METHODEN DER SIMULATIONSBASIERTEN TRAGFLÜGELOPTIMIERUNG

T. Wunderlich, DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Braunschweig, Deutschland

Zusammenfassung

Die Form und Bauweise von Tragflügeln wird bei zukünftigen Verkehrsflugzeugen zunehmend von der Umweltverträglichkeit und insbesondere von einer Reduzierung der CO₂-Emissionen bestimmt. Weiterhin gilt es die Produktentwicklungszeit und -kosten signifikant zu reduzieren. Gerade die Bewertung neuer Technologien erfordert meist eine multidisziplinäre Betrachtungsweise auf Basis optimierter Entwürfe.

Für die Vorhersage der Flugleistung und die Optimierung des Tragflügels werden zunehmend hochgenaue Simulationsverfahren verwendet. Diese Verfahren kommen in komplexen Prozeßketten unter Nutzung von Großrechnern zum Einsatz. Dabei sind hohe Anforderungen an die Robustheit, Genauigkeit, Rechenzeit und Flexibilität für die erfolgreiche Anwendung zu erfüllen.

Dieser Beitrag stellt die wesentlichen Bestandteile der simulationsbasierten Tragflügeloptimierung vor und geht auf entsprechende Anwendungsbeispiele aus der aktuellen Forschung ein. Dabei erfolgt eine Vorstellung und Einordnung verschiedener Ansätze in den Bereichen der Optimierungsaufgabe, der Parametrisierung, der Generierung der Simulationsmodelle, der Prozeßarchitektur und der Optimierungsstrategien.

1 EINLEITUNG

Das stetige Wachstum des Luftverkehrs resultiert in steigenden Anforderungen in die Umweltverträglichkeit zukünftiger Verkehrsflugzeuge. Daraus folgt die Zielsetzung für die europäischen Luftfahrtforschung, welche in der "Vision 2020" [1, 2] und im "Flightpath 2050" [3] formuliert wird. Wesentliche Punkte dieser Zielsetzung sind die Reduktion der CO₂-Emissionen um 50%–75% gegenüber dem Jahr 2000 bezogen auf den Passagierkilometer und eine deutliche Verkürzung der Produktentwicklungszeit.

Um diese Ziele zu erreichen gilt es die Fähigkeiten zur Bewertung und Einführung neuer Technologien auszubauen. Im Bereich des aerodynamischen Tragflügelentwurfs sind entsprechend den Ausführungen von Horstmann und Streit [4] verschiedene Technologien bekannt. Dazu gehören die Tragflügelpfeilung, der transsonische Profilentwurf, die Laminarhaltung, die Vorwärtspfeilung und der elastische Tragflügelentwurf. Mit der Einführung der Faserverbundbauweise sind viele neue Technologiefelder im Bereich der Strukturauslegung bis hin zur Adaptronik entstanden. Neue Technologien der passiven und aktiven Lastabminderung sind mit neuen Konzepten wie dem hochflexiblen Flügel, der multifunktionalen Steuerflächen und des Flugsteuerungssystems verbunden. Aufgrund der großen Fortschritte im Bereich der Antriebstechnologie gewinnt auch die Triebwerksintegration erneut an Bedeutung. Neben den einzelnen Technologien werden auch Kombinationen verschiedener Technologien und deren Überführung in neue Flugzeugkonzepte und -konfiguration betrachtet.

Die Integration dieser Technologien erfordert eine multidisziplinäre Betrachtungsweise. Dabei sind alle wesentlichen physikalischen Effekte und Wechselwirkungen zwischen den einzelnen Disziplinen zu berücksichtigen. Eine Bewertung der verschiedenen Technologien setzt in der Regel eine Optimierung des Gesamtsystems voraus.

Die Kombination der Verfügbarkeit von hohen Rechenkapazitäten und hochgenauen numerischen Simulationsverfahren erlaubt eine zuverlässige Vorhersage der Flugleistungen von Verkehrsflugzeugen [5]. Eine erfolgreiche Anwendung dieser Simulationsverfahren wurde in der Vergangenheit z.B. im Projekt MEGADESIGN (Kroll et al. [6–9] und Gauger [10]) demonstriert. Im Bereich der hochgenauen Simulationsverfahren stellt die Berücksichtigung der Strömungs-Struktur-Kopplung für ein gegebenes Strukturmodell den Stand der Technik dar.

Fortschritte in der Automatisierung und Kopplung von numerischen Simulationsverfahren und deren Kombination mit entsprechenden Optimierungsverfahren führen zur multidisziplinären Optimierung basierend auf hochgenauen Simulationsverfahren. Ein Überblick der frühen Entwicklungen in diesem Bereich wird von Sobieski and Hafka [11] gegeben und erste Anwendungen und Anforderungen im industriellen Kontext werden von Giesing and Barthelemy [12] beschrieben.

Anwendungen der multidisziplinären Tragflügeloptimierung auf realistische Flugzeugkonfigurationen werden z.B. von Piperni et al. [13] für ein Geschäftsreiseflugzeug und von Chiba et al. [14] für ein Regionalflugzeug gezeigt.

Eine besondere Herausforderung im Bereich der multidisziplinären Optimierung basierend auf hochgenauen Simulationsverfahren sind die hohe Anzahl an Entwurfsparametern und der hohe Rechenaufwand. Im Bereich der gradientenbasierten Optimierung erlaubt das Adjungiertenverfahren die effiziente Berechnung der Gradienten für eine hohe Anzahl an Entwurfsparametern. Das Adjungiertenverfahren wurde z.B. von Fazzolari [15], Jameson et al. [16], Liem et al. [17], Kenway und Martins [18], Abu-Zurayk [19] und Keye et al. [20] erfolgreich zur Tragflügeloptimierung angewendet.

Aus den genannten Anwendungen folgt, daß für die Optimierung und Bewertung des Tragflügels zunehmend hochgenaue Simulationsverfahren verwendet werden. Diese Verfahren kommen in komplexen Prozeßketten unter Nutzung von Großrechnern zum Einsatz. Dabei sind hohe Anforderungen an die Robustheit, Genauigkeit, Rechenzeit und Flexibilität zu erfüllen. Wesentliche Bestandteile der simulationsbasierten Tragflügeloptimierung sind:

- die mathematische Beschreibung der Entwurf- bzw. Optimierungsaufgabe,
- die Parametrisierung,
- die automatische Erstellung bzw. Aktualisierung der disziplinären Simulationsmodelle,
- die effiziente Simulation von Aerodynamik und Struktur,
- die Methoden zum disziplinübergreifenden Datenaustausch,
- die Parallelisierung,
- die Prozeßarchitektur und
- die Optimierungsstrategien.

Diese wesentlichen Bestandteile bilden die Basis für die Entwicklung geeigneter Prozeßketten zur simulationsbasierten Tragflügeloptimierung. In den folgenden Ausführungen sollen diese Themen vertiefend betrachtet werden.

2 OPTIMIERUNGSAUFGABE

Die Beschreibung der Optimierungsaufgabe beinhaltet die Definition der Zielfunktion, der Entwurfsparameter und der Nebenbedingungen. Der Entwurf und die Optimierung des Tragflügels stellt eine multidisziplinäre Aufgabe dar. Dabei gilt es den besten Kompromiß aus aerodynamischer Leistung und Flügelmasse im Hinblick auf eine gewählte Zielfunktion zu finden. Bei der Tragflügeloptimierung wird die optimale Geometrie des Flügels für eine feste Rumpfgeometrie gesucht. Der Einfluß auf die Dimensionierung von Leitwerk und Antrieb wird dabei oft vernachlässigt oder mit einfachen Modellierungen berücksichtigt.

2.1 Zielfunktion

Die Auswahl der Zielfunktion ist von zentraler Bedeutung für das Ergebnis der Optimierungsaufgabe. Grundsätzlich können die verschiedenen Zielfunktionen in physikalische Größen und betriebswirtschaftliche Größen eingeteilt werden. Ein Überblick über mögliche Zielfunktionen für eine Tragflügeloptimierung wird in TAB 2 gegeben.

Dabei folgt eine auf physikalische Größen basierende Zielfunktion direkt aus den Berechnungen und Simulationen

Zielfunktion (physikalische Größen)	
Maximale Abflugmasse	[21–25]
Reichweite	[16, 26, 27]
Kraftstoffverbrauch (CO ₂ Emissionen)	[1, 2]
Zielfunktion (betriebswirtschaftliche Grö	ißen)
Direkte Betriebskosten (DOC)	[21–25]
Kapitalwert (NPV) einer Investition	[22, 28]
Gesamte Betriebskosten	[25]
Lebenszykluskosten (LCC)	[25]
Kapitalrendite (ROI)	[25]

TAB 1: Zielfunktionen für die Tragflügeloptimierung.

einer physikalischen Modellierung des Flugzeugs. Bei einer auf betriebswirtschaftlichen Größen basierenden Zielfunktion bilden ebenfalls physikalische Größen die Grundlage für die Berechnung. Die berücksichtigten physikalischen Größen werden über geeignete Kostenmodelle in betriebswirtschaftliche Größen überführt. In den Kostenmodellen sind die Annahmen zur Entwicklung verschiedener Kosten, wie z.B. des Kraftstoffpreises, innerhalb der zu erwartenden Nutzungsdauer des Flugzeugs enthalten. Somit sind die Ergebnisse der Optimierung von dem gewählten Zukunftsszenario abhängig.

Der Einfluß der Zielfunktion auf das Ergebnis einer Tragflügeloptimierung wird am Beispiel der Arbeiten von Wunderlich [29, 30] deutlich. In BILD 1 und TAB 2 sind die entsprechenden Ergebnisse dargestellt.



BILD 1: Einfluß der Zielfunktion auf die optimale Flügelgeometrie.

