

# MULTIDISziPLINÄRER ENTWURF UND OPTIMIERUNG VON FLÜGELN FÜR VERKEHRSFLUGZEUGE

T. F. Wunderlich

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.

Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, Deutschland

## Zusammenfassung

Die Kombination von schnell angestiegener Leistungsfähigkeit der Computer und Weiterentwicklung der numerischen Simulationswerkzeuge erlaubt die Berücksichtigung der statisch aeroelastischen Verformung des Flügels bei der Vorhersage der Flugleistung. Höherwertige Simulationen mit Strömungs-Struktur-Kopplung sollen für die multidisziplinäre Optimierung eines Verkehrsflugzeugs verwendet werden.

Dieser Bericht beschreibt eine Prozeßkette und ihre Komponenten für die numerische Optimierung am Beispiel eines konventionellen transsonischen Verkehrsflugzeugflügels. Hierbei sollen die beiden Disziplinen Aerodynamik des Reiseflugs und Struktur des Tragflügels berücksichtigt werden. Eine Flugmission wurde ausgewählt, um die aerodynamische Leistung und das Strukturgewicht in der Zielfunktion dieser multidisziplinären Optimierung zu berücksichtigen. Die aerodynamische Leistung wird unter Berücksichtigung der Strömungs-Struktur-Kopplung für einen Punkt des Reiseflugs berechnet. Die Dimensionierung der Struktur erfolgt mit einer kleinen Anzahl ausgewählter Lastfälle.

Die Prozeßkette mit Strömungs-Struktur-Kopplung wurde für eine Flügelgrundriss- und eine Profiloptimierung mit einer überschaubaren Anzahl an Entwurfsparametern verwendet. Die Ergebnisse dieser ersten Optimierungsrechnungen zeigen die Funktionalität der Prozeßkette. Die Reichweite, welche sowohl die aerodynamische Leistung als auch das Strukturgewicht beinhaltet, konnte in beiden Optimierungsrechnungen verbessert werden. Die elastische Verformung des Tragflügels im Reiseflug wurde hierbei durch die Strömungs-Struktur-Kopplung iterativ berücksichtigt.

## 1 BEZEICHNUNGEN

$C_L$	Auftriebsbeiwert
$C_D$	Widerstandsbeiwert
$c$	Profiltiefe
$D$	Widerstand
$g$	Erdbeschleunigung
$L$	Auftrieb
$Ma$	Machzahl
$m$	Masse
$n_{fct}$	Anzahl von Funktionsberechnungen
$q$	Staudruck
$R$	Reichweite
$Re$	Reynoldszahl
$s$	Strecke
$t$	Zeit oder Profildicke
$V$	Fluggeschwindigkeit
$x, y, z$	Koordinaten
$\rho$	Luftdichte

## 2 DIE PROZEßKETTE UND IHRE KOMPONENTEN

Die Prozeßkette besteht aus einer Reihe von automatisch nacheinander ablaufenden Programmen. Hierbei werden die Verformungen des Tragflügels unter den aerodynamischen Lasten und die Dimensionierung der Struktur berücksichtigt. Die Eingangsgrößen für die Prozeßkette sind geometrische Parameter. Diese Parameter beschreiben den Flügelgrundriss und das Flügelprofil. Die Prozeßkette besteht aus folgenden Elementen:

- Aktualisierung des CAD-Modells,
- Generierung oder Deformation des aerodynamischen Netzes,
- Generierung des Strukturnetzes,

- Strömungssimulation,
- Interpolation für die Strömungs-Struktur-Kopplung,
- Strukturanalyse und Dimensionierung,
- Deformation des aerodynamischen Netzes.

In Bild 1 ist der Ablauf der Prozeßkette dargestellt. Zur Bestimmung der Flugleistung im Reiseflug wird das aeroelastische Gleichgewicht bestimmt. Dies ist erreicht, wenn die Flügelverformung, die aerodynamischen Beiwerte und die Flügelmasse ausreichend konvergiert sind. Das Ergebnis der Prozeßkette ist der verformte und dimensionierte Tragflügel im aeroelastischen Gleichgewicht. Die Ausgabe der Prozeßkette ist die Reichweite des Flugzeugs mit dem vorgegebenen Tragflügel.

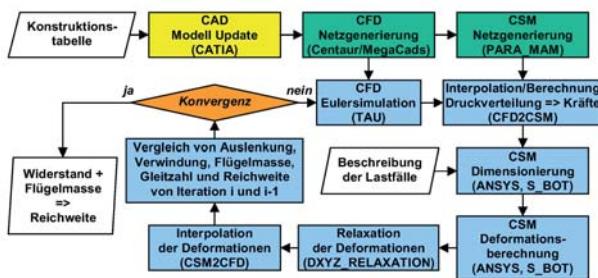


Bild 1: Prozeßkette

## 2.1 Flugmission

Für die Bewertung der Flugleistung im Reiseflug soll ein einfaches Modell der Flugmission verwendet werden. In der Literatur findet man solche Modelle im Bereich des Flugzeugvorentwurfs z.B. in [1], [2]. Die hier gewählte Flugmission besteht aus fünf Segmenten. In Tabelle 1 sind die gewählten Massenverhältnisse  $m_f/m_i$  angegeben.

Nr.	Missions-segment	Massen-verhältnis	Ref.
1	Start	$(m_1/m_0) = 0.980$	[1]
2	Steigflug	$(m_2/m_1) = 1.0065 - 0.0325 Ma$	[1]
3	Reiseflug	$(m_3/m_2) = \text{mit Prozeßkette}$	
4	Sinkflug	$(m_4/m_3) = 0.993$	[1]
5	Landung	$(m_5/m_4) = 0.995$	[1]

Tabelle 1: Massenverhältnisse der Missionssegmente

Zur Bestimmung der Reichweite wurde die Reichweitenformel mit der Flugbedingung konstanter Geschwindigkeit und konstantem Anstellwinkel nach Gleichung 1 verwendet.

$$(1) \quad R = \frac{1}{g} \frac{V}{SFC} \frac{C_L}{C_D} \ln \frac{m_2}{m_3}$$

Diese Formel ist auch unter dem Begriff „Breguet'sche Reichweitenformel“ bekannt. Die Fluggeschwindigkeit  $V$  wird aus der Machzahl im Reiseflug und der Flughöhe berechnet. Der spezifische Kraftstoffverbrauch  $SFC$  wird während des Reiseflugs als konstant angenommen. Die Prozeßkette mit Strömungs-Strukturkopplung bestimmt die Gleitzahl  $L/D$  bei vorgegebenem Auftriebsbeiwert  $C_L$  und die Flügelmasse  $m_W$ .

