

Einfluss von Lastabminderung im Flugzeugkonzeptentwurf

Auswirkung auf die Treibstoffeffizienz und Flügelmasse bei unterschiedlichen Flügelgeometrien

M.D. Kregel · M. Hepperle

Zusammenfassung Im heutigen Flugzeugentwurf wird der Flügel oft durch semi-empirische Methoden dimensioniert. Häufig bleibt dabei die Elastizität des Flügels aus Gründen der Rechenzeit unberücksichtigt. Es ist jedoch vielversprechend, die Disziplinen Aerodynamik, elastische Strukturmechanik und Flugregelung bereits im Vorentwurf eines Flugzeugs multidisziplinär zu betrachten. In diesem frühen Stadium des Entwurfs können einerseits die gekoppelten physikalischen Effekte für Technologien wie Lastabminderung und andererseits der Einfluss von Entwurfsparametern wie die Flügelstreckung gemeinsam evaluiert werden, ohne sehr große Simulationsrechenleistung oder erhöhten Aufwand zur Erzeugung detaillierter Simulationsgeometrien aufbringen zu müssen. Dadurch sind eventuell andere Konfigurationsentscheidungen vorteilhaft, die ohne diese Berücksichtigung nicht in Betracht kommen. Es

ist insbesondere Ziel, zu untersuchen ob es im Entwurfsraum Konfigurationen gibt, die gegenüber einer heutigen Referenz eines Langstreckenflugzeugs weitere Effizienzvorteile haben. Der entwickelte und hier gezeigte Prozess erweitert den Vorentwurf um eine Strukturauslegung für den flexiblen Flügel, mittels Missions-basierter aero-elastischer Lastfälle im Freiflug. Die Simulationen bauen dabei auf Traglinienverfahren zur Berechnung der Aerodynamik, kombiniert mit nichtlinearen Euler-Balken für die Analyse der Strukturlasten und Verformungen auf. Die Struktur wird auf Basis kohlefaserverstärkter Kunststofflaminate ausgelegt. Innerhalb des Prozesses wird die Software ASWING vom Massachusetts Institute of Technology [4,5] zur Aerodynamik-Strukturkopplung eingesetzt. Die Strukturauslegung des Flügels ist vollständig in eine Gesamtentwurfsumgebung integriert und die Effekte des Gesamtflugzeugs werden auf der Basis semi-empirischer Methoden und Handbuchmethoden erfasst. Dieser Artikel zeigt grundsätzliche Einflüsse verschiedener Flügelgeometrien und der Lastreduktion auf die Flügelmasse und den Treibstoffverbrauch an konvergierten Flugzeugentwürfen. Der Parameterraum umfasst vor allem Parameter des Flügelgrundrisses. Das Hauptaugenmerk liegt dabei auf der Stre-

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

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

ckung des Flügels. Als Ausgangspunkt der Untersuchungen und damit als Referenz dient ein generischer Langstreckenflugzeugentwurf mit aktuellem Technologiestand. Es zeigt sich ein deutlicher Einfluss der globalen Reduktion des Lastenniveaus. Der sinnvolle Bereich von Lastabminderung ist grundsätzlich beschränkt. Zusätzlich werden die Sensitivitäten auf verschiedene Grundrissparameter des Flügels betrachtet.

Schlüsselwörter Flugzeugkonzeptentwurf · Lastabminderung · Flexibler Flügel · Parameterstudie

Nomenclature

AR	Flügelstreckung
BF	Block Fuel (Auslegungsmiission)
c	Flügeltiefe
$\Delta x_{np, cg}$	Stabilitätsmaß
ϵ_{dih}	V-Stellung (Flügel)
H	Reiseflughöhe
$(M/S)_{max}$	Max. Flächenbelastung
MTOW	Max. Startmasse
m_{wing}	Abs. Flügelmasse
PAX	Anzahl der Passagiere
ϕ_{LE}	Vorderkantenpfeilung
sfc_{cr}	Spez. Treibstoffverbrauch
$(t/c)_r$	Rel. Profildicke
TR	Zuspitzungsverhältnis

1 Einleitung

Für einen Physik-basierten, multidisziplinären Ansatz zur Flügelauslegung ist es im Wesentlichen erforderlich drei Disziplinen in einer Simulation miteinander zu kombinieren: die Aerodynamik, die Strukturmechanik und die Flugdynamik. Auf der Ebene des sogenannten Konzeptentwurfes kommen dabei Verfahren mit detaillierterer physikalischer Simulationsabbildung, wie Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) -Verfahren und strukturelle Finite Elemente Methoden üblicher Weise nicht in Betracht. Das liegt vor allem

an dem geringen Detailgrad eines Entwurfs zu Beginn, der oft noch nicht ausreichend ist, um entsprechende Verfahren sinnvoll einsetzen zu können.

Haghighat, Martins und Liu [8] konnten Effizienzvorteile an einem unbemannten Luftfahrzeug mit langer Flugdauer zeigen, wenn ein aero-elastischer Ansatz bereits im Vorentwurf berücksichtigt wird. In ihrer Arbeit wurde der Gesamtentwurf über Randbedingungen eines Optimierungsproblems eingebunden und war nicht direkt Teil der Simulation.

In Xu und Kroo [20] wurde ein Kurzstreckenflugzeug unter Einbezug des flexiblen, elastischen Flügels und Lastabminderung für Böen und Manöver im Vorentwurf untersucht. Die Simulation eines einfachen, elastischen Flügelmodells wurden innerhalb einer Entwurfsumgebung mit dem Namen "Program for Aircraft Synthesis Studies" [13] untersucht. Die Umgebung wurde durch die vereinfachte Simulation viskoser und aero-elastischer Effekte erweitert. Es wurden Technologien der Manöver- und Böenlastabminderung sowie Laminarerhaltung auf dem Flügel untersucht. Obwohl noch keine vollständige konvergente Iteration der Startmasse auf der Auslegungsmiission stattfand, konnte eine Treibstoffreduktion gezeigt werden. Die Optimierung mit Lastabminderung in Xu und Kroo [20] erreichten eine Treibstoffersparnis auf der Auslegungsmiission von 11 % für den voll-turbulenten Flügel.