Die Ergebnisse zeigen deutliche Unterschiede in der optimalen Tragflügelgeometrie. Eine Maximierung der Reichweite führt zu einem gering gestreckten Flügel mit einer geringen Flügelmasse. Dies ermöglicht einen hohen Kraftstoffanteil, welcher die reduzierte aerodynamische Leistung ausgleicht und maximale Reichweiten ermöglicht. Gleichzei-

		Ausgangskonfiguration	Optimierter Flügel	Optimierter Flügel
Zielfunktion		-	Maximale Reichweite	Minimaler Kraftstoffverbrauch
Streckung Pfeilwinkel Zuspitzung	$\begin{array}{c} A \\ \varphi_{LE} \\ \lambda \end{array}$	10.0 35.0° 0.2	5.57 27.1° 0.228	7.34 28.6° 0.185
Gleitzahl Flügelmassenverhältnis Nutzlastverhältnis	L/D m_W/m_{MTO} m_P/m_{MTO}	19.98 0.2007 0.2000	16.12 0.0764 0.2000	18.30 0.1119 0.1991
Reichweite Kraftstoffverbrauch	$\frac{R}{m_F/(R m_P)}$	$8725 \mathrm{km}$ $1.46 \cdot 10^{-4} \mathrm{km}^{-1}$	$\frac{12068 \text{km}}{1.54 \cdot 10^{-4} \text{km}^{-1}}$	$\frac{12000\text{km}}{1.42\cdot 10^{-4}\text{km}^{-1}}$

TAB 2: Einfluß der Zielfunktion auf die Ergebnisse der Flügelgrundrißoptimierungen.

tig liegt der auf die Reichweite und Nutzlast bezogene Kraftstoffverbrauch deutlich über dem Wert der Ausgangskonfiguration. Dabei ist anzumerken, daß die geringere Reichweite der Ausgangskonfiguration generell zu einer Reduzierung des Kraftstoffverbrauchs führt. Die für minimalen Kraftstoffverbrauch optimierte Flügelgeometrie stellt einen guten Kompromiß zwischen aerodynamischer Leistung und Flügelmasse dar. Im Vergleich zu dem für maximale Reichweite optimierten Flügel wird mit diesem Flügel eine deutlich höhere Effizienz bei einer nur leicht reduzierten Transportarbeit erreicht.

Unter den Gesichtspunkten der Umwelt und der Kosten wird nach Green [31] in Zukunft der Kraftstoffverbrauch die höchste Priorität beim Luftverkehr einnehmen. Diese Zielsetzung entspricht auch dem in der "Vision 2020" [1, 2] und "Flightpath 2050" [3] formulierten Ziel der europäischen Luftfahrtforschung die CO_2 -Emissionen bezogen auf den Passagierkilometer zu reduzieren. Der auf die Reichweite und Nutzlast bezogene Kraftstoffverbrauch stellt damit eine gut geeignete Zielfunktion für die simulationsbasierte Tragflügeloptimierung dar. Die erfolgreiche Anwendung zeigen z.B. die Veröffentlichungen von Liem, Kenway und Martins [17], Kenway und Martins [18], Wunderlich [30] und Wunderlich et al. [32].

2.2 Entwurfsparameter

Die Entwurfsparameter der Tragflügeloptimierung beschreiben den Grundriß und die Profilform des Flügels. Dazu gehören die Streckung, Pfeilung, Zuspitzung, V-Stellung, Profiltiefen-, Verwindungs- und Dickenverteilung. Für die sich in Spannweitenrichtung ändernde Profilform erfolgt entweder eine Profilparametrisierung oder die Profilformen wird aus einer Profildatenbank entnommen.

Nur wenige Parametrisierungsmethoden erlauben die direkte Verwendung der vorgestellten Parameter zur Beschreibung von Flügelgrundriß und Profilierung. In den meisten Methoden werden die Verschiebungen von Kontrollpunkten als Entwurfsparameter verwendet.

Auch die Steuerflächengeometrien und Ausschläge sind geometrische Größen, welche zur Tragflügeloptimierung gehören. Ein Beispiel für eine aerodynamische Formoptimierung mit Berücksichtigung von Steuerflächenausschlägen ist die Veröffentlichung von Lyu und Martins [33].

Neben der Beschreibung der Außengeometrie ist die Geometrie des Flügelkastens in der Optimierung zu berücksichtigen. Dies beinhaltet die Anzahl und Lage der Holme, die Anzahl und Orientierung der Rippen und Versteifungselemente. Wird der Flügelkasten in Faserverbundbauweise ausgeführt, können die zusätzlichen Freiheitsgrade der Faserorientierung und des Lagenaufbaus in der Optimierung berücksichtigt werden. Dabei ist anzumerken, daß sowohl die Faserorientierung als auch der Lagenaufbau das aeroelastische Verhalten des Flügels beeinflussen und somit globale Entwurfsparameter darstellen. Die Berücksichtigung der Faserorientierung in der Tragflügeloptimierung ist bei Flügeln in Faserverbundbauweise ein wesentlicher Bestandteil, wie z.B. die Ergebnisse von Wunderlich und Dähne [34] für einen vorwärts gepfeilten Laminarflügels zeigen.

Grundsätzlich können die Bauteildicken der Flügelstruktur als Entwurfsparameter verstanden werden, welche entweder globale Entwurfsparameter darstellen oder in einem der globalen Optimierung untergeordneten Prozeß der Strukturdimensionierung bzw. Optimierung als lokale Entwurfsparameter verwendet werden.

Ein Überblick über typische Entwurfsparameter für die Optimierung eines Tragflügels in Faserverbundbauweise wird in TAB 3 gegeben. Bei den meisten Tragflügeloptimierungen kommt eine Auswahl dieser Entwurfsparameter zur Anwendung. Wie bereits angesprochen, werden diese Parameter entsprechend der gewählten Parametrisierung direkt oder indirekt gesteuert.

2.3 Nebenbedingungen

Die Nebenbedingungen der Optimierung begrenzen den Entwurfsraum auf einen realisierbaren Bereich. Weiterhin stellt die Erfüllung der Zulassungsvorschriften CS-25 und FAR 25 eine übergeordnete Nebenbedingung dar.

In den Nebenbedingungen wird die Flugzeugkategorie wie z.B Kurz-, Mittel- oder Langstreckenverkehrsflugzeug und die Anzahl der Triebwerke festgelegt. Weiterhin werden die Entwurfsmissionen ("multi-mission design") und die Entwurfspunkte ("multi-point design") definiert. Um eine große Transportleistung zu erzielen, sollte die Entwurfsmachzahl möglichst groß sein. Aus dem Konzeptentwurf

Parameter	Bemerkung
Streckung Zuspitzung Flügeltiefenverteilung Pfeilwinkel V-Stellung	$b = \sqrt{A S}$, steuert die Spannweite - Vorderkantenpfeilwinkel oft konstant V-Stellung oft konstant
Verwindungsverteilung Profildickenverteilung Profilform	– folgt aus Profilform Profildatenbank oder Parametrisierung
Klappentiefe Steuerflächen Steuerflächenausschläge	Begrenzung durch Holmlagen Flugleistung und aktive Manöverlastabminderung
Holmlagen Rippenabstand Rippenorientierung	Holme sind in der Regel eben – Anordnung meist in Flugrichtung oder senkrecht zu einem der Holme
Faserorientierung Lagenaufbau	Orientierung des Laminates relativ zum Flügelkasten relativer Anteil der 0°-Lagen

TAB 3: Entwurfsparameter für die Optimierung eines Tragflügels in Faserverbundbauweise.

werden in der Regel die Flächenbelastung S/m_{MTO} und das Schub-Gewichtsverhältnis T_0/m_{MTO} übernommen.

Eine weitere Nebenbedingung stellt die Vorgabe des Flugbereichs dar. Diese beinhaltet die Definition der maximalen Flughöhe und der maximal zulässigen Geschwindigkeiten im Reiseflug und im Bahnneigungsflug. In BILD 2 ist der Flugbereich für ein Langstreckenverkehrsflugzeug dargestellt. Die Flugbereichsgrenzen sind dabei die Auftriebsgrenzen (grün) für drei verschiedene Lastvielfache bei maximaler Startmasse, die Höhengrenze (blau), die Grenze der maximalen Reisegeschwindigkeit (schwarz) und die Grenze der maximalen Höchstgeschwindigkeit (rot). Der Flugbereich in dem das Flugzeuge bei maximaler Abflugmasse ein Lastvielfaches von n = 2.5 erreichen kann, ist grau hinterlegt.



BILD 2: Flugbereich eines Langstreckenverkehrsflugzeugs.

Im Konzeptentwurf wird in der Regel die Transportarbeit

(Reichweite *R* und Nutzlast m_P) vorgegeben und die maximale Startmasse m_{MTO} stellt ein wesentliches Ergebnis des Entwurfs bzw. der Optimierung dar. Dies erfordert eine Iterationsschleife, welche die Analyseverfahren der einzelnen Disziplinen verbindet und welche bis zur Konvergenz der maximalen Startmasse durchlaufen wird. Werden im Bereich der simulationsbasierten Tragflügeloptimierung hochgenaue Simulationsverfahren mit hohem Rechenaufwand verwendet, wird auf diese Iterationsschleife oft verzichtet.

Eine weitere Nebenbedingung im Bereich der simulationsbasierten Tragflügeloptimierung mit hochgenauen Verfahren stellt die Definition der Lastfälle für die Strukturdimensionierung dar. Die Verwendung von hochgenauen Simulationsverfahren in der Optimierung beschränkt die Auswahl der Lastfälle auf einen Bereich innerhalb der strömungsphysikalischen Grenzen. Die Bestimmung dieser Grenzen ist mit einem hohen Rechenaufwand verbunden und mit den heute zur Verfügung stehenden Rechnerleistungen innerhalb einer Optimierung nicht umsetzbar. Deshalb erfolgt im Kontext einer Optimierung oft eine Beschränkung auf wenige repräsentative Lastfälle.

