

TRAGFLÜGELENTWURF MIT NUMERISCHER OPTIMIERUNG DER AERODYNAMISCHEN UND STRUKTURMECHANISCHEN EIGENSCHAFTEN

N. Klatte

Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau
Berliner Tor 9, 20099 Hamburg

Zusammenfassung

Im Fokus dieser Arbeit steht die Entwicklung eines Entwurfsverfahrens für die Tragflügelbaugruppe gewöhnlicher Verkehrsflugzeuge. Unter den Gesichtspunkten der Aerodynamik und Strukturmechanik wird mit Hilfe eines geeigneten Optimierungsalgorithmus ein iteratives Verfahren entwickelt, das Einfluss auf die Geometrie des Tragflügels nimmt. Das Entwurfsverfahren verfolgt das Ziel, den Kraftstoffverbrauch des Tragflügels für eine vorgegebene Transportaufgabe zu minimieren und somit eine hohe Wirtschaftlichkeit für den transsonischen Reiseflug sicherzustellen.

Zur Auswahl eines geeigneten Verfahrens werden die Grundlagen der Optimierung und verschiedene Algorithmen betrachtet. Die Tragflügelkonfigurationen werden mit Hilfe von BEZIÉR-Flächen konstruiert und parametrisiert. Die strukturmechanische Auswertung basiert auf analytischen Gleichungen der Strukturkonstruktion. Eine abschließende strömungsmechanische Analyse erfolgt mit dem Programmpaket ANSYS/FLUENT. Es wird ein C++ Code erstellt, der den Optimierungsalgorithmus beinhaltet und die Steuerung und Auswertung des Entwurfsverfahrens übernimmt.

Das Ergebnis dieser Diplomarbeit ist eine funktionsfähige Entwurfsumgebung, die in der Lage ist, die Anforderungen der Aerodynamik und Strukturmechanik an den Tragflügel optimal aufeinander abzustimmen. Es werden problemspezifische Tragflügelgeometrien gefunden, die im Hinblick auf den Kraftstoffverbrauch die Optimalitätsbedingung erfüllen. Eine Fallstudie führt abschließend den Beweis der Funktionalität an. Die Ergebnisse werden diskutiert und mit der Theorie verglichen.

1. EINLEITUNG

Die Gestaltung des Tragflügels stellt für den Ingenieur ein komplexes und vielschichtiges Entwurfsproblem dar. Die Transportaufgabe moderner Verkehrsflugzeuge reicht von möglichst hohen Reisegeschwindigkeiten, effizientem Kraftstoffeinsatz bis hin zur minimalen Belastung der Umwelt. Der Tragflügel hat einen maßgeblichen Einfluss auf die geforderten Eigenschaften. Um diese zu erfüllen, reicht eine losgelöste Betrachtung einzelner Entwurfsdisziplinen nicht aus. Es muss eine ganzheitliche Betrachtung des Tragflügels vorgenommen werden, wobei alle Entwurfsaspekte ihre eigenen Probleme in den Entwurf einbringen. Vorrangig betrifft das die Entwurfsdisziplinen der Aerodynamik und Strukturmechanik. Weder der beste aerodynamische Entwurf noch der beste strukturmechanische Entwurf wird die wirtschaftlichste Lösung für den Tragflügel darstellen. Vielmehr wird ein Kompromiss aus beiden Entwurfsdisziplinen erfolgreich sein.

Aufgrund dieser Problematik ist der Tragflügelentwurf sehr aufwendig und erfolgt meist in zahlreichen iterativen Schritten bis akzeptable Lösungen gefunden werden. Die Motivation dieser Arbeit [1] besteht darin, eine optimale Lösung durch Abwägen der wichtigsten Einflussgrößen für das Entwurfsproblem in einem Entwurfsschritt zu finden.

Eine optimale Lösung zeichnet sich dadurch aus, dass keine besseren ähnlichen Lösungen vorliegen. Der Tragflügelentwurf beschränkt sich, wie sehr oft in der Ingenieurwissenschaft, nicht auf das Auffinden einer optimalen Lösung, die für alle Problemstellungen gültig ist. Jedes Anforderungsprofil besitzt seine eigenen optimalen Entwürfe, die aufgrund des unterschiedlichen Anforderungsprofils immer wieder neu gefunden werden müssen.

2. PROBLEMDEFINITION

Um einen analytischen Entwurf durchzuführen, muss ein mathematischer Zusammenhang gefunden werden, der das Entwurfsproblem bestmöglich beschreibt. Diese Gleichung wird im Bereich der Optimierung als Zielfunktion bezeichnet. In der Regel soll nicht nur die Zielfunktion optimal werden, sondern es müssen Randbedingungen erfüllt werden, um einen problemspezifischen Entwurf zu erhalten. Aus der Zielfunktion kann zusammen mit den Randbedingungen die konkrete Definition des Problems, das dann gelöst werden muss, aufgestellt werden.

2.1. Zielfunktion

Als mathematischer Zusammenhang wird die BREGUET'SCHE Reichweitenformel nach Gleichung 1 gewählt.

$$(1) \quad R = \frac{Ev}{b_s g} \ln \left(1 + \frac{m_{Fuel}}{m_{OEWE}} \right)$$

Diese Formel aus der Flugmechanik stellt einen konkreten Zusammenhang zwischen der Aerodynamik in Form der Gleitzahl E und der Strukturmechanik mit der Strukturmasse m_{OEWE} dar. Der Entwurf soll Tragflügelgeometrien aufspüren, die die beste Wirtschaftlichkeit im Reiseflug aufweisen. In der Regel bedeutet dies, dass die erforderliche Kraftstoffmasse für den Reichweitenflug minimiert wird. Es wird demnach die Kraftstoffmasse m_{Fuel} als Zielfunktionswert gewählt. Dazu wird Gleichung 1 umgestellt.

$$(2) \quad m_{Fuel} = m_{OEWE} \left[e^{\left(\frac{R b_s g}{E v} \right)} - 1 \right]$$

Die Parameter der Fluggeschwindigkeit v , der Reichweite R und des spezifischen Kraftstoffverbrauchs der Triebwerke b_s sind konstante Entwurfsparameter und werden nach Gleichung 3 zum Gestaltungsparameter K zusammengefasst.

$$(3) \quad K = \frac{R b_s g}{v}$$

Der Gestaltungsparameter ermöglicht eine Gewichtung des Entwurfes zwischen den aerodynamischen und strukturmechanischen Eigenschaften. Gleichung 3 in Gleichung 2 eingesetzt ergibt in Gleichung 4 die Zielfunktion, wobei die Kraftstoffmasse m_{Fuel} umbenannt wird zu z als Zielfunktionswert.

$$(4) \quad z(E, m_{OEWE}) = m_{OEWE} \left[e^{\left(\frac{K}{E} \right)} - 1 \right]$$

Die freien Entwurfsparameter der Zielfunktion sind die Gleitzahl E und die Strukturmasse m_{OEWE} . Beide Parameter hängen jedoch ausschließlich von der Geometrie des Flügels ab. Die Geometrie wird über Kontrollpunkt definiert, die in einem Vektor \vec{p} zusammengefasst werden. Der Vektor \vec{p} stellt den Parameterraum der freien Entwurfsparameter dar. Die Koordinatenwerte von \vec{p} sollen optimal aufeinander abgestimmt werden, um die Zielfunktion z und somit die erforderliche Kraftstoffmasse unter den gegebenen Bedingungen R, v , und b_s zu minimieren. Die Zielfunktion kann abschließend mit Gleichung 5 angegeben werden:

$$(5) \quad z(\vec{p}) = m_{OEWE} \left[e^{\left(\frac{K}{E} \right)} - 1 \right]$$

