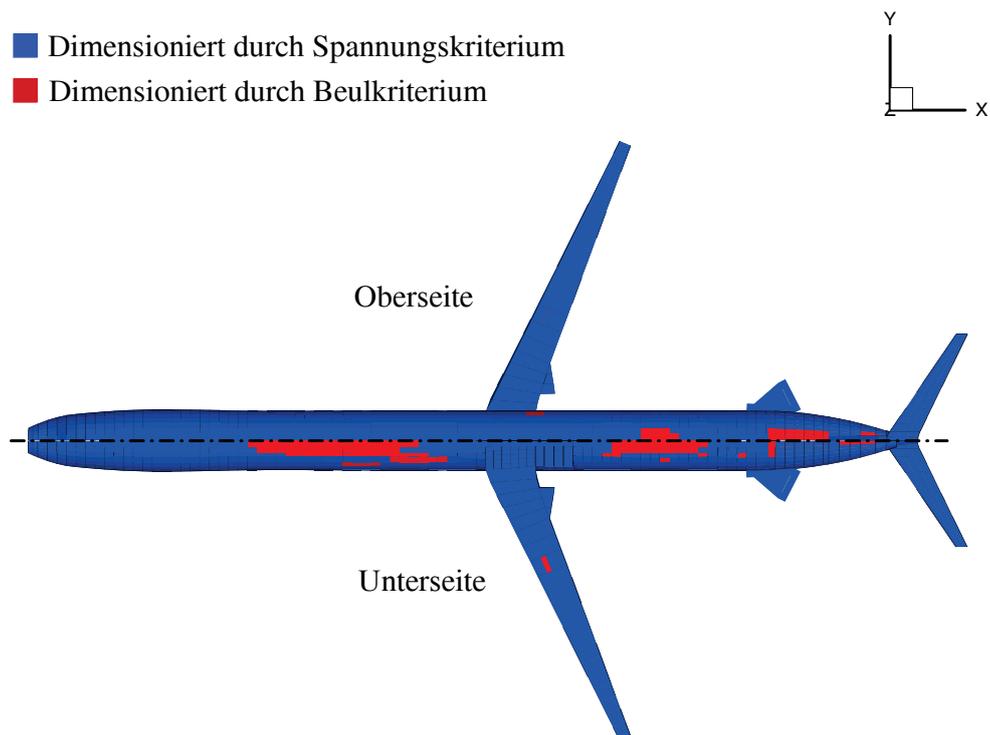
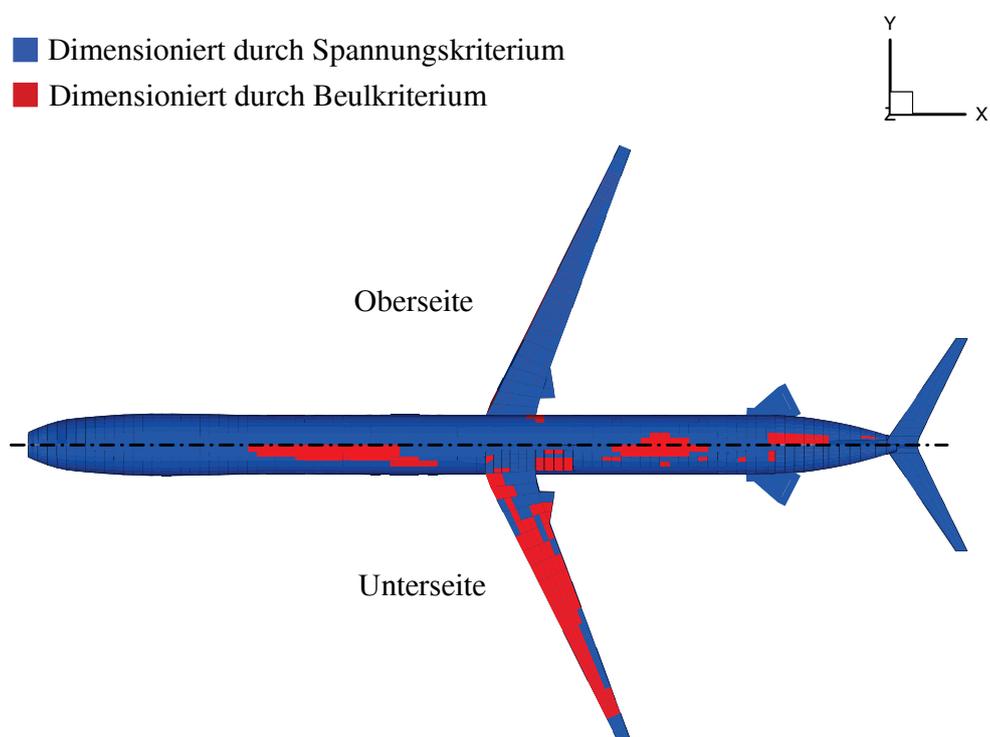


Abbildung C.1: Auftriebsverteilungen der MR-Alu Varianten zu Beginn des Reisefluges

Nummer	Bauteil	Abkürzung	MR-CFK e=1.0		MR-CFK e=0.85		MR-CFK Referenz		MR-CFK e=0.7		MR-CFK e=0.6		MR-CFK e=0.5	
			kg	%	kg	%	kg	%	kg	%	kg	%	kg	%
1	Flügel	WFL	6076	13.4	5794	12.9	5809	12.9	5837	13.0	5902	13.1	6047	13.4
2	Rumpf	WR	10839	23.9	10744	23.9	10643	23.7	10665	23.7	10613	23.6	10579	23.5
3	HLW-Leitwerk	WHLW	1061	2.3	1059	2.4	1058	2.4	1058	2.4	1058	2.4	1058	2.3
4	SLW-Leitwerk	WSLW	718	1.6	718	1.6	718	1.6	718	1.6	718	1.6	718	1.6
5	Winglets	WWL	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0
6	Fairings	WFAIR	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0
7	Py/one	WPYL	1335	2.9	1335	3.0	1335	3.0	1335	3.0	1335	3.0	1335	3.0
8	Fahrwerk	WFW	2820	6.2	2805	6.2	2816	6.3	2807	6.2	2810	6.3	2820	6.3
9	Antrieb	WAT	8062	17.8	8062	17.9	8062	18.0	8062	17.9	8062	17.9	8062	17.9
10	Systeme	WSYS	6160	13.6	6151	13.7	6150	13.7	6153	13.7	6153	13.7	6158	13.7
14	Ausstattung	WAUS	3218	7.1	3218	7.2	3218	7.2	3218	7.2	3218	7.2	3218	7.1
Herstellerleermasse (1-14)	WME		40288	88.8	39886	88.7	39809	88.7	39851	88.7	39868	88.7	39995	88.7
Betriebsleermasse (1-15)	WOPA		5084	11.2	5084	11.3	5084	11.3	5084	11.3	5084	11.3	5084	11.3
	OEW		45372	100.0	44971	100.0	44894	100.0	44936	100.0	44952	100.0	45080	100.0
Auslegungsmission	Nutzmasse	WN4	17460	20.3	17460	20.4	17460	20.3	17460	20.3	17460	20.2	17460	20.0
	Kraftstoffmasse	WKG4	23198	27.0	23140	27.0	23571	27.4	23490	27.4	23950	27.7	24636	28.3
	Abflugmasse	MTOW	86030	100.0	85571	100.0	85924	100.0	85886	100.0	86362	100.0	87176	100.0
Globale Flugzeugmassen	Max. Nutzmasse	MPW	22000		22000		22000		22000		22000		22000	
	Max. Kraftstoffmasse	MPW	26388		26390		26394		26392		26393		26395	
	Max. Abflugmasse	MTOW	86030		85571		85924		85886		86362		87176	
	Max. Landemasse	MLW	70437		70038		70026		70054		70119		70304	
	Max. Kraftstoffnullm.	MZFW	67372		66971		66894		66936		66952		67080	
Gesamtauftriebsbw.	Beginn des	CA	0.55757		0.55464		0.55641		0.55644		0.55920		0.56391	
	Reisefluges	CA	0.03701		0.03690		0.03761		0.03750		0.03832		0.03959	
Gesamtwiderstand	E	E	15.06630		15.03249		14.79588		14.83854		14.59408		14.24384	
Gleitzahl	E	E	15.06630		15.03249		14.79588		14.83854		14.59408		14.24384	
Spez. Kraftstst.	kg/N/h	SPC	0.06081		0.06080		0.06083		0.06082		0.06085		0.06089	
Verbrauch	kg/N/h	SPC	0.06081		0.06080		0.06083		0.06082		0.06085		0.06089	
Schwerpunkt aerodynam.	x _{SP} / m	x _{SP}	28.74700		28.75400		28.74300		28.73800		28.73400		28.73400	
Neutralpunkt	x _{N,AER} / m	x _{N,AER}	31.23162		31.22446		31.22446		31.23270		31.22925		31.23462	
Momentenbeiwert	C _M (C _A =0.6)	C _M	-3.96061		-3.92916		-3.91082		-3.90102		-3.88098		-3.86451	
erf. Startbahnlaenge	m	m	1813		1793		1832		1811		1835		1879	
erf. Landebahnlaenge	m	m	1940		1927		1940		1926		1925		1930	
Landeanfluggeschwindigkeit VA	m/s	m/s	75.25		75.00		75.37		75.02		75.01		75.14	
DOC	EURO/Skm	EURO/Skm	0.02378		0.02368		0.02385		0.02383		0.02390		0.02413	

Tabelle C.2: Übersichtstabelle MR-CFK: starr gerechnet, Variation der Zirkulationsverteilung des Flügels aus CFK

Abbildung C.2: MR-Alu, starr gerechnet, $e=0.5$, DimensionierungskriteriumAbbildung C.3: MR-CFK, starr gerechnet, $e=0.5$, Dimensionierungskriterium

Nummer	Bauteil	Abkürzung	MR-Alu e=1.0		MR-Alu e=0.85		MR-Alu Referenz		MR-Alu e=0.7		MR-Alu e=0.6		MR-Alu e=0.5	
			kg	%	kg	%	kg	%	kg	%	kg	%	kg	%
1	Flügel	WFL	7961	16.6	7424	15.7	6938	14.9	7014	15.0	6897	14.8	7155	15.4
2	Rumpf	WR	11354	23.7	11246	23.8	11019	23.7	11124	23.8	11064	23.8	10900	23.4
3	HLW-Leitwerk	WHLW	1059	2.2	1059	2.2	1058	2.3	1058	2.3	1058	2.3	1055	2.3
4	SLW-Leitwerk	WSLW	718	1.5	718	1.5	718	1.5	718	1.5	718	1.5	718	1.5
5	Winglets	WWL	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0
6	Fairings	WFAIR	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0
7	Pylone	WPYL	1335	2.8	1335	2.8	1335	2.9	1335	2.9	1335	2.9	1335	2.9
8	Fahrwerk	WFW	2913	6.1	2886	6.1	2874	6.2	2869	6.1	2865	6.2	2871	6.2
9	Antrieb	WAT	8062	16.8	8062	17.1	8062	17.3	8062	17.3	8062	17.3	8062	17.3
10	Systeme	WSYS	6203	12.9	6190	13.1	6177	13.3	6181	13.2	6179	13.3	6183	13.3
14	Ausstattung	WAUS	3218	6.7	3218	6.8	3218	6.9	3218	6.9	3218	6.9	3218	6.9
15	Herstellerleermasse (1-14)	WME	42823	89.4	42138	89.2	41399	89.1	41579	89.1	41396	89.1	41467	89.1
	Oper. Ausrüstung	WOPA	5084	10.6	5084	10.8	5084	10.9	5084	10.9	5084	10.9	5084	10.9
	Betriebsleermasse (1-15)	OWE	47908	100.0	47222	100.0	46483	100.0	46663	100.0	46480	100.0	46551	100.0
	Nutzmasse	WN4	17460	19.6	17460	19.8	17460	19.9	17460	19.9	17460	19.8	17460	19.6
	Kraftstoffmasse	WKG4	23694	26.6	23574	26.7	23880	27.2	23824	27.1	24264	27.5	24897	28.0
	Abflugmasse	MTOW	89062	100.0	88256	100.0	87823	100.0	87947	100.0	88204	100.0	88902	100.0
	Globale Flugzeugmassen													
	Max. Nutzmasse	MPW	22000		22000		22000		22000		22000		22000	
	Max. Kraftstoffmasse	MFW	26366		26366		26367		26367		26367		26370	
	Max. Abflugmasse	MTOW	89062		88256		87823		87947		88204		88902	
	Max. Landmasse	MLW	73031		72332		71651		71811		71674		71793	
	Max. Kraftstoffmüllm.	MZFW	69908		69222		68483		68663		68480		68547	
	Gesamtauftriebsbw.	C_A	0.57682		0.57168		0.56845		0.56954		0.57088		0.57483	
	Gesamtwiderstand	C_W	0.03772		0.03755		0.03803		0.03799		0.03876		0.03995	
	Gleitzahl	E	15.29377		15.22439		14.94565		14.99239		14.73036		14.38985	
	Spez. Kraftst. Verbrauch	$SPC / \text{kg/N/h}$	0.06083		0.06082		0.06084		0.06084		0.06086		0.06086	
	Schwerpunkt	x_{SP} / m	28.76800		28.74700		28.73700		28.73400		28.73400		29.08600	
	aerodynam. Neutralpunkt	$x_{N, AER} / \text{m}$	30.20500		31.24676		31.23965		31.23843		31.23825		31.23631	
	Momentenbeiwert	$CM(C_A=0.6)$	-4.03998		-4.00105		-3.97030		-3.96607		-3.94035		-3.89813	
	erf. Startbahnlaenge	m	1959		1919		1923		1908		1923		1964	
	erf. Landebahnlaenge	m	2007		1985		1982		1971		1964		1967	
	Landeanfluggeschwindigkeit VA	m/s	76.65		76.22		76.25		75.95		75.84		75.93	
	DOC	EURO/Skm	0.02450		0.02433		0.02419		0.02421		0.02429		0.02450	

Tabelle C.3: Übersichtstabelle MR-Alu: aeroelastisch unter Einhaltung der *flightshape* gerechnet, Variation der Zirkulationsverteilung des Flügels