Ein anderer Ansatz wird von Görtz et al. [35] verfolgt, bei dem ein vollständiger Lastenprozeß in die Tragflügeloptimierung eingebunden wird. Dies ermöglicht die Berücksichtigung von konfigurationsspezifischen Lasten in der Strukturdimensionierung. Ein Nachteil stellt der benötigte Rechenaufwand dar, welcher durch die zusätzlich benötigte Iterationsschleife mit dem Strukturdimensionierungsprozeß nochmals ansteigt.

Ein Überblick über typische Nebenbedingungen für eine Tragflügeloptimierung wird in TAB 4 gegeben.

Nebenbedingung	Bemerkung
Maximale Startmasse Maximale Nutzlast Triebwerksmasse Reservekraftstoffanteil	Nutzlast vorgegeben oder variabel Rumpf bleibt oft unverändert –
Flügelfläche Spannweite	Start- und Landeleistungen FAA Group und ICAO Code
Holmlagen Rippenabstand Rippenorientierung	Holme sind in der Regel eben – Anordnung meist in Flugrichtung oder senkrecht zu einem der Holme
Material Festigkeitskriterien	Metall- oder Faserverbundbauweise Festigkeitsgrenzen, Dehngrenzen
Anzahl der Triebwerke Relative Triebwerksposition Schub-Gewichtsverhältnis Schubspezifischer Kraftstoffverbrauch	 oft identisch mit Position des Kinks Start- und Landeleistungen Vorgabe oder Triebwerksmodell

TAB 4: Nebenbedingungen für die Optimierung eines Tragflügels in Faserverbundbauweise.

Die Hochauftriebssysteme an der Vorder- und Hinterkante des Tragflügels können als Sekundärmassen im Strukturmodell mit der Vorgabe entsprechender Massenbelegungen berücksichtigt werden. Statistischen Werten für die Massenbelegungen verschiedene Hochauftriebssysteme werden z.B. von Rudolph [36] und Torenbeek [21] angegeben. Dabei ist anzumerken, daß genügend Bauraum im Tragflügel für die in den Start- und Landephasen benötigten Hochauftriebssysteme vorzusehen ist. Weiterhin sollte der Tragflügel über ein ausreichendes Kraftstoffvolumen verfügen.

3 PARAMETRISIERUNG

In der simulationsbasierten Tragflügeloptimierung ist eine parametrische Geometriemodellierung ein zentraler Bestandteil. Die Aufgabe der Parametrisierung besteht darin eine robuste und effiziente Variation komplexer Geometrien zu ermöglichen. Dabei sind die Unterstützung großer Geometrieänderungen und die Bereitstellung konsistenter Geometrien für alle Disziplinen anzustreben. Dieser Abschnitt gibt eine Einführung in die Methoden der Parametrisierung von Tragflügel und Profil, welche im Bereich der hochgenauen Simulationsverfahren anwendbar sind.

3.1 Parametrisierungsmethoden für hochgenaue Simulationsverfahren

In [37] gibt Samareh einen Überblick über verschiedenen Parametrisierungsmethoden der multidisziplinären Optimierung mit hochgenauen Simulationsverfahren. Die Parametrisierungsmethode steht in direktem Zusammenhang mit der Netzgenerierung und -verformung der in den jeweiligen Disziplinen verwendeten Simulationsverfahren. Von besonderer Bedeutung ist dabei die Interaktion zwischen den einzelnen Disziplinen. In TAB 5 sind die beschriebenen Parametrisierungsmethoden zusammengefasst.

Die Auswahl der Parametrisierungsmethode richtet sich neben den Anforderungen auch nach der Verfügbarkeit und den Erfahrungen mit den verwendeten Verfahren. Hier soll nur auf die Parametrisierungsmethoden näher eingegangen werden, welche auch große Geometrieänderungen unterstützen.

Soll die Originalgeometrie direkt durch die Parametrisierungsmethode dargestellt bzw. approximiert werden, kommen die Parametrisierungsmethoden "Partielle Differentialgleichung", "Polynome und Splines" oder "CAD" entsprechend TAB 5 in Betracht.

Im Bereich der simulationsbasierten Tragflügeloptimierung sollte die Parametrisierungsmethode keine Einschränkungen in der Komplexität von Geometrieänderungen besitzen. Weiterhin ist eine direkte Parametrisierung der Originalgeometrie und eine direkte Verwendung klassischer Tragflügelparameter (wie z.B. Streckung, Pfeilung, Zuspitzung, Verwindung, relative Profildicke, ...) erwünscht. Deshalb wird aus TAB 5 die Parametrisierungsmethode "CAD" empfohlen. Dies bedeutet, daß ein CAD-Programm für die Parametrisierung des Tragflügels verwendet wird. Ein weiterer Vorteil dieser Methode ist die Möglichkeit zur Bereitstellung von digitalen Modellen (z.B. für Fertigungszeichnungen).

Bei der Verwendung eines CAD-Programms zur Parametrisierung des Tragflügels müssen innerhalb dieses Programms oder über eine geeignete Schnittstelle Parameter zur Beschreibung der Tragflügelgeometrie definiert werden. Als Parameter können die in Abschnitt 2.2 vorgestellten geometrischen Größen zur Generierung des parametrischen CAD-Modells verwendet werden. Soll auch die Geometrie der Flügelprofils veränderbar sein, gilt es zusätzlich die Frage nach der Parametrisierung des Flügelprofils bei der Verwendung eines CAD-Programms zu beantworten. Dies ist Inhalt des folgenden Abschnitts.

3.2 Parametrisierung des Flügelprofils

Ein Flügelprofil bezeichnet die Form des Querschnitts eines Tragflügels. Für die aerodynamische Profiloptimierung verwendet man verschiedene mathematische Beschreibungen der Profilgeometrie, welche man als Parametrisierung bezeichnet. Dadurch bleibt die Anzahl der Entwurfsparameter überschaubar und ein glatter Verlauf der Profilkontur läßt sich mit geringem Aufwand erzeugen. In der Literatur findet man viele Arbeiten, die sich mit der Parametrisierung von Flügelprofilen und deren Verwendung zur aerodynamischen Optimierung befassen [37–48].

Folgende Anforderungen werden an die Parametrisierung der Flügelprofile gestellt:

- möglichst geringe Anzahl an Parametern,
- möglichst großer Entwurfsraum,
- lokale Steuerung der Profilkontur,
- Beschreibung der Profilkontur mit glatten Kurven (Tangenten- und Krümmungsstetigkeit) und
- Möglichkeit der Spezifikation von relativer Profildicke, Nasenradius, Hinterkantenwinkel und Hinterkantendicke.

Eine Profiloptimierung hat das Ziel, die aerodynamische Leistung unter Reiseflugbedingungen unter Einhaltung der verschiedenen Nebenbedingungen zu verbessern. Dieses Ziel kann, wie die Arbeit von Buckley, Zhou und Zingg [48] zeigt, nur durch eine geeignete Mehrpunktoptimierung erreicht werden.

Der Einfluß der Profilparametrisierung auf die aerodynamische Profiloptimierung wurde unter anderem von Castonguay und Nadarajah [45] untersucht. Die zwei Parametrisierungsmethoden "Hicks-Henne Funktionen" [38] und "B-Spline Kurven" stellten sich dabei zur aerodynamischen Widerstandsminimierung als geeignet heraus.

Um den Einfluß der gewählten Parametrisierung im Hinblick auf eine möglichst kleine Anzahl an Parametern zu untersuchen, soll die Arbeit von Sattler [47] genannt werden. Hier wurde auch die "Class function/Shape function Transformation"-Parametrisierungsmethode (CST) von Kulfan [43, 44] untersucht. Die guten Ergebnisse dieser Parametrisierungsmethode mit einer geringen Anzahl an Parametern sind für die Tragflügeloptimierung mit hochgenauen Verfahren gut einsetzbar. Fortgesetzt wurde diese Arbeit von Kunze [49], um den Einfluß der Zielfunktion auf die Optimierung zu untersuchen.

	Geometrische Beschreibung	Konsistenz zwischen den Disziplinen	Approximation der Original- geometrie	Notwendigkeit automatischer Netz- generierung	Unter- stützung großer Geometrie- änderungen	Verfügbarkeit analytischer Sensitivitäten	Komplexität von Geometrie- änderungen
Basisvektor	Netz	nein	nein	nein	nein	ja	gering
Domain element	Netz	ja	nein	nein	nein	ja	gering
Partielle Differential- Gleichung	Oberfläche	ja	ja	ja	ja	ja	mittel
Diskret	Netz	nein	nein	nein	nein	ja	gering
Polynome und Splines	Oberfläche	ja	ja	ja	ja	ja	mittel
CAD	Oberfläche	ja	ja	ja	ja	nein	hoch
Analytisch	Netz, Oberfläche	ja	nein	nein	nein	ja	gering
Freiform- Deformation	Netz, Oberfläche	ja	nein	nein	nein	ja	mittel

TAB 5: Parametrisierungsmethoden für hochgenaue Simulationsverfahren.

4 SIMULATIONSMODELLE

Für die multidisziplinäre Simulation von Tragflügeln werden numerische Verfahren in den Bereichen Aerodynamik und Strukturmechanik benötigt. Bei den Tragflügeln von Verkehrsflugzeugen ist die Bestimmung von Auftrieb und Widerstand im transsonischen Reiseflug von besonderer Bedeutung.

Mit zunehmender Berücksichtigung physikalischer Gesetzmäßigkeiten in den numerischen Simulationsmodellen steigt die Vorhersagegenauigkeit und der Rechenaufwand. Es gilt somit für die gestellte multidisziplinäre Optimierungsaufgabe einen geeigneten Kompromiß zwischen der Genauigkeit, der Berücksichtigung von Wechselwirkungen zwischen verschiedenen Disziplinen und dem Rechenaufwand zu finden.