2.2. Randbedingungen

In Kapitel 2.1. wurde die Zielfunktion hergeleitet. Um eine problemspezifische Lösung zu erhalten, reicht es jedoch nicht aus, die Zielfunktion minimal werden zu lassen, sondern es müssen Randbedingungen berücksichtigt werden. Die Zielfunktion nach Gleichung 4 zeigt, dass der freie Entwurfsparameter E dimensionslos ist. Die Strukturmasse m_{OEWE} ist jedoch dimensionsbehaftet. Das bedeutet, dass kleine Tragflügel mit geringen Auftriebskräften und leichteren Strukturen bessere Lösungen darstellen als große Flügel, die mehr Auftrieb erzeugen und somit eine schwerere Tragflügelstruktur besitzen. Es wird jedoch gefordert, dass nur ein definierter Flügel eine zulässige

Lösung des Entwurfsproblems darstellt. Dazu muss eine Randbedingung eingearbeitet werden. Als Randbedingung wird der Referenz-Auftrieb A_{ref} des Flügels restringiert. Der Referenz-Auftrieb ist der Auftrieb, der abzüglich der Strukturmasse und der erforderlichen Kraftstoffmassen an den Rumpf abgegeben wird. Um die Randbedingung zu realisieren, wird das Verfahren der Straffunktion angewendet [2]. Als Straffunktion q wird nach Gleichung 6 eine Polynomfunktion 10. Grades angewendet:

$$(6) \quad q(A_{ref}) = \frac{|0,1 \cdot z(E, m_{OEWE})|}{(0,05 \cdot A_{ref\, erf.})^{10}} \cdot (A_{ref\, erf.} - A_{ref})^{10}$$

Der Koeffizient der Straffunktion wird so gewählt, dass bei einer Abweichung von 5 % des geforderten Referenz-Auftriebes $A_{ref\, erf.}$ dem vorliegenden Zielfunktionswert eine Strafe von 10 % des tatsächlich vorliegenden Zielfunktionswertes auferlegt wird. Innerhalb der 5%-Toleranzgrenze ist der Anteil der Straffunktion vernachlässigbar. Außerhalb der Toleranzgrenze wird die Zielfunktion derart verschlechtert, dass keine optimalen Lösungen gefunden werden können.

Um die Straffunktion in das Entwurfsproblem einzuarbeiten, wird mit Gleichung 7 eine Ersatzfunktion \hat{z} gebildet.

$$(7) \quad \hat{z}(\vec{p}, A_{ref}) = z(\vec{p}) + q(A_{ref})$$

Die Vorgehensweise ist anhand einer einfachen Funktion exemplarisch in BILD 1 dargestellt. In der linken Abbildung sind die Zielfunktion $z(x)$ und die Straffunktion $q(x)$ separat geplottet. Werden beide Funktionsverläufe überlagert, entsteht der Ersatzfunktionsverlauf (dick gezeichnete Linie) in der rechten Abbildung. Das Beispiel zeigt, dass durch das Verfahren nach der Straffunktion die Grenzen nicht exakt in der Ersatzfunktion umgesetzt werden. Die obere Grenze (OG) zeigt, dass das lokale Optimum innerhalb der Restriktion liegt. Die untere Grenze (UG) weist im Ersatzfunktionsverlauf aufgrund des großen Gradienten ein Optimum außerhalb des zulässigen Bereichs auf. Der Vorteil des Verfahrens liegt im kontinuierlichen Verlauf der Ersatzfunktion. Es können Gradienteninformationen der Ersatzfunktion herangezogen werden, um einen Suchalgorithmus in den zulässigen Bereich zu führen.

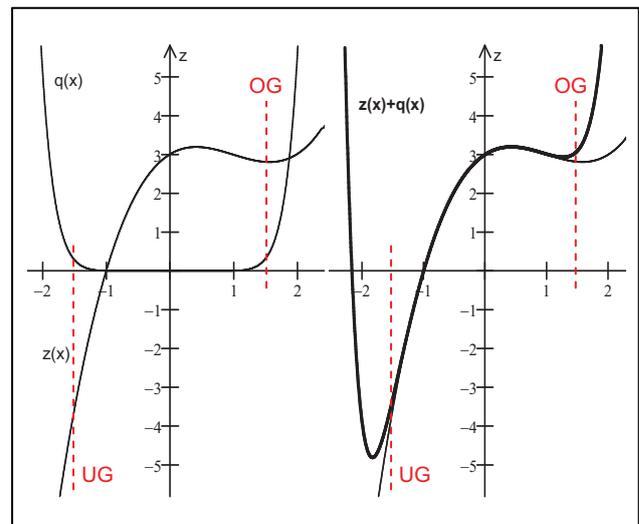


BILD 1. Vorgehensweise der Straffunktion

Eine weitere Restriktion betrifft die Geometrie des Flügels. Es dürfen ausschließlich geometrisch verträgliche Tragflügel-Konfigurationen, die sich nicht selber schneiden, generiert werden. Für derartige Konfigurationen kann die Zielfunktion nicht gelöst werden und das Entwurfsverfahren bricht ab. Dazu wird ein zulässiger Parameterraum P generiert, in dem sich die freien Entwurfsparameter \vec{p} bewegen dürfen. Der Parameterraum wird dynamisch ausgelegt. Der zulässige Bereich passt sich der vorliegenden Konfiguration an.

2.3. Entwurfsdefinition

Die abschließende Entwurfsdefinition ist mit Gleichung 8 gegeben.

$$(8) \quad \min \left\{ \begin{array}{l} \hat{z}(\vec{p}, A_{ref}) | \vec{p} \in P \subset \mathbb{R}^n \\ |A_{ref} \approx A_{ref\ erf.} \pm 5\% \subset \mathbb{R} \end{array} \right\} \quad P [\vec{p}_u, \vec{p}_o]$$

Es soll die Ersatzfunktion nach Gleichung 7 minimiert werden, die von der Geometrie \vec{p} und dem Referenz-Auftrieb A_{ref} abhängt. Die freien Entwurfsparameter der Flügelgeometrie müssen sich im zulässigen Parameter-raum P bewegen, der durch eine Ober- und Untergrenze definiert ist. Die dimensionierende Randbedingung des Flügels betrifft den Referenz-Auftrieb. Dieser muss mit einer zulässigen Abweichung von $\pm 5\%$ dem geforderten Referenz-Auftrieb entsprechen. Nur eine Lösung, die diesen Bedingungen entspricht, ist eine zulässige Lösung.

3. GEOMETRIE UND PARAMETRISIERUNG

Aus den freien Entwurfsparametern \vec{p} muss eine Tragflügelgeometrie gestaltet werden. Dazu wird ein geeignetes Gerüst aus den Kontrollpunkten definiert, das die Grundlage für die Berechnung der Tragflügelfläche bildet. Das Gerüst wird parametrisiert, vgl. dazu BILD 2. Es besteht aus vier Schnittebenen. In jeder Schnittebene erfolgt die Profilierung mit sechs Kontrollpunkten, wie im Schnitt 0 dargestellt. Die Kontrollpunkte können ausschließlich vertikal verschoben werden. Des Weiteren kann in jedem Schnitt der Anstellwinkel sowie die lokale Flügeltiefe verändert werden, vgl. Schnitt 1 in BILD 2. Die Parametrisierung der Flügelspannweite sowie die Rücklage der Flügelspitze erfolgen über zwei weitere Parameter. In der Summe stehen somit 34 Geometrieparameter zur Verfügung, die die freien Entwurfsparameter bilden und im Vektor \vec{p} zusammengefasst werden.

