

# Potential und Grenzen bei der Optimierung des Flügelgrundrisses mit und ohne Lastabminderung im Flugzeugkonzeptentwurf

M.D. Krengel · M. Hepperle

**Zusammenfassung** Lastabminderung ist eine Technologie, die Treibstoffeffizienz eines Verkehrsflugzeugs durch einen leichteren Flügel zu steigern. Die Reduktion der aerodynamischen Lasten am transsonischen, gepfeilten Außenflügel ermöglicht zusätzlich schlankere Flügel für neuartige Konzepte. Lastabminderung hat Einfluss auf den optimalen Flügelgrundriss und sollte daher bereits im Konzeptentwurf berücksichtigt werden. In dieser Veröffentlichung wird ein Entwurfsprozess gezeigt, der die relevanten Disziplinen durch vereinfachte aber physikalisch-basierte Modelle in den Gesamtentwurf einbindet. Es werden Ersatzmodell-basierte Optimierungen der Flügelform durchgeführt, wobei der Zielparame-ter ein kombinierter Treibstoffverbrauch relevanter Bewertungsmissionen ist. Die Ergebnisse zeigen, dass aktive Lastabminderung die Flügelmasse reduziert und der direkte Einfluss aktiver Lastabminderung spannenweitenabhängig ist. Für die Optimie-

rung zeigt das Optimum mit Lastabminderung ein Potential von 11.6 % Treibstoffreduktion gegenüber einer Ausgangskonfiguration. Auch ohne Lastabminderung lassen sich durch Geometrieoptimierung signifikante Reduktionen erreichen. Die Gründe dafür und Randbedingungen wie die Rollsteuerung mit einem flexiblen Flügels werden diskutiert.

**Schlüsselwörter** Flugzeugkonzeptentwurf · Lastabminderung · Flexibler Flügel · Multidisziplinäre Optimierung

## Nomenklatur

$AR$	Streckung des Flügels
$b$	Spannweite des Flügels
$BF$	Missionstreibstoffverbrauch
$c$	Flügelteufe
$EAS$	Äquivalente Geschwindigkeit
$\epsilon$	Lokale Verwindung
$\eta_k$	Spannweitige Kink-Position
$m_{TOM}$	Maximale Startmasse
$m_{wing}$	Absolute Flügelmasse
$\varphi_{LE}$	Pfeilungswinkel der Vorderkante
$(t/c)$	Relative, lokale Profildicke
$TR$	Zuspitzung des Flügels

---

Markus Dino Krengel  
DLR e.V., Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Braunschweig  
E-Mail: markus.krengel@dlr.de

Dr.-Ing. Martin Hepperle  
Gruppenleiter Flugzeugentwurf  
DLR e.V., Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Braunschweig

## 1 Einleitung

Die Auftriebsverteilung eines Tragflügels ist typischer Weise ein Kompromiss zwischen der dauerhaft wirksamen aerodynamischen Effizienz im Reiseflug und den bei Manövern und Böen auftretenden großen strukturellen Belastungen. Laststeuerung kann die Auftriebsverteilung temporär durch Umverteilung anpassen und so Maximallasten reduzieren. Um diese Effekte abzubilden, ist ein multidisziplinärer Flügel- und Gesamtflugzeugentwurf erforderlich, der Lastabminderung berücksichtigen kann. Dies funktioniert nur durch eine Kopplung der Disziplinen Aerodynamik, Strukturmechanik und Flugdynamik.

Die Idee aktiver Lastabminderung gibt es seit den sechziger Jahren [1]. Noll et al. bewiesen grundsätzlich die Wirksamkeit von Manöverlastabminderung (MLA) und Böenlastabminderung (GLA) in 1993 [2]. Handojo et al. [3] untersuchten das Potential von MLA und GLA. Sie konnten eine Reduktion der Flügelmasse einer Langstreckenkonfiguration um 26.5 % zeigen. Fournier et al. erreichten eine 50 %-ige Reduktion des Flügelwurzelbiegemoments mit GLA bei 7° maximalem Querruderausschlag [4]. Ferner zeigten sie die Schwierigkeit gleichzeitig Biege- und Torsionlasten zu reduzieren auf. Binder et al. [5] untersuchten den Einfluss von MLA, GLA, und passiver struktureller Lastabminderung (PST) für eine Langstreckenkonfiguration. Sie zeigten, dass MLA alleine bereits 72 % des maximalen Potentials erreicht, das mit allen drei Mechanismen gleichzeitig erreicht werden kann. Neben der nachträglichen Anwendung von Lastabminderung bei bestehenden Flügeln, gibt es auch Studien zur geometrischen Flügeloptimierung ohne Lastabminderung. Liem et al. [6] zeigten in einer Optimierung für die Langstrecke den Trend zu schlankeren Flügeln und eine Effizienzsteigerung von 6.6 % [6]. In einer Studie mit vereinfachter Modellierung kamen Marchetti et al. für die Kurz- und Mittelstrecke zu einer Effizienzsteigerung von 9.9 % bei einer Flügelstreckung von 15 [7]. Diese Optimierungen und Lastabminderung zu

kombinieren ist der nächste logische Schritt. Wunderlich et al. demonstrierten mit einer auf der DLR- Software TAU (RANS-Code) basierenden Optimierung, gekoppelt mit einer Nastran CSM-Rechnung, eine Reduktion des benötigten, kombinierten Treibstoffverbrauchs um 12.9 % gegenüber einer Ausgangskonfiguration für den Langstreckenbereich und 4.3 % Effizienzsteigerung zwischen den Optima mit und ohne Lastabminderung [8]. Xu und Kroo untersuchten eine Kurzstreckenkonfiguration mit flexiblem Tragflügel im Konzeptentwurf [9]. Ihre Ergebnisse zeigten eine Effizienzsteigerung von 11 % für den turbulenten Flügel.

Hier werden Ergebnisse aus dem Konzeptentwurf für den Bereich der Langstrecke gezeigt. Die Optimierungen werden für den Flügelgrundriss, die Dicken- und Verwindungsverteilung mit und ohne Manöver- und Böenlastabminderung durchgeführt. Die gezeigten Ergebnisse und der Entwurfsprozess basieren auf vorangegangenen Arbeiten [11].