4.1 Aerodynamische Simulationsverfahren

Die aerodynamischen Simulationsverfahren werden zur Vorhersage der aerodynamischen Leistung im Reiseflug und zur Bestimmung der aerodynamischen Lasten im Manöverflug verwendet. Im Bereich der Verkehrsflugzeuge gilt es kompressiblen Strömungen mit Verdichtungsstößen und Strömungen mit moderaten bis starken Ablösungen für Flugzeugkonfigurationen mit hoher geometrischer Komplexität zu simulieren.

Weit verbreitet sind die numerischen Verfahren, welche die zeitlich gemittelten Navier-Stokes Gleichungen unter Einbeziehung eines Turbulenzmodells verwenden. Diese Verfahren gehören zu den hochgenauen aerodynamischen Simulationsverfahren und benötigen einen hohen Rechenaufwand. Ein Überblick über die verschiedenen numerischen Lösungsmethoden der hochgenauen aerodynamischen Simulationsverfahren wird z.B. von Blazek [50], Ferziger und Perić [51] und Hirsch [52] gegeben. Bei der Modellierung der Turbulenz werden Wirbelviskositäts- und Reynolds-Spannungs-Modelle unterschieden. Die verschiedenen Turbulenzmodelle werden z.B. von Wilcox [53] und Pope [54] ausführlich beschrieben. Dabei ist die Genauigkeit der zeitlich gemittelten Navier-Stokes-Verfahren (RANS) von der Auflösung des aerodynamischen Netzes, dem verwendeten Turbulenzmodell und des iterativen Lösungsschemas abhängig.

Ein Beispiel ist der Strömungslöser TAU [55–57], welcher vom Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik des DLR entwickelt wurde. Der Strömungslöser TAU löst die kompressiblen, dreidimensionalen zeitlich gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen. Erfolgreiche Anwendung findet der Strömungslöser TAU im Bereich der numerischen Strömungssimulation beim DLR, Universitäten und der Luftfahrtindustrie [5, 58, 59].

In der simulationsbasierten Tragflügeloptimierung werden Ansätze zur automatischen Netzgenerierung und Netzdeformation verfolgt. Bei der Netzgenerierung ist die Verwendung von strukturierten Netzen von der Verwendung unstrukturierter bzw. hybrider Netze zu unterscheiden.

Die Implementierung von Prozessen zur automatischen Erzeugung strukturierter Netze ist mit einem hohen Aufwand verbunden, welcher mit steigender geometrischer Komplexität überproportional ansteigt. Diese Prozesse zeichnen sich durch die schnelle Netzgenerierung, die hohe Netzqualität, die Möglichkeit des Weiterrechnens auf bereits konvergierten Lösungen und den sehr geringen Netzeinfluß bei Geometrieänderungen (räumlicher Diskretisierungsfehler) aus.

Eine modulare Vernetzung der einzelnen Baugruppen einer Flugzeugkonfiguration mit strukturierten Netzen und die anschließende Simulation basierend auf überlappenden Netzen (Chimera-Technik) stellt einen möglichen Ansatz für die Anwendung strukturierte Netze auf komplexe Geometrien dar.

Die Verwendung von unstrukturierten bzw. hybriden Netzen im Prozeß zur automatischen Netzgenerierung ist auf Geometrien und Geometrieänderungen mit beliebiger Komplexität anwendbar. Ein weiterer Vorteil ist der überschaubare Implementierungsaufwand eines automatischen Netzgenerierungsprozesses. Die wesentlichen Nachteile dieser Prozesse sind die Rechenzeit der Netzgenerierung, die fehlende Möglichkeit zum direkten Weiterrechnen auf bereits konvergierten Lösungen und der Einfluß des Netzes gegenüber Geometrieänderungen (räumlicher Diskretisierungsfehler).

Neben einer automatischen Netzgenerierung sind Prozesse zur automatischen Netzdeformation weit verbreitet. Bei diesen Prozessen wird das Volumennetz einer Ausgangskonfiguration basierend auf den Verschiebungsvektoren des Oberflächennetzes infolge einer Geometrieänderung deformiert. Diese Prozesse sind sehr effizient, weil auch die Möglichkeit des Weiterrechnens auf bereits konvergierten Lösungen besteht. Weiterhin ist der Netzeinfluß bei Geometrieänderungen sehr gering, weil neben der Anzahl der Netzpunkte auch die Topologie des Netzes erhalten bleibt.

Grundsätzlich führen Ansätze der Netzgenerierung bzw. -deformation unter Beibehaltung der Netztopologie und Anzahl der Netzpunkte zu einer deutlichen Steigerung der Effizienz und einer höheren Qualität der Sensitivitäten im Bezug auf eine Variation der Entwurfsparameter. Gleichzeitig besitzt die Größe der Geometrievariationen anwendungsbezogene Grenzen und Topologieänderungen sind im allgemeinen nicht möglich.

In der simulationsbasierten Tragflügeloptimierung werden Netze verwendet, welche eine möglichst geringe Anzahl an Netzpunkten besitzen, eine hohe Robustheit gegenüber Netzdeformationen aufweisen und eine gute Auflösung der Grenzschichten und Verdichtungsstöße sicherstellen. Weiterhin kann die Effizienz der hochgenauen Simulationsverfahren durch den Einsatz geeigneter Konvergenzkriterien, welche auf den aerodynamischen Beiwerten basieren und auf die Zielfunktion abgestimmt sind, gesteigert werden.

4.2 Strukturmechanische Simulationsverfahren

Die strukturmechanischen Simulationsverfahren werden zur Bestimmung der Spannungen und Verformungen der tragenden Struktur verwendet. Weiterhin werden sie zur Dimensionierung der tragenden Struktur und Berechnung der Strukturmasse eingesetzt.

Für Leichtbaustrukturen kommen im Flugzeugbau bevorzugt dünnwandige Bauteile zur Anwendung. Als dünnwandige Bauteile werden Bauteile verstanden, bei denen die Wanddicke wesentlich kleiner als die anderen Abmessungen ist. Leichtbaustrukturen müssen besonders im Hinblick auf die Vermeidung von Stabilitätsversagen wie z.B. Knicken und Beulen ausgelegt werden. Dazu werden oft Versteifungen wie z.B. Stringer und Pfosten verwendet.

Zur Berechnung von Leichtbaustrukturen wird in der Regel eine Bauteilidealisierung vorgenommen. Die Leicht-

baustrukturen von Tragflügeln stellen dreidimensionale Tragwerke dar und können auf verschiedene Art und Weise mit idealisierten Bauteilen modelliert werden.

Hochgenaue strukturmechanische Simulationsverfahren basieren auf der Finite-Elemente-Methode (FEM) und verfügen über eine Datenbank verschiedener idealisierter Elementtypen, aus welchen die zu analysierende Tragflügelstruktur zusammengesetzt wird. Durch ein sinnvolles Auswählen der das Strukturverhalten beschreibenden Elementtypen und eine geeignete Anzahl der im Strukturmodell verwendeten Elemente wird eine hohe Genauigkeit bei der Vorhersage der auftretenden Spannungen und Verformungen erzielt.

Bei der Berechnung einer Struktur mit einem hochgenauen strukturmechanischen Simulationsverfahren werden die lineare und die nichtlineare Analyse unterschieden. Eine lineare Analyse setzt gleichbleibende Steifigkeiten der Struktur, Beibehaltung der Kraftangriffsrichtung und linearelastisches Materialverhalten während einer Belastung eines Bauteils voraus. Diese Näherung ist in der Regel bei kleinen Verformungen und bei Belastungen des Materials im linearelastischen Bereich zulässig.

Mit den hochgenauen strukturmechanischen Simulationsverfahren können auch Stabilitätsprobleme von Leichtbaustrukturen berücksichtigt werden. Weiterhin eignen sich die hochgenauen Simulationsverfahren für eine Dimensionierung der Tragflügelstruktur mit Berücksichtigung von mehreren Lastfällen. Herausforderungen bei diesen Verfahren stellen die Berücksichtigung der Schwer- und Trägheitskräfte ausgehend von den Sekundärmassen und dem Kraftstoff und deren Krafteinleitung sowie die konservative Krafteinleitung der aerodynamischen Normal- und Tangentialkräfte auf die Tragflügelstruktur dar.

Im Bereich der Luftfahrtanwendungen sind die kommerziellen FEM-Programme MSC Nastran[™] und ANSYS[®] weit verbreitet. Die automatische, robuste und effiziente Erstellung von geeigneten Strukturmodellen für die Analyse und Dimensionierung mit den FEM-Programmen ist zentraler Bestandteil der simulationsbasierten Tragflügeloptimierung.

In BILD 3 wird ein Beispiel für die Anordnung der Holme und Rippen bei einem Langstreckenverkehrsflugzeug gezeigt. Dabei besteht der Flügelkasten in der Regel aus ebenen Holmen, Rippen und der Beplankung. Die Rippen werden meist in Flugrichtung oder senkrecht zu einem der Holme angeordnet.

Als Strukturmodellgenerierung wird die automatische Erzeugung des Strukturmodells in Abhängigkeit von der Außengeometrie bezeichnet. Dabei sind geometrische Randbedingungen für die Rippenpositionierung, wie z.B. Rippenorientierung und Rippenabstand, einzuhalten. Aus der Vorgabe der Tankregionen und der Geometrie des Flügelkastens resultiert das nutzbare Tankvolumen. Die Strukturmodellgenerierung beinhaltet auch die Zuweisung der verwendeten Werkstoffe unter Berücksichtigung der gewählten Bauweise und die Definition der Optimierungsbereiche für die Dimensionierung.