Mit Gleichung 2 und Vorgabe von Startmasse  $m_0$ , Nutzlastverhältnis  $m_P/m_0$ , Strukturmasseverhältnis ohne Flügel  $m_{Res}/m_0$  und Reservekraftstoffanteil  $m_{F,res}/m_F$  kann das Massenverhältnis  $m_5/m_0$  bestimmt werden.

$$(2) \quad \frac{m_5}{m_0} = 1 - \frac{1 - (m_P/m_0) (m_{Res}/m_0) (m_W/m_0)}{1 + (m_{F,res}/m_F)}$$

Dies bedeutet, daß eine Reduzierung des Flügelgewichts zu einem größeren Kraftstoffmassenanteil  $m_F/m_0$  für die Flugmission führt. Das Massenverhältnis  $m_3/m_2$  in der Reichweitenformel wird nun mit Gleichung 3 und den Massenverhältnissen aus Gleichung 2 und Tabelle 1 berechnet.

$$(3) \quad \frac{m_3}{m_2} = \frac{(m_5/m_0)}{(m_1/m_0) (m_2/m_1) (m_4/m_3) (m_5/m_4)}$$

## 2.2 Parametrisches CAD-Modell

Für die Beschreibung und Veränderung der Geometrie wird ein parametrisches CAD-Modell verwendet. Dies wurde mit der kommerziellen Software CATIA V5 erstellt.

Zur Erzeugung eines parametrischen Drahtmodells wird ein Programm verwendet, welches CATIA V5 über die COM-Schnittstelle ansteuert. Als Parametrisierung wird hierbei die auf der XML-Sprache basierende Beschreibung von CPACS (Common Parametric Aircraft Configuration Scheme) aus dem DLR Projekt TIVA (Technology Integration for the Virtual Aircraft) verwendet.

Aufbauend auf dem parametrischen Drahtmodell wurden die Flächen mit der graphischen Oberfläche von CATIA V5 konstruiert. Eine Konstruktionstabelle für die während der Optimierung zu verändernden Parameter wurde definiert. Weiterhin wurde ein CATIA V5 Makro erstellt, welches die verwendeten Tragflügelprofile austauscht. Dieses Makro greift über die Visual-Basic-Script-Schnittstelle (CATVBS) auf CATIA V5 zu. Die Geometrie der Tragflügelprofile wird ebenfalls im CPACS-Format an das Makro zum Austauschen der Profile übergeben.

Das CAD-Modell wurde um eine Abschätzung des viskosen Widerstandsbeiwertes ergänzt. Der viskose

Widerstandsbeiwert  $C_{Dv,W}$  wird in Analogie zur turbulent umströmten ebenen Platte für einen Trapezflügel mit den Gleichungen 4 und 5 bestimmt. Der Einfluß der sich verändernden Reynoldszahl  $Re$  in Spannweitenrichtung bei einem Trapezflügel mit der Zuspitzung  $\lambda$  ist in dieser Gleichung enthalten. Die Abhängigkeit des viskosen Widerstandsbeiwertes vom Profildickenverhältnisses  $t/c$  wird hierbei durch den Formfaktor  $FF$  berücksichtigt. Damit ist es möglich, den Gesamtwiderstandsbeiwert des Flügels (Index W)  $C_{D,W}$  aus dem Widerstandsbeiwert einerreibungsfreien Strömungssimulation  $C_{Dp,W}$  und dem abgeschätzten viskosen Widerstandsbeiwert  $C_{Dv,W}$  nach Gleichung 6 zu bestimmen.

$$(4) \quad C_{Dv,W} = \frac{37}{225} \frac{Re_{\text{Sektion 1}}^{4/5} - \lambda Re_{\text{Sektion 2}}^{4/5}}{Re_{\text{Sektion 1}} (1 + \lambda) (1 - \lambda)} FF$$

$$(5) \quad FF = 1 + 2 \left( \frac{t}{c} \right) + 100 \left( \frac{t}{c} \right)^4$$

$$(6) \quad C_{D,W} = C_{Dp,W} + C_{Dv,W}$$

## 2.2.1 Flügelgrundriß

Der Flügelgrundriß eines Verkehrsflugzeugs kann am einfachsten mit einem Doppeltrapez beschrieben werden. Die Geometrie des Flügels im Bereich des Flügel-Rumpf-Übergangs und der Flügelspitze weicht oft von dieser einfachen Beschreibung ab. Die in diesen Bereichen vorherrschenden dreidimensionalen Strömungszustände führen im fortgeschrittenen Entwurfsprozeß des Tragflügels zu detailoptimierten und komplexen Flügelgeometrien. Auf die Optimierung dieser Bereiche soll vorerst verzichtet werden.

Der Tragflügelgrundriß soll im ersten Schritt nochmals vereinfacht als Einfachtrapez angenommen werden. Der Trapezflügel wird aus einer inneren und einer äußeren Sektion aufgebaut. In jeder der beiden Sektionen wird ein Flügelprofil vorgegeben. Die Flächen des Tragflügels werden mit einem linearen Strak erzeugt. Der Flügelgrundriß wird mit folgenden Parametern beschrieben:

- Streckung  $\Lambda$ ,
- Pfeilwinkel der Vorderkante  $\varphi$ ,
- Zuspitzung  $\lambda$ ,
- Verwindung  $\varepsilon$  und
- V-Stellung  $\nu$ .

Aufgrund der sich in Spannweitenrichtung ändernden lokalen Auftriebsbeiwerte, der Pfeilflügeleffekte und der dreidimensionalen Strömung im Flügelwurzel- und Flügel spitzenbereich sind verschiedene Flügelprofile notwendig.

## 2.2.2 Flügelprofil

In der Literatur findet man viele Arbeiten, die sich mit der Parametrisierung von Flügelprofilen und deren Verwendung zur aerodynamischen Optimierung befassen [3], [4], [5], [6], [7], [8], [9], [10], [11], [12], [13].

Der Einfluß der Profilparametrisierung auf die aerodynamische Profiloptimierung wurde unter anderem in [11] untersucht. Die zwei Parametrisierungsmethoden Hicks-Henne Funktionen [6] und B-Spline Kurven stellten sich zur aerodynamischen Widerstandsmimierung 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 [13] genannt werden. Hier wurde auch die CST-Parametrisierungsmethode (Class function/Shape function Transformation) von Kulfan [7], [8] untersucht. Die guten Ergebnisse dieser Parametrisierungsmethode mit einer geringen Anzahl an Parametern sind für die Tragflügeloptimierung mit höherwertigen Verfahren gut einsetzbar.

Das von Sattler entwickelte Profilparametrisierungsprogramm berechnet eine beliebige Anzahl von Profilpunkten aus den CST-Parametern und erzeugt eine Ausgabedatei im CPACS-Format. Für die Variation der Profilform mit der CST-Parametrisierungsmethode wurde dieses Programm in die Prozeßkette integriert.