## 2 Methodik

Für die Untersuchungen wurde ein Entwurfsprozess mit einem Physik-basierten Ansatz zur Auslegung der Flügelstruktur aufgebaut. Die Methodik beinhaltet auch die semi-empirische DLR-Entwurfssoftware OpenAD [12], welche auf dem CPACS Dateiformat aufbaut [13]. Die MIT-Software ASWING von Drela [14,15], die instationäre Traglinienaerodynamik mit nichtlinearer Balkentheorie verbindet, ist in den Entwurfsprozess eingebunden, um vereinfachte Lasten für den flexiblen Flügel bereitzustellen. In einer Strukturdimensionierung werden aus den Lasten Massen- und Steifigkeitsverteilung berechnet. Der grundsätzliche Programmablauf ist in Abbildung 1 dargestellt.

Ausgehend von Top Level Aircraft Requirements und weiteren Randbedingungen startet der Prozess, dessen Ausgabe ein konvergenter Gesamtentwurf im CPACS-Dateiformat ist. Der Prozessablauf besteht

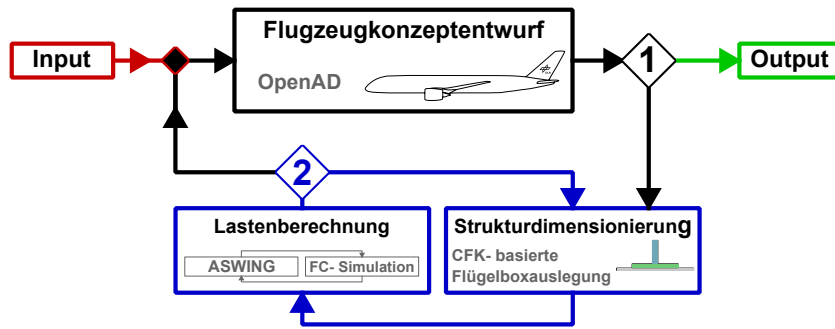


Abb. 1: Prozessübersicht für einen integrierten elastischen Flügelentwurf im Gesamtentwurf

auf oberster Ebene aus zwei Kaskaden. Die äußere Kaskade (1) führt die Flügelmasse und eine bessere Abschätzung der aerodynamischen Effizienz zurück in den Gesamtentwurf. Die innere Kaskade (2) übernimmt iterativ die Strukturdimensionierung basierend auf ausgewählten Lastfällen. Die aerodynamische Effizienz wird aus dem Traglinienverfahren in ASWING abgeleitet. Die Berechnung in ASWING ist leicht angepasst, indem anstelle einer direkten Integration auf den Wirbelleitern, der Widerstand durch eine Berechnung mithilfe der Trefftz-Ebene berücksichtigt wird. Ferner wird der lokale Wellenwiderstand berücksichtigt, der anhand der Korngleichung [16] berechnet und für den gepfeilten Flügel transformiert [17] wird:

$$M_{DD} = \frac{\kappa_A}{\cos \varphi} - \frac{(t/c)}{\cos^2 \varphi} - \frac{c_a}{10 \cdot \cos^3 \varphi} \quad (1)$$

Dabei ist  $t/c$  die Profildicke,  $c_a$  der lokale Auftriebskoeffizient und  $M_{DD}$  die Machzahl des transsonischen Widerstandsanstiegs. Für transsonische Profile ist der Profilparameter  $\kappa_A$  zu 0.95 gewählt. Hier wurde für den Pfeilungswinkel  $\varphi$  die 50 %- Linie verwendet, da der Verdichtungsstoß typischer Weise etwa an dieser Stelle liegt und maßgeblich für den Wellenwiderstand ist. Durch den Prozess werden die Fahr- und Leitwerke entsprechend der Handbuchmethoden in OpenAD abgebildet [12]. Dabei wird die Flächenlast des Flügels und das minimale Stabilitätsmaß konstant gehalten. Das sichert eine gute Vergleichbarkeit der Entwürfe.

### 2.1 Entwurfsraum und Zielfunktion

In den hier beschriebenen Untersuchungen wurde ein neun-dimensionaler Entwurfsraum aus geometrischen Flügelparametern betrachtet. Dazu gehören vier Parameter der Grundfläche: die Streckung (AR), Zuspitzung (TR), der Vorderkantenpfeilungswinkel ( $\varphi_{LE}$ ) und die Kink- Position ( $\eta_K$ ). Die Dickenverteilung ist an zwei und die Verwindungsverteilung an drei spannweiten Stationen mit linearer Interpolation im Zwischenbereich gegeben. Abbildung 2 zeigt die Stationen und den Entwurfsraum, der eine Vielzahl verschiedener Flügelgeometrien abbilden kann.

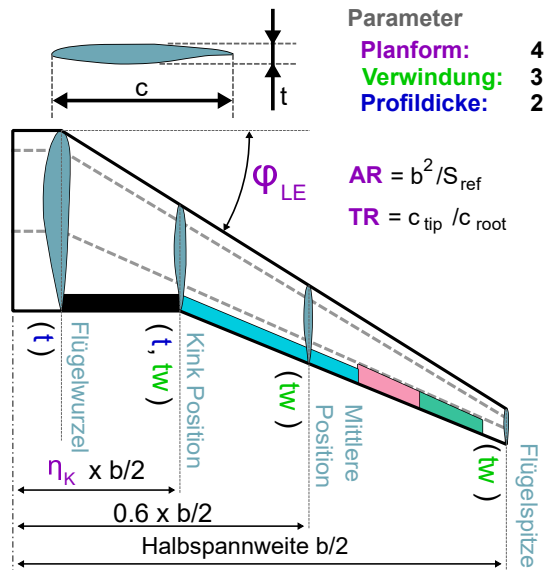


Abb. 2: Gewählter Entwurfsraum für die Flügeloptimierung im Konzeptentwurf.