In dem Dimensionierungsprozeß erfolgt die Auslegung der tragenden Strukturbauteile auf Basis der dimensionieren-



BILD 3: Anordnung der Holme und Rippen bei einem Langstreckenverkehrsflugzeug.

den Lastfälle. Bei der klassischen Strukturdimensionierung werden die Bauteildicken ausgehend von den berechneten Spannungen und den verwendeten Festigkeitskriterien unter Berücksichtigung der minimalen Bauteildicken an die geforderten Sicherheitsfaktoren angepaßt. In der Strukturoptimierung werden die parametrisierten Bauteilgeometrien mit dem Ziel einer minimalen Flügelmasse optimiert. Dabei stellen die Festigkeitskriterien, Sicherheitsfaktoren und minimalen Bauteildicken Nebenbedingungen der Optimierung dar. Eine Strukturoptimierung kann auch Topologieänderungen beinhalten, welche z.B. den Lagenaufbau bei einer Faserverbundbauweise oder die Anzahl der Versteifungselemente variiert. Hier ist anzumerken, daß beide Vorgehensweisen zu unterschiedlichen Ergebnissen führen können.

Mit der dimensionierten Tragflügelstruktur erfolgt die Berechnung der Verformungen für die Strömungs-Struktur-Kopplung, um deren Einfluß auf die aerodynamischen Lasten abzubilden.

5 SIMULATIONSPROZESSE

Als Simulationsprozeß wird hier eine Kombination von disziplinären Simulationsprogrammen zu einer automatisch ablaufenden Programmkette bezeichnet. Dies beinhaltet die Erzeugung der Simulationsmodelle und einen disziplinübergreifenden Datenaustausch über geeignete Schnittstellen. Wesentliche Bestandteile des Simulationsprozesses sind z.B. die automatische Programmausführung, Iterationsschleifen mit entsprechenden Konvergenzkriterien, eine Fehlerbehandlung und Möglichkeiten der Fehlersuche. Besondere Anforderungen ergeben sich bei rechnerübergreifenden Prozessen, der Verwendung der Parallelisierung und der Nutzung von Großrechnern.

5.1 Prozeßarchitektur

Die Architektur eines Optimierungsprozesses bezeichnet die Art und Weise der Zusammenführung und Kopplung der disziplinären Simulationsverfahren zu einem Prozeß. Ein umfangreicher Überblick über die Prozeßarchitekturen im Bereich der multidisziplinären Optimierung wird von Martins und Lambe [60] gegeben. Bei der Klassifizierung der Prozeßarchitektur sind die Konvergenz der Kopplung zwischen einzelnen Disziplinen und die Konvergenz der Simulationsverfahren selbst von Bedeutung. Ein weiteres wichtiges Unterscheidungsmerkmal ist der Grad der Unterteilung der Optimierungsaufgabe in einzelne untergeordnete Optimierungsprobleme.

Sofern die Prozeßarchitektur neben der eigentlichen Optimierung auch für Parameterstudien oder zur Bestimmung der Pareto-Front einer Mehrzieloptimierung verwendet werden soll, muß jede multidisziplinäre Analyse einen realisierbaren Entwurf ("Feasible Design") darstellen. Daraus resultiert eine Architektur, welche eine Konvergenz der Kopplung zwischen einzelnen Disziplinen und der Simulationsverfahren selbst voraussetzt. Diese Prozeßarchitektur wird nach Martins und Lambe [60] als MDF ("Multi-Disciplinary Feasible") bezeichnet. Dabei ist anzumerken, daß diese Architektur auch für die Verwendung eines ersatzmodellbasierten Optimierungsverfahrens benötigt wird.

Im Bereich der Tragflügeloptimierung sind die aerodynamische Simulation, die Struktursimulation und Dimensionierung und die Strömungs-Struktur-Kopplung die zentralen Bestandteile der Prozeßkette. Die Verwendung einer Strukturoptimierung zur Auslegung der Tragflügelstruktur erlaubt deren Integration in die globale Formulierung der Optimierungsaufgabe. Als Beispiele für diesen Ansatz sollen die Tragflügeloptimierungen von Martins et al. [26] und Kenway und Martins [18] genannt werden. Bildet die Strukturdimensionierung bzw. Optimierung einen der globalen Optimierung untergeordneten Prozeß, dann ist eine Integration in die Strömungs-Struktur-Kopplung möglich. In den Tragflügeloptimierungen von Wunderlich et al. [32] und Wunderlich und Dähne [34] wurde die Strukturanalyse in dem iterativen Prozeß der Strömungs-Struktur-Kopplung durch einen vollständigen Strukturoptimierungsprozeß ersetzt. Dabei wirkt sich der integrierte Strukturoptimierungsprozeß dämpfend auf das Konvergenzverhalten der Strömungs-Struktur-Kopplung aus und trägt hier zur Beschleunigung der Konvergenz bei.

Die Prozeßarchitektur muß besonders bei der Verwendung im industriellen Kontext hohe Anforderungen in folgenden Bereichen erfüllen:

- hohen Grad an Modularität,
- hohe Flexibilität,
- Genauigkeit und Reproduzierbarkeit der Ergebnisse,
- Konsistenz der verwendeten Modelle,
- Laufzeit und Rechenaufwand,
- Möglichkeiten der Parallelisierung.

5.2 Strömungs-Struktur-Kopplung

Ein wesentlicher Bestandteil der multidisziplinären Tragflügeloptimierung ist die Berücksichtigung der statischen aeroelastischen Effekte. Dabei wirken sich die Verformungen des Flügels auf die aerodynamische Leistung im Reiseflug und auf die für die Strukturdimensionierung relevanten aerodynamischen Lasten im Manöverflug aus. Der Einfluß dieser Effekte auf den Tragflügelentwurf wird z.B. von Wunderlich [29] beschrieben. Beim rückwärts gepfeilten Flügel tragen die aeroelastischen Effekte aufgrund der Biege-Torsions-Kopplung zur Entlastung des Tragflügels bei und müssen bei einer Optimierung von Flügeln für Verkehrsflugzeuge entsprechend den Ergebnissen von Wunderlich [30] berücksichtigt werden.

Die numerische Simulation der Interaktion von Strömung und Struktur wird entsprechend den Veröffentlichungen von Lam et al. [61] und Kamakoti und Shyy [62] allgemein in folgende drei Kategorien eingeteilt:

- stark gekoppelte Modelle,
- eng gekoppelte Modelle,
- schwach gekoppelte Modelle.

Bei den stark gekoppelten Modellen werden die Erhaltungsgleichungen durch die Kombination der Bewegungsgleichungen von Strömung und Struktur umformuliert und dann simultan gelöst. Im Gegensatz dazu werden bei eng und schwach gekoppelten Modellen die Strömung und die Struktur mit jeweils eigenen Verfahren simuliert. Die eng gekoppelten Modelle vereinen alle für die Strömungs-Struktur-Kopplung notwendigen Programme in einem einzigen Modul. Bei den schwach gekoppelten Modellen geschieht die Simulation von Strömung, Struktur und Kopplung in eigenständigen Programmen.

Im Bereich der hochgenauen Simulationsverfahren werden in der Regel unabhängige Verfahren für die aerodynamische und die strukturmechanische Simulation verwendet. Die Strömungs-Struktur-Interaktion erfolgt dann mit einem schwach gekoppelten Modell. Das Ablaufdiagramm eines schwach gekoppelten Modells für die Strömungs-Struktur-Interaktion ist in BILD 4 schematisch dargestellt.

Der iterative Prozeß der Strömungs-Struktur-Interaktion beginnt bei schwach gekoppelten Modellen im allgemeinen mit einer Strömungssimulation. Als Ergebnis der konvergierten Strömungssimulation wird die Oberflächendruckverteilung des aerodynamischen Netzes dem Interpolationsprogramm der Strömungs-Struktur-Kopplung bereitgestellt. Das Interpolationsprogramm der Strömungs-Struktur-Kopplung interpoliert die Druckkräfte des aerodynamischen Oberflächennetzes auf das strukturmechanische Oberflächennetz und berechnet die zugehörigen Knotenkräfte.

Anschließend erfolgt eine strukturmechanische Analyse mit den Knotenkräften, welche die Verschiebungen der Knoten als Ergebnis liefert. Danach werden die Verschiebungen des strukturmechanischen Oberflächennetzes an das Interpolationsprogramm der Strömungs-Struktur-Kopplung übergeben. Das Interpolationsprogramm der Strömungs-StrukturKopplung interpoliert nun die Verformungen des strukturmechanischen Oberflächennetzes auf das aerodynamische Oberflächennetz. Im Anschluß erfolgt eine Netzdeformation des aerodynamischen Volumennetzes basierend auf den Verschiebungen des aerodynamischen Oberflächennetzes mit einem Netzdeformationsprogramm.

Entsprechend eines vorzugebenden Konvergenzkriteriums der Strömungs-Struktur-Kopplung wie z.B. der Auslenkung an der Flügelspitze wird eine Konvergenzprüfung des iterativen Kopplungsprozesses vorgenommen. Sofern keine aeroelastische Divergenz vorliegt, wird die Prozeßkette der Strömungs-Struktur-Interaktion bis zur Erfüllung des Konvergenzkriteriums wiederholt durchlaufen. Mit Erreichen der Konvergenz der Prozeßkette entspricht die vorliegende Lösung der Simulationsverfahren dem statischen aeroelastischen Gleichgewicht innerhalb der mit der Konvergenzbedingung vorgegebenen Genauigkeit.

5.3 Zentrales Datenformat

Im Bereich der multidisziplinären Optimierung ist die konsistente Erzeugung von disziplinären Simulationsmodellen erforderlich. Weiterhin werden Schnittstellen zwischen den einzelnen Simulationsprogrammen für den Datenaustausch benötigt. Mit einem zentralen Datenformat können die verschiedenen Simulationsverfahren über eine standardisierte Schnittstelle Daten austauschen. Dies ist besonders im Bereich der geometrischen Beschreibung wichtig, um konsistente Modelle daraus abzuleiten.

Ein Beispiel für ein zentrales Datenformat zur parametrischen Flugzeugbeschreibung ist das "Common Parametric Aircraft Configuration Scheme" (CPACS) [63], welches die weit verbreitete "Extensible Markup Language" (XML) verwendet. Das CPACS-Format ist hierarchisch aufgebaut und vom Anwender einfach les- und editierbar.