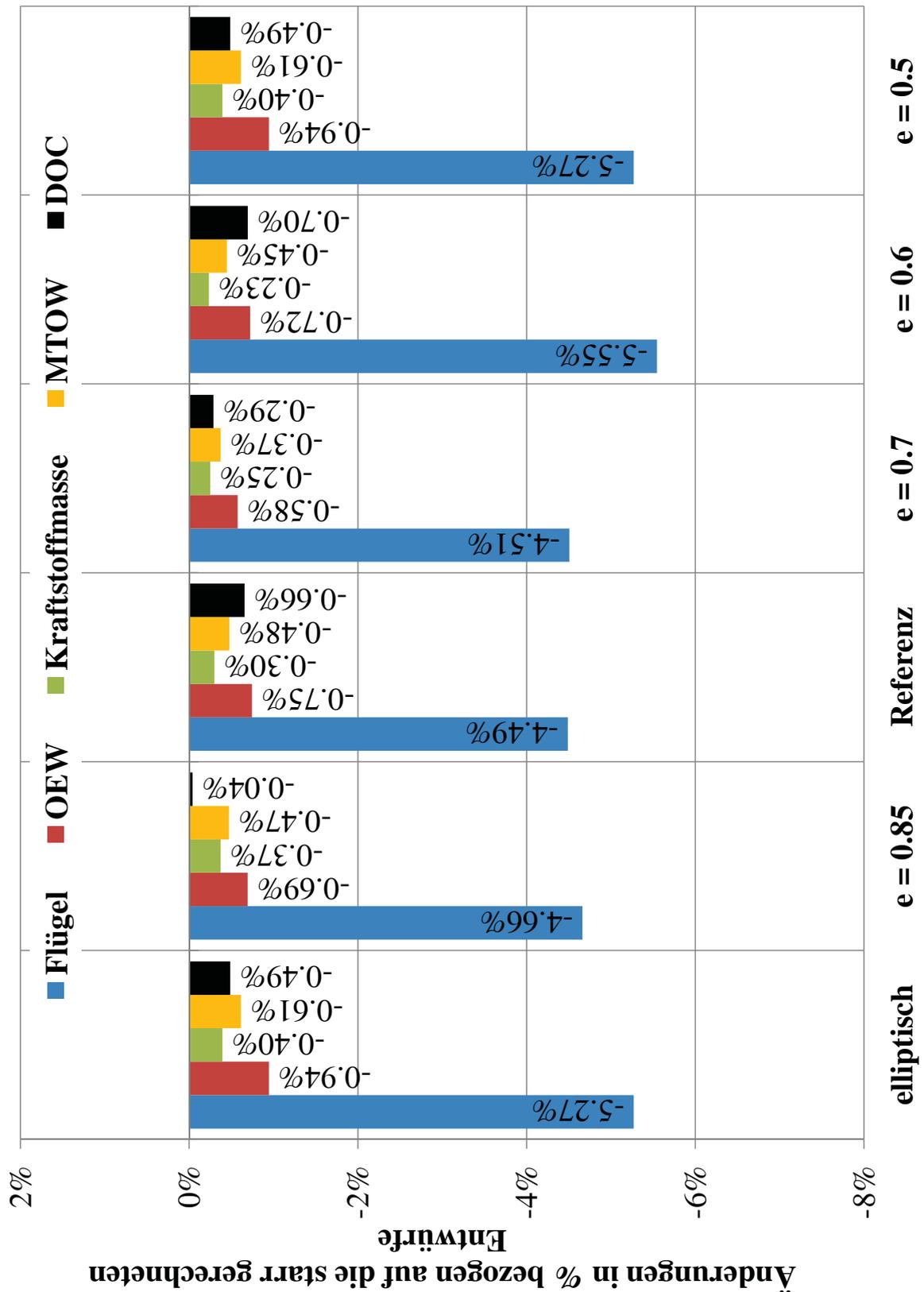


Abbildung C.4: Vergleich MR-Alu: Änderungen aeroelastisch unter Einhaltung der *flightshape* gerechnet bezogen auf die Ergebnisse der starr gerechneten Entwürfe



Nummer	Bauteil	Abkürzung	MR-CFK e=1.0		MR-CFK e=0.85		MR-CFK Referenz		MR-CFK e=0.7		MR-CFK e=0.6		MR-CFK e=0.5	
			kg	%	kg	%	kg	%	kg	%	kg	%	kg	%
1	Flügel	WFL	5783	12.8	5594	12.5	5395	12.1	5435	12.2	5462	12.2	5600	12.4
2	Rumpf	WR	10889	24.1	10730	24.1	10730	24.1	10739	24.1	10739	24.1	10900	24.2
3	HLW-Leitwerk	WHLW	1059	2.3	1058	2.4	1058	2.4	1058	2.4	1058	2.4	1058	2.4
4	SLW-Leitwerk	WSLW	718	1.6	718	1.6	718	1.6	718	1.6	718	1.6	718	1.6
5	Winglets	WWL	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0
6	Fairings	WFAIR	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0
7	Pylone	WPYL	1335	3.0	1335	3.0	1335	3.0	1335	3.0	1335	3.0	1335	3.0
8	Fahrwerk	WFW	2811	6.2	2797	6.2	2804	6.3	2791	6.3	2795	6.3	2820	6.3
9	Antrieb	WAT	8062	17.9	8062	18.0	8062	18.1	8062	18.1	8062	18.1	8062	17.9
10	Systeme	WSYS	6155	13.6	6148	13.7	6144	13.8	6144	13.8	6146	13.8	6158	13.7
14	Ausstattung	WAUS	3218	7.1	3218	7.2	3218	7.2	3218	7.2	3218	7.2	3218	7.2
15	Herstellerleermasse (1-14)	WME	40030	88.7	39740	88.7	39463	88.6	39495	88.6	39533	88.6	39995	88.9
	Oper. Ausrustung	WOPA	5084	11.3	5084	11.3	5084	11.4	5084	11.4	5084	11.4	5084	11.3
	Betriebsleermasse (1-15)	OWE	45114	100.0	44824	100.0	44547	100.0	44579	100.0	44617	100.0	45000	100.0
	Nutzmasse	WN4	17460	20.4	17460	20.5	17460	20.4	17460	20.4	17460	20.3	17460	20.1
	Kraftstoffmasse	WKG4	23149	27.0	23079	27.0	23503	27.5	23388	27.4	23889	27.8	24500	28.2
	Abflugmasse	MTOW	85723	100.0	85363	100.0	85510	100.0	85427	100.0	85966	100.0	87000	100.0
	Globale Flugzeugmassen													
	Max. Nutzmasse	MPW	22000		22000		22000		22000		22000		22000	
	Max. Kraftstoffmasse	MFW	26363		26365		26366		26366		26368		26395	
	Max. Abflugmasse	MTOW	85723		85363		85510		85427		85966		87000	
	Max. Landemasse	MLW	70174		69889		69672		69692		69778		70304	
	Max. Kraftstoffmüllm.	MZFW	67114		66824		66547		66579		66617		67080	
	Gesamtauftriebsbw.	C_A	0.55563		0.55335		0.55377		0.55355		0.55670		0.56391	
	Gesamtwiderstand	C_W	0.03692		0.03678		0.03749		0.03732		0.03826		0.03959	
	Gleitzahl	E	15.05109		15.04612		14.76952		14.83206		14.54900		14.24384	
	Spez. Kraftst.	SPC	0.06080		0.06081		0.06082		0.06082		0.06085		0.06089	
	Verbrauch	x_{SP}	28.74100		28.75400		28.73000		28.79000		28.78200		28.73400	
	Schwerpunkt	x_{SP}	31.24958		31.22446		31.23562		31.23270		31.22925		31.23462	
	aerodynam. Neutralpunkt	$x_{N,AER}$	-4.03988		-3.92916		-3.97359		-3.90102		-3.88098		-3.86451	
	Momentenbeiwert	$CM(C_A=0.6)$	1799		1782		1812		1789		1816		1870	
	erf. Startbahnlaenge	m	1934		1925		1931		1919		1918		1930	
	erf. Landebahnlaenge	m	75.11		74.92		75.19		74.83		74.83		75.14	
	Landeanfluggeschwindigkeit VA	m/s	0.92371		0.92370		0.92369		0.92366		0.92382		0.92413	
	DOC	EURO/Skm												

Tabelle C.4: Übersichtstabelle MR-CFK: aeroelastisch unter Einhaltung der *flightshape* gerechnet, Variation der Zirkulationsverteilung des Flügels aus CFK

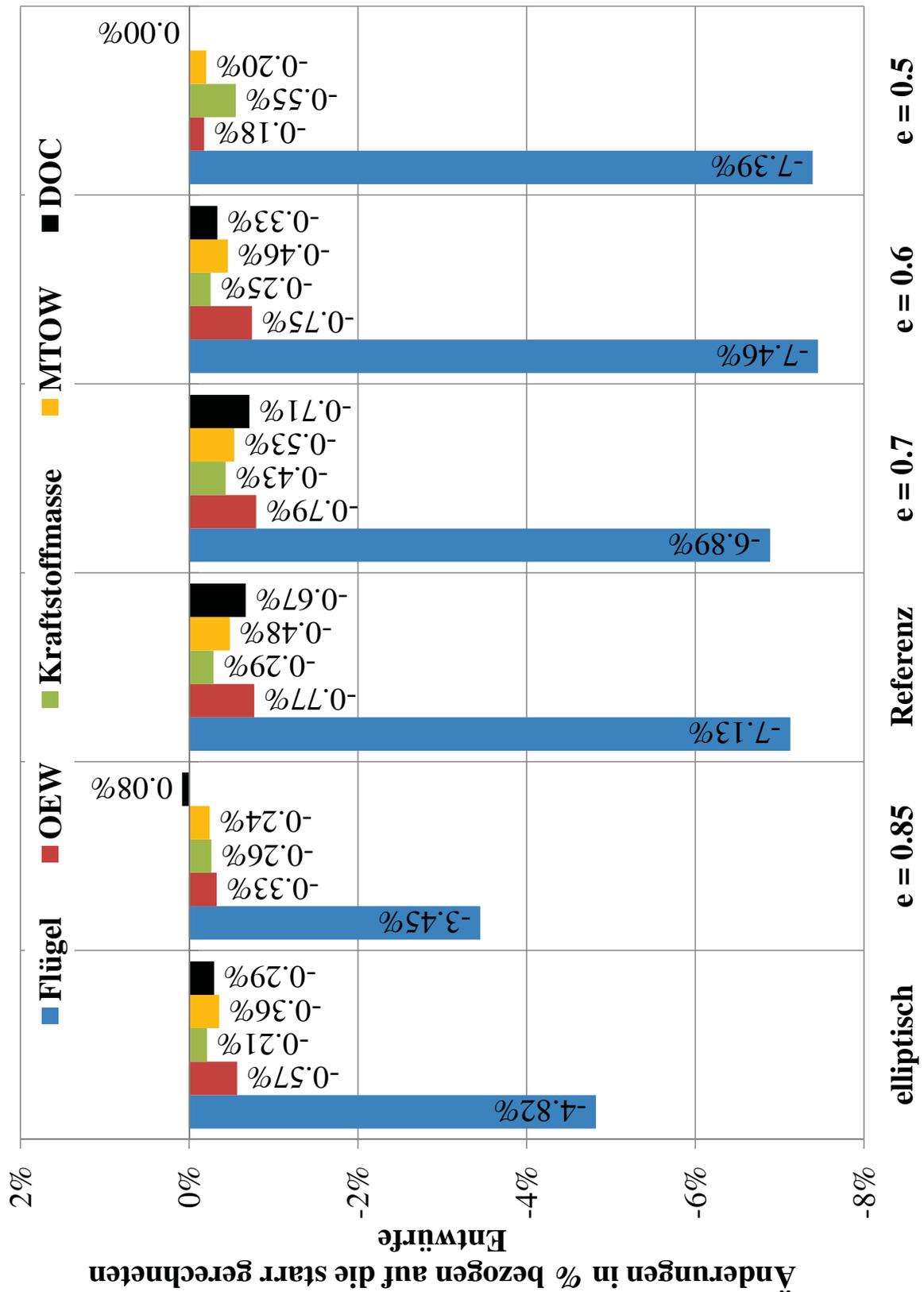


Abbildung C.5: Vergleich MR-CFK: Änderungen aeroelastisch unter Einhaltung der *flightshape* gerechnet bezogen auf die Ergebnisse der starr gerechneten Entwürfe mit CFK-Flügel

C.2 LR A/C

Nummer	Bauteil	Abkürzung	LR A/C e=1.0		LR A/C e=0.9		LR A/C e=0.8		LR A/C e=0.7		LR A/C e=0.6		LR A/C e=0.5	
			kg	%										
1	Flügel	WFL	29169	26.3	28769	26.2	26375	17.6	25930	24.7	24529	23.9	23846	23.5
2	Rumpf	WR	29645	26.8	29083	26.5	28365	24.6	27639	26.3	27650	27.0	27154	26.8
3	HLW-Leitwerk	WHLW	2257	2.0	2207	2.0	2151	2.1	2079	2.0	2000	2.0	1950	1.9
4	SLW-Leitwerk	WLSLW	1241	1.1	1241	1.1	1241	1.4	1241	1.2	1241	1.2	1241	1.2
5	Winglets	WWL	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0
6	Fairings	WFAIR	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0
7	Pylone	WPYL	2328	2.1	2328	2.1	2328	2.7	2328	2.2	2328	2.3	2328	2.3
8	Fahrwerk	WFW	9061	8.2	9004	8.2	8802	6.0	8779	8.4	8683	8.5	8683	8.6
9	Antrieb	WAT	13084	11.8	13084	11.9	13084	16.3	13084	12.5	13084	12.8	13084	12.9
10	Systeme	WSYS	8998	8.1	8982	8.2	8933	12.6	8918	8.5	8852	8.6	8857	8.7
14	Ausstattung	WAUS	5680	5.1	5680	5.2	5680	6.5	5680	5.4	5680	5.3	5475	5.4
Herstellerleermasse (1-14)		WME	101462	91.6	100379	91.6	96959	89.8	95680	91.2	93842	91.6	92633	91.5
15	Oper. Ausrüstung (1-15)	WOPA	9251	8.4	9251	8.4	9250	10.3	9250	8.8	8660	8.4	8661	8.6
Betriebsleermasse		OEW	110713	100.0	109630	100.0	106210	100.0	104930	100.0	102502	100.0	101293	100.0
Auslegungsmmission		WN4	50992	22.3	50992	22.5	50992	22.9	50992	22.9	50992	23.1	50992	23.0
		WKG4	66652	29.2	66408	29.3	65920	29.5	66352	29.9	67248	30.5	69629	31.4
		MTOW	228358	100.0	227030	100.0	223122	100.0	222274	100.0	220742	100.0	221915	100.0
Globale Flugzeugmassen		MPW	50992		50992		50992		50992		50992		50992	
		MFW	100714		100215		99212		99592		100766		104017	
		MTOW	228358		227030		223122		222274		220742		221915	
		MLW	172372		171247		167749		166539		164259		163426	
		MZFW	161705		160622		157202		155922		153494		152285	
Gesamtauftriebsw.		C_A	0.49136		0.48848		0.48001		0.47790		0.47414		0.47596	
Gesamtwiderstand		C_W	0.02365		0.02357		0.02341		0.02359		0.02391		0.02491	
Gleitzahl		E	20.77725		20.72857		20.50187		20.25766		19.83075		19.10696	
Spez. Kraftst. Verbrauch		SPC / kg/N/h	0.04903		0.04902		0.04902		0.04902		0.04904		0.04907	
Schwerpunkt aerodynam. Neutralpunkt		x_{SP} / m	27.81500		27.82800		27.84200		27.83500		27.78100		27.74500	
Momentenbeiwert		$x_{N,AEF} / m$	28.29958		28.30047		28.31229		28.31504		28.31373		28.31892	
erf. Startbahnlaenge		$C_M(C_A=0.6)$	-1.88295		-1.87121		-1.86085		-1.85109		-1.84124		-1.83153	
erf. Landebahnlaenge		m	3627		3612		3551		3586		3607		3711	
Landeanfluggeschwindigkeit VA		m/s	2163		2158		2135		2140		2131		2141	
DOC		EURO/Skm	83.71		83.68		83.38		83.68		83.75		84.18	
			0.02523		0.02510		0.02470		0.02462		0.02453		0.02466	

Tabelle C.5: Übersichtstabelle LR A/C: starr gerechnet, Variation der Zirkulationsverteilung des Flügels

