Interner Bericht

DLR-IB-AS-BS-2025-24

oLAF – Optimal Lastadaptives Flugzeug Integrationskonzept für den Flugzeugkonzeptentwurf in die MDO

Projektbericht Version 1.2

Tobias Franziskus Wunderlich

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

DLR Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

Bericht des Instituts für Aerodynamik und Strömungstechnik
Report of the Institute of Aerodynamics and Flow Technology

DLR-IB-AS-BS-2025-24

oLAF – Optimal Lastadaptives Flugzeug Integrationskonzept für den Flugzeugkonzeptentwurf in die MDO

Projektbericht Version 1.2

Wunderlich, Tobias Franziskus

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

ISSN 1614-7790

Stufe der Zugänglichkeit: 1
Braunschweig, im Februar 2025

Institutsdirektor:
Prof. Dr.-Ing. Kai Richter

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

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

Der Bericht enthält:
44 Seiten
7 Bilder
10 Tabellen
45 Literaturstellen

oLAF - Optimal Lastadaptives Flugzeug

Integrationskonzept für den Flugzeugkonzeptentwurf in die MDO Projektbericht Version 1.2

Arbeitspaket 4.3, Meilenstein M-4.12

Tobias Franziskus Wunderlich

08.08.2024

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

Liste der Versionen des Berichts

Berichtsversion	Datum	Autor	Bemerkungen
Version 1.0	28.09.2023	Tobias Wunderlich	Erste Version
Version 1.1	31.07.2024	Tobias Wunderlich	Änderungen: • Ergänzung der Zusammenfassung
Version 1.2	08.08.2024	Tobias Wunderlich	Änderungen: • Änderung der typischen Anzahl an Funktionsaufrufen für die gradientenbasierte Optimierung von „10 bis 100“ auf „10 bis 50“ in Tabelle 4.4 • Änderung der typischen Rechenzeit für die multidisziplinäre Entwurfsoptimierung von „3-4 Stunden“ auf „3-10 Stunden“ in Tabelle 5.1 • Ergänzung des Ansatzes „Erstellung eines Ersatzmodells für das Gesamtentwurfsverfahren und Integration in multidisziplinäre Entwurfsoptimierung“ in Tabelle 5.2

Zusammenfassung

Im Rahmen des DLR-Projekts oLAF wird ein Vorgehen zur Integration des Konzeptentwurfs in die multidisziplinären Entwurfsoptimierung entwickelt. Dazu wird in diesem Bericht der Konzeptentwurf und die multidisziplinäre Entwurfsoptimierung in möglichst allgemeingültiger Form beschrieben und davon ausgehend ein Integrationskonzept abgeleitet. Die Beschreibung des Konzeptentwurfs beinhaltet hier die Anforderungen, Technologien und Entwurfsziele und den damit verbundenen Ablauf in allgemeiner Form. Anschließend erfolgt die Vorstellung der multidisziplinären Entwurfsoptimierung in Form einer Beschreibung der Entwurfsaufgabe, des typischen Ablaufes und der verwendeten Optimierungsstrategien. Daraus folgt die Entwicklung eines Integrationskonzepts, welches einen geeigneten Lösungsansatz für den Ablauf der Entwurfsoptimierung mit integriertem Konzeptentwurf aufzeigt. Abschließend wird auf die technische Umsetzung des vorgestellten Integrationskonzeptes eingegangen, indem die noch zu entwickelnden Fähigkeiten für eine Implemetierung vorgestellt werden.

Inhaltsverzeichnis

1 Bezeichnungen **9**

2 Einleitung **11**

3 Konzeptentwurf **15**
3.1 Anforderungen, Technologien und Entwurfsziele 15
3.2 Ablauf des Konzeptentwurfs 18

4 Multidisziplinäre Entwurfsoptimierung **21**
4.1 Entwurfsaufgabe 22
4.1.1 Zielfunktion 22
4.1.2 Entwurfsparameter 23
4.1.3 Nebenbedingungen 24
4.2 Ablauf der multidisziplinären Entwurfsoptimierung 27
4.3 Optimierungsstrategien 29

5 Integrationskonzept **33**
5.1 Entwicklung eines Integrationskonzepts 33
5.2 Ablauf der Entwurfsoptimierung mit integriertem Konzeptentwurf 36
5.3 Implementierung der Entwurfsoptimierung mit integriertem Konzeptentwurf 38

1 Bezeichnungen

Lateinische Symbole

A	Streckung (aspect ratio)
b	Spannweite
$F(\vec{x})$	Zielfunktion der Optimierung
$g(\vec{x})$	Ungleichheits-Nebenbedingung der Optimierung
H	Flughöhe
$h(\vec{x})$	Gleichheits-Nebenbedingung der Optimierung
$L, \vec{L}$	Auftrieb, Auftriebsvektor
L/D	Gleitzahl (lift-to-drag ratio)
Ma	Mach-Zahl
$Ma_C = Ma_{MO}$	maximal zulässige operative Mach-Zahl im Reiseflug
Ma_D	maximal zulässige Mach-Zahl im Bahnneigungsflug (dive Mach number)
m	Masse
m_{MTO}	Maximale Abflugmasse (maximum take-off)
m_{MTO}/S	Flächenbelastung
$n = L/W$	Lastvielfaches
S	Flügelfläche
$TSFC$	spezifischer Kraftstoffverbrauch
T_{TO}	Startschub
$T_{TO}/(m_{MTO}g)$	Schub-Gewichtsverhältnis
$V, \vec{V}$	Fluggeschwindigkeit, Geschwindigkeitsvektor
V_C	Bemessungs-Reisegeschwindigkeit (design cruising speed)
V_D	Bemessungs-Höchstgeschwindigkeit (design diving speed)
x_i	Entwurfsparameter

Griechische Symbole

∇	Gradient

Indizes

MTO	Maximum Start (maximum take-off)
max	Maximalwert
min	Minimalwert
TAS	wahre Fluggeschwindigkeit (true airspeed)
TO	Start (take-off)

Abkürzungen

CAD	Computer-Aided Design, rechnerunterstütztes Konstruieren
CS-25	Certification Specifications for Large Aeroplanes, Zulassungsvorschriften der EASA für Großflugzeuge
CO_2	Kohlendioxid
CPACS	Common Parametric Aircraft Configuration Schema
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
FAA	Federal Aviation Administration, US-Bundesluftfahrtbehörde
FAR 25	Federal Aviation Regulations, Airworthiness Standards for Transport Category Airplanes, Lufttüchtigkeitsstandards der USA für Transportflugzeuge
ICAO	International Civil Aviation Organization, Internationale Zivilluftfahrtorganisation
MDO	Multidisciplinary Design Optimization, Multidisziplinäre Entwurfsoptimierung
MICADO	Multidisciplinary Integrated Conceptual Aircraft Design and Optimization
MLA	Maneuver Load Alleviation, Lastabminderung im Manöverflug
oLAF	Optimal Lastadaptives Flugzeug
PrADO	Preliminary Aircraft Design and Optimisation program
XDSM	Extended Design Structure Matrix

2 Einleitung

Die Ziele der europäischen Luftfahrtforschung werden in der „Vision 2020“ [1], [2] und dem „Flightpath 2050“ [3] formuliert. Zentrale Punkte sind eine signifikante Reduzierung der CO_2-Emissionen des Luftverkehrs und eine deutliche Verkürzung der Entwicklungszeit von Verkehrsflugzeugen. Aufgrund der aktuellen gesellschaftlichen Entwicklung wurde mit dem „European Green Deal“ [4] die Strategie der Europäischen Kommission für den Transport- und Mobilitätssektor neu ausgerichtet. Wesentlicher Bestandteil des „European Green Deal“ ist ein Konzept zur Reduzierung der Netto-Emissionen von Treibhausgasen auf null bis zum Jahr 2050 in der Europäischen Union. Ausgehend von dieser Vorgabe bis 2050 einen klimaneutralen Luftverkehr zu realisieren, hat das DLR eine eigene Strategie [5] für die Ziele in der Luftfahrtforschung entwickelt. Die darin aufgezeigten Handlungsfelder im Bereich des energieeffizienten Flugzeugs beinhalten z.B. die Technologien der Lastadaption, welche zentraler Forschungsgegenstand im Projekt oLAF sind.

Die Entwicklung eines Flugzeugs kann nach Raymer [6] entsprechend Abbildung 2.1 in drei Phasen eingeteilt werden. Dieser vom deutschen Sprachgebrauch abweichenden und aus der weit verbreiteten englischsprachigen Fachliteratur stammenden Einteilung der Flugzeugentwicklung soll hier verwendet werden.

Auf der Basis von Marktanalysen werden die Anforderungen in enger Abstimmung mit den erwarteten Kunden definiert. Die Anforderungen setzen sich dabei aus der Transportaufgabe und wirtschaftlichen, zulassungsrelevanten und infrastrukturbedingten Randbedingungen zusammen.

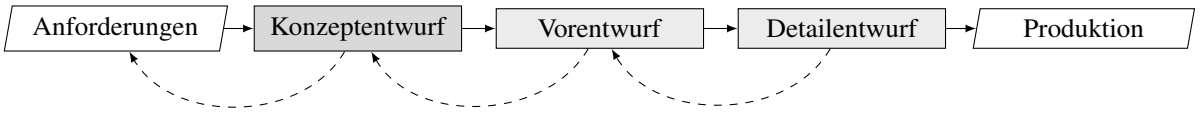

Abbildung 2.1: Drei Phasen der Flugzeugentwicklung nach Raymer [6].

Im Konzeptentwurf wird mit einfachen Methoden und Verfahren eine grobe Festlegung der Konfiguration angestrebt und Konzepte zur Erfüllung der Anforderungen erarbeitet. Dazu wird der Einfluß verschiedener Entwurfsparameter auf die Anforderungen in Form von Parameterstudien untersucht. Weiterhin werden vielversprechende Flugzeugkonfigurationen mit einem geeigneten Gesamtentwurfsverfahren analysiert, optimiert und bewertet. Stellt sich eine die Anforderungen erfüllende Konfiguration als geeigneter Kompromiß zwischen den zu berücksichtigenden Aspekten heraus, wird die Entwicklung im Vorentwurf fortgesetzt.

Im Vorentwurf kommen nun hochgenaue Simulationsverfahren der einzelnen Fachbereiche zur Anwendung, um die gemachten Annahmen des Konzeptentwurfs zu bestätigen und die geometrische Form im Detail zu entwerfen. Der Detailentwurf führt die konstruktiven Arbeiten dann bis zur Erstellung der Fertigungszeichnungen und bis zur Beschreibung des Produktionsprozesses fort. Im gesamten Prozeß der Flugzeugentwicklung müssen dabei die Zulassungsvorschriften berücksichtigt und im Rahmen der Zulassung deren Beachtung nachgewiesen werden.

