

# Interner Bericht

**DLR-IB-AS-BS-2025-25**

**oLAF – Optimal Lastadaptives Flugzeug  
Ergebnisse der multidisziplinären  
Flügeloptimierung**

**Projektbericht Version 1.0**

Tobias Franziskus Wunderlich

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik  
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig



DLR

Deutsches Zentrum  
für Luft- und Raumfahrt



**DLR-IB-AS-BS-2025-25**

**oLAF – Optimal Lastadaptives Flugzeug  
Ergebnisse der multidisziplinären  
Flügeloptimierung**

**Projektbericht Version 1.0**

**Wunderlich, Tobias Franziskus**

**Herausgeber:**

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

**ISSN 1614-7790**

Stufe der Zugänglichkeit: 1  
Braunschweig, im Februar 2025

Institutsdirektor:  
Prof. Dr.-Ing. Kai Richter

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

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

Der Bericht enthält:  
194 Seiten  
79 Bilder  
126 Tabellen  
21 Literaturstellen



**oLAF - Optimal Lastadaptives Flugzeug**

**Ergebnisse der multidisziplinären  
Flügeloptimierung  
Projektbericht Version 1.0**

**Unterpaket 1.5.2  
Beitrag zu den Meilensteinen M-1.5 und M-1.7**

**Tobias Franziskus Wunderlich**

**30.01.2025**

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



## Liste der Versionen des Berichts

Berichtsversion	Datum	Autor	Bemerkungen
Version 1.0	30.01.2025	Tobias Wunderlich	Erste Version



## Zusammenfassung

Im Rahmen des DLR-Projekts oLAF werden die Technologien des adaptiven Flügels untersucht und deren Potential zur Steigerung der Flugleistung und Effizienz am Beispiel eines Langstreckenverkehrsflugzeugs quantifiziert. Dazu erfolgt in der ersten Entwurfsphase der multidisziplinäre Entwurf eines Referenzflugzeugs auf Basis des heutigen industriellen Stands der Technik in Bezug auf die Struktur- und Lastabminderungstechnologien. Anschließend wird in der zweiten Entwurfsphase das optimal lastadaptive Flugzeug auf Grundlage der identischen Anforderungen („Top Level Aircraft Requirements“) und mit dem gleichen Entwurfsprozeß unter umfassender Verwendung fortschrittlicher Technologien zur Lastabminderung entworfen. Die untersuchten Technologien beinhalten den adaptiven Flügel zur Steigerung der Flugleistung im Reiseflug und zur erweiterten Manöverlastreduktion und eine fortschrittliche Faserverbundbauweise mit erhöhten Dehngrenzen und lokalem Beulen.

Dieser Bericht beschreibt die im Rahmen des Entwurfsprozesses innerhalb der multidisziplinären Flügeloptimierung erzielten Ergebnisse. Für die multidisziplinäre Flügeloptimierung kam eine Prozeßkette basierend auf hochgenauen Simulationsmethoden zum Einsatz. Mit dieser Prozeßkette werden der Auftrieb und Widerstand im Reiseflug, die Belastung des Flügels im Manöverflug und die aus einer Dimensionierung des Flügelkastens resultierende Flügelmasse bestimmt. Dabei werden die Verformungen des flexiblen Flügels in allen betrachteten Flugzuständen berücksichtigt. Ein zentraler Bestandteil der Prozeßkette ist die Fähigkeit zur vereinfachten Modellierung von Steuerflächenausschlägen, welche in der Flügeloptimierung zur Steigerung der Gleitzahl im Reiseflug und zur Reduzierung der Lasten im Manöverflug eingesetzt werden.

Ausgehend von einer Beschreibung der Entwurfsaufgabe in Form von Zielfunktion, Entwurfsparametern und Nebenbedingungen werden die Entwurfsphasen mit den zugehörigen Technologien des lastadaptiven Flügels vorgestellt. Die hier berücksichtigten Nebenbedingungen beinhalten die geometrische Integration eines fortschrittlichen Getriebefans (Technologie auf Basis einer Indienststellung im Jahr 2025) unter dem Flügel, des Hauptfahrwerks am Flügel und der multifunktionalen Steuerflächen an der Hinterkante des Flügels. Die multidisziplinären Optimierungen des Flügels resultieren hierbei in realistischen Flügelgeometrien. Das zentrale Ergebnis ist der Vergleich des Referenzflugzeugs aus der ersten Entwurfsphase mit dem finalen Entwurf des lastadaptiven Flugzeugs aus der zweiten Entwurfsphase. Dabei konnte ein Potential zur Reduzierung des kombinierten Kraftstoffverbrauchs und der damit verbundenen  $CO_2$ -Emissionen in der Größenordnung von 5 % durch die Verwendung der untersuchten Technologien des adaptiven Flügels und der fortschrittlichen Faserverbundbauweise des Flügelkastens ermittelt werden. Als kombinierter Kraftstoffverbrauch wird hier der auf die Reichweite und Nutzlast bezogene Kraftstoffverbrauch für unterschiedlich gewichtete Flugmissionen verstanden. Ein wesentlicher Bestandteil des Berichts ist eine auf den Rahmen der multidisziplinären Flügeloptimierung begrenzte flugphysikalische Bewertung des adaptiven Flügels und des verwendeten Entwurfsprozesses.

Ergänzend werden die Ergebnisse einer im Projekt durchgeführten Studie zum hochgestreckten Flügel vorgestellt, welche den grundsätzlichen Einfluss der Flügelstreckung auf den Kraftstoffverbrauch unter den hier betrachteten Nebenbedingungen für ein Langstreckenverkehrsflugzeug

untersucht. Weiterhin werden die im parallel durchgeführten LuFo-Projekt INTELWI erzielten Ergebnisse dem finalen Entwurf des lastadaptiven Flugzeugs aus oLAF unter Berücksichtigung der in INTELWI verwendeten Nebenbedingungen gegenübergestellt. In einem umfangreichen Anhang werden alle wesentlichen im Rahmen der multidisziplinären Flügeloptimierung erzielten Ergebnisse in Form von Tabellen und Abbildungen ohne weitere Beschreibungen zusammengefasst.

# Inhaltsverzeichnis

<b>1</b>	<b>Bezeichnungen</b>	<b>9</b>
<b>2</b>	<b>Einleitung</b>	<b>15</b>
<b>3</b>	<b>Entwurfsaufgabe</b>	<b>17</b>
3.1	Flugbereich und Definition der Lastfälle .....	17
3.2	Zielfunktion und Definition der Flugmissionen .....	19
3.3	Entwurfparameter .....	20
3.3.1	Parametrisierung der Außengeometrie .....	21
3.3.2	Parametrisierung der Innengeometrie .....	23
3.4	Nebenbedingungen .....	24
3.4.1	Globale Nebenbedingungen .....	24
3.4.2	Aerodynamische Nebenbedingungen .....	27
3.4.3	Strukturmechanische Nebenbedingungen .....	28
3.5	Optimierungsverfahren .....	30
<b>4</b>	<b>Entwurfsphasen und Technologien</b>	<b>33</b>
4.1	Entwurfsphasen und Entwurfsprozeß .....	33
4.2	Technologien des lastadaptiven Flügels .....	35
4.2.1	Adaptiver Flügel .....	35
4.2.2	Strukturtechnologien .....	36
4.2.3	Geometrieanpassungen .....	38
<b>5</b>	<b>Ergebnisse</b>	<b>39</b>
5.1	Vergleich des Referenzflugzeugs mit dem lastadaptiven Flugzeug .....	43
5.2	Optimierungen des konventionellen Flügels in Phase I .....	50
5.3	Optimierungen des adaptiven Flügels in Phase II .....	58
5.3.1	Finaler Entwurf des adaptiven Flügels .....	66
5.4	Studie zum hochgestreckten Flügel .....	67
5.5	Vergleich des finalen Entwurfs von oLAF mit den Entwürfen von INTELWI .....	76
<b>6</b>	<b>Bewertung</b>	<b>85</b>
6.1	Flugphysikalische Bewertung des adaptiven Flügels .....	85
6.2	Bewertung des Entwurfsprozesses .....	87
<b>7</b>	<b>Anhang</b>	<b>91</b>
7.1	Definition der Lastreferenzachse .....	91
7.2	Definition der strukturmechanischen Sicherheitsreserven .....	91
7.3	Unberücksichtigte Nebenbedingungen .....	91

---

7.4	Ergebnisse der ersten Iteration von Entwurfsphase I .....	93
7.4.1	Optimierung von Grundriß, Verwindung und Profildickenverteilung .....	93
7.5	Ergebnisse der finalen Iteration von Entwurfsphase I .....	101
7.5.1	Optimierung von Grundriß, Verwindung und Profildickenverteilung .....	101
7.5.2	Optimierung der Verwindung mit modifizierten Profilen.....	109
7.5.3	Referenzflugzeug aus Optimierung der Verwindung und Profile.....	117
7.6	Ergebnisse von Entwurfsphase II.....	125
7.6.1	Optimierung der Verwindung.....	125
7.6.2	Optimierung der Verwindung und Steuerflächenausschläge .....	133
7.6.3	Optimierung von Grundriß und Verwindung .....	141
7.6.4	Optimierung der Steuerflächenausschläge mit optimiertem Grundriß .....	149
7.6.5	Finaler Entwurf aus manueller Grundrißmodifikation .....	157
7.6.6	Optimierung der Steuerflächenausschläge bei einer Flügelstreckung von 13.5	165
7.7	Ergebnisse aus dem LuFo-Projekt INTELWI .....	173
7.7.1	Optimierung der Verwindung und Steuerflächenausschläge .....	173
7.7.2	Optimierung der Steuerflächenausschläge mit finalem Grundriß aus oLAF ...	183

# 1 Bezeichnungen

## Lateinische Symbole

$A$	Streckung (aspect ratio)
$B_i$	Koeffizienten der Bernstein-Polynome
$b$	Spannweite
$C_1, C_2$	Konstanten im analytischen Modell für den spezifischen Kraftstoffverbrauch
$C_D$	Widerstandsbeiwert (drag coefficient)
$C_{D,res}$	Widerstandsbeiwert der restlichen Komponenten
$C_L$	Auftriebsbeiwert (lift coefficient)
$C_{L,WBE}$	Auftriebsbeiwert Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration (wing body engine)
$C_T$	Schubbeiwert (thrust)
$C_{T,res}$	Korrektur des Schubbeiwerts bei der Durchflußgondel
$c$	Profiltiefe (chord)
$c_F$	Klappentiefe (flap)
$c_f$	Reibungsbeiwert (friction coefficient)
$c_{MAC}$	Bezugsflügelteufe (mean aerodynamic chord)
$c_{V,HTP}$	Volumenfaktor des Höhenleitwerks
$c_{V,VTP}$	Volumenfaktor des Seitenleitwerks
$D$	Widerstand (drag)
$d$	Durchmesser
$d_F$	Rumpfdurchmesser
$e$	Oswald-Faktor
$F$	Kraft (force)
$F_z$	Querkraft, Schnittlast am Flügelkasten
$FF$	Formfaktor
$FL$	Flugfläche (flight level)
$g$	Erdbeschleunigung
$H$	Flughöhe
$h$	Höhe (height)
$h_F$	Rumpfhöhe (fuselage height)
$h_{EC}$	Abstand des Triebwerks vom Boden (engine clearance)
$h_{NDEC}$	Abstand des Triebwerks vom Boden beim Einknicken des Bugfahrwerks (nose down engine clearance)
$h_{TC}$	Abstand des Rumpfhecks vom Boden (tail clearance)
$h_{WC}$	Abstand des Flügels vom Boden (wing clearance)
$i_{Eng}$	Einstellwinkel des Triebwerks (angle of incident)
$L$	Auftrieb
$L/D$	Gleitzahl (lift-to-drag ratio)
$l$	Länge (length)

## 1 Bezeichnungen

---

$l_F$	Rumpflänge (fuselage length)
$M$	Nickmoment um die y-Achse
$M_x$	Biegemoment, Schnittlast am Flügelkasten
$Ma$	Mach-Zahl
$m$	Masse
$m_F$	Kraftstoffmasse (fuel)
$m_{F,res}$	Reservekraftstoffmasse
$m_{Eng}$	Triebwerksmasse
$m_{Res}$	Strukturmasse ohne Tragflügel und Leitwerk
$m_{MTO}$	maximale Startmasse (maximum take-off)
$m_{OE}$	Betriebsleermasse (operating empty mass)
$m_{OE}/m_{MTO}$	Betriebsleermassenverhältnis (operating empty mass ratio)
$m_P$	Nutzlast (payload)
$m_{TO}$	Startmasse (take-off)
$m_W$	Flügelmasse (wing)
$m_W/m_{MTO}$	Flügelmassenverhältnis (wing mass ratio)
$m_F/(Rm_P)$	auf die Reichweite und Nutzlast bezogener Kraftstoffverbrauch
$m_{LE}/S_{LE}$	Massenbelegung des Hochauftriebssystems an der Vorderkante
$m_{TE}/S_{TE}$	Massenbelegung des Hochauftriebssystems an der Hinterkante
$n = L/W$	Lastvielfaches
$n_{DP}$	Anzahl der Entwurfsparameter (number of design parameters)
$O$	Zielfunktion (objective)
$R$	Reichweite
$R_{23}$	Reichweite im Reiseflug
$R_{12}$	Reichweite im Steigflug
$R_{34}$	Reichweite im Sinkflug
$S$	Flügelfläche
$S_{ref}$	Referenzfläche
$TSFC$	schubspezifischer Kraftstoffverbrauch (thrust specific fuel consumption)
$\Delta s_{Ri}$	Rippenabstand
$T$	Schub (thrust)
$T_{TO}$	Startschub (take-off)
$t$	Hautdicke
$t$	Profildicke
$t/c$	relative Profildicke, Dickenverhältnis
$V, \vec{V}$	Fluggeschwindigkeit, Geschwindigkeitsvektor
$V_F$	Tankvolumen (fuel tank volume)
$w$	Breite (width)
$w_F$	Rumpfbreite (fuselage width)
$w_i$	Faktoren für die Gewichtung der Flugmissionen
$x, y, z$	Koordinaten
$\vec{x}_{DP}$	Vektor der Entwurfsparameter
$\Delta s_{Ail/RS}$	Abstand zwischen Querruder und Hinterholm
$\Delta s_{Flap/RS}$	Abstand zwischen Landeklappen und Hinterholm

---

$\Delta s_{Flap/SB}$	Abstand zwischen Landeklappen und Fahrwerksträger
$\Delta s_{MG/CWB}$	Abstand zwischen Hauptfahrwerk und zentralem Flügelkasten
$\Delta s_{MG/RS}$	Abstand zwischen Hauptfahrwerk und Hinterholm
$\Delta s_{MG/Sym}$	Abstand zwischen Hauptfahrwerk und Symmetrieebene

### Griechische Symbole

$\alpha$	Anstellwinkel
$\alpha_{ND}$	Rotierwinkel beim Aufsetzen der Rumpfnase (nose down)
$\alpha_{TD}$	Rotierwinkel beim Aufsetzen des Rumpfhecks
$\alpha_{TO}$	Rotierwinkel beim Start (take-off)
$\beta_{Eng}$	Eindrehwinkel des Triebwerks (toe-in angle)
$\Delta$	Differenz
$\delta_i$	Steuerflächenausschlag der $i$ -ten Steuerfläche
$\varepsilon$	Verwindung
$\eta = \frac{2y}{b}$	dimensionslose Spannweitenkoordinate
$\lambda$	Zuspitzung
$v_W$	V-Stellung des Flügels (wing)
$\tau_{Cas}$	Nachlaufwinkel Hauptfahrwerksbein (ausgefahrener Zustand)
$\tau_{TB}$	Umkippwinkel beim Rollen (tipback angle)
$\tau_{OT}$	Umkippwinkel bei Kurvenfahrt (overturn angle)
$\varphi$	Pfeilwinkel
$\varphi_{ML}$	maximal zulässiger Hängewinkel bei der Landung
$\varphi_{LE}$	Pfeilwinkel der Flügelvorderkante
$\varphi_{OD}$	Orthotropiewinkel des Faserlaminates

### Indizes

<i>AC</i>	Neutralpunkt (aerodynamic center)
<i>Aileron</i>	Querruder
<i>C</i>	Maximum Reiseflug (cruise)
<i>box</i>	Flügelkasten (wing box)
<i>CAS</i>	berichtigte Fluggeschwindigkeit (calibrated airspeed)
<i>CoG</i>	Schwerpunkt (center of gravity)
<i>D</i>	Maximum Bahnneigungsflug (dive)
<i>exp</i>	exponierte Fläche
<i>FS</i>	Vorderholm (front spar)
<i>CoP</i>	Druckpunkt (center of pressure)
<i>covers</i>	Ober- und Unterschale
<i>cwb</i>	zentraler Flügelkasten (center wing box)
<i>Eng</i>	Triebwerk (engine)
<i>F</i>	Kraftstoff (fuel)
<i>Flap</i>	Hinterkantenklappe
<i>FEM</i>	Finite-Elemente-Strukturmodell

## 1 Bezeichnungen

---

<i>HTP</i>	Höhenleitwerk (horizontal tailplane)
<i>in</i>	innen (inboard)
<i>jig</i>	unbelasteter Zustand (jig shape)
<i>LE</i>	Vorderkante (leading edge)
<i>MG</i>	Hauptfahrwerk (main gear)
<i>ML</i>	Maximum Landung (maximum landing)
<i>MO</i>	Maximum operativ (maximum operating)
<i>MTO</i>	Maximum Start (maximum take-off)
<i>MS</i>	Mittelholm (middle spar)
<i>max</i>	Maximalwert
<i>mid</i>	in der Mitte (mid)
<i>misc</i>	Verschiedenes (miscellaneous)
<i>NG</i>	Bugfahrwerk (nose gear)
<i>out</i>	außen (outboard)
<i>pylon</i>	Pylon
<i>RS</i>	Hinterholm (rear spar)
<i>Ri</i>	Rippen
<i>ribs</i>	Rippen
<i>req</i>	benötigt (required)
<i>spars</i>	Holme
<i>spoiler</i>	Spoiler
<i>TAS</i>	wahre Fluggeschwindigkeit (true airspeed)
<i>TE</i>	Hinterkante (trailing edge)
<i>TO</i>	Start (take-off)
<i>us</i>	Profiloberseite (upper side)
<i>ls</i>	Profilunterseite (lower side)
<i>VTP</i>	Seitenleitwerk (vertical tailplane)
<i>W</i>	Flügel (wing)
<i>WB</i>	Flügel-Rumpf-Konfiguration (wing body)
<i>WBE</i>	Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration (wing body engine)
<i>WU</i>	Radeinheit (wheel unit)
<i>wet</i>	benetzt
$\infty$	ungestörte Strömungsgrößen

### Abkürzungen

BMWK	<u>B</u> undes <u>m</u> inisterium für <u>W</u> irtschaft und <u>K</u> limaschutz
B-Spline	<u>B</u> asis-Spline, mathematische Beschreibung einer Kurve
CARA	<u>C</u> luster for <u>A</u> dvanced <u>R</u> esearch in <u>A</u> erodynamics, Großrechner des DLR
CO <sub>2</sub>	Kohlendioxid
CoG	<u>C</u> enter <u>o</u> f <u>G</u> ravity, Schwerpunkt
CPACS	<u>C</u> ommon <u>P</u> arametric <u>A</u> ircraft <u>C</u> onfiguration <u>S</u> chema, parametrisches XML-Schema zur Beschreibung einer Flugzeugkonfiguration

---

CS-25	<u>C</u> ertification <u>S</u> pecifications for Large Aeroplanes, Zulassungsvorschriften der EASA für Großflugzeuge
DoE	<u>D</u> esign of <u>E</u> xperiments, statistische Versuchsplanung
DLR	<u>D</u> eutsches <u>Z</u> entrum für <u>L</u> uft- und <u>R</u> aumfahrt e.V.
EI	<u>E</u> xpected <u>I</u> mprovement, erwartete Verbesserung
FAR 25	<u>F</u> ederal <u>A</u> viation <u>R</u> egulations, Airworthiness Standards for Transport Category Airplanes, Lufttüchtigkeitsstandards der USA für Transportflugzeuge
FC	<u>F</u> light <u>C</u> ase, Flugzustandspunkt
FEM	<u>F</u> inite- <u>E</u> lemente- <u>M</u> ethode
INTELWI	Verbundvorhaben im Luftfahrtforschungsprogramms VI des BMWK
LC	<u>L</u> oad <u>C</u> ase, Lastfall
LuFo	<u>L</u> uftfahrtforschungsprogramm des BMWK
MDO	<u>M</u> ultidisciplinary <u>D</u> esign <u>O</u> ptimization, Multidisziplinäre Entwurfsoptimierung
MLA	<u>M</u> aneuver <u>L</u> oad <u>A</u> lleviation, Lastabminderung im Manöverflug
MoS	<u>M</u> argin of <u>S</u> afety, Sicherheitsreserve
oLAF	<u>O</u> ptimal lastadaptives <u>F</u> lugzeug
POT	<u>P</u> owerful <u>O</u> ptimization <u>T</u> oolkit
TLARs	<u>T</u> op <u>L</u> evel <u>A</u> ircraft <u>R</u> equirements, Entwurfsanforderungen
VC	<u>V</u> ariable <u>C</u> amber, variable Wölbung



## 2 Einleitung

Die Umweltbelastung und der Ressourcenbedarf der kommerziellen Luftfahrt steigen mit dem Wachstum des globalen Luftverkehrs. Zur Umwelt- und Ressourcenschonung durchläuft die Luftfahrt einen Transformationsprozeß hin zu einem energieeffizienten Luftverkehr. Dieses Ziel wird in der Luftfahrtforschungsstrategie des DLR [1] zur Unterstützung der Mobilitätsstrategie des „European Green Deal“ [2] verfolgt. Zentrale Punkte sind eine signifikante Reduzierung der  $CO_2$ -Emissionen des Luftverkehrs und eine deutliche Verkürzung der Entwicklungszeit von Verkehrsflugzeugen.