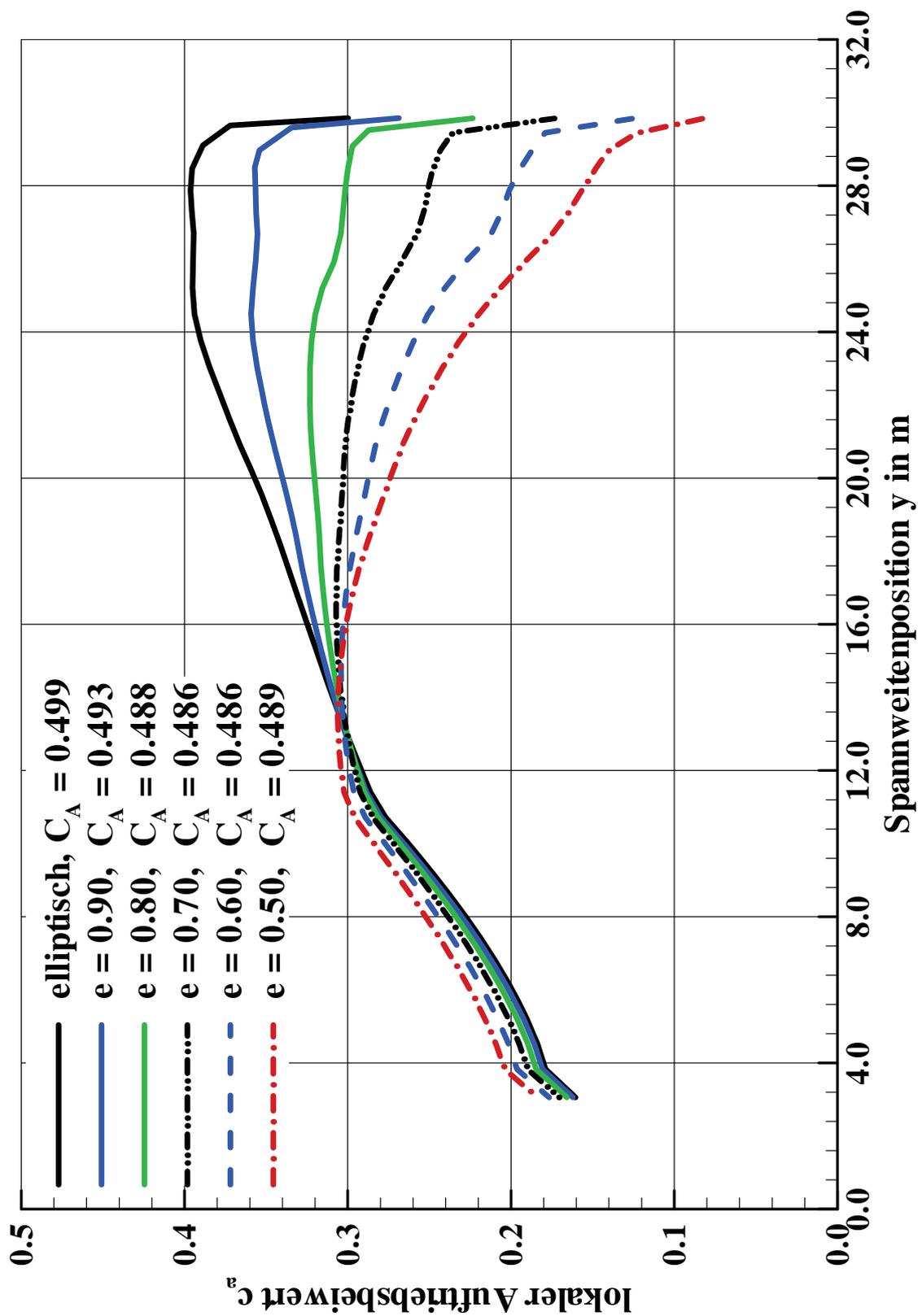


Abbildung C.6: Auftriebsverteilungen der LR A/C Varianten zu Beginn des Reisefluges

Nummer	Bauteil	Abkürzung	LR A/C e=1.0		LR A/C e=0.9		LR A/C e=0.8		LR A/C e=0.7		LR A/C e=0.6		LR A/C e=0.5	
			kg	%										
1	Flügel	WFL	25046	24.3	23548	23.3	21608	21.9	21378	21.8	21929	22.3	23121	23.1
2	Rumpf	WR	27127	26.3	26799	26.5	26289	26.7	25792	26.4	26321	26.8	26526	26.6
3	HLW-Leitwerk	WHLW	2026	2.0	2029	2.0	2052	2.1	2057	2.1	2051	2.1	2045	2.0
4	SLW-Leitwerk	WSLW	1241	1.2	1241	1.2	1241	1.3	1241	1.3	1241	1.3	1241	1.2
5	Winglets	WWL	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0
6	Fairings	WFAIR	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0
7	Py/one	WPYL	2328	2.3	2328	2.3	2328	2.4	2328	2.4	2328	2.4	2328	2.3
8	Fahrwerk	WFW	8476	8.2	8354	8.3	8224	8.3	8242	8.4	8354	8.5	8589	8.6
9	Antrieb	WAT	13084	12.7	13084	12.9	13084	13.3	13084	13.4	13084	13.3	13084	13.1
10	Systeme	WSYS	8884	8.6	8854	8.8	8817	8.9	8811	9.0	8786	8.9	8835	8.8
14	Ausstattung	WAUS	5680	5.5	5680	5.6	5680	5.8	5680	5.8	5475	5.6	5475	5.5
15	Herstellerleermasse (1-14)	WME	93894	91.0	91918	90.9	89322	90.6	88614	90.5	89569	91.2	91243	91.3
	Betriebsleermasse (1-15)	WOPA	9249	9.0	9248	9.1	9248	9.4	9248	9.5	8659	8.8	8660	8.7
		OEW	103143	100.0	101167	100.0	98571	100.0	97862	100.0	98227	100.0	99903	100.0
	Auslegungsmission	WN4	50992	23.3	50992	23.6	50992	23.9	50992	23.9	50992	23.7	50992	23.2
		WKG4	64711	29.6	64250	29.7	64025	30.0	64626	30.3	66116	30.7	69181	31.4
		MTOW	218846	100.0	216409	100.0	213588	100.0	213480	100.0	215335	100.0	220076	100.0
	Globale Flugzeugmassen	MPW	50992		50992		50992		50992		50992		50992	
		MFW	97642		96805		96238		96919		98976		103320	
		MTOW	218846		216409		213588		213480		215335		220076	
		MLW	164489		162439		159809		159197		159797		161964	
		MZFW	154135		152159		149563		148854		149219		150895	
	Gesamtauftriebsbw. Reisefluges	CA	0.47125		0.46601		0.45983		0.45931		0.46278		0.47212	
	Gesamtwiderstand	CW	0.02297		0.02282		0.02277		0.02304		0.02360		0.02475	
	Gleitzahl	E	20.51338		20.42327		20.19316		19.93522		19.61196		19.07342	
	Spez. Kraftstst. Verbrauch	SFC / kg/N/h	0.04900		0.04901		0.04902		0.04901		0.04902		0.04907	
	Schwerpunkt aerodynam. Neutralpunkt	x _{SP} / m	27.86500		27.88600		27.91000		27.87150		27.83300		27.77300	
	Momentenbeiwert	x _{N, AER} / m	28.29109		28.31145		28.30777		28.31198		28.31619		28.32348	
	erf. Startbahnlaenge	C _M (C _A =0.6)	-1.89822		-1.88658		-1.87153		-1.85961		-1.84769		-1.83566	
	erf. Landebahnlaenge	m	3351		3293		3238		3318		3444		3654	
	Landeanfluggeschwindigkeit VA	m/s	2072		2056		2043		2054		2079		2124	
	DOC	EURO/Skm	81.77		81.50		81.38		81.81		82.61		83.80	
			0.02426		0.02402		0.02373		0.02372		0.02398		0.02447	

Tabelle C.6: Übersichtstabelle LR A/C: aeroelastisch unter Einhaltung der *flightshape* gerechnet, Variation der Zirkulationsverteilung des Flügels

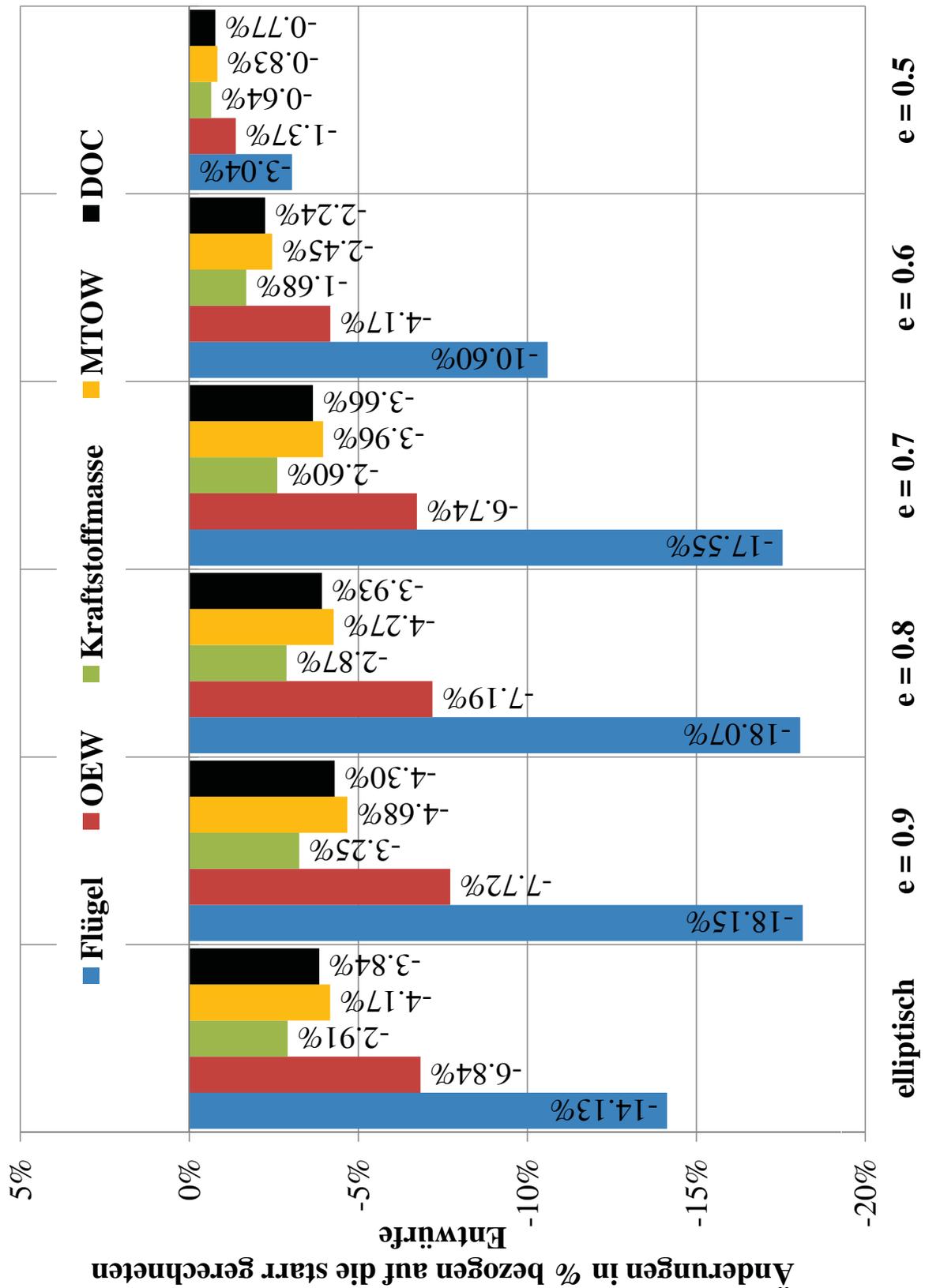


Abbildung C.7: Vergleich LR A/C: Änderungen aeroelastisch unter Einhaltung der *flightshape* gerechnet bezogen auf die Ergebnisse der starr gerechneten Entwürfe

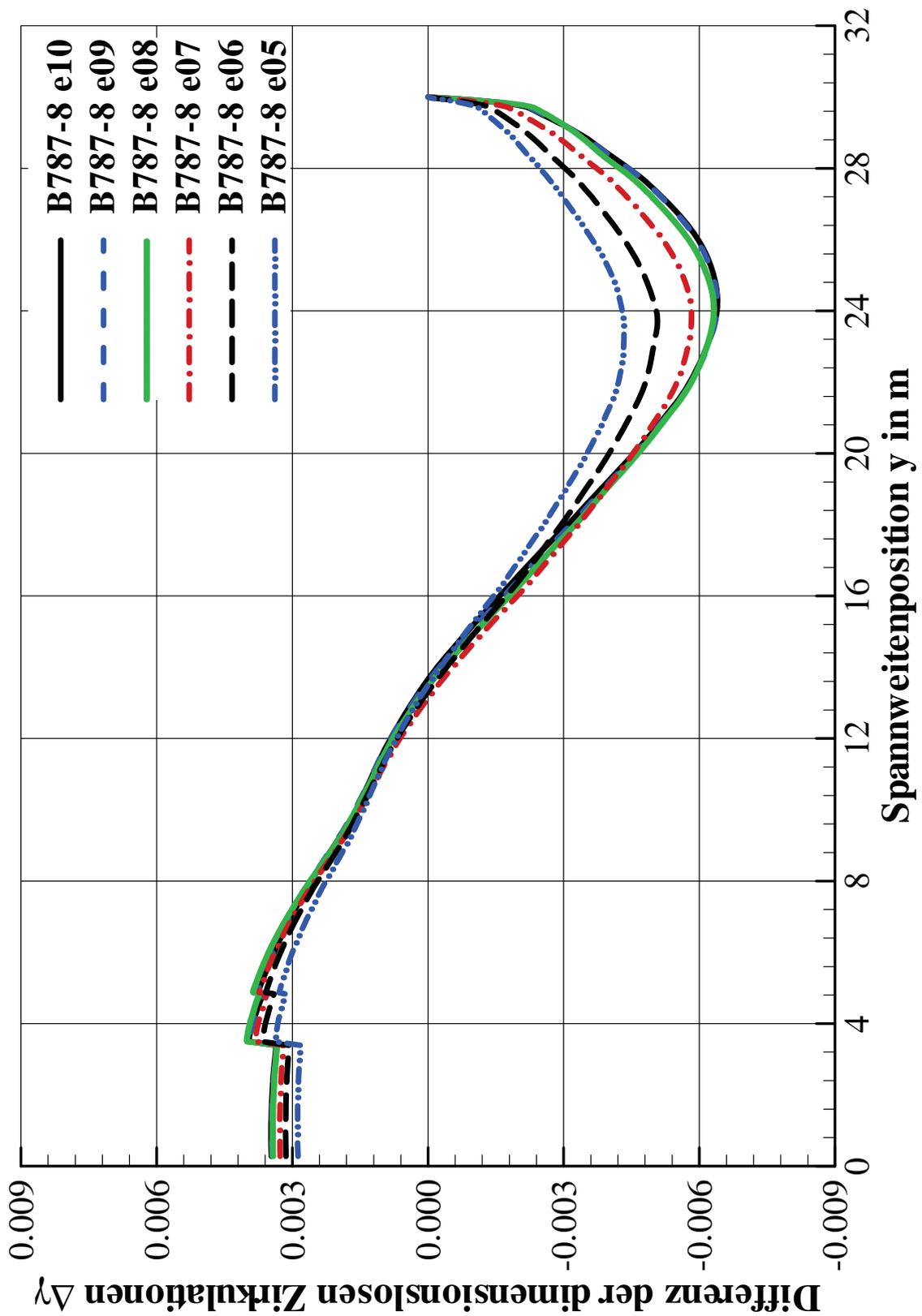
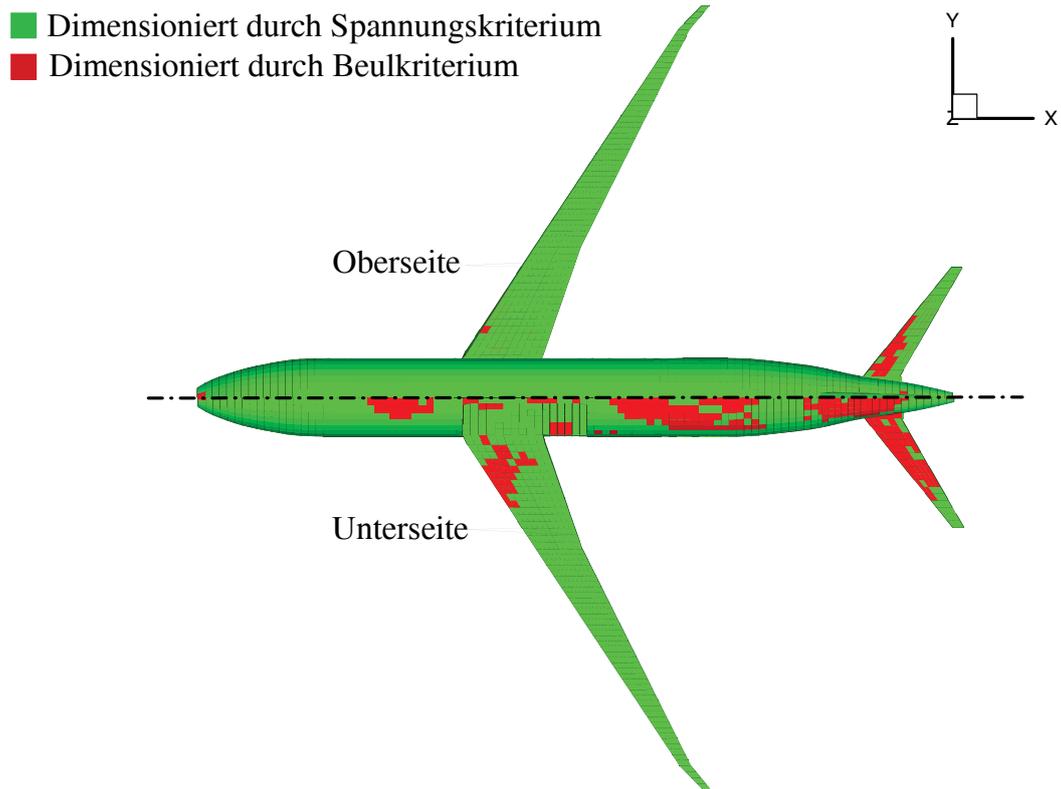
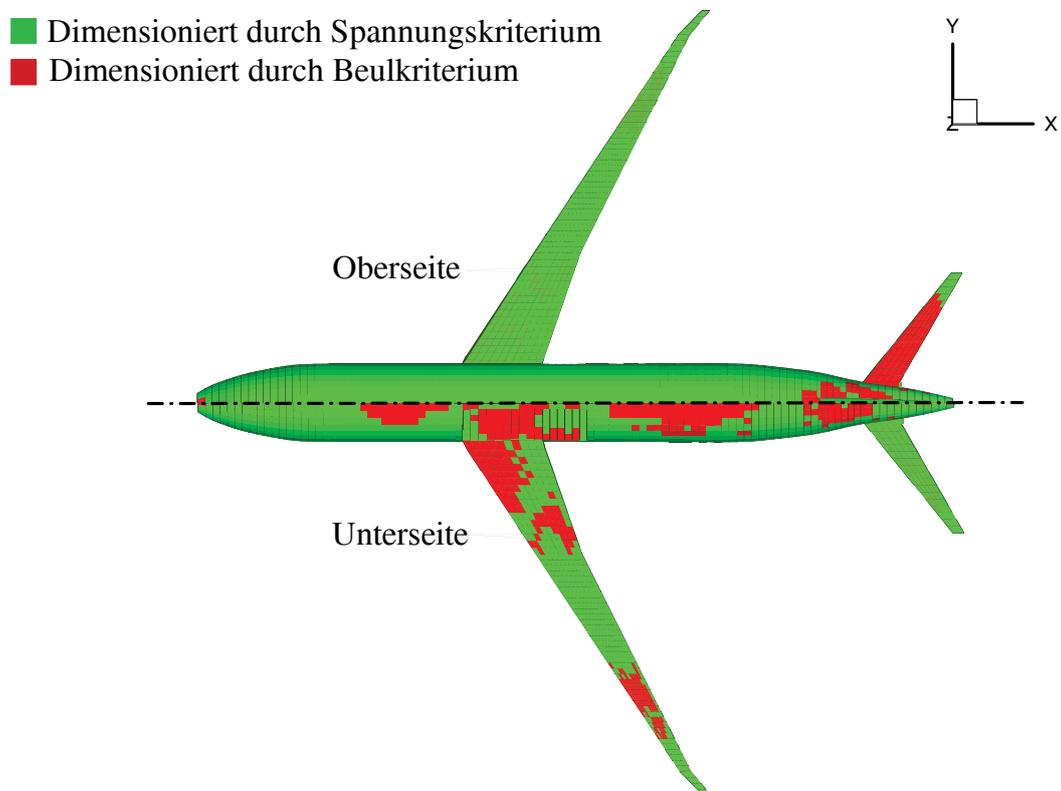