Krishnamurthy und Luckner [12] konnten einen Flugregler und eine Simulation der elastischen Flügelstruktur in den Entwurf integrieren. Obwohl der Fokus der Arbeit eher auf dem Flugregler selbst lag, konnte doch ein signifikanter Einfluss des flexiblen Flügels im Vorentwurf eines Verkehrsflugzeugs gezeigt werden. Die Ergebnisse decken sich qualitativ mit denen in Binder, Wildschek, und De Breucker [2]. Dort konnten die Auswirkungen von Manöverlastabminderung (MLA), Böenlastabminderung (GLA) und die Methode der Anpassung des strukturellen Flügelaufbaus (passive structural tailoring -

PST) im Einzelnen untersucht und für ein Langstreckenflugzeug ausgewertet werden. GLA alleine schöpfte lediglich 1 % des maximalen Lastreduktionspotentials aus, das sich ergibt, wenn alle drei Methoden gleichzeitig angewendet werden. Bei reiner MLA sind es dagegen 72 %, während es bei PST 21 % sind. Die Kombination aus MLA und GLA konnte 88 % des maximal Möglichen erreichen, während die Kombination aus MLA und PST bereits 95 % des Lastreduktionspotentials ausschöpfen konnte [2]. Nach diesen Ergebnissen kann GLA weitgehend durch eine flexible Flügelstruktur ersetzt werden, die auf dynamische Lasten passiv mit Lastreduktion durch Verformung reagiert.

Ein etwas anderer Ansatz mit deutlich mehr Rechenleistung eine Flügeloptimierung durchzuführen, wurde in Wunderlich et al. [19] gewählt. Auf Basis eines RANS-Verfahrens, gekoppelt mit strukturellem FEM-Modell, konnte die Flügelgeometrie der Langstreckenkonfiguration XRF1 (Airbus Forschungskonfiguration) unter Berücksichtigung von verschiedenen Randbedingungen optimiert werden. Eine Rückführung in den Gesamtentwurf konnte, aufgrund der Rechenzeiten bisher nicht integriert werden. Deshalb ändert sich die Transportaufgabe zwischen den Konfigurationen, weil eine Reduktion der Flügelmasse eine Erhöhung der Nutzlast um den gleichen Betrag zur Folge hat. Quantitativ ergab sich ein Treibstoffvorteil einer optimierten, hochflexiblen Konfiguration mit Manöverlastabminderung gegenüber der XRF1-Konfiguration von 12.9 %. Der verwendete Rechen- und Optimierungsansatz ist einer von dreien, die im DLR-Projekt *VicToria* verfolgt wurden, um komplexe und multidisziplinäre Optimierungsprobleme zu untersuchen. Ein entsprechender Überblick findet sich in Görtz et al. [7].

Der hier gezeigte Prozess nutzt das Programm ASWING von Drela [4,5] zur Physikbasierten Simulation. Wie in Xu und Kroo [20] ist der Lastenprozess hier Missionsbasiert. Als Anwendungsfall für den Vorentwurf dient ein generisches Langstreckenflugzeug mit

heutigem Technologiestand. Die Flügellasten werden pauschal reduziert. Das bedeutet nach der Lastenberechnung und vor der Strukturauslegung werden die Lasten im Flügel global mit einem Faktor kleiner eins multipliziert. Der gezeigte Prozess integriert die Detailauslegung eines flexiblen Flügels in den Flugzeugkonzeptentwurf. Wie bereits angedeutet, handelt es sich dabei ausdrücklich nicht um einen vollständigen Lastenprozess, der die gesamte Lasteinhüllende und alle Lastfälle vollumfänglich berücksichtigt. Diese Art der Lastanalysen berücksichtigen üblicherweise jedoch die Entwurfsperspektive nicht entsprechend [15,10]. Der dargestellte Prozess, ist eine Weiterentwicklung aus früheren Forschungsaktivitäten [11], wobei ein Großteil der Programmarchitektur vollständig erneuert wurde. Insbesondere die Strukturauslegung des Flügels, die Simulation des Flugreglers und die Integration in eine Gesamtentwurfsumgebung sind neu ausgestaltet. Der ASWING-basierte Kern der Lastfallsimulation ist dabei aus dem in Krengel, Hepperle, und Hübner [11] gezeigten und dort validierten Verfahren erhalten geblieben. Die Weiterentwicklung ermöglicht einen detaillierteren Blick auf die Ergebnisse. Das betrifft insbesondere die voll-integrierte Perspektive des Gesamtentwurfs.

2 Methodik

Der Gesamtprozess zur Integration einer elastischen, Lastfall-basierten Flügelauslegung basiert auf der Gesamtentwurfsumgebung OpenAD, die am Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt entwickelt wird [18]. Das Dateiformat für den Austausch zwischen den einzelnen Bausteinen des Prozesses ist das CPACS-Schema [1,14,16] ("Common Parametric Aircraft Configuration Schema"), das seit 2005 stetig weiterentwickelt wird [3]. Wie in Abbildung 1 gezeigt, stehen als Ausgangspunkt des entwickelten Prozesses (Inputs) die Anforderungen an den Entwurf. Dazu gehören

die globalen Anforderungen, die so genannten Top Level Aircraft Requirements, aber auch geometrische Randbedingungen, Kalibrationsfaktoren oder weitere Annahmen, die nicht durch die physikalische Simulationstiefe innerhalb des Prozesses erfasst sind.

Hier ist die integrative Entwurfsumgebung ausschließlich OpenAD, was in Abbildung 1 mit Detailgrad 1 bezeichnet ist. In zukünftigen Untersuchungen bietet sich die Möglichkeit die Detailtiefe der Gesamtentwurfsumgebung durch eine Prozesskette basierend auf OpenAD mit weiteren Einzelbausteinen unterschiedlicher Disziplinen zu erweitern. Eine solche Erweiterung erhöht den Detailgrad des resultierenden Entwurfs und kann auch deutlich abseits der kalibrierten Referenzkonfiguration quantitativ bessere Ergebnisse liefern. Der gesamte Simulationsaufwand steigt jedoch dabei erheblich an.