Die Geometriebeschreibung in CPACS geht aus den Anforderungen des Konzeptentwurfs hervor und basiert auf einer sektionsweisen Beschreibung in Form von Flügel- und Rumpfprofilen. Für die Verwendung im Bereich der hochgenauen Simulationsverfahren wurde die geometrische Beschreibung in CPACS um die Definition von Führungskurven erweitert.

Die Beschreibung der Innengeometrie basiert in CPACS auf der zugehörigen Außengeometrie. Dies beinhaltet die parametrische Anordnung der Holme, Rippen und Versteifungselemente. Die verwendeten Materialien und deren Eigenschaften werden ebenfalls in CPACS abgelegt. Auch die Beschreibung der Lastfälle für die Strukturdimensionierung erfolgt im CPACS-Format.

Weiterhin ist in CPACS ein Bereich für die Definition von programmspezifischen Parametern vorgesehen. Dies erlaubt die Steuerungsparameter für jedes im Prozeß eingebundene Programm zentral zu verwalten.

Das CPACS-Format wurde im Bereich der Optimierung mit hochgenauen Simulationsverfahren in den Projekten Digital-X [35] und AeroStruct [64] erfolgreich eingesetzt.



BILD 4: Ablaufdiagramm eines schwach gekoppelten Modells für die Strömungs-Struktur-Interaktion.

5.4 Parallelisierung

Bei der simulationsbasierten Optimierung mit hochgenauen Verfahren ist die Rechenzeit ein begrenzender Faktor. Um eine Anwendbarkeit für Entwurfs- und Optimierungsaufgaben im Bereich der Luftfahrt zu erreichen, sind die technischen Möglichkeiten der Parallelisierung auszunutzen.

Hier sollen vier Ebenen der Parallelisierung entsprechend TAB 6 vorgestellt werden.

Ebene	Beschreibung
1	Parallele Ausführung verschiedener Optimierungen
2	Parallele Berechnung von Konfigurationen
3	Parallele Simulation der Betriebspunkte und Lastfälle
4	Parallelisierung der Simulationsprogramme

TAB 6: Ebenen der Parallelisierung.

Die erste Ebene stellt die parallele Ausführung einzelner Optimierungen dar. Dabei erfolgt jede Optimierung mit einer anderen Vorgabe der Entwurfsparameter, Nebenbedingungen oder Zielfunktion. Eine zweite Ebene der Parallelisierung bildet die parallele Analyse verschiedener Konfigurationen. Die entsprechenden Konfigurationen unterscheiden sich durch andere Werte der Entwurfsparameter. Damit ist diese Ebene der Parallelisierung besonders für die effiziente Durchführung von Parameterstudien geeignet. Viele Optimierungsverfahren aus dem Bereich der zufalls- und ersatzmodellbasierten Verfahren unterstützen diese Parallelisierungsebene. Als dritte Ebene der Parallelisierung soll die parallele Berechnung der betrachteten Betriebspunkte und Lastfälle eingeführt werden. Die vierte Ebene stellt die Parallelisierung der disziplinären Simulationsprogramme dar. Hierbei kann innerhalb von Iterationsschleifen zusätzlich Rechenzeit eingespart werden, wenn ein paralleles Weiterrechnen basierend auf den verteilten Daten möglich ist.

Bei den drei letzten Ebenen der Parallelisierung ist zu beachten, daß sie in bestimmten Prozeßschritten eine Zu-

sammenführung der parallel ausgeführten Berechnungen erfordern. Als Beispiel soll die Strukturdimensionierung eines Flügelkastens genannt werden, bei der alle parallel berechneten Lastfälle berücksichtigt werden müssen.

Eine Parallelisierung des Simulationsprozesses auf verschiedenen Ebenen ist in der Regel mit einer Zunahme der Komplexität und einer Reduzierung der Flexibilität eines Prozesses verbunden. Grenzen der Parallelisierbarkeit ergeben sich durch die Skalierbarkeit der Simulationsverfahren und der zur Verfügung stehenden Rechenkapazität.

Ein Beispiel für eine flexible Programmumgebung im Bereich der multidisziplinären Simulation auf hochparallelen Rechnerarchitekturen ist der FlowSimulator [65]. Dieser wurde gemeinsam von Airbus, der ONERA, dem DLR und einigen Universitäten entwickelt. Der FlowSimulators stellt parallele Datencontainer mit den zugehörigen Zugriffsmethoden zur Verfügung, welche einen effizienten Datenaustausch direkt über den Arbeitsspeicher ermöglichen. Über eine Python-Schnittstelle kann der Anwender komplexe Prozeßketten zur multidisziplinären Simulation unter Nutzung der FlowSimulator-Umgebung erstellen [66].

6 OPTIMIERUNGSSTRATEGIEN

Als Optimierungsstrategie wird ein Vorgehen oder ein Algorithmus zur Extremwertsuche von funktionalen Zusammenhängen bezeichnet. Eine besondere Bedeutung hat der Suchalgorithmus in der numerischen Optimierung. Das Ziel der numerischen Optimierung ist es, das Optimum einer Funktion mit einer vorgegebenen numerischen Genauigkeit zu lokalisieren.

Die Optimierungsaufgabe besteht darin, die Vektoren der Entwurfsparameter \vec{x} zu finden, bei denen die Zielfunktion der Optimierung $F(\vec{x})$ einen Extremwert annimmt. Aus den gefundenen Extremwerten kann dann das globale Optimum bestimmt werden. Die allgemeine Formulierung der Optimierungsaufgabe lautet:

(1) $F(\vec{x}) \rightarrow \min$

Dabei gilt es die folgenden Nebenbedingungen zu berücksichtigen:

(2)
$$x_{i,min} < x_i < x_{i,max}, i \in [1,...,n]$$

 $h(\vec{x}) = 0$
 $g(\vec{x}) \ge 0$

Der Entwurfsraum wird somit durch den unteren Grenzwert $x_{i,min}$ und den oberen Grenzwert $x_{i,max}$ der einzelnen Entwurfsparameter x_i festgelegt. Mit der Funktion $h(\vec{x})$ werden die Nebenbedingungen der Entwurfsparameter beschrieben, welche sich in einer Gleichung formulieren lassen. Die Funktion $g(\vec{x})$ beinhaltet die Nebenbedingungen der Entwurfsparameter, welche die Form einer Ungleichung annehmen.

Eine vollständige Analyse des Gültigkeitsbereiches ist im allgemeinen nicht möglich. Die Aufgabe des Suchalgorithmus besteht in der effizienten Lokalisierung des globalen Minimums.

6.1 Numerische Optimierungsverfahren

Es existiert eine Vielzahl unterschiedlicher Verfahren zur numerischen Optimierung. Die Kenntnis der Eigenschaften der verschiedenen Algorithmen ist für die Auswahl von entscheidender Bedeutung. Zum Auffinden der Vor- und Nachteile der verschiedenen Verfahren soll hier eine Klassifizierung vorgenommen werden. Eine Bewertung im Hinblick auf die gestellte Optimierungsaufgabe kann mit folgenden Kriterien [67] erfolgen:

- Effizienz,
- Globalität und
- Robustheit.

Als Effizienz wird dabei die benötigte Anzahl an Funktionsaufrufen bis zu einer konvergenten Lösung mit einer vorgegebenen Genauigkeit verstanden. Die Globalität ist ein Maß für die Wahrscheinlichkeit das globale Optimum bei einem zufällig gewählten Startpunkt aufzufinden. Mit der Robustheit wird die Toleranz gegenüber einer mit Rauschen überlagerten Zielfunktion beschrieben.

6.1.1 Deterministische Verfahren

Die deterministischen Verfahren werden nach ihrer Ordnung unterschieden. Bei Verfahren mit nullter Ordnung werden die Werte der Zielfunktion zur Berechnung neuer Sätze an Entwurfsparametern benutzt. Zur Bewertung einzelner Parametersätze und Bestimmung der Suchrichtung werden lediglich die Funktionswerte der Zielfunktion verwendet. Ein mehrdimensionales Verfahren dieser Klasse ist der Simplex-Algorithmus von Nelder und Mead [68]. Die Erweiterung dieses Ansatzes für eine größere Anzahl an Entwurfsparametern stellt der Subplex-Algorithmus von Rowan [69] dar.

Deterministische Verfahren erster Ordnung verwenden neben den aufeinander folgenden Funktionswerten der Zielfunktion zusätzlich die aktuelle Richtungsinformation zur Berechnung eines neuen Satzes an Entwurfsparametern. Die Richtungsinformation ist in aller Regel der Gradient der Zielfunktion $\nabla F(\vec{x})$ in Abhängigkeit der Entwurfsparameter im betrachten Punkt. Deshalb werden die deterministischen Verfahren erster Ordnung auch als Gradientenverfahren bezeichnet.

6.1.2 Zufallsbasierende Verfahren

Diese Verfahren verwenden das Zufallsprinzip zur Generierung neuer Sätze von Entwurfsparametern. Dadurch besteht kein analytischer Zusammenhang zwischen dem Funktionswert der Zielfunktion und der Auswahl neuer Werte für die Entwurfsparameter.

Die zufallsbasierenden Verfahren eignen sich besonders zur Lokalisierung des globalen Optimums. Ihr Nachteil ist die meistens sehr hohe Anzahl an benötigten Funktionsaufrufen.

Wichtige Vertreter dieser Klasse sind die sogenannten Genetischen Algorithmen (GA). Die Entwicklung dieser Verfahren geht auf die Vererbungslehre aus der Biologie zurück. Dabei spielen die in der Natur beobachteten Prozesse von Leben, Fortpflanzung und Sterben der Organismen eine große Rolle. Ein Optimierungszyklus beinhaltet die Evaluierung der Zielfunktion aller Individuen einer Generation mit anschließender Selektion, Rekombination und Mutation. Die neue Generation setzt sich aus einer vom gewählten Verfahren abhängigen Mischung neuer und alter Individuen zusammen.