Abbildung C.8: LR A/C: Differenzen $\Delta\gamma$ der Zirkulationsverteilungen starr/ aeroelastisch für den Abfanglastfall 5

Abbildung C.9: LR A/C $e=0.5$ starr gerechnet, DimensionierungskriteriumAbbildung C.10: LR A/C $e=0.5$ aeroelastisch gerechnet, Dimensionierungskriterium





Anhang D

Tailoring-Studien



Nummer	Bauteil	Abkürzung	MR-FSW $\theta=-45^\circ$		MR-FSW $\theta=-30^\circ$		MR-FSW $\theta=-22.5^\circ$		MR-FSW $\theta=-11^\circ$		MR-FSW $\theta=0^\circ$	
			kg	%	kg	%	kg	%	kg	%	kg	%
1	Flügel	WFL	8325	17.6	7636	15.8	7595	15.7	7409	15.4	7163	17.6
2	Rumpf	WR	12086	24.6	12179	25.2	12160	25.1	12111	25.2	12111	24.6
3	HLW-Leitwerk	WHLW	1058	2.1	1058	2.2	1058	2.2	1058	2.2	1058	2.1
4	SLW-Leitwerk	WSLW	718	1.4	718	1.5	718	1.5	718	1.5	718	1.4
5	Winglets	WWL	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0
6	Fairings	WFAIR	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0	0	0.0
7	Pylone	WPLYL	1335	2.7	1335	2.8	1335	2.8	1335	2.8	1335	2.7
8	Fahrwerk	WFW	3023	6.0	2998	6.2	2996	6.2	2983	6.2	2976	6.0
9	Antrieb	WAT	8062	16.3	8062	16.7	8062	16.7	8062	16.7	8062	16.3
10	Systeme	WSYS	6219	12.6	6208	12.8	6207	12.8	6202	12.9	6198	12.6
14	Ausstattung	WAUS	3142	6.5	3142	6.5	3142	6.5	3142	6.5	3142	6.5
Herstellerleermasse	(1-14)	WME	43968	89.8	43336	89.5	43273	89.5	43061	89.4	42763	89.8
15	Oper. Ausrüstung	WOPA	5084	10.3	5083	10.5	5083	10.5	5083	10.6	5083	10.3
Betriebsleermasse	(1-15)	OEW	49051	100.0	48420	100.0	48357	100.0	48145	100.0	47847	100.0
Auslegungsmission	Nutzmasse	WN4	17460	19.3	17460	19.4	17460	19.5	17460	19.5	17460	19.1
	Kraftstoffmasse	WKG4	24028	26.5	23905	26.6	23893	26.6	23826	26.6	23790	26.8
	Abflugmasse	MTOW	90539	100.0	89785	100.0	89709	100.0	89432	100.0	89097	100.0
Globale Flugzeugmassen	Max.Nutzmasse	MPW	22000		22000		22000		22000		22000	
	Max.Kraftstoffmasse	MFW	26138		26138		26138		26139		26138	
	Max.Abflugmasse	MTOW	90539		89785		89709		89432		89097	
	Max.Landemasse	MLW	74219		73576		73512		73293		72993	
	Max.Kraftstoffnullmasse	MZFW	71051		70420		70357		70145		69847	
Gesamtauftriebsbeiwert	Beginn des Reisefluges	C_A	0.5877		0.5829		0.5825		0.5807		0.5786	
Gesamtwiderstand		C_W	0.0382		0.0380		0.0380		0.0379		0.0378	
Gleitzahl		E	15.3799		15.3352		15.3308		15.3197		15.2945	
Spez. Kraftst. Verbrauch		SPC / kg/N/h	0.0608		0.0608		0.0608		0.0608		0.0608	
Schwerpunkt		x_{SP} / m	29.8980		29.8850		29.8860		29.8860		29.8860	
aerodynam. Neutralpunkt		$x_{N,AER}$ / m	31.6160		31.6180		31.6270		31.6220		31.6190	
Momentenbeiwert		$C_M(C_A=0.6)$	-3.8448		-3.8463		-3.8470		-3.8459		-3.8501	
erf. Startbahnlaenge		m	1939		1901		1897		1884		1867	
erf. Landebahnlaenge		m	1894		1879		1878		1874		1865	
Landeanfluggeschwindigkeit VA		m/s	74.67		74.35		74.31		74.20		74.05	
DOC		EURO/Skm	0.02483		0.02466		0.02457		0.02459		0.02444	

Tabelle D.1: Übersichtstabelle MR-FSW: aeroelastisch gerechnet, Variation des Tailoring-Winkels am Flügel

Nummer	Bauteil	Abkürzung	MR-FSW $\theta=11^\circ$			MR-FSW $\theta=22.5^\circ$			MR-FSW $\theta=30^\circ$			MR-FSW $\theta=37.5^\circ$			MR-FSW $\theta=45^\circ$		
			kg	%		kg	%		kg	%		kg	%		kg	%	
1	Flügel	WFLL	6962	14.6		6924	14.6		6951	14.6		6961	17.6		8045	17.6	
2	Rumpf	WR	12102	25.4		12083	25.4		12082	25.4		12065	24.6		12069	24.6	
3	HLW-Leitwerk	WHLW	1059	2.2		1059	2.2		1059	2.2		1059	2.1		1059	2.1	
4	SLW-Leitwerk	WSLW	718	1.5		718	1.5		718	1.5		718	1.4		718	1.4	
5	Winglets	WWL	0	0.0		0	0.0		0	0.0		0	0.0		0	0.0	
6	Fairings	WFAIR	0	0.0		0	0.0		0	0.0		0	0.0		0	0.0	
7	Pylone	WPYL	1335	2.8		1335	2.8		1335	2.8		1335	2.7		1335	2.7	
8	Fahrwerk	WFW	2968	6.2		2965	6.2		2966	6.2		2966	6.0		3010	6.0	
9	Antrieb	WAT	8062	16.9		8062	16.9		8062	16.9		8062	16.3		8062	16.3	
10	Systeme	WSYS	6194	13.0		6193	13.0		6194	13.0		6194	12.6		6214	12.6	
14	Ausstattung	WAUS	3142	6.6		3142	6.6		3142	6.6		3142	6.5		3142	6.5	
Herstellerleermasse	(1-14)	WME	42541	89.3		42482	89.3		42510	89.3		42501	89.8		43653	89.8	
15	Oper. Ausrüstung	WOPA	5083	10.7		5083	10.7		5083	10.7		5083	10.3		5084	10.3	
Betriebsleermasse	(1-15)	OEW	47625	100.0		47565	100.0		47593	100.0		47585	100.0		48737	100.0	
Auslegungsmission	Nutzmasse	WN4	17460	19.7		17460	19.7		17460	19.7		17460	19.7		17460	19.4	
	Kraftstoffmasse	WKG4	23738	26.7		23726	26.7		23727	26.7		23729	26.7		23972	26.6	
	Abflugmasse	MTOW	88823	100.0		88751	100.0		88780	100.0		88774	100.0		90168	100.0	
Globale Flugzeugmassen	Max.Nutzmasse	MPW	22000			22000			22000			22000			22000		
	Max.Kraftstoffmasse	MFW	26138			26137			26137			26137			26136		
	Max.Abflugmasse	MTOW	88823			88751			88780			88774			90168		
	Max.Landmasse	MLW	72766			72706			72734			72725			73900		
	Max.Kraftstoffnullmasse	MZFW	69625			69565			69593			69585			70737		
Gesamtauftriebsbeiwert	Beginn des Reisefluges	C_A	0.5768			0.5763			0.5765			0.5760			0.5854		
Gesamtwiderstand		C_W	0.0378			0.0377			0.0377			0.0377			0.0381		
Gleitzahl		E	15.2777			15.2733			15.2749			15.2706			15.3588		
Spez. Kraftstst. Verbrauch		SPC / kg/N/h	0.0608			0.0608			0.0608			0.0608			0.0608		
Schwerpunkt		x_{SP} / m	29.8830			29.8810			29.8820			29.8850			29.9000		
aerodynam. Neutralpunkt		$x_{N,AER}$ / m	31.6291			31.6260			31.6254			31.6260			31.6289		
Momentenbeiwert		$C_M(C_A=0.6)$	-3.8457			-3.8446			-3.8448			-3.8489			-3.8444		
erf. Startbahnlaenge		m	1854			1851			1852			1848			1920		
erf. Landebahnlaenge		m	1860			1859			1859			1858			1887		
Landeanfluggeschwindigkeit VA		m/s	73.94			73.90			73.92			73.88			74.51		
DOC		EURO/Skm	0.02435			0.02428			0.02431			0.02442			0.02467		

Tabelle D.2: Übersichtstabelle MR-FSW: aeroelastisch gerechnet, Variation des Tailoring-Winkels am Flügel

Nummer	Bauteil	Abkürzung	MR-BSW $\theta=-45^\circ$			MR-BSW $\theta=-30^\circ$			MR-BSW $\theta=-22.5^\circ$			MR-BSW $\theta=-11^\circ$			MR-BSW $\theta=0^\circ$		
			kg	%		kg	%		kg	%		kg	%		kg	%	
1	Flügel	WFL	7292	17.6		6031	13.3		5998	13.2		5892	13.0		5783	17.6	
2	Rumpf	WR	10884	24.6		10951	24.1		10931	24.1		10887	24.1		10889	24.6	
3	HLW-Leitwerk	WHLW	1060	2.1		1060	2.3		1059	2.3		1059	2.3		1059	2.1	
4	SLW-Leitwerk	WSLW	718	1.4		718	1.6		718	1.6		718	1.6		718	1.4	
5	Winglets	WWL	0	0.0		0	0.0		0	0.0		0	0.0		0	0.0	
6	Fairings	WFAIR	0	0.0		0	0.0		0	0.0		0	0.0		0	0.0	
7	Pylone	WPYL	1335	2.7		1335	2.9		1335	2.9		1335	3.0		1335	2.7	
8	Fahrwerk	WFW	2864	6.0		2819	6.2		2817	6.2		2811	6.2		2811	6.0	
9	Antrieb	WAT	8062	16.3		8062	17.7		8062	17.8		8062	17.8		8062	16.3	
10	Systeme	WSYS	6182	12.6		6160	13.6		6159	13.6		6156	13.6		6155	12.6	
14	Ausstattung	WAUS	3218	6.5		3218	7.1		3218	7.1		3218	7.1		3218	6.5	
	Herstellerleermasse (1-14)	WME	41614	89.8		40354	88.8		40297	88.8		40139	88.8		40030	89.8	
15	Oper. Ausrüstung	WOPA	5084	10.3		5084	11.2		5084	11.2		5084	11.2		5084	10.3	
	Betriebsleermasse (1-15)	OEW	46699	100.0		45438	100.0		45381	100.0		45223	100.0		45114	100.0	
	Auslegungsmission																
	Nutzmasse	WN4	17460	19.9		17460	20.3		17460	20.3		17460	20.3		17460	19.1	
	Kraftstoffmasse	WKG4	23430	26.8		23173	26.9		23166	26.9		23134	27.0		23149	26.8	
	Abflugmasse	MTOW	87588	100.0		86071	100.0		86007	100.0		85817	100.0		85723	100.0	
	Globale Flugzeugmassen																
	Max.Nutzmasse	MPW	22000			22000			22000			22000			22000		
	Max.Kraftstoffmasse	MFW	26372			26367			26367			26365			26363		
	Max.Abflugmasse	MTOW	87588			86071			86007			85817			85723		
	Max.Landemasse	MLW	71789			70501			70443			70282			70174		
	Max.Kraftstoffnullmasse	MZFW	68699			67438			67381			67223			67114		
	Gesamtauftriebsbeiwert	C_A	0.5675			0.5578			0.5575			0.5562			0.5556		
	Gesamtwiderstand	C_W	0.0373			0.0370			0.0369			0.0369			0.0369		
	Gleitzahl	E	15.2036			15.0957			15.0908			15.0789			15.0511		
	Spez. Kraftst. Verbrauch	SPC / kg/N/h	0.0608			0.0608			0.0608			0.0608			0.0608		
	Schwerpunkt	x_{SP} / m	28.8020			28.8020			28.7960			28.8030			28.7410		
	aerodynam. Neutralpunkt	$x_{N,AER}$ / m	31.2476			31.2425			31.2473			31.2402			31.2496		
	Momentenbeiwert	$C_M(C_A=0.6)$	-4.0394			-4.0321			-4.0333			-4.0329			-4.0399		
	erf. Startbahnlaenge	m	1885			1813			1811			1802			1799		
	erf. Landebahnlaenge	m	1977			1944			1943			1939			1934		
	Landeanfluggeschwindigkeit VA	m/s	75.97			75.28			75.25			75.17			75.11		
	DOC	EURO/Skm	0.02411			0.02385			0.02384			0.02373			0.02371		