## 2.3 Generierung des aerodynamischen Netzes

Das aerodynamische Netz wurde mit der kommerziellen Software Centaur generiert. Die Verwendung von unstrukturierten Netzen eignet sich für alle vorgesehene Variationen der Geometrie des Tragflügels. Wird lediglich die Geometrie der Flügelprofile modifiziert, kann die Netzdeformation von Centaur anstelle einer vollständigen Netzgenerierung verwendet werden.

Die Oberfläche der Geometrie wird mit Dreiecken vernetzt und das Volumennetz besteht aus Tetraedern. Das unstrukturierte Netz besteht aus ungefähr 500 000 Netzpunkten.

## 2.4 Strömungssimulation

Die transsonische Flügelumströmung wurde mit dem TAU-Code [15], [16], [17] simuliert, welcher vom DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik entwickelt wurde. Der TAU-Code löst die kompressiblen, dreidimensionalen Reynolds gemittelten Navier-Stokes Gleichungen. Erfolgreiche Anwendung findet der TAU-Code im Bereich der numerischen Strömungssimulation beim DLR, Universitäten und der Luftfahrtindustrie [18], [19], [20]. Der TAU-Code verwendet eine knotenzentrierte duale Netz-Formulierung. Für die räumliche Auflösung wird eine finite Volumen Methode mit

einer Genauigkeit zweiter Ordnung und upwind oder zentraler Diskretisierung verwendet. Im ersten Schritt der Tragflügeloptimierung mit Strömungs-Struktur-Kopplung wurden die viskosen Terme vernachlässigt. Dies entspricht einer Euler-Strömungssimulation.

## 2.5 Generierung des Strukturnetzes

Das Strukturmodell des Flügels wurde mit dem Programm PARA\_MAM (Parametric, Simple and Fast Mesh Based Aircraft Modelling Tool) [14] generiert, welches vom DLR-Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik entwickelt wurde.

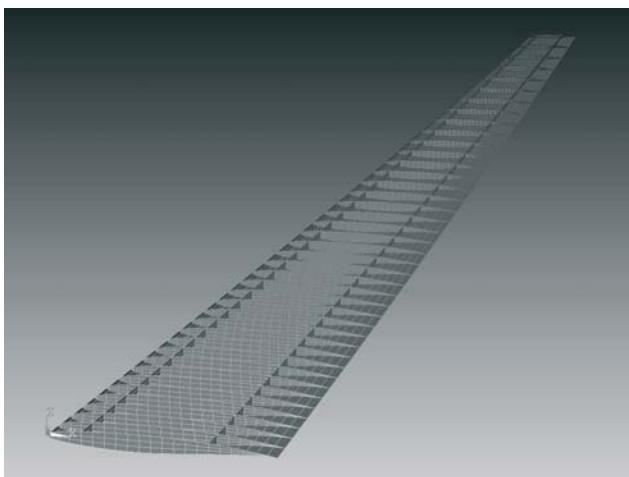


Bild 2: Innere Struktur des Trapezflügels

Basierend auf einer parametrischen Beschreibung der Flügelstruktur und dem aerodynamischen Oberflächennetz wird ein Strukturmodell erzeugt. Dabei wird die Geometrie der Flügelstruktur berechnet und eine vollständige Eingabedatei für das auf der Finite-Elemente-Methode (FEM) basierenden Strukturanalyseprogramms generiert. Das Strukturmodell des Flügels besteht aus realistisch angeordneten Holmen und Rippen und einer Haut mit mehreren Lagen. Die Stringer werden als „verschmierte“ Steifigkeit der Haut modelliert.

Bild 2 zeigt die innere Struktur des Flügels. In diesem Fall besteht der Flügelkasten aus einem Vorderholm bei 0.15 der Flügeltiefe, einem Hinterholm bei 0.70 der Flügeltiefe und 39 in Flugrichtung ausgerichteten Rippen. Die Ausrichtung der Rippen muß für weiterführende Tragflügeloptimierungen flexibler gestaltet werden und sich an der Lage der Holme orientieren.

## 2.6 Strukturanalyse und Dimensionierung

Für die Strukturanalyse wurde das FEM-Programm ANSYS verwendet. Die Dimensionierung der Flügelstruktur wurde mit dem Programm S\_BOT (Sizing Robot) vorgenommen. Dieses Programm besteht aus einer Folge von Makros, welche vom DLR-Institut

für Faserverbundleichtbau und Adaptronik geschrieben wurden. Die verwendete Makrosprache ist die ANSYS eigene Sprache APDL (ANSYS Parametric Design Language). S\_BOT führt eine automatische Dimensionierung der vorher definierten Strukturbereiche durch. Für die Dimensionierung werden die Analysen mehrerer Lastfälle berücksichtigt. Die Eingaben für das Programm S\_BOT sind das FEM-Modell der Flügelstruktur und die darauf wirkenden aerodynamischen Lasten. Die Definition der Lastfälle in S\_BOT beinhaltet:

- Aerodynamische Kräfte,
- Beschleunigungen/Lastvielfache,
- Triebwerkskräfte,
- Gewichtskräfte des Kraftstoffs,
- Fahrwerkskräfte,
- Definition der Festigkeitsgrenzen (statische Festigkeit, Dauerfestigkeit).

Während der Strukturdimensionierung werden die Luftkräfte als konstant angenommen. Nur die in dem Programm PARA\_MAM definierten Optimierungsbereiche der Flügelstruktur werden von dem Dimensionierungs-Algorithmus berücksichtigt. Das Abbruchkriterium für die iterative Dimensionierung der Flügelstruktur ist ein vom Benutzer vorgegebener Wert für die Konvergenz der Strukturmasse. Hier wurden drei Lastfälle für die Dimensionierung der Flügelstruktur ausgewählt. Diese Lastfälle sind in Tabelle 2 angegeben.

Lastfall	Aerodynamische Lasten	Beschleunigung	Festigkeitsgrenze
Reiseflug	Reiseflug	1.0 g	Dauerfestigkeit
Manöver	Reiseflug skaliert mit 2.5	2.5 g	statische Festigkeit
Landestoß	-	1.3 g	statische Festigkeit

Tabelle 2: Lastfälle für die Dimensionierung der Flügelstruktur

## 2.7 Interpolation für die Strömungs-Struktur-Kopplung

Das Interpolationsprogramm MESH2MESH [21] interpoliert die Oberflächendruckverteilung von dem aerodynamischen Netz auf die Knotenkräfte des Strukturnetzes. Dieses Interpolationsprogramm wurde vom DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik entwickelt. Nach der Berechnung der Strukturdeformation mit dem Strukturanalyseprogramm interpoliert das Programm MESH2MESH die Verschiebung der Knoten des Strukturnetzes auf das aerodynamische Netz. Für die Interpolation der aerodynamischen Lasten von dem aerodynamischen Netz zum Strukturnetz wurde die „Nearest-Neighbor-Search“ Methode

für den Druckbeiwert ausgewählt. Im Gegensatz zur linearen Interpolation ist diese Methode konservativ hinsichtlich der Kräfte- und Momentenbilanz. Die „Volume-Spline“ Interpolation [22] wurde verwendet, um die Verschiebungen des Strukturnetzes auf das aerodynamische Netz zu übertragen. Diese Methode eignet sich für glatte Funktionsverläufe, wie der Strukturverformung eines Flugzeugflügels.