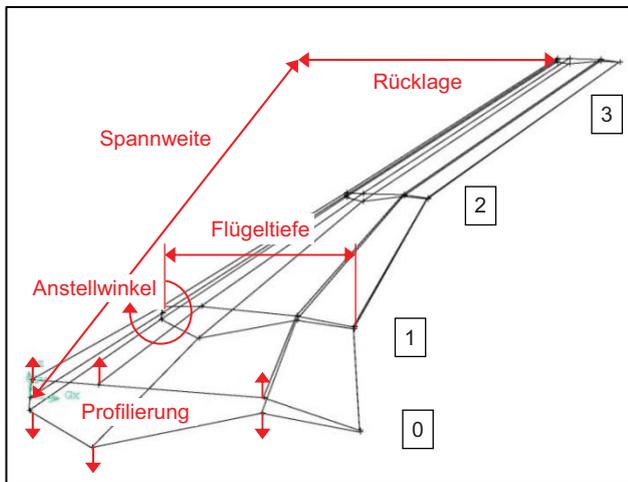


BILD 2. Tragflügelgerüst und Parametrisierung

Der Flügel kann mit der vorliegenden Parametrisierung über die Spannweite nichtlinear aerodynamisch und geometrisch verwunden sowie zugespitzt werden. Die Pfeilung der Flügelvorderkante kann linear variiert werden. Die abschließende Berechnung der Flügelkontur auf Basis des parametrisierten Gerüsts aus Kontrollpunkten erfolgt mit dem BEZIÉR-Verfahren. Das Verfahren ermöglicht mit einer relativ geringen Anzahl von vorgegebenen Geometriepunkten die Generierung einer glatten Fläche mit hoher Varianz. Das Ergebnis der Berechnung des in BILD 2 dargestellten Gerüsts aus Kontrollpunkten ist in BILD 3 wiedergegeben. Das BEZIÉR-Verfahren wurde dahingehend modifiziert, dass parallele Tragflügelschnitte zur Flügelwurzel erzeugt werden. Anhand dieser Schnitte erfolgen die strukturelle Dimensionierung des Tragflügels und die aerodynamische Auswertung über die Spannweite.

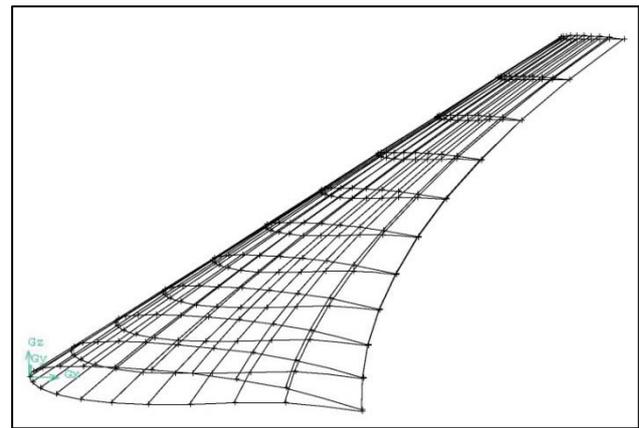


BILD 3. Tragflügelkontur nach der Berechnung mit dem BEZIÉR-Verfahren

4. AERODYNAMISCHE AUSWERTUNG

Auf Basis der in Abschnitt 3 generierten Flügelgeometrie erfolgt die aerodynamische Auswertung. Die aerodynamische Berechnung muss in der Lage sein, zum einen den Einfluss kleiner geometrischer Veränderungen der Geometrie auf das Strömungsfeld des Flügels zu bestimmen und zum anderen alle relevanten Strömungseffekte zu erfassen. Der Reiseflug moderner strahlgetriebener Verkehrsflugzeuge liegt im transsonischen Machzahlbereich. Um die Auftriebs- und Widerstandskräfte mit ausreichender Genauigkeit zu bestimmen, müssen die Druckkräfte, die Wandschubspannung aus der Grenzschicht, die induzierten Kräfte des Tragflügels und die Kompressibilitätseffekte berücksichtigt werden. Ein zuverlässiges Verfahren, das diese Anforderungen erfüllt, bietet die numerische Strömungsmechanik mit den Methoden der CFD. Dazu wird ein definiertes Volumen um den Tragflügel durch eine endliche Anzahl von finiten Volumen diskretisiert. Für das vorliegende Entwurfsproblem wurde eine Diskretisierung des Strömungsfeldes von etwa 380.000 Zellen gewählt, vgl. BILD 4.

Die Berechnung erfolgt auf der Basis der REYNOLDS-gemittelten NAVIER-STOKES-Gleichungen (RANS) mit dem Programmpaket ANSYS/FLUENT. Die RANS-Gleichungen für Massenerhaltung [3] (Gleichung 9), Impulserhaltung [3] (Gleichung 10) und Energieerhaltung [3] (Gleichung 11) werden ebenfalls diskretisiert und auf alle Zellen des Berechnungsvolumens angewendet.

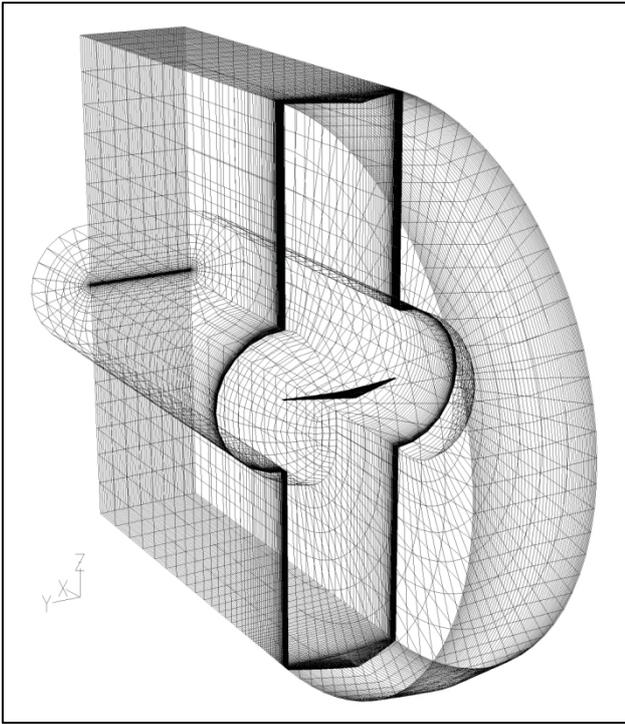


BILD 4. Diskretisiertes Berechnungsvolumen

$$(9) \quad \frac{\partial \bar{p}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \tilde{u}_i) = 0$$

$$(10) \quad \frac{\partial}{\partial t} (\rho \tilde{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \tilde{u}_i \tilde{u}_j) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial \tilde{u}_l}{\partial x_l} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \tilde{u}''_i \tilde{u}''_j)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \tilde{E}) + \frac{\partial}{\partial x_i} [\tilde{u}_i (\rho \tilde{E} + \bar{p})] = \frac{\partial}{\partial x_i}$$

$$(11) \quad \left[\left(k + \frac{c_p \mu_t}{Pr_t} \right) \frac{\partial \tilde{T}}{\partial x_j} + \tilde{u}_i \left(\mu_{eff} \left(\frac{\tilde{u}_j}{x_i} + \frac{\tilde{u}_i}{x_j} \right) - \frac{2}{3} \mu_{eff} \frac{\tilde{u}_i}{x_i} \delta_{ij} \right) \right] + S_h$$

Das Verfahren erfordert einen erheblichen Aufwand an Rechenkapazität, ermöglicht aber gegenüber anderen Methoden eine genauere Berechnung der an den Flügel angreifenden aerodynamischen Kräfte. Die Gleitzahl E zur Auswertung der Zielfunktion kann berechnet werden. Um die Tragflügelstruktur zu dimensionieren, werden die Kraftverläufe über die Spannweite mit Hilfe von diskreten Schnitten und dem vorliegenden Kräftegleichgewicht bestimmt, vgl. BILD 3. Es werden Querkraftverlauf, Biegemoment und Torsionsmoment in der Flügelstruktur berücksichtigt.