Adler und Martins konnten Vorteile einer Mehrpunktoptimierung im Gegensatz zu einer

Einpunktoptimierung zeigen [18]. Daher ist die Zielfunktion hier ein kombinierter Treibstoffverbrauch auf drei Bewertungsmissionen bei einer Flugmachzahl von 0.83. Der Treibstoffverbrauch ist jeweils auf die Transportarbeit bezogen und wird, mit einem Wichtungsfaktor  $w_i$  aufsummiert. Zusätzlich zur Auslegungsmission ( $w_i = 0.3$ ) wird eine Mission mit 75 % Auslegungsnutzlast und einer Reichweite von 4000 NM ( $w_i = 0.55$ ), sowie eine Mission mit maximaler Nutzlast und einer Reichweite von 2000 NM ( $w_i = 0.15$ ) berücksichtigt. Der Treibstoffverbrauch der letzten beiden Missionen wird mittels der Breguetgleichung [20] für den Reiseflug und Massenverhältnissen für alle anderen Flugsegmente nach Jenkinson [19] berechnet.

Für die Optimierung gelten grundsätzlich folgende Randbedingungen: Der Missionstreibstoff muss in die Flügeltanks passen und die Spannweite  $b$  soll kleiner als 65 m sein. Nur Entwürfe die alle Manöverlasten erreichen können sind gültig. Gegenüber der Referenz soll die Wirksamkeit der Rollsteuerung mit dem äußeren Querruder mindestens 60 % und mit dem inneren mindestens 80 % betragen.

Da sich während der Untersuchungen gezeigt hat, dass eine geometrische Randbedingung zur Integration des Fahrwerks in den Flügel den Entwurfsraum stark beschränkt, wurde eine solche Randbedingung in den Optimierungen nicht berücksichtigt. Im Sinne einer Untersuchung des erzielbaren Potential ist es nicht förderlich die Optimierung schon im Konzeptentwurf a priori sehr stark einzuschränken (s. Unterkapitel 3.1).

## 2.2 Lastfälle und Lastabminderung

Die Strukturdimensionierung des Flügels umfasst auf Konzeptentwurfslevel keinen umfangreichen Lastenprozess, basiert allerdings auf 16 aeroelastischen Manöver- und 24 Böenlastfällen. Die missionsbasierten Lastfälle sind so gewählt, dass die wesentlichen Einflüsse erfasst werden. Abbildung 3 zeigt eine Übersicht, wie sie auch in Zulassungsvorschriften zu finden ist [21]. Der Parameter *UP* oder

*DOWN* bezieht sich auf eine vereinfachte Hochauftriebsannahme durch ausgefahrene Hinterkantenklappen, wobei *UP* ein eingefahrenes System bedeutet. Als symmetrische

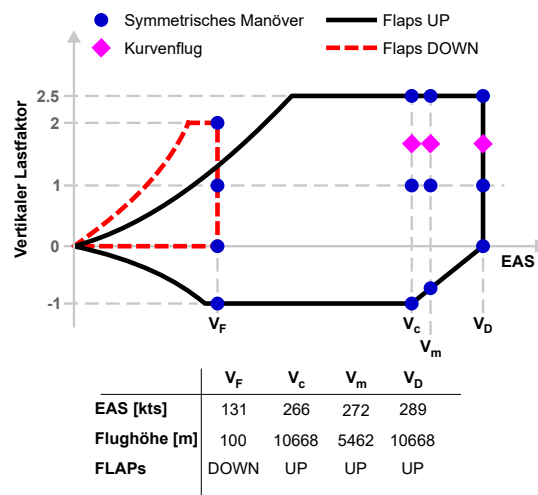


Abb. 3: Manöverlastfälle für die Analyse.

Lastfälle werden die minimalen und maximalen Lastfaktoren angenommen. Kurvenflüge werden mit einem Hängewinkel von  $30^\circ$  und einem Lastfaktor von 1.67 getrimmt. Für die Lasten ist die Flughöhe bei konstanter EAS auf 1000 m reduziert. Diese Vorgehen ermöglicht eine gleichwertige Lastberechnung ohne transsonische Effekte.

Die Klappen werden als Wölbklappen angenommen und in ihrer Wirkung durch die Näherung von Glauert abgeschätzt [22]. Die maximale Verfahrensgeschwindigkeit ist  $35^\circ/\text{s}$ . Die Böenlastfälle sind dynamische 1-COS Böen für jeden Flugpunkt in Abbildung 3. In Anlehnung an die CS25 sind Böenlängen von 9, 58, und 107 Meter berücksichtigt [23]. Dabei werden sowohl positive als auch negative vertikale Geschwindigkeiten angenommen.

Der Klappenausschlag für MLA folgt einer linearen Vorgabe mit der Geschwindigkeit EAS und dem Lastfaktor  $n_z$ . Der Maximalausschlag wird bei einem Lastfaktor von  $-1.0$  und der höchsten Geschwindigkeit erreicht und ist wie folgt:  $-16^\circ$  für die innere und  $19^\circ$  für die

äußere Hochauftriebsklappe,  $20^\circ$  für das innere und  $15^\circ$  für das äußere Querruder.

Wie auch in Xu und Kroo [9] gezeigt, wird die Wirkung von Lastabminderung stark durch den lokalen Maximalauftrieb beeinflusst. Eine zu geringe Annahme reduziert die Wirkung signifikant, während ein zu hoher Wert den Effekt von Lastabminderung deutlich überschätzt. Hier wurde ein  $c_{a,max}$ -Wert von 1.6 senkrecht zur Flügelachse angenommen. Da die Manöver bei verringerter Höhe geflogen werden, ist die Machzahlabhängigkeit vernachlässigbar. Zusätzlich wird auch die Abhängigkeit von der Reynoldszahl vom Innenflügel nach außen vernachlässigt und vereinfacht ein konstanter Wert über die Spannweite angenommen.