Flugzeug	
Startmasse	$m_0 = 225\,000\,kg$
Nutzlastverhältnis	$m_P/m_0 = 0.2$
Strukturmassenverhältnis	$m_{Res}/m_0 = 0.329$
ohne Flügel	
Reservekraftstoffanteil	$m_{F,res}/m_F = 0.06$
Spezifischer Kraftstoffverbrauch	$SFC = 14.163\,g/kNs$
Flächenbelastung	$m_0/S = 625\,kg/m^2$
Flugbedingung	
Machzahl	$Ma = 0.85$
Flughöhe	$H = 10668\,m$
Auftriebsbeiwert	$C_L = 0.45$

## 2.8 Deformation des aerodynamischen Netzes

Das Deformationsmodul des TAU-Codes deformeert das aerodynamische Volumennetz in der Strömungs-Struktur-Kopplungsprozedur. Das Deformationsmodul des TAU-Codes berechnet das deformierte Volumennetz aus den aerodynamischen Oberflächennetzen des deformierten und des unverformten Flügels. Die algebraische Methode des Deformationsmoduls [23] ist für kleine Verschiebungen sehr robust [21].

## 3 ERGEBNISSE DER TRAGFLÜGELOPTIMIERUNG

### 3.1 Randbedingungen der Optimierungsrechnungen

Für die Tragflügeoptimierungen wurde ein typisches Langstreckenverkehrsflugzeug definiert. Die numerische Simulation der Prozeßkette mit Strömungs-Struktur-Kopplung beinhaltet lediglich das Modell des Tragflügels. Die Berechnung der Reichweite, entsprechend der in Abschnitt 2.1 beschriebenen Flugmission, bezieht sich auf ein vollständiges Verkehrsflugzeug.

Die multidisziplinären Optimierungsrechnungen wurden mit konstanter Startmasse  $m_0$ , konstanter Flügelfläche  $S$  und konstantem Auftriebsbeiwert  $C_L$  durchgeführt. Führt die Dimensionierung des Tragflügels zu einer Reduzierung der Flügelmasse  $m_W$ , wird entsprechend mehr Kraftstoff mitgeführt. Somit wird der Einfluß der Aerodynamik in Form des Widerstandsbeiwerts  $C_D$  und der Einfluß der Strukturmasse des Flügels  $m_W$  in Form des Kraftstoffanteils in der Reichweitenformel als Zielfunktion der Optimierung berücksichtigt. Die Randbedingungen der folgenden Tragflügeoptimierungen sind in Tabelle 3 zusammengefaßt.

Bei der Profiloptimierung wurde im Gegensatz zur Grundrissoptimierung zusätzlich ein Widerstandsbeiwert für den Rumpf und die Leitwerke von  $C_{W,B/TP} = 0.012$  angenommen. Deshalb ist die Reichweite bei der Profiloptimierung deutlich geringer.

Tabelle 3: Randbedingungen der Optimierungsrechnungen

### 3.2 Optimierung des Flügelgrundrisses

Eine erste Flügelgrundrissoptimierung mit Strömungs-Struktur-Kopplung wurde durchgeführt. Die zu optimierenden Parameter des Flügels waren Pfeilwinkel der Vorderkante, Streckung, Dickenverhältnis und Verwindung. Die Startmasse und die Flügelfläche wurde hierbei konstant gehalten. Die gewählte Zielgröße der Optimierung war die Reichweite. Für eine robuste und effiziente Suche des Maximums der Zielfunktion wurde der Subplex Algorithmus [24] verwendet.

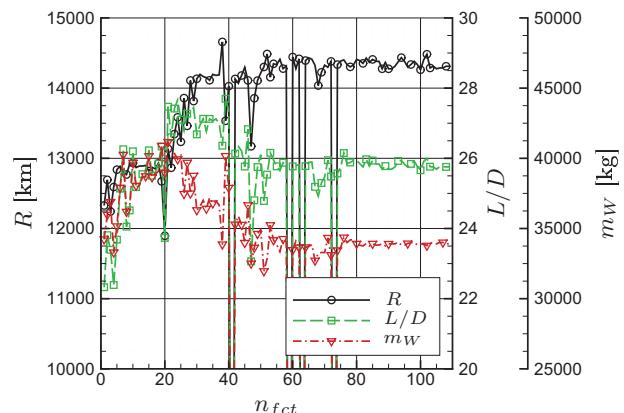


Bild 3: Verlauf von Reichweite, Gleitzahl und Flügelmasse während der Optimierung

Der Verlauf von Reichweite, Gleitzahl und Flügelmasse während der Optimierung ist in Bild 3 dargestellt. Die Optimierung war innerhalb von 110 Berechnungen konvergiert. Für jede einzelne Tragflügelberechnung waren 6 – 10 Strömungs-Struktur-Kopplungsschritte bis zum aeroelastischen Gleichgewicht notwendig.

Für einige Parametersätze traten Fehler in der Prozeßkette auf. Die Reichweite dieser Tragflügel wurde auf 10% des Wertes der letzten fehlerfreien Rechnung gesetzt. Der Versuch die Berechnung robuster zu gestalten, resultierte in einer modifizierten Einstellung des Strömungslösers TAU im Laufe der Optimierung. Aus diesem Grunde konnte die Reichweite von Iteration 38 nicht mehr erreicht werden. Die Geometrie des

optimierten Tragflügels entspricht dennoch nahezu der Geometrie des Flügels von Iteration 38.

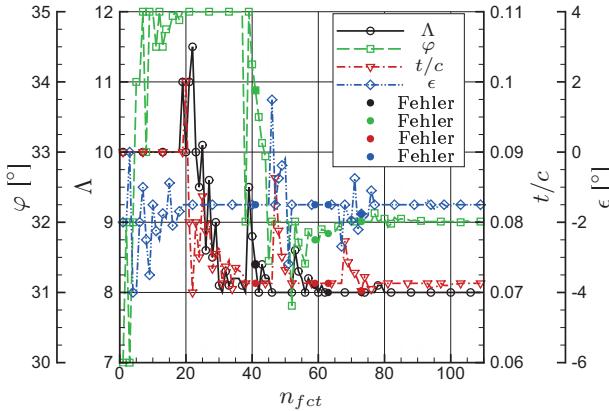


Bild 4: Verlauf von Pfeilwinkel, Streckung, Dickenverhältnis und Verwindung während der Optimierung