5. STRUKTMECHANISCHE DIMENSIONIERUNG

Zur Dimensionierung der Struktur muss eine strukturelle Bauform gewählt werden. Für die vorliegende Problemstellung wird der einfache BTK¹ als primäres Tragwerk gewählt. Dazu wird mit Hilfe der parallelen Tragflügel-schnitte zur Flügelwurzel eine entsprechende Struktur in den Flügel eingepasst, vgl. BILD 5. Der BTK wird anhand

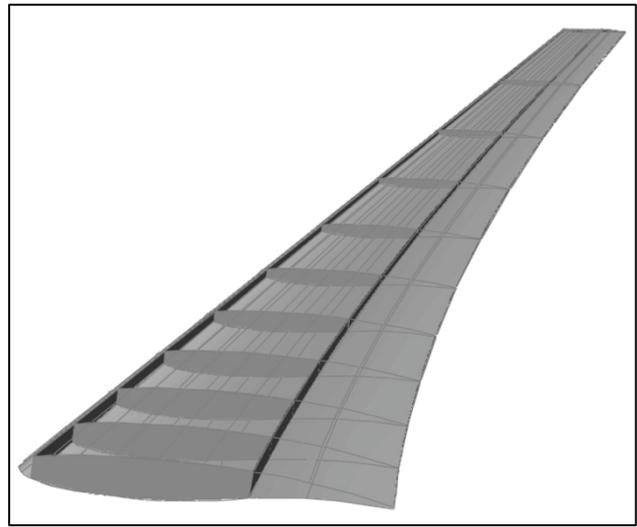


BILD 5. Eingepasster Biegetorsionskasten

der Schnitte diskretisiert. Die Berechnung der Strukturmechanik erfolgt mit analytischen Gleichungen aus der Strukturkonstruktion. Um diese anzuwenden, muss der BTK vereinfacht werden, s. BILD 6. Die Schnittkräfte im angrenzenden Tragflügelschnitt in Richtung Flügelwurzel sind die dimensionierenden Belastungen jedes BTK-Abschnittes. Aufgrund der Charakteristik der Kraftverläufe stellen die Belastungen dieser Schnitte die maximal auftretenden Kräfte für den lokalen Flügelabschnitt dar. Stege, Gurtplatte und Rippen werden auf Basis zulässiger Spannungen ausgelegt. Mit den erforderlichen Querschnitten der Bauteile, der Geometrie des BTK sowie der Dichte des verwendeten Materials kann eine Massenabschätzung der primären Tragflügelstruktur mit Gleichung 12 durchgeführt werden.

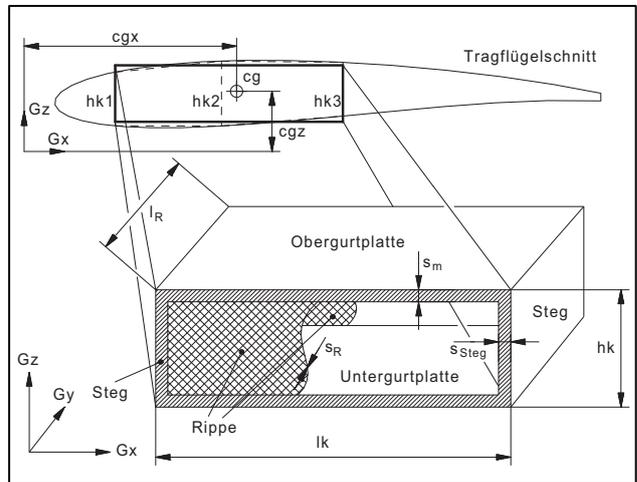


BILD 6. Vereinfachter, diskretisierter Biegetorsionskasten

Der verwendete Werkstoff ist Aluminium. Die Massenanteile aller Flügelabschnitte werden aufsummiert. Sekundäre Strukturbauteile wie der Nasenkasten werden mit einem Proportionalitätsfaktor γ berücksichtigt.

$$(12) \quad m_{OEW} = \gamma \sum_{i=0}^9 2 \cdot m_{Gurt(i)} + 2 \cdot m_{Steg(i)} + m_{Rippe(i)}$$

¹ BTK → Biegetorsionskasten

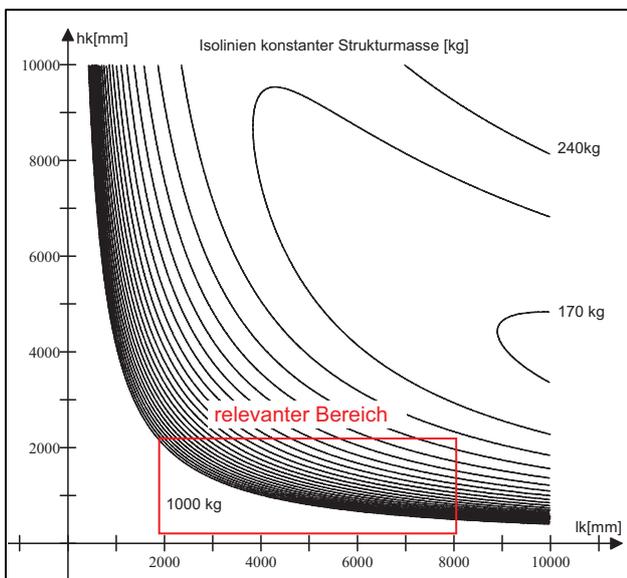


BILD 7. Typischer Funktionsverlauf der Strukturmassen eines BTK-Abschnittes

Der Funktionsverlauf für eine typische Belastungskonstellation eines Flügelabschnittes ist über die maßgeblichen Parameter h_k (BTK-Höhe) und l_k (BTK-Länge) in BILD 7 dargestellt. Hier zeigt sich, dass in dem relevanten Bereich für reale Tragflügelstrukturen in der Regel eine Vergrößerung der BTK-Höhe die Strukturmasse am effektivsten reduziert.

6. ENTWURFSVERFAHREN

6.1. Entwurfsalgorithmus

In Kapitel 4 und Kapitel 5 wurden die Berechnungsgrundlagen für die Gleitzahl E und die Strukturmasse m_{OEW} eingeführt, um die Zielfunktion (Gleichung 4) numerisch auszuwerten. Die Problemdefinition nach Gleichung 8 fordert, dass die Ersatzfunktion unter Berücksichtigung der Randbedingungen minimal werden soll. Um das Minimum, also den Extremwert der Zielfunktion aufzuspüren, können keine differentialgeometrischen Informationen verwendet werden. Sowohl die Zielfunktion selbst als auch die verwendeten analytischen Gleichungen der Strukturmechanik können differenziert werden. Die aerodynamische Berechnung hingegen bietet aufgrund fehlender analytischer Lösungsverfahren keine Möglichkeit, die Ableitung des Funktionsverlaufes zur Suche des Minimums heranzuziehen. Es wird somit ein direktes Suchverfahren gewählt, das ausschließlich auf diskreten Zielfunktionswerten basiert. Dazu wird für die vorliegende Problemstellung der HOOKE-JEEVES-Algorithmus [4] herangezogen. Der Algorithmus ist ein deterministisches Rechenverfahren und besteht aus Erkundungs- und Extrapolationsschritten, vgl. dazu das zweidimensionale Beispiel in BILD 7.