Tabelle D.3: Übersichtstabelle MR-BSW: aeroelastisch gerechnet, Variation des Tailoring-Winkels am Flügel

Nummer	Bauteil	Abkürzung	MR-BSW $\theta=0^\circ$			MR-BSW $\theta=11^\circ$			MR-BSW $\theta=22.5^\circ$			MR-BSW $\theta=30^\circ$			MR-BSW $\theta=45^\circ$		
			kg	%		kg	%		kg	%		kg	%		kg	%	
1	Flügel	WFL	5783	17.6		5714	12.7		5663	12.6		5695	12.7		6930	17.6	
2	Rumpf	WR	10889	24.6		10846	24.1		10872	24.2		10837	24.1		10879	24.6	
3	HLW-Leitwerk	WHLW	1059	2.1		1059	2.4		1060	2.4		1060	2.4		1059	2.1	
4	SLW-Leitwerk	WSLW	718	1.4		718	1.6		718	1.6		718	1.6		718	1.4	
5	Winglets	WWL	0	0.0		0	0.0		0	0.0		0	0.0		0	0.0	
6	Fairings	WFAIR	0	0.0		0	0.0		0	0.0		0	0.0		0	0.0	
7	Pylone	WPYL	1335	2.7		1335	3.0		1335	3.0		1335	3.0		1335	2.7	
8	Fahrwerk	WFW	2811	6.0		2803	6.2		2802	6.2		2802	6.2		2851	6.0	
9	Antrieb	WAT	8062	16.3		8062	17.9		8062	17.9		8062	17.9		8062	16.3	
10	Systeme	WSYS	6155	12.6		6152	13.7		6152	13.7		6152	13.7		6175	12.6	
14	Ausstattung	WAUS	3218	6.5		3218	7.2		3218	7.2		3218	7.2		3218	6.5	
Herstellerleermasse	(1-14)	WME	40030	89.8		39907	88.7		39882	88.7		39878	88.7		41226	89.8	
15	Oper. Ausrüstung	WOPA	5084	10.3		5084	11.3		5084	11.3		5084	11.3		5084	10.3	
Betriebsleermasse	(1-15)	OEW	45114	100.0		44991	100.0		44966	100.0		44961	100.0		46311	100.0	
Auslegungsmission	Nutzmasse	WN4	17460	19.1		17460	20.4		17460	20.4		17460	20.4		17460	20.0	
	Kraftstoffmasse	WKG4	23149	26.8		23087	27.0		23077	27.0		23084	27.0		23349	26.8	
	Abflugmasse	MTOW	85723	100.0		85537	100.0		85503	100.0		85505	100.0		87120	100.0	
Globale Flugzeugmassen	Max.Nutzmasse	MPW	22000			22000			22000			22000			22000		
	Max.Kraftstoffmasse	MFW	26361			26361			26360			26360			26366		
	Max.Abflugmasse	MTOW	85723			85537			85503			85505			87120		
	Max.Landmasse	MLW	70174			70046			70020			70016			71392		
	Max.Kraftstoffnullmasse	MZFW	67114			66991			66966			66961			68311		
Gesamtauftriebsbeiwert	Beginn des Reisefluges	C_A	0.5556			0.5545			0.5542			0.5543			0.5645		
Gesamtwiderstand		C_W	0.0369			0.0368			0.0368			0.0368			0.0372		
Gleitzahl		E	15.0511			15.0604			15.0573			15.0581			15.1691		
Spez. Kraftst. Verbrauch		SPC / kg/N/h	0.0608			0.0608			0.0608			0.0608			0.0608		
Schwerpunkt		x_{SP} / m	28.7410			28.7990			28.7970			28.8020			28.8060		
aerodynam. Neutralpunkt		$x_{N,AER}$ / m	31.2496			31.2519			31.2590			31.2612			31.2339		
Momentenbeiwert		$C_M(C_A=0.6)$	-4.0399			-4.0396			-4.0411			-4.0414			-4.0332		
erf. Startbahnlaenge		m	1799			1787			1787			1788			1863		
erf. Landebahnlaenge		m	1934			1933			1932			1932			1967		
Landeanfluggeschwindigkeit VA		m/s	75.11			75.04			75.03			75.02			75.76		
DOC		EURO/Skm	0.02371			0.02369			0.02367			0.02366			0.02401		

Tabelle D.4: Übersichtstabelle MR-BSW: aeroelastisch gerechnet, Variation des Tailoring-Winkels am Flügel

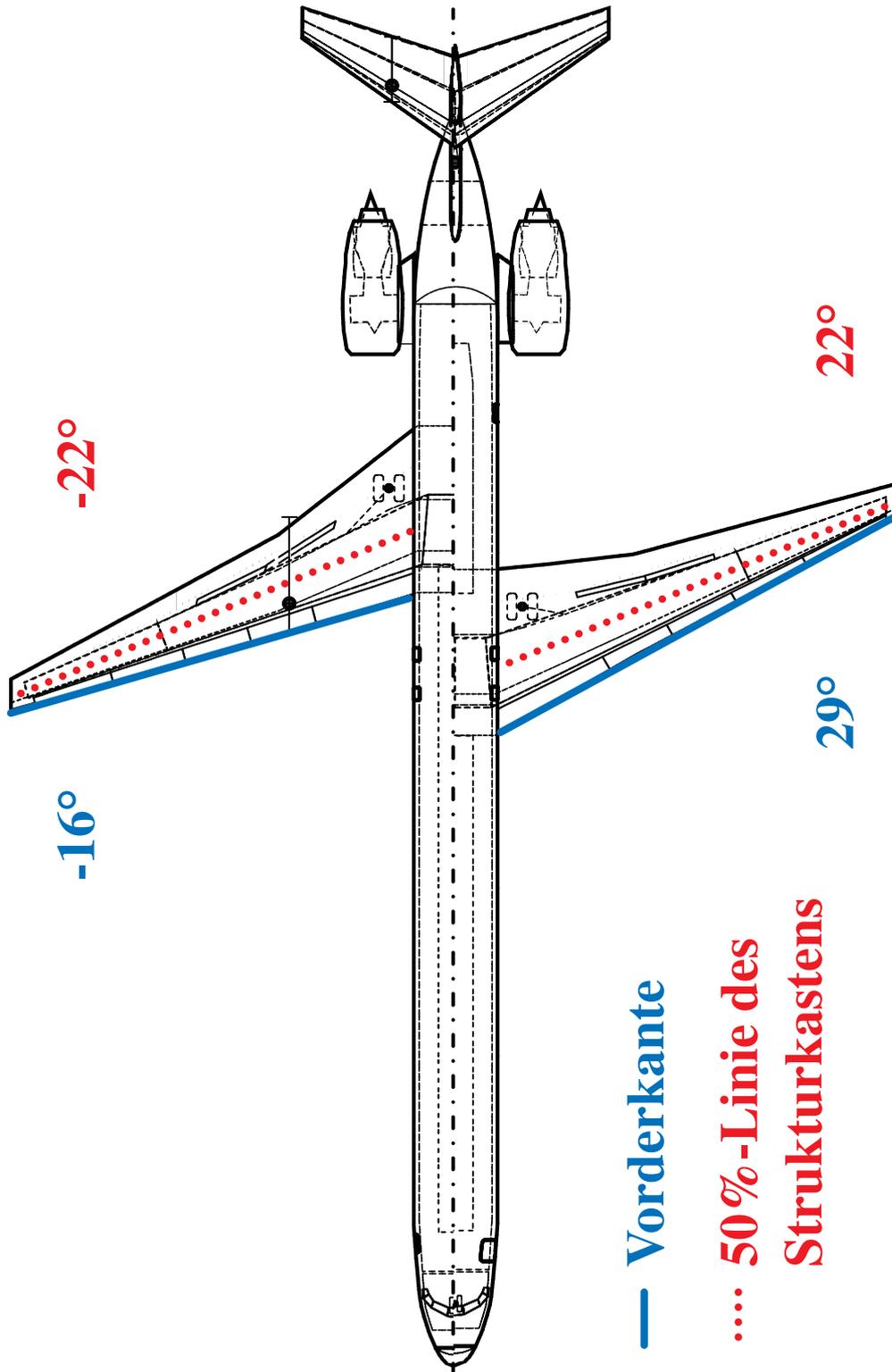


Abbildung D.1: MR-FSW und MR-BSW im Vergleich

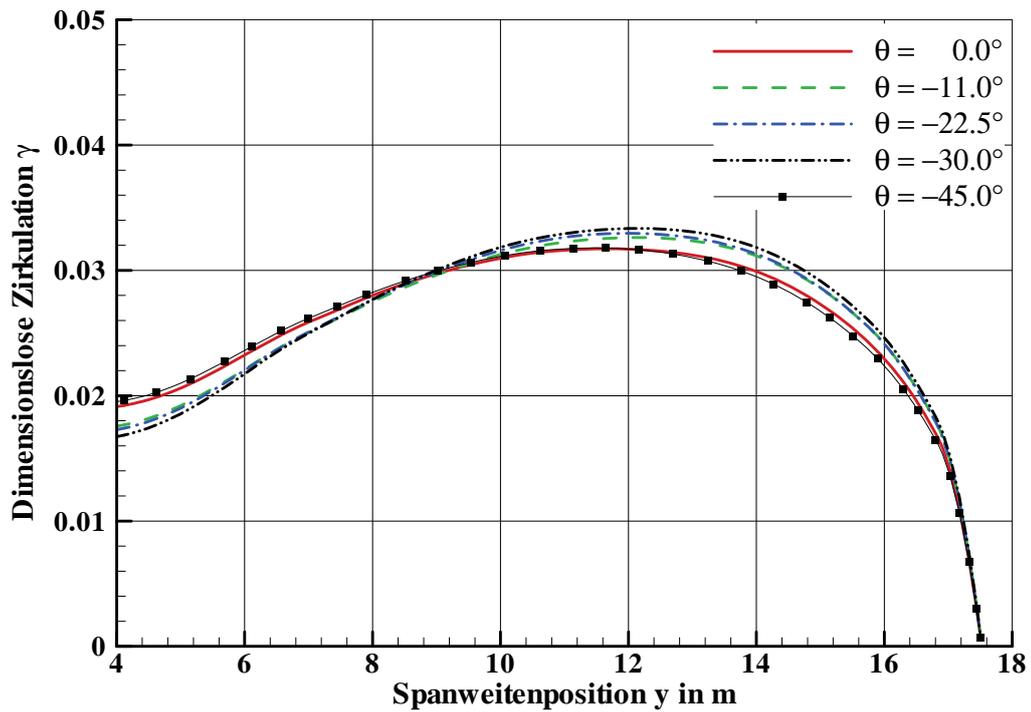


Abbildung D.2: Zirkulationen für den Abfanglastfall 5 der *Tailoring*-Winkelvariation an dem MR-FSW Entwurf

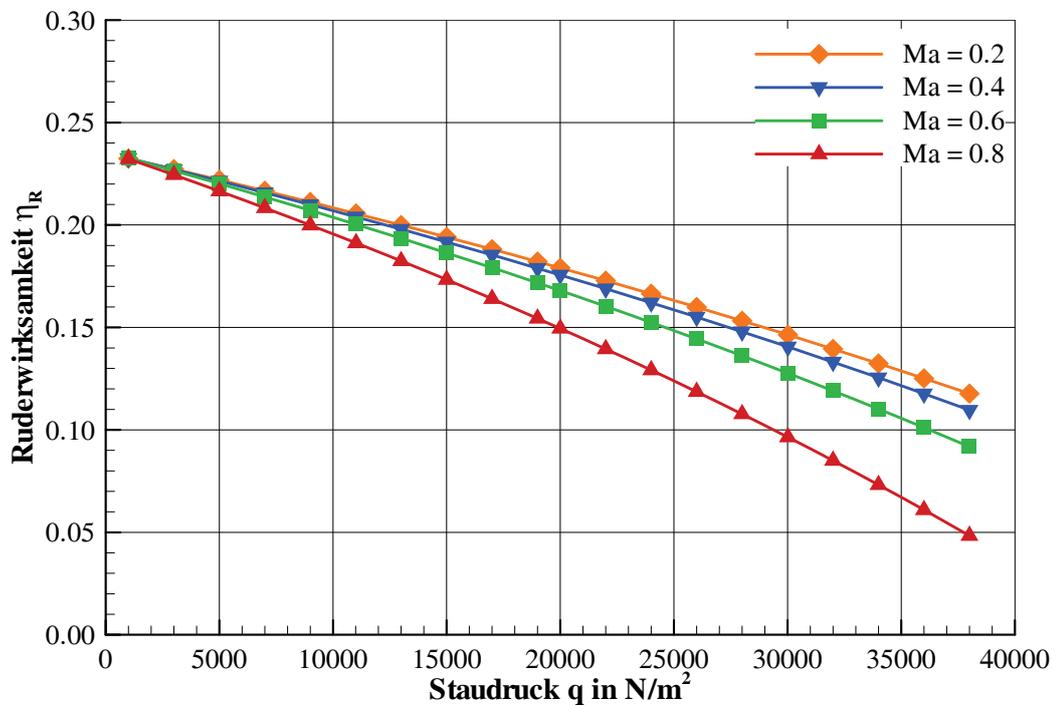


Abbildung D.3: Einfluss der Machzahl auf die Querruderwirksamkeit bei dem MR-FSW Entwurf

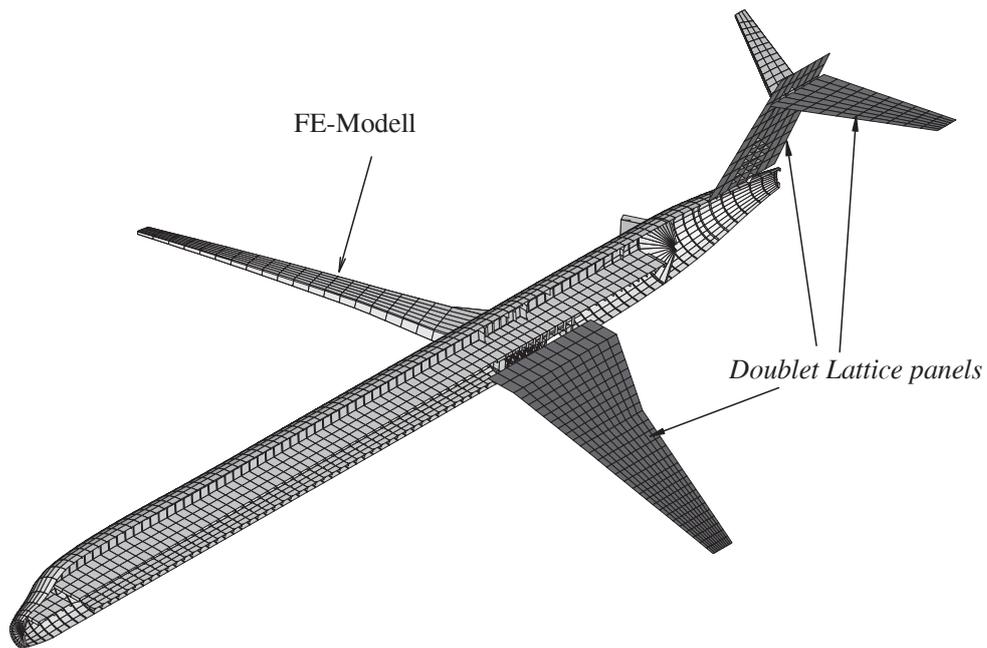


Abbildung D.4: Gegenüberstellung des FE-Modells mit dem DLM-Modell für die Berechnung der Ruderwirksamkeit an dem MR-FSW Entwurf