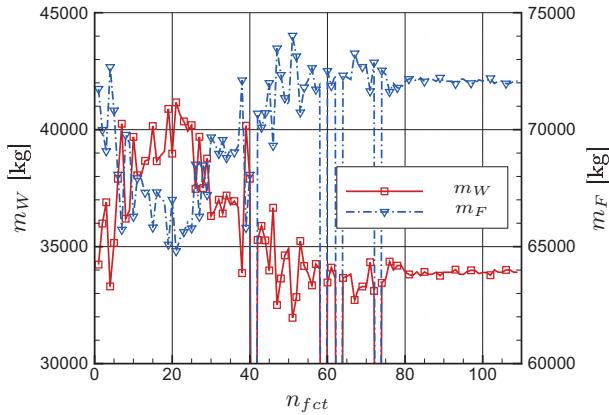


Bild 5: Verlauf von Flügel- und Kraftstoffmasse während der Optimierung

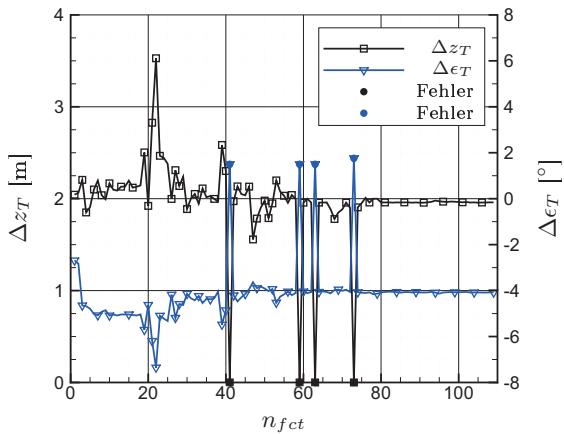


Bild 6: Verlauf der Differenz der Auslenkungen des starren und des elastischen Flügels an der Flügelspitze  $\Delta z_T$  und Verlauf der Differenz der Verwindungen des starren und des elastischen Flügels an der Flügelspitze  $\Delta \epsilon_T$  während der Optimierung

Der Veränderung der Geometrie des Flügels während der Optimierung wird in Bild 4 gezeigt.

Um den transsonischen Wellenwiderstand zu reduzieren, wurde der Pfeilwinkel erhöht und das Dickenverhältnis reduziert. Die Streckung wurde verringert, um die Strukturmasse zu verkleinern und mehr Kraftstoff im Flügel aufnehmen zu können. Der Verlauf der Struktur- und Kraftstoffmasse ist in Bild 5 abgebildet.

In Bild 6 ist die Differenz der Auslenkungen des starren und des elastischen Flügels an der Flügelspitze  $\Delta z_T$  über den Verlauf der Optimierung dargestellt. Eine Auslenkung von 2 m an der Flügelspitze des Ausgangsflügels und des optimierten Flügels ist ein Hinweis auf eine stark elastische Flügelauslegung. Im Rahmen dieser Grundrißoptimierung wurden keine Beschränkungen der Flügelauslenkung berücksichtigt. Dies kann im Hinblick auf Ruderumkehr und Flattern notwendig sein. Nur eine Mehrpunktoptimierung kann eine Antwort auf die Frage der Flügelsteifigkeit im Hinblick auf die Flugleistung geben. Weiterhin zeigt Bild 6 die Differenz der Verwindungen des starren und des elastischen Flügels an der Flügelspitze über den Verlauf der Optimierung. Hier ist die Biege-Torsions-Kopplung des rückwärts gepfeilten Flügels gut zu erkennen.

Der induzierte Widerstandsbeiwert planarer Flügel ist bei gegebenem Auftriebsbeiwert  $C_L$  und gegebener Spannweite  $b$  für eine elliptische Zirkulationsverteilung minimal. Die Zirkulationsverteilungen des Ausgangsflügels und des optimierten Flügels sind in Bild 7 dargestellt. Hierbei ist die mit der Fluggeschwindigkeit  $V$  und der Spannweite  $b$  dimensionslos gemachte Zirkulationsverteilung  $\gamma$  über der dimensionslosen Spannweitenkoordinate  $\eta = 2y/b$  aufgetragen. Die geringere Streckung des optimierten Flügels führt zu einer kleineren Spannweite bei konstanter Flügelfläche. Deshalb ist die über der dimensionslosen Spannweitenkoordinate aufgetragene lokale Zirkulation des optimierten Flügels größer als die des Ausgangsflügels.

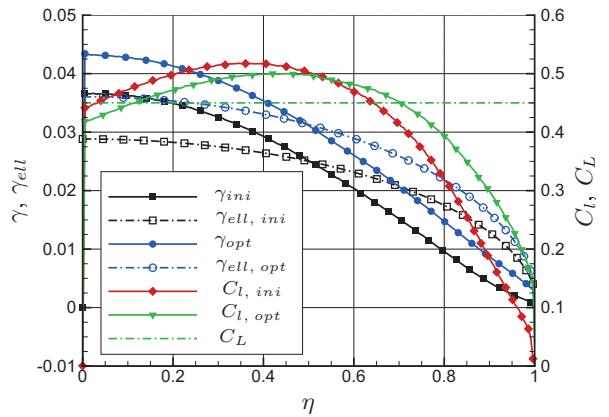


Bild 7: Zirkulationsverteilung und lokaler Auftriebsbeiwert von Ausgangsflügel und optimiertem Flügel

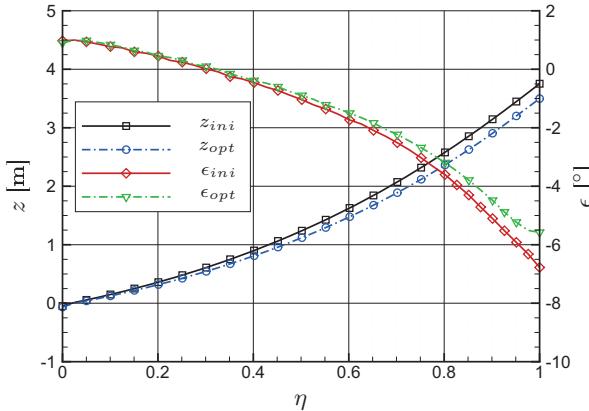


Bild 8: Lokale Auslenkung und Verwindungsverteilung von Ausgangsflügel und optimiertem Flügel

Eine Verschiebung der Zirkulationsverteilung vom Außen- zum Innenflügel führt zu einer Reduzierung der Strukturmasse des Flügels. Der Ausgangsflügel und der optimierte Flügel haben eine ähnliche Zirkulationsverteilung. Beide Flügel besitzen gegenüber einem Flügel mit elliptischer Zirkulationsverteilung, gleichem Auftriebsbeiwert und gleicher Spannweite einen höheren induzierten Widerstandsbeiwert und geringeres Strukturgewicht. Die Zirkulationsverteilung des optimierten Flügels ist etwas näher an der elliptischen Zirkulationsverteilung. Der optimierte Flügel hat bei gleichem Auftriebsbeiwert aufgrund seiner geringeren Spannweite einen höheren induzierten Widerstandsbeiwert und eine geringere Strukturmasse.