Um dieses anspruchsvolle Ziel zu erreichen, müssen die Entwicklungszeiten für Verkehrsflugzeuge mit neuartigen Technologien deutlich verkürzt werden. In diesem Zusammenhang müssen die auf physikalischen Methoden basierenden Entwurfsprozesse für die multidisziplinäre Entwurfsoptimierung verbessert werden. Darüber hinaus wird zukünftig eine Bewertung neuer Technologien auf Basis multidisziplinär optimierter Konfigurationen unter Berücksichtigung aller relevanten Disziplinen und deren Wechselwirkungen auf Gesamtflugzeugebene unabdingbar sein.

Dazu wird in oLAF ein Referenzflugzeug entworfen und optimiert, welches im Bereich der Technologien zur Lastabminderung und in der Faserverbundbauweise des Flügelkastens dem aktuellen Stand der Technik entspricht. Anschließend erfolgt der Entwurf eines optimal lastadaptiven Flugzeugs, welches die Steuerflächen an der Flügelhinterkante zur Lastadaption und Verbesserung der Flugleistung im Reiseflug einsetzt. Dabei soll der Einfluss der Technologie des optimal lastadaptiven Flügels auf die optimale Flügelgeometrie und die optimalen Steuerflächenausschläge im Hinblick auf minimalen Kraftstoffverbrauch analysiert und bewertet werden.

Zur Bearbeitung dieser Entwurfs- und Optimierungsaufgabe werden robuste, flexible und effiziente MDO-Prozesse basierend auf hochgenauen Simulationsverfahren eingesetzt. Diese Prozesse erlauben eine genaue Modellierung der physikalischen Effekte im Bereich der transsonischen Aerodynamik, der Verformungsberechnung und Dimensionierung des Flügels in Faserverbundbauweise und der statischen aeroelastischen Wechselwirkungen im Reise- und Manöverflug. In diesem Bericht werden die Entwurfsaufgabe für die multidisziplinäre Flügeloptimierung mit den hierbei verwendeten Technologien beschrieben und die in den verschiedenen Entwurfsphasen erzielten Ergebnisse vorgestellt und bewertet.



### 3 Entwurfsaufgabe

In diesem Kapitel wird die Entwurfs- und Optimierungsaufgabe beschrieben. Dies beinhaltet die Vorgabe des Flugbereichs und die Definition der Flugmissionen und Lastfälle. Von zentraler Bedeutung ist die Definition einer geeigneten Zielfunktion, welche eine Steigerung der Leistung und Effizienz des Flugzeugs durch die Optimierung des Flügels beschreibt. Weiterhin erfolgt eine Beschreibung der verwendeten Entwurfsparameter und Nebenbedingungen. Zusätzlich wird die verwendete globale Optimierungsstrategie vorgestellt.

#### 3.1 Flugbereich und Definition der Lastfälle

In Tabelle 3.1 wird ein Überblick über die gewählten Flugbereichsgrenzen gegeben. Dabei wurden die entsprechenden Werte vom Airbus A330-200 [3] übernommen. Die angegebenen Werte dienen als Vorgaben für die Auslegung und Dimensionierung des Flugzeugs. Basierend auf den gewählten Flugbereichsgrenzen erfolgt die Definition der dimensionierenden Lastfälle für die Flügeloptimierungen mit der auf hochgenauen Simulationsverfahren basierenden Prozeßkette [4].

Maximale Flughöhe	$H_{max}$	FL 410 = 12 500 m
Maximale zulässige operative Mach-Zahl im Reiseflug	$Ma_{MO}$	0.86
Maximale zulässige operative Geschwindigkeit im Reiseflug	$V_{C,CAS} = V_{MO,CAS}$	330 kn = 170 m/s
Maximale zulässige Mach-Zahl im Bahnneigungsflug	$Ma_D$	0.93
Maximale zulässige Geschwindigkeit im Bahnneigungsflug	$V_{D,CAS}$	365 kn = 188 m/s

Tabelle 3.1: Flugbereichsgrenzen für die Flügeloptimierung.

In Abbildung 3.1 ist der gewählte Flugbereich („flight envelope“) dargestellt. Die Flugbereichsgrenzen sind dabei die Höhengrenze (schwarze Linie), die Grenze der maximalen Reisegeschwindigkeit (schwarze Linie) und die Grenze der maximalen Höchstgeschwindigkeit (rote Linie). Weiterhin sind die betrachteten Flugpunkte im Reiseflug (blaue Punkte) und beim Manöverflug (blaue Rauten) dargestellt.

Für die strukturmechanische Dimensionierung des Flügelkastens werden drei Manöverlastfälle mit den in den Zulassungsvorschriften CS-25/FAR 25 angegebenen Minimal- und Maximalwerten für das Lastvielfache  $n$  vorgegeben. Bei positiven Lastvielfachen wird die Oberschale des Flügelkastens auf Druck und die Unterschale auf Zug belastet. Für negative Lastvielfache ist dies umgekehrt. Aufgrund der Unterschiede der Versagensmechanismen bei von auf Zug und Druck belasteten Leichtbaustrukturen und der daraus resultierenden Unterschiede bei den anzuwendenden Versagenskriterien werden hier Lastfälle mit den Maximalwerten für das positive und das negative Lastvielfache berücksichtigt. Neben den symmetrischen Manöverlastfällen wird auch die Einleitung eines Rollmanövers betrachtet.

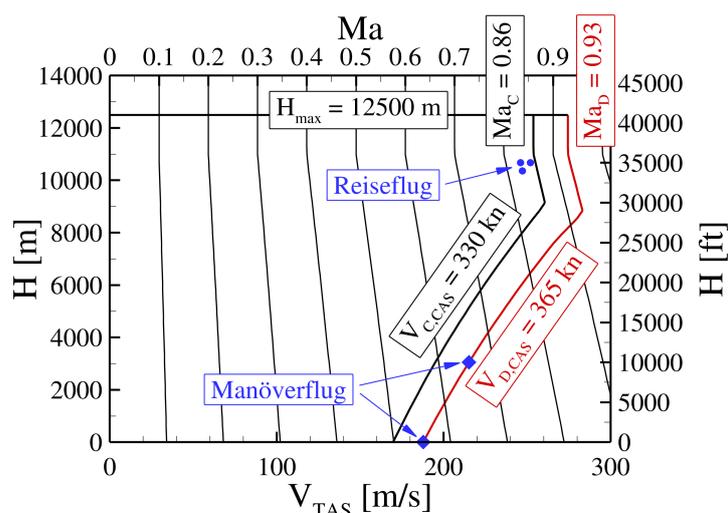


Abbildung 3.1: Flugbereich mit Flugpunkten im Reiseflug und beim Manöverflug.

Die Definition der verwendeten Lastfälle wird in Tabelle 3.2 angegeben. Ausgehend von den in der ersten Iteration von Entwurfsphase I erzielten Ergebnissen und deren Vergleich mit den Ergebnissen der „Lastenanalyse und des aeroelastischen Entwurfs“ wurde die Definition der Lastfälle leicht angepasst und der Lastfall „Landestoß“ (LC4) ergänzt. Zusätzlich sind die verwendeten Lastfälle in das Flugbereichsdiagramm von Abbildung 3.1 als blaue Rauten eingetragen.

<b>Erste Iteration in Entwurfsphase I</b>		2.5g-Manöver (LC1)	-1.0g-Manöver (LC2)	Rollmanöver (LC3)	Landestoß
Flughöhe	$H$	0m	6096m	0m	-
Machzahl	$Ma$	0.552	0.784	0.552	-
Lastvielfaches	$n$	2.52	-1.0	2.0	-
Auftriebsbeiwert WBE <sup>a</sup>	$C_{L,WBE}$	0.750	-0.349	0.589	-
Flugzeugmasse	$m$	220000kg	220000kg	220000kg	-
Schwerpunktlage	$x_{CoG}/c_{MAC}$	0.36	0.36	0.36	-
<b>Finale Iteration in Entwurfsphase I und Entwurfsphase II</b>		2.5g-Manöver (LC1)	-1.0g-Manöver (LC2)	Rollmanöver (LC3)	Landestoß (LC4)
Flughöhe	$H$	0m	3048m	0m	0m
Machzahl	$Ma$	0.552	0.655	0.552	0.265
Lastvielfaches	$n$	2.5	-1.0	2.0	1.0
Auftriebsbeiwert WBE <sup>a</sup>	$C_{L,WBE}$	0.743	-0.306	0.594	1.104
Flugzeugmasse	$m$	220000kg	220000kg	220000kg	187000kg
Schwerpunktlage	$x_{CoG}/c_{MAC}$	0.36	0.36	0.36	0.36

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 3.2: Lastfälle in den verschiedenen Iteration von Entwurfsphasen I und II für die strukturelle Dimensionierung des Flügelkastens.

### 3.2 Zielfunktion und Definition der Flugmissionen

Als Zielfunktion wird die Minimierung des kombinierten Kraftstoffverbrauchs verwendet. Dabei resultiert der kombinierte Kraftstoffverbrauch aus drei unterschiedlichen Flugmissionen („multi-mission design“). Unter Kraftstoffverbrauch wird hier die in der entsprechenden Flugmission benötigte und auf die Reichweite und Nutzlast bezogene Kraftstoffmasse  $m_F/(R m_P)$  verstanden. Diese Zielsetzung entspricht auch dem in der Luftfahrtforschungsstrategie des DLR [1] zur Unterstützung der Mobilitätsstrategie des „European Green Deal“ [2] formulierten Ziel der europäischen Luftfahrtforschung die  $CO_2$ -Emissionen bezogen auf den Passagierkilometer zu reduzieren. Dabei werden die Kraftstoffverbräuche der betrachteten Flugmissionen unterschiedlich gewichtet:

$$O(\vec{x}_{DP}) = \sum_i w_i \left( \frac{m_F}{R m_P} \right)_i \quad (3.1)$$

Die Gewichtung orientiert sich dabei an der erwarteten relativen Häufigkeit der Flugmissionen im Flugbetrieb. In Tabelle 3.3 wird ein Überblick über die verwendeten Flugmissionen und ihrer Gewichtung gegeben.

		Bewertungs- mission	Bewertungs- mission mit höherer Fluggeschwindigkeit	Entwurfs- mission
Gewichtung	$w_i$	0.6	0.1	0.3
Mach-Zahl im Reiseflug	$Ma$	0.83	0.85	0.83
Reichweite (Missionsreichweite)	$R = R_{12} + R_{23} + R_{34}$	4000NM 7408 km	4000NM 7408 km	6000NM 11 112 km
Reichweite im Steig- und Sinkflug	$R_{12} + R_{34}$	500km	500km	500km
Nutzlast	$m_P$	40 800 kg	40 800 kg	siehe [4]
Reservekraftstoffanteil	$m_{F,res}/m_F$	0.1400	0.1400	0.1000
Massenverhältnis Start	$m_1/m_0$	0.9970	0.9970	0.9970
Massenverhältnis Steigflug	$m_2/m_1$	0.9810	0.9810	0.9810
Massenverhältnis Sinkflug	$m_4/m_3$	0.9980	0.9980	0.9980
Massenverhältnis Landung	$m_5/m_4$	0.9970	0.9970	0.9970

Tabelle 3.3: Verwendete Flugmissionen und deren Gewichtung.

Die Mach-Zahl im Reiseflug entspricht bei der Bewertungs- und Entwurfsmission der Entwurfsmachzahl des Airbus A330-200. Die Nutzlast der Bewertungsmission wurde aus der maximalen Nutzlast und einem Auslastungsfaktor von 0.85 bestimmt. Für die Reichweite der Bewertungsmission wurde ein bei Airbus typischer Wert von  $R = 4000$  NM für ein Langstreckenverkehrsflugzeug gewählt. Die Massenverhältnisse für Start, Steigflug, Sinkflug und Landung wurden aus dem Lehrbuch von Jenkinson [5] auf die Flugzeugkonfiguration übertragen. Für den Reservekraftstoffanteil wurden typische Werte eines Langstreckenverkehrsflugzeugs angenommen.

### 3.3 Entwurfparameter

Die Entwurfparameter können in für alle Disziplinen relevante globale Entwurfparameter und in ausschließlich für die Strukturanalyse und -dimensionierung relevante Entwurfparameter unterteilt werden. Dabei beschreiben die globalen Entwurfparameter den Grundriß, die spannweite Verwindungs- und Profildickenverteilung, die Profilgeometrie, die Steuerflächentiefen an der Flügelhinterkante und die Lage des Hinterholms. Weiterhin stellen die Steuerflächenausschläge zur Steigerung der Flugleistung im Reiseflug und zur aktiven Reduzierung der Manöverlasten Entwurfparameter dar. Ein Überblick über die globalen Entwurfparameter wird in Tabelle 3.4 gegeben.

<b>Globale Entwurfparameter</b>			
Flügelfläche		$S$	
Streckung		$A$	
Vorderkantenpfeilwinkel Innen- und Außenflügel		$\varphi_{LE,6/2}, \varphi_{LE,11/6}$	
Kinkpositionen Innen- und Außenflügel		$\eta_6, \eta_9$	
Zuspitzung Innen-, Mittel-, Außenflügel und Flügelspitze		$\lambda_{6/2}, \lambda_{9/6}, \lambda_{11/9}, \lambda_{15/11}$	
V-Stellung Innen-, Außenflügel und Flügelspitze		$\nu_{6/2}, \nu_{11/6}, \nu_{15/11}$	
Verwindungsverteilung		$\varepsilon_1, \varepsilon_6, \varepsilon_8, \varepsilon_9, \varepsilon_{11}, \varepsilon_{15}$	
Profildickenverteilung		$(t/c)_1, (t/c)_6, (t/c)_9, (t/c)_{11}, (t/c)_{15}$	
Profilgeometrie Innenflügel		$B_{3,i}, B_{5,i}$	
Profilgeometrie Außenflügel		$B_{7,i}, B_{9,i}$	
Tiefenänderung der Steuerflächen an der Flügelhinterkante		$\Delta(C_F/c)$	
Steuerflächenausschläge im Reiseflug mit $Ma = 0.83$		$\delta_{Flap,in,FC1}$	
Steuerflächenausschläge im Reiseflug mit $Ma = 0.85$		$\delta_{Flap,in,FC2}, \delta_{Flap,mid,FC2}, \delta_{Flap,out,FC2}$	
Steuerflächenausschläge im Reiseflug mit $Ma = 0.83$		$\delta_{Flap,in,FC3}$	
Steuerflächenausschläge beim Manöverflug mit $n = 2.5g$		$\delta_{Flap,in,LC1}, \delta_{Aileron,in,LC1}, \delta_{Aileron,out,LC1}$	
Steuerflächenausschläge beim Manöverflug mit $n = -1.0g$		$\delta_{Flap,in,LC2}, \delta_{Aileron,in,LC2}, \delta_{Aileron,out,LC2}$	
Position des Hinterholms im Innenflügelbereich		$x_{RS}/c$	
Position des Radaufstandspunkts (Hauptfahrwerk)		$x_{MG}/c_{MAC}$	
Einstellwinkel des Triebwerks		$i_{Eng}$	
<b>Strukturmechanische Entwurfparameter</b>			
Hautdicken der Oberschale	$t_{US,i}$	Dicken des Vorderholms	$t_{FS,i}$
Stringerhöhen der Oberschale	$h_{St,US,i}$	Dicken des Mittelholms	$t_{MS,i}$
Stringerdicken der Oberschale	$t_{St,US,i}$	Dicken des Hinterholms	$t_{RS,i}$
Hautdicken der Unterschale	$t_{LS,i}$	Dicken der Rippen	$t_{Ri,i}$
Stringerhöhen der Unterschale	$h_{St,LS,i}$	Stringerhöhen der Rippen	$h_{St,Ri,i}$
Stringerdicken der Unterschale	$t_{St,LS,i}$	Stringerdicken der Rippen	$t_{St,Ri,i}$

Tabelle 3.4: Globale und strukturmechanische Entwurfparameter der Flügeloptimierungen.

In der Strukturdimensionierung des Flügels werden die Hautdickenverteilung der einzelnen Strukturelemente des Flügelkastens und die Höhen und Dicken der zugehörigen Versteifungselemente als strukturmechanische Entwurfparameter verwendet. Die gewählten strukturmechanischen Entwurfparameter werden ebenfalls in Tabelle 3.4 angegeben.

### 3.3.1 Parametrisierung der Außengeometrie

Der Flügel wird als Vierfachtrapezflügel aus 15 Profilschnitten (hier analog zu CPACS als Sektionen bezeichnet) modelliert. Als Entwurfparameter werden die Flügelfläche, die Streckung, der Pfeilwinkel der Vorderkante von Innen- und Außenflügel, die Kinkpositionen von Innen- und Außenflügel, die Zuspitzungen von Innenflügel, mittlerem Flügelbereich, Außenflügel und Flügelspitze, die V-Stellung von Innenflügel, Außenflügel und Flügelspitze und die Profildicken- und Verwindungsverteilung gewählt. Die Profildicken- und Verwindungsverteilung wird an den entsprechend gekennzeichneten Sektionen vorgegeben und an den dazwischenliegenden Sektionen in Spannweitenrichtung mit jeweils einer B-Spline-Kurve [4] interpoliert. Bei der Optimierung der Profilgeometrie werden die Koeffizienten der Bernstein-Polynome  $B_i$  in den betrachteten Flügelsektionen als Entwurfparameter verwendet. In Abbildung 3.2 sind die verwendeten Flügelsektionen und die Definition der wesentlichen Entwurfparameter angegeben.

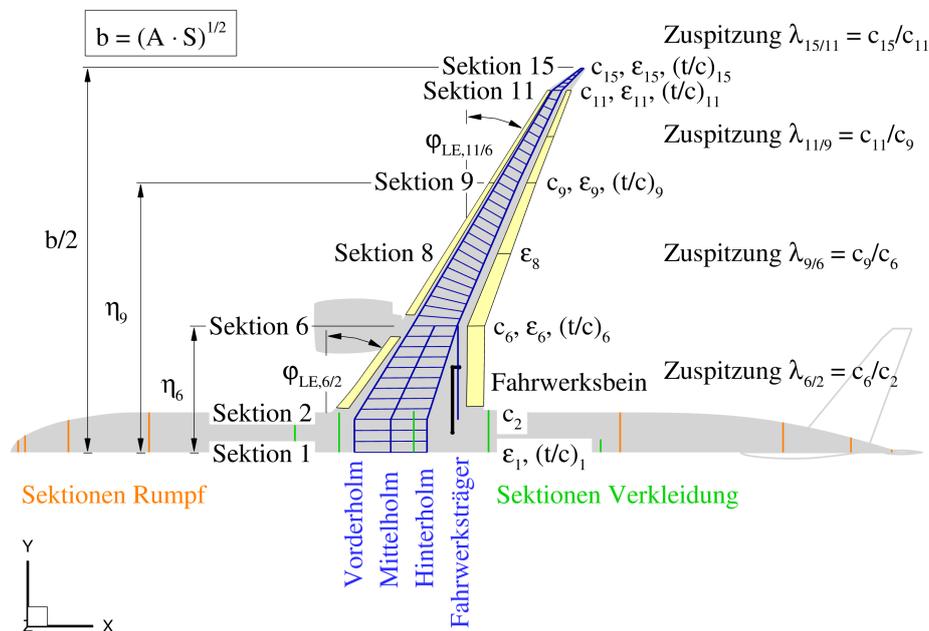


Abbildung 3.2: Darstellung der verwendeten Flügelsektionen und Definition der wesentlichen Entwurfparameter.

Die horizontale Positionierung des Flügels im Bezug auf den Flugzeugrumpf erfolgt unter Beibehaltung der Position des geometrischen Neutralpunkts. Auf eine vertikale Verschiebung des Flügels gegenüber dem Rumpf wird hier verzichtet. Analog zum Flügel wird auch die horizontale Position der Flügel-Rumpf-Verkleidung verschoben und zusätzlich in der Länge basierend auf der Wurzeltiefe modifiziert. Auch die relative Position des Triebwerks gegenüber dem Flügel wird vom Referenzflugzeug übernommen.

Die Definition der Steuerflächen und Hochauftriebssysteme des Flügels werden in Tabelle 3.5 angegeben. Dabei entspricht diese Definition einer bei modernen Verkehrsflugzeugen typischen Anordnung der Steuerflächen und Hochauftriebssysteme. Hier werden die Hochauftriebsklappen an der Flügelhinterkante als multifunktionale Steuerflächen betrachtet, um deren Einsatz zur Reduzierung der Manöverlasten zu ermöglichen.

### 3 Entwurfsaufgabe

An der Vorderkante des Flügels wird im Innenflügelbereich eine Nasenklappe („droop nose“) verwendet. Im mittleren Bereich des Flügels und im Außenflügelbereich befindet sich jeweils ein Vorflügel („slat“), welcher in der Realität in weitere Segmente unterteilt ist. An der Hinterkante des Flügels werden multifunktionale Steuerflächen verwendet, welche bei der inneren, mittleren und äußeren Klappe über die benötigten Funktionen für den Hochauftrieb und die aktive Manöverlastreduktion verfügen. Das innere und das äußere Querruder sind als Wölbklappe ausgeführt und werden für die Flugsteuerung und die aktive Manöverlastreduktion verwendet.