Das finale Ergebnis am Ende eines erfolgreichen Prozessdurchlaufs (Output) ist ein CPACS-Datensatz eines konvergenten Flugzeugentwurfs. Dieser Entwurf ist, hinsichtlich der Flügelauslegung durch die Physik-basierte Dimensionierung, detaillierter als der reine Handbuchmethoden-basierter OpenAD-Entwurf. Die als äußere Iteration bezeichnete Schleife im Prozess sorgt dafür, dass die Informationen aus der Flügelauslegung, im Speziellen die berechnete Flügelmasse in den Gesamtentwurf zurückgeführt wird und dieser konvergiert. Dabei werden einige Parameter als Randbedingung konstant gehalten. Insbesondere die Flächenbelastung des Flügels, das minimale Stabilitätsmaß und die prozentuale Belastung der Fahrwerke. Auch alle Entwurfsanforderungen (TLARs) bleiben konstant. Dadurch sind andere Entwurfsparameter abhängig von der Flügelmasse. Dazu gehören beispielsweise die Größe und Position der Leitwerke sowie die Rücklage der Fahrwerke in Längsrichtung entsprechend der Handbuchmethoden, die in OpenAD implementiert sind [18]. Wird bei den Ergebnissen in Kapitel 3 ein Flügelparameter wie die Streckung variiert, bleiben jeweils

die ändern wie die Zuspitzung oder der Pfeilungswinkel der Vorderkante ebenfalls konstant. Wesentliche globale Flugzeugparameter für die hier gezeigten Studien sind in Tabelle 1 aufgeführt, zusammen mit den entsprechenden Werten für die verwendete Referenzkonfiguration (Ref). Zusätzlich zu

Parameter	Beschreibung	Einheit	Ref
Range	Auslegungsreichweite	[NM]	6000
Mach	Auslegungsmachzahl	[-]	0.83
mOI	Operator Item Masse	[kg]	12 298
PAX	Passagierzahl	[-]	270
maxPL	Maximale Nutzlast	[kg]	50 600
mMisc	Zusätzliche Systemmasse	[kg]	0.0
sf_{cer}	Spez. Treibstoffverbrauch im Auslegungsflypunkt	[0.001*kg/s/kN]	15.389
$\Delta x_{np, cg}$	Minimales Stabilitätsmaß	[m]	0.2903
η_{Eng}	Spannw. Triebwerksposition	[% MAC]	4.1
$DT_{Skin, axial}$	Dehngrenzen DT	[-]	0.3017
$DT_{Skin, schub}$	Hautfelder	[μ]	3520
AilDef	Tupel ² für Querruderdefinition	[-]	
CalF	Tupel ² für Kalibrationsfaktoren	[-]	

Tabelle 1: Auswahl globaler Entwurfsparameter und Werte der Referenzkonfiguration

einer groben Beschreibung der Transportaufgabe und damit der Auslegungsmission, ist der Technologiestatus des Triebwerks durch den spezifischen Treibstoffverbrauch repräsentiert. Die Referenzwerte in der letzten Spalte sind Annahmen für ein generischen Langstreckenflugzeugentwurf und Ausgangspunkt der weiteren Betrachtungen. Zusätzlich sind auch die spannweite Triebwerksposition und das minimale Stabilitätsmaß repräsentiert durch den Abstand zwischen Schwerpunkt und Neutralpunkt Parameter. Zur Berücksichtigung möglicher erhöhter Systemmassen durch Lastabminderung kann eine zusätzliche Masse als $mMisc$ vorgegeben werden. Für die hier betrachtete Konfiguration ist das Querruder in ein äußeres und ein inneres Ruder aufgeteilt. Das Hochauftriebssystem des Flügels ist ebenfalls in eine innere und äußere Klappe aufgeteilt. Für die Berechnung der Lastfälle werden die Einflüsse der Klappen und Steuerflächen hinsichtlich des zusätzlichen Auftriebs

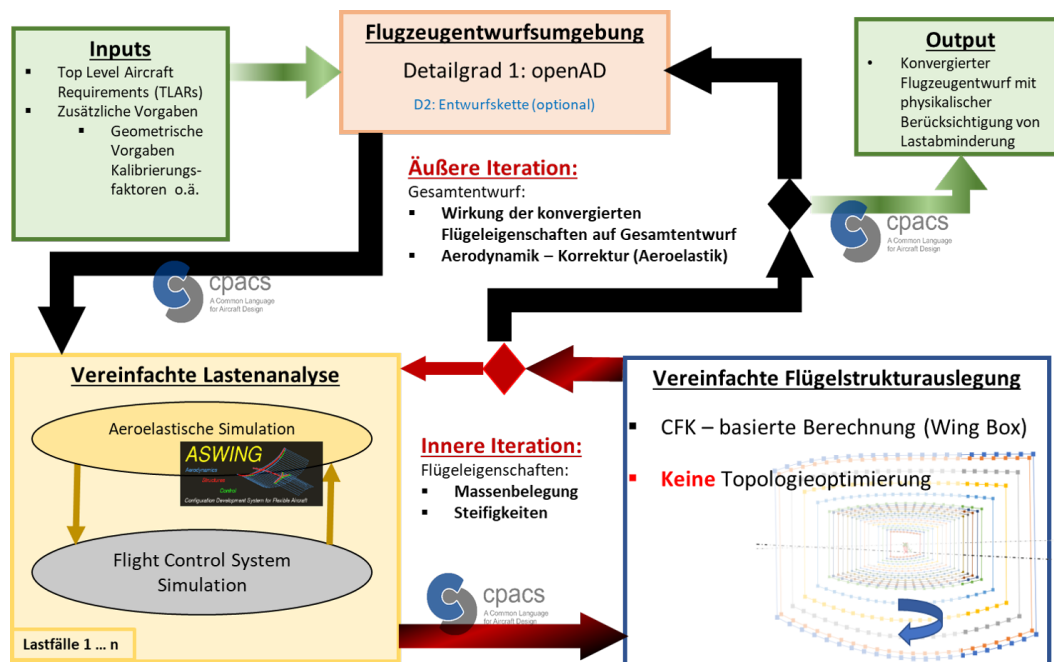


Abb. 1: Prozessübersicht für einen integrierten elastischen Flügelentwurf im Gesamtentwurf