Das vorliegende Entwurfsproblem besitzt 34 Dimensionen, die in dem oben genannten Vektor \vec{p} zusammengefasst sind. Die Erkundungsschritte (dünn gezeichnete Pfeile und gestrichelte Linien) können als numerische Berechnung des Gradienten der Zielfunktion verstanden werden. Der Algorithmus sucht in diesen Schritten nach der günstigsten Abstiegsrichtung, jedoch ohne Berücksichtigung der tatsächlichen Stärke des Gradienten. Des Weiteren werden die Erkundungsschritte zum Voranschreiten des Algorithmus verwendet.

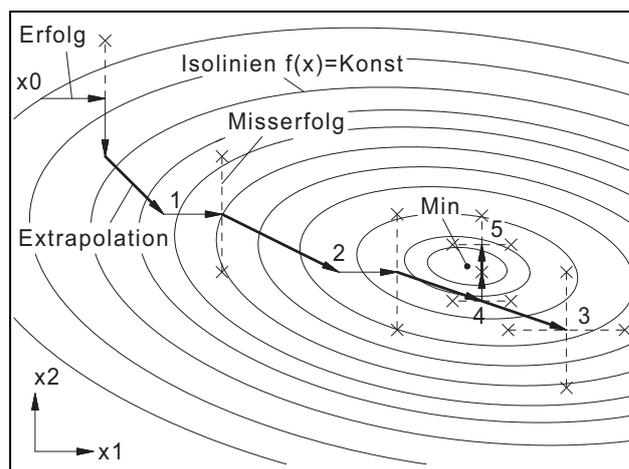


BILD 8. Zweidimensionale Vorgehensweise des Entwurfsalgorithmus

Die Extrapolationsschritte (dick gezeichnete Pfeile) erfolgen auf Basis der Erkundungsschritte. Es wird ein vermuteter Sprung in die Richtung des günstigsten Gradienten durchgeführt. Mit Hilfe der Extrapolationsschritte wird die Konvergenzgeschwindigkeit erhöht. Bei Fehlversuchen werden die Schrittweiten der Erkundungs- und Extrapolationsschritte reduziert. Die Schrittweite stellt das Abbruchkriterium dar: fällt diese unter einen festgelegten Wert, wird die Suche abgebrochen. Die Lösung wird mit diesem Verfahren approximiert.

6.2. Entwurfsablauf

Der Entwurfsablauf wird durch ein eigens entwickeltes Steuerungsprogramm koordiniert. Das Programm steuert das Netzgenerierungsprogramm ANSYS/GAMBIT sowie das CFD-Programm ANSYS/FLUENT an. Es wird initialisiert durch die vorgegebenen Entwurfsparameter:

- Flugmachzahl Ma
- Flughöhe H
- Reichweite R
- Gestaltungsparameter K , vgl. Gleichung 3
- geforderter Auftrieb $A_{ref\ erf}$.

Der Gestaltungsparameter muss explizit gewählt werden. Obwohl die Komponenten des Gestaltungsparameters vor der Entwurfsrechnung bekannt sind, ist eine „künstliche“ Erhöhung des Parameters für bestimmte Entwurfsprobleme erforderlich. Dies betrifft insbesondere den losgelösten Entwurf von Baugruppen für ein Flugzeug und somit auch den hier angeführten Tragflügelentwurf. Für eine möglichst hohe Wirtschaftlichkeit des Flugzeuges reicht eine optimale Lösung für den losgelösten Flügel nicht aus, notwendig ist die optimale Lösung für die gesamte Flugzeugkonfiguration. Der Gestaltungsparameter dient der aerodynamischen/strukturmechanischen Gewichtung und somit zur Anpassung der Baugruppe an die gesamte Konfiguration des Flugzeugentwurfes. Wird keine Baugruppe, sondern die Gesamtkonfiguration in einem Schritt entworfen, kann auf die Anpassung der Parameter verzichtet werden. Der Gestaltungsparameter aus den bekannten Komponenten (Gleichung 3) stellt dann den besten Wert für den Entwurf dar. Für eine ausführliche Diskussion zu dem Gestaltungsparameter wird auf die schriftliche Arbeit [1] verwiesen, die dem Manuskript zugrunde liegt. Um die Initialisierung abzuschließen, muss für den Entwurfsalgorithmus ein geometrischer Startpunkt gewählt werden.

Dazu sind folgende Parameter erforderlich:

- Profilierung mit Auftriebsbeiwert und Auftriebsgradienten
- Streckung Δ
- Zuspitzung λ
- Pfeilung $\varphi_0\%$

Die Profilierung wird für den Startpunkt zunächst über die Spannweite konstant gewählt.

Auf Basis dieser Daten werden eine Startgeometrie und das Berechnungsnetz für die strömungsmechanische Berechnung generiert. Mit dem Berechnungsnetz kann die strömungsmechanische Berechnung erfolgen. Auf Basis der aerodynamischen Kräfte wird die Tragflügelstruktur dimensioniert und anschließend die Zielfunktion ausgewertet. Der Ablauf wiederholt sich sowohl für die Erkundungs- als auch für die Extrapolationsschritte. Die Zielfunktionswerte werden dabei kontinuierlich ausgewertet, um eine möglichst effektive Suche nach dem Minimum zu gewährleisten.

7. ENTWURFSSTUDIE

In diesem Kapitel soll anhand einer Entwurfsstudie die Anwendungsmöglichkeit des Entwurfsverfahrens demonstriert werden. Die frei wählbaren Entwurfparameter werden, mit Ausnahme der Profilierung, in Anlehnung an eine Boeing 777 ER initialisiert.

7.1. Entwurfparameter und Startpunkt

Die vorgegebenen Entwurfparameter sind:

- $Ma = 0,825$ []
- $H = 10.000$ [m]
- $R = 14.250$ [km]
- $K = 75$ []
- $A_{ref\ erf.} = 1.696,6$ [kN]

Der Startpunkt wird mit folgenden Parametern gewählt:

- $\Delta = 9,69$ []
- $\lambda = 0,205$ []
- $\varphi_0\% = 33$ [°]
- Profilierung, s. BILD 9 mit $c_a = 0,4415$

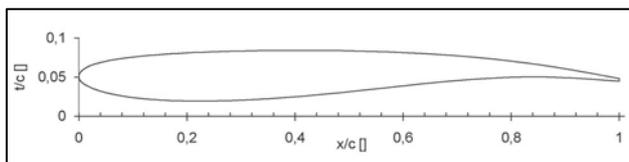


BILD 9. Profilierung der Ausgangsgeometrie

7.2. Entwurfsergebnisse

Eine erste Beurteilung der Entwurfsergebnisse erfolgt an einer Auswahl numerischer Kennwerte des Flügels. Dazu wird in TAB 1 die Entwurfsgeometrie der Ausgangsgeometrie (Start) gegenübergestellt. TAB 1 zeigt, dass die Gleitzahl und somit die aerodynamische Güte um etwa 10 % erhöht wurde, wobei dies auf die Reduktion des Widerstandes zurückzuführen ist. Der Auftriebsbeiwert wurde leicht reduziert. Hohe Auftriebsbeiwerte bewirken im transsonischen Machzahlbereich eine vorzeitige Ausbildung von Verdichtungsstößen, die sich wiederum ungünstig auf den Widerstand auswirken. Wird die Abnahme der Flügelfläche um 12,7 % berücksichtigt, zeigt sich, dass der Gesamtauftrieb des Flügels reduziert