Bezeichnung	Innere Begrenzung	Äußere Begrenzung	Klappenausschlag
Nasenklappe („droop nose“)	Sektion 3	Sektion 5	-
Innerer Vorflügel („inboard slat“)	Sektion 7	Sektion 9	-
Äußerer Vorflügel („outboard slat“)	Sektion 9	Sektion 11	-
Innere Klappe („inboard flap“)	Sektion 3	Sektion 6	$\delta_{Flap,in}$
Mittlere Klappe („middle wing flap“)	Sektion 6	Sektion 8	$\delta_{Flap,mid}$
Äußere Klappe („outboard flap“)	Sektion 8	Sektion 9	$\delta_{Flap,out}$
Inneres Querruder („inboard aileron“)	Sektion 9	Sektion 10	$\delta_{Aileron,in}$
Äußeres Querruder („outboard aileron“)	Sektion 10	Sektion 11	$\delta_{Aileron,out}$

Tabelle 3.5: Definition der Steuerflächen und Hochauftriebssysteme.

In Abbildung 3.3 werden die in der Optimierung verwendeten Steuerflächen des Flügels und deren Anordnung für die Referenzkonfiguration dargestellt. Zusätzlich wird der vom Flügelkasten beanspruchte Bauraum angegeben.

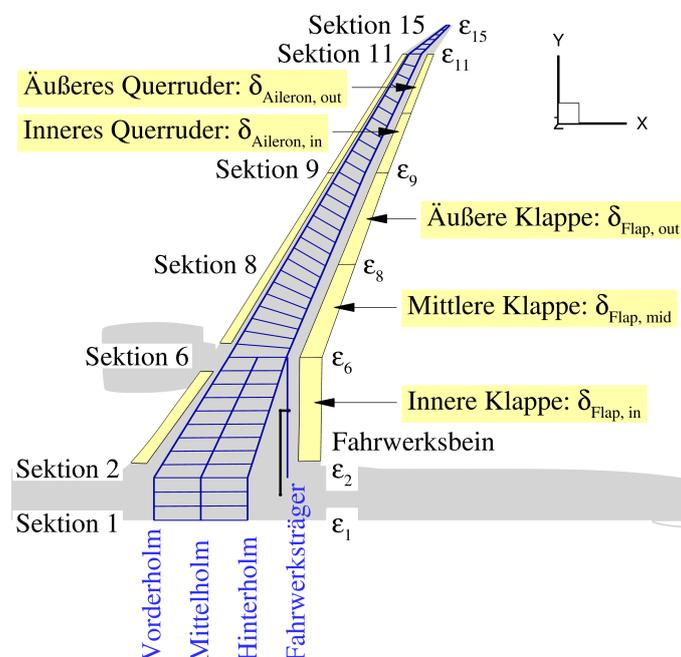


Abbildung 3.3: Darstellung der verwendeten Steuerflächen.

### 3.3.2 Parametrisierung der Innengeometrie

Als Entwurfparameter wird entsprechend Tabelle 3.4 nur die Position des Hinterholms in der Optimierung verwendet. Die relative Position der Holme wird an den anderen Positionen nicht variiert. Auch die Ausrichtung der Rippen und der Rippenabstand bleiben unverändert. Somit sind die Rippen bei allen untersuchten Flügeln im Innenflügelbereich in Flugrichtung und im Außenflügelbereich senkrecht zum Vorderholm ausgerichtet. Diese Ausrichtung wurde von der Referenzkonfiguration übernommen und entspricht der bei Airbus-Flugzeugen typischen Rippenanordnung.

Bezeichnung	Innere Begrenzung	Äußere Begrenzung
Mitteltank („center tank“)	Rippe in Sektion 1	Rippe in Sektion 2
Innerer Flügeltank („inner wing tank“)	Rippe in Sektion 2	Rippe in Sektion 8
Äußerer Flügeltank („outer wing tank“)	Rippe in Sektion 8	Rippe in Sektion 10
Ausgleichstank („vent tank“)	Rippe in Sektion 10	Rippe in Sektion 11

Tabelle 3.6: Definition der Flügeltanks.

Der Kraftstoff wird in sieben Flügeltanks mitgeführt. Diese Tanks werden durch den Vorder- und Hinterholm und durch jeweils zwei Rippen begrenzt. Die entsprechenden Rippen werden aus der Position von fest vorgegebenen Sektionen bestimmt. In Tabelle 3.6 wird die verwendete Definition der Flügeltanks angegeben. Diese Definition der Flügeltanks ist unabhängig von der Anzahl der Rippen, welche bei gegebenem Rippenabstand von der Spannweite des Flügels abhängt. In Abbildung 3.4 werden die verwendeten Kraftstofftanks und deren Anordnung für die Referenzkonfiguration dargestellt.

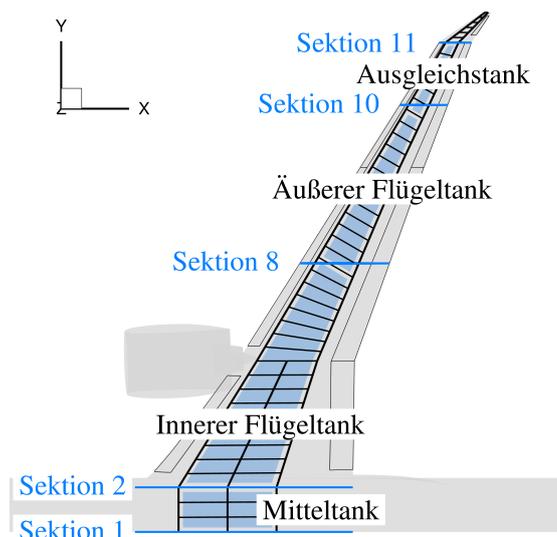


Abbildung 3.4: Darstellung der verwendeten Kraftstofftanks.

### 3.4 Nebenbedingungen

Bei den Nebenbedingungen ist analog zu den Entwurfsparametern zwischen den für alle Disziplinen relevanten globalen Nebenbedingungen und den ausschließlich für eine Disziplin relevanten Nebenbedingungen zu unterscheiden. Zu den globalen Nebenbedingungen gehören die geometrischen Nebenbedingungen, welche in der Regel schon vor der zeitaufwendigen aerodynamischen- und strukturmechanischen Analyse überprüft werden. Weiterhin werden Methoden zur Fahrwerkintegration, Leitwerksdimensionierung, Flügel- und Triebwerkspositionierung und Trimmung entsprechend der Beschreibung im Projektbericht [4] in der Prozeßkette verwendet. Mit diesen Entwurfsmethoden wird die Erfüllung der zugehörigen Nebenbedingungen sichergestellt.

#### 3.4.1 Globale Nebenbedingungen

Ein Überblick über die von der Geometrie unabhängigen globalen Nebenbedingungen wird in Tabelle 3.7 gegeben. Diese Nebenbedingungen beinhalten Vorgaben für die Massen, den Schwerpunktbereich und das Triebwerk. Das Triebwerk wird im Hinblick auf die Abmessungen, die Masse und das Triebwerkskennfeld als konstant angenommen. Somit wird der Einfluß einer Dimensionierung des Triebwerks in der Optimierung vernachlässigt.

Globale Nebenbedingungen			
Massen	maximale Startmasse	$m_{MTO}$	220000 kg
	maximale Nutzlast	$m_{P,max}$	54000 kg
	Strukturmassenverhältnis ohne Flügel und Leitwerk	$m_{Res}/m_{MTO}$	0.3952
Schwerpunktbereich	Relative x-Position des Schwerpunkts	$x_{CoG}/c_{MAC}$	0.32 bis 0.40
	y-Position des Schwerpunkts	$y_{CoG}$	0.0 m
	z-Position des Schwerpunkts	$z_{CoG}$	-0.9 m bis -0.8 m
Triebwerk	Schubklasse	$T_{TO}$	331 kN
	Triebwerksmasse	$m_{Eng}$	8520 kg
	Parameter 1 für die Bestimmung des $TSFC$	$C_1$	0.216/h
	Parameter 2 für die Bestimmung des $TSFC$	$C_2$	0.415/h

Tabelle 3.7: Globale Nebenbedingungen der Flügeloptimierungen.

Die geometrischen Nebenbedingungen beinhalten die Beschränkung der äußeren Abmessungen, die Sicherstellung von Stabilität und Steuerbarkeit und die Integration des Flügelkastens, des Fahrwerks und der Steuerflächen in den Flügel. Dabei erfolgt die Positionierung des Flügels, des Höhen- und Seitenleitwerks unter der Nebenbedingung einer jeweils konstanten x-Position des geometrischen Neutralpunkts. Für die Dimensionierung des Leitwerks wird entsprechend den Ausführungen im Projektbericht [4] eine einfache Methode aus dem Konzeptentwurf, welche auf konstanten Volumenfaktoren basiert, verwendet. Auf eine Bestimmung der Lage des Neutralpunkts mit den hochgenauen Simulationen unter Berücksichtigung des flexiblen Flügels wird hier verzichtet.

Weiterhin sind geometrische Nebenbedingungen für das Fahrwerk und die Integration der Triebwerksgondel entsprechend Abbildung 3.5 zu erfüllen, welche einen sicheren Betrieb des Flugzeugs ermöglichen.

<b>Geometrische Nebenbedingungen</b>			
Flugzeug	Spannweite (ohne Klappflügel bis 65 m)	$b$	52 m bis 71.8 m
	Nutzbare Tankvolumen	$V_F$	$V_F \geq V_{F,req}$
	Spurweite Hauptfahrwerk	$2 y_{MG}$	10.0 m bis 13.0 m
	Belastung des Bugfahrwerks	$F_{NG}/(mg)$	5 % bis 20 %
	Umkippwinkel beim Rollen	$\tau_{TB}$	$\geq 15^\circ$
	Umkippwinkel bei Kurvenfahrt mit 0.5g	$\tau_{OT}$	$\leq 63^\circ$
	Rotierwinkel beim Start	$\alpha_{TO}$	$\geq 10^\circ$
	Rotierwinkel beim Aufsetzen des Rumpfhecks	$\alpha_{TD}$	$\geq 11^\circ$
	Maximal zulässiger Hängewinkel bei der Landung	$\varphi_{ML}$	$7^\circ$
	Mindestabstand des Rumpfhecks zur Startbahn (Start)	$h_{TC}$	0.25 m
	Mindestabstand der Flügelspitze zur Startbahn (Landung)	$h_{WC}$	0.4 m
	Mindestabstand des Triebwerks zur Startbahn (Landung)	$h_{EC}$	0.4 m
	Mindestabstand des Triebwerks zur Startbahn bei eingeknicktem Bugfahrwerk (Landung)	$h_{NDEC}$	0.1 m
	Rumpf	Länge	$l_F$
Breite		$w_F$	6.051 m
Höhe		$h_F$	6.165 m
Flügel	Konstante Klappentiefe im Innenflügelbereich	$c_{F,in}$	<i>konst.</i>
	Abstand zwischen Hinterholm und Landeklappen	$\Delta s_{Flap/RS}$	$\geq 0.065 c_{MAC}$
	Abstand zwischen Hinterholm und Querruder	$\Delta s_{Ail/RS}$	$\geq 0.040 c_{MAC}$
	x-Position des geometrischen Neutralpunkts	$x_{AC,W}$	<i>konst.</i>
Höhenleitwerk	Volumenfaktor	$c_{V,HTP}$	0.85
	Streckung	$A_{HTP}$	<i>konst.</i>
	x-Position des geometrischen Neutralpunkts	$x_{AC,HTP}$	<i>konst.</i>
Seitenleitwerk	Volumenfaktor	$c_{V,VTP}$	0.075
	Streckung	$A_{VTP}$	<i>konst.</i>
	x-Position des geometrischen Neutralpunkts	$x_{AC,VTP}$	<i>konst.</i>
Fahrwerk	Nachlaufwinkel Hauptfahrwerksbein (ausgefahrener Zustand)	$\tau_{Cas}$	$83^\circ$ bis $90^\circ$
	Abstand zwischen Landeklappen und Fahrwerksträger	$\Delta s_{Flap/SB}$	$\geq 0.2$ m
	Abstand zwischen Hauptfahrwerk und zentralem Flügelkasten	$\Delta s_{MG/CWB}$	1.9 m bis 2.9 m
	Abstand zwischen Hauptfahrwerk und Hinterholm	$\Delta s_{MG/RS}$	0.6 m bis 1.6 m
	Abstand zwischen Hauptfahrwerk und Symmetrieebene	$\Delta s_{MG/Sym}$	1.4 m bis 1.6 m
	Länge der Radeinheit des Hauptfahrwerks	$l_{MG,WU}$	3.0 m
	Breite der Radeinheit des Hauptfahrwerks	$w_{MG,WU}$	1.6 m
	Höhe der Radeinheit des Hauptfahrwerks	$h_{MG,WU}$	1.4 m
	Länge der Radeinheit des Bugfahrwerks	$l_{NG,WU}$	1.1 m
	Breite der Radeinheit des Bugfahrwerks	$w_{NG,WU}$	1.2 m
Triebwerk	Höhe der Radeinheit des Bugfahrwerks	$h_{NG,WU}$	1.1 m
	Durchmesser	$d_{Eng}$	4.175 m
	Länge	$l_{Eng}$	6.141 m
	Einstellwinkel („angle of incidend“)	$i_{Eng}$	$0.2^\circ$
	Eindrehwinkel („toe in angle“)	$\beta_{Eng}$	$2.0^\circ$
	Horizontaler Abstand zwischen Gondel und Flügel	$\Delta x_{Eng/W}$	0.400 m
Vertikaler Abstand zwischen Gondel und Flügel	$\Delta z_{Eng/W}$	0.600 m	

Tabelle 3.8: Geometrische Nebenbedingungen der Flügeloptimierungen.

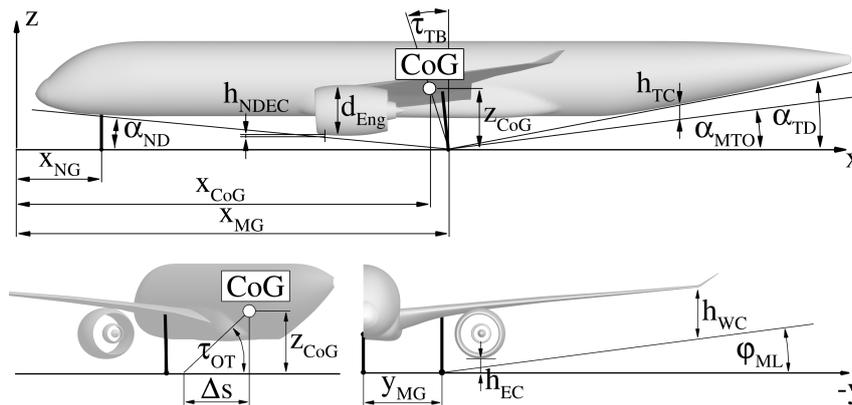


Abbildung 3.5: Geometrische Nebenbedingungen für das Fahrwerk und die Integration der Triebwerksgondel.

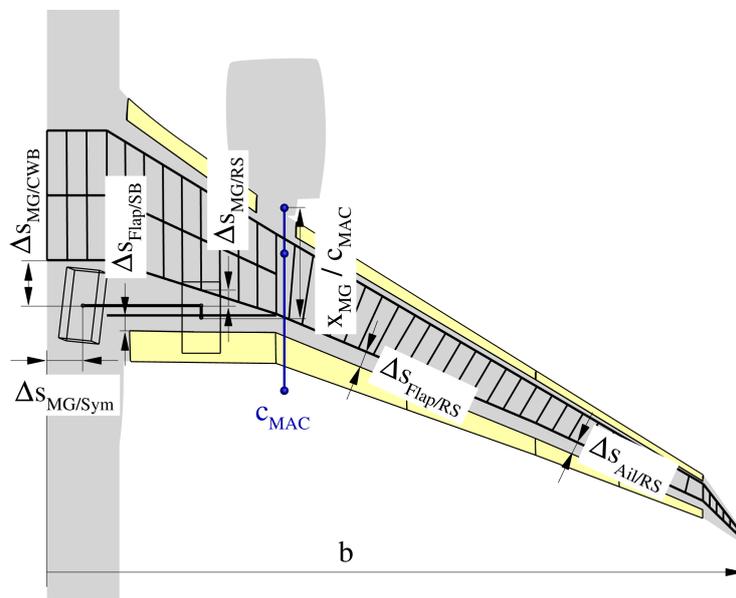


Abbildung 3.6: Geometrische Nebenbedingungen des Flügels.

In Abbildung 3.6 werden die geometrischen Nebenbedingungen des Flügels dargestellt. Dies beinhaltet die Beschränkung der Spannweite, um entsprechend der Kategorie des Luftfahrzeugs eine Konformität zur Flughafeninfrastruktur zu gewährleisten. Weiterhin ist genügend Bauraum für die Aktuatoren der Steuerflächen und das Hauptfahrwerk mit dem zugehörigen Fahrwerksträger vorzusehen. Die x-Position des Radaufstandspunkts des Hauptfahrwerks relativ zur Bezugsflügelteufe ist durch den zulässigen Schwerpunktbereich festgelegt. Die Lagerung des Hauptfahrwerkbeins erfolgt in der Regel zwischen Hinterholm und Fahrwerksträger. Durch die Neigung der Achse des Hauptfahrwerkbeins wird ein Versatz in x-Richtung zwischen der Lagerung des Hauptfahrwerkbeins und des Radaufstandspunkts erreicht. Diese Neigung der Achse des Hauptfahrwerkbeins ist aufgrund einer möglichst einfachen Hauptfahrwerksgeometrie und geringen Fahrwerksmasse auf kleine Winkel zu begrenzen. Weiterhin ist genügend Raum für

das Hauptfahrwerk im eingefahrenen Zustand vorzusehen. Dabei ist auch auf genügend Bauraum für den zentralen Längsträger des Rumpfes zu achten, welcher in der Symmetrieebene verläuft.

Darüber hinaus wird das im Flügelkasten für den Kraftstoff zur Verfügung stehende Tankvolumen  $V_F$  berechnet und mit dem für die betrachteten Flugmissionen benötigten Kraftstoffvolumen  $V_{F,req}$  verglichen. Dabei wird angenommen, dass 85 % des Innenvolumens für den in der Flugmission nutzbaren Kraftstoff zur Verfügung steht. Ein Überblick über die geometrischen Nebenbedingungen wird in Tabelle 3.8 gegeben.

### 3.4.2 Aerodynamische Nebenbedingungen

Ein Überblick über die aerodynamischen Nebenbedingungen wird in Tabelle 3.9 gegeben. Dabei werden alle aerodynamischen Beiwerte für eine Referenzfläche von  $S_{ref} = 338.5 \text{ m}^2$  angegeben. Der Widerstandsbeiwert der restlichen Komponenten  $C_{D,res}$  beinhaltet die Widerstände von Pylon, Verkleidungen der Steuerflächenaktuatorik und weitere Widerstandsanteile, welche in der aerodynamischen Simulation nicht berücksichtigt sind. Weiterhin erfolgt eine Korrektur des Schubbeiwerts durch Vorgabe eines Wertes  $C_{T,res}$ , um die Widerstände der inneren Flächen und des Verdrängungskörpers der Durchflußgondel auszugleichen.

Die verwendeten Flugpunkte sind in das Flugbereichsdiagramm in Abbildung 3.1 als blaue Punkte eingetragen. Für das Reiseflugsegment wird eine konstante Mach-Zahl ( $Ma = konst.$ ) und ein konstanter Auftriebsbeiwert ( $C_L = konst.$ ) für die Flugzeugkonfiguration angenommen. Ausgehend von den mit der aerodynamischen Simulation berechneten Beiwerten für die Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration erfolgt eine Trimmung des Flugzeugs mit dem Höhenleitwerk und dem Triebwerksschub. Der Auftriebsbeiwert der Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration wird innerhalb der Strömungs-Struktur-Kopplung unter Berücksichtigung der Flügelverformungen entsprechend angepasst. Die Bestimmung der aerodynamischen Leistung erfolgt auf Basis des getrimmten Flugzeugs mit einer Abschätzung der Widerstände von Höhen- und Seitenleitwerk entsprechend der Beschreibung im Projektbericht [4].

Weiterhin besteht die Möglichkeit, aerodynamische Nebenbedingungen für den maximalen Anstellwinkel im Reiseflug und eine minimale Gleitzahl im Manöverflug in der Optimierung zu verwenden. Bei den hier betrachteten Optimierungen werden die Anstellwinkel im Reiseflug und die Gleitzahlen im Manöverflug durch keine Nebenbedingungen beschränkt.

### 3 Entwurfsaufgabe

Aerodynamische Nebenbedingungen			
Flugpunkt 1 (FC1)	Flughöhe	$H$	10668 m (FL 350)
	Mach-Zahl	$Ma$	0.83
	Lastvielfaches	$n$	1.0
	Relative x-Position des Schwerpunkts	$(x_{CoG}/c_{MAC})$	0.36
	z-Position des Schwerpunkts	$z_{CoG}$	-0.85 m
	Widerstandsbeiwert restliche Komponenten	$C_{D,res}$	0.0018
	Korrektur Schubbeiwert	$C_{T,res}$	0.0030
	Schubspezifischer Kraftstoffverbrauch	$TSFC$	0.0139 kg/(skN)
	Trimmung mit Höhenleitwerk und Schub	$\sum F_i = 0, \sum M_i = 0$	
Flugpunkt 2 (FC2)	Flughöhe	$H$	10668 m (FL 350)
	Mach-Zahl	$Ma$	0.85
	Lastvielfaches	$n$	1.0
	Relative x-Position des Schwerpunkts	$(x_{CoG}/c_{MAC})$	0.36
	z-Position des Schwerpunkts	$z_{CoG}$	-0.85 m
	Widerstandsbeiwert restliche Komponenten	$C_{D,res}$	0.0018
	Korrektur Schubbeiwert	$C_{T,res}$	0.0030
	Schubspezifischer Kraftstoffverbrauch	$TSFC$	0.0141 kg/(skN)
	Trimmung mit Höhenleitwerk und Schub	$\sum F_i = 0, \sum M_i = 0$	
Flugpunkt 3 (FC3)	Flughöhe	$H$	10363 m (FL 340)
	Mach-Zahl	$Ma$	0.83
	Lastvielfaches	$n$	1.0
	Relative x-Position des Schwerpunkts	$(x_{CoG}/c_{MAC})$	0.36
	z-Position des Schwerpunkts	$z_{CoG}$	-0.85 m
	Widerstandsbeiwert restliche Komponenten	$C_{D,res}$	0.0018
	Korrektur Schubbeiwert	$C_{T,res}$	0.0030
	Schubspezifischer Kraftstoffverbrauch	$TSFC$	0.0139 kg/(skN)
	Trimmung mit Höhenleitwerk und Schub	$\sum F_i = 0, \sum M_i = 0$	
Höhenleitwerk	Flächenverhältnis benetzte Fläche	$S_{wet,HTP}/S_{HTP}$	1.85
	Formfaktor (Widerstandsabschätzung)	$FF_{HTP}$	1.2
	Oswald Faktor (Widerstandsabschätzung)	$e_{HTP}$	0.9
Seitenleitwerk	Flächenverhältnis benetzte Fläche	$S_{wet,VTP}/S_{VTP}$	1.95
	Formfaktor (Widerstandsabschätzung)	$FF_{VTP}$	1.2

Tabelle 3.9: Aerodynamische Nebenbedingungen der Flügeloptimierungen.