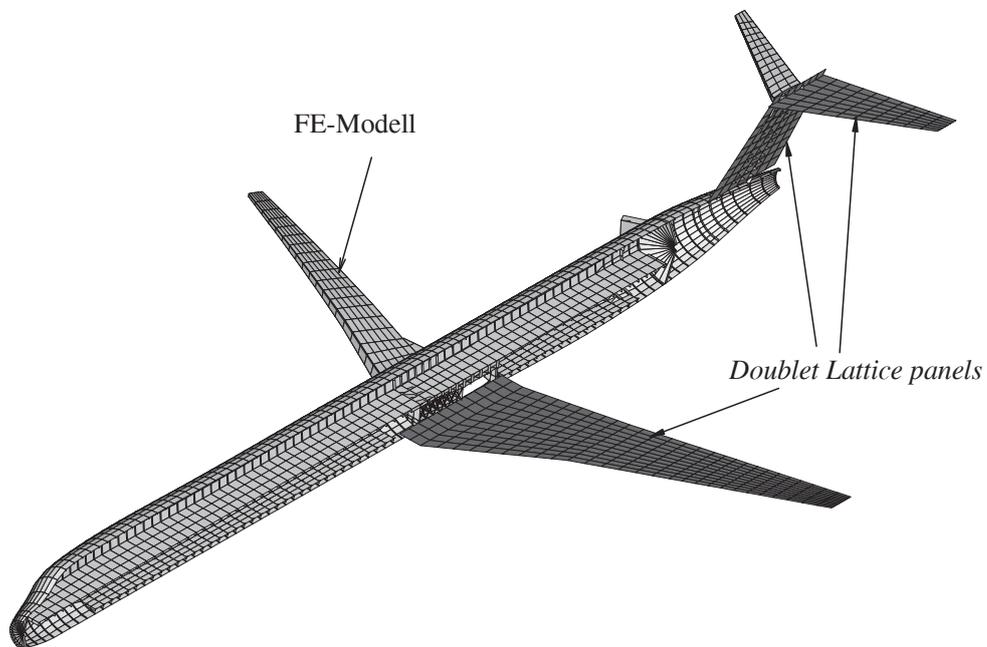


Abbildung D.5: Gegenüberstellung des FE-Modells mit dem DLM-Modell für die Berechnung der Ruderwirksamkeit an dem MR-BSW Entwurf

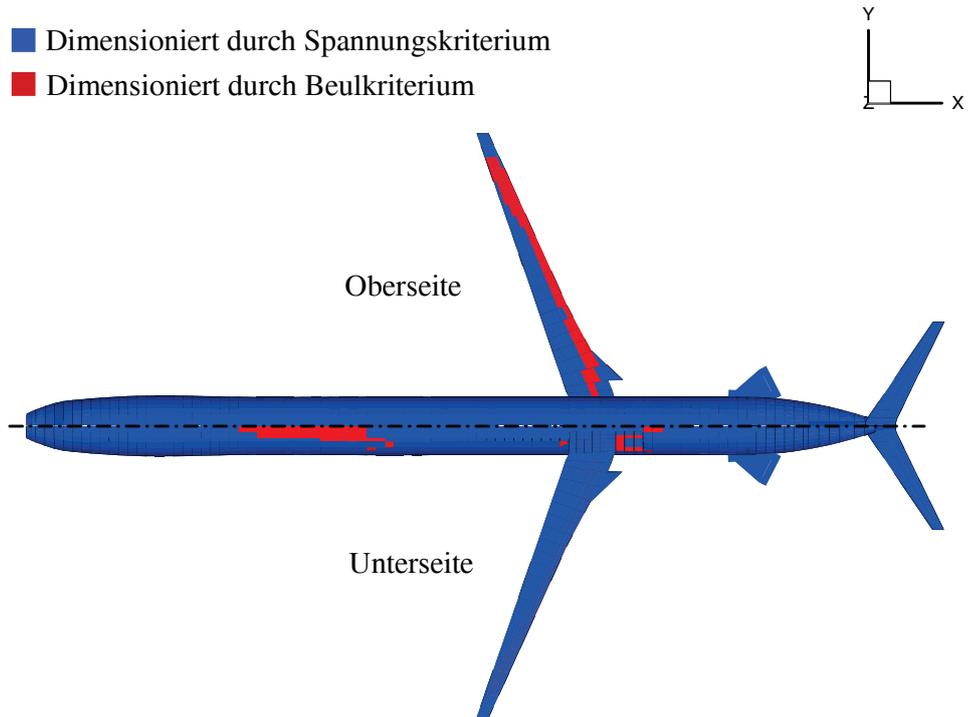


Abbildung D.6: Dimensionierungskriterium: MR-FSW Entwurf mit $\theta = 0.0^\circ$

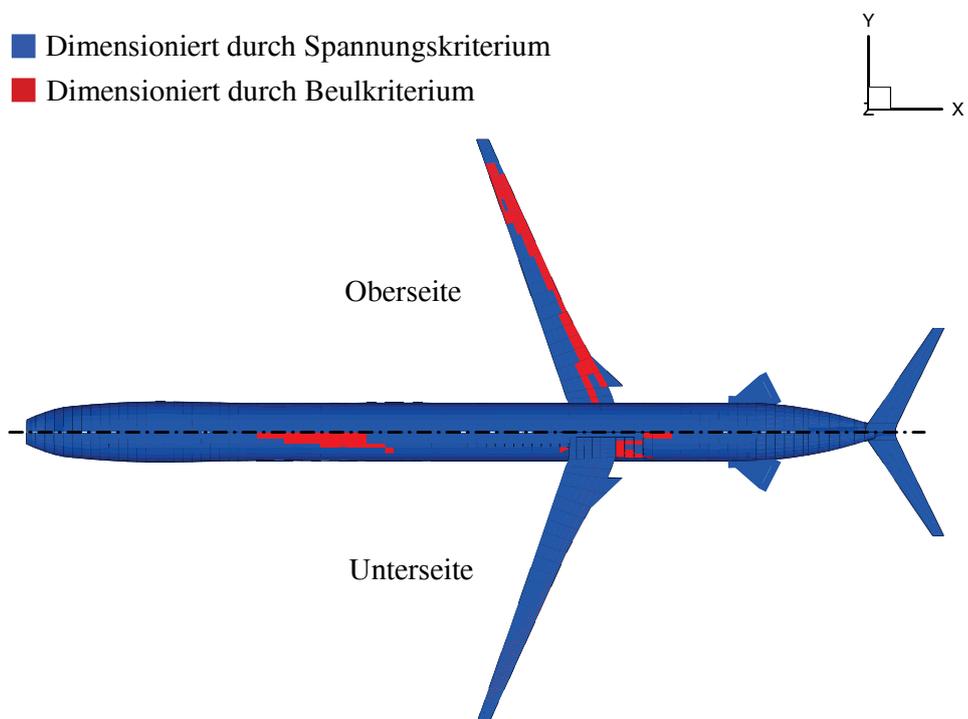


Abbildung D.7: Dimensionierungskriterium: MR-FSW Entwurf mit $\theta = 22.5^\circ$

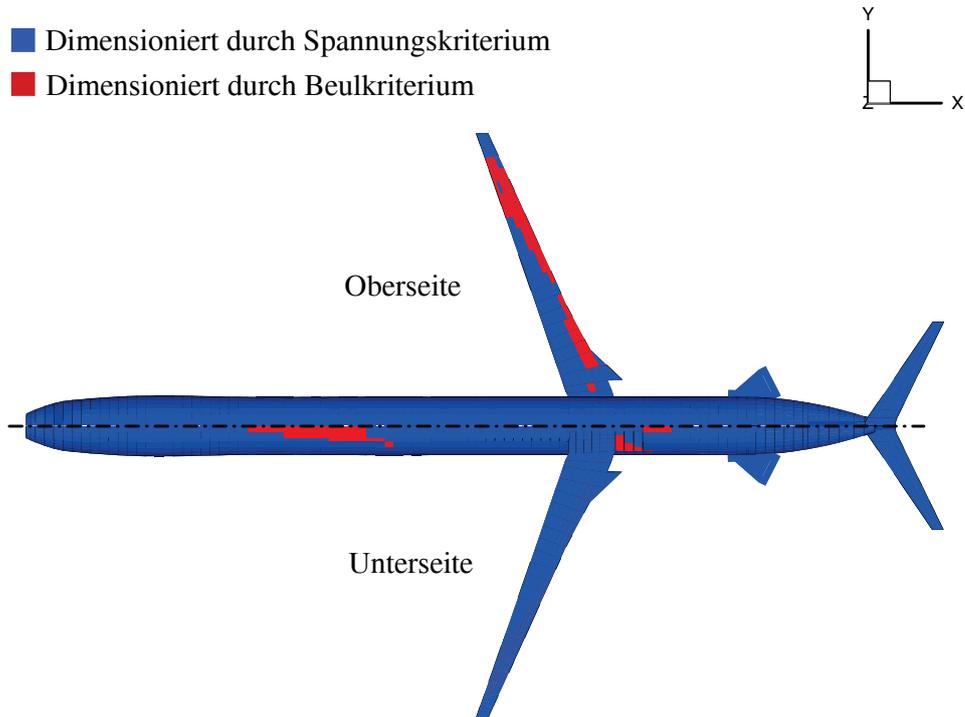


Abbildung D.8: Dimensionierungskriterium: MR-FSW Entwurf mit $\theta = 30.0^\circ$

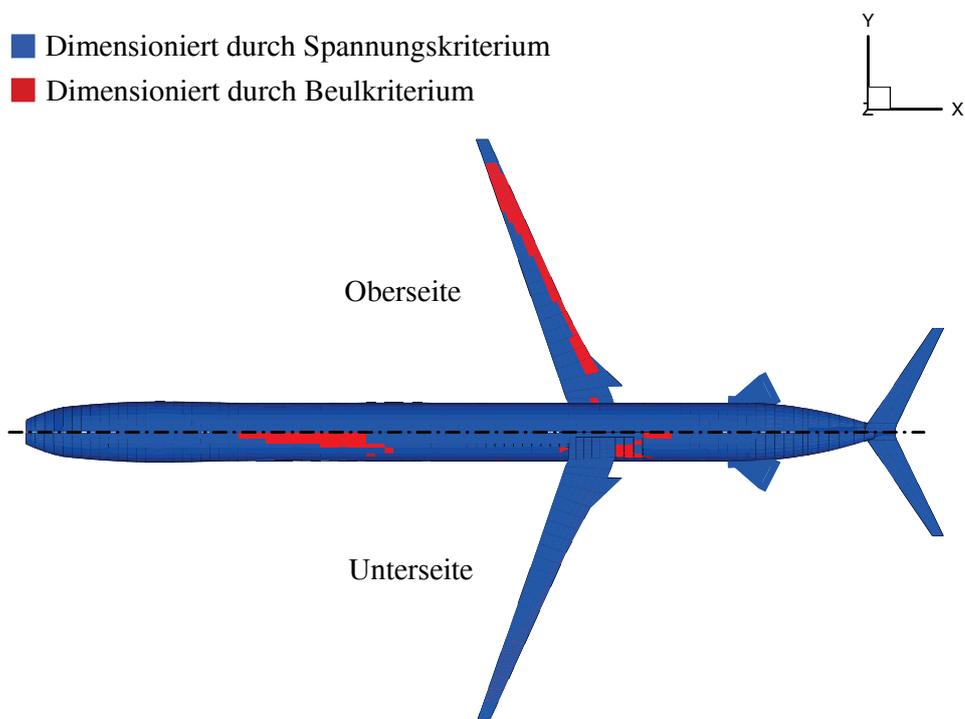


Abbildung D.9: Dimensionierungskriterium: MR-FSW Entwurf mit $\theta = 37.5^\circ$

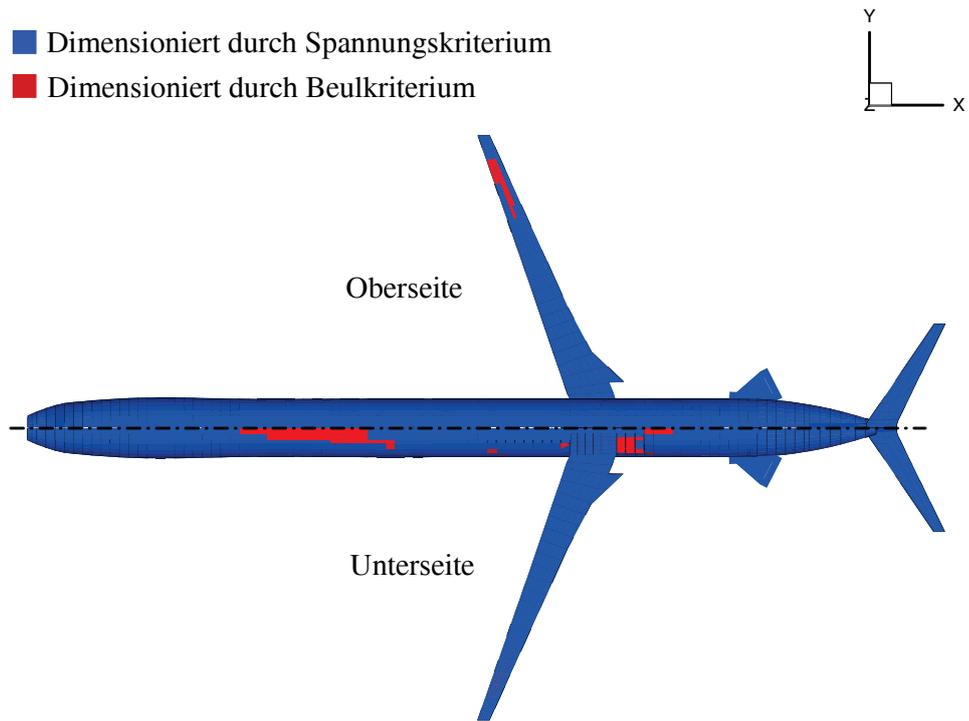


Abbildung D.10: Dimensionierungskriterium: MR-FSW Entwurf mit $\theta = 45.0^\circ$

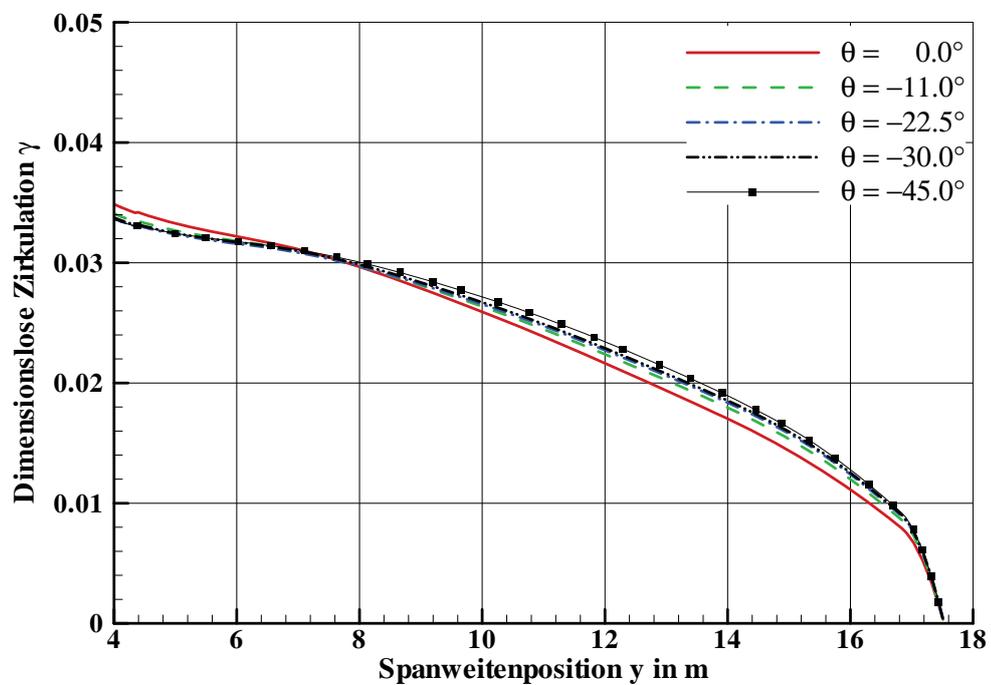


Abbildung D.11: Zirkulationen für den Abfanglastfall 5 der *Tailoring*-Winkelvariation an dem MR-FSW Entwurf