und Nickmoments durch die Formeln von Glauert [6] abgeschätzt. Bei den Lastfällen handelt es sich um 20 stationäre Lastfälle für fünf Flugpunkte der Mission (Mitte Steigflug und Sinkflug, sowie Anfang, Mitte und Ende des Reiseflugs); davon pro Flugpunkt ein Lastfall mit einem Hängewinkel von 30 Grad bei einem Lastfaktor von 1.67 und je Flugpunkt ein symmetrischer Lastfall bei einem Lastfaktor je -1.0 , 1.0 und 2.5 . Bei dem mittleren Flugpunkt der Mission kommt je ein weiterer Lastfall mit erhöhter Geschwindigkeit v_D bei einem Lastfaktor von 0.0 und 2.5 dazu. Das ergibt 22 stationäre Lastfälle. Dynamische Böenlastfälle sind zwar abbildbar, bleiben hier aber unterhalb des Lastniveaus der genannten Lastfälle. Aus Gründen der Rechenzeit wurde daher zunächst auf diese dynamischen Lastfälle verzichtet.

Die tatsächliche Strukturdimensionierung des elastischen Flügels, sowie eine verbesserte aerodynamische Abschätzung der Wirkung des elastischen Flügels findet im unteren Bereich

der Abbildung 1 statt und ist das konvergierte Ergebnis der sogenannten Inneren Iteration. Abgesehen von der Schnittstelle zur neuen Entwurfsumgebung ist der Teil vom Prinzip identisch mit dem aus Krenkel, Hepperle, und Hübner [11]. Die Simulation des Flugreglers funktioniert ähnlich wie dort beschrieben, ist aber jetzt ein, an die spezifischen Bedürfnisse angepasster, eigener Quelltext anstelle einer großen Open-Source-Bibliothek. Manöverlasten werden jetzt als stationär getrimmte Flugpunkte berechnet, was zu einer deutlich verringerter Rechenzeit führt. Und wie in Abbildung 1 bereits angedeutet und im nächsten Abschnitt näher beschrieben, wurde die Auslegung der Struktur überarbeitet. Anstelle von Aluminiumstrukturen können jetzt CFK-Strukturen ausgelegt werden.

Gegenüber einem als starr angenommenen Flügel, reduziert ein flexibler Flügel hier die Gleitzahl im Gesamtentwurf insgesamt etwa um $0.3 - 0.5$. Der induzierte Widerstand erhöht sich bei gleicher resultierender (senk-

rechter) Auftriebskraft. Der flexible Flügel hat also Auswirkungen auf die aerodynamische Effizienz des Entwurfs und wird deshalb berücksichtigt. Zusätzlich werden minimale Hautdicken der Struktur vorgegeben. Insbesondere Produktionsrandbedingungen, aber auch Verstärkungen auf Höhe der Triebwerksposition sind vorgesehen. Die wesentlichen Flügelparameter, die den Flügel in seinem Grundriss näher beschreiben sind in Tabelle 2 aufgelistet. Einer dieser Parameter ist das

Parameter	Description	Unit	Ref
$(M/S)_{max}$	Flächenlast (MTOW)	$[kg/m^2]$	672.5
η_{Kink}	Flügel-Kink (relativ)	[-]	0.3398
ϕ_{LE}	Vorderkantenpfeilung	[deg]	32.0
ϵ_{dih}	V-Stellung	[deg]	6.0
AR	Flügelstreckung	[-]	9.92
TR	Flügelzuspitzung	[-]	0.1992
$CCenter$	Flügelteufe (Wurzel)	[m]	10.6
SparDef	Tupel ² für Holmgeometrie	[-]	
ALPHADef	Tupel ² für lokale Einstellwinkel	[-]	
TCDef	Tupel ² für lokale Profildicken	[-]	
CFRPdef	Tupel ² für CFK- Topologie (Box)	[-]	

Tabelle 2: Auswahl flügelpezifischer Parameter und Werte der Referenzkonfiguration

CFRPdef-Tupel². Damit wird die Topologie des Lagenaufbaus der Faserverbundstruktur der Flügelbox definiert (CFK). Mithilfe der Lasten aus der flugphysikalischen Simulation wird die Flügelbox dimensioniert. Im Ergebnis wird die Struktur für alle (auch dynamischen) Lasten mit definiertem Sicherheitsfaktor dimensioniert und es ergibt sich eine konvergente Massen- und Steifigkeitsverteilung des Flügels. Diese werden in der inneren Iteration konvergiert, indem mit den Massen und Steifigkeiten das Flugzeug entsprechend der Lastfälle belastet wird.

Die strukturelle Dimensionierung ist eine 2.5-D-Methode, da sie zwar Sektions-basiert (2D) ist, aber virtuelle Rippenabstände bei der Auslegung berücksichtigt. Die Strukturtopo-

logie ist ein fester Parameter als Funktion der Spannweite in Form einer mehrdimensionalen Randbedingung (Tupel) und wird während der Auslegung nicht optimiert. Dies bedeutet, dass die Rippenabstände, Holmpositionen und der Lagenaufbau einer Lage aus definierten Materialien mit festen Faserorientierungen während der Auslegung konstant sind. Die Auslegung wird dann vorgenommen, indem elementweise (Hautfelder, Stringerelemente) die Anzahl der Lagen lokal erhöht wird, bis für alle Elemente die lokalen Spannungen größer als die aus der Stabilitätsanalyse stammenden Vergleichsspannungen sind. In den hier 14 gleichmäßig über die Spannweite verteilten Sektionen werden folgende Versagenskriterien in die Auslegung einbezogen: lokales und globales Beulen für alle Teilstrukturelemente sowie das Schadenstoleranzverhalten in Form von maximalen Dehnungen. Durch das Verfahren entsteht ein vereinfachtes Dimensionierungswerkzeug für Flügelstrukturen. Zuletzt werden noch die Vorder- und Hinterkantenmassen sowie die Massen der Steuerflächen und Hochauftriebshilfen abgeschätzt und der Primärmasse spannweitig hinzuaddiert. Die spannweiteige Massenverteilung ergibt sich aus der Position und Größe der einzelnen Elemente der Sekundärmasse. Auch die Gleitzahl durch den flexiblen Flügel wird in einem stationären Auslegungsflugpunkt berechnet und zur Korrektur der Aerodynamik in OpenAD verwendet.