#### 3.4.3 Strukturmechanische Nebenbedingungen

Ein Überblick über die strukturmechanischen Nebenbedingungen wird in Tabelle 3.10 gegeben. Die zugehörigen Flügelbereiche sind in Abbildung 3.7 dargestellt. Weitere strukturmechanische Nebenbedingungen werden in Abschnitt 4.2.2 vorgestellt, weil diese von der verwendeten Strukturtechnologie abhängig sind und sich in den verschiedenen Entwurfsphasen unterscheiden. Dies betrifft insbesondere das Strukturkonzept, den Lagenaufbau und die verwendeten Materialkennwerte.

Strukturmechanische Nebenbedingungen			
Flügel	Relative Position Vorderholm Sektion 1 und 2	$(x_{FS}/c)_{1/2}$	0.200
	Relative Position Vorderholm Sektion 6	$(x_{FS}/c)_6$	0.160
	Relative Position Vorderholm Sektion 9 und 11	$(x_{FS}/c)_{9/11}$	0.200
	Relative Position Vorderholm Sektion 16	$(x_{FS}/c)_{16}$	0.200
	Relative Position Mittelholm Sektion 1 und 2	$(x_{MS}/c)_{1/2}$	0.425
	Relative Position Mittelholm Sektion 6	$(x_{MS}/c)_6$	0.450
	Relative Position Hinterholm Sektion 1 und 2	$(x_{RS}/c)_{1/2}$	0.650
	Relative Position Hinterholm Sektion 6	$(x_{RS}/c)_6$	0.740
	Relative Position Hinterholm Sektion 9	$(x_{RS}/c)_9$	0.670
	Relative Position Hinterholm Sektion 11	$(x_{RS}/c)_{11}$	0.600
	Relative Position Hinterholm Sektion 16	$(x_{RS}/c)_{16}$	0.550
	Rippenabstand Flügelmittelstück und Innenflügel	$\Delta s_{Ri,cwb}, \Delta s_{Ri,in}$	0.85 m
	Rippenabstand Mittelflügel und Außenflügel	$\Delta s_{Ri,mid}, \Delta s_{Ri,out}$	0.75 m
	Rippenabstand Flügelspitze	$\Delta s_{Ri,tip}$	0.50 m
	Massenbelegung Hochauftriebssystem Vorderkante	$m_{LE}/S_{LE}$	30 kg/m <sup>2</sup>
	Massenbelegung Hochauftriebssystem Hinterkante	$m_{TE}/S_{TE}$	50 kg/m <sup>2</sup>
	Korrekturfaktor der Masse des Flügelkastens	$m_{W,box}/m_{W,box,FEM}$	1.25
	Masse der Spoiler	$m_{W,spoiler}$	200 kg
	Masse der Fahrwerksanbindung	$m_{W,MG}$	1600 kg
	Masse des Pylonanschlusses	$m_{W,pylon}$	250 kg
Masse Verschiedenes	$m_{W,misc}$	400 kg	
Höhenleitwerk	Massenbelegung (Abschätzung Höhenleitwerksmasse)	$m_{HTP}/S_{exp,HTP}$	32.8 kg/m <sup>2</sup>
Seitenleitwerk	Massenbelegung (Abschätzung Seitenleitwerksmasse)	$m_{VTP}/S_{exp,HTP}$	32.9 kg/m <sup>2</sup>

Tabelle 3.10: Strukturmechanische Nebenbedingungen der Flügeloptimierungen.

Im Prozeß der Strukturanalyse und -dimensionierung werden folgende Kriterien bei der Strukturoptimierung berücksichtigt:

- Lokale Stabilität (Druck- und Schubbeulen)
  - Ober- und Unterschale
  - Stringer
- Globale Stabilität (Druck- und Schubbeulen)
- Festigkeit der Ober- und Unterschale und der Versteifungselemente
  - Kahn-Kriterium (konservatives Tsai-Wu) für „lamination parameter“
  - Tsai-Wu für lagenbasierte Analysen
- Schadenstoleranz („damage tolerance“)
  - Dehngrenze
- Fertigungsrandbedingungen
  - Schäftwinkel für die Ober- und Unterschale
  - Mindestens 10 % Anteil für jede Winkelorientierung
  - Lagenaufbau mit 0°/±45°/90°

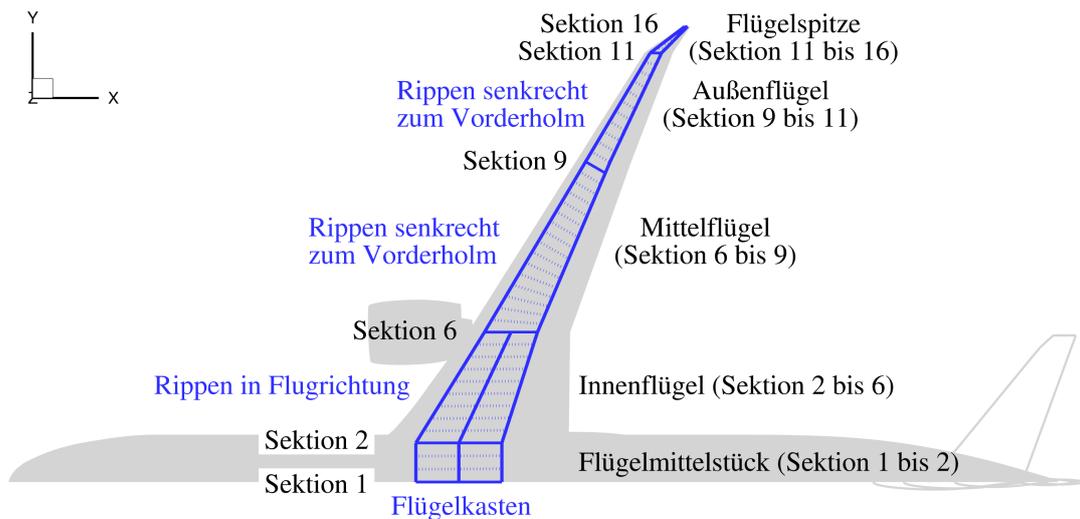


Abbildung 3.7: Bereiche des Flügelkastens.

### 3.5 Optimierungsverfahren

Für die Optimierungen des Flügels wurde eine globale Optimierungsstrategie ausgewählt, um den Entwurfsraum möglichst vollständig zu durchsuchen („design space exploration“). Aufgrund des hohen Rechenaufwands der Simulationsverfahren und der hohen Anzahl an Entwurfsparametern ist eine vollständige Berechnung des Entwurfsraums nicht möglich. Deshalb kommt hier ein ersatzmodellbasiertes Optimierungsverfahren zum Einsatz, welches einen guten Kompromiß aus Effizienz, Globalität und Robustheit für eine Anzahl an Entwurfsparametern in der Größenordnung von 2 bis 30 darstellt.

Hier wird das vom Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik entwickelte Programm „Powerful Optimization Toolkit“ (POT) [6] verwendet. Diese Programm stellt ein ersatzmodellbasiertes Optimierungsverfahren zur Verfügung und wird zur Steuerung der entwickelten Prozeßkette eingesetzt.

Zu Beginn wird eine statistische Versuchsplanung in Form eines „Design of Experiments“ (DoE) mit einer vorzugebenden Anzahl an Stichproben durchgeführt. Basierend auf den mit der Prozeßkette berechneten Zielfunktionswerten für diese statistisch möglichst gleichverteilten Stichproben wird ein Ersatzmodell mit dem „Kriging“-Verfahren erstellt. Dieses Ersatzmodell kann nichtlineare Zusammenhänge abbilden und besitzt eine Fehlerschätzung. Alternativ kann der Anwender die Stichproben für die Versuchsplanung direkt vorgeben. Dies hat den Vorteil, daß die Ergebnisse von Parameterstudien direkt für die Erstellung des Ersatzmodells verwendet werden können. Ein weiterer Vorteil dieses Vorgehens liegt in der Möglichkeit bereits vorhandenes Ingenieurwissen in der Versuchsplanung zu berücksichtigen. Auch für die wichtigsten Nebenbedingungen wird analog zum Zielfunktionswert ein eigenes Ersatzmodell erstellt und bei der globalen Optimierung mit dem Ersatzmodell berücksichtigt. Für die hier durchgeführten Optimierungen des Flügels wurden Ersatzmodelle für die in Tabelle 3.11 angegebenen Nebenbedingungen erstellt und bei der globalen Suche berücksichtigt.

	Bezeichnung	Formelzeichen	Referenz
Zielfunktion	Kombinierter Kraftstoffverbrauch	$\frac{m_F}{R m_P}$	Gleichung 3.1
Nebenbedingungen	Spannweite	$b$	Tabelle 3.8
	Abstand zwischen Hinterholm und Landeklappe	$\Delta s_{Flap/RS}$	Tabelle 3.8
	Abstand zwischen Hinterholm und Querruder	$\Delta s_{Ail/RS}$	Tabelle 3.8
	Abstand zwischen Landeklappe und Fahrwerksträger	$\Delta s_{Flap/SB}$	Tabelle 3.8
	Belastung des Bugfahrwerks	$F_{NG}/(mg)$	Tabelle 3.8
	Nachlaufwinkel Hauptfahrwerksbein (ausgefahrener Zustand)	$\tau_{Cas}$	Tabelle 3.8
	Umkippwinkel beim Rollen	$\tau_{TB}$	Tabelle 3.8
	Rotierwinkel beim Aufsetzen des Rumpfhecks	$\alpha_{TD}$	Tabelle 3.8
	Mindestabstand des Triebwerks zur Startbahn (Landung)	$h_{EC}$	Tabelle 3.8
	Mindestabstand des Triebwerks zur Startbahn bei eingeknicktem Bugfahrwerk (Landung)	$h_{NDEC}$	Tabelle 3.8
Nutzbares Tankvolumen	$V_F$	Tabelle 3.8	

Tabelle 3.11: Verwendete Zielfunktion und Nebenbedingungen für die Erstellung von Ersatzmodellen.

Die erstellten Ersatzmodelle für den Zielfunktionswert und die Nebenbedingungen werden anschließend innerhalb der Optimierung mit einer hybriden Optimierungsstrategie eingesetzt. Dabei wird als Zielfunktion die erwartete Verbesserung („Expected Improvement“) verwendet, welche sich aus dem Zielfunktionswert selbst und dem geschätzten Fehler des Ersatzmodells zusammensetzt. Als Optimierer kommen im ersten Schritt ein globales Optimierungsverfahren und im zweiten Schritt ein lokales Optimierungsverfahren zum Einsatz. Für den Parametersatz des im Ersatzmodell gefundenen globalen Optimums erfolgt eine Nachrechnung mit der Prozeßkette. Das Ergebnis dieser Nachrechnung wird nun zur Verbesserung des Ersatzmodells verwendet. Dabei erfolgt vor jeder Nachrechnung eine Überprüfung der Nebenbedingungen. Nur die Kombinationen der Entwurfsparameter, welche alle Nebenbedingungen erfüllen, werden auch nachgerechnet. Anschließend wird das beschriebene Vorgehen iterativ bis zur Konvergenz fortgesetzt.



## 4 Entwurfsphasen und Technologien

In diesem Kapitel wird ein Überblick über die eingeführten Entwurfsphasen, den verwendeten Entwurfsprozeß und die dabei berücksichtigten Technologien des lastadaptiven Flügels gegeben. Die Einführung von zwei Entwurfsphasen stellt die Basis für die quantitative Bewertung der Technologie des lastadaptiven Flügels dar. Einen zentralen Bestandteil des Entwurfsprozesses bildet der Teilprozeß der multidisziplinären Flügeloptimierung, dessen Ergebnisse Inhalt dieses Berichts sind. Die entsprechenden Ausführungen zu den Entwurfsphasen und den dabei eingesetzten Technologien beschränken sich hier auf diesen Teilprozeß. Als Technologien des lastadaptiven Flügels werden sowohl aktive Systeme als auch Bauweisen zur Verbesserung der Flugleistung im Reiseflug und zur Reduzierung der dimensionierenden Lasten verstanden. Ein wesentlicher Bestandteil des Entwurfs ist hier die Berücksichtigung der interdisziplinären Wechselwirkungen für eine realistische Bewertung auf Gesamtflugzeugebene.

### 4.1 Entwurfsphasen und Entwurfsprozeß

Im Projekt wurde das Potenzial zur Steigerung der Effizienz durch den Einsatz von passiven und aktiven Technologien zur Lastabminderung untersucht. Um dieses Potenzial zu quantifizieren, wurde ein Langstreckenverkehrsflugzeug mit dem heutigen industriellen Stand der Technik in Bezug auf die Struktur- und Lastabminderungstechnologien entwickelt. Das optimale lastadaptive Flugzeug wurde auf der Grundlage der identischen Anforderungen („Top Level Aircraft Requirements“) und mit dem gleichen Entwurfsprozeß unter umfassender Verwendung fortschrittlicher Technologien zur Lastabminderung entworfen. In Abbildung 4.1 sind die Entwurfsphasen und das Ablaufdiagramm des Entwurfsprozesses dargestellt.

Der Entwurf in Phase I resultiert in einem Referenzflugzeug entsprechend dem Stand der Technik. In Phase II wurde das lastadaptive Flugzeug entworfen. Jede Entwurfsphase verwendet den in Abbildung 4.1b dargestellten Entwurfsprozeß. Ausgangspunkt des Entwurfsprozesses sind die Entwurfsanforderungen in Form der „Top Level Aircraft Requirements“ (TLARs), die zu Beginn des Projekts für ein hocheffizientes Langstreckenverkehrsflugzeug definiert wurden. Im Rahmen des Vorentwurfs wurden die Flächenbelastung, das Schub-Gewichts-Verhältnis und die daraus resultierende Flugzeuggröße und -masse für die gegebene Transportaufgabe bestimmt. Dabei definiert die Transportaufgabe die Flugmissionen in Bezug auf die Nutzlast, die Reichweite und die Fluggeschwindigkeiten.

Auf der Grundlage dieser Ergebnisse wird eine multidisziplinäre Flügeloptimierung durchgeführt, um den optimalen Kompromiss zwischen der aerodynamischen Leistung im Reiseflug und der Flügelmasse zu ermitteln. Im Anschluss an die multidisziplinäre Flügeloptimierung werden die aerodynamische Detailoptimierung und der Systementwurf parallel durchgeführt. Die aerodynamische Detailoptimierung führt zu den optimalen Geometrien der Flügelprofile für einen gegebenen Flügelgrundriß. Ursprünglich war für die aerodynamische Detailoptimierung ein gradientenbasiertes Optimierungsverfahren auf der Grundlage einer hochgenauen Strömungssimulation unter Berücksichtigung von Nebenbedingungen für die Flügeldickenverteilung

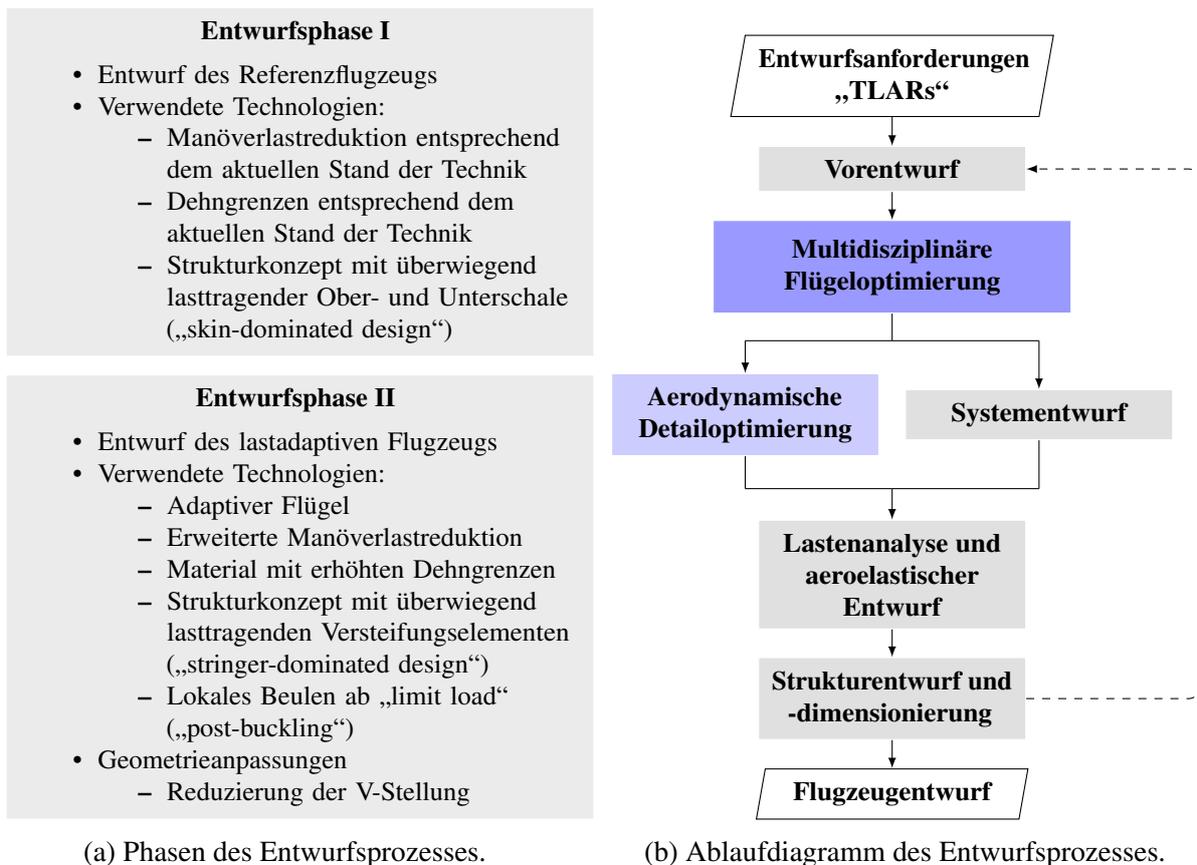


Abbildung 4.1: Überblick über den Entwurfsprozess.

vorgesehen. Bei der Anwendung des Entwurfsprozesses konnte die aerodynamische Detailoptimierung innerhalb des Prozesses der multidisziplinären Flügeloptimierung durchgeführt werden und die entsprechenden Ergebnisse sind Teil dieses Berichts. Während des Systementwurfs wird die Architektur der Flugsteuerungssysteme festgelegt, was auch die Implementierung von Lastabminderungsfunktionen einschließt.

Die Lastanalyse und der aeroelastische Entwurf sind die nächsten Schritte im Entwurfsprozess. Im Rahmen dieser Prozesse werden die Lasten für den vorgegebenen Flugbereich berechnet. Anschließend erfolgt eine detaillierte Strukturauslegung im Strukturentwurfs und -dimensionierungsprozess. Eine detaillierte Beschreibung dieser Prozesse und die Ergebnisse für die erste Entwurfsiteration wurden von Schulze et al. [7] veröffentlicht.

Wie bereits erwähnt, sind die einzelnen Prozesse durch manuelle Schnittstellen mit Unterstützung des „Common Parametric Aircraft Configuration Schema“ (CPACS) [8] verbunden. Das Ergebnis des Entwurfsprozesses ist ein konvergierter Flugzeugentwurf.

In diesem Bericht werden die erzielten Ergebnisse der „Multidisziplinären Flügeloptimierung“ (blauer Kasten in Abbildung 4.1b) für die ausgewählten Ergebnisse der Entwurfsphase I und II vorgestellt. Die Entwurfsaufgabe der „Aerodynamischen Detailoptimierung“ (hellblauer Kasten in Abbildung 4.1b) wurde als Teil der „Multidisziplinären Flügeloptimierung“ durchgeführt. Im nächsten Abschnitt werden die in der Entwurfsphase II verwendeten Technologien des lastadaptiven Flügels vorgestellt.

## 4.2 Technologien des lastadaptiven Flügels

In diesem Abschnitt werden die Technologien vorgestellt, die zur Entwicklung eines adaptiven Flügels in der Entwurfsphase II eingeführt werden. Dabei handelt es sich um die Technologien des adaptiven Flügels und die Strukturtechnologien basierend auf erhöhten zulässigen Dehnungen und dem Erlauben von lokalem Beulen ab „limit load“. Zur quantitativen Bewertung dieser Technologien im Hinblick auf die Kraftstoffeffizienz wurden die Konfigurationen in Entwurfsphase I und Entwurfsphase II mit dem gleichen Prozeß der multidisziplinären Flügeloptimierung, der gleichen Zielfunktion und den gleichen Nebenbedingungen optimiert (mit Ausnahme der Anpassungen aufgrund der eingeführten Technologien).