Der lokale Auftriebsbeiwert  $C_l$  des optimierten Flügels ist im Innenflügelbereich größer und im Außenflügelbereich kleiner als beim Ausgangsflügel. Dies ist in Bild 7 neben der Zirkulationsverteilung dargestellt. Der maximale lokale Auftriebsbeiwert des optimierten Flügels ist kleiner als der maximale Wert des Ausgangsflügels.

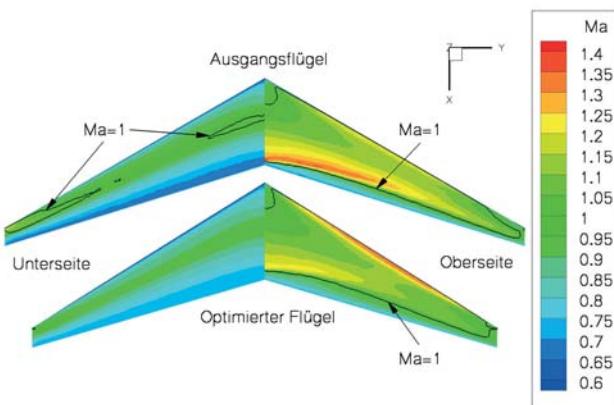


Bild 9: Machzahlverteilung von Ausgangsflügel und optimiertem Flügel

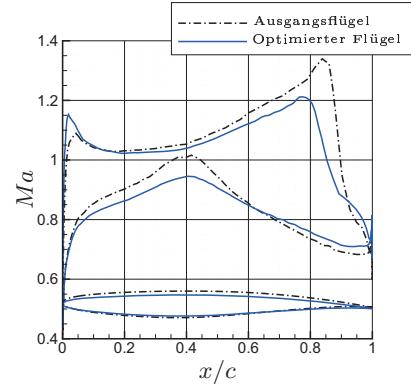


Bild 10: Machzahlverteilung bei  $\eta = 0.10$

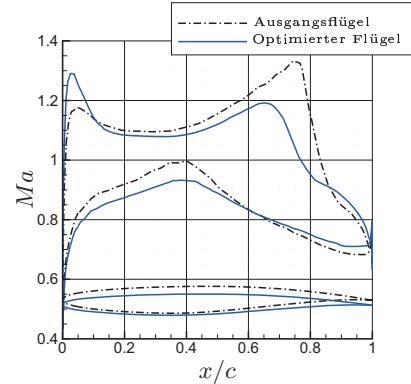


Bild 11: Machzahlverteilung bei  $\eta = 0.30$

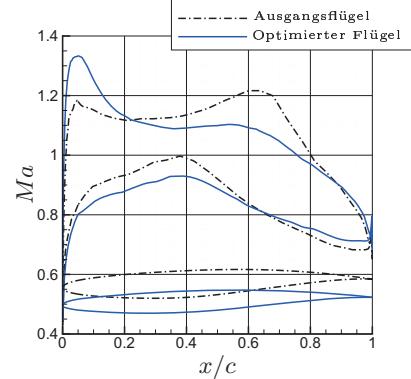


Bild 12: Machzahlverteilung bei  $\eta = 0.60$

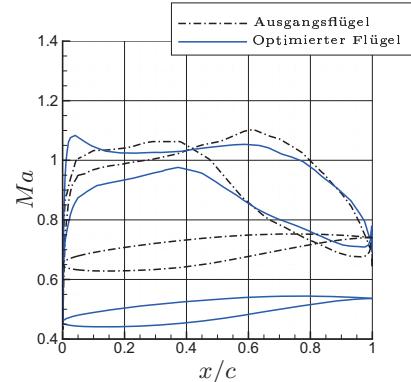


Bild 13: Machzahlverteilung bei  $\eta = 0.90$

Die Auslenkung  $z$  und die Verwindung  $\epsilon$  aufgetragen über der dimensionslosen Spannweitenkoordinate  $\eta$  sind für den Ausgangsflügel und den optimierten Flügel in Bild 8 dargestellt.

In Bild 9 ist die Machzahlverteilung des Ausgangsflügels und des optimierten Flügels dargestellt. Die Bilder 10 bis 13 zeigen die Machzahlverteilung in vier Profilschnitten der entsprechenden Tragflügel. Auf der Profiloberseite wurde die Intensität des Verdichtungsstoßes durch die Optimierung des Flügelgrundrisses reduziert. Ein zusätzlicher schwacher Verdichtungsstoß tritt im vorderen Teil des Profils bei dem optimierten Flügel auf. Die Reduzierung des Profildickenverhältnisses beim optimierten Flügel führt zu kleineren Machzahlen auf der Profiloberseite.

Zur Beurteilung der durchgeführten Flügelgrundriss-optimierung mit Strömungs-Struktur-Kopplung wurde die Polare des Ausgangsflügels und des optimierten Flügels bestimmt. Die berechneten Polaren sind in Bild 14 dargestellt. Die Polaren wurden mit der während der Optimierung ausgelegten Struktur unter Berücksichtigung der elastischen Verformungen des Flügels berechnet. Zum Vergleich sind die Polaren der starren Flügel zusätzlich angegeben. Die aerodynamische Leistung des optimierten Flügels ist über den gesamten Bereich berechneter Auftriebsbeiwerte deutlich besser als die des Ausgangsflügels.

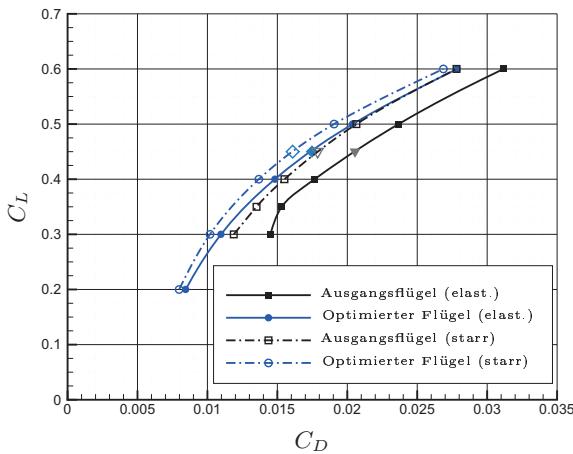


Bild 14: Polaren von Ausgangsflügel und optimiertem Flügel

Die Ergebnisse der Grundrissoptimierung sind in Tabelle 4 zusammengefaßt.