In der Flugzeugentwicklung können die einzelnen Entwicklungsphasen weder methodisch noch zeitlich präzise voneinander getrennt werden. Die Übergänge der einzelnen Phasen sind fließend und überlappen sich teilweise. Weiterhin wird die Flugzeugentwicklung durch die Rückführung der Informationen zu einem iterativer Prozeß. Als Flugzeugentwurf im eigentlichen Sinne kann die Phase des Konzeptentwurfs verstanden werden.

Ziel des Flugzeugentwurfs ist es, einen die Anforderungen optimal erfüllenden Entwurf unter Einhaltung aller Randbedingungen zu liefern. Besonders wichtig ist dabei eine ausreichende Genauigkeit der Vorhersagen bezüglich der an den Entwurf gestellten Anforderungen wie z.B. die Flugleistung, die Massen, die Anschaffungs- und Betriebskosten zu garantieren. Dies trifft gleichermaßen auf die Einhaltung von Randbedingungen wie z.B. der Flugeigenschaften, der Sicherheit und des Passagierkomforts zu.

Der Flugzeugentwurf beinhaltet verschiedene Fachdisziplinen wie z.B. Aerodynamik, Strukturmechanik, Aeroelastik, Flugmechanik, Antriebe und Systeme. Dabei lassen sich die verschiedenen Disziplinen nicht voneinander trennen und alle den Entwurf beeinflussenden Wechselwirkungen müssen einbezogen werden.

Ein multidisziplinäres Vorgehen, welches alle relevanten Disziplinen und deren Interaktionen berücksichtigt, kommt in der Regel im Konzeptentwurf der Flugzeugentwicklung zur Anwendung. Dabei werden oft empirische und semiempirische Handbuchmethoden und einfache physikalische Modellierungen eingesetzt. Beispiele für dieses Vorgehen werden in den Lehrbüchern von Torenbeek [7], Loftin [8], Roskam [9], Raymer [6] und Scholz [10] beschrieben.

Der überwiegende Teil der empirischen Formeln und statistischen Ansätze basiert auf Daten bereits existierender Flugzeuge. Eine Extrapolation der einfachen Zusammenhänge kann zu unbekannten Fehlern und Ungenauigkeiten führen. Dies beschränkt den Einsatz dieser Methodik in den jeweiligen Bereichen des Konzeptentwurfs auf den Parameterbereich bereits vorhandener Flugzeugkonfigurationen und Technologien.

Das von der Technischen Universität Braunschweig entwickelte „Preliminary Aircraft Design and Optimisation program“ (PrADO) [11] und das von der Technischen Hochschule Aachen entwickelte „Multidisciplinary Integrated Conceptual Aircraft Design and Optimization“ (MICADO) [12] sind Beispiele für in der Konzept- und Vorentwurfsphase verwendete und auf einfachen physikalischen Modellierungen basierende Programme für den Flugzeuggesamtentwurf. Im DLR wurde das Gesamtentwurfsprogramm „openAD“ [13] mit dem zentralen Dateiformat CPACS [14, 15] entwickelt.

Mit zunehmendem Einsatz physikalischer Modellierungen erweitert sich der Anwendungsbereich der entsprechenden Methodik und neue Flugzeugkonfigurationen und Technologien können mit der benötigten Genauigkeit untersucht werden. In der Regel ist dies mit einem steigenden Bedarf an Simulations- und Rechenaufwand verbunden.

Die Methodik der multidisziplinären Entwurfsoptimierung (MDO) basierend auf hochgenauen Simulationsverfahren wird im Vorentwurf zunehmend eingesetzt. Eine besondere Herausforderung der MDO mit hochgenauen Simulationsverfahren stellt die einer gestellten Optimierungsaufgabe angepaßte Auswahl der Modellierung und der zugehörigen Lösungsmethoden bzw. Simulationsverfahren im Hinblick auf physikalische Genauigkeit und benötigten Rechenaufwand dar. Dies beinhaltet die Auswahl der Parametrisierungsmethode, der numerischen Simulationsverfahren für die aerodynamische und die strukturmechanische Analyse und der Strömungs-Struktur-Kopplung dar. Auch die Wahl der Zielfunktion und der Optimierungsstrategie sind von besonderer Bedeutung.

In der Regel werden die im Vorentwurf eingesetzten numerischen Simulationsmethoden und Prozesse automatisiert und in einer Prozesskette zur multidisziplinären Entwurfsanalyse zusammengefügt und anschließend in einer numerischen Optimierung angewendet. Bei diesen Prozessketten werden hohe Anforderungen an die Robustheit und Effizienz gestellt. Aufgrund der hohen Anzahl der Freiheitsgrade bei der aerodynamischen Formoptimierung, der Strukturoptimierung von Leichtbaustrukturen in Faserverbundbauweise und der Triebwerksentwurfsoptimierung ist eine effiziente Berechnung der Sensitivitäten im Bereich der gradientenbasierten Optimierung von besonderer Bedeutung. Prozessketten im Bereich der gradientenbasierten Optimierung werden zum Beispiel von Jameson et al. [16], Martins et al. [17], Kenway und Martins [18], Liem et al. [19] und Merle et al. [20] veröffentlicht.

Im Bereich der globalen Optimierung bleibt die Anzahl der Entwurfsparameter aus Gründen des Rechenaufwands in der Regel beschränkt. Eine effiziente Prozesskette zur multidisziplinären Flügeloptimierung basierend auf hochgenauen Simulationsmethoden und deren Anwendung wird vom Autor dieses Berichts in [21, 22] beschrieben. Andere Beispiele von komplexen Prozeßkette werden zum Beispiel von Görtz et al [23] und Ilic et al. [24] veröffentlicht.

In diesem Bericht soll neben einer kurzen Beschreibung des Konzeptentwurfs und der multidisziplinären Entwurfsoptimierung ein Integrationskonzept vorgestellt werden, welches die Integration der wesentlichen Bestandteile eines Konzeptentwurfsverfahrens in einen Prozess der multidisziplinären Entwurfsoptimierung auf abstrakter Ebene beschreibt.

3 Konzeptentwurf

Im Konzeptentwurf erfolgt eine Festlegung der Anforderungen, eine Auswahl der eingesetzten Technologien und die Definition der Ziele im Hinblick auf die Umweltwirkung und die Wirtschaftlichkeit. Das Ziel des Konzeptentwurfs ist die grobe Festlegung der Konfiguration und Technologien, welche die Anforderungen und Entwurfsziele optimal erfüllen. Zentrale Bestandteile sind die Dimensionierung der Baugruppen und des Antriebs, die Abschätzung der entsprechenden Massen und Schwerpunkte und die Bestimmung der Flugleistung, welche die Vorgaben für den Vorentwurf darstellen.

3.1 Anforderungen, Technologien und Entwurfsziele

In Tabelle 3.1 werden im Flugzeugentwurf relevante Anforderungen, Technologien und Entwurfsziele angegeben. Die Anforderungen beinhalten die Einhaltung der Zulassungsvorschriften und die zu erfüllende Transportaufgabe, welche in der Regel aus Marktstudien resultiert. Auch die Eignung für die vorhandene Flughafeninfrastruktur stellt eine wesentliche Anforderung für den Flugzeugentwurf dar.

Die Auswahl einer geeigneten Flugzeugkonfiguration mit der zugehörigen Anzahl und Anordnung der Komponenten ist ein weiterer wichtiger Bestandteil des Konzeptentwurfs. In Tabelle 3.2 wird ein kurzer Überblick über bekannte Flugzeugkonfigurationen und typische Topologien von Flügel, Leitwerk und Antrieb gegeben.

Neben den Anforderungen und der Konfiguration sind die zu verwendenden Technologien entsprechend ihrer Verfügbarkeit und Kosten auszuwählen und in den Entwurf mit allen wesentlichen Wechselwirkungen einzubringen. Die Technologien sind hier einzelnen Disziplinen zugeordnet, obwohl einige Technologien starke Wechselwirkungen mit den anderen Disziplinen aufweisen. Als Entwurfsziele stehen in der Regel betriebswirtschaftliche Kenngrößen im Fokus, welche langfristig von Umweltaspekten bestimmt werden.

Zu Beginn des Flugzeugentwurfs werden die Anforderungen und Entwurfsziele festgelegt. Für die entsprechende Entwurfsaufgabe wird anschließend eine geeignete Flugzeugkonfiguration mit den zugehörigen Technologien gesucht. Aufgrund der vielen Freiheitsgrade in diesem Entwurfsstadium kommt hier viel Expertenwissen basierend auf Forschungsergebnissen und Parameterstudien mit der Unterstützung von einfachen und wenig rechenintensive Entwurfsverfahren zum Einsatz. Nach der Auswahl der Flugzeugkonfiguration und den einzusetzenden Technologien erfolgt eine initiale Dimensionierung des Flugzeugs, mit welcher die Größenordnung der Flächenbelastung m_{MTO}/S und des Schub-Gewichtsverhältnisses $T_{TO}/(m_{MTO}g)$ bestimmt wird. In der Regel wird hierbei ein Entwurfsdiagramm [8, 25] verwendet, welches die wesentlichen Anforderungen in Abhängigkeit von Flächenbelastung und Schub-Gewichtsverhältnisses darstellt.

Anforderungen	Zulassungsvorschriften	Steigrate im 2. Segment Steigrate beim Durchstartmanöver
	Transportaufgabe	Nutzlast Reichweite Fluggeschwindigkeit Steigleistung Entwurfs- und Bewertungsmission Kabine und Passagierkomfort
	Flughafeninfrastruktur	Start- und Landestrecke Flugzeugkategorie
Technologien	Aerodynamik	Superkritische Profile Hochgestreckter Flügel Benetzte Oberfläche und Reibungswiderstands Grenzschichtbeeinflussung Laminarhaltung Adaptiver Flügel
	Lasten	Manöver- und Böenlastreduktion
	Struktur	Faserverbundbauweise „Stringer Dominant Design“ „Aeroelastic Tailoring“ Materialien und Fertigung
	Antrieb	Getriebefan Propfan/Openrotor
Entwurfsziele	Umweltaspekte	Werkstoffe und Recycling CO_2-Emissionen/Kraftstoffverbrauch Schallemissionen
	Wirtschaftlichkeit	Gewinnmaximierung Hersteller Gewinnmaximierung Betreiber

Tabelle 3.1: Anforderungen, Technologien und Entwurfsziele.

Konfiguration	Flugzeug	Flügel-Rumpfröhren-Anordnung Nurflügelflugzeug Drachenkonfiguration Canardkonfiguration Dreiflächenflugzeug Unterflügelanordnung der Triebwerke Heckanordnung der Triebwerke
	Flügel	Hochdecker Mitteldecker Tiefdecker Abgestrebter Flügel
	Leitwerk	Standardleitwerk Kreuzleitwerk T-Leitwerk V-Leitwerk Doppelleitwerk
	Antrieb	Propeller, Turboprop Turbofan Getriebefan Propfan

Tabelle 3.2: Flugzeugkonfiguration und Topologie.