### 4.2.1 Adaptiver Flügel

Die Technologie des adaptiven Flügels beschreibt die gezielte Anpassung der Flügelform an unterschiedliche Flugbedingungen mit dem Ziel die Effizienz im Reiseflug zu steigern und die Lasten zu reduzieren, um die Masse zu verringern und den Passagierkomfort zu erhöhen.

In dieser Arbeit werden multifunktionale Steuerflächen an der Flügelhinterkante in die Flugzeugkonfiguration integriert, um die Technologie der variablen Wölbung einzuführen. Das Potenzial zur Verringerung des Kraftstoffverbrauchs durch die Verbesserung der Effizienz im Reiseflug wurde in der Veröffentlichung von Wunderlich und Siebert [9] für ein Langstreckenverkehrsflugzeug mit identischen Anforderungen („Top Level Aircraft Requirements“) aufgezeigt. Die Auswahl der Steuerflächen für die Verbesserung der Effizienz im Reiseflug wird aus den Ergebnissen dieser früheren Arbeit abgeleitet, um die praktischen Einschränkungen bei der Anzahl der Entwurfsparameter zu überwinden. Im Vergleich zu dieser früheren Arbeit wird die Technologie der aktiven Manöverlastreduktion (MLA) durch den Einsatz von Steuerflächen an der Hinterkante und die strukturmechanische Dimensionierung des Flügelkastens zusätzlich betrachtet.

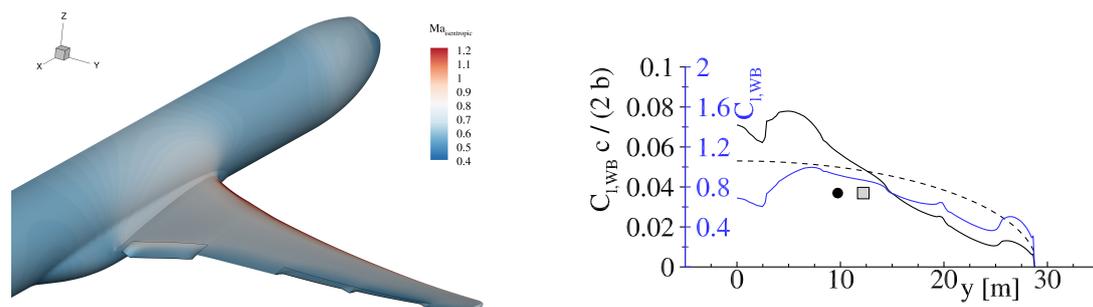


Abbildung 4.2: Manöverlastreduktion.

Die aktive Manöverlastabminderung reduziert die auf die Flügelstruktur wirkenden Lasten, indem die Auftriebsverteilung beim Manöverflug unter Verwendung der Steuerflächen an der Hinterkante innerhalb der aerodynamischen Grenzen angepasst wird. Bei einem Abfangmanöver zum Beispiel, kann eine Lastverschiebung nach innen erreicht werden, indem der Auftrieb im inneren Bereich durch positive Ruderausschläge erhöht und im äußeren Flügelbereich durch

negative Ruderausschläge verringert wird. Das Ergebnis der Lastverschiebung nach innen sind reduzierte aerodynamische Lasten in Form geringerer Biegemomente am Flügel.

In Abbildung 4.2 ist die aus einer Strömungssimulation resultierende Oberflächenlösung für ein Abfangmanöver mit Steuerflächenausschlägen zur aktiven Manöverlastreduktion dargestellt. Die entsprechende Auftriebs- und Auftriebsbeiwertverteilung mit dem zugehörigen Schwerpunkt (schwarzer Punkt) sind auf der rechten Seite der Abbildung dargestellt. Außerdem ist die elliptische Auftriebsverteilung (gestrichelte Linie) mit ihrem Schwerpunkt (graues Quadrat) als Referenz dargestellt.

In Tabelle 4.1 werden die Funktionen des adaptiven Flügels denen einer konventionellen Manöverlastreduktion entsprechend dem Stand der Technik gegenübergestellt. Die Optimierungen des Flügels in Entwurfsphase I erfolgen mit fest vorgegebenen Steuerflächenausschlägen in den entsprechenden Manöverlastfällen. In der zweiten Entwurfsphase wird die Technologie des adaptiven Flügels eingeführt und die Steuerflächenausschläge werden entsprechend den in Tabelle 4.1 angegebenen Wertebereichen optimiert. Neben den erweiterten Funktionen der aktiven Manöverlastreduktion (MLA) wird in Entwurfsphase II eine Steigerung der Flugleistung im Reiseflug durch variable Wölbung (VC) berücksichtigt.

Entwurfsphase		Phase I	Phase II
Funktion	Steuerfläche entsprechend Abbildung 3.3	Konventionelle Manöverlastreduktion	Adaptiver Flügel mit variabler Wölbung zur Steigerung der Flugleistung und erweiterten Funktionen der Manöverlastreduktion
Steigerung der Flugleistung im Reiseflug (VC)	Innere Klappe	-	$-4.0^\circ \leq \delta_{Flap,in} \leq +5.0^\circ$
	Mittlere Klappe	-	$-4.0^\circ \leq \delta_{Flap,mid} \leq +5.0^\circ$
	Äußere Klappe	-	$-4.0^\circ \leq \delta_{Flap,out} \leq +5.0^\circ$
Aktive Manöverlastreduktion (MLA)	Innere Klappe	-	$-20.0^\circ \leq \delta_{Flap,in} \leq +20.0^\circ$
	Inneres Querruder	$-10.0^\circ \leq \delta_{Aileron,in} \leq +5.0^\circ$	$-20.0^\circ \leq \delta_{Aileron,in} \leq +20.0^\circ$
	Äußeres Querruder	$-15.0^\circ \leq \delta_{Aileron,out} \leq +10.0^\circ$	$-20.0^\circ \leq \delta_{Aileron,out} \leq +20.0^\circ$

Tabelle 4.1: Verwendung der Steuerflächen beim adaptiven Flügel.

Darüber hinaus wird ein fortschrittliches Strukturkonzept mit erhöhten Dehngrenzen und lokalem Beulen eingeführt. Diese Strukturtechnologie wird im nächsten Abschnitt beschrieben und führt zu Flügelstrukturen mit reduzierter Steifigkeit und weiter verbesserter passiver Manöverlastreduktion aufgrund der statischen aeroelastischen Biege-Torsions-Kopplung des rückwärts gepfeilten Flügels. Die gezielte Anpassung der Flügelform an die aktuelle Verformung aufgrund von Massenänderungen während der Flugmission wird mit abnehmender Steifigkeit des Flügels immer wichtiger.

#### 4.2.2 Strukturtechnologien

Das Strukturkonzept des Flügelkastens in konventioneller Faserverbundbauweise besteht aus klassischem Lagenaufbau der Ober- und Unterschale und T-Stringern. Für die Dehngrenzen werden Werte gewählt, die dem Stand der Technik entsprechen. Für das Strukturkonzept mit erhöhten Dehngrenzen und lokalem Beulen ab „limit load“ wurde das klassische Konzept

mit überwiegend lasttragender Ober- und Unterschale („skin dominated design“) durch ein Konzept mit überwiegend lasttragenden Versteifungselementen („stringer dominated design“) ersetzt. Die gewählten Werte der Dehngrenzen und der entsprechende Laminataufbau der Ober- und Unterschale, Holme und Rippen basieren auf den von Bogenfeld et al. veröffentlichten Berechnungen der Dehngrenzen bei vorgegebener Schadenstoleranz [10]. Außerdem wird die Strukturtechnologie des lokalen Beulens ab „limit load“ eingeführt, die ein lokales Beulen nach der maximal zulässigen Last erlaubt.

Entwurfsphase		Phase I	Phase II
Bauweise		Konventionelle Faserverbundbauweise	Fortschrittliche Faserverbundbauweise mit erhöhten Dehngrenzen und lokalem Beulen ab „limit load“
Strukturkonzept Ober- und Unterschale		Überwiegend lasttragende Ober- und Unterschale „Skin-dominated design“	Überwiegend lasttragende Versteifungselemente „Stringer-dominated design“
Stringertyp		T-Stringer	T-Stringer
Werkstoff		Hexel T-800 M21	IMA/M21e
Dehngrenze bei „ultimate load“	Zug	4500 $\mu\text{m}/\text{m}$	6100 $\mu\text{m}/\text{m}$
	Druck	3500 $\mu\text{m}/\text{m}$	4400 $\mu\text{m}/\text{m}$
	Schub	9000 $\mu\text{m}/\text{m}$	8800 $\mu\text{m}/\text{m}$
Lokales Beulen		kein lokales Beulen	Lokales Beulen ab „limit load“
Rippenabstand $\Delta s_{Rib}$	Flügelmittelstück	0.85 m	0.85 m
	Innenflügel	0.85 m	0.85 m
	Mittelflügel	0.75 m	0.75 m
	Außenflügel	0.75 m	0.75 m
	Flügelspitze	0.50 m	0.50 m
Laminataufbau $0^\circ/\pm 45^\circ/90^\circ$	Schalen Flügelmittelstück	70/20/10	20/70/10
	Schalen Innenflügel	40/50/10	20/70/10
	Schalen Mittelflügel	40/50/10	20/70/10
	Schalen Außenflügel	30/60/10	20/70/10
	Schalen Flügelspitze	30/60/10	20/70/10
	Holme	50/40/10	20/70/10
	Rippen	40/50/10	20/70/10
Stringer	70/20/10	70/20/10	

Tabelle 4.2: Strukturkonzepte des Flügelkastens in Faserverbundbauweise.

In Tabelle 4.2 sind die Unterschiede zwischen den Strukturkonzepten des konventionellen Flügels in Faserverbundbauweise und dem Flügel mit fortschrittlicher Bauweise mit erhöhten Dehngrenzen und lokalem Beulen ab „limit load“ zusammengefasst. Die Definition der entsprechenden Bereiche des Flügelkastens ist in Abbildung 3.7 dargestellt. Der gewählte Rippenabstand ergibt sich aus den erforderlichen Wartungsöffnungen in der Unterschale des Flügelkastens für Sicherheitskontrollen und Wartung.

### 4.2.3 Geometrieadjustungen

Die in Entwurfsphase II eingeführte fortschrittliche Faserverbundbauweise resultiert in einer signifikant reduzierten Biegesteifigkeit des Flügelkastens und entsprechend größeren Verformungen des Flügels. Im Außenflügelbereich ist dies mit einer deutlichen Vergrößerung der V-Stellung verbunden, welche zu einer Reduzierung des Auftriebs infolge einer Drehung des Auftriebsvektor führt. Um diesem aeroelastischen Effekt entgegenzuwirken wird die V-Stellung im Außenflügelbereich um  $5^\circ$  reduziert. Mit dieser Geometrieadjustung ergibt sich eine Verbesserung der Gleitzahl unter Reiseflugbedingungen beim in Entwurfsphase II betrachteten hochflexiblen Flügel. Diese Geometrieadjustung führt dazu, daß sich die Entlüftungstanks im Bereich der Flügelspitze nicht mehr am höchsten Punkt des Flügels befinden, sofern sich das Flugzeug ohne Luftlasten am Boden befindet („ground shape“).

## 5 Ergebnisse

In diesem Kapitel werden die Ergebnisse der Optimierungen des Flügels aus der ersten und zweiten Entwurfsphase vorgestellt. Die in den zwei Entwurfsphasen verwendeten Technologien werden in Abschnitt 4.2 beschrieben. Das zentrale Ergebnis von Entwurfsphase I ist das Referenzflugzeug mit Technologien entsprechend dem Stand der Technik. Den Optimierungen in Entwurfsphase II liegen die Technologien des adaptiven Flügels zur Steigerung der Flugleistung und zur erweiterten Manöverlastreduktion und eine fortschrittliche Faserverbundbauweise mit erhöhten Dehngrenzen und lokalem Beulen zugrunde. Ein direkter Vergleich der Ergebnisse des in Entwurfsphase I entwickelten Referenzflugzeugs mit dem aus Entwurfsphase II resultierenden lastadaptiven Flugzeugs erfolgt in Abschnitt 5.1. Die Ergebnisse der Optimierungen des konventionellen Flügels in Entwurfsphase I werden in Abschnitt 5.2 präsentiert. Die entsprechenden Ergebnisse der Optimierungen des adaptiven Flügels werden in Abschnitt 5.3 vorgestellt. Eine Veröffentlichung der zentralen Ergebnisse erfolgt in [11].

Zusätzlich werden die Ergebnisse einer im Projekt durchgeführten Studie zum hochgestreckten Flügel in Abschnitt 5.4 vorgestellt, welche den grundsätzlichen Einfluss der Flügelstreckung auf den Kraftstoffverbrauch unter den hier betrachteten Nebenbedingungen für ein Langstreckenverkehrsflugzeug untersucht. Weiterhin werden die im parallel durchgeführten LuFo-Projekt INTELWI erzielten Ergebnisse dem finalen Entwurf in oLAF unter Berücksichtigung der in INTELWI verwendete Nebenbedingungen in Abschnitt 5.5 gegenübergestellt.

Um den Einfluß verschiedener Entwurfsparameter auf die aerodynamische Leistung im Reiseflug, die Flügelmasse und den daraus resultierenden Kraftstoffverbrauch zur untersuchen, wird der Entwurfsraum systematisch vergrößert. Die gezeigten Ergebnisse beinhalten neben einer Darstellung der optimierten Flügelgeometrien eine detaillierte Auswertung der aerodynamischen und strukturmechanischen Eigenschaften. Mit dem beschriebenen Vorgehen können die Einflüsse der entsprechenden Entwurfsparameter und Technologien unabhängig voneinander bewertet werden.

Einen Überblick über alle gerechneten Flügelgeometrien wird in Abbildung 5.1 in Form einer Paretofront gegeben. Diese Paretofront wird über die aerodynamische Leistung im Reiseflug in Form der Gleitzahl  $L/D$  im Flugpunkt  $FC1$  und des Flügelmassenverhältnisses  $m_W/m_{MTO}$  aufgespannt. Die im Flugpunkt  $FC1$  vorliegenden Flugbedingungen werden in Tabelle 3.9 angegeben. Der kombinierte Kraftstoffverbrauch, welcher entsprechend Abschnitt 3.2 die Zielgröße der multidisziplinären Flügeloptimierungen darstellt, wird farblich dargestellt. Weiterhin werden die in diesem Kapitel vorgestellten Ergebnisse der einzelnen Optimierungen in diese Abbildung eingetragen.

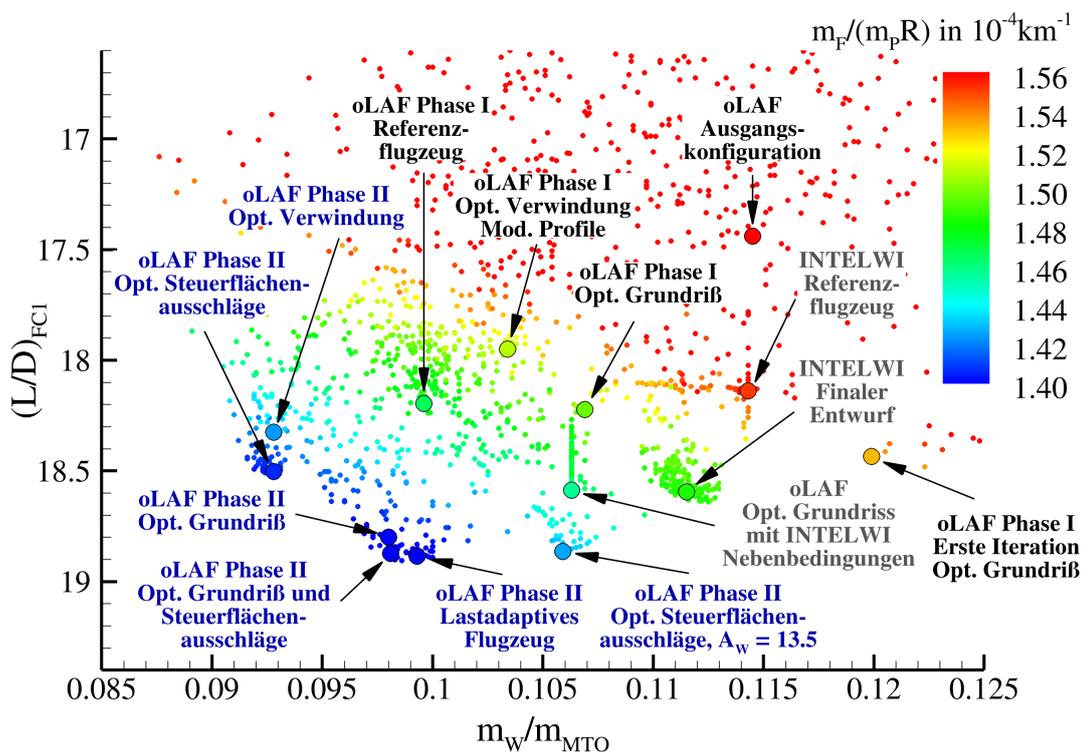


Abbildung 5.1: Überblick über alle gerechneten Flügelgeometrien.

Ausgehend von der oLAF Ausgangskonfiguration erfolgen die in Entwurfsphase I durchgeführten Optimierungen des Flügels mit konventionellen Technologien, deren Ergebnisse hier mit schwarzer Textfarbe gekennzeichnet sind. Diese Optimierungen beinhalten in der ersten Iteration die Optimierung des Grundrisses, der Verwindungs- und Dickenverteilung. Entsprechend Tabelle 5.1 führt diese Optimierung zu einer Reduzierung des kombinierten Kraftstoffverbrauchs von 6.9%. Aus einem Vergleich der hierbei dimensionierten Flügelstruktur und der zugehörigen Flügelverformungen mit den Ergebnissen des anschließenden Prozesses der „Lastanalyse und des aeroelastischen Entwurfs“, entsprechend des Ablaufs des Entwurfsprozesses in Abbildung 4.1b, erfolgte eine Überarbeitung der Lastfalldefinition entsprechend Tabelle 3.2. Die Ergebnisse der zweiten Iteration der Optimierung des Grundrisses, der Verwindungs- und Dickenverteilung zeigen eine weitere Reduzierung des kombinierten Kraftstoffverbrauchs von 2.3% entsprechend den Angaben in Tabelle 5.1. Der optimierte Flügel weist massive Strömungsablösungen beim Manöverflug auf, welche auf die Geometrie der Profilnase der verwendeten Profile zurückgeführt werden kann. Mit einer Modifikation der Profilgeometrien konnten diese Strömungsablösungen vollständig unterbunden werden. Ausgehend von den modifizierten Profilgeometrien erfolgte eine Optimierung der Verwindungsverteilung. Die Ergebnisse dieser Optimierung zeigen entsprechend Tabelle 5.1 einen um 0.9% erhöhten Kraftstoffverbrauch. Anschließend erfolgte für den bereits optimierten Flügelgrundriß eine Optimierung der Profilgeometrien und Verwindungsverteilung. Das Ergebnis dieser rechenzeitintensiven Optimierung mit einer erzielten Reduzierung des kombinierten Kraftstoffverbrauchs von 2.9% stellt das finale Ergebnis der Entwurfsphase I dar und wird im Weiteren als „oLAF Referenzflugzeug“ bezeichnet. Die aus dieser Optimierung

	<b>Optimierung</b>	<b>Referenz</b>	<b>Reduktion Kraftstoffverbrauch</b>	<b>Daten</b>
Vergleich Phase I mit Phase II	Lastadaptives Flugzeug aus Phase II	Referenzflugzeug aus Phase I	5.1 %	Abschnitt 5.1
oLAF Phase I	Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken 1. Iteration	Ausgangskonfiguration	6.9 %	Abschnitt 7.4.1
	Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken 2. Iteration	Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken 1. Iteration	2.3 %	Abschnitt 7.5.1
	Opt. Verwindung mit modifizierten Profilen	Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken 2. Iteration	-0.9 %	Abschnitt 7.5.2
	Opt. Verwindung und Profile (oLAF-Referenzflugzeug)	Opt. Verwindung mit modifizierten Profilen	2.9 %	Abschnitt 7.5.3
oLAF Phase II	Opt. Verwindung	Referenzflugzeug	2.9 %	Abschnitt 7.6.1
	Opt. Steuerflächen-ausschläge	Referenzflugzeug	4.1 %	Abschnitt 7.6.2
	Opt. Grundriß	Referenzflugzeug	4.9 %	Abschnitt 7.6.3
	Opt. Grundriß und Steuerflächen-ausschläge	Referenzflugzeug	5.4 %	Abschnitt 7.6.4
	Finaler Entwurf (Lastadaptives Flugzeug)	Opt. Grundriß und Steuerflächen-ausschläge	-0.3 %	Abschnitt 7.6.5
Studie Flügelstreckung	Opt. Steuerflächen-ausschläge, $A_W = 13.5$	Referenzflugzeug	2.8 %	Abschnitt 7.6.6
Vergleich oLAF mit INTELWI	Finaler Entwurf aus INTELWI	Referenzflugzeug aus INTELWI	4.4 %	Abschnitt 7.7.1
	Opt. Grundriß und Steuerflächen-ausschläge	Finaler Entwurf aus INTELWI	1.8 %	Abschnitt 7.7.2

Tabelle 5.1: Überblick über die Ergebnisse der Optimierungen des Flügels.

resultierenden Profilgeometrien wurden für die Entwurfsphase II übernommen und für alle weiteren Optimierungen des Flügels beibehalten.