Aus dem Bereich der Physik ist das Verfahren der simulierten Abkühlung bekannt. Grundidee ist die Nachbildung eines Abkühlungsprozesses einer metallischen Schmelze. Dabei wird davon ausgegangen, daß das Metall beim Abkühlen den energetisch günstigsten Zustand annimmt.

Die Effizienz von Vogel- und Fischschwärmen bei der Futtersuche sind das Vorbild der Partikel-Schwarm-Optimierung (PSO). Bei diesem Verfahren bewegt sich eine während der Optimierung gleichbleibende Anzahl an Partikeln in einem Schwarm durch den Raum der Entwurfsparameter. Dadurch findet eine im Schwarm koordinierte Suche nach dem globalen Optimum statt.

6.1.3 Ersatzmodellbasierte Verfahren

Bei diesen Verfahren wird ein mathematisches Ersatzmodell basierend auf einer Versuchsplanung, meist als "Design of Experiments" (DoE) bezeichnet, erzeugt. Dabei werden Interpolationsverfahren wie die Gaußprozeß-Regression, welche auch als "Kriging"-Verfahren [70] bezeichnet werden, verwendet. Diese Interpolationsverfahren zeichnen sich durch eine Fehlerschätzung aus, welche in der Bestimmung weiterer Stützstellen für die iterative Verbesserung des Ersatzmodells berücksichtigt wird. In der Versuchsplanung kommen verschiedene statistische Techniken zur Bestimmung der Stützstellen wie z.B. mit "Centroidal Voronoi Tesselation" (CVT) verbessertem "Latin Hypercube Sampling" (LHS) zum Einsatz. Die numerische Optimierung erfolgt dann unter Verwendung des erzeugten Ersatzmodells. Dabei wird in der Regel eine Kombination von globalen und lokalen Verfahren eingesetzt. Als Zielfunktion wird oft die erwartete Verbesserung, welche eine Kombination aus Zielfunktionswert und geschätztem Fehler des Ersatzmodells darstellt, verwendet. Eine praktische Einführung in die ersatzmodellbasierten Optimierungsverfahren wird z.B. von Forrester [71] gegeben.

7 AUSBLICK

In zukünftigen Anwendungen sollen z.B. das Konzept des hochflexiblen Flügels und Technologien zur passiven und aktiven Lastabminderung untersucht und bewertet werden. Dafür ist die Verwendung geeigneter multidisziplinärer Simulationsprozesse basierend auf den hier vorgestellten Methoden der simulationsbasierten Tragflügeloptimierung eine Grundvoraussetzung.

Es ist zu erwarten, daß die Übertragung dieser Methoden auf das Gesamtflugzeug in Zukunft ein zentraler Bestandteil der Flugzeugentwicklung sein wird. Dazu sind neben der Aerodynamik und der Strukturmechanik alle anderen Disziplinen wie z.B. Antriebe, Aeroelastik, Flugmechanik, Flugregelung und Systeme in die Simulation einzubeziehen. Wesentliche Bestandteile sind dabei der Einsatz hochgenauer Simulationsverfahren und die Berücksichtigung aller Wechselwirkungen zwischen den Disziplinen. Damit wird eine multidisziplinäre Betrachtungsweise des Gesamtsystems mit einer hohen Genauigkeit erreicht.

Eine Optimierung auf Gesamtflugzeugebene erfordert die Verwendung parametrischer Simulationsmodelle für alle Komponenten des Flugzeugs. Somit kommt der Entwicklung von Prozessen zur automatischen Generierung konsistenter Simulationsmodelle eine besondere Bedeutung zu. Diese Simulationsmodelle sind in anwendungsorientierten Prozeßketten mit geeigneten Architekturen und Schnittstellen zu integrieren. Dabei gilt es die zunehmende Verfügbarkeit von hohen Rechenkapazitäten auszunutzen. Besondere Herausforderungen sind die steigende Anzahl der Entwurfsparameter und Nebenbedingungen und das effiziente Finden einer realisierbaren und möglichst optimalen Lösung für die gestellte Entwurfsaufgabe.

Das Ziel des simulationsbasierten Ansatzes ist im DLR dem Leitkonzept "virtuelles Produkt" zugeordnet. Als virtuelles Produkt wird dabei die hochgenaue numerische Abbildung eines Flugzeugs mit all seinen Eigenschaften und Komponenten verstanden. Dabei soll das virtuelle Produkt zukünftig die Anforderungen der Nachweisführung im Zulassungsprozeß erfüllen und damit die Basis für den Konstruktions- und Fertigungsprozeß bilden.

Literatur

- European Commission. European Aeronautics: A Vision for 2020. Luxembourg, Belgium: Office for Official Publications of the European Communities, 2001.
- [2] European Commision. 2008 Addendum to the Strategic Research Agenda. http://www.acare4europe.com. 2008.
- [3] European Commision. Flightpath 2050 Europe's Vision for Aviation. Luxembourg, Belgium: Office for Official Publications of the European Communities, 2011.
- [4] K. Horstmann und T. Streit. "Aerodynamic Wing Design for Transport Aircraft - Today: Hermann Schlichting - 100 Years". In: Hrsg. von R. Radespiel, C.-C. Rossow und B. W. Brinkmann. Bd. 102. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2009, S. 130–144.
- [5] N. Kroll, C.-C. Rossow und D. Schwamborn. "The MEGAFLOW-Project - Numerical Flow Simulation for Aircraft". In: *Progress in Industrial Mathematics at ECMI 2004* (2005), S. 3–33.
- [6] N. Kroll, N. Gauger, J. Brezillon, K. Becker und V. Schulz. ,Ongoing Activities in Shape Optimization Within The German Project MEGADESIGN". In: ECCOMAS 2004. 2004.
- [7] N. Kroll, N. Gauger, J. Brezillon u. a. "Flow Simulation and Shape Optimization For Aircraft Design". In: *Journal of Computational* and Applied Mathematics 203 (Dez. 2005), S. 397–411.
- [8] N. Kroll, K. Becker, H. Rieger und F. Thiele. "Ongoing Activities in Flow Simulation and Shape Optimization within the German Megadesign Project". In: *ICAS 2006, 25th International Congress* of the Aeronautical Sciences. 2006.
- [9] N. Kroll, K. Becker, H. Rieger und F. Thiele. MEGADESIGN and MegaOpt - German Initiatives for Aerodynamic Simulation and Optimization in Aircraft Design. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2009.
- [10] N. R. Gauger. "Ongoing activities in shape optimization within the German project MEGADESIGN". In: EUCCO2004, Dresden (de), 29.-31.03.2004. 2004.
- [11] J. Sobieszczanski-Sobieski und R. T. Haftka. "Multidisciplinary Aerospace Design Optimization: Survey of Recent Developments". In: 34th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA. AIAA-96/0711. 1996.
- [12] J. P. Giesing und J.-F. M. Barthelemy, "A Summary of Industry MDO Applications and Needs". In: 7th AIAA/USAF/NASA/ISSMO, Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, St. Louis, Missouri, USA. AIAA 98-47378, 1998.
- [13] P. Piperni, M. Abdo, F. Kafyeke und A. T. Isikveren. "Preliminary Aerostructural Optimization of a Large Business Jet". In: *Journal of Aircraft* 44.5 (2007), S. 1422–1438.
- [14] K. Chiba, A. Oyama, S. Obayashi, K. Nakahashi und H. Morino. "Multidisciplinary Design Optimization and Data Mining for Transonic Regional-Jet Wing". In: *Journal of Aircraft* 44.4 (2007), S. 1100– 1112.
- [15] A. Fazzolari. "An Aero-Structure Adjoint Formulation for Efficient Multidisciplinary Wing Optimization". Diss. Carl-Friedrich-Gauß-Fakultät für Mathematik und Informatik, Technische Universität Braunschweig, 2005.
- [16] A. Jameson, K. Leoviriyakit und S. Shankaran. "Multi-point Aero-Structural Optimization of Wings Including Planform Variations". In: 45th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA. AIAA 2007-764. 2007.
- [17] R. P. Liem, G. K. W. Kenway und J. R. R. A. Martins. "Multipoint, multi-mission, high-fidelity aerostructural optimization of a long-range aircraft configuration". In: *14th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Indianapolis, USA*. Sep. 2012.
- [18] G. K. W. Kenway und J. R. R. A. Martins. "Multipoint High-Fidelity Aerostructural Optimization of a Transport Aircraft Configuration". In: 51 (2014). Journal of Aircraft, S. 144–160.