3.2 Ablauf des Konzeptentwurfs

In den Abbildungen 3.1 und 3.2 wird der typische Ablauf des Konzeptentwurfs unter Verwendung eines Gesamtentwurfsverfahrens mit integrierter Entwurfsoptimierung in Form eines XDSM-Diagramms („Extended Design Structure Matrix“) nach Lambe und Martins [26] dargestellt. Diese Darstellung kombiniert Informationen des Prozeßablaufs der numerischen Simulationsverfahren mit Informationen bezüglich der Abhängigkeit von Eingangs- und Ausgangsgrößen. Die Eingangsgrößen einer Komponente werden im XDSM-Diagramm in vertikaler Richtung angeordnet. Die Anordnung der Ausgangsgrößen erfolgt hingegen in horizontaler Richtung. Rechteckige Blöcke werden zur Abbildung von numerischen Analysen verwendet. Iterationsschleifen werden als ovalförmige Blöcke angegeben. Die Eingangs- und Ausgangsgrößen werden in Form von Parallelogrammen dargestellt. Zur Darstellung der Datenströme werden dicke graue Linien eingesetzt. Mit dünnen schwarzen Linien wird der Ablauf der Prozeßkette beschrieben und die Nummerierung der Komponenten gibt die Reihenfolge der Ausführung an.

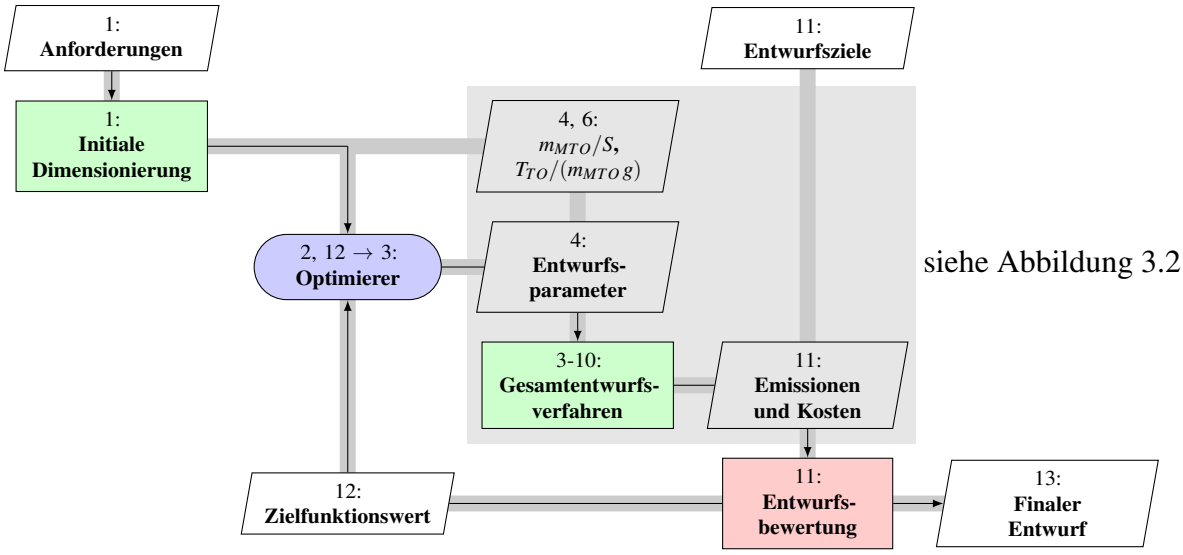

Abbildung 3.1: Anbindung des Gesamtentwurfsverfahrens an den Optimierer.

In Abbildung 3.1 wird die Anbindung des Gesamtentwurfsverfahrens an den Optimierer dargestellt. Die Komponente „Optimierer“ in Abbildung 3.1 stellt die Optimierungsschleife dar und steuert das Gesamtentwurfsverfahren über den Vektor der Entwurfsparameter. Für einen gegebenen Vektor der Entwurfsparameter liefert das Gesamtentwurfsverfahren den entsprechenden Wert der Zielfunktion. Das Ergebnis der Entwurfsoptimierung ist der finale Entwurf, welcher für die gegebenen Anforderungen die Entwurfsziele optimal erfüllt.

In Abbildung 3.2 wird der typische Ablauf eines Gesamtentwurfsverfahrens dargestellt. Die aus der initialen Dimensionierung resultierenden Werte für die Flächenbelastung m_{MTO}/S und des Schub-Gewichtsverhältnisses $T_{TO}/(m_{MTO}\,g)$ bilden neben den gewählten Entwurfsparametern die Eingangsgrößen für das Gesamtentwurfsverfahren. Die wesentlichen Bestandteile eines Gesamtentwurfsverfahrens bilden die Dimensionierung der Komponenten, der Systeme, des Antriebs und der Struktur, die Analyse der aerodynamischen Eigenschaften und der betrachteten

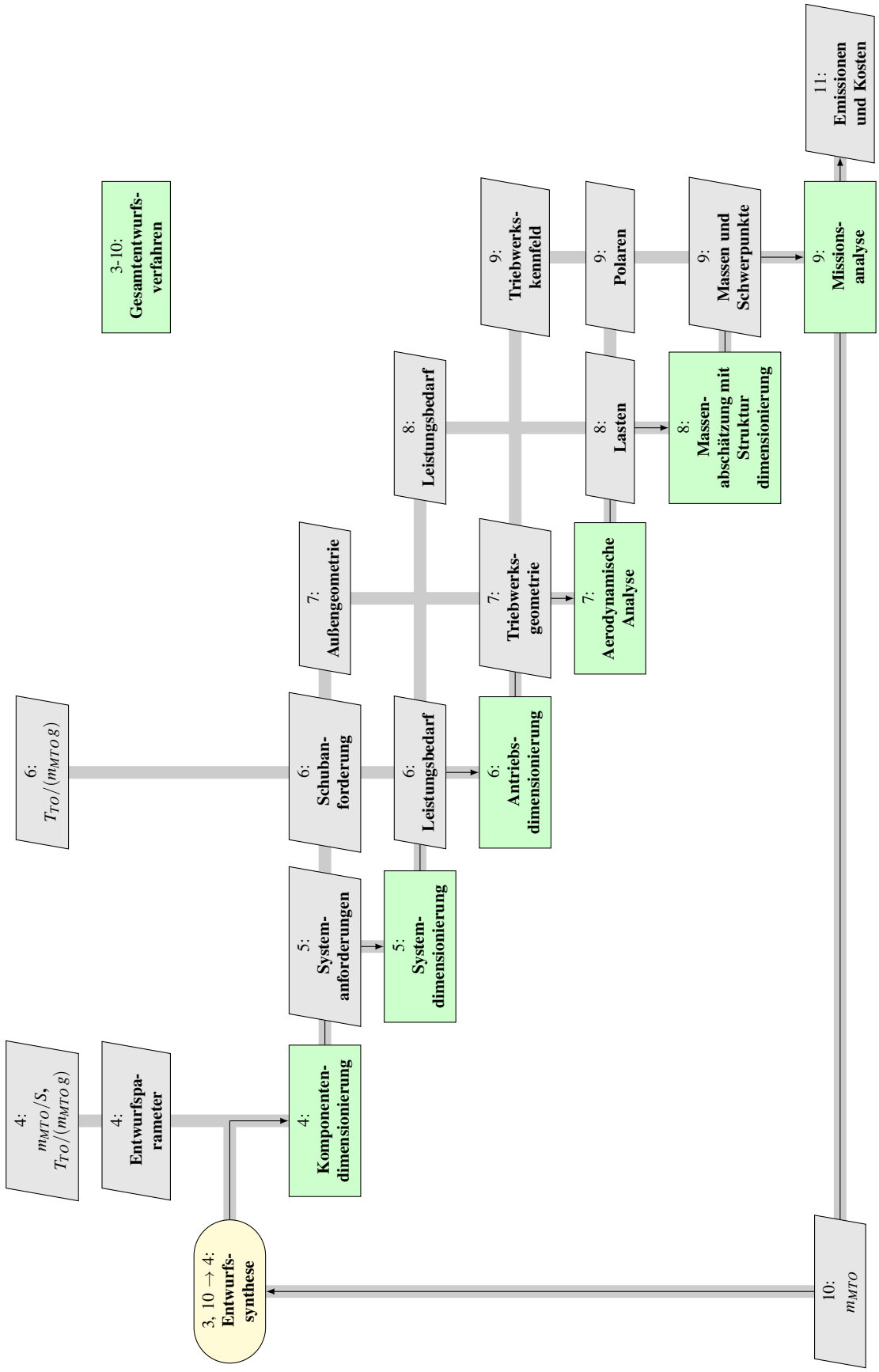

Abbildung 3.2: Ablaufdiagramm des Gesamtentwurfsverfahrens.

Flugmissionen und die Massenabschätzung mit den zugehörigen Positionen der Schwerpunkte. Diese einzelnen numerischen Analysen werden entsprechend Abbildung 3.2 zu einer Iterationsschleife zusammengefasst, um die Wechselwirkungen zwischen den einzelnen Disziplinen und die Schneeballeffekte prozesstechnisch zu erfassen und einen konvergierten Flugzeugentwurf zu erhalten. Der iterative Prozess des Gesamtentwurfsverfahrens wird als Entwurfssynthese bezeichnet. Das zentrale Ergebnis des Gesamtentwurfsverfahrens sind die Flugzeuggeometrie und die zugehörigen Emissionen und Kosten, welche in die Entwurfsbewertung mit dem entsprechenden Zielfunktionswert einfließen.

Die im Gesamtentwurfsverfahren verwendeten Dimensionierungs- und Analysemethoden basieren in der Regel auf statistischen Ansätzen und werden durch auf physikalischen Modellierungen basierte Methoden ergänzt bzw. ersetzt. Durch das iterative Vorgehen in der Entwurfssynthese können nur Methoden mit geringem Rechenaufwand im Gesamtentwurfsverfahren sinnvoll eingesetzt werden.

4 Multidisziplinäre Entwurfsoptimierung

Die multidisziplinäre Entwurfsoptimierung basierend auf hochgenauen Simulationsmethoden soll für eine vorgegebene Entwurfsaufgabe und Flugzeugkonfiguration unter Verwendung von ausgewählten Technologien eine optimale Lösung im Hinblick auf eine definierte Zielfunktion finden. Hierbei sollen alle wesentlichen physikalischen Effekte und Wechselwirkungen zwischen den einzelnen Disziplinen Berücksichtigung finden.