Die Simulation einer Flugregelung ist zwar grundsätzlich implementiert, es ist bis jetzt allerdings noch kein aktives Reglermodell für Flugzeugsteuerung und Lastabminderung integriert. Daher wird, für diesen Artikel, die Lastabminderung zunächst durch einen pauschalen Faktor realisiert, der das Lastniveau des Flügels, während der Auslegung, überall reduziert. Ein Faktor von 1.0 bedeutet dabei keine Veränderung der Lasten, ein Faktor von 0.8 eine Lastabminderung von 20 % respektive einen Faktor auf alle errechneten Lasten von 0.8. Dies kann als eine Art Brutto-Lastabminderung betrachtet

² Endliche Parametersequenz zur detaillierten Beschreibung

werden, da die Wirkung der Klappen immer spannungsbegrenzt ist, der globale Faktor nicht. Da zwar die Simulationsumgebung für ein Regelungssystem vorliegt, aber noch keine ausgereifte Definition eines Flugreglers mit Lastabminderung, wurde hier zunächst dieser Weg gewählt. Dennoch lassen sich einige grundlegende Erkenntnisse gewinnen.

3 Ergebnisse

Eine isometrische Ansicht der Langstreckenreferenzkonfiguration ist in Abbildung 2 gegeben. Die wesentlichen Parameter sind bereits in den Tabellen 1 und 2 genannt worden. Die



Abb. 2: Referenzflugzeug

Konfiguration ist ein generischer Langstreckenentwurf nach heutigem Technologiestand. Da es sich um einen Konzeptentwurf handelt ist die Detailtiefe eher gering. Die Methoden zur Abschätzung der Massen und Flugleistungsdaten sind anhand früherer ähnlicher Entwürfe kalibriert. Trotz leicht abweichender Transportaufgabe, gehört dazu insbesondere der Entwurf in Krengel et al. [11]. Die Flügelmassenschätzung wurde, wie beschrieben, Lastfall-basiert mit dem Prozess in Abbildung 1 durchgeführt. Das Ergebnis für den Referenzfall zeigt gute Übereinstimmungen mit der Referenzkonfiguration in Wunderlich et al. [19].

Abbildung 3 zeigt einen typischen Konvergenzverlauf einer vollständigen Simulation. Sowohl die innere, als auch die äußere Iteration gelten als konvergiert bei einem Residuum

von 10^{-4} . Bei der inneren Iteration bezieht sich diese relative Änderung auf die Flügelmasse und bei der äußeren Iteration auf die Abflugmasse MTOW. Es ist aus der Abbildung

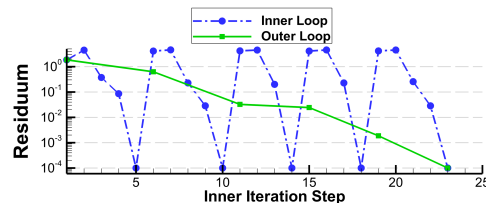


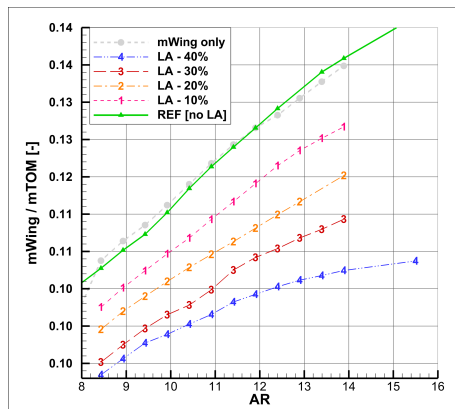
Abb. 3: Exemplarischer Konvergenzverlauf

ersichtlich, dass beide Iterationen in wenigen Schritten konvergieren.

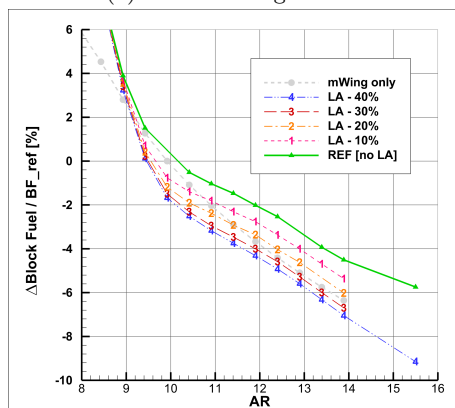
3.1 Einfluss der Flügelstreckung

Um den Einfluss der Flügelstreckung auf die Flügelmasse und den Treibstoffverbrauch zu bewerten, wurde zunächst eine Parameterstudie durchgeführt. Dazu wurden konvergente Entwürfe im Bereich der Flügelstreckung zwischen 8 und 15.5 nach dem beschriebenen Prozess ausgelegt. Alle anderen nicht direkt abhängigen Parameter, bleiben dabei konstant, die Transportaufgabe ebenfalls. Letzteres ist ein Unterschied zu den Studien in Wunderlich et al. [19], weswegen die Ergebnisse bei einer Abweichung von der Referenzkonfiguration nicht direkt vergleichbar sind. Abbildung 4 zeigt die Ergebnisse für die relative Flügelmasse bezogen auf die maximale Abflugmasse in 4a und als relative Änderung des Treibstoffverbrauchs, bezogen auf die Auslegungsmmission (Block Fuel), in 4b.