Damit die Böenlastabminderung eine vergleichbare Wirkung für alle Entwürfe hat, ist ein vergleichbares dynamisches Ansprechverhalten nötig. Deswegen ist die innere Kaskade für die Böenlastabminderung ein Nickdämpfer, der auf Basis der ASWING-Derivative die Übertragungsfaktoren  $k_{\eta q}$  und  $k_{\eta \alpha}$  so berechnet, dass Frequenz und Dämpfung der Anstellwinkelschwingung immer gleich ist. Die Basis dafür sind die linearisierten Gleichungen der Längsbewegung und die Bereiche für gute Steuerbarkeit, wie in Brockhaus gegeben [24]. Hier ist die GLA- Strategie eine Regelung auf Basis des Auftriebskoeffizienten des Flugzeugs mit dem Ziel Abweichungen zu dämpfen. Geregelt wird mittels symmetrischer Ausschläge der insgesamt vier Querruder. Es handelt sich hierbei um eine vereinfachte Regelung, die dennoch eine Strukturlastreduktion bei den gegebenen Böen erreichen kann. Die Komplexität der Regelung bleibt allerdings begrenzt. Die vollständige Regelkette und die Wirkung auf die Lasten ist in Krengel und Hepperle [11] gezeigt.

### 2.3 Modell der Strukturdimensionierung

Die Strukturdimensionierung wird für Kohlenstofffaserverstärkten Kunststoff (CFK) auf Basis der Flügelbox vorgenommen. Dazu werden 10 spannweitig gleich verteilte 2D-

Repräsentationen genutzt, wie in Abbildung 4 schematisch dargestellt. Ein Rippenabstand wird in der Analyse berücksichtigt. Strukturelle Topologieparameter sind kein Teil der Optimierung. Insbesondere der Anteil an  $0^\circ$ -Lagen an jeder spannweitigen Position ist dabei identisch. Die Dimensionierung erfolgt durch lokales Aufdicken des Laminats, bis alle strukturellen Reservefaktoren über 1.5 liegen. Die Geometrie der Spante und Holme ist in Punkten kondensiert, die das originale Verhalten im Wesentlichen abbilden. Diese Punkte sind durch Elemente mit reiner Scherungsbelastung verbunden. Die Versagenskriterien sind dabei lokales und globales Beulen, sowie Schadentoleranz. Die Analyse erfolgt auf Basis der klassischen, ebenen Laminattheorie [25]. Die Sekundärmassen des Flügels werden nach Torenbeek abgeschätzt [26].



Abb. 4: Kondensiertes und vereinfachtes Modell der Strukturdimensionierung.

### 2.4 Optimierungsstrategie

Die Ersatzmodell-basierte Optimierung in den neun Dimensionen wurde hier mit der DLR SMARTy-Toolbox [27] durchgeführt. Zunächst wird für jede Optimierung dabei ein initiales Ersatzmodell, definiert durch 1013 Halton-Punkte [28] berechnet. Die Interpolation im Modell findet mithilfe von Universal Kriging mit quadratischer Ansatzfunktion statt, wie sie in SMARTy implementiert ist [27]. Ein Punkt des Erstmodells repräsentiert einen Flugzeugentwurf und Entwürfe, die wegen der Limitierung des Maximalauftriebs nicht alle Manöver erreichen konnten wird ein Treibstoffverbrauch zugewiesen, der dem doppelten des schlechtesten Wertes der anderen Entwürfe entspricht. Dadurch bleibt die Optimierung den Bereichen nicht vergleichbarer Konfigurationen fern. Eine erste

Validierung der Modelle findet durch einen Leave-One-Out Test statt. Die weiteren Randbedingungen werden durch Aufschläge auf den Treibstoffverbrauch bei Überschreiten der Grenzen abgebildet. Die Optimierungsbereiche sind in Tabelle 1 gegeben.

Tabelle 1: Optimierungsbereiche

Parameter:	$AR$	$TR$	$\varphi_{LE}$ [deg]	$\eta_k$	
Minimum	8.0	0.10	28.0	0.20	
Maximum	17.0	0.40	40.0	0.45	
Parameter:	$t/c_R$	$t/c_K$	$\alpha_K$ [deg]	$\alpha_M$ [deg]	$\alpha_T$ [deg]
Minimum	0.07	0.07	-5.0	-5.0	-5.0
Maximum	0.17	0.17	10.0	10.0	10.0

Während jedes Optimierungsschrittes werden zwei neue Punkte mit dem Prozess berechnet und dem Ersatzmodell hinzugefügt. Ein Punkt ist das durch die Optimierung geschätzte Treibstoffverbrauchsminimum und der zweite Punkt ist das potentielle Minimum, wenn die maximale Fehlerschätzung des Ersatzmodells mitberücksichtigt wird. Nach spätestens 15 Iterationsschritten konvergiert die Optimierung in allen betrachteten Fällen.

## 2.5 Das Referenzflugzeug

Das generische Referenzflugzeug (REF) transportiert 270 Passagiere über eine Auslegungreichweite von 6000 NM bei einer Machzahl von 0.83. Der Technologiestand entspricht dem des Jahres 2020. Die Flächenbelastung ist  $650 \text{ kg/m}^2$ .

## 3 Ergebnisse

Die Ergebnisse in Unterkapitel 3.1 sind zum einen Vorstudien entlang des Haupteinflussparameters, der Spannweite. Danach folgt eine kurze Beschreibung der Optimierungsergebnisse mit (GMLA) und ohne (noLA) Lastabminderung in Unterkapitel 3.2. Dabei bedeutet Lastabminderung immer Böen-

und Manöverlastabminderung. Weitere Details zu Spannweiten-, Tankkapazitäts- und Rollkontrollimits sind in Unterkapitel 3.3 zusammengefasst.

### 3.1 Identifikation fundamentaler Trends

Die Streckung hat von den Grundflächenparametern den größten Einfluss. Allerdings führt eine ausschließliche Variation dieses Parameters, ausgehend von der Referenzkonfiguration, gegebenenfalls zu unrealistisch verzerrten Geometrien. Für die Vorstudie zur Optimierung sind hier daher alle vier Parameter als Funktion der Spannweite vorgegeben, was zu einer eindimensionalen Variation führt. Dabei ist die Geometrieänderung wie folgt: Die Triebwerksposition und die Position des Trapezknicks bleiben in absoluten Werten konstant, die 50 %- Linie des Flügels bleibt für vergleichbaren Wellenwiderstand und die Zuspitzung des äußeren Flügelsegments konstant. Letzteres vermeidet sehr geringe Bauräume an der Flügelspitze.