Beim Flugzeugentwurf sind die Aerodynamik, die Strukturauslegung ausgehend von den Lasten und der Triebwerksentwurf von zentraler Bedeutung. Die Aerodynamik bestimmt maßgeblich die Flugleistung und die aerodynamischen Lasten. Hierbei sind zur Vorhersage von transsonischen Effekten und Strömungsablösungen die physikalischen Eigenschaften von kompressiblen und reibungsbehafteten Strömungen zu berücksichtigen. Die aerodynamischen Eigenschaften des Flugzeugs werden von der Formgebung und gezielt eingesetzten Steuerflächenausschlägen bestimmt. Somit ist die aerodynamische Formoptimierung unter Berücksichtigung von Steuerflächenausschlägen ein wesentlicher Bestandteil der multidisziplinären Entwurfsoptimierung. Mit Technologien wie z.B. dem adaptiven Flügel oder der Laminarhaltung können weitere Verbesserungen im Bereich der Aerodynamik erzielt werden.

In der Strukturauslegung werden die lasttragenden Strukturen ausgehend von den dimensionierenden Lasten im Hinblick auf eine geringe Masse optimiert. Mit der Einführung der Faserverbundbauweise haben sich die Freiheitsgrade in der Strukturauslegung deutlich erhöht. Neue Technologien betreffen hier die Bauweisen, Strukturkonzepte und die verwendeten Materialien.

Der die Flugleistung bestimmende schubspezifische Kraftstoffverbrauch wird im Triebwerksentwurf unter Vorgabe der Schubanforderungen optimiert. Auch die resultierenden Abmessungen des Antriebs und die Massen sind wichtige Größen, welche beim Flugzeugentwurf und der Triebwerksintegration berücksichtigt werden müssen.

In der multidisziplinären Entwurfsoptimierung sind die Wechselwirkungen zwischen den Disziplinen von besonderer Bedeutung. Somit werden die statischen aeroelastische Effekte in Form der Strömungs-Struktur-Kopplung berücksichtigt. Diese Effekte beeinflussen sowohl die Flugleistung als auch die Lasten und können z.B. durch die Technologie des „aeroelastic tailoring“ günstig beeinflusst werden. Weiterhin sind auch die Anforderungen an die Stabilität und Steuerbarkeit zu erfüllen und die Trimmung ist bei den betrachteten Flugzuständen einzubeziehen.

Die Kombination der Verfügbarkeit von hohen Rechenkapazitäten und hochgenauen numerischen Simulationsverfahren erlaubt eine zuverlässige Vorhersage der Flugleistungen von Verkehrsflugzeugen. 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 Entwurfsoptimierung basierend auf hochgenauen Simulationsverfahren.

Eine besondere Herausforderung im Bereich der multidisziplinären Entwurfsoptimierung 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 [27], Jameson et al. [16], Liem et al. [28], Kenway und Martins [18], Abu-Zurayk [29] und Keye et al. [30] erfolgreich zur Flügeloptimierung angewendet.

Aus den genannten Anwendungen folgt, dass für den multidisziplinäre Entwurfsoptimierung 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 Entwurfsoptimierung sind:

- die mathematische Beschreibung der Entwurf- bzw. Optimierungsaufgabe,
- die Parametrisierung,
- die automatische Erstellung bzw. Aktualisierung der disziplinären Simulationsmodelle,
- die effiziente Simulation von Aerodynamik, Struktur und Antrieb,
- 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 Entwurfsoptimierung.

4.1 Entwurfsaufgabe

Die Definition der Entwurfsaufgabe ist ein zentraler Bestandteil der multidisziplinären Entwurfsoptimierung. Dabei werden die Zielfunktion, die Entwurfsparameter und die Nebenbedingungen festgelegt. Mit einem geeigneten Prozess zur multidisziplinären Entwurfsanalyse und deren Anbindung an den Optimierer erfolgt die multidisziplinären Optimierung im Hinblick auf die vorgegebene Zielfunktion.

4.1.1 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 multidisziplinäre Entwurfsoptimierung wird in Tabelle 4.1 gegeben.

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

Zielfunktion (physikalische Größen)	
Maximale Abflugmasse	[6, 7, 31–33]
Reichweite	[16, 17, 34]
Kraftstoffverbrauch (CO_2 Emissionen)	[1–5]
Zielfunktion (betriebswirtschaftliche Größen)	
Direkte Betriebskosten (DOC)	[6, 7, 31–33]
Kapitalwert (NPV) einer Investition	[6, 35]
Gesamte Betriebskosten	[33]
Lebenszykluskosten (LCC)	[33]
Kapitalrendite (ROI)	[33]

Tabelle 4.1: Zielfunktionen für die multidisziplinäre Entwurfsoptimierung.

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.

Unter den Gesichtspunkten der Umwelt und der Kosten wird nach Green [36] in Zukunft der Kraftstoffverbrauch die höchste Priorität beim Luftverkehr einnehmen. Diese Zielsetzung entspricht auch dem in der Mobilitätsstrategie [4] 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 multidisziplinäre Entwurfsoptimierung dar. Die erfolgreiche Anwendung zeigen z.B. die Veröffentlichungen von Liem, Kenway und Martins [28], Kenway und Martins [18], Wunderlich et al. [22] und Wunderlich et al. [37].

4.1.2 Entwurfsparameter

Die Entwurfsparameter der multidisziplinären Entwurfsoptimierung beschreiben meist die Geometrie 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 Optimierung des Flügels gehören. Ein Beispiel für eine aerodynamische Formoptimierung mit Berücksichtigung von Steuerflächenausschlägen ist die Veröffentlichung von Lyu und Martins [38]. Der Einfluss der Steuerflächenausschläge auf die Gleitzahl im Reiseflug wird z.B. von Wunderlich und Siebert [39] beschrieben.

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 Flügeloptimierung ist bei Flügeln in Faserverbundbauweise ein wesentlicher Bestandteil, wie z.B. die Ergebnisse von Wunderlich und Dähne [40] für einen vorwärts gepfeilten Laminarflügel 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 Flügels in Faserverbundbauweise wird in Tabelle 4.2 gegeben. Bei den meisten Flügeloptimierungen kommt eine Auswahl dieser Entwurfsparameter zur Anwendung. Wie bereits angesprochen, werden diese Parameter entsprechend der gewählten Parametrisierung direkt oder indirekt gesteuert.

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

Tabelle 4.2: Entwurfsparameter für die Optimierung eines Flügels in Faserverbundbauweise.

4.1.3 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 werden in der Regel die Flächenbelastung S/m_{MTO} und das Schub-Gewichtsverhältnis T_{TO}/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 Abbildung 4.1 ist der Flugbereich für ein Langstreckenverkehrsflugzeug dargestellt. Die Flugbereichsgrenzen sind dabei die Auftriebsgrenzen (grün) für drei verschiedene Lastvielfache bei maximaler Abflugmasse, 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.

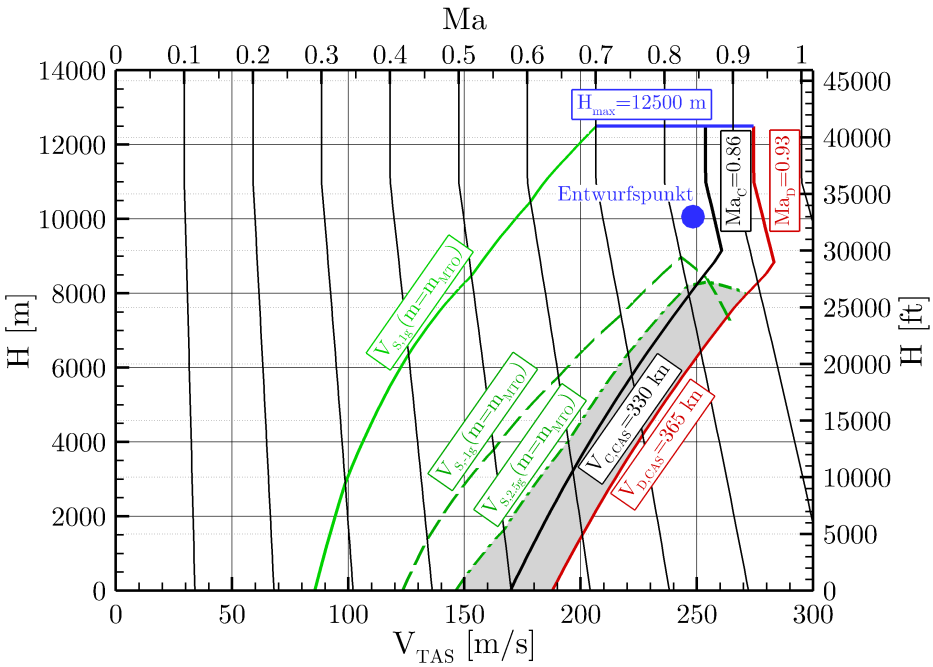

Abbildung 4.1: Flugbereich eines Langstreckenverkehrsflugzeugs.

Im Konzeptentwurf wird in der Regel die Transportarbeit (Reichweite R und Nutzlast m_P) vorgegeben und die maximale Abflugmasse 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 Abflugmasse durchlaufen wird. Werden im Bereich der simulationsbasierten Entwurfsoptimierung hochgenaue Simulationsverfahren mit hohem Rechenaufwand verwendet, wird auf diese Iterationsschleife oft verzichtet.

Eine weitere Nebenbedingung im Bereich der simulationsbasierten Entwurfsoptimierung 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. [41] verfolgt, bei dem ein vollständiger Lastenprozeß in die Flügeloptimierung 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 Flügeloptimierung wird in Tabelle 4.3 gegeben.

Nebenbedingung	**Bemerkung**
Maximale Abflugmasse	Nutzlast vorgegeben oder variabel
Maximale Nutzlast	Rumpf bleibt oft unverändert
Triebwerksmasse	–
Reservekraftstoffanteil	–
Flügelfläche	Start- und Landeleistungen
Spannweite	FAA Group und ICAO Code
Holmlagen	Holme sind in der Regel eben
Rippenabstand	–
Rippenorientierung	Anordnung meist in Flugrichtung oder senkrecht zu einem der Holme
Material	Metall- oder Faserverbundbauweise
Festigkeitskriterien	Festigkeitsgrenzen, Dehngrenzen
Anzahl der Triebwerke	–
Relative Triebwerksposition	oft identisch mit Position des Kinks
Schub-Gewichtsverhältnis	Start- und Landeleistungen
Schubspezifischer Kraftstoffverbrauch	Vorgabe oder Triebwerksmodell
Flugmechanische Eigenschaften	Stabilität, Steuerbarkeit und Flugeigenschaften
Aeroelastische Stabilität (statisch und dynamisch)	Divergenz, Ruderumkehr und Flattern

Tabelle 4.3: Nebenbedingungen für die Optimierung eines Flügels in Faserverbundbauweise.