- [19] M. Abu-Zurayk. "An Aeroelastic Coupled Adjoint Approach for Multi-Point Designs in Viscous Flows". Diss. RWTH Aachen University, Jan. 2017.
- [20] S. Keye, T. Klimmek, M. Abu-Zurayk, M. Schulze und Č. Ilić. "Aero-Structural Optimization of the NASA Common Research Model". In: AIAA Aviation and Aeronautics Forum and Exposition (AVIATION). AIAA 2017-4145. Juni 2017.
- [21] E. Torenbeek. *Synthesis of subsonic airplane design*. Dordrecht: Springer Science+Business Media Dordrecht, B.V., 1982.
- [22] D. P. Raymer. Aircraft Design: A Conceptual Approach. Third Edition. American Institute of Aeronautics und Astronautics, 1999.
- [23] L. R. Jenkinson, P. Simpkin und D. Rhodes. *Civil Jet Aircraft De*sign. AIAA education series. American Institute of Aeronautics und Astronautics (AIAA), 1999.
- [24] D. Howe. Aircraft Conceptual Design Synthesis. London und Bury St Edmunds, UK: Professional Engineering Publishing Limited, 2000.
- [25] I. Kroo. Aircraft Design: Synthesis and Analysis. Version 0.99. Desktop Aeronautics, Inc., 2001.
- [26] J. R. R. A. Martins, J. J. Alonso und J. J. Reuther. "High-Fidelity Aerostructural Design Optimization of a Supersonic Business Jet". In: *Journal of Aircraft* 41.3 (2004), S. 523–530.
- [27] A. Fazzolari, N. Gauger und J. Brezillon. "Efficient aerodynamic shape optimization in MDO context". In: *Journal of Computational* and Applied Mathematics 203.2 (2007). Special Issue: The first Indo-German Conference on PDE, Scientific Computing and Optimization in Applications, S. 548–560.
- [28] K. Wicke, M. Kruse und F. Linke. "Mission and Economic Analysis of Aircraft with Natural Laminar Flow". In: 28th Interantional Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS 2012. ICAS Conference Paper. Sep. 2012.
- [29] T. F. Wunderlich. "Multidisziplinäre Optimierung von Flügeln für Verkehrsflugzeuge mit Berücksichtigung der statischen Aeroelastizität". Diss. Technische Universität Braunschweig, März 2013.
- [30] T. F. Wunderlich. "Multidisciplinary wing optimization of commercial aircraft with consideration of static aeroelasticity". In: CEAS Aeronautical Journal 6.3 (2015), S. 407–427.
- [31] J. E. Green. "Laminar Flow Control Back to the Future?" In: 38th Fluid Dynamics Conference and Exhibit, Seattle, Washington, USA. AIAA 2008-3728. 2008.
- [32] T. F. Wunderlich, S. Dähne, L. Heinrich und L. Reimer. "Multidisciplinary Optimization of a NLF Forward Swept Wing in combination with Aeroelastic Tailoring using CFRP". In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2015*. Nov. 2015.
- [33] Z. Lyu und J. R. R. A. Martins. "Aerodynamic Shape Optimization of an Adaptive Morphing Trailing-Edge Wing". In: *Journal of Aircraft* 52 (Nov. 2015), S. 1951–1970.
- [34] T. F. Wunderlich und S. Dähne. "Aeroelastic Tailoring of an NLF Forward Swept Wing". In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress* 2016. Sep. 2016.
- [35] S. Görtz, Č. Ilić, M. Abu-Zurayk u. a. "Collaborative Multi-Level MDO Process Development and Application to Long-Range Transport Aircraft". In: *ICAS 2016*. Sep. 2016.
- [36] P. K. C. Rudolph. *High-Lift Systems on Commercial Subsonic Airliners*. Techn. Ber. NASA Contractor Report 4746. National Aeronautics und Space Administration, 1996.
- [37] J. A. Samareh. "Survey of Shape Parameterization Techniques for High-Fidelity Multidisciplinary Shape Optimization". In: AIAA Journal 39.5 (2001), S. 877–884.
- [38] R. M. Hicks und P. A. Henne. "Wing Design by Numerical Optimization". In: *Journal of Aircraft* 15.7 (1978), S. 407–412.
- [39] M. Orlowski. Analyse verschiedener Verfahren zur Parametrisierung von Geometrien bezüglich Eignung für Optimierung. Techn. Ber. DLR-Interner Bericht 129-96/16. Braunschweig: DLR Institut für Entwurfsaerodynamik, 1996.

- [40] H. Sobiecsky. "Parametric airfoils and wings". In: Notes on Numerical Fluid Mechanics 68 (1998), S. 71–88.
- [41] W. Song und A. J. Keane. "A Study of Shape Parameterisation Methods for Airfoil Optimisation". In: 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Albany, New York, USA. AIAA 2004-4482. 2004.
- [42] J. Brezillon und R. Dwight. "Discrete Adjoint of the Navier-Stockes Equations for Aerodynamic Shape Optimization". In: Evolutionary and Deterministic Methods for Design, Optimisation and Control with Applications to Industrial and Societal Problems, EUROGEN. 2005.
- [43] B. M. Kulfan und J. E. Bussoletti. "Fundamental Parametric Geometry Representations for Aircraft Component Shapes". In: 11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Portsmouth, Virginia, USA. AIAA 2006-6948. 2006.
- [44] B. M. Kulfan. "A Universal Parametric Geometry Representation Method-CST"". In: 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA. AIAA 2007-62. 2007.
- [45] P. Castonguay und S. K. Nadarajah. "Effect of Shape Parameterization on Aerodynamic Shape optimization". In: 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA. AIAA 2007-59. 2007.
- [46] P. Schüler. "Numerische Optimierung von transsonischen Tragflügelprofilen". Diplomarbeit, DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, TU Darmstadt. 2007.
- [47] S. Sattler. "Vergleich und Bewertung von Parametrisierungsmethoden zur Optimierung von transsonischen Tragflügelprofilen". Diplomarbeit, DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, TU Braunschweig. 2008.
- [48] H. P. Buckley, B. Y. Zhou und D. W. Zingg. "Airfoil Optimization Using Practical Aerodynamic Design Requirements". In: 27th AIAA Applied Aerodynamics Conference, San Antonio, Texas, USA. AIAA 2009-3516. 2009.
- [49] P. Kunze. "Untersuchung von Parametrisierungsmethoden und Zielfunktionen zur Optimierung von Profilen eines transsonischen Tragflügels". Diplomarbeit, DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Institut für Flugzeugbau und Leichtbau Universität Stuttgart. 2009.
- [50] J. Blazek. Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications. First Edition. Oxford: Elsevier Science Ltd, 2001.
- [51] J. H. Ferziger und M. Perić. Computational Methods for Fluid Dynamics. Third, Rev. Edition. Berlin Heidelberg New York: Springer, 2002.
- [52] C. Hirsch. Numerical Computation of Internal and External Flows, Volume 1 Fundamentals of Computational Fluid Dynamics. Second Edition. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2007.
- [53] D. C. Wilcox. *Turbulence Modeling for CFD*. First Edition. La Cañada, California, USA: DCW Industries, Inc., 1993.
- [54] S. B. Pope. Turbulent Flows. Cambridge University Press, 2000.
- [55] M. Galle. Ein Verfahren zur numerischen Simulation kompressibler, reibungsbehafteter Strömungen auf hybriden Netzen. Techn. Ber. DLR-Forschungsbericht 99-04. Braunschweig: DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, 1999.
- [56] T. Gerhold. "Overview of the Hybrid RANS TAU-Code, In: Kroll N., Fassbender J. (Eds) MEGAFLOW - Numerical Flow Simulation Tool for Transport Aircraft Design". In: *Notes on Multidisciplinary Design* 89 (2005).
- [57] D. Schwamborn, T. Gerhold und R. Heinrich. "The DLR TAU-Code: Recent Applications in Research and Industry". In: European Conference on Computational Fluid Dynamics, ECCOMAS CFD 2006 Conference, Delft, The Netherlands. 2006.
- [58] N. Kroll und J. K. Fassbender. "MEGAFLOW Numerical Flow Simulation for Aircraft Design, Braunschweig". In: Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design (NNFM) 89 (2002).

- [59] N. Kroll, C.-C. Rossow, D. Schwamborn, K. Becker und G. Heller. "MEGAFLOW - A Numerical Flow Simulation Tool For Transport Aircraft Design, Toronto, Canada". In: *ICAS Congress 2002*. 2002, S. 1.105.1–1.105.20.
- [60] J. R. R. A. Martins und A. B. Lambe. "Multidisciplinary Design Optimization: A Survey of Architectures". In: AIAA Journal 51 (2013), S. 2049–2075.
- [61] X. B. Lam, Y. S.Kim, A. D. Hoang und C. W. Park. "Coupled Aerostructural Design Optimization Using the Kriging Model and Integrated Multiobjective Optimization Algorithm". In: *Journal of Optimization Theory and Applications* 142.3 (2009), S. 533–556.
- [62] R. Kamakoti und W. Shyy. ,Fluid-structure interaction for aeroelastic applications". In: *Progress in Aerospace Sciences* 40.8 (2005), S. 535–558.
- [63] C. M. Liersch und M. Hepperle. "A Unified Approach for Multidisciplinary Preliminary Aircraft Design". In: CEAS European Air and Space Conference, Manchester, United Kingdom. 2009.
- [64] T. F. Wunderlich und S. Dähne. "Aeroelastic tailoring of an NLF forward swept wing". In: *CEAS Aeronautical Journal* 8.3 (2017), S. 461–479.
- [65] M. Meinel und G. O. Einarsson. "The FlowSimulator framework for massively parallel CFD applications". In: PARA 2010 conference, 6-9 June, Reykjavik, Iceland. 2010.
- [66] L. Reimer, D. Vollmer, G. O. Einarsson u. a. "Multidisciplinary Analysis Workflow with the FlowSimulator". In: *Proceedings of the Onera Scientific Day 2012—CFD Workflow: Mesh, Solving, Visualizing, ...* Hrsg. von C. Benoit, P. d'Anfray und T. H. Lê. Bd. 19. Amphithéâtre Becquerel, École Polytechnique, Palaiseau, 2012, S. 23– 30.
- [67] J. Wild. "Numerische Optimierung von zweidimensionalen Hochauftriebskonfigurationen durch Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen". Diss. Technische Universität Braunschweig, Juni 2001.
- [68] J. A. Nelder und R. Mead. "A Simplex Method for Function Minimization". In: *Computer Journal* 7 (1965), S. 308–313.
- [69] T. H. Rowan. "Functional Stability Analysis of Numerical Algorithms". Diss. Department of Computer Sciences, University of Texas at Austin, USA, Mai 1990.
- [70] D. G. Krige. "A Statistical Approach to Some Basic Mine Valuation Problems on the Witwatersrand". In: *Journal of the Chemical*, *Metallurgical and Mining Society of South Africa* 52.6 (Dez. 1951), S. 119–139.
- [71] A. Forrester, A. Sobester und A. Keane. Engineering Design via Surrogate Modelling: A Practical Guide. Wiley, 2008.