Diese Entwurfsunkte sind nicht Teil der Trainingsdaten, weshalb eine zusätzliche Validierung der Ersatzmodelle anhand der Spannweitenstudien erfolgen kann. Es zeigt sich, dass die Ersatzmodelle die Trends richtig abbilden. Die Ergebnisse für den GMLA-Fall sind in Abbildung 5 gezeigt. Neben dem Ver-

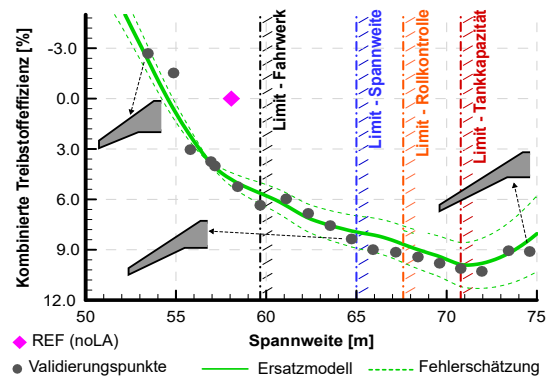


Abb. 5: Treibstoffeffizienz über Spannweitenvariation für den GMLA-Fall mit Indikation vereinfachter Grenzen.



lauf der Treibstoffeffizienz über der Spannweite sind vier vereinfachte Limits eingetragen: der Spannweitengrenze, die Tankkapazität, ab wann das Rad des Hauptfahrwerks nicht mehr hinter den Hinterholm passt und ab wann die Wirksamkeit des äußeren Querruders auf 60 % der Referenz abgefallen ist (s. Abbildung 10). Das Fahrwerkslimit ist hier in der Spannweitenreihe zwar eingetragen, wird aber für die Optimierung, wie oben beschrieben, nicht berücksichtigt. Es begrenzt den Designraum sehr stark, was in Abbildung 5 sichtbar ist.

Bereits anhand dieser Studie lassen sich einige grundsätzliche Schlussfolgerungen ziehen. Insbesondere zeigt sich ein abflachender Trend zu höherer Effizienz mit größerer Spannweite. Das Minimum bei einer Effizienzsteigerung von etwa 10 % gegenüber der Referenz liegt bei etwa 71 m Spannweite. Ferner zeigt sich, dass der Fehler des Ersatzmodells an den Rändern des Parameterraums zunimmt. Von einer Optimierung ist zu erwarten, dass mindestens auch die 10 % Verbesserung gegenüber der Referenz erreicht werden.

Aus den Ersatzmodellen mit und ohne Lastabminderung, lässt sich auch der relative Einfluss der aktiven Lastabminderung als Funktion der Spannweite ableiten. Eine solche Untersuchung zeigt in erster Näherung das Potential, wenn auf einer bestehenden Flügelgeometrie aktive Lastabminderung angewendet wird, inklusive leichter Gesamtintegrationseffekte. Abbildung 6 zeigt den Verlauf. Für das Gesamtpotential kommen die potentiellen Verbesserungen aus der geometrischen Optimierung hinzu.

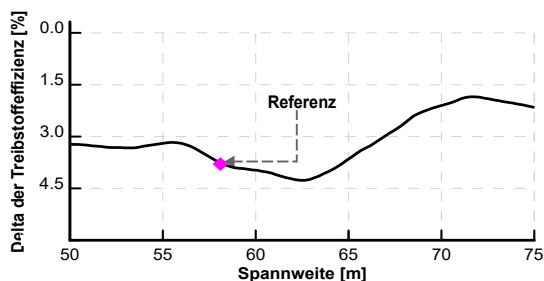


Abb. 6: Direkter Einfluss aktiver Lastabminderung auf Basis der Ersatzmodelle.

Das direkte Potential liegt, je nach Spannweite zwischen 1.6 und 4 %. Flügel mit hoher Spannweite, die deutlich flexibler sind, haben dabei weniger direktes Potential.

### 3.2 Optimum mit und ohne Lastabminderung

Das Potential von Lastabminderung lässt sich bewerten, indem ein Optimum mit und ohne Lastabminderung (GMLA) gegenübergestellt werden. Hier werden die Optima präsentiert, die die genannten Randbedingungen erfüllen. Da die Ergebnisse gegenüber der Referenz mit einer Größenordnung von 20 % Effizienzsteigerung eine sehr große Verbesserung erreichen konnten, wurde zunächst die Referenzkonfiguration hinsichtlich der Dicken- und Verwindungsverteilung optimiert. Die sich ergebende Ausgangskonfiguration ohne Lastabminderung wird hier ebenfalls als Vergleich herangezogen.

Die Hauptbewertungsgrößen neben der Treibstoffeffizienz sind die aerodynamische Effektivität ( $L/D$ ) und die relative Flügelmasse. Abbildung 7 zeigt den Verlauf für die Vorstudien mit und ohne Lastabminderung, sowie hier relevante Konfigurationen.

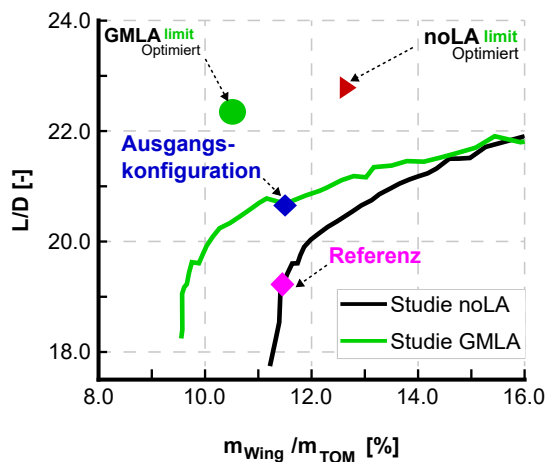


Abb. 7: Aerodynamische Effektivität über der Flügelmasse für Vorstudien und Optima.