Es sind verschiedene Simulationsreihen dargestellt. Zunächst werden alle Kurven ohne Zahlenkennzeichnung betrachtet. Die mit *mWing only* bezeichnete (graue) Reihe ist dabei ein Vergleich ohne die Randbedingung der minimalen Hautdicken und der Korrektur der aerodynamischen Effektivität durch den



(a) Relative Flügelmasse



(b) Rel. Änderung des Treibstoffverbrauchs

Abb. 4: Einfluss der Flügelstreckung auf die relative Flügelmasse und der relativen Änderung des Treibstoffverbrauchs bei verschiedenen Lastniveaus

flexiblen Flügel, sowie auch ohne Lastabminderung. Vergleicht man diese mit der grünen Kurve ohne Lastreduktion, dann lässt sich ein Unterschied erkennen, der durch diese zwei Effekte (minimale Hautdicken und verringerte Gleitzahl) verursacht ist. Insbesondere bei Streckungen oberhalb von 10 zeigt sich im Treibstoffverbrauch ein Unterschied. Das ist auch plausibel, weil durch die höhere Elastizität eines höher gestreckten Flügels eine stärkere Verringerung der Gleitzahl zu erwarten ist. Ab einer Streckung von etwa 13 ist der Effekt deutlich sichtbar. Es ist zu erwarten, dass bei höheren Streckungen als hier

untersucht wurden, der Einfluss minimaler Hautdicken zunehmen wird. Allerdings nimmt dieser auch mit reduziertem Lastniveau zu, weil dann lokal die Auslegungsstärke unter die Minstdicke fällt.

Die mit 1 – 4 bezeichneten Kurven in Abbildung 4 zeigen den Verlauf für ein um 10 – 40 % reduziertes globales, auf den ganzen Flügel bezogenes, Lastniveau. Es zeigt sich eine Abnahme der Sensitivität der relativen Flügelmasse in Bezug auf die Streckung. Gleichzeitig ist der Effekt mit einem zunehmenden Grad der Lastreduktion reduziert, wenn der Treibstoffverbrauch betrachtet wird. Um das näher zu analysieren, zeigt Abbildung 5 die relative Treibstoffersparnis über der globalen Flügellastreduktion für drei verschiedene Streckungen. Hier bestätigt sich,

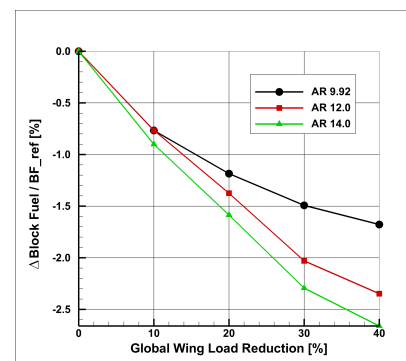


Abb. 5: Einfluss der Lastreduktion bei unterschiedlicher Streckung

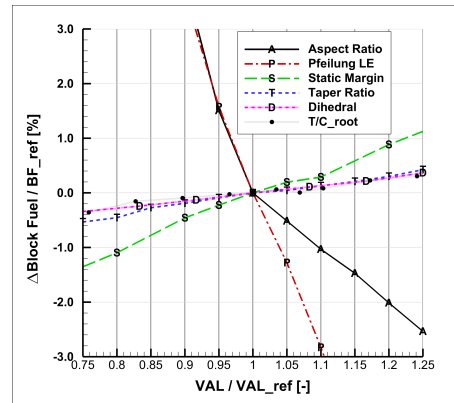
dass, bei Streckungen unter 10, eine Lastreduktion deutlich über 50 % vermutlich keinen weiteren Einfluss auf den Treibstoffverbrauch hat. Es zeigt sich auch, dass der Einfluss von Lastabminderung abhängig von der Streckung ist. Ferner ergibt sich hier, dass die Lasten um mindestens 10 % reduziert werden sollten, um einen signifikanten Einfluss der Streckung sichtbar zu machen.

3.2 Einfluss verschiedener Flügelgeometrie- und Strukturauslegungsparameter

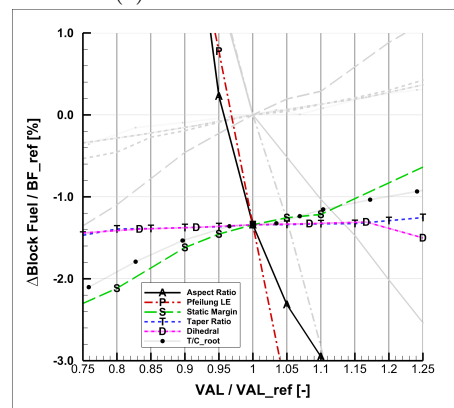
Neben der Streckung wurde der Einfluss weiterer Parameter untersucht. In dieser Arbeit sind das der Pfeilungswinkel der Flügelvorderkante, das Stabilitätsmaß der Längsstabilität, die Profildicke der Flügelwurzel, die V-Stellung des Flügels und das Zuspitzungsverhältnis. Auch eine Änderung der zulässigen Dehngrenzen der Strukturauslegung wurde untersucht. Abbildung 6a zeigt den Einfluss auf den relativen Treibstoffverbrauch bei relativer Änderung der entsprechenden Parameter. In absteigender Reihenfolge bezüglich des Einflusses der Parameter sind der Pfeilungswinkel, das Stabilitätsmaß, die Zuspitzung des Flügels, seine V-Stellung und die relative Profildicke an der Flügelwurzel zu erkennen. Insbesondere bei der Profildicke, ist jedoch vermutlich die aerodynamische Simulationstiefe hier noch nicht ausreichend, um für große Abweichungen von der Referenz belastbare Simulationsergebnisse zu liefern. Das liegt daran, dass im betrachteten Modell die Schätzung des Reibungswiderstands stark vereinfacht, durch eine mittlere Profiltiefe, von dem Parameter abhängt. Die entsprechende Schätzung basiert auf den Formeln von Raymer [17].

Abbildung 6b zeigt die gleichen Verläufe jetzt allerdings für eine Reduktion des Lastniveaus um 30 %, wobei die vorherigen Verläufe ohne Lastabminderung weiter ausgegraut als Referenz in der Abbildung enthalten sind. Neben der allgemeinen Reduktion des Treibstoffverbrauchs durch die Lastabminderung, zeigt sich insgesamt auch eine leicht verringerte Sensitivität des Treibstoffverbrauchs gegenüber der Parameter. Hier wird eine wichtige Eigenschaft der Lastreduktion deutlich: Neben den direkten Einspareffekten beim Treibstoffverbrauch ermöglicht Lastabminderung ohne allzu-große Effizienzeinbußen einen etwas umfangreicheren Designraum. So lassen sich Synergiepotentiale durch Kombination aus Entwurf und Lastreduktion heben. Damit wird bestätigt, dass es sinnvoll ist, das Thema

Lastabminderung bereits im Konzeptentwurf zu berücksichtigen.