TAB 1. Numerische Entwurfsergebnisse

	Start	ΔX [%]	Entwurf
E []	30,7	+10,1	33,8
C_A []	0,4338	-2,5	0,4231
C_W []	0,01413	-11,4	0,01251
A_{ref} [kN]	1.695	-4,0	1.628
m_{OEW} [kg]	31.278	-43,7	17.599
m_{Fuel} [kg]	28.403	-49,4	14.376
Δ []	9,69	-	9,813
λ []	0,205	-	0,122
$\varphi_0\%$	33	-	24
S [m ²]	463,4	-12,7	404,6

werden konnte, ohne jedoch gegen die Anforderung an den Referenzauftrieb zu verstoßen. In der Randbedingung wurde gefordert, dass der Referenzauftrieb maximal um 5 % vom geforderten Referenzauftrieb abweichen darf. Dies wurde mit einer tatsächlichen Abweichung von 4 % erfüllt. Die Lösung ist somit eine gültige Lösung. Erheblich deutlichere Verbesserungen konnten in der Strukturmasse erreicht werden. Die Strukturmasse wurde gegenüber dem Startpunkt um fast 44 % reduziert. Zusammen mit der verbesserten aerodynamischen Güte bewirkt dies, dass der Kraftstoffbedarf für den Reichweitenflug und somit der Zielfunktionswert nahezu halbiert werden konnten.

Um die Reduktion der Strukturmasse zu untersuchen, werden ausgewählte Parameter über die Spannweite dargestellt. Ein signifikanter Parameter für die Strukturmasse ist die Auftriebsverteilung in BILD 10. Die Auftriebsverteilung konnte vom Niveau abgesenkt werden. Das zeigte sich schon bei der numerischen Auswertung. Eine weitere maßgebliche Eigenschaft liegt darin, dass die Auftriebsverteilung nach innen verlagert werden konnte. Dies reduziert die Momentenverläufe in der Tragflügelstruktur, vgl. BILD 11 und BILD 12.

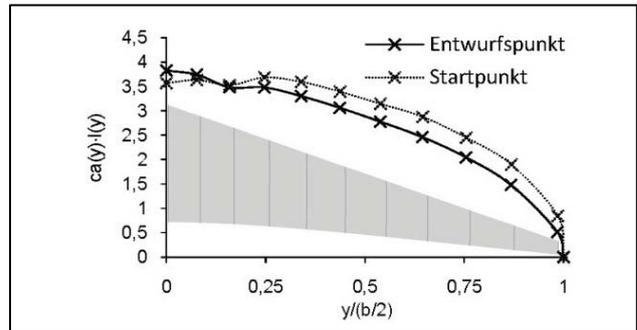


BILD 10. Auftriebsverteilung über die Halbspannweite

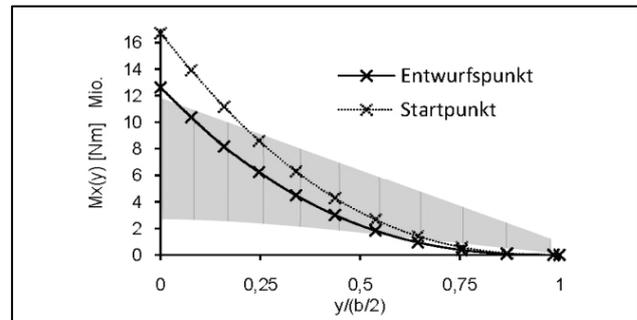


BILD 11. Biegemomentenverlauf über die Halbspannweite

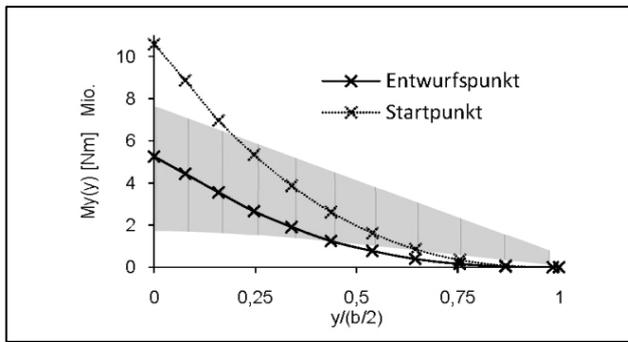


BILD 12. Torsionsmomentenverlauf über die Spannweite

Das Biegemoment in BILD 11 ist die dominierende Belastung der Tragflügelstruktur. Eine Reduktion bewirkt unmittelbar eine leichtere Struktur. Das Torsionsmoment hängt sowohl von der Auftriebsverteilung als auch im hohen Maße vom Pfeilwinkel des Flügels ab. TAB 1 zeigt, dass der Pfeilwinkel zwischen der Ausgangsgeometrie und dem entworfenen Flügel zugunsten der Strukturmasse reduziert wurde. Das Niveau des Torsionsmomentes ist über die gesamte Spannweite halbiert worden.

Es soll im Weiteren die Aerodynamik betrachtet werden, um den Entwurf zu beurteilen. Dazu werden zunächst der Widerstandsanstieg und die aerodynamische Güte über die Flugmachzahl analysiert. In BILD 13 ist das Drag-Divergence-Diagramm dargestellt. Die unteren beiden Kurven stellen den Widerstandsbeiwert dar, die oberen Kurven hingegen die aerodynamische Güte E . Beim Vergleich der Verläufe des Widerstandsbeiwertes zeigt sich, dass der Widerstandsbeiwert gegenüber der Ausgangskonfiguration bis zum Entwurfspunkt reduziert wurde. Im weiteren Verlauf jenseits des Entwurfspunktes steigt der Widerstandsbeiwert der optimierten Flügelgeometrie stärker an als bei der Ausgangskonfiguration. Die negativen Eigenschaften eines Verdichtungsstoßes zeichnen sich in der optimierten Geometrie stärker ab. Diese zunächst negative Eigenschaft ist zurückzuführen auf eine maximierte relative Profildicke des Flügels. Ein dicker Flügel mit großer BTK-Höhe kommt mit weniger Materialeinsatz aus, um der Belastung standzuhalten, vgl. BILD 7. Dies reduziert neben den oben genannten Effekten das Strukturgewicht zusätzlich. Der Nachteil dicker Profile ist jedoch, dass die kritische Machzahl relativ gering ist und sich Verdichtungsstöße frühzeitig abzeichnen.