Ausgehend vom in Entwurfsphase I entwickelten Referenzflugzeug wurden die Strukturtechnologien der Entwurfsphase II entsprechend Tabelle 4.2 eingeführt und eine Optimierung der Verwindungsverteilung durchgeführt. Mit der Einführung der Strukturtechnologien konnte bei gleichem Flügelgrundriß eine Reduzierung des kombinierten Kraftstoffverbrauchs von 2.9 % entsprechend Tabelle 5.1 erzielt werden. Alle in Entwurfsphase II erzielten Ergebnisse werden in Abbildung 5.1 mit dunkelblauer Textfarbe gekennzeichnet. Die zusätzliche Einführung der Technologie des adaptiven Flügels in Entwurfsphase II entsprechend Tabelle 4.1, führt zu einer Reduzierung des kombinierten Kraftstoffverbrauchs von 4.1 % gegenüber dem Referenzflugzeug aus Phase I. Somit weist die Technologie des adaptiven Flügels bei gegebenem Flügelgrundriß ein Potential zur Reduzierung des Kraftstoffverbrauchs in der Größenordnung von 1 % auf. Mit der Optimierung des Flügelgrundrisses in Entwurfsphase II konnte eine Reduzierung des kombinierten Kraftstoffverbrauchs von 4.9 % gegenüber dem Referenzflugzeug aus Phase I erzielt werden. Eine Optimierung der Steuerflächen-ausschläge ausgehend von dem vorher optimierten Flügelgrundriß führt zu einer Reduzierung des kombinierten Kraftstoffverbrauchs von

5.4 % gegenüber dem Referenzflugzeug. Der finale Entwurf des lastadaptiven Flugzeugs folgt aus einer manuellen Modifikation der Flügelgeometrie und einer anschließenden Optimierung der Verwindungsverteilung entsprechend den Ausführungen in Abschnitt 5.3.1. Dies resultiert in einer vernachlässigbaren Zunahme des Kraftstoffverbrauchs von 0.3 % bei gleichzeitiger Zunahme der Schwenksteifigkeit des Flügelkastens zur Vermeidung aeroelastischer Instabilitäten, einer Verbesserung der Anbindung des Fahrwerksträgers an den Flügelkasten und der damit verbundenen Krafteinleitung und einer Steigerung der aerodynamischen Leistung des Hochauftriebssystems durch eine Reduzierung der Hinterkantenpfeilung im Innenflügelbereich.

In einer Studie wurde der Einfluß der Flügelstreckung auf die Gleizahl im Reiseflug, die Flügelmasse und den daraus resultierenden Kraftstoffverbrauch untersucht. Dabei erfolgte für einen Flügel mit einer deutlich vergrößerten Streckung von  $A_W = 13.5$  eine Optimierung der Verwindungsverteilung und Steuerflächenausschläge. Der optimierte Flügel mit dieser deutlich vergrößerten Streckung erreichte eine Verbesserung des Kraftstoffverbrauchs von 2.8 % gegenüber dem Referenzflugzeug aus Phase I. Somit ist der erzielte Kraftstoffverbrauch mit dem Ergebnis einer optimierten Verwindungsverteilung des Flügels mit einer Streckung von  $A_W = 10.3$  ohne Optimierung der Steuerflächenausschläge vergleichbar. Mit Berücksichtigung der in Entwurfsphase II eingeführten Technologien ergeben sich die geringsten Kraftstoffverbräuche für Flügel mit einer Streckung in der Größenordnung von  $A_W \approx 12$  für die betrachteten Nebenbedingungen eines effizienten Langstreckenverkehrsflugzeugs mit einer Anordnung des Triebwerks unter dem Flügel und einer Integration des Fahrwerks in den Flügel. Somit konnten die Ergebnisse der Optimierungen des Flügelgrundrisses in Phase II bestätigt werden.

Die im Projekt erzielten Ergebnisse werden hier noch um die im parallel durchgeführten LuFo-Projekt INTELWI gewonnenen Ergebnisse ergänzt. In INTELWI wurde entsprechend den Beschreibungen in [12] ein Flügelgrundriß mit einer gegenüber heutigen Verkehrsflugzeugen vergrößerten Streckung von  $A_W = 12.4$  in Absprache mit Airbus entwickelt. Mit der Einführung der Technologien des adaptiven Flügels konnte in INTELWI eine Reduzierung des Kraftstoffverbrauch von 2.8 % erzielt werden. Dabei wurden realistische Nebenbedingungen für die maximalen Steuerflächenausschläge entsprechend der Dokumentation in [12] berücksichtigt, welche sich von den in oLAF gewählten Werten unterscheiden. Aufgrund der Verwendung einer weitestgehend gleichen Entwurfsaufgabe (Anforderungen, Zielfunktion und Nebenbedingungen), der gleichen Prozeßkette und identischer parametrischer Modelle ergibt sich eine gute Vergleichbarkeit der Ergebnisse. Die entsprechenden Ergebnisse der Optimierungen sind in Abbildung 5.1 mit grauer Textfarbe gekennzeichnet. Der finale Entwurf aus oLAF wurde für diesen Vergleich mit den in INTELWI verwendeten Strukturtechnologien und Nebenbedingungen versehen und in einer weiteren Optimierung der Verwindungsverteilung und Steuerflächenausschläge optimiert. Die finale Flügelgeometrie aus oLAF zeigt gegenüber dem finalen Entwurf aus INTELWI eine Reduzierung des Kraftstoffverbrauchs von 1.8 %, wobei dies auf Unterschiede beim Flügelgrundriß und bei der Profilierung zurückzuführen ist.

In den folgenden Abschnitten werden die in den zwei Entwurfsphasen erzielten Ergebnisse im Detail vorgestellt.

## 5.1 Vergleich des Referenzflugzeugs aus Phase I mit dem lastadaptiven Flugzeug aus Phase II

Dieser Abschnitt dokumentiert das zentrale Ergebnis des Prozesses der multidisziplinären Flügeloptimierung durch eine Gegenüberstellung der finalen Ergebnisse des Referenzflugzeugs aus Entwurfsphase I im direkten Vergleich zum lastadaptiven Flugzeug aus Entwurfsphase II. Die in den Entwurfsphasen verwendeten Technologien werden in Abschnitt 4.2 beschrieben. Dem Entwurf des Referenzflugzeugs aus Phase I liegen die in Abschnitt 5.2 dokumentierten Optimierungen des Flügels zugrunde. In Abschnitt 5.3 werden die Optimierungen des lastadaptiven Flugzeugs aus Phase II zusammenfassend dargestellt.

		Referenzflugzeug	Lastadaptives Flugzeug	Differenz
Flügelfläche	$S_W$	336.995 m <sup>2</sup>	334.627 m <sup>2</sup>	-0.7%
Spannweite	$b_W$	58.859 m	62.853 m	+6.8%
Bezugsflügelteufe	$c_{MAC,W}$	7.581 m	7.351 m	-3.0%
Streckung Flügel	$A_W$	10.280	11.806	+14.8%
Zuspitzung Flügel	$\lambda_W$	0.036	0.033	-10.5%
Pfeilwinkel Vorderkante	$\varphi_{W,LE,4}$	39.6°	39.3°	-0.8%
	$\varphi_{W,LE,9}$	34.5°	35.1°	+1.7%
V-Stellung Vorderkante	$\nu_{W,LE,4}$	6.3°	5.5°	-12.7%
	$\nu_{W,LE,9}$	5.0°	0.0°	-100.0%

Tabelle 5.2: Ergebnisse für die Flügelgeometrien des Referenzflugzeugs und des lastadaptiven Flugzeugs.

Der finale Entwurf des lastadaptiven Flügels weist entsprechend Tabelle 5.2 eine geringfügig reduzierte Flügelfläche und eine um 6.8% vergrößerte Spannweite auf. Dies resultiert in einer Zunahme der Flügelstreckung in der Größenordnung von 15% und einer Abnahme der Bezugsflügelteufe von 3%. Der Flügel des lastadaptiven Flugzeugs ist stärker zugespitzt und die Unterschiede beim Pfeilwinkel der Vorderkante sind gering. Diese Vorderkantenpfeilung eignet sich somit für den effizienten transsonischen Reiseflug und ermöglicht eine deutliche Vergrößerung der Streckung unter Berücksichtigung der geometrischen Nebenbedingungen der Triebwerks- und Fahrwerksintegration.

Bei der Verwindungsverteilung ergeben sich entsprechend Abbildung 5.2 beim lastadaptiven Flugzeug deutlich größere Unterschiede zwischen der Verteilung im unbelasteten Zustand („jig shape“) und der Verteilung im Reiseflug. Diese Unterschiede sind im wesentlichen auf die deutlich reduzierte Biegesteifigkeit des Flügelkastens und die aus der geometrischen Biege-Torsionskopplung des gepfeilten Flügels resultierende Verwindung zurückzuführen. Die Profildickenverteilungen beider Flügel sind aufgrund einer identischen Profilierung entsprechend Abbildung 5.2 sehr ähnlich.

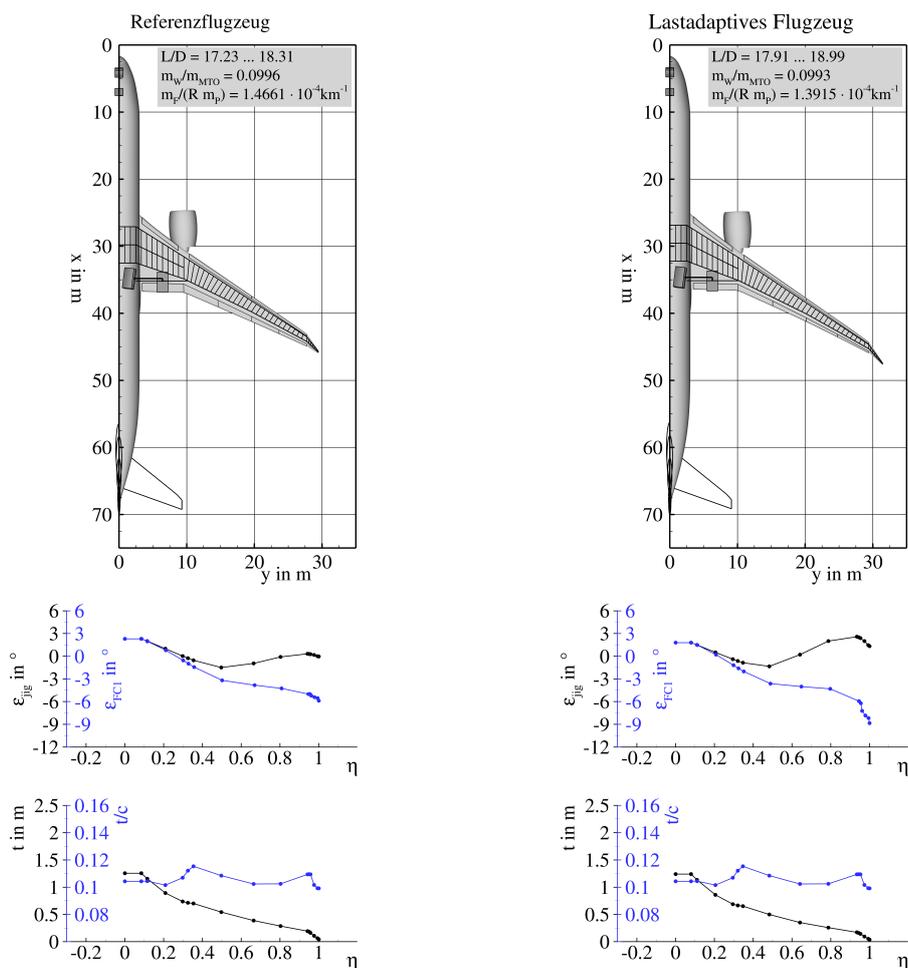


Abbildung 5.2: Überblick über die Flügelgeometrien des Referenzflugzeugs und des lastadaptiven Flugzeugs.

Die Ergebnisse des lastadaptiven Flugzeugs zeigen entsprechend Tabelle 5.3 ein Potential zur Verbesserung des kombinierten Kraftstoffverbrauchs in der Größenordnung von 5 % gegenüber dem Referenzflugzeug. Dabei ist anzumerken, daß die Reduzierung des Kraftstoffverbrauchs bei der Bewertungsmission und der Mission mit höherer Fluggeschwindigkeit in der Größenordnung von 4 % liegt. Bei der Entwurfsmission wird aufgrund der um 5,4 % höheren Nutzlast eine Reduzierung des Kraftstoffverbrauchs in der Größenordnung von 8 % erreicht. Die Verbesserung der Gleitzahl im Reiseflug liegt in der Größenordnung von 4 % und kann auf die erzielte Reduzierung des induzierten Widerstands aufgrund der größeren Spannweite und der Adaption der spannwitigen Auftriebsverteilung durch optimierte Steuerflächenauslässe zurückgeführt werden. Weiterhin ist anzumerken, daß die Anstellwinkel im Reiseflug beim Referenzflugzeug mit  $3.2^\circ \leq \alpha \leq 3.5^\circ$  und beim lastadaptiven Flugzeug mit  $3.6^\circ \leq \alpha \leq 4.0^\circ$  sehr hohe Werte annehmen. Der maximal zulässige Anstellwinkel im Reiseflug wird aufgrund der Kabinennutzung in der Regel auf einen typischen Wert von  $\alpha \leq 2^\circ$  begrenzt. Entsprechend den Ausführungen von Abschnitt 7.3 wurde hier auf eine Begrenzung des Anstellwinkels verzichtet, weil die Rumpfgeometrie im Hinblick auf das Nickmoment nicht optimiert ist.

## 5.1 Vergleich des Referenzflugzeugs mit dem lastadaptiven Flugzeug

		Referenzflugzeug	Lastadaptives Flugzeug	Differenz
<b>Bewertungsmission</b> ( $Ma = 0.83, m_P = 40800\text{kg}, R = 7408\text{km}, w = 0.6$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-2.5°	-2.5°
Anstellwinkel	$\alpha$	3.4°	4.0°	+18.5%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4789	0.4830	+0.9%
Oswaldfaktor	$e$	0.839	0.857	+2.1%
Gleitzahl	$L/D$	18.20	18.89	+3.8%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4587	0.4253	-7.3%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3777	0.3786	+0.2%
Startmasse	$m_{TO}$	201753 kg	199891 kg	-0.9%
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4056 \times 10^{-4} \text{km}^{-1}$	$1.3526 \times 10^{-4} \text{km}^{-1}$	-3.8%
<b>Bewertungsmission mit höherer Fluggeschwindigkeit</b> ( $Ma = 0.85, m_P = 40800\text{kg}, R = 7408\text{km}, w = 0.1$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-1.0°	-1.0°
	$\delta_{Flap,out}$	0.0°	+0.5°	+0.5°
Anstellwinkel	$\alpha$	3.2°	3.6°	+13.5%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4609	0.4655	+1.0%
Oswaldfaktor	$e$	0.833	0.840	+0.8%
Gleitzahl	$L/D$	17.23	17.91	+3.9%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4784	0.4558	-4.7%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3764	0.3722	-1.1%
Startmasse	$m_{TO}$	204092 kg	202056 kg	-1.0%
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4735 \times 10^{-4} \text{km}^{-1}$	$1.4155 \times 10^{-4} \text{km}^{-1}$	-3.9%
<b>Entwurfsmission</b> ( $Ma = 0.83, R = 11112\text{km}, w = 0.3$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-1.5°	-1.5°
Anstellwinkel	$\alpha$	3.5°	4.0°	+14.6%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4879	0.4922	+0.9%
Oswaldfaktor	$e$	0.835	0.841	+0.8%
Gleitzahl	$L/D$	18.31	18.99	+3.7%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4499	0.4236	-5.8%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3758	0.3724	-0.9%
Nutzlast	$m_P$	36597 kg	38591 kg	+5.4%
Ausnutzung Tankvolumen	$V_{F,req}/V_F$	0.9010	0.8860	-1.7%
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.5845 \times 10^{-4} \text{km}^{-1}$	$1.4612 \times 10^{-4} \text{km}^{-1}$	-7.8%
<b>Zielfunktion</b>				
Kombinierter Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4661 \times 10^{-4} \text{km}^{-1}$	$1.3915 \times 10^{-4} \text{km}^{-1}$	-5.1%

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 5.3: Ergebnisse für die Flugmissionen des Referenzflugzeugs und des lastadaptiven Flugzeugs.

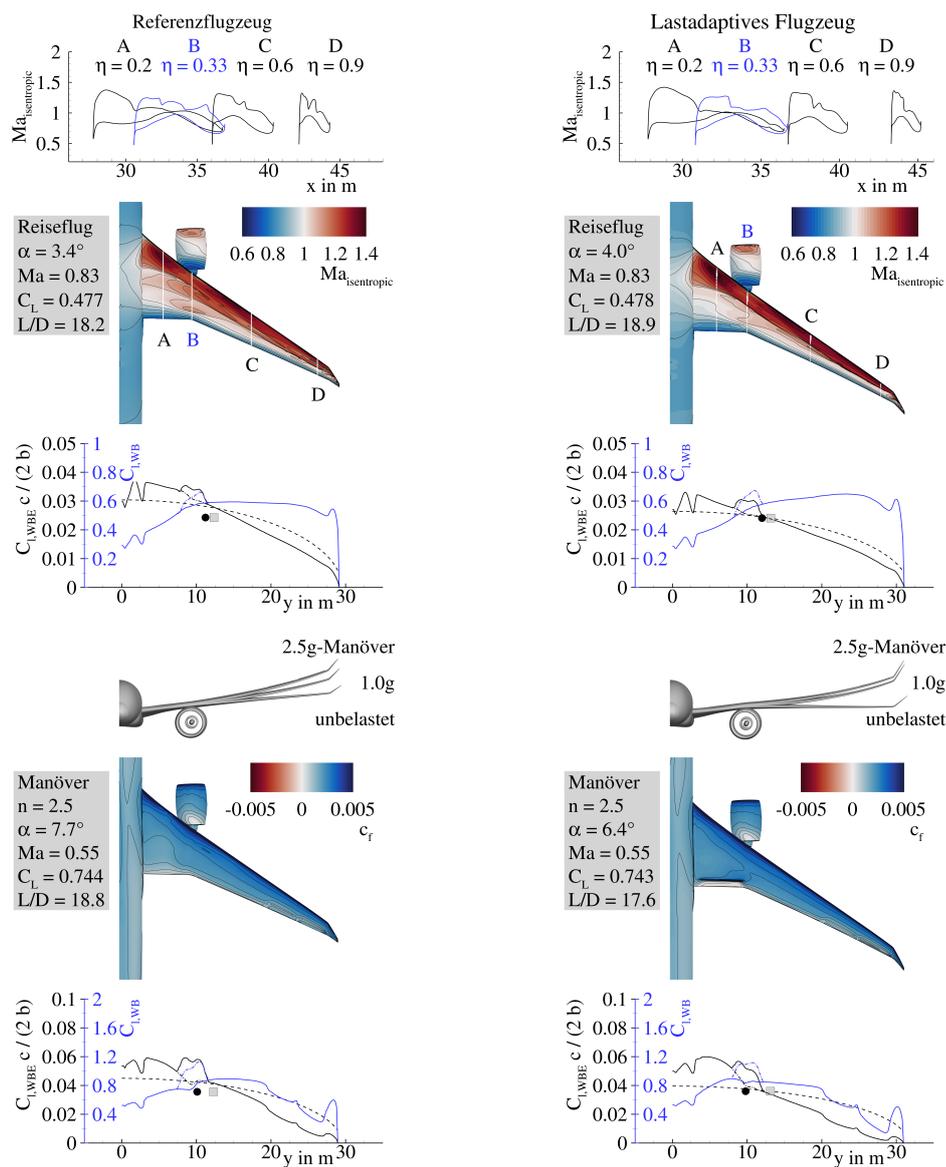


Abbildung 5.3: Überblick über die aerodynamischen Eigenschaften des Referenzflugzeugs und des lastadaptiven Flugzeugs.

Die Auswertung der aerodynamischen Eigenschaften zeigt eine im Hinblick auf den induzierten Widerstand verbesserte Auftriebsverteilung im Reiseflug beim lastadaptiven Flugzeug gegenüber dem Referenzflugzeug entsprechend Abbildung 5.3. Die Verteilung der isentropen Machzahl zeigt beim lastadaptiven Flugzeug eine Verbesserung des schwach ausgeprägten Doppelstoßsystems gegenüber dem Referenzflugzeug unter Reiseflugbedingungen. Dies ist in der Regel mit einer Reduzierung des Wellenwiderstands verbunden. Die Flügelverformungen in Abbildung 5.3 zeigen beim lastadaptiven Flugzeug deutlich geringere Unterschiede zwischen dem Reiseflug und dem Manöverflug mit einem Lastvielfachen von  $n = 2.5$ . Gleichzeitig sind die Verformungen im Reiseflug deutlich größer als beim Referenzflugzeug. Dieses Verhalten ist

## 5.1 Vergleich des Referenzflugzeugs mit dem lastadaptiven Flugzeug

		Referenzflugzeug	Lastadaptives Flugzeug	Differenz
<b>2.5g-Manöver</b> ( $Ma = 0.552, H = 0\text{ m}, m = 220\,000\text{ kg}, n = 2.5$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	+15.0°	+15.0°
	$\delta_{Aileron,in}$	-10.0°	-12.0°	-2.0°
	$\delta_{Aileron,out}$	-15.0°	-20.0°	-5.0°
Anstellwinkel	$\alpha$	7.7°	6.4°	-17.9%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.7475	0.7517	+0.6%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.2143	0.2572	+20.0%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3386	0.3055	-9.8%
<b>-1.0g-Manöver</b> ( $Ma = 0.655, H = 3048\text{ m}, m = 220\,000\text{ kg}, n = -1.0$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-19.5°	-19.5°
	$\delta_{Aileron,in}$	+5.0°	+20.0°	+15.0°
	$\delta_{Aileron,out}$	+10.0°	+14.0°	+4.0°
Anstellwinkel	$\alpha$	-4.1°	-1.7°	-59.1%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	-0.3061	-0.3099	+1.2%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	-0.2617	-0.0282	-89.2%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3419	0.2238	-34.5%
<b>Rollmanöver</b> ( $Ma = 0.522, H = 0\text{ m}, m = 220\,000\text{ kg}, n = 2.0$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,out}$	+10.0°	+10.0°	0.0°
	$\delta_{Aileron,in}$	+5.0°	+5.0°	0.0°
Anstellwinkel	$\alpha$	5.8°	6.3°	+8.1%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.5954	0.6004	+0.8%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.3289	0.2961	-10.0%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3634	0.3479	-4.3%

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 5.4: Ergebnisse für die Manöverlastfälle des Referenzflugzeugs und des lastadaptiven Flugzeugs.

auf die Lastadaption durch die optimierten Steuerflächenausschläge und die Unterschiede in der Steifigkeit des Flügelkastens zurückzuführen.