(a) Ohne Lastreduktion



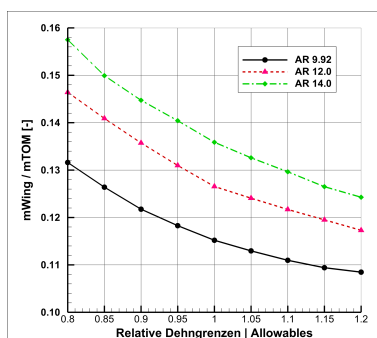
(b) Lastreduktion um 30 %

Abb. 6: Einfluss verschiedener Entwurfsparameter auf die relative Änderung des Treibstoffverbrauchs mit und ohne Lastreduktion

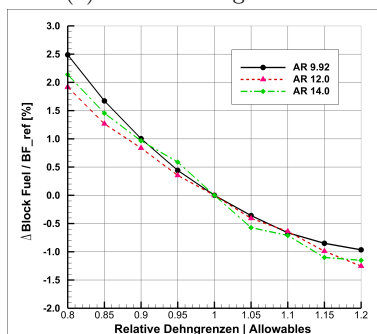
Abbildung 7 zeigt zusätzlich den Einfluss der Dehngrenzen auf die relative Flügelmasse und den relativen Treibstoffverbrauch bezogen auf die jeweilige Konfiguration mit unveränderten Dehngrenzen. Wie auch bereits in Wunderlich et al. [19], führt dies zu einem eher starren oder eher flexiblen Flügel, wobei auch hier mehr Elastizität zu einem effizienteren Entwurf führt. Sowohl die relative Flügelmasse, als auch der Treibstoffverbrauch

auf der Auslegungsmission (Block Fuel) sinkt mit höheren Dehngrenzen.

Wird der Treibstoffverbrauch in Abbildung 7b betrachtet, dann ist zu erkennen, dass der relative Verlauf nur wenig von der Flügelstreckung abhängt. Das lässt vermuten, dass die Änderung der Streckung und Dehngrenzen im betrachteten Bereich keine starke Kopplung aufweisen. Für sich genommen, haben beide Änderungen jedoch Vorteile bezüglich des Treibstoffverbrauchs.



(a) Relative Flügelmasse



(b) Treibstoffverbrauch bezogen auf den jeweiligen Referenzpunkt

Abb. 7: Einfluss der Flügelelastizität auf die Flügelmasse und den Treibstoffverbrauch

4 Zusammenfassung und Ausblick

In dieser Arbeit wurde ein Prozess beschrieben, mit dem sich der Flugzeugkonzeptentwurf um eine detaillierte und Physik-basierte

Flügeldimensionierung erweitern lässt. Die Lauffähigkeit und ein gutes Konvergenzverhalten konnten gezeigt werden. Der Prozess ermöglicht es, Studien über Entwurfsparameter, insbesondere des Flügelgrundrisses, an vollständig konvergierten Konzeptentwürfen durchzuführen. Geregelte Lastabminderung mithilfe der Steuerflächen für Manöver und Böenlastabminderung ist zwar grundsätzlich implementiert, aber bisher mangels eines geeigneten Reglermodells für Flugzeugsteuerung und Lastabminderung noch nicht genutzt worden. Stattdessen wurde das Lastniveau pauschal für den Flügel um verschiedene Faktoren reduziert, um die Tendenzen und Potentiale zu erfassen. Dabei konnten folgende Erkenntnisse gewonnen werden.

Zunächst hat sich gezeigt, dass Lastabminderung einen deutlichen Einfluss auf den Entwurf und dessen Effizienz hat. Effizienz bezieht sich hier auf den Treibstoffverbrauch während der Auslegungsmission (Block Fuel). Die tatsächliche Ausprägung dieses Einflusses ist abhängig von der Flügelgeometrie und Steifigkeit. Eine Reduktion der Lasten erweitert den Entwurfsbereich und kann so neue Kombinationen der Entwurfsparameter als sinnvolle Designentscheidung ermöglichen. Insbesondere lohnt sich Lastabminderung in Kombination mit dem Entwurf bei einer Reduktion des Lastenniveaus zwischen 10 und 50 Prozent. Sinnvolle Lastabminderung ist folglich in ihrer Größenordnung nach oben und unten begrenzt. Nach oben, weil die Randbedingungen der Mindestlaminatstärke die Auslegung zu dünneren und leichteren Strukturen begrenzen und nach unten, weil nach den gezeigten Ergebnissen eine signifikante Abhängigkeit für Flügelgeometrieparametern erst ab etwa 10 % auftritt. Außerhalb dieser Beschränkungen führt die Betrachtung von Lastabminderung im Vorentwurf zu keiner weiteren Öffnung des Designraums. In diesem Bereich führt eine Lastreduktion dagegen direkt zu einer Treibstoffersparnis durch die reduzierte Flügelmasse und senkt gleichzeitig den Gradienten der Flügelmasse zum Beispiel

mit der Streckung. Da die höhere Streckung auch den Widerstandsbeiwert absenkt, fördert Lastreduktion die Vorteile dieser Konfigurationsänderung und reduziert die Nachteile. Da die Wirkung der Lastreduktion selber mit größerer Streckung zunimmt, entsteht ein Synergieeffekt. Die Kombination aus Lastreduktion und größerer Streckung ist sehr vorteilhaft.

Ein flexibler Flügel führt, aus Sicht des Gesamtentwurfs, zu einer effizienteren Flugzeugkonfiguration bei gleicher Flügelgeometrie. Die verbesserte Aerodynamik (induzierter Widerstand) bei höheren Streckungen gleicht die Wirkung des absoluten Massenanstiegs des Flügels und des Flugzeugs auf den Treibstoffverbrauch mehr als aus, so dass in Summe ein Effizienzvorteil einer Konfiguration bestehen bleibt. Das gilt natürlich in Grenzen, also in einem Bereich bei denen noch genug Auftrieb erzeugt werden kann. Weiterhin wurden für diese Arbeit lediglich Streckungen bis 16 betrachtet. Ob sich gezeigte Trends auch darüber hinaus fortsetzen, muss in weiteren Arbeiten untersucht werden. In der Arbeit von Wunderlich et al. [19] hat sich gezeigt, dass es sehr problematisch ist, Geometrien des Flügels mit hoher Streckung zu finden, die geometrische Randbedingungen wie die Fahrwerksintegration erfüllen. Es ist daher möglich, dass man zu anderen Lösungen bei der Fahrwerksintegration kommen muss, um einen deutlich schlankeren Flügel als heute nutzen zu können. Das kann beispielsweise eine Integration in den Rumpf sein.