Die Hochauftriebssysteme an der Vorder- und Hinterkante des Flügels können als Sekundärmassen im Strukturmodell mit der Vorgabe entsprechender Massenbelegungen berücksichtigt werden. Statistischen Werten für die Massenbelegungen verschiedene Hochauftriebssysteme werden z.B. von Rudolph [42] und Torenbeek [7] angegeben. Dabei ist anzumerken, daß genügend Bauraum im Flügel für die in den Start- und Landephasen benötigten Hochauftriebssysteme vorzusehen ist. Weiterhin sollte der Flügel über ein ausreichendes Kraftstoffvolumen verfügen.

4.2 Ablauf der multidisziplinären Entwurfsoptimierung

In den Abbildungen 4.2 und 4.3 wird der typische Ablauf der multidisziplinären Entwurfsoptimierung unter Verwendung der multidisziplinären Entwurfsanalyse und deren Anbindung an den Optimierer in Form eines XDSM-Diagramms („Extended Design Structure Matrix“) nach Lambe und Martins [26] dargestellt. Auf diese Darstellung wird in Abschnitt 3.2 näher eingegangen.

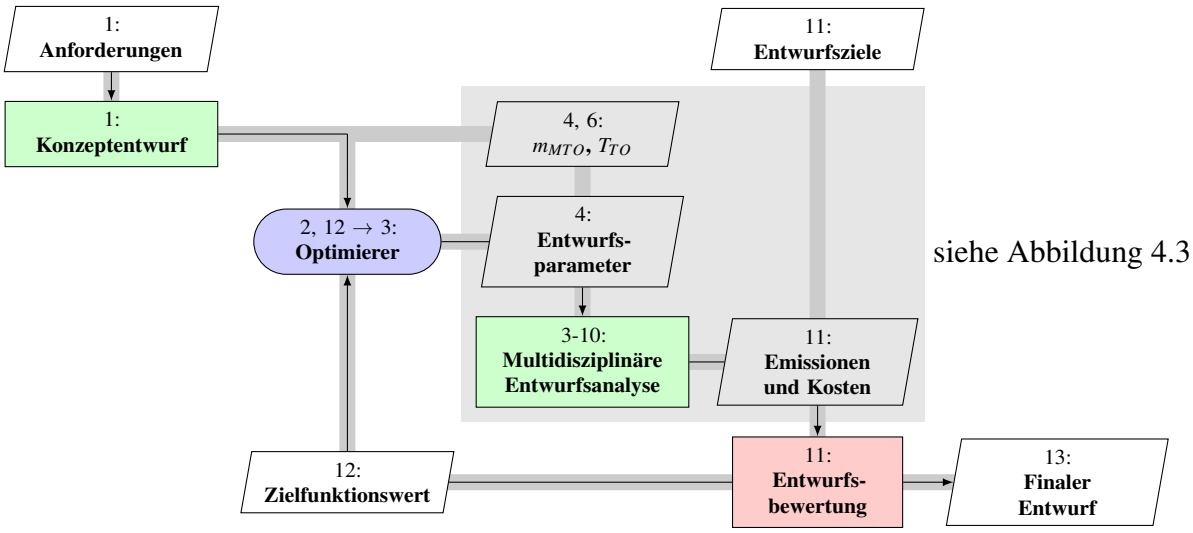

Abbildung 4.2: Anbindung der multidisziplinären Entwurfsanalyse an den Optimierer.

In Abbildung 4.2 wird die Anbindung der multidisziplinären Entwurfsanalyse an den Optimierer dargestellt. Ausgehend von den zentralen Ergebnissen des in Kapitel 3 vorgestellten Konzeptentwurfs, steuert die Komponente „Optimierer“ in Abbildung 4.2 die Optimierungsschleife über den Vektor der Entwurfsparameter. Für einen gegebenen Vektor der Entwurfsparameter liefert die multidisziplinäre Entwurfsanalyse den entsprechenden Wert der Zielfunktion. Das Ergebnis der Entwurfsoptimierung ist der finale Entwurf, welcher für die gegebenen Anforderungen die Entwurfsziele optimal erfüllt.

In Abbildung 4.3 wird ein typischer Ablauf der multidisziplinären Entwurfsanalyse dargestellt. Die aus dem Konzeptentwurf resultierenden Werte für die maximale Abflugmasse m_{MTO} und der Startschub T_{TO} bilden neben den gewählten Entwurfsparametern die Eingangsgrößen für die multidisziplinäre Entwurfsanalyse. Ausgehend von den Entwurfsparametern erfolgt eine Aktualisierung der Flugzeuggeometrie. Dabei beschreiben die Entwurfsparameter in der Regel die Außengeometrie des Flugzeugs, die Geometrie der Primärstruktur und die Triebwerksgeometrie. Der Prozess zur Aktualisierung der Geometrie kann eine automatische Neugenerierung oder eine Geometrievariation eines parametrischen Modells für die verwendeten disziplinären Analysemethoden darstellen. Als Beispiele sollen hier die Aktualisierung eines parametrischen CAD-Modells mit anschließender Netzdeformation des Volumennetzes für die aerodynamische Analyse und die Generierung eines Strukturmodells für die Strukturanalyse genannt werden.

Die wesentlichen Bestandteile der multidisziplinären Entwurfsanalyse bilden die aerodynamische Analyse, die flugmechanische Analyse, die Strukturanalyse und -dimensionierung, der

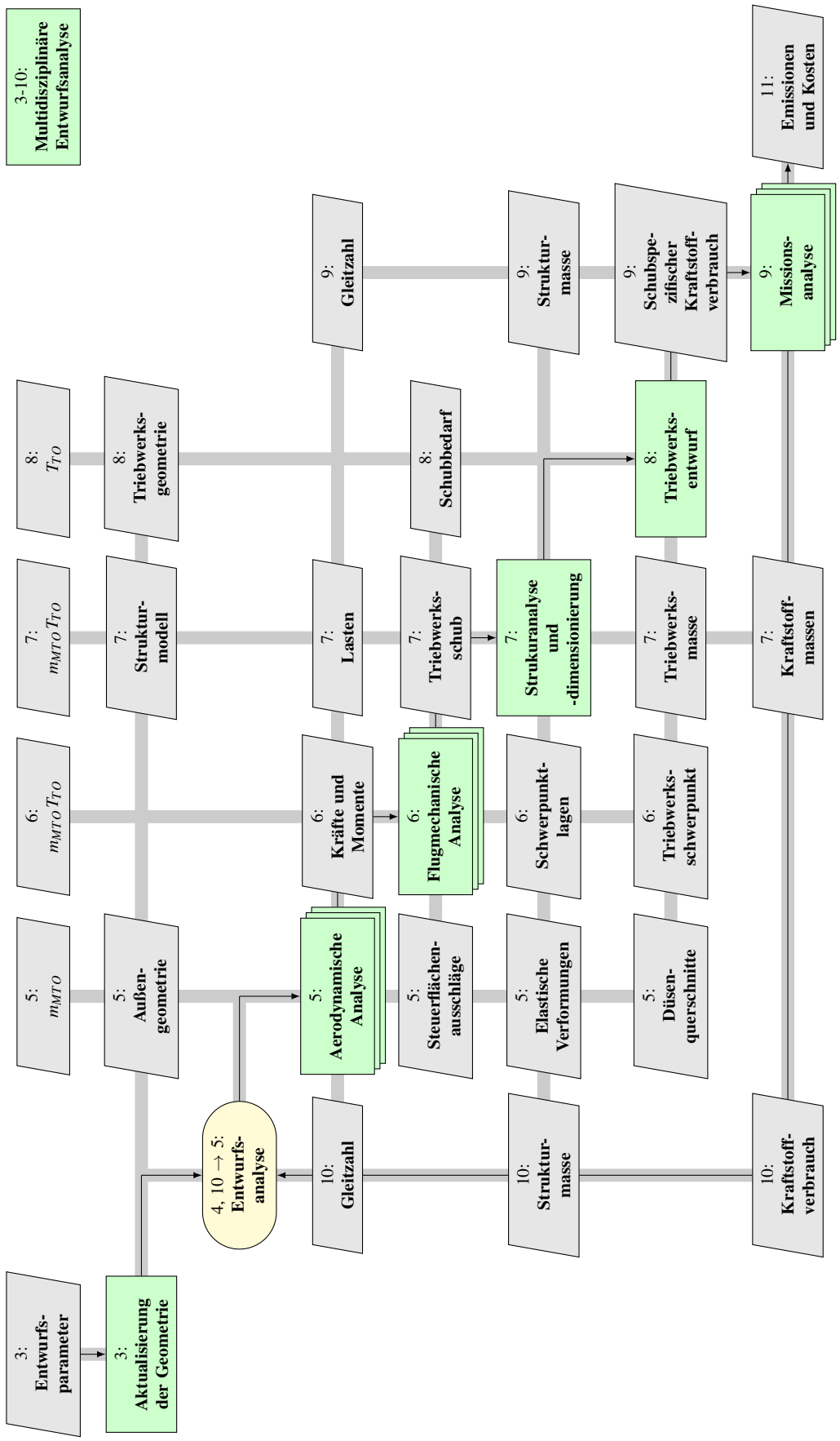

Abbildung 4.3: Ablaufdiagramm der multidisziplinären Entwurfsanalyse.

Triebwerksentwurf und die Missionsanalyse. Diese einzelnen numerischen Analysen werden entsprechend Abbildung 4.3 zu einer Iterationsschleife zusammengefasst, um die Wechselwirkungen zwischen den einzelnen Disziplinen prozesstechnisch zu erfassen und einen Flugzeugentwurf zu erhalten, der in allen betrachteten Flugzuständen getrimmt ist und sich im statischen aeroelastischen Gleichgewicht befindet. Weiterhin zielt der iterative Prozess der Entwurfsanalyse auf die Konvergenz zwischen den aerodynamischen Lasten und der Strukturdimensionierung und zwischen dem Schubbedarf und dem Triebwerksentwurf ab. Das zentrale Ergebnis der multidisziplinären Entwurfsanalyse sind die Flugzeuggeometrie und die zugehörigen Emissionen und Kosten, welche in die Entwurfsbewertung mit dem entsprechenden Zielfunktionswert einfließen.

Die in der multidisziplinären Entwurfsanalyse verwendeten Analyse-, Entwurfs- und Dimensionierungsmethoden basieren in der Regel auf hochgenauen numerischen Simulationsverfahren, welche die strömungsphysikalischen und strukturmechanischen Eigenschaften und Effekte realistisch abbilden. Durch das iterative Vorgehen in der Entwurfsanalyse und den hohen Rechenaufwand der numerischen Simulationsverfahren ergeben sich auch unter Nutzung von Großrechnern relativ lange Rechenzeiten, welche die Anzahl der Entwurfsparameter bei der numerischen Optimierung einschränken.