	$R$ [km]	$L/D$ [-]	$C_D$ [DC]	$m_W$ [kg]
Ausgangsflügel	12328	22.33	202	34232
Optimierter Flügel	14312	25.76	175	33907
Verbesserung	1984	3.43	27	325
	16.1%	15.4%	13.4%	0.9%

Tabelle 4: Ergebnisse der Grundrissoptimierung

### 3.3 Optimierung des Flügelprofils

Um den Einfluß der Profilform zu untersuchen, wurde eine Profiloptimierung mit Strömungs-Struktur-Kopplung durchgeführt. Der Flügelgrundriss blieb hierbei unverändert. Weiterhin wurde nur die Profilform der Flügeloberseite optimiert, weil dort die Profilkontur die Lage und Intensität des Verdichtungsstoßes bestimmt. Als Ausgangsgeometrie für die Profilform wurde das RAE2822 Profil für den ganzen Flügel gewählt. Das Profil wurde auf ein Dickenverhältnis von  $t/c = 0.09$  skaliert. Dieses Profildickenverhältnis wurde während der Profiloptimierung konstant gehalten. Die Profiloberseite wurde mit fünf Bernstein-Polynomkoeffizienten der CST-Methode parametrisiert. Diese fünf Bernstein-Polynomkoeffizienten waren die gewählten Parameter für die Profiloptimierung. Die Zielfunktion dieser Optimierung war die Reichweite.

Der Verlauf von Reichweite, Gleitzahl und Flügelmasse während der Optimierung ist in Bild 15 dargestellt. Die Optimierung war innerhalb von 34 Berechnungen konvergiert.

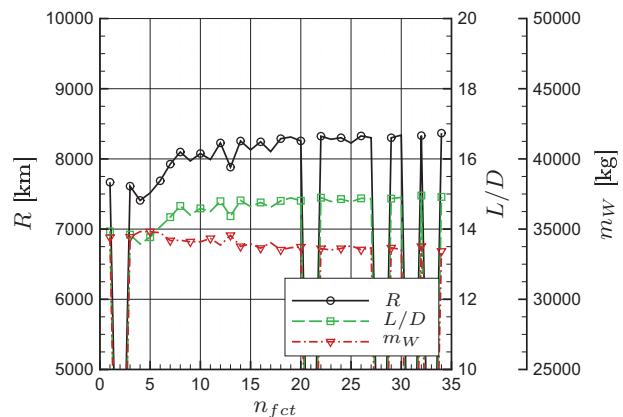


Bild 15: Verlauf von Reichweite, Gleitzahl und Flügelmasse während der Optimierung

In Bild 16 ist die Machzahlverteilung des Ausgangsflügels und des optimierten Flügels dargestellt.

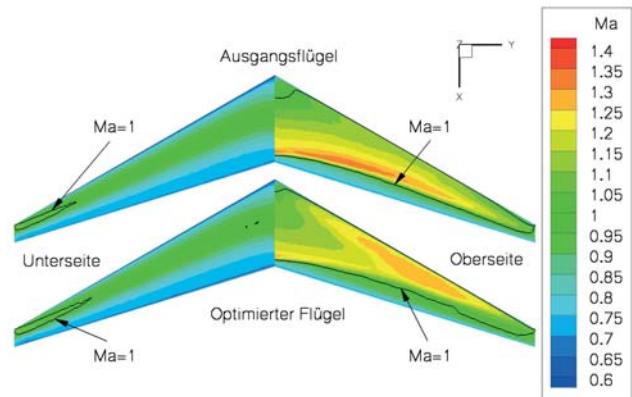
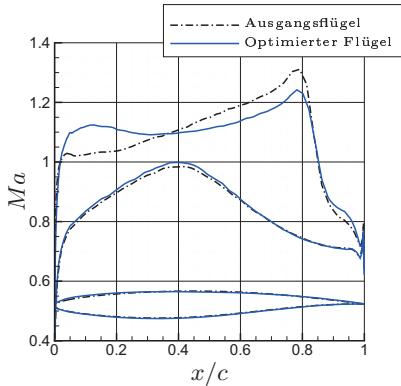
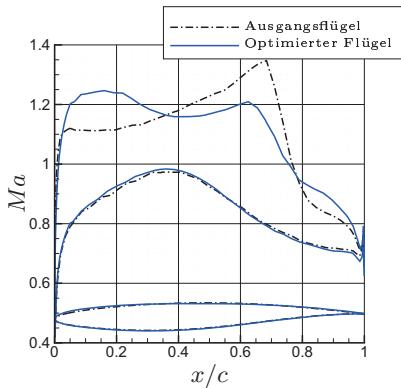
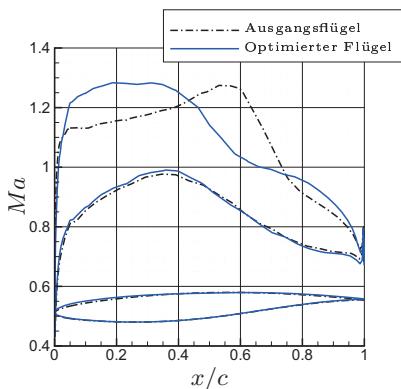
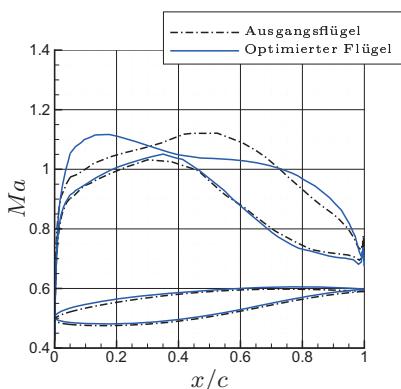


Bild 16: Machzahlverteilung von Ausgangsflügel und optimiertem Flügel

Bild 17: Machzahlverteilung bei  $\eta = 0.10$ Bild 18: Machzahlverteilung bei  $\eta = 0.30$ Bild 19: Machzahlverteilung bei  $\eta = 0.60$ Bild 20: Machzahlverteilung bei  $\eta = 0.90$ 

Die Bilder 17 bis 20 zeigen die Machzahlverteilung in vier Profilschnitten der Tragflügel. Die Intensität des Verdichtungsstoßes wurde über dem gesamten Flügel reduziert. Daraus folgte ein kleinerer Widerstandsbeiwert.

Die aerodynamische Leistung konnte folglich verbessert werden und die Flügelmasse änderte sich geringfügig. Die Optimierung des Flügelprofils zeigt einen starken Einfluß der Profilgeometrie auf die transsonische Flugleistung. Deshalb muß die Profilgeometrie bei der multidisziplinären Optimierung des transsonischen Tragflügels berücksichtigt werden. Die Änderung der Flügelmasse zeigt den Einfluß der Strömungs-Struktur-Kopplung auf die Profiloptimierung. Um die Profilgeometrie eines Flügels mit mehreren Profilschnitten zu beschreiben ist eine hohe Anzahl an Parametern notwendig.

Die Ergebnisse der Profiloptimierung sind in Tabelle 5 zusammengefaßt.