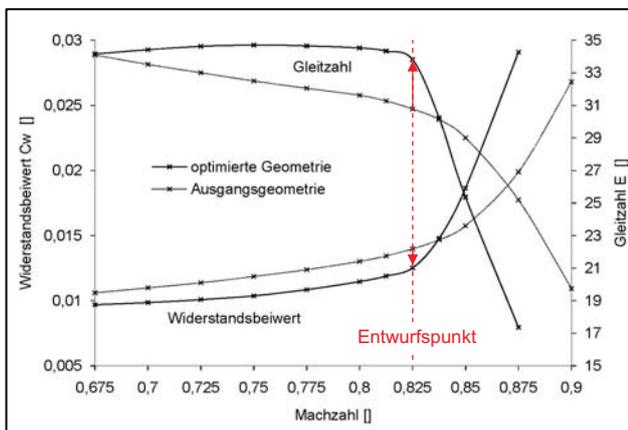


BILD 13. Drag-Divergence-Diagramm

Die entworfene Geometrie wurde optimal für den Entwurfspunkt herausgearbeitet und zeigt relativ große Profildicken bei minimierten Widerstandsbeiwerten im Entwurfspunkt. Dies spiegelt den Verlauf der Gleitzahl wider. Die hohe aerodynamische Güte wird gegenüber der Ausgangsgeometrie bis zum Entwurfspunkt erhalten. Ab dem Entwurfspunkt bricht aufgrund des drastischen Widerstandsanstieges die aerodynamische Güte zusammen. Um die Ausbildung des Verdichtungsstoßes zu analysieren, ist in BILD 14 die Flügeloberseite der optimierten Geometrie über die Wandschubspannung eingefärbt. Dunkelblaue Bereiche kennzeichnen geringe Wandschubspannungen, grüne Bereiche hohe Wandschubspannungen. Die gewählte Darstellungsform erlaubt neben der Identifikation der Verdichtungsstöße auch eine erste Beurteilung der Stoßstärke. Die linke Abbildung zeigt den Entwurfspunkt, die rechte Abbildung das Strömungsfeld bei $Ma = 0,8375$. Die Geschwindigkeitsdifferenz beträgt lediglich $\Delta v = 3,75 [m/s]$. Der Flügel im Entwurfspunkt besitzt lokal im Bereich des Außenflügels einen Verdichtungsstoß, der Richtung Innenflügel ausläuft. Der Stoß ist in seiner Stärke relativ schwach, was sich dadurch abzeichnet, dass die Wandschubspannungen hinter dem Stoß zunächst wieder ansteigen, um dann üblicherweise abzunehmen. Dies deutet daraufhin, dass keine Strömungsablösung durch den Stoß stattfindet. Anhand des Flügels in der rechten Darstellung zeigt sich, dass der Stoß zum einen geometrisch größer ist und zum anderen in seiner Stärke zugenommen hat. Im Bereich des Außenflügels löst die Strömung vollständig hinter dem Stoß vom Flügel ab und die Gleitzahl bricht zusammen, vgl. BILD 13. Es zeigt sich der schmale Grad zwischen aerodynamischer Güte und strukturellen Belangen eines Flügels, um optimale Eigenschaften zu erzielen.

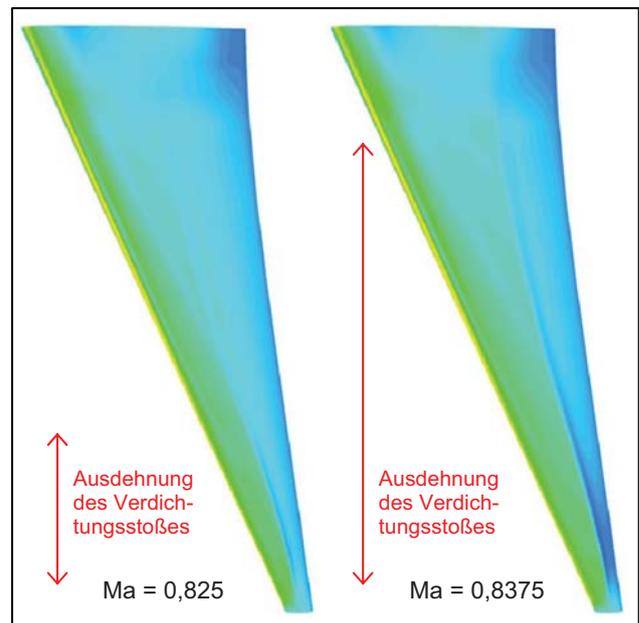


BILD 14. Stoßentwicklung am entworfenen Tragflügel mit Hilfe der Wandschubspannungen

Eine weitere Analyse der Aerodynamik soll anhand der Widerstandspolaren erfolgen, vgl. BILD 15. Die schwarz gezeichnete Polare ist für die optimierte Geometrie im Entwurfspunkt berechnet worden. Mithilfe einer Tangente an der Kurve, die durch den Ursprung des Diagramms verläuft, kann die maximale Gleitzahl bestimmt werden.

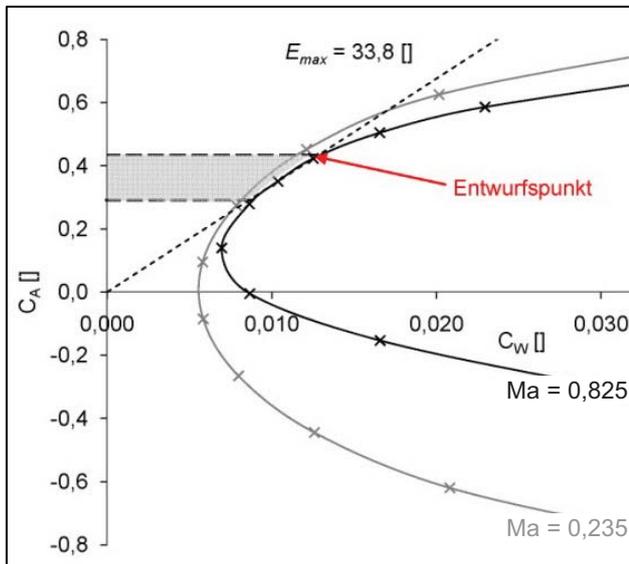


BILD 15. Widerstandspolaren des optimierten Flügels

Hier zeigt sich, dass der Flügel im Bereich des Entwurfspunktes seine maximale aerodynamische Güte erreicht. Eine weitere positive Eigenschaft der optimierten Geometrie ist, dass der Flügel über einen relativ großen Bereich von Auftriebsbeiwerten (grau gekennzeichnet) geflogen werden kann, ohne nennenswerte Einbußen in der Gleitzahl hinzunehmen. Insbesondere in Hinblick auf das abnehmende Gesamtgewicht des Flugzeuges durch den verbrannten Kraftstoff ist diese Eigenschaft als günstig zu bewerten. Der Auftrieb kann reduziert werden, ohne die Aerodynamik und somit die Wirtschaftlichkeit des Flügels zu verschlechtern.

Eine inkompressibel aufgenommene Polare des entworfenen Flügels ist durch die grau eingezeichnete Kurve dargestellt. Die Flugmachzahl beträgt $Ma = 0,235$ unter Bodenbedingungen, also $H = 0$. Beim Vergleich der Polaren wird deutlich, dass die entworfene Geometrie optimale Eigenschaften im transsonischen Flugbereich aufweist. Die Kompressibilitätseffekte sind im Entwurfspunkt und seiner Umgebung minimal. Der erhaltene Flügel kann mit den dargestellten Eigenschaften als transsonischer Flügel klassifiziert werden.