Neben weiteren Studien und einem Abgleich mit Untersuchungen durch genauere Verfahren aus möglichen Folgearbeiten zu Wunderlich et al. [19], stehen konkrete Verbesserungen der hier gezeigten Prozesskette an. Insbesondere soll ein verbessertes Modell oder eine Datenbank zur Abschätzung des lokalen Profilwiderstands implementiert werden. Ein kurzfristige Ziel ist es zunächst ein Regelsystem auszulegen, dass neben allgemeinen Funktionen wie Nickdämpfer auch in der Lage ist Lastabminderung dynamisch zu regeln. Es

soll untersucht werden, welche Eingriffsstärke eines solchen Systems mit welchem pauschalen Lastreduktionsniveau korreliert.

Danksagung Wir möchten uns beim Massachusetts Institute of Technology (MIT) für die Bereitstellung einer Lizenz für ASWING bedanken.

Literatur

1. 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, Bordeaux, Frankreich, 2020. URL <https://elib.dlr.de/134341/>.
2. Binder, S., Wildschek, A., and De Breuker, R., *The interaction between active aeroelastic control and structural tailoring in aeroservoelastic wing design*, Aerospace Science and Technology 110, 2021, pp. 1–12. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106516>.
3. CPACS Homepage, <https://cpacs.de>, 2021. Accessed: 2021-08-03.
4. Drela, M., *ASWING 5.99 Technical Description - Steady Formulation*, Massachusetts Inst. of Technology, Cambridge, MA, 2015, Chaps. 1, 8.
5. Drela, M., *ASWING 5.99 Technical Description - Unsteady Extension*, Massachusetts Inst. of Technology, Cambridge, MA, 2015, Chaps. 1, 15.
6. Glauert, H., *Theoretical Relationship for an Airfoil with Hinged Flap*, ARC Rep. Mem. 1095, 1927.
7. Goertz, S., Abu-Zurayk, M., Ilic, C., Wunderlich T.F., Keye, S., Schulze, M., Kaiser, C., Klimmek, T., Suelözgen, O., Kier, T., Schuster, A., Daehne, S., Petsch, M., Kohlgrüber, D., HäBy, J., Mischke, R., Weinert, A., Knechtges, P., Gottfried, S., Hartmann, J., Fröhler, B., *Overview of Collaborative Multi-Fidelity Multidisciplinary Design Optimization Activities in the DLR Project VicToria*, AIAA Aviation 2020 Forum, 2020, p. 3167, <https://doi.org/10.2514/6.2020-3167>, ISBN 978-162410598-2.
8. Haghghat, S., Liu, H. H. T., and Martins, J. R. R. A., *Model-Predictive Gust Load Alleviation Controller for a Highly Flexible Aircraft*, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 35, No. 6, 2012, pp. 1751, 1766. <https://doi.org/10.2514/1.57013>.
9. Haghghat, S., Martins, J. R. R. A., and Liu, H. H. T., *Aeroservoelastic Design Optimization of a Flexible Wing*, Journal of Aircraft, Vol. 49, No. 2, 2012, pp. 432, 443.
10. Kier, T. M., Verveld, M. J., and Burkett, C. W., *Integrated Flexible Dynamic Loads Models Based on Aerodynamic Influence Coefficients of a 3D Panel Method*, Proceedings of the IFASD 2015, 2015.
11. Krengel, M. D., Hepperle, M., and Huebner, A., *Aeroservoelastic Wing Sizing Using a Physics-Based Approach in Conceptual Aircraft Design*, AIAA Aviation 2019 Forum, 2019, p. 3368. <https://doi.org/10.2514/6.2019-3368>.
12. Krishnamurthy, V., and Luckner, R., *Flight Mechanical Modelling considering Flexibility and Flight Control Functions in Preliminary Aircraft Design*, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, Denver, Colorado, 2017, p. 4332. <https://doi.org/10.2514/6.2017-4332>.
13. Kroo, I. M., *An Interactive System for Aircraft Design and Optimization*, AIAA 1992 Aerospace Design Conference, Vol. 92, 1992. <https://doi.org/10.2514/6.1992-1190>.
14. Liersch, C.M., Hepperle, M., *A distributed toolbox for multidisciplinary preliminary aircraft design*, CEAS Aeronautical Journal, 2(1-4), pp.57-68, 2011.
15. Looye, G., *Integrated Flight Mechanics and Aeroelastic Aircraft Modeling using Object-Oriented Modeling Techniques*, Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, 1999. <https://doi.org/10.2514/99-4192>.
16. Nagel, B., Böhnke, D., Gollnick, V., Schmolgruber, P., Rizzi, A., La Rocca, G., and Alonso, J., *Communication in aircraft design: Can we establish a common language*, 28th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2012, pp. 1.13. URL https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2012/PAPERS/201.PDF.
17. Raymer D.P., *Aircraft design: a conceptual approach (AIAA Education Series)*, Reston, Virginia, 2012.
18. Woehler, S., Atanasov, G., Silberhorn, D., Fröhler, B., and Zill, T., *Preliminary Aircraft Design within a Multidisciplinary and Multifidelity Design Environment*, Aerospace Europe Conference 2020, Bordeaux, Frankreich, 2020. URL <https://elib.dlr.de/140902/>.
19. Wunderlich, T., Daehne, S., Reimer, L., Schuster, A., and Brodersen, O., *Global Aero-Structural Design Optimization of More Flexible Wings for Commercial Aircraft*, AIAA Aviation 2020 Forum, 2020, p. 3177. <https://doi.org/10.2514/6.2020-3170>.
20. 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>.