	$R$ [km]	$L/D$ [-]	$C_D$ [DC]	$m_W$ [kg]
Ausgangsflügel	7668	13.93	323	34403
Optimierter Flügel	8367	14.92	302	33428
Verbesserung	699	0.99	21	975
	9.1%	7.1%	6.5%	2.8%

Tabelle 5: Ergebnisse der Profiloptimierung

## 4 AUSBLICK

Der Einfluß der Strömungs-Struktur-Kopplung auf die Profiloptimierung soll durch die Bestimmung des Flächenträgheitsmoments der Profile untersucht werden. Es ist auch eine Kombination aus Flügelgrundriss- und Profiloptimierung vorgesehen.

Die Flügeloptimierung mit Strömungs-Struktur-Kopplung ist sehr rechenzeitintensiv und es müssen Lösungen für einen schnelleren Durchlauf der Prozeßkette gefunden werden. Die Zeit für die Netzgenerierung des aerodynamischen Gitters soll durch die Verwendung strukturierter Netze deutlich reduziert werden.

Die Geometrie des Tragflügels soll in Zukunft einen doppeltrapezförmigen Grundriss besitzen und aus deutlich mehr Profilschnitten aufgebaut sein. Das zugehörige Strukturmodell wird an den Holmen ausgerichtete Rippen aufweisen.

Die Berücksichtigung von weiteren Lastfällen ist für die Dimensionierung des Flügels notwendig. Gerade für die Berechnung des Manöverflugs mit  $2.5g$  ist die Strömungs-Struktur-Kopplung wichtig. Hier hat die Geometrie des Flügelgrundrisses durch die Biege-Torsions-Kopplung einen großen Einfluß auf die aerodynamische Belastung und damit auf die Masse der Flügelstruktur.

Eine Erweiterung der Prozeßkette auf eine Mehrpunktoptimierung ist ebenfalls geplant.

## Literatur

- [1] Raymer, D.P.: „Aircraft Design: A Conceptual Approach“, Third Edition, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston, Virginia, 1999.
- [2] Roskam, J.: „Airplane Design. Bd. 1: Preliminary Sizing of Airplanes“, Ottawa, Kansas, 1989.
- [3] Song; Keane: „A Study of Shape Parametrisation Methods for Airfoil Optimisation“, Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, 2004.
- [4] Brezillon, J.; Dwight, R.: „Discrete Adjoint of the Navier-Stokes Equations for Aerodynamic Shape Optimization“, Institute of Aerodynamics and Flow Technology DLR, Braunschweig, 2005.
- [5] Orlowski, M.: „Analyse verschiedener Verfahren zur Parametrisierung von Geometrien bezüglich Eignung für Optimierung“, Institutsbericht, Institut für Entwurfsaerodynamik DLR, Braunschweig, 1996.
- [6] Hicks, R. M.; Henne, P. A.: „Wing design by numerical optimization“, Journal of Aircraft, 15:407-412, 1978.
- [7] Kulfan, B.M.; Bussoletti J.E.: „Fundamental Parametric Geometry Representations for Aircraft Component Shapes“, Boeing Commercial Airplane Group, AIAA 2006-6948, 2006.
- [8] Kulfan, B.M.: „A Universal Parametric Geometry Representation Method-“ CST““, Boeing Commercial Airplane Group, AIAA 2007-62, 2007.
- [9] Samareh, J. A.: „A Survey of Shape Parametrization Techniques“, NASA Langley Research Center, VA 23681, 1999.
- [10] Sobieczky, H.: „Parametric airfoils and wings“, DLR Göttingen, Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 68, Vieweg Verlag, pp 71-88, 1998.
- [11] Castonguay P., Nadarajah S. K.: „Effect of Shape Parameterization on Aerodynamic Shape optimization“, McGill University Montreal, Canada, AIAA 2007-59, 2007.
- [12] Schüler, P.: „Numerische Optimierung von transsonischen Tragflügelprofilen“, Diplomarbeit DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, 2007.
- [13] Sattler, S.: „Vergleich und Bewertung von Parametrisierungsmethoden zur Optimierung von transsonischen Tragflügelprofilen“, Diplomarbeit TU Braunschweig, 2008.
- [14] Nagel, B.; Rose, M.; Monner, H.P.; Heinrich, R.: „An Alternative Procedure for FE-Wing Modelling“, DGLR-2006-048, DGLR Annual Conference, Braunschweig, Germany, 2006.
- [15] Galle, M.: „Ein Verfahren zur numerischen Simulation kompressibler, reibungsbehafteter Strömungen auf hybriden Netzen“, DLR-FB 99-04, 1999.
- [16] Gerhold, Th.: „Overview of the Hybrid RANS TAU-Code“, In: Kroll, N., Fassbender, J. (Eds) MEGAFLOW - Numerical Flow Simulation Tool for Transport Aircraft Design, Notes on Multidisciplinary Design, Vol. 89, Springer, 2005.
- [17] Schwamborn, D.; Gerhold, T.; Heinrich, R.: „The DLR TAU-Code: Recent Applications in Research and Industry“, In proceedings of “ European Conference on Computational Fluid Dynamics“ ECCOMAS CFD 2006, Delft, The Netherlands, 2006.
- [18] Kroll, N.; Fassbender, J. K. [Hrsg.]: „MEGAFLOW - Numerical Flow Simulation for Aircraft Design“, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design (NNFM), 89, Springer, Closing Presentation DLR Project MEGAFLOW, Braunschweig, Germany, ISBN 3-540-24383-6, 2002.
- [19] Kroll, N., Rossow, C.C., Schwamborn, D., Becker, K., Heller, G.: „MEGAFLOW - A Numerical Flow Simulation Tool For Transport Aircraft Design“, ICAS Congress 2002, Toronto, Canada, ICAS-Proceedings, pp 1.105.1-1.105.20, 2002.
- [20] Kroll, N., Rossow, C.C., Schwamborn, D.: „The MEGAFLOW-Project - Numerical Flow Simulation for Aircraft“. In A. DiBucchianico, R.M.M. Mattheij, M.A. Peletier (Edts.), Progress in Industrial Mathematics at ECMI 2004, Springer, New York, S. 3 - 33, 2005.
- [21] Kroll, N.; Heinrich, R.; Krueger, W.; Nagel, B.: „Fluid-Structure Coupling for Aerodynamic Analysis and Design: A DLR Perspective“, AIAA 2008-561, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 2008.
- [22] Beckert, A., Wendland, H.: „Multivariate interpolation for fluid-structure-interaction problems using radial basis functions“, Aerospace, Science and Technology 5 (AST), pp 125-134, 2001.
- [23] Gerhold, T.: „Efficient Algorithms for Mesh, Deformation“, Proceedings of the ODAS Symposium Toulouse, 2006.
- [24] Wild, J.: „Numerische Optimierung von zweidimensionalen Hochauftriebskonfigurationen durch Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen“, Dissertation TU Braunschweig, DLR-FB 2001-11, 2001.