In Abbildung 5.3 werden die spannweitigen Verteilungen von Auftrieb und Auftriebsbeiwert für den Reiseflug und den Manöverflug mit  $n = 2.5$  gezeigt. Der in die Auftriebsverteilung eingezeichnete schwarze Kreis gibt die spannweitige Position des Schwerpunkts der Auftriebsverteilung an. Die Position des Schwerpunkts der Auftriebsverteilung entspricht den in den Tabellen 5.3 und 5.4 angegebenen Werten der spannweitigen Position des Druckpunkts. Für jede Auftriebsverteilung wird die zugehörige elliptische Auftriebsverteilung durch eine gestrichelte Linie dargestellt und der entsprechende Auftriebsschwerpunkt wird durch ein graues Quadrat markiert. Die elliptische Auftriebsverteilung ist das Optimum für ebene Tragflächen in Bezug auf den durch den Auftrieb induzierten Widerstand.

Die Verschiebung des Auftriebs zum Innenflügel hin, ist beim lastadaptiven Flugzeug durch die erweiterte Manöverlastreduktion deutlich erkennbar. Die spannweitige Position des Schwerpunkts der Auftriebsverteilung ist bei beiden Flügeln ähnlich, obwohl das lastadaptive Flugzeug eine deutlich größere Spannweite aufweist. Die hier zugrundeliegenden Steuerflächenausschläge

sind in Tabelle 5.4 angegeben. Mit dem relativ großen Ausschlag der Klappe im Innenflügelbereich von  $\delta_{Flap,in} = +15.0^\circ$  wird die Wirksamkeit der Lastadaption im Manöverflug nochmals deutlich verbessert. Hierbei ist anzumerken, daß dieser Klappenausschlag an der Hinterkante eine Verschiebung des Druckpunkts nach hinten bewirkt, welche durch die gleichzeitige Verschiebung des Auftriebs zum Innenflügel hin abgemindert wird. Beim rückwärts gepfeilten Flügel führt eine Verschiebung des Auftriebs zum Innenflügel gleichzeitig zu einer Verschiebung des Druckpunkts nach vorne und im getrimmten Flugzustand folglich zu einer Lastumverteilung vom Flügel zum Höhenleitwerk. Diesem Effekt ist die lokale Verschiebung des Druckpunkts durch den Steuerflächenausschlag überlagert, welcher bei einem Ausschlag an der Hinterkante in einer Verschiebung des Druckpunkts nach hinten resultiert.

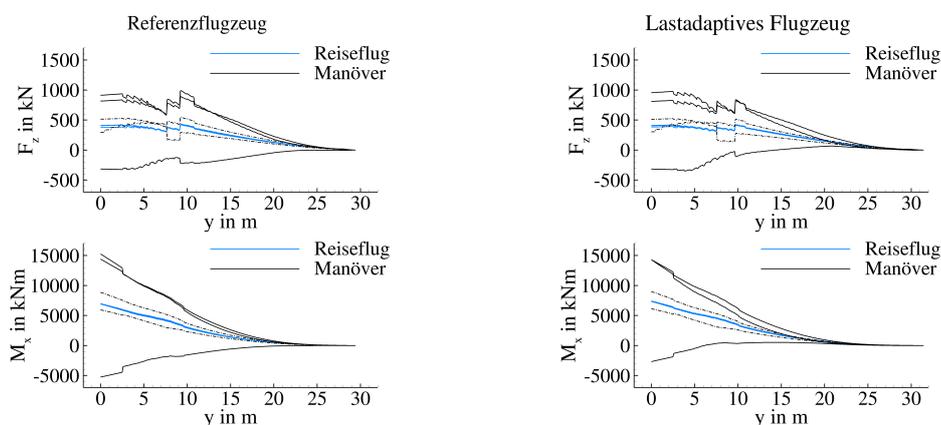


Abbildung 5.4: Überblick über die Schnittlasten des Referenzflugzeugs und des lastadaptiven Flugzeugs.

Die Verteilung des Reibungsbeiwerts im Manöverflug zeigt entsprechend Abbildung 5.3 durchgehend positive Werte und es liegt folglich vollständig anliegende Strömung bei beiden Flügeln vor. Lediglich die ausgeschlagene Klappe im Innenflügelbereich operiert an der Grenze ihrer Wirksamkeit. Die am Flügel auftretenden Schnittlasten werden in Abbildung 5.4 gezeigt. Beim lastadaptiven Flügel wird durch die erweiterte Manöverlastreduktion ein gegenüber dem Referenzflugzeug ähnliches Lastniveau erzielt. Weiterhin wird deutlich, daß sich die Schnittlasten im mittleren Flügelbereich zwischen Reise- und Manöverflug beim lastadaptiven Flugzeug aufgrund der erweiterten Funktionen zur Lastadaption deutlich weniger unterscheiden als beim Referenzflugzeug. Hiermit sind die geringeren Unterschiede bei den Flügelverformungen in Abbildung 5.3 zu begründen.

In Abbildung 5.5 wird ein Überblick über die strukturmechanischen Eigenschaften des Referenzflugzeugs und des lastadaptiven Flugzeugs gegeben. Die gezeigten Elementdicken weisen auf die höchsten Belastungen im mittleren Flügelbereich hin. Dort sind die Schnittlasten im Verhältnis zur absoluten Höhe des Flügelkastens am höchsten. Am Verlauf der relativen Profildicken in Abbildung 5.2 wird deutlich, daß aus der multidisziplinären Flügeloptimierung in diesem Bereich die größten relativen Profildicken resultieren. Beim lastadaptiven Flugzeug sind die Elementdicken bei der Ober- und Unterschale des Flügels etwas größer als beim Referenzflugzeug.

Die Reserven gegenüber Festigkeit zeigen bei beiden Flügeln eine gute Ausnutzung des Werkstoffs mit Ausnahme der Schalen im Außenflügelbereich, der Holme im Innenflügelbereich

## 5.1 Vergleich des Referenzflugzeugs mit dem lastadaptiven Flugzeug

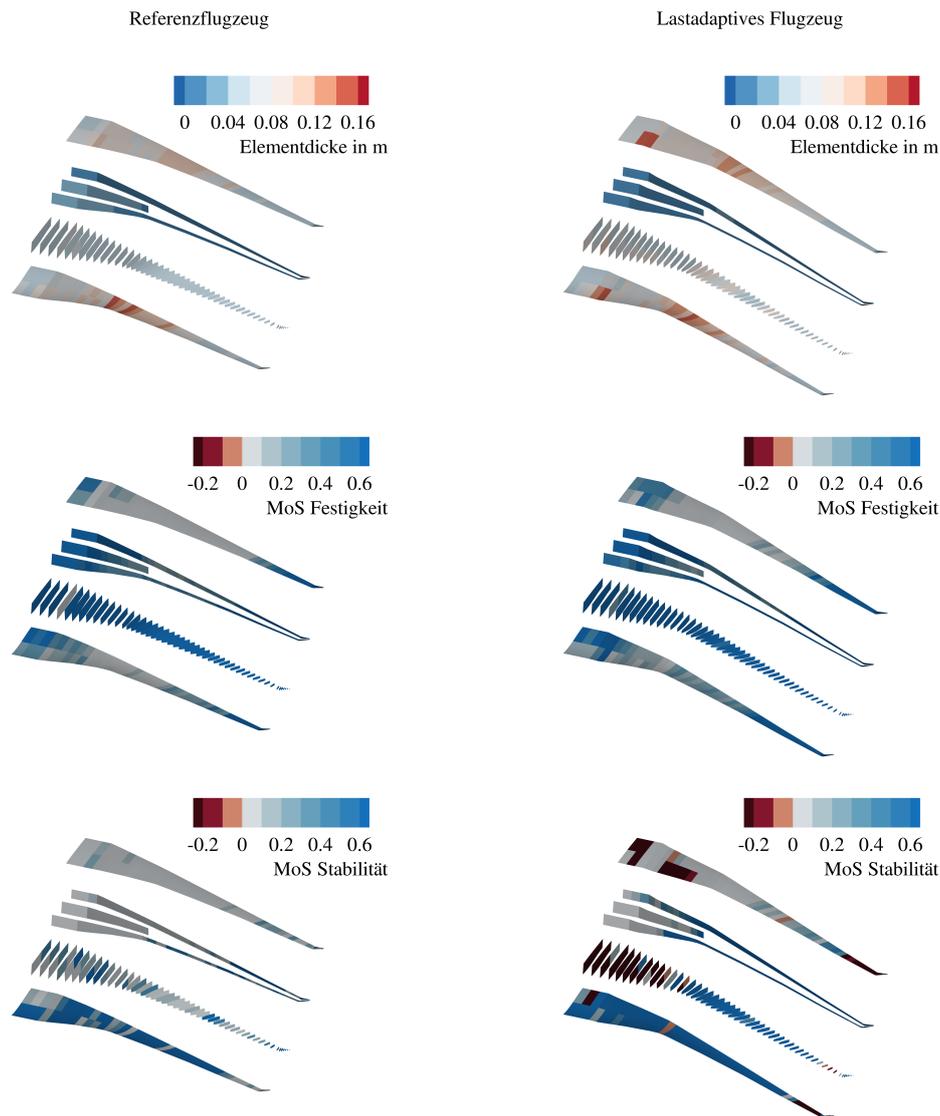


Abbildung 5.5: Überblick über die strukturellen Eigenschaften des Referenzflugzeugs und des lastadaptiven Flugzeugs.

und der Rippen. Bei den Reserven gegenüber Stabilitätsversagen zeigt der Flügelkasten des Referenzflugzeugs eine gute Ausnutzung bei der überwiegend druckbelasteten Oberschale, den Holmen im Innenflügelbereich und den Rippen. Die unzureichenden Reserven beim lastadaptiven Flugzeug sind auf das fortschrittliche Strukturkonzept zurückzuführen, welches lokale Beulen ab „limit load“ erlaubt. Die roten Bereiche des Flügelkastens zeigen die Regionen des Flügelkastens, welche eine leichtere Bauweise durch die Technologie des „post buckling“ ermöglicht.

		Referenzflugzeug	Lastadaptives Flugzeug	Differenz
Masse der Oberschale	$m_{W, covers, us}$	3537 kg	4145 kg	+17.2 %
Masse der Unterschale	$m_{W, covers, ls}$	3197 kg	3114 kg	-2.6 %
Masse der Holme	$m_{W, spars}$	2306 kg	2040 kg	-11.5 %
Masse der Rippen	$m_{W, ribs}$	1686 kg	1777 kg	+5.4 %
Masse des Flügelkastens <sup>a</sup>	$m_{W, box}$	13408 kg	13845 kg	+3.3 %
Masse der Vorderkanten	$m_{W, LE}$	1450 kg	1460 kg	+0.7 %
Masse der Hinterkanten	$m_{W, TE}$	4602 kg	4100 kg	-10.9 %
Flügelmasse	$m_W$	21910 kg	21855 kg	-0.3 %
Höhenleitwerksmasse	$m_{HTP}$	2090 kg	2013 kg	-3.7 %
Seitenleitwerksmasse	$m_{VTP}$	1582 kg	1677 kg	+6.0 %
Betriebsleermasse	$m_{OE}$	112522 kg	112485 kg	0.0 %
Flügelmassenverhältnis	$m_W / m_{MTO}$	0.0996	0.0993	-0.3 %
Betriebsleermassenverhältnis	$m_{OE} / m_{MTO}$	0.5115	0.5113	0.0 %

<sup>a</sup> Werte sind mit einem Faktor von 1.25 skaliert, um zusätzliche Massen von Verbindungselementen und lokaler Verstärkungen für die Lasteinleitung zu berücksichtigen.

Tabelle 5.5: Ergebnisse für die Massen des Referenzflugzeugs und des lastadaptiven Flugzeugs.

In Tabelle 5.5 werden die aus der Strukturdimensionierung resultierenden Massen für die einzelnen Komponenten angegeben. Beim lastadaptiven Flugzeug ergibt sich eine fast identische Flügelmasse im Vergleich zum Referenzflugzeug, welche in der Größenordnung von 10 % der maximalen Abflugmasse liegt. Die Masse des Flügelkastens ist beim lastadaptiven Flügel um 3.3 % größer und die Summe der Massen von Vorder- und Hinterkanten entsprechend geringer. Aus der Dimensionierung der Leitwerke resultieren geringe Unterschiede in deren Massen.

## 5.2 Optimierungen des konventionellen Flügels in Phase I

In diesem Abschnitt werden die zentralen Ergebnisse der in Entwurfsphase I durchgeführten Optimierungen vorgestellt. Die in Phase I verwendeten Technologien werden in Abschnitt 4.2 beschrieben. Es wurden zwei Iterationen des in Abbildung 4.1b abgebildeten Prozesses durchlaufen. Hier werden die wichtigsten Ergebnisse aus der zweiten Iteration präsentiert. Eine Veröffentlichung des ersten Teils der Ergebnisse erfolgte beim Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress 2022 [13] und die Veröffentlichung der Profilloptimierung ist als Beitrag in einer Fachzeitschrift vorgesehen [11]. Auf die Ergebnisse der ersten Iteration soll hier nicht weiter eingegangen werden. Diese wurden bereits beim Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress 2021 [7] vorgestellt und in Abschnitt 7.4 erfolgt eine Zusammenfassung der Ergebnisse ohne Dokumentation.

Im Rahmen der zweiten Iteration von Entwurfsphase I erfolgte der Entwurf des Flügels in mehreren multidisziplinären Optimierungen des Flügels, um die Anzahl der jeweils berücksichtigten Entwurfsparameter auf eine geeignete Anzahl zu reduzieren und die entsprechenden Auswirkungen einzelner Parameter genauer zu untersuchen. In der ersten Optimierung erfolgte eine Optimierung des Grundrisses, der Verwindung und der Profildicken. Die Ergebnisse zeigen

massive Strömungsablösungen beim Manöverflug aufgrund von für den Langsamflug ungeeigneten Profilgeometrien im Nasenbereich. Mit der Verwendung von im LuFo-Projekt INTELWI entworfenen Profilen in der hier gezeigten Optimierung der Verwindungsverteilung konnten diese Strömungsablösungen in den betrachteten Flugbedingungen vollständig unterbunden werden. Das finale Ergebnis von Entwurfsphase I stellt die Optimierung der Profilgeometrie und der Verwindungsverteilung dar. Der Optimierung der Profilgeometrie ist beim Langstreckenverkehrsflugzeug von besonderer Bedeutung, weil sowohl die aerodynamische Leistung im Reiseflug als auch die Strukturmasse des Flügelkastens maßgeblich von der Form der Flügelprofile abhängen. Bei der multidisziplinären Formoptimierung der Profile stellt die hohe Anzahl an Entwurfsparametern und der damit verbundene hohe Rechenaufwand eine besondere Herausforderung dar.

		Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken	Opt. Verwindung mit modifizierten Profilen	Opt. Verwindung und Profile
Flügelfläche	$S$	1	-	-
Streckung	$A$	1	-	-
Pfeilung	$\varphi_{LE,6/2}, \varphi_{LE,11/6}$	2	-	-
Kinkpositionen	$\eta_6, \eta_9$	2	-	-
Zuspitzungen	$\lambda_{6/2}, \lambda_{9/6}, \lambda_{11/9}$	3	-	-
Verwindungsverteilung	$\varepsilon_1, \varepsilon_6, \varepsilon_8, \varepsilon_9, \varepsilon_{11}, \varepsilon_{15}$	6	6	5
Profildickenverteilung	$(t/c)_1, (t/c)_6, (t/c)_9$	3	-	-
Profilgeometrie	$B_{3,i}, B_{5,i}, B_{7,i}, B_{9,i}$	-	-	24
Radaufstandspunkt	$x_{MG}/c_{MAC}$	1	-	-
Gesamtzahl globaler Entwurfsparameter	$n_{DP}$	19	6	29

Tabelle 5.6: Verwendete Entwurfsparameter bei den Optimierungen des konventionellen Flügel in Phase I.

In Tabelle 5.6 werden die in den entsprechenden Optimierungen des Flügels verwendeten Entwurfsparameter angegeben. Die zugehörige Parametrisierung wird in Abschnitt 3.3 beschrieben.

		Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken	Opt. Verwindung mit modifizierten Profilen	Opt. Verwindung und Profile
Flügelfläche	$S_W$	336.996 m <sup>2</sup>	337.004 m <sup>2</sup>	336.995 m <sup>2</sup>
Spannweite	$b_W$	58.862 m	58.859 m	58.859 m
Bezugsflügelteufe	$c_{MAC,W}$	7.596 m	7.579 m	7.581 m
Streckung Flügel	$A_W$	10.281	10.280	10.280
Zuspitzung Flügel	$\lambda_W$	0.035	0.036	0.036
Pfeilwinkel Vorderkante	$\varphi_{W,LE,4}$	38.6°	39.6°	39.6°
	$\varphi_{W,LE,9}$	34.5°	34.5°	34.5°

Tabelle 5.7: Ergebnisse für die Geometrien der konventionellen Flügel in Phase I.

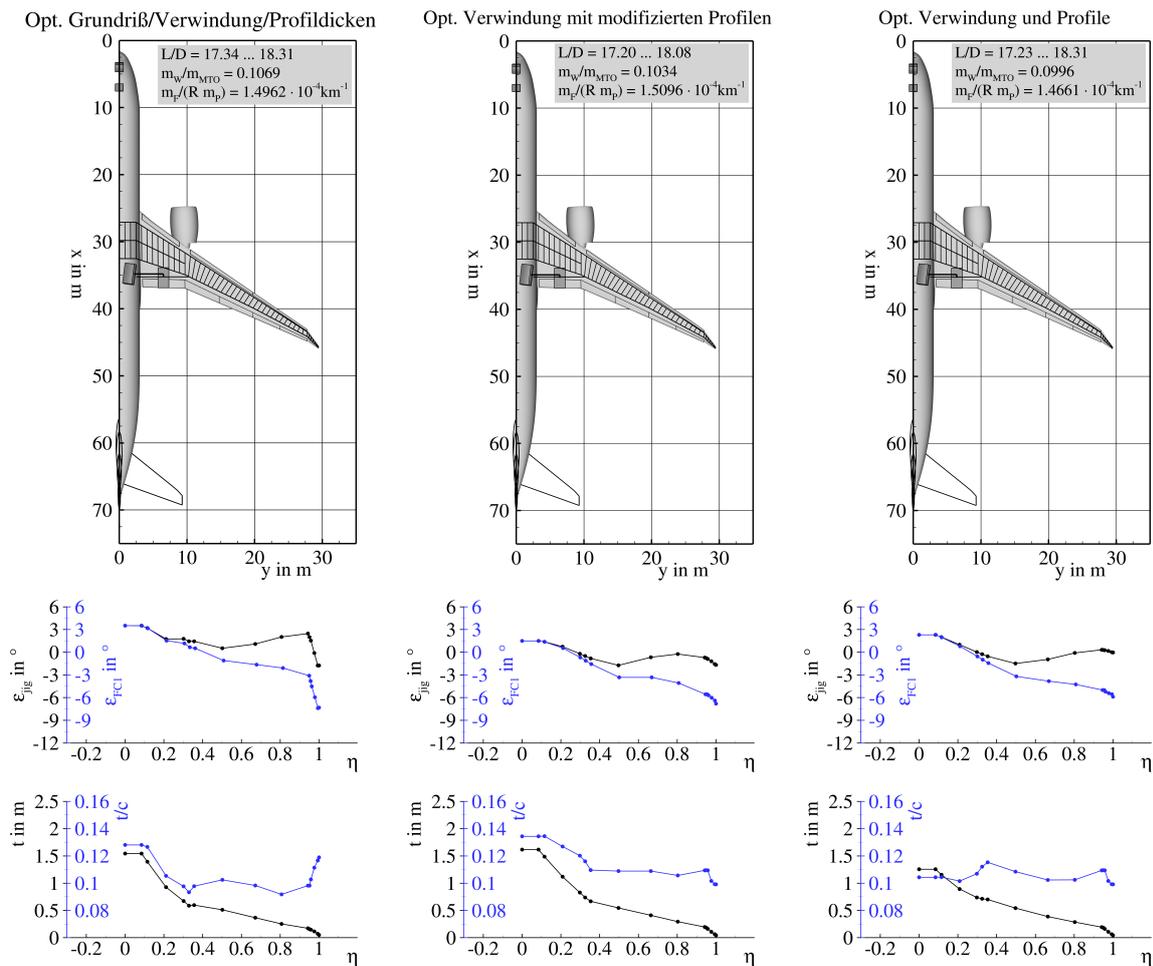


Abbildung 5.6: Überblick über die Flügelgeometrien der konventionellen Flügel in Phase I.