8. FAZIT

Die Entwurfsstudie zeigt, dass das Entwurfsverfahren in der Lage ist, die Geometrie eines Tragflügels für einen vorgegebenen Entwurfspunkt zu optimieren. Da keine besseren Lösungen im Rahmen der approximierten Genauigkeit in der Umgebung vorliegen, ist davon auszugehen, dass der Entwurfalgorithmus ein Optimum im Ersatzfunktionsverlauf aufgespürt hat. Der Beweis, dass tatsächlich ein globales Optimum, also die bestmögliche Lösung der Zielfunktion, aufgespürt wurde, konnte im Rahmen der Arbeit nicht erbracht werden. Dazu muss die Konvexität der Ersatzfunktion nachgewiesen werden. Dies ist jedoch nur mit erheblichem Rechenaufwand möglich. Es ist aufgrund der NAVIER-STOKES-Gleichungen eher davon auszugehen, dass der Einfluss der Aerodynamik auf die Ersatzfunktion den Verlauf nichtkonvex werden lässt, so dass der Ersatzfunktionsverlauf unter Berücksichtigung der strukturellen und aerodynamischen Berechnungsverfahren multimodal ist. Das Entwurfsverfahren ist ausschließlich in der Lage, lokale Optima aufzuspüren. Das bedeutet, dass der

Anwender des Verfahrens einen erheblichen Anteil an der Qualität der Lösung trägt. Wird durch den Anwender ein Startpunkt an der Flanke eines globalen Optimums vorgegeben, so ist der Entwurfalgorithmus in der Lage, auch das globale Optimum aufzuspüren, da ein globales Optimum auch immer ein lokales Optimum darstellt. Wird der Startpunkt ungünstig gewählt, kann im Falle eines multimodalen Ersatzfunktionsverlaufs die aufgespürte Lösung „nur“ ein lokales Optimum darstellen. Davon muss ausgegangen werden, solange kein Nachweis angeführt werden kann, der eine globale Lösung beweist. Der Anwender des Verfahrens sollte somit Erfahrung im Entwurf von Tragflügeln besitzen.

Dennoch zeigt die Entwurfsstudie die Anwendungsmöglichkeiten des Verfahrens. Die erhaltene Flügelgeometrie wurde explizit für den Entwurfspunkt herausgearbeitet und weist dort gute Eigenschaften für den Reiseflug auf. Die Entwurfsstudie beweist, dass komplexe Abhängigkeiten zwischen der Flügelaerodynamik und seiner mechanischen Struktur optimal aufeinander abgestimmt werden konnten, um eine optimale wirtschaftliche Lösung zu erhalten. Der Kraftstoffverbrauch konnte halbiert werden. Dieses hervorragende Ergebnis ist auf die gewählte Startgeometrie zurückzuführen. Eine Optimierung einer modernen Tragflügelgeometrie würde sicherlich nicht derart große Verbesserungen aufweisen. Des Weiteren zeigte das Verfahren, dass es in der Lage ist, Randbedingungen an den Entwurf zu erfüllen und somit problemspezifische Lösungen zu entwickeln.

Die Berechnung des Entwurfes erfolgte mit einem Pentium-IV-Prozessor mit 2 MB Arbeitsspeicher. Die Entwurfsdauer betrug etwa 40 Tage. Diese hohe Rechenzeit ist ein erheblicher Nachteil des Verfahrens. Moderne Quadcore-Prozessoren würden den Rechenaufwand etwa halbieren. Dennoch ist die erforderliche Berechnungszeit aufgrund der aufwendigen numerischen Strömungsberechnungen sehr groß.

9. AUSBLICK

Im Fokus einer Weiterentwicklung steht die Reduktion der erforderlichen Rechendauer. Der mit Abstand größte Anteil der Rechenkapazität fällt auf die strömungsmechanische Analyse mit den Methoden der CFD. Derzeit gibt es keine Rechenverfahren, die in kürzerer Zeit derart genaue aerodynamische Lösungen produzieren. Verschiedene andere Verfahren, z. B. die Panel-Methode, ermöglichen schnellere Lösungen, berücksichtigen jedoch nur Teilprobleme der hier relevanten Aerodynamik. Hier bleibt zurzeit nur die Aussicht auf leistungsfähigere Computer.

Ein weiterer Aspekt fällt auf den Entwurfalgorithmus selbst. Der hier verwendete HOOKE-JEEVES-Algorithmus ist nur einer aus einer Vielzahl von existierenden Suchverfahren. Alle anderen Verfahren basieren jedoch meist, wie auch der HOOKE-JEEVES-Algorithmus, auf einer Abwandlung des GAUSS-SEIDEL-Verfahrens. Differentialgeometrische Informationen, wie die Ableitung der Ziel- bzw. Ersatzfunktion, können nicht zur Beschleunigung der Suche herangezogen werden, da nur diskrete Funktionswerte zur Verfügung stehen. Einen anderen Ansatz bieten stochastische Verfahren, z.B. evolutionäre Algorithmen. Diese sind teilweise sogar in der Lage, wenn auch nicht mit hoher Zuverlässigkeit, globale Optima aufzuspüren [2]. Allerdings ist meist der Rechenaufwand aufgrund einer größeren Anzahl an Funktionsauswertungen noch höher.

Eine erfolgversprechende Möglichkeit, den Rechenaufwand zu reduzieren, stellt die Parametrisierung dar. Die Anzahl der freien Entwurfsparameter liegt bei dem hier vorgestellten Entwurfsverfahren bei 34, vgl. BILD 2. Wird die Anzahl der freien Entwurfsparameter reduziert, kann die Entwurfsrechnung verkürzt werden. Der Nachteil ist, dass der Flügel in seiner Varianz eingeschränkt wird und somit hohe qualitative Lösungen ausgeschlossen werden. Es gilt, eine Parametrisierung zu finden, deren Anzahl an freien Parametern gering ist, die aber trotzdem eine hohe Varianz aufweist. Einen Ausblick stellt die PDE²-Methode [5]. Bei dieser Methode werden geometrische Flächen auf Basis von Differentialgleichungen generiert. Derzeit wird an einer Umsetzung der Methode mit der LAPLACE-Differentialgleichung gearbeitet. Die Differentialgleichung ist vom elliptischen Charakter und geeignet, glatte Flächen für Tragflügelgeometrien zu erzeugen.

$$(12) \quad \left(\frac{\partial^2}{\partial u^2} + a^2 \frac{\partial^2}{\partial v^2} \right) \mathbf{r} = 0 \quad \text{mit} \quad \mathbf{r} = (x_{i,j}, z_{i,j})$$

Die freien Entwurfsparameter stellen die Randbedingung der Differentialgleichung. Ob tatsächlich zweckmäßige Flächen mit einer geringeren Anzahl an freien Entwurfsparametern mit entsprechend hoher Varianz erzeugt werden können, ist noch offen.

10. DANKSAGUNG

Dieses Manuskript basiert auf einer gleichnamigen Diplomarbeit an der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg (HAW Hamburg), Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau.

An dieser Stelle möchte ich mich bei meinem Professor, Herrn Prof. Dr.-Ing. Schulze MSc, für seine hilfreichen Anregungen und die immer freundliche Unterstützung bedanken.

- [1] KLATTE, Nico: *Tragflügelentwurf mit numerischer Optimierung der aerodynamischen und strukturmechanischen Eigenschaften*. Hamburg, Hochschule für Angewandte Wissenschaften, Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Diplomarbeit, 2009
- [2] KOST, B.: *Optimierung mit Evolutionsstrategien*, 1. Auflage. Frankfurt am Main: Wissenschaftlicher Verlag Harri Deutsch GmbH, 2003
- [3] FLUENT Inc.: *User's Guide*. Lebanon, 2003
- [4] JOHNSON, M. G.: *Nonlinear Optimization using the algorithm of Hooke and Jeeves*, 1994. URL: <ftp://netlib2.cs.utk.edu/opt/hooke.c> (Aufgerufen: 10.05.2008)
- [5] BLOOR, Malcolm I.G.; WILSON, Michael J.: *Generating parametrizations of wing geometries using partial differential equations*. Leeds, University of Leeds, Department of Applied Mathematical Studies, 1996

² PDE → Partial Differential Equations