4.3 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:

$$F(\vec{x}) \rightarrow \min \tag{4.1}$$

Dabei gilt es die folgenden Nebenbedingungen zu berücksichtigen:

$$\begin{aligned} x_{i,min} < x_i < x_{i,max},\ i \in [1,...,n] \\ h(\vec{x}) = 0 \\ g(\vec{x}) \geq 0 \end{aligned} \tag{4.2}$$

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.

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 [43] 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.

Im Bereich der multidisziplinären Entwurfsoptimierung haben sich Optimierungsverfahren aus zwei verschiedenen Kategorien in der Praxis bewährt, welche in Tabelle 4.4 gegenübergestellt sind.

Optimierungsmethode	**Ersatzmodellbasierte Verfahren**	**Gradientenbasierte Verfahren**
Typische Anzahl an Entwurfsparametern	5 bis 30	10 bis 1000
Typische Anzahl an Funktionsaufrufen	50 bis 500	10 bis 50
Globalität	Eignung für globale Suche	Eignung für lokale Suche
Robustheit	hohe Robustheit gegenüber Fehlern und Rauschen	geringe Robustheit gegenüber Fehlern und Rauschen
Beispiele	Versuchsplanung mit CVT, globale und lokale Suchstrategie im Ersatzmodell und erwartete Verbesserung als Zielfunktion	Gradientenbestimmung mit finiten Differenzen oder Adjungiertenverfahren und Nutzung von Verfahren des steilsten Abstiegs und Newton-Verfahren

Tabelle 4.4: Optimierungsverfahren für die multidisziplinäre Entwurfsoptimierung.

Bei den ersatzmodellbasierten 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 [44] 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.

Als gradientenbasierte Verfahren werden die deterministischen Verfahren erster Ordnung bezeichnet. 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.

5 Integrationskonzept

Mit der Integration der wesentlichen Bestandteile des Konzeptentwurfs in die multidisziplinäre Entwurfsoptimierung wird ein schnellerer Entwurfsprozess bis zum optimalen Flugzeug angestrebt. Dies soll durch eine frühere Anwendung von hochgenauen Simulationsmethoden im Entwurfsprozess unter Berücksichtigung aller wesentlichen Wechselwirkungen und Schneeballeffekte erreicht werden. Dazu gilt es den Prozess der Entwurfssynthese aus dem Konzeptentwurf in die Entwurfsanalyse der multidisziplinären Entwurfsoptimierung zu integrieren. Aufgrund der höheren Komplexität der Simulationsmodelle und dem damit verbundenen Rechenaufwand der Simulationsverfahren, wird hier ausgehend von der multidisziplinären Entwurfsoptimierung eine Erweiterung um die wesentlichen Aspekte des Konzeptentwurfs vorgeschlagen. Ein entsprechendes Integrationskonzepts soll in diesem Kapitel vorgestellt werden.

5.1 Entwicklung eines Integrationskonzepts

Ausgehend von der detaillierten Beschreibung der Entwurfsprozesse in den vorangegangenen Kapitel 3 und 4, werden die wesentlichen Aspekte des Konzeptentwurfs und der multidisziplinären Entwurfsoptimierung in Tabelle 5.1 gegenübergestellt.

Eine direkte Integration der multidisziplinären Entwurfsoptimierung in ein Gesamtentwurfsverfahren ist aus praktischen Gründen nicht möglich, weil sich der Rechenaufwand mit den Iterationen der Entwurfssynthese multipliziert. Auch der Ansatz disziplinäre Ersatzmodelle mit hochgenauen Simulationsverfahren zu erzeugen und in ein Gesamtentwurfsverfahren zu integrieren soll hier nicht verfolgt werden, weil die disziplinären Ersatzmodelle einen extrem großen Entwurfsraum abdecken müssen und große Herausforderungen bei der Entwicklung der Schnittstellen vorliegen. Deshalb soll hier der Ansatz verfolgt werden, eine Integration des Konzeptentwurfs in die multidisziplinäre Entwurfsoptimierung zu ermöglichen.

Für eine Integration in die multidisziplinäre Entwurfsoptimierung eignet sich die Übertragung der Entwurfssynthese, weil hier ebenfalls eine feste Flugzeugkonfiguration mit vorgegebener Technologie analysiert wird. Die Aufgabe der Konfigurationsfindung und der initialen Dimensionierung zur Bestimmung der Flächenbelastung und des Schub-Gewichtsverhälnisses soll nicht Bestandteil des Integrationskonzepts sein und stellt somit einen vorangestellten Entwurfsprozess dar.

Entwurfsmethode	Konzeptentwurf	Multidisziplinäre Entwurfsoptimierung
Aufgaben	• Festlegung der Konfiguration • Auswahl der Technologien • Dimensionierung der Baugruppen und des Antriebs • Abschätzung der Massen und Schwerpunkte • Bestimmung der Flugleistung • Entwurfssynthese	• Optimierung der Konfiguration • Genaue Bestimmung der Flugleistung • Bestimmung der dimensionierenden Lasten • Dimensionierung der tragenden Struktur • Bestimmung interdisziplinärer Wechselwirkungen • Optimierung von Steuerflächenausschlägen zur Verbesserung der Flugleistung und zur Lastreduktion • Einbeziehung statischer aeroelastischer Effekte und der Trimmung
Eingaben	• Transportaufgabe • Entwurfsziele	• Flugbereich • Entwurfsmission • Entwurfsziele • Maximale Abflugmasse und Startschub
Ausgaben	• Optimierte Konfiguration • Maximale Abflugmasse und Startschub	• Optimierte Konfiguration • Optimale Steuerflächenausschläge
Zielfunktion	• Maximale Abflugmasse • Kraftstoffverbrauch • Betriebskosten	• Kraftstoffverbrauch
Entwurfsparameter	• Rumpfquerschnitt • Flügelgeometrie	• Flügelgeometrie • Steuerflächenausschläge • Strukturparameter
Nebenbedingungen	• Transportaufgabe • Start- und Landeleistungen	• Flugbereich • Maximale Abflugmasse • Werkstoffe und Auslegungskriterien
Iterationsschleifen	• Entwurfssynthese mit maximaler Abflugmasse	• Strömungs-Struktur-Kopplung • Trimmung • Lasten und Strukturdimensionierung
Typische Rechenzeit	• Nachrechnung mit Synthese 2-20 min • Entwurfsoptimierung 2-5 Tage	• Nachrechnung mit Strukturdimensionierung und Trimmung 3-10 Stunden • Entwurfsoptimierung 1-4 Wochen

Tabelle 5.1: Gegenüberstellung von Konzeptentwurf und multidisziplinärer Entwurfsoptimierung.

Ein zentraler Bestandteil des Integrationskonzeptes ist die Erweiterung der multidisziplinären Entwurfsoptimierung auf die Analyse des Gesamtflugzeugs. Dies bedeutet, dass alle Komponenten des Flugzeugs in den zentralen Disziplinen Aerodynamik, Strukturanalyse und -dimensionierung, Antrieb und Systeme berücksichtigt werden sollen. Im ersten Schritt können auch vereinfachte Simulationsmethoden aus dem Gesamtentwurfsverfahren in die multidisziplinäre Entwurfsoptimierung übertragen werden, sofern diese die wesentlichen physikalischen Zusammenhänge beschreiben.

Die im Konzeptentwurf verwendete grobe geometrische Beschreibung gilt es durch eine in der multidisziplinären Entwurfsoptimierung benötigte detaillierte Geometriebeschreibung zu ersetzen. Diese detaillierte Geometriebeschreibung soll CAD-basiert sein, um die benötigte Genauigkeit und Flexibilität in der Geometrie zu erhalten. Weiterhin wird ein parametrisches Geometriemodell für die Geometrievariationen innerhalb der Entwurfsoptimierung benötigt. Die hohe Anzahl an geometrischen Abhängigkeiten und Nebenbedingungen kann am einfachsten durch die Verwendung eines zentralen Geometriemodells abgedeckt werden. Somit wird für die technische Umsetzung des Integrationskonzepts ein zentrales parametrisches Geometriemodell auf CAD-Basis vorgeschlagen.

Im die Wechselwirkungen von aerodynamischer Formoptimierung und Triebwerksentwurf realistisch zu berücksichtigen, soll die aerodynamische Analyse ein angetriebenes Triebwerk beinhalten, welches auch den Verzicht auf eine Schub-Widerstandsbilanzierung erlaubt.

Eine prozesstechnische Aufteilung von Strukturanalyse und Strukturdimensionierung ermöglicht die Verwendung der Struktursteifigkeit als Entwurfsparameter und den Einsatz des globalen Optimierers für eine Strukturoptimierung im Hinblick auf die globale Zielfunktion, welche nicht zwingend zu Strukturen mit minimaler Masse führt.

Eine signifikante Reduzierung des Rechenaufwands wird durch die gleichzeitige Konvergenz der Entwurfssynthese, Strukturdimensionierung und Trimmung erwartet, wenn diese erst am Ende der multidisziplinären Entwurfsoptimierung gefordert wird. Dieser Ansatz wird von Martins und Lambe als „Simultaneous Analysis and Design“ SAND [45] bezeichnet und ist auf Optimierungsprobleme mit gutmütigem Konvergenzverhalten anwendbar. Wird in jeder Iteration des globalen Optimierers in allen disziplinären Analysen Konvergenz vorgeschrieben, wird diese Prozessarchitektur als „Indivudual Discipline Feasible“ (IDF) bezeichnet. Die Implementierung des Integrationskonzepts sollte modular erfolgen, um verschiedene Architekturen in der Praxis auszuprobieren.

Um mit der hohen Anzahl an Entwurfsparametern eine multidisziplinäre Entwurfsoptimierung durchführen zu können, wird die Verwendung eines gradientenbasierten Optimierungsverfahrens bei der Implementierung des Integrationskonzepts vorgeschlagen. Dies setzt die effiziente Berechnung der Gradienten in der praktischen Anwendung voraus.

In Tabelle 5.2 werden die verschiedenen Ansätze zur Entwicklung eines Konzepts zur Integration des Konzeptentwurfs in die Entwurfsoptimierung zusammengefasst. Die vorgestellten Ansätze werden in der Tabelle bewertet und eine Berücksichtigung im Integrationskonzept wird kenntlich gemacht. Im folgenden Abschnitt soll ein möglicher Ablauf der Entwurfsoptimierung mit integriertem Konzeptentwurf vorgestellt werden.