Die aus den Optimierungen resultierenden Flügelgeometrien werden in Tabelle 5.7 und Abbildung 5.6 zusammenfassend dargestellt. Aufgrund der Verwendung des gleichen Flügelgrundrisses ergeben sich nur geringe Unterschiede bei der Gegenüberstellung der geometrischen Größen des Flügels. Die Unterschiede sind auf den iterativen Prozeß zur geometrischen Anpassung der Flügelfläche an die geometrischen Nebenbedingungen ausgehend von den unterschiedlichen Profilgeometrien und Verwindungswinkeln zurückzuführen. Mit der Verwendung der modifizierten Profile aus INTELWI ist eine deutliche Zunahme der relativen Profildicken verbunden. Die multidisziplinäre Optimierung der Profilgeometrien resultiert in einer signifikanten Reduzierung der Profildicken im Innenflügelbereich unter Beibehaltung der Profildicke im strukturell besonders hoch belasteten Bereich des Kinks.

Die deutlichen Unterschiede in den Profilgeometrien der optimierten Flügel führt zu einer Zunahme des kombinierten Kraftstoffverbrauchs von 0.9% mit der Einführung der modifizierten Profile zur Unterdrückung der massiven Strömungsablösungen im Langsamflug. Mit der Optimierung der Profile wird eine Reduzierung des kombinierten Kraftstoffverbrauchs von 2.9% unter Beibehaltung der gewünschten Langsamflugeigenschaften erreicht. Die Optimierung der Verwindungsverteilung unter Verwendung der modifizierten Profile resultiert in höheren

## 5.2 Optimierungen des konventionellen Flügels in Phase I

		Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken	Opt. Verwindung mit modifizierten Profilen	Opt. Verwindung und Profile
<b>Bewertungsmission</b> ( $Ma = 0.83, m_P = 40800\text{kg}, R = 7408\text{km}, w = 0.6$ )				
Anstellwinkel	$\alpha$	2.9°	3.6°	3.4°
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4884	0.4783	0.4789
Oswaldfaktor	$e$	0.865	0.852	0.839
Gleitzahl	$L/D$	18.22	17.95	18.20
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4625	0.4650	0.4587
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3884	0.3805	0.3777
Startmasse	$m_{TO}$	203793kg	203551kg	201753kg
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4182 \times 10^{-4}\text{km}^{-1}$	$1.4334 \times 10^{-4}\text{km}^{-1}$	$1.4056 \times 10^{-4}\text{km}^{-1}$
<b>Bewertungsmission mit höherer Fluggeschwindigkeit</b> ( $Ma = 0.85, m_P = 40800\text{kg}, R = 7408\text{km}, w = 0.1$ )				
Anstellwinkel	$\alpha$	2.5°	3.4°	3.2°
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4518	0.4609	0.4609
Oswaldfaktor	$e$	0.854	0.848	0.833
Gleitzahl	$L/D$	17.34	17.20	17.23
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4905	0.4871	0.4784
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3875	0.3796	0.3764
Startmasse	$m_{TO}$	205893kg	205319kg	204092kg
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4792 \times 10^{-4}\text{km}^{-1}$	$1.4847 \times 10^{-4}\text{km}^{-1}$	$1.4735 \times 10^{-4}\text{km}^{-1}$
<b>Entwurfsmission</b> ( $Ma = 0.83, R = 11112\text{km}, w = 0.3$ )				
Anstellwinkel	$\alpha$	3.0°	3.7°	3.5°
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4953	0.4882	0.4879
Oswaldfaktor	$e$	0.862	0.848	0.835
Gleitzahl	$L/D$	18.31	18.08	18.31
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4546	0.4560	0.4499
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3864	0.3788	0.3758
Nutzlast	$m_P$	34984kg	35058kg	36597kg
Ausnutzung Tankvolumen	$V_{F,req}/V_F$	0.8235	0.7660	0.9010
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.6578 \times 10^{-4}\text{km}^{-1}$	$1.6704 \times 10^{-4}\text{km}^{-1}$	$1.5845 \times 10^{-4}\text{km}^{-1}$
<b>Zielfunktion</b>				
Kombinierter Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4962 \times 10^{-4}\text{km}^{-1}$	$1.5096 \times 10^{-4}\text{km}^{-1}$	$1.4661 \times 10^{-4}\text{km}^{-1}$

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 5.8: Ergebnisse für die Flugmissionen der konventionellen Flügel in Phase I.

Werten des Anstellwinkels im Bereich von  $3.4^\circ \leq \alpha \leq 3.7^\circ$  unter Reiseflugbedingungen. Aus der Profilloptimierung folgen Werte im Bereich von  $3.2^\circ \leq \alpha \leq 3.5^\circ$ , welche ebenfalls über den zulässigen Werten von  $\alpha \leq 2^\circ$  einer typischen Kabinennutzung liegen. In Abschnitt 7.3 wird auf diesen Sachverhalt näher eingegangen.

Die Auswertung der aerodynamischen Eigenschaften in Abbildung 5.7 zeigt im Hinblick auf den induzierten Widerstand eine ungünstigere Auftriebsverteilung beim optimierten Flügel mit den modifizierten Profilen als auch beim Flügel mit den optimierten Profilageometrien. Aus der

## 5 Ergebnisse

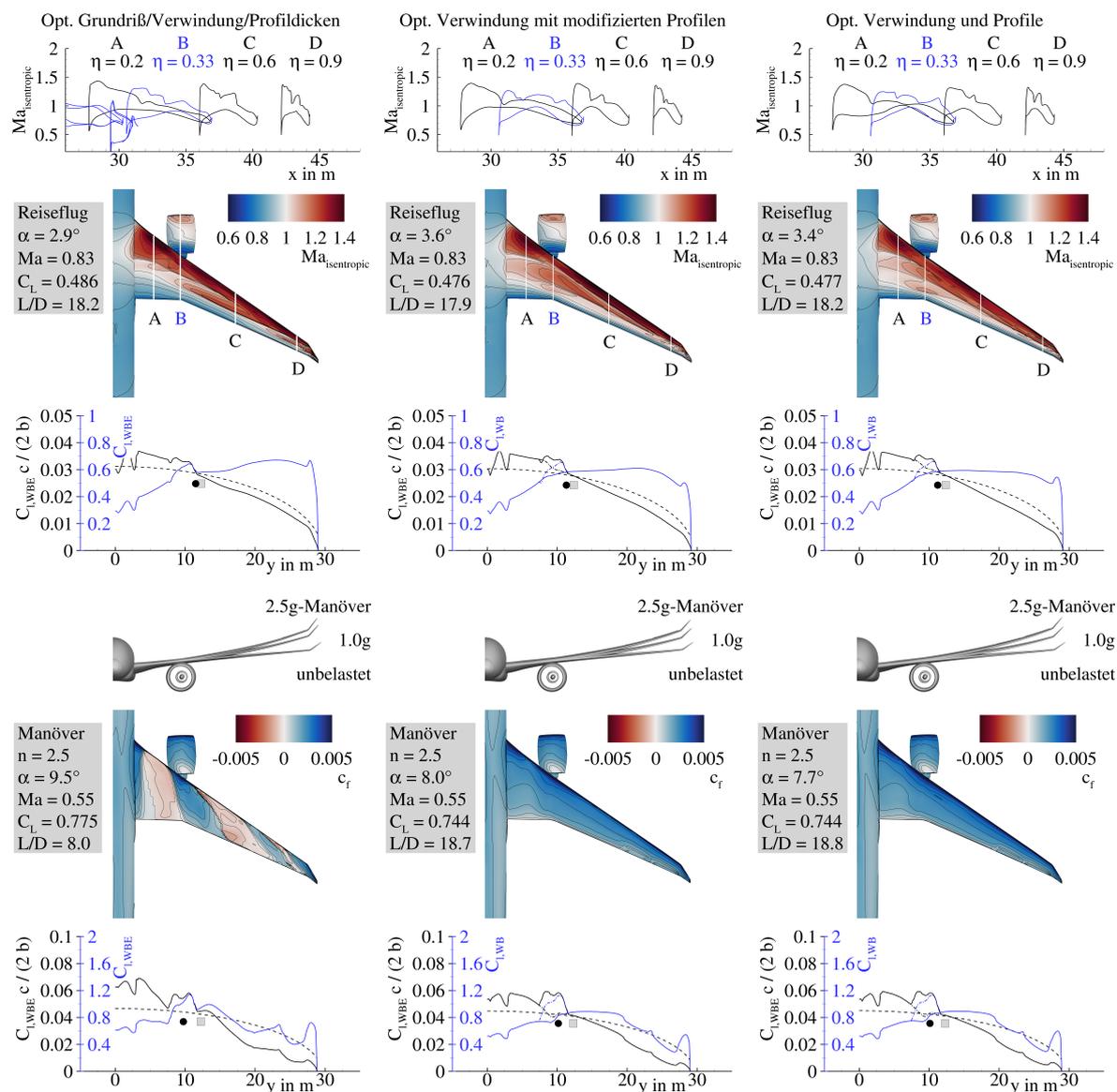


Abbildung 5.7: Überblick über die aerodynamischen Eigenschaften der konventionellen Flügel in Phase I.

Optimierung der Verwindungsverteilung mit modifizierten Profilen resultiert eine Entlastung des Außenflügels mit in diesem Bereich deutlich günstigeren Druckverteilungen für minimalen Wellenwiderstand. Gleichzeitig bildet sich ein deutlich stärker ausgeprägtes Doppelstoßsystem im mittleren Flügelbereich aus. Die Verteilung der isentropen Machzahl zeigt eine Verbesserung dieses Doppelstoßsystems infolge der Profilloptimierung. Lediglich im Bereich des Kinks resultieren hier infolge der Zunahme der relativen Profildicke im Hinblick auf den Wellenwiderstand ungünstigere Druckverteilungen. Mit der Optimierung der Profیلgeometrie und der damit verbundenen Reduzierung der Profildicke im Innenflügelbereich folgt dort entsprechend Abbildung 5.8 eine deutliche Zunahme des Auftrieb im vorderen Profilbereich („front loading“), welche sich günstig auf den Trimmwiderstand auswirkt. Die Erzeugung von zusätzlichem Auftrieb auf der

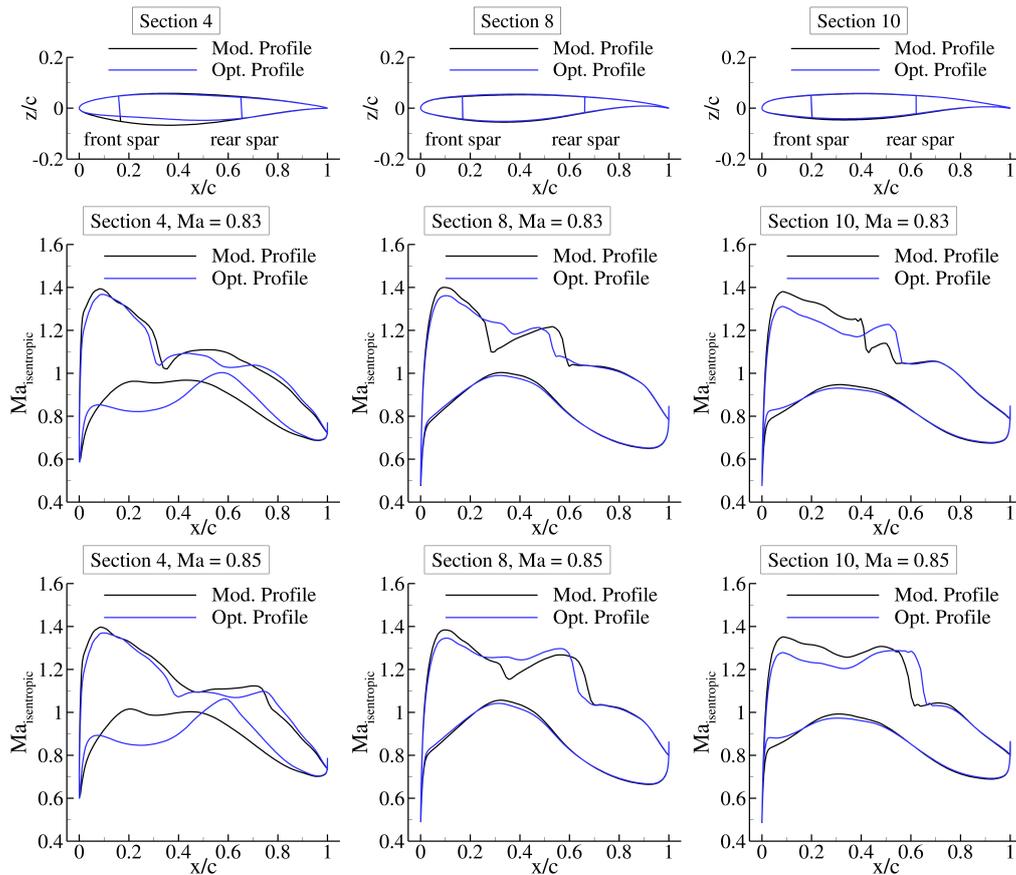


Abbildung 5.8: Überblick über die aerodynamischen Profileigenschaften der konventionellen Flügel in Phase I.

Druckseite im vorderen Bereich des Innenflügels stellt sich hier als besonders günstig heraus, weil dies neben der Reduzierung des Betrags des Profilnickmoments keine Nachteile beim Wellenwiderstand zur Folge hat.

Bei den Flügelverformungen in Abbildung 5.7 zeigen sich die größten Unterschiede im Reiseflug, welche auf die Unterschiede in der Auftriebsverteilung und die unterschiedliche Steifigkeit des Flügelkastens infolge der absoluten Profildickenverteilung in Abbildung 5.6 zurückzuführen sind.

Die Verteilung des Reibungsbeiwerts im Manöverflug zeigt mit den negativen Werten in Abbildung 5.7 das Auftreten von massiven Strömungsablösungen bei dem Flügel mit den ursprünglichen Profilen. Beim Flügel mit den modifizierten Profilen liegt aufgrund der durchgehend positiven Werte des Reibungsbeiwerts eine vollständig anliegende Strömung im Manöverflug vor. Gleiches gilt auch für den Flügel mit den optimierten Profilgeometrien. Die am Flügel auftretenden Schnittlasten werden in Abbildung 5.9 für den Flügel mit den modifizierten Profilen und den Flügel mit den optimierten Profilen gezeigt. Hier sind nur minimale Unterschiede in den Schnittkraftverläufen zu beobachten, was auf die gleiche Geometrie des Grundrisses und die identischen Steuerflächenausschläge zur Manöverlastreduktion entsprechend Tabelle 5.9 zurückzuführen ist. Hiermit sind die ähnlichen Verformungen des Flügels in Abbildung 5.7 zu begründen.

		Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken	Opt. Verwindung mit modifizierten Profilen	Opt. Verwindung und Profile
<b>2.5g-Manöver</b> ( $Ma = 0.552, H = 0\text{m}, m = 220\,000\text{kg}, n = 2.5$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Aileron,in}$	-10.0°	-10.0°	-10.0°
	$\delta_{Aileron,out}$	-15.0°	-15.0°	-15.0°
Anstellwinkel	$\alpha$	9.5°	8.0°	7.7°
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.7782	0.7477	0.7475
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.1866	0.2098	0.2143
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3256	0.3401	0.3386
<b>-1.0g-Manöver</b> ( $Ma = 0.784, H = 6096\text{m}$ und $Ma = 0.655, H = 3048\text{m}, m = 220\,000\text{kg}, n = -1.0$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Aileron,in}$	+5.0°	+5.0°	+5.0°
	$\delta_{Aileron,out}$	+10.0°	+10.0°	+10.0°
Mach-Zahl	$Ma$	0.784	0.655	0.655
Flughöhe	$H$	6096m	3048m	3048m
Anstellwinkel	$\alpha$	-4.7°	-3.8°	-4.1°
Auftriebsbeiwert	$C_L$	-0.3563	-0.3064	-0.3061
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	-0.1395	-0.2488	-0.2617
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3575	0.3471	0.3419
<b>Rollmanöver</b> ( $Ma = 0.522, H = 0\text{m}, m = 220\,000\text{kg}, n = 2.0$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,out}$	+10.0°	+10.0°	+10.0°
	$\delta_{Aileron,in}$	+5.0°	+5.0°	+5.0°
Anstellwinkel	$\alpha$	5.3°	6.0°	5.8°
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.5978	0.5952	0.5954
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.3435	0.3308	0.3289
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3743	0.3667	0.3634

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 5.9: Ergebnisse für die Manöverlastfälle der konventionellen Flügel in Phase I.

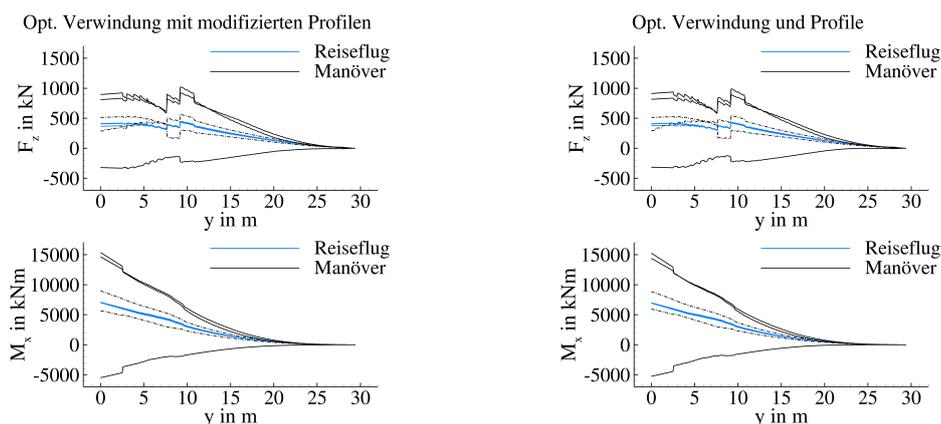


Abbildung 5.9: Überblick über die Schnittlasten der konventionellen Flügel in Phase I.

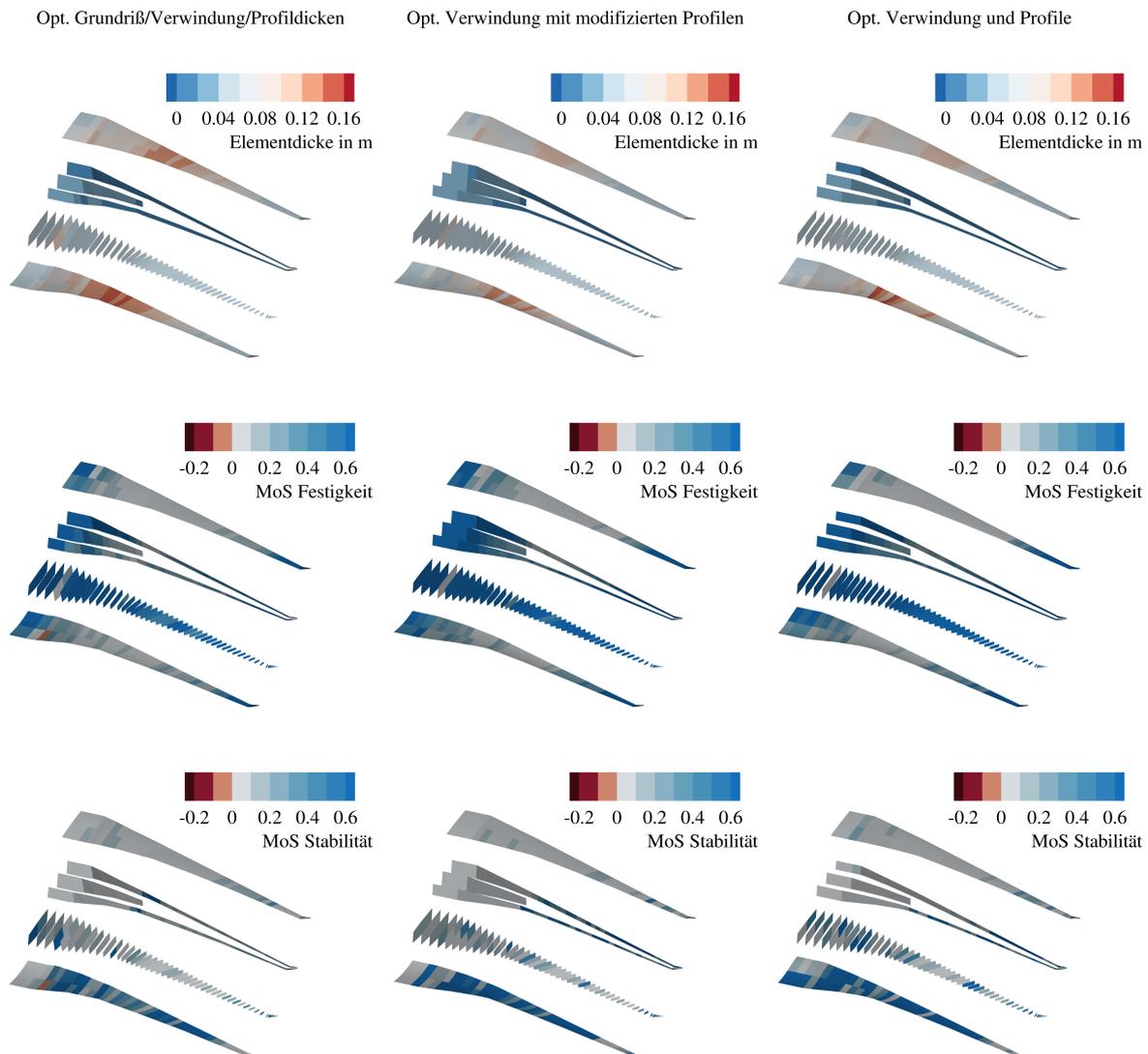


Abbildung 5.10: Überblick über die strukturmechanischen Eigenschaften der konventionellen Flügel in Phase