Es ist zu erkennen, dass mit zunehmender Spannweite grundsätzlich die aerodynamische

Effizienz erst stark ansteigt und der Verlauf sich dann abflacht. Der Trend für die Flügelmasse ist gegenläufig. Die Reduktion der relativen Flügelmasse durch Lastabminderung ist signifikant. Die Entwicklung erklärt die Ausbildung einer minimalen Effizienz in Abbildung 5. Die Ausgangskonfiguration ist im Kern eine aerodynamische Optimierung, was sich an der vertikalen Position gegenüber der Referenz zeigt. Im Vergleich zeigen die beiden Optima aerodynamisch eine weitere signifikante Verbesserung. Wie zu erwarten, hat der Fall mit Lastabminderung dabei eine kleinere Flügelmasse. Tabelle 2 zeigt weitere relevante Werte der Konfigurationen.

Tabelle 2: Details der Konfigurationen

Entwurf	$m_{Wing}$ [kg]	$OEM$ [kg]	$m_{TOM}$ [kg]	$x_{MAC,25\%}$ [m]
Referenz	25318	116138	220988	29.57
Ausgangskonfiguration	24372	114477	212382	
<b>NoLA</b>	25997	114869	205577	27.84
<b>GMLA</b>	20971	109502	199390	28.52

Neben der reduzierten Flügelmasse durch Lastabminderung ist zu erkennen, dass der Flügel beim Optimum ohne Lastabminderung wegen des konstanten Stabilitätsmaßes weiter vorne liegt. Das ist einer der Hauptgründe, weswegen, gegenüber dem Fall mit Lastabminderung, die Effizienz so groß ist. Die Flügelposition hat Auswirkungen auf Leitwerk und Fahrwerk. Im Gesamtentwurf kommt daher ein mit der Ausgangskonfiguration vergleichbares OEM heraus, obwohl die Flügelmasse zunimmt. Ein zweiter Punkt ist, dass das Triebwerk weiter innen liegen kann als bei dem Fall mit GMLA, da durch den grundsätzlich größeren Flügel trotzdem noch alle Manöver erreicht werden können. Auch das wirkt sich auf das Seitenleitwerk aus. Tabelle 3 zeigt die Ergebniswerte der Optimierungen. Der Trend zu einer möglichst innen liegenden Triebwerksposition ist deutlich zu erkennen. Abbildung 8 zeigt die zugehörigen Grundflächen der Flügel und die Auftriebsver-

Tabelle 3: Optimierungsergebnisse

Entwurf	$AR$	$TR$	$\varphi_{LE}$ [deg]	$\eta_k$	
Referenz	9.92	0.199	32.00	0.340	
Ausgangskonfiguration	9.92	0.199	32.00	0.340	
<b>NoLA</b>	13.17	0.289	32.93	0.223	
<b>GMLA</b>	13.60	0.171	32.35	0.242	
	$t/c_R$	$t/c_K$	$\alpha_K$ [deg]	$\alpha_M$ [deg]	$\alpha_T$ [deg]
Referenz	0.120	0.120	1.00	1.50	-1.00
Ausgangskonfiguration	0.076	0.161	-4.72	0.44	-2.92
<b>NoLA</b>	0.103	0.140	-2.99	-1.50	-3.83
<b>GMLA 2</b>	0.087	0.140	-3.00	-1.65	-1.47

teilung für den Reiseflug und den 2.5-g Fall.

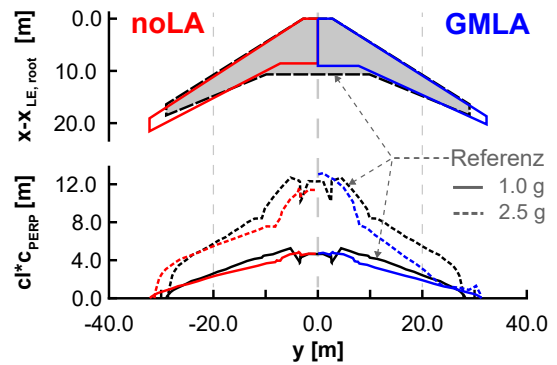


Abb. 8: Flügelgrundfläche der Optima und Auftriebsverteilung senkrecht zur 50 %-Linie.

Die optimierten Flügel sind deutlich schlanker und haben eine geringere Flügelfläche aufgrund der konstanten Flächenlast. Das Optimum mit Lastabminderung ist stärker zugespitzt. Die Auftriebsverteilung ist für beide Optima eher dreieckig, was einen starken Einfluss der Flügelmassenzunahme auf die Optimierung impliziert.

Betrachtet man alle Konfigurationen, von denen die wesentlichen prozentualen Verbesserungen in Tabelle 4 gezeigt sind, können diese ausgehend von der Referenz in etwa wie folgt zugeordnet werden: Eine reine Verwindungsoptimierung bringt etwa 3.0 % mehr Effizienz,



Tabelle 4: Prozentuale Effizienzsteigerungen

Entwurf	Rel., komb. Block Fuel [ $10^{-4} km^{-1}$ ]	$\Delta$ to Ausgangs- konfiguration [%]	$\Delta$ to noLA [%]
Referenz	2.0431		
Ausgangs- konfiguration	1.8598	⊙	
<b>NoLA</b>	1.6703	-10.19	⊙*
<b>GMLA</b>	1.6438	-11.61	-1.59

eine reine Dickenoptimierung hingegen etwa 4.1 % (nicht hier abgebildet). Die Kombination aus beidem (Ausgangskonfiguration) erreicht etwa 9.0 % mehr Effizienz. Dazu kommt eine direkte Wirkung der aktiven Lastabminderung zwischen 1.6 und 4.5 %. Die Flügeloptimierung ist demnach für bis zu weitere 9.3 % Effizienzsteigerung verantwortlich. Diese Effekte sind in der Optimierung natürlich kombiniert und die künstliche Aufteilung stellt eine theoretische Betrachtung dar.