Ansatz	Bewertung	Bestandteil Integrations-konzept
Direkte Integration der multidisziplinären Entwurfsoptimierung in Gesamtentwurfsverfahren	Multiplizierung des Rechenaufwands mit Iterationen der Entwurfssynthese	nein
Erstellung von disziplinären Ersatzmodellen und Integration in Gesamtentwurfsverfahren	Abdeckung eines extrem großen Entwurfsraums Große Herausforderungen bei den Schnittstellen	nein
Erstellung eines Ersatzmodells für das Gesamtentwurfsverfahren und Integration in multidisziplinäre Entwurfsoptimierung	Multidisziplinäre Entwurfsoptimierung als untergeordnete Detailoptimierung setzt hohe Genauigkeit des Gesamtentwurfsverfahrens für übergeordnete Entwurfsparameter voraus	nein
Aufteilung Konzeptentwurf in initiale Dimensionierung und Gesamtentwurfsverfahren	Trennung von Konfigurationsfindung und Optimierung der Konfiguration ist Voraussetzung für Integrationskonzept	ja
Integration Gesamtentwurfsverfahren in multidisziplinäre Entwurfsoptimierung	Erweiterung der multidisziplinären Entwurfsoptimierung auf Gesamtflugzeug wird benötigt	ja
Zentrales parametrisches Geometriemodell auf CAD-Basis	Detaillierte Geometriebeschreibung wird von multidisziplinärer Entwurfsoptimierung benötigt	ja
Aerodynamische Analyse mit angetriebenem Triebwerk	Realistische Modellierung und möglicher Verzicht auf Schub-Widerstandsbilanzierung	ja
Aufteilung von Strukturanalyse und Strukturdimensionierung	Strukturoptimierung mit globalem Optimierer, globaler Zielfunktion und Steifigkeit als Entwurfsparameter	optional
Konvergenz der Entwurfssynthese, Strukturdimensionierung und Trimmung erst am Ende der Optimierung	Signifikante Reduzierung des Rechenaufwands, sofern gutmütiges Konvergenzverhalten erreicht wird	optional
Verwendung eines gradientenbasierten Optimierungsverfahrens	Lokale Suche für hohe Anzahl an Entwurfsparametern, effiziente Gradientenberechnung ist Voraussetzung	ja

Tabelle 5.2: Ansätze für Integrationskonzept.

5.2 Ablauf der Entwurfsoptimierung mit integriertem Konzeptentwurf

In Abbildung 5.1 wird ein mögliches Ablaufdiagramm der multidisziplinären Entwurfsoptimierung mit integriertem Konzeptentwurf in Form eines XDSM-Diagramms („Extended Design Structure Matrix“) nach Lambe und Martins [26] grob skizziert.

Ausgehend von einem zentralen parametrischen Geometriemodell erfolgt im ersten Schritt eine Aktualisierung der Geometrie, welche die Außen- und Innengeometrie aller Komponenten

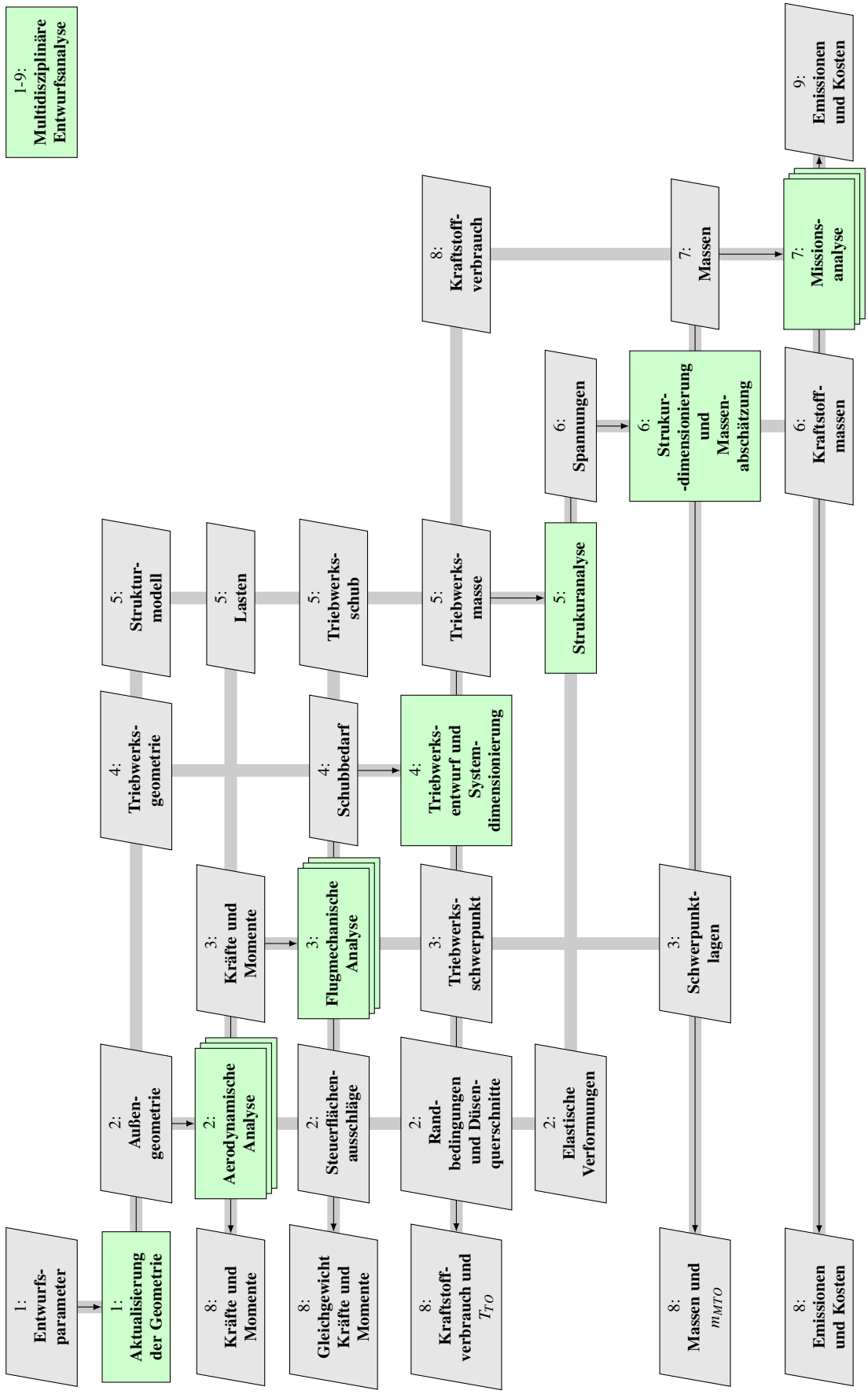

Abbildung 5.1: Ablaufdiagramm der multidisziplinären Entwurfsanalyse mit integriertem Konzeptentwurf.

der Flugzeugkonfiguration beinhaltet. Im zweiten Schritt erfolgt die aerodynamische Analyse unter Berücksichtigung von Steuerflächenausschlägen, der Triebwerksrandbedingungen und Düsenquerschnitte und der elastischen Verformungen. Die Ergebnisse der aerodynamischen Analyse bilden die integralen Größen in Form von Kräften und Momenten und die aerodynamischen Lasten für alle betrachteten Flugzustände, welche parallel berechnet werden. In der anschließenden flugmechanischen Analyse erfolgt die Ermittlung des Gleichgewichts für die Kräfte und Momente und der daraus resultierenden Steuerflächenausschläge und Schubanforderungen. Ausgehend von der Triebwerksgeometrie und dem Schubbedarf erfolgt der Triebwerksentwurf und die Systemdimensionierung. Das Ergebnis des Triebwerksentwurfs sind der Startschub T_{TO}, die Triebwerksmasse mit zugehörigem Schwerpunkt, das Triebwerkskennfeld, die Düsenquerschnitte und die Triebwerksrandbedingungen für die betrachteten Flugzustände unter Vorgabe des entsprechenden Schubbedarfs. Als nächstes erfolgt die Strukturdimensionierung der Primärstruktur des Flugzeugs und eine Abschätzung der Massen von allen Komponenten und die Bestimmung der zugehörigen Schwerpunktlagen. Ein zentrales Ergebnis der Strukturdimensionierung und Massenabschätzung stellt die Ermittlung der maximalen Startmasse m_{MTO} dar. Um die Emissionen und Kosten der betrachteten Flugzeugkonfiguration als Basis für eine anschließende Bewertung zu bestimmen, erfolgt im letzten Schritt eine Missionsanalyse für alle zu betrachtenden Flugmissionen. Die Missionsanalyse verwendet hierzu den im Triebwerksentwurf ermittelten Kraftstoffverbrauch und die in der Strukturdimensionierung und Massenabschätzung bestimmten Massen.

Die einzelnen Schritte des grob skizzierten Ablaufs der multidisziplinären Entwurfsoptimierung können parallel ausgeführt werden, weil eine Konvergenz aller einzelnen Analysen und des Gesamtprozesses erforderlich ist. Im einzelnen bildet die Iteration von aerodynamischer Analyse und Strukturanalyse die Strömungs-Struktur-Kopplung ab. Die Iteration von aerodynamischer Analyse und flugmechanischer Analyse bildet die Trimmung der Flugzeugkonfiguration. Mit der Konvergenz des Gesamtprozesses erfolgt die Entwurfssynthese, welche die zentrale Aufgabe des Gesamtentwurfsverfahrens im Konzeptentwurf darstellt. Einige der betrachteten Analysen verwenden ein iteratives Lösungsverfahren. Durch eine geeignete Vorgabe von Konvergenzkriterien der disziplinären Analyseverfahren kann die Konvergenz des Gesamtprozesses beschleunigt werden. Für den grob skizzierten Ablauf der multidisziplinären Entwurfsanalyse gilt es einen geeigneten Optimierer zu finden, welcher die Konvergenz der Entwurfssynthese mit der Entwurfsoptimierung verbindet.

Im nächsten Abschnitt soll abschließend auf die Implementierung der Entwurfsoptimierung mit integriertem Konzeptentwurf eingegangen werden.

5.3 Implementierung der Entwurfsoptimierung mit integriertem Konzeptentwurf

Die praktische Umsetzung des Integrationskonzepts kann durch die Implementierung folgender aktuell noch nicht vorhandener Fähigkeiten erfolgen:

- Generierung eines CAD-basierten zentralen parametrischen Geometriemodells,
- Auswahl von geeigneten Entwurfsparametern zur Variation der Flugzeuggeometrie (Kabinenquerschnitt, Flügelgrundriß, Profilierung, Leitwerk, Pylon und Triebwerksgondel),

- Anwendung von robusten Verfahren zur Simulation von Steuerflächenausschlägen,
- Strukturmodellgenerierung des gesamten Flugzeugs (Rumpf, Flügel, Leitwerk, ...),
- Strukturdimensionierung des gesamten Flugzeugs,
- Effiziente Bestimmung der Gradienten für alle Disziplinen und
- Erweiterung einer bestehenden gradienten-basierten Prozesskette.

Der zentrale Bestandteil des Integrationskonzepts ist die vollständige Modellierung des Flugzeugs auf Basis von hochgenauen Simulationsverfahren. Als erstes wird ein CAD-basiertes zentrales parametrisches Geometriemodell benötigt, welches einen möglichst großen Entwurfsraum abdeckt und welches auch eine hohe Robustheit gegenüber großen Geometrieänderungen aufweist.

