

# 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.

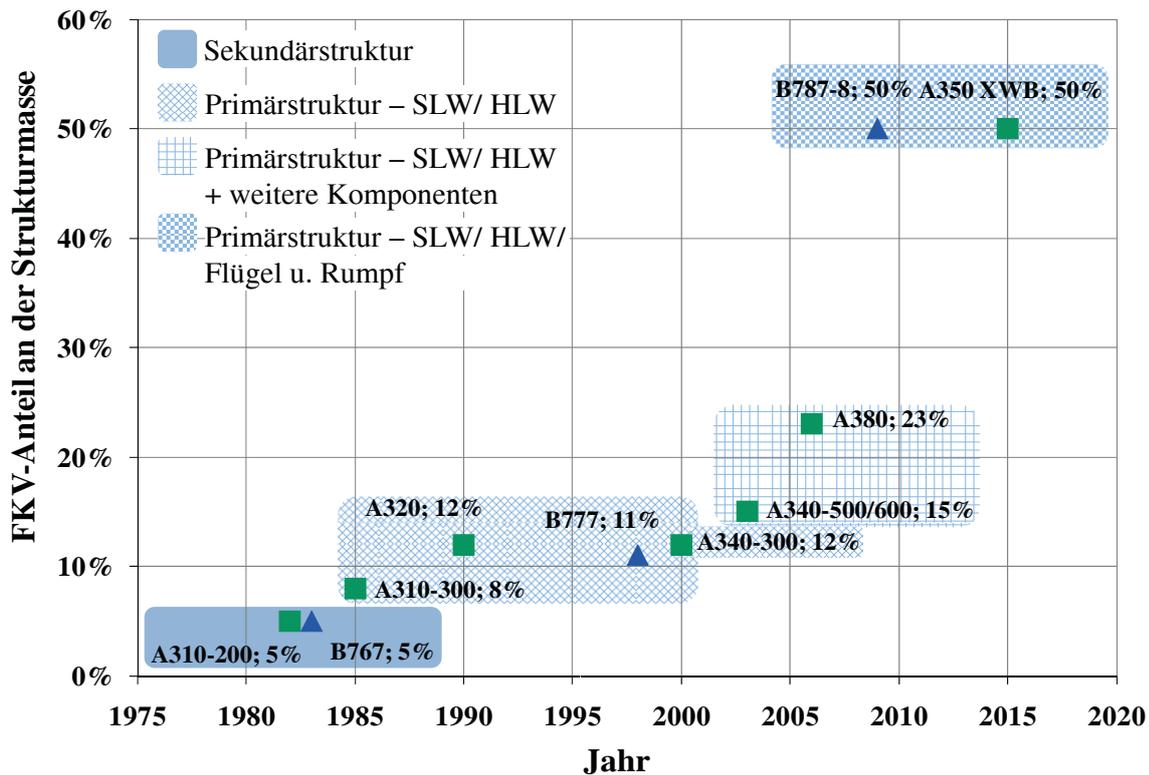


Abbildung 1.1: Einzug der Faser-Kunststoff-Verbunde in tragende Strukturen von Verkehrsflugzeugen in Anlehnung an [Hex10], [Rob09] und [Mid08]

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

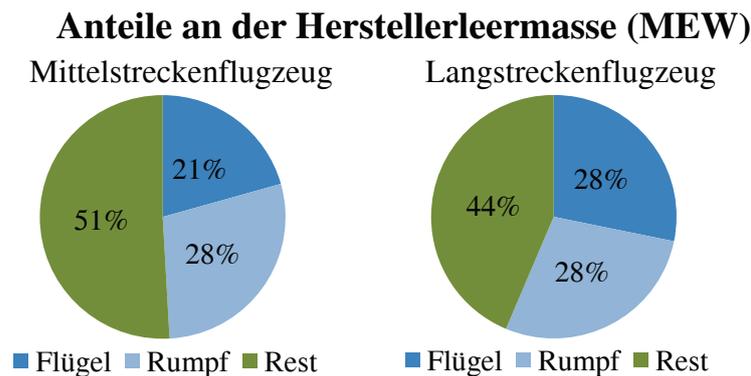


Abbildung 1.2: Massenaufteilung eines typischen Mittel- und Langstreckenflugzeuges bezogen auf die Herstellerleermassen

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 notwendigen 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

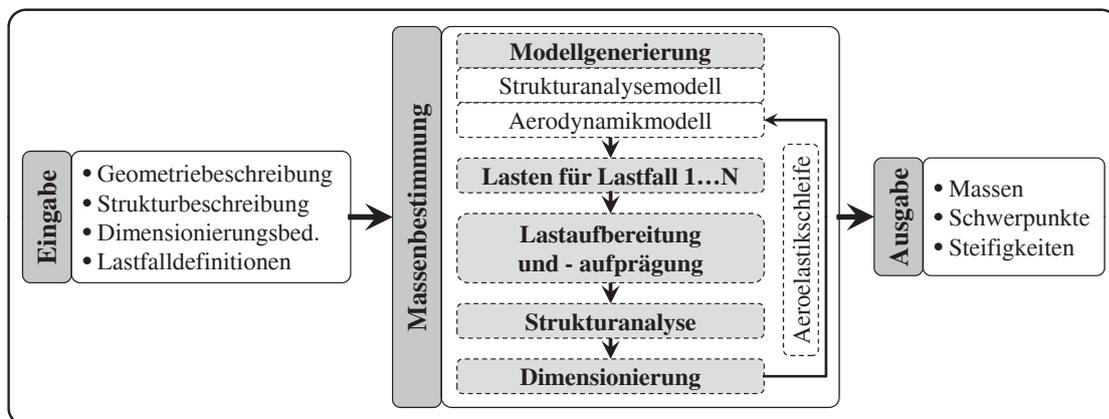


Abbildung 1.3: Verallgemeinerte Prozesskette für die Ermittlung von Strukturmassen im Flugzeugentwurf in Anlehnung an [Öst03; Bad07; LRT09]

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<sup>®</sup> 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 *M<sup>3</sup>DOE* (*Multi-Fidelity Multi-Strategy and Multi-Disciplinary Design Optimization Environment*, [Gho+11]). Es

Name		DEE	ETH-MDO-Tool	FEMMAS	FAME-W FAME-F	M <sup>3</sup> 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-Stockes</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 Flatternneigung 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, das 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.