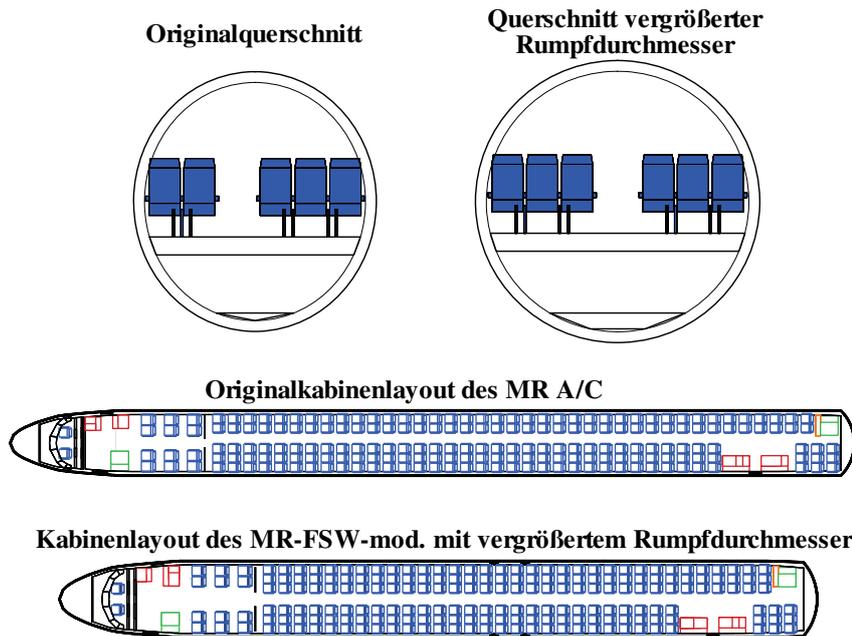


Abbildung D.12: Vergleich des Originalrumpfes der MR A/C mit der modifizierten Variante MR-FSW

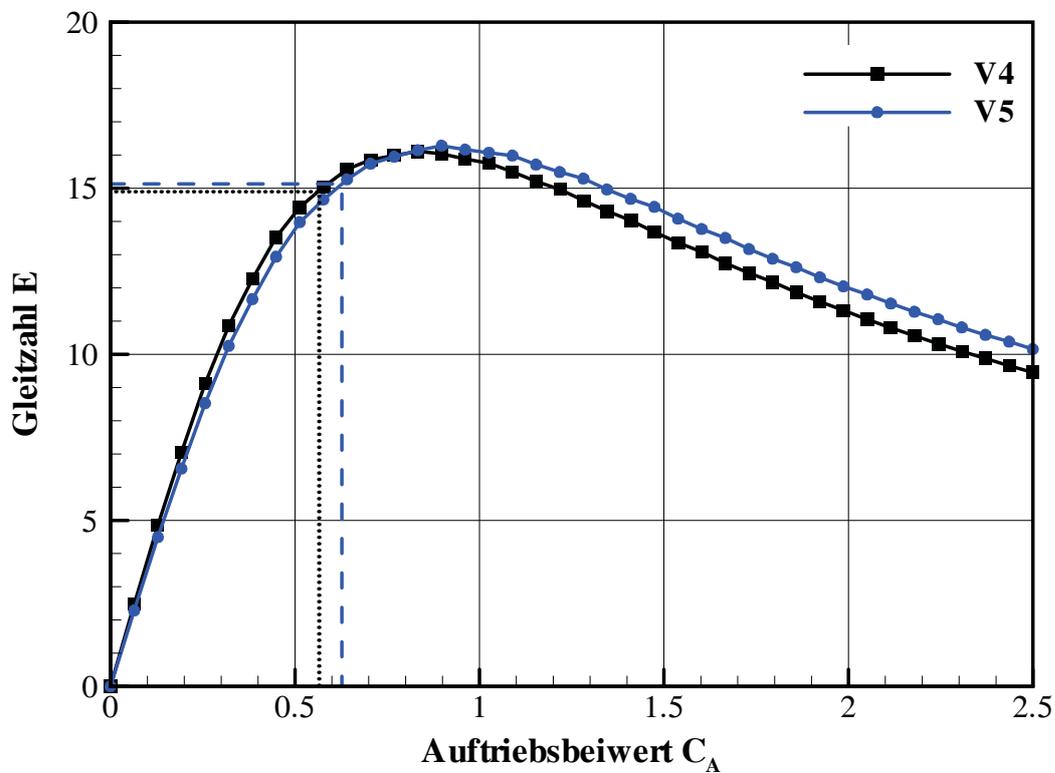


Abbildung D.13: Gleitzahl über Auftriebsbeiwert für MR-FSW Variante V4 und V5 bei $Ma=0.8$ und 10km Höhe

Nummer	Bauteil	Abkürzung	MR-FSW		MR-FSW V1		MR-FSW V2		MR-FSW V3		MR-FSW V4		MR-FSW V5		MR-FSW V6	
			kg	%	kg	%	kg	%	kg	%	kg	%	kg	%	kg	%
1	Flügel	WFL	7163	17,6	6924	14,6	6894	14,5	6361	13,6	6226	13,3	5975	17,6	5924	12,8
2	Rumpf	WR	12111	24,6	12083	25,4	12047	25,4	11995	25,6	11802	25,3	11613	24,6	11558	25,0
3	HLW-Leitwerk	WHLW	1058	2,1	1059	2,2	1059	2,2	1061	2,3	1078	2,3	1078	2,1	1069	2,3
4	SLW-Leitwerk	WSLW	718	1,4	718	1,5	718	1,5	718	1,5	717	1,5	717	1,4	717	1,6
5	Winglets	WWL	0	0,0	0	0,0	0	0,0	0	0,0	0	0,0	0	0	0	0,0
6	Fairings	WFAIR	0	0,0	0	0,0	0	0,0	0	0,0	0	0,0	0	0	0	0,0
7	Pyloane	WPYL	1335	2,7	1335	2,8	1335	2,8	1335	2,8	1335	2,9	1335	2,7	1335	2,9
8	Fahrwerk	WFW	2976	6,0	2965	6,2	2962	6,2	2948	6,3	2946	6,3	3043	6,0	3034	6,6
9	Antrieb	WAT	8062	16,3	8062	16,9	8062	17,0	8062	17,2	8062	17,3	8062	16,3	8062	17,4
10	Systeme	WSYS	6198	12,6	6193	13,0	6192	13,0	6187	13,2	6167	13,2	6141	12,6	6138	13,3
14	Ausstattung	WAUS	3142	6,5	3142	6,6	3142	6,6	3142	6,7	3285	7,0	3283	6,5	3293	7,1
	Herstellerleermasse (1-14)	WME	42763	89,8	42482	89,3	42412	89,3	41808	89,2	41618	89,1	41257	89,8	41130	89,0
15	Oper. Ausrustung	WOPA	5083	10,3	5083	10,7	5083	10,7	5085	10,8	5112	10,9	5091	10,3	5085	11,0
	Betriebsleermasse (1-15)	OEW	47847	100,0	47565	100,0	47495	100,0	46893	100,0	46730	100,0	46348	100,0	46215	100,0
	Auslegungsmmission	WN4	17460	19,1	17460	19,7	17460	19,7	17460	19,7	17460	19,7	17460	19,8	17460	20,0
	Nutzmasse	WKG4	23790	26,8	23726	26,7	23698	26,7	24081	27,2	24003	27,2	23630	27,0	23499	27,0
	Kraftstoffmasse	MITOW	89097	100,0	88751	100,0	88653	100,0	88434	100,0	88193	100,0	87439	100,0	87173	100,0
	Abflugmasse	MPW	22000		22000		22000		22000		22000		22000		22000	
	Max.Nutzmasse	MPW	22000		22000		22000		22000		22000		22000		22000	
	Max.Kraftstoffmasse	MPW	26138		26137		26137		26484		26636		23637		23499	
	Max.Abflugmasse	MITOW	89097		88751		88653		88434		88193		87439		87173	
	Max.Landmasse	MLW	72993		72706		72633		72049		71873		71448		71177	
	Max.Kraftstoffullm.	MZFW	69847		69565		69495		68893		68730		68348		68215	
	Gesamtauftriebsw.	CA	0.57855		0.57632		0.57567		0.57401		0.57248		0.63099		0.62642	
	Reisefluges	CA	0.03783		0.03773		0.03771		0.03845		0.03832		0.04175		0.04157	
	Gesamtwiderstand	Cw	15.29451		15.27330		15.26741		14.92892		14.93861		15.11206		15.06931	
	Gleitzahl	E	0.06081		0.06078		0.06078		0.06081		0.06080		0.06078		0.06093	
	Spez. Kraftst.	SPC /	29.88600		29.88100		29.88300		29.87600		26.93600		26.79100		26.77200	
	Verbrauch	kg/N/h	31.61931		31.62596		31.62066		31.60576		28.04934		28.09625		28.09625	
	Schwerpunkt	x _{SP} / m	-		-		-		-		-		-		-	
	aerodynam.	x _{N,AER} / m	3.85007		3.84455		3.85083		3.89214		3.47728		3.51179		3.51195	
	Neutralpunkt	C _M (C _A =0.6)	1867		1851		1846		1863		1840		1929		2343	
	Momentenbeiwert	m	1865		1859		1857		1838		1830		2028		2020	
	erf. Startbahnlaenge	m	74.05		73.90		73.87		73.77		73.54		76.67		76.52	
	erf. Landebahnlaenge	m/s	0.02444		0.02428		0.02427		0.02426		0.02420		0.02402		0.02378	
	Landeanflugeschwindigkeit VA	EURO/Skm														
	DOC															

Tabelle D.5: MR-FSW - schrittweise Verbesserung



Anhang E

Materialdaten

T300 15k / 976					
$E_{ }^+$	$E_{ }^-$	E_{\perp}^+	E_{\perp}^-	$G_{\#}$	$\nu_{ \perp}$
MPa	MPa	MPa	MPa	MPa	-
135122.4	128918.0	9238.0	10065.0	6274.0	0.318
ρ	$R_{ }^+$	$R_{ }^-$	R_{\perp}^+	R_{\perp}^-	$R_{\#}$
kg/m^3	MPa	MPa	MPa	MPa	MPa
1620.0	1455.0	1296.0	39.0	207.0	76.5
$\alpha_{T, }$			$\alpha_{T,\perp}$		
$10^{-6}m/K$			$10^{-6}m/K$		
0.5			30		

Tabelle E.1: Kennwerte für den CFK-Werkstoff T300 15k / 976 nach [Ano02a; Sch07]

HTS40 12k / RTM6					
$E_{ }^+$	$E_{ }^-$	E_{\perp}^+	E_{\perp}^-	$G_{\#}$	$\nu_{ \perp}$
MPa	MPa	MPa	MPa	MPa	-
148000.0	148000.0	10000.0	10000.0	4600.0	0.350
ρ	$R_{ }^+$	$R_{ }^-$	R_{\perp}^+	R_{\perp}^-	$R_{\#}$
kg/m^3	MPa	MPa	MPa	MPa	MPa
1580.0	2400.0	1450.0	55.0	230.0	91.0

Tabelle E.2: Kennwerte für den CFK-Werkstoff HTS40 12k / RTM6 nach [Ano02a]

AS4 / 3501-6					
$E_{ }^+$	$E_{ }^-$	E_{\perp}^+	E_{\perp}^-	$G_{\#}$	$\nu_{ \perp}$
MPa	MPa	MPa	MPa	MPa	-
142000.0	128000.0	10300.0	10300.0	7200.0	0.270
ρ	$R_{ }^+$	$R_{ }^-$	R_{\perp}^+	R_{\perp}^-	$R_{\#}$
kg/m^3	MPa	MPa	MPa	MPa	MPa
1580.0	2280.0	1440.0	57.0	228.0	71.0

Tabelle E.3: Kennwerte für den CFK-Werkstoff Hercules AS4 / Hexel 3501-6 generisch nach [DI94]

AS4 / 3501-6 reduziert					
$E_{ }^+$	$E_{ }^-$	E_{\perp}^+	E_{\perp}^-	$G_{\#}$	$\nu_{ \perp}$
MPa	MPa	MPa	MPa	MPa	-
127800.0	115200.0	9270.0	9270.0	6480.0	0.270
ρ	$R_{ }^+$	$R_{ }^-$	R_{\perp}^+	R_{\perp}^-	$R_{\#}$
kg/m^3	MPa	MPa	MPa	MPa	MPa
1580.0	2052.0	1296.0	51.0	205.0	64.0

Tabelle E.4: Kennwerte für den CFK-Werkstoff Hercules AS4 / Hexel 3501-6 generisch nach [DI94] um 10% reduziert

IM7 / 3501-6					
$E_{ }^+$	$E_{ }^-$	E_{\perp}^+	E_{\perp}^-	$G_{\#}$	$\nu_{ \perp}$
MPa	MPa	MPa	MPa	MPa	-
164000.0	152000.0	10800.0	10800.0	7600.0	0.270
ρ	$R_{ }^+$	$R_{ }^-$	R_{\perp}^+	R_{\perp}^-	$R_{\#}$
kg/m^3	MPa	MPa	MPa	MPa	MPa
1580.0	2723.0	1790.0	57.0	246.0	71.0

Tabelle E.5: Kennwerte für den CFK-Werkstoff Hexcel IM7 / Hexel 3501-6 generisch

IM7 / 3501-6 reduziert					
$E_{ }^+$	$E_{ }^-$	E_{\perp}^+	E_{\perp}^-	$G_{\#}$	$\nu_{ \perp}$
MPa	MPa	MPa	MPa	MPa	-
147600.0	136800.0	9270.0	9270.0	6840.0	0.270
ρ	$R_{ }^+$	$R_{ }^-$	R_{\perp}^+	R_{\perp}^-	$R_{\#}$
kg/m^3	MPa	MPa	MPa	MPa	MPa
1580.0	2450.0	1611.0	51.0	221.0	64.0

Tabelle E.6: Kennwerte für den CFK-Werkstoff Hexcel IM7 / Hexel 3501-6 generisch um 10% reduziert



Anhang F

Laminatdaten

Obere Behütung (AS4): tailoring-Winkel $\theta = 0^\circ$					
Laminataufbau		Ersatzsteifigkeit			
Winkel	Volumenanteil	E_{11}	E_{22}	ν_{21}	G_{21}
$^\circ$	%	GPa	GPa	-	GPa
0.0	0	70.865	35.409	0.375	18.233
0.0	44				
45.0	22				
90.0	12				
-45.0	22				
Untere Behütung (AS4/IM7): tailoring-Winkel $\theta = 0^\circ$					
Laminataufbau		Ersatzsteifigkeit			
Winkel	Volumenanteil	E_{11}	E_{22}	ν_{21}	G_{21}
$^\circ$	%	GPa	GPa	-	GPa
0.0	0	79.975	35.874	0.374	18.233
0.0	44				
45.0	22				
90.0	12				
-45.0	22				

Tabelle F.1: Laminataufbau für das Basislaminat $\theta = 0^\circ$ und Ersatzsteifigkeiten

Obere Behütung (AS4): tailoring-Winkel $\theta = 11^\circ$					
Laminataufbau		Ersatzsteifigkeit			
Winkel	Volumenanteil	E_{11}	E_{22}	ν_{21}	G_{21}
$^\circ$	%	GPa	GPa	-	GPa
11.0	19	70.809	35.750	0.385	18.103
0.0	28				
45.0	20				
90.0	13				
-45.0	20				
Untere Behütung (AS4/IM7): tailoring-Winkel $\theta = 11^\circ$					
Laminataufbau		Ersatzsteifigkeit			
Winkel	Volumenanteil	E_{11}	E_{22}	ν_{21}	G_{21}
$^\circ$	%	GPa	GPa	-	GPa
11.0	21	79.152	33.146	0.399	18.131
0.0	28				
45.0	20				
90.0	11				
-45.0	20				

Tabelle F.2: Laminataufbau für das Basislaminat $\theta = 11^\circ$ und Ersatzsteifigkeiten

Obere Behütung (AS4): tailoring-Winkel $\theta = 22.5^\circ$					
Laminataufbau		Ersatzsteifigkeit			
Winkel	Volumenanteil	E_{11}	E_{22}	ν_{21}	G_{21}
°	%	GPa	GPa	-	GPa
22.5	18	70.227	35.150	0.373	18.191
0.0	34				
45.0	18				
90.0	12				
-45.0	18				
Untere Behütung (AS4/IM7): tailoring-Winkel $\theta = 22.5^\circ$					
Laminataufbau		Ersatzsteifigkeit			
Winkel	Volumenanteil	E_{11}	E_{22}	ν_{21}	G_{21}
°	%	GPa	GPa	-	GPa
22.5	21	79.666	34.078	0.390	18.158
0.0	33				
45.0	16.5				
90.0	13				
-45.0	16.5				

Tabelle F.3: Laminataufbau für das Basislaminat $\theta = 22.5^\circ$ und Ersatzsteifigkeiten

Obere Behütung (AS4): tailoring-Winkel $\theta = 30^\circ$					
Laminataufbau		Ersatzsteifigkeit			
Winkel	Volumenanteil	E_{11}	E_{22}	ν_{21}	G_{21}
°	%	GPa	GPa	-	GPa
30.0	20	70.082	35.714	0.370	18.160
0.0	36				
45.0	14				
90.0	14				
-45.0	14				
Untere Behütung (AS4/IM7): tailoring-Winkel $\theta = 30^\circ$					
Laminataufbau		Ersatzsteifigkeit			
Winkel	Volumenanteil	E_{11}	E_{22}	ν_{21}	G_{21}
°	%	GPa	GPa	-	GPa
30.0	21	79.001	35.159	0.381	18.237
0.0	37				
45.0	14				
90.0	14				
-45.0	14				

Tabelle F.4: Laminataufbau für das Basislaminat $\theta = 30^\circ$ und Ersatzsteifigkeiten

Obere Behütung (AS4): tailoring-Winkel $\theta = 37.5^\circ$					
Laminataufbau		Ersatzsteifigkeit			
Winkel	Volumenanteil	E_{11}	E_{22}	ν_{21}	G_{21}
°	%	GPa	GPa	-	GPa
37.5	20	70.858	35.038	0.381	18.340
0.0	40				
45.0	13				
90.0	14				
-45.0	13				
Untere Behütung (AS4/IM7): tailoring-Winkel $\theta = 37.5^\circ$					
Laminataufbau		Ersatzsteifigkeit			
Winkel	Volumenanteil	E_{11}	E_{22}	ν_{21}	G_{21}
°	%	GPa	GPa	-	GPa
37.5	21	79.955	35.197	0.381	18.248
0.0	40				
45.0	13				
90.0	13				
-45.0	13				

Tabelle F.5: Laminataufbau für das Basislaminat $\theta = 37.5^\circ$ und Ersatzsteifigkeiten

Obere Behütung (AS4): tailoring-Winkel $\theta = 45^\circ$					
Laminataufbau		Ersatzsteifigkeit			
Winkel	Volumenanteil	E_{11}	E_{22}	ν_{21}	G_{21}
°	%	GPa	GPa	-	GPa
45.0	22	70.865	35.409	0.375	18.230
0.0	44				
45.0	11				
90.0	12				
-45.0	11				
Untere Behütung (AS4/IM7): tailoring-Winkel $\theta = 45^\circ$					
Laminataufbau		Ersatzsteifigkeit			
Winkel	Volumenanteil	E_{11}	E_{22}	ν_{21}	G_{21}
°	%	GPa	GPa	-	GPa
45.0	22	79.975	35.874	0.374	18.233
0.0	44				
45.0	11				
90.0	12				
-45.0	11				

Tabelle F.6: Laminataufbau für das Basislaminat $\theta = 45^\circ$ und Ersatzsteifigkeiten

Anhang G

Berechnung der Querruderwirksamkeit

Die Querruderwirksamkeit wird in MSC.NASTRAN® ([RLA08]) aus Kopplung der stationären Strömung, die hier über die DLM berechnet wird, mit der FE-Struktur für den Fall der stationären Rollbewegung (Flugzeuglängsachse = x-Achse) ermittelt. Dazu wird das Querruder mit einem Einheitsausschlag von 1rad beaufschlagt und die Rollgeschwindigkeit bzw. der Helixwinkel ermittelt.

Die Grundgleichung zur Lösung des statisch aeroelastischen Problems lautet:

$$\mathbf{K}_{aa} - q\mathbf{Q}_{aa}\mathbf{u}_a + \mathbf{M}_{aa}\ddot{\mathbf{u}}_a = q\mathbf{Q}_{aa}\mathbf{u}_a + \mathbf{p}_a \quad (\text{G.1})$$

Darin ist \mathbf{K}_{aa} die Steifigkeitsmatrix der Struktur, \mathbf{Q}_{aa} und \mathbf{Q}_{ax} die Einflußkoeffizientenmatrizen zwischen Aerodynamik und Struktur und \mathbf{M}_{aa} die Massenmatrix. Weiterhin ist q der Staudruck und \mathbf{u} bilden die Vektoren der Freiheitsgrade. Letztlich stellt der Vektor \mathbf{p}_a die aufgeprägten mechanischen, thermischen und/ oder Trägheits-Kräfte dar.

Gleichung G.1 lässt sich für den hier vorliegenden Fall der Lagerung des Flugzeuges - hier in einem Punkt auf der Längsachse für die Rotation um x - in die Freiheitsgrade der Starrkörperbewegung \mathbf{u}_r und die frei bleibenden \mathbf{u}_l zerlegen:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{K}_{ll}^a & \mathbf{K}_{lr}^a \\ \mathbf{K}_{rl}^a & \mathbf{K}_{rr}^a \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \mathbf{u}_l \\ \mathbf{u}_r \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{M}_{ll} & \mathbf{M}_{lr} \\ \mathbf{M}_{rl} & \mathbf{M}_{rr} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{\mathbf{u}}_l \\ \ddot{\mathbf{u}}_r \end{Bmatrix} = - \begin{bmatrix} \mathbf{K}_{lx}^a \\ \mathbf{K}_{rx}^a \end{bmatrix} \mathbf{u}_x + \begin{Bmatrix} \mathbf{p}_l \\ \mathbf{p}_r \end{Bmatrix} \quad (\text{G.2})$$

Darin sind $[\mathbf{K}_{aa} - q\mathbf{Q}_{aa}] = \mathbf{K}_{aa}^a$ und $q\mathbf{Q}_{ax} = -\mathbf{K}_{ax}^a$. Die Beschleunigungen $\ddot{\mathbf{u}}_l$ lassen sich im weiteren durch Ersetzen der Steifigkeiten \mathbf{K}_{ll}^a und \mathbf{K}_{lr}^a durch die Starrkörpermode-Matrix \mathbf{D} , die rein von der Geometrie abhängt, in Abhängigkeit der Starrkörperbeschleunigungen ausdrücken:

$$\mathbf{D} = -\mathbf{K}_{ll}^{-1}\mathbf{K}_{lr} \quad (\text{G.3})$$

$$\ddot{\mathbf{u}}_l = \mathbf{D}\ddot{\mathbf{u}}_r \quad (\text{G.4})$$

Dies entspricht der Annahme eines quasi-statischen Gleichgewichts. Durch Rückeinsetzen ergibt sich damit das Gesamtgleichgewicht folgendermaßen:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{K}_{ll}^a & \mathbf{K}_{lr}^a \\ \mathbf{D}^T\mathbf{K}_{ll}^a + \mathbf{K}_{rl}^a & \mathbf{D}^T\mathbf{K}_{lr}^a + \mathbf{K}_{rr}^a \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \mathbf{u}_l \\ \mathbf{u}_r \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{M}_{ll}\mathbf{D} + \mathbf{M}_{lr} \\ \mathbf{M}_r \end{bmatrix} \ddot{\mathbf{u}}_r = - \begin{bmatrix} \mathbf{K}_{lx}^a \\ \mathbf{D}^T\mathbf{K}_{lx}^a + \mathbf{K}_{rx}^a \end{bmatrix} \mathbf{u}_x + \begin{Bmatrix} \mathbf{p}_l \\ \mathbf{D}^T\mathbf{p}_l + \mathbf{p}_r \end{Bmatrix} \quad (\text{G.5})$$

mit $\mathbf{M}_r = \mathbf{M}_{rr} + \mathbf{M}_{rl}\mathbf{D} + \mathbf{D}^T\mathbf{M}_{lr} + \mathbf{D}^T\mathbf{M}_{ll}\mathbf{D}$ als Gesamtmassenmatrix

Die Gleichgewichtsbeziehung in Gleichung G.5 enthält $(n_l + 2n_r + n_x)$ Unbekannte, besteht aber nur aus $(n_l + n_r)$ Gleichungen, so dass weitere Beziehungen zur Lösung notwendig sind. Ein Teil der Unbekannten kann ohne Nachweis über die Beziehung zwischen den Starrkörperbeschleunigungen $\ddot{\mathbf{u}}_r$ und den Freiheitsgraden der aerodynamischen Extrapunkte \mathbf{u}_x reduziert werden:

$$\ddot{\mathbf{u}}_r = \mathbf{TR}^T\mathbf{TRX}\mathbf{u}_x \quad (\text{G.6})$$

Darin ist \mathbf{TR}^T eine Transformationsmatrix für die Beschleunigungen des aerodynamischen Referenzpunktes in die Freiheitsgrade der Lagerung (hier: Rotation um die x-Achse). Die Matrix \mathbf{TRX} ist ein Bool'scher Operator zur Zuweisung der Extrapunktefreiheitsgrade (hier: Querruderausschlag) zu den freien Beschleunigungen (hier: Rollbeschleunigung).

Im Fall der Bestimmung der Querruderwirksamkeit können die Starrkörperfreiheitsgrade \mathbf{u}_r zu Null gesetzt werden, wenn das Flugzeug im Lagerungspunkt festgehalten wird. Damit reduzieren sich die zu Bestimmenden Größen auf $(n_l + n_r)$, die mit den $(n_l + n_r)$ Gleichungen eindeutig ermittelt werden können.

Mit Einsetzen von $\mathbf{u}_r = 0$ in Gleichung G.5 erhält man aus der ersten Zeile als Lösung für \mathbf{u}_l :

$$\mathbf{u}_l = (\mathbf{K}_{ll}^a)^{-1} \{-[\mathbf{M}_{ll}\mathbf{D} + \mathbf{M}_{lr}] \ddot{\mathbf{u}}_r - \mathbf{K}_{lx}^a \mathbf{u}_x + \mathbf{p}_l\} \quad (\text{G.7})$$

Diese kann nach $\ddot{\mathbf{u}}_r$ aufgelöst werden und in die zweite Zeile von Gleichung G.5 eingesetzt werden, um ein System zu erhalten, welches nur noch von den Freiheitsgraden der Extrapunkte (hier Querruderausschlag) abhängt. Das Ergebnis lässt sich schreiben als:

$$\begin{aligned} & \left\{ \mathbf{M}_r \mathbf{TR}^T \mathbf{TRX} - \left[\mathbf{D}^T \mathbf{K}_{ll}^a + \mathbf{K}_{rl}^a \right] (\mathbf{K}_{rl}^a)^{-1} [\mathbf{M}_{ll} \mathbf{D} + \mathbf{M}_{lr}] \mathbf{TR}^T \mathbf{TRX} - \right. \\ & \left. \left[\mathbf{D}^T \mathbf{K}_{lx}^a + \mathbf{K}_{rx}^a \right]^T \left[\mathbf{D}^T \mathbf{K}_{ll}^a + \mathbf{K}_{rl}^a \right] (\mathbf{K}_{rl}^a)^{-1} (\mathbf{K}_{lx}^a) \right\} \mathbf{u}_x \\ & = \mathbf{D}^T \mathbf{p}_l - \left[\mathbf{D}^T \mathbf{K}_{ll}^a + \mathbf{K}_{rl}^a \right] (\mathbf{K}_{ll}^a)^{-1} \mathbf{p}_l \end{aligned} \quad (\text{G.8})$$

Durch Vorgabe von einem Querruderausschlag, kann nun die Rollbeschleunigung $\ddot{\mathbf{u}}_r$ im Punkt der Lagerung berechnet werden, indem der Ruderausschlag als feste Größe in \mathbf{u}_x eingeht und die eventuell fehlenden Größen von \mathbf{u}_x über Gleichung G.8 ermittelt werden. Über Gleichung G.6 kann anschließend $\ddot{\mathbf{u}}_r$ bestimmt werden und mit Gleichung G.7 wird schließlich \mathbf{u}_l ermittelt.

Auf der linken Seite von Gleichung G.8 kann für den Faktor vor \mathbf{u}_x in geschweiften Klammern die Abkürzung \mathbf{ZZX} eingeführt werden und die rechte Seite der Gleichung kann mit \mathbf{PZ} abgekürzt werden. Sind die \mathbf{ZZX} und \mathbf{PZ} -Matrizen über die obigen

Beziehungen ermittelt, können die aerodynamischen Derivativa über folgenden Zusammenhang ermittelt werden:

$$\begin{pmatrix} C_x \\ C_y \\ C_z \\ C_{mx} \\ C_{my} \\ C_{mz} \end{pmatrix} = \frac{1}{qF_F} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{b_F} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{t_\mu} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{b_F} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{TR} \{ \mathbf{ZZX} - \mathbf{M}_r \mathbf{TR}^T \mathbf{TRX} \} \quad (\text{G.9})$$

Im Falle der Lagerung in der globalen x-Achse, wie es für die Bestimmung der Querruderwirksamkeit sinnvoll ist, entspricht das Moment C_{mx} dem gesuchten Rollmoment C_L des Flugzeuges. Dieses setzt sich wiederum aus folgenden Anteilen zusammen:

$$C_L = C_{L\xi}\xi + C_{Lp} \frac{pb_F}{2U_\infty} + C_{L\dot{p}} \frac{\dot{p}b_F}{2g} \quad (\text{G.10})$$

mit

$$\begin{aligned} \xi &= \text{Querruderausschlag} \\ C_{L\xi} &= \text{Querrudermomentenanstieg} \\ p &= \text{Rollgeschwindigkeit} \\ C_{Lp} &= \text{Momentenanstieg aus der Rollgeschwindigkeit} \\ \dot{p} &= \text{Rollbeschleunigung} \\ C_{L\dot{p}} &= \text{Momentenanstieg aus der Rollbeschleunigung} \end{aligned} \quad (\text{G.11})$$

Der erste Anteil kommt aus dem Querruderausschlag, der zweite aus der Rollgeschwindigkeit und der dritte aus der Rollbeschleunigung, die hier im stationären Fall zu Null gesetzt wird.

Die Querruderwirksamkeit ist definiert als negatives Verhältnis von Momentenanstieg aus dem Querruderausschlag zum Momentenanstieg aus der Rollgeschwindigkeit oder, physikalisch einfacher zu interpretieren, als Verhältnis des Helixwinkels $\frac{pb_F}{2U_\infty}$ zum Querruderausschlag:

$$\eta_R = -\frac{C_{L\xi}}{C_{Lp}} = \frac{\frac{pb_F}{2U_\infty}}{\xi} \quad (\text{G.12})$$

Bei Vorgabe des Einheits-Querruderausschlages mit 1rad entspricht die Querruderwirksamkeit direkt dem Helixwinkel. Wird die Querruderwirksamkeit Null oder negativ, heißt das, dass aus einem Ruderausschlag ξ keine Rollgeschwindigkeit resultiert, bzw. das Ruder wirkungslos ist.

MSC.NASTRAN® liefert sowohl die Rollmomentenanteile einzeln als auch die Querruderwirksamkeit direkt als Ausgabewert, so dass eine schnelle Auswertung erfolgen kann.