Insbesondere die Prozesse zur automatisierten Strukturmodellgenerierung und zur Strukturdimensionierung sind hier auf das gesamte Flugzeug zu erweitern.

Im Bereich der aerodynamischen Analyse sind die Verfahren zur Simulation von Steuerflächenausschlägen in die bestehenden Prozesse zu integrieren. Die Steuerflächen werden hier für die Trimmung, Lastadaption und Verbesserung der Flugleistung im Reiseflug benötigt.

Weiterhin ist eine bestehende gradientenbasierte Prozesskette für die gleichzeitige Konvergenz der Trimmung, Strömungs-Struktur-Kopplung und Flugzeugsynthese zu modifizieren.

In Zukunft könnte eine automatische Generierung der disziplinären Simulationsmodellen ausgehend von einem CAD-basierten zentralen parametrischen Geometriemodell die benötigte Zeit zur Erstellung der zunehmend komplexer werdenden Simulationsmodelle signifikant reduzieren. Zusätzlich wird eine effiziente Bestimmung des maximalen Auftriebs für verschiedene Klappenstellungen zur Bestimmung und Optimierung der Start- und Landeleistungen im Kontext der multidisziplinären Entwurfsoptimierung an Bedeutung gewinnen.

Literatur

[1] European Commision. *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*. Luxembourg, Belgium: Office for Official Publications of the European Communities, 2008.

[3] European Commision. *Flightpath 2050 Europe's Vision for Aviation*. Luxembourg, Belgium: Office for Official Publications of the European Communities, 2011. URL: https://ec.europa.eu/transport/sites/transport/files/modes/air/doc/flightpath2050.pdf.

[4] European Commision. *Sustainable and Smart Mobility Strategy*. Luxembourg, Belgium: Office for Official Publications of the European Communities, Dez. 2020. URL: https://ec.europa.eu/commission/presscorner/detail/en/fs_20_2350.

[5] German Aerospace Center. *Towards zero-emission Aviation - How DLR's Aviation Research Strategy supports the European Green Deal 2050*. Cologne, Germany: German Aerospace Center (DLR), 2022. URL: https://www.dlr.de/content/en/downloads/publications/brochures/2021/towards-zero-emission-aviation.html.

[6] D. P. Raymer. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Third Edition. AIAA education series. American Institute of Aeronautics und Astronautics, 1999.

[7] E. Torenbeek. *Synthesis of subsonic airplane design*. Dordrecht: Springer Science+Business Media Dordrecht, B.V., 1982.

[8] L. K. Loftin. *Subsonic Aircraft: Evolution and the Matching of Size to Performance*. NASA Reference Publication 1060, 1980.

[9] J. Roskam. *Airplane Design Part 1: Preliminary Sizing of Airplanes*. Lawrence, Kansas, USA: Design, Analysis und Research Corporation, 120 East Ninth Street, Suite 2, Lawrence, Kansas, 66044, USA, 1989.

[10] D. Scholz. *Skript zur Vorlesung Flugzeugentwurf*. Hamburg: Fachhochschule Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik, 1999.

[11] W. Heinze u. a. „Multidisziplinäres Flugzeugentwurfsverfahren PrADO - Programmentwurf und Anwendung im Rahmen von Flugzeug-Konzeptstudien“. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Hamburg*. DGLR-Tagungsband 2001, Band 3 2001-194. Sep. 2001, S. 1701–1712.

[12] K. Risse u. a. „An Integrated Environment for Preliminary Aircraft Design and Optimization“. In: *53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Honululu, Hawaii*. Apr. 2012. URL: https://doi.org/10.2514/6.2012-1675.

[13] S. Woehler u. a. „Preliminary Aircraft Design within a Multidisciplinary and Multifidelity Design Environment“. In: *Aerospace Europe Conference 2020*. Apr. 2020. URL: https://elib.dlr.de/185515/.

[14] C. M. Liersch und M. Hepperle. „A distributed toolbox for multidisciplinary preliminary aircraft design“. In: *CEAS Aeronautical Journal* 2.1–4 (2011), S. 57–68. URL: https://doi.org/10.1007/s13272-011-0024-6.

[15] B. Nagel u. a. „Communication in Aircraft Design Can we Establish a Common Language“. In: *28th Interantional Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS 2012*. ICAS Conference Paper. Sep. 2012. URL: https://elib.dlr.de/134586.

[16] A. Jameson u. a. „Multi-point Aero-Structural Optimization of Wings Including Planform Variations“. In: *45th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA*. AIAA 2007-764. 2007. eprint: https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.2007-764. URL: https://doi.org/10.2514/6.2007-764.

[17] J. R. R. A. Martins u. a. „High-Fidelity Aerostructural Design Optimization of a Supersonic Business Jet“. In: *Journal of Aircraft* 41.3 (2004), S. 523–530.

[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] R. P. Liem u. a. „Multimission Aircraft Fuel-Burn Minimization via Multipoint Aerostructural Optimization“. In: *AIAA Journal* 53.1 (2015), S. 104–122. eprint: https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/1.J052940. URL: https://doi.org/10.2514/1.J052940.

[20] A. Merle u. a. „Adjoint high-dimensional aircraft shape optimization using a CAD-ROM parameterization“. In: *CEAS Aeronautical Journal* 14.3 (Juli 2023), S. 729–738. URL: https://doi.org/10.1007/s13272-023-00660-3.

[21] T. F. Wunderlich und L. Reimer. „Integrated Process Chain for Aerostructural Wing Optimization and Application to an NLF Forward Swept Composite Wing“. In: *AeroStruct: Enable and Learn How to Integrate Flexibility in Design.* Hrsg. von R. Heinrich. Bd. 138. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design (NNFM). Cham: Springer International Publishing, 2018, S. 3–33. URL: https://doi.org/10.1007/978-3-319-72020-3_1.

[22] T. F. Wunderlich u. a. „Global Aerostructural Design Optimization of More Flexible Wings for Commercial Aircraft“. In: *Journal of Aircraft* 58.6 (2021), S. 1254–1271. eprint: https://doi.org/10.2514/1.C036301. URL: https://doi.org/10.2514/1.C036301.

[23] S. Görtz u. a. „Overview of Collaborative Multi-Fidelity Multidisciplinary Design Optimization Activities in the DLR Project VicToria“. In: *AIAA Aviation Forum 2020*. Juni 2020. eprint: https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.2020-3167. URL: https://doi.org/10.2514/6.2020-3167.

[24] C. Ilic u. a. „Cybermatrix Protocol: A Novel Approach to Highly Collaborative and Computationally Intensive Multidisciplinary Aircraft Optimization“. In: *AIAA Aviation Forum 2020*. Juni 2020. eprint: https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.2020-3169. URL: https://doi.org/10.2514/6.2020-3169.

[25] T. F. Wunderlich. „Multidisziplinäre Optimierung von Flügeln für Verkehrsflugzeuge mit Berücksichtigung der statischen Aeroelastizität“. Diss. Technische Universität Braunschweig, März 2013. URL: https://elib.dlr.de/88002.

[26] A. B. Lambe und J. R. R. A. Martins. „Extensions to the Design Structure Matrix for the Description of Multidisciplinary Design Analysis and Optimization Processes“. In: *Structural and Multidisciplinary Optimization* 46 (2012), S. 273–284. URL: https://doi.org/10.1007/s00158-012-0763-y.

[27] 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.

[28] R. P. Liem u. a. „Multi-point, 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.

[29] M. Abu-Zurayk. „An Aeroelastic Coupled Adjoint Approach for Multi-Point Designs in Viscous Flows“. Diss. RWTH Aachen University, Jan. 2017.

[30] S. Keye u. a. „Aero-Structural Optimization of the NASA Common Research Model“. In: *18th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*. AIAA 2017-4145. Juni 2017. eprint: https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.2017-4145. URL: https://doi.org/10.2514/6.2017-4145.

[31] L. R. Jenkinson u. a. *Civil Jet Aircraft Design*. AIAA education series. American Institute of Aeronautics und Astronautics (AIAA), 1999. URL: https://doi.org/10.2514/4.473500.

[32] D. Howe. *Aircraft Conceptual Design Synthesis*. London und Bury St Edmunds, UK: Professional Engineering Publishing Limited, 2000.

[33] I. Kroo. *Aircraft Design: Synthesis and Analysis*. Version 0.99. Desktop Aeronautics, Inc., 2001.

[34] A. Fazzolari u. a. „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. URL: http://doi.org/10.1016/j.cam.2006.04.013.

[35] K. Wicke u. a. „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.

[36] J. E. Green. „Laminar Flow Control - Back to the Future?“ In: *38th Fluid Dynamics Conference and Exhibit, Seattle, Washington, USA*. AIAA 2008-3728. 2008.

[37] T. F. Wunderlich u. a. „Global aero-structural design optimization of composite wings with active manoeuvre load alleviation“. In: *CEAS Aeronautical Journal* 13.3 (Juli 2022), S. 639–662. URL: https://doi.org/10.1007/s13272-022-00585-3.

[38] 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.

[39] T. F. Wunderlich und F. Siebert. „Optimization of control surface deflections on the high aspect ratio wing to improve cruise flight performance“. In: *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics XIV- Contributions to the 23rd STAB/DGLR Symposium Berlin*. Hrsg. von A. Dillmann u. a. Cham: Springer, Nov. 2022, S. 206–215. URL: https://doi.org/10.1007/978-3-031-40482-5.

[40] T. F. Wunderlich und S. Dähne. „Aeroelastic Tailoring of an NLF Forward Swept Wing“. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2016*. Sep. 2016.

[41] S. Görtz u. a. „Collaborative Multi-Level MDO Process Development and Application to Long-Range Transport Aircraft“. In: *30th Congress of the International Council of Aeronautical Sciences*. Sep. 2016. URL: https://elib.dlr.de/106578.

[42] P. K. C. Rudolph. *High-Lift Systems on Commercial Subsonic Airliners*. Techn. Ber. NASA Contractor Report 4746. National Aeronautics und Space Administration, 1996.

[43] J. Wild. „Numerische Optimierung von zweidimensionalen Hochauftriebskonfigurationen durch Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen“. Diss. Technische Universität Braunschweig, Juni 2001.

[44] Daniel 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. URL: http://doi.org/10.2307/3006914.

[45] J. R. R. A. Martins und A. B. Lambe. „Multidisciplinary Design Optimization: A Survey of Architectures“. In: *AIAA Journal* 51.9 (2013), S. 2049–2075. eprint: https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/1.J051895. URL: https://doi.org/10.2514/1.J051895.

DLR-IB-AS-BS-2025-24

oLAF – Optimal Lastadaptives Flugzeug Integrationskonzept für den Flugzeugkonzeptentwurf in die MDO

Projektbericht Version 1.2

Wunderlich, Tobias Franziskus

Verteiler:

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