### 3.3 Diskussion der Potentiale und Grenzen

Abbildung 9 zeigt, die Anzahl gültiger und konvergenter Entwürfe von je 1013 der initialen Ersatzmodelle, die jeweils das Spannweiten- und Tankkapazitätslimit erfüllen bzw. nicht erfüllen.

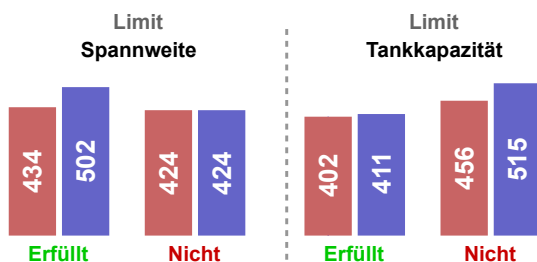


Abb. 9: Anzahl gültiger Flugzeugentwürfe von je 1013 für **noLA** (rot) und **GMLA** (blau).

Zum einen ist die Gesamtzahl konvergenter Entwürfe mit Lastabminderung (91.4 %) größer als ohne (84.7 %). Das Spannweitenlimit wird mit den leichteren Flugzeugen mit Lastabminderung signifikant einfacher erfüllt. Beim Tankvolumen ist der Unter-

schied zwar sehr gering, dennoch erfüllen die Fälle mit Lastabminderung, trotz des geringeren Tankvolumens eher das Kriterium. Der Mehrverbrauch der Konfigurationen ohne Lastabminderung macht hier den Unterschied.

Abbildung 10 zeigt eine Untersuchung mit ASWING entlang der Vorstudien über die Spannweite. Der nötige Querruderausschlag für eine Änderung des Hängewinkels von  $-30^\circ$  auf  $30^\circ$  in 11 Sekunden wurde ermittelt. Bezogen auf den Kehrwert des Referenzwertes ergibt sich so eine Ruderwirksamkeit, die alle relevanten flugdynamischen Effekte, inklusive der Steuerflächengrößen berücksichtigt.

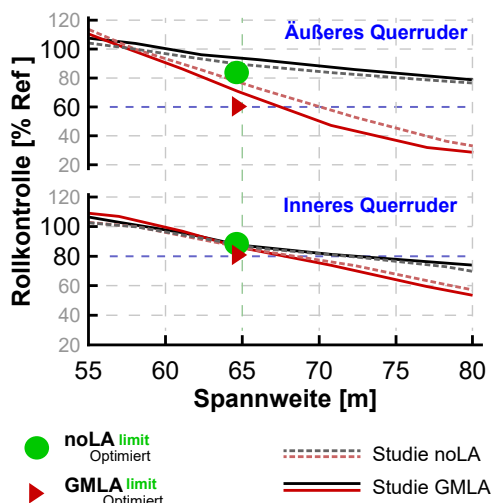


Abb. 10: Rollsteuerungswirkung für den **starren** (schwarz) und **flexiblen** (rot) Flügel.

Grundsätzlich zeigt sich eine deutlich stärkere Abnahme der Wirksamkeit für den flexiblen Flügel. Bis zu einer Spannweite von 80 m kommt es hier noch nicht zu einer Ruderumkehr. Das spricht für eine ausreichende resultierende Torsionssteifigkeit aus dem Auslegungsprozess. Insbesondere für das Optimum mit Lastabminderung ist eine deutliche Reduktion der Wirksamkeit erkennbar. Die Wirksamkeit der Steuerflächen, insbesondere beim flexiblen Flügel ist demnach von großer Relevanz für Lastabminderung. Das Optimum ohne Lastabminderung ist demgegenüber deutlich weniger vom Nachlassen der

Wirksamkeit betroffen. Wie zu erwarten, ist die Wirkung des äußeren Querruders stärker durch flexible Effekte beeinflusst, als die des inneren. Die Referenzwerte für die flexible Referenz sind  $3.1^\circ$  für das innere und  $5.1^\circ$  für das äußere Querruder.

#### 4 Zusammenfassung und Ausblick

In dieser Arbeit wurde eine Methode vorgestellt, Lastabminderung und den flexiblen Flügel in den Konzeptentwurf zu integrieren. Es wurden Optimierungen des Flügels mit und ohne Lastabminderung unter dem Einfluss von Randbedingungen durchgeführt, die im Vergleich eine Effizienzsteigerung von 1.6 % zeigen. Verglichen mit einer Ausgangskonfiguration ist die Steigerung mit Lastabminderung 11.6 %. Die direkte Wirkung von aktiver Lastabminderung ist spannenweitenabhängig und größer für kleinere Spannweiten. Grundsätzlich ergeben sich mehr konvergierte Entwürfe mit Lastabminderung, allerdings ist bei den leichten und sehr flexiblen Flügeln auf die Wirksamkeit der Steuerflächen, insbesondere der Querruder zu achten. Hier nicht beachtet wurde, dass ein leichteres Flugzeug günstiger in der Produktion sein kann und daher zusätzliche Vorteile bietet. Da der vereinfachte Flügel aus nur drei Segmenten besteht und die innere Flügelfläche wegen des 2.5-g Falls nicht beliebig klein werden kann, aber mit der Triebwerksposition gekoppelt ist, sind die Optima hier auch zum Teil von der Methodik und den Randbedingungen abhängig. Da der Einfluss der Annahme für den lokalen Maximalauftrieb hier nicht variiert wurde, dieser aber einen großen Einfluss haben kann, ist diese Untersuchung ein nächster logischer Schritt. Zusätzlich kann die Strukturtopologie variiert werden, um die Einflüsse aufzuzeigen. Das beeinflusst nicht zuletzt auch die Ruderwirksamkeit.

**Förderung** Die Arbeiten sind zum Teil gefördert durch das Bundesministerium für Wirtschaft und

Klimaschutz (BMWK) als Teil des LuFo VI-1 Projektes INTELWI (Förderkennzeichen: 20A1903L).

**Danksagung** Wir möchten uns gerne bei Professor Mark Drela und dem MIT für die Bereitstellung von ASWING bedanken.

#### Literatur

- Hönliger, H., Zimmermann, H., Sensburg, O., and Becker, J., *Structural aspects of active control technology*, AGARDCONFERENCE PROCEEDINGS AGARD CP, AGARD, 1995. ISBN 92-836-0007-X.
- Noll, T. E., Austin, E., Donley, S., Graham, G., Harrisli, T., Kaynes, I., Lee, B., and Sparrow, J., *Impact of active control technology on structural integrity*, *Journal of Aircraft*, Vol. 30, No. 6, 1993, pp. 985–992. <https://doi.org/10.2514/3.46443>.
- Handojo, V., Himisch, J., Bramsiepe, K., Krüger, W. R., and Tichy, L., *Potential Estimation of Load Alleviation and Future Technologies in Reducing Aircraft Structural Mass*, *Aerospace*, Vol. 9, No. 8, 2022. <https://doi.org/10.3390/aerospace9080412>.
- Fournier, H., Massioni, P., Pham, M. T., Bako, L., Vernay, R., and Colombo, M., *Robust Gust Load Alleviation at Different Flight Points and Mass configurations*, AIAA SCITECH 2022 Forum, 2022. <https://doi.org/10.2514/6.2022-0285>.
- Binder, S., Wildschek, A., and De Breucker, R., *The interaction between active aeroelastic control and structural tailoring in aeroservoelastic wing design*, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 110, 2021. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106516>.
- Liem, R. P., Kenway, G. K., and Martins, J. R., *Multimission aircraft fuel-burn minimization via multipoint aerostructural optimization*, *AIAA Journal*, Vol. 53, No. 1, 2015, pp. 104–122. <https://doi.org/10.2514/1.J052940>.
- Ricci, S., Marchetti, L., Toffol, F., Beretta, J., and Paletta, N., *Aeroelastic Optimization of High Aspect Ratio Wings for Environmentally Friendly Aircraft*, AIAA Scitech 2022 Forum, 2022. <https://doi.org/10.2514/6.2022-0166>.
- Wunderlich, T. F., Dähne, S., Reimer, L., and Schuster, A., *Global Aerostructural Design Optimization of More Flexible Wings for Commercial Aircraft*, *Journal of Aircraft*, Vol. 58, No. 6, 2021, pp. 1254–1271. <https://doi.org/10.2514/1.C036301>.
- Xu, J., and Kroo, I., *Aircraft design with active load alleviation and natural laminar flow*, *Journal of Aircraft*, Vol. 51, No. 5, 2014, pp. 1532–1545. <https://doi.org/10.2514/1.C032402>.
- Krishnamurthy, V., and Luckner, R., *Automated evaluation of handling qualities and performance for preliminary aircraft design using flight simulation models*, 2015.
- Kregel, M. D., and Hepperle, M., *Gust and Maneuver Load Alleviation in Conceptual Overall Aircraft Design*, AIAA Aviation 2023 Forum, 2023. <https://doi.org/10.2514/6.2023-3369>.
- Wolker, S., Atanasov, G., Silberhorn, D., Fröhler, B., and Zill, T., *Preliminary aircraft design within a multidisciplinary and multifidelity design environment*, *Aerospace Europe Conference 2020*, 2020.
- Alder, M., Moerland, E., Jepsen, J., and Nagel, B., *Recent advances in establishing a common language for aircraft design with CPACS*, *Aerospace Europe Conference 2020*, 2020.
- Drela, M., *ASWING 5.99 Technical Description—Steady Formulation*, Massachusetts Inst. of Technology, Cambridge, MA, 2015.
- Drela, M., *ASWING 5.99 Technical Description—Unsteady Extension*, Massachusetts Inst. of Technology, Cambridge, MA, 2015.
- Mason, W., *Transonic Aerodynamics of airfoils and wings*, Notes in Configuration Aerodynamics, Virginia Tech, Vol. 4, No. 4, 2006.
- Obert, E., *Aerodynamic Design of Transport Aircraft*, IOS press, 2009. ISBN B01JQ6GN86.
- Adler, E., and Martins, J. R., *Aerostructural wing design optimization considering full mission analysis*, AIAA SCITECH 2022 Forum, 2022. <https://doi.org/10.2514/6.2022-0382>.
- Jenkinson, L. R., Simpkin, P., Rhodes, D., and Royce, R., *Civil jet aircraft design*, Vol. 338, Arnold London, UK, 1999.
- Anderson, J. D., and Bowden, M. L., *Introduction to flight*, Vol. 582, McGraw-Hill Higher Education New York, 2005.
- Regulation, F. A., *Title 14 Part 25 Airworthiness Standards - revised and re-issued annually*, Accessed: 2023-04-27, 1988.
- Glauert, H., *Theoretical relationship for an airfoil with hinged flap*, ARC Rep., 1927.
- EASA, *Certification specifications and acceptable means of compliance for large aeroplanes - CS 25*, 2017.
- Brockhaus, R., *Flugregelung*, Springer-Verlag, 2001.
- Roylance, D., *Laminated composite plates*, Massachusetts Institute of Technology Cambridge, 2000.
- Torenbeek, E., *Synthesis of subsonic airplane design: an introduction to the preliminary design of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance*, Springer Science & BusinessMedia, 2013. ISBN 978-9048182732.
- Bekemeyer, P., Bertram, A., Hines Chaves, D. A., Dias Ribeiro, M., Garbo, A., Kiener, A., Sabater, C., Stradtner, M., Wassing, S., Widhalm, M., et al., *Data-Driven Aerodynamic Modeling Using the DLR SMARTy Toolbox*, AIAA AVIATION 2022 Forum, 2022. <https://doi.org/10.2514/6.2022-3899>.
- Halton, J. H., *On the efficiency of certain quasi-random sequences of points in evaluating multi-dimensional integrals*, *Numerische Mathematik*, Vol. 2, No. 1, 1960, pp. 84–90. <https://doi.org/10.1007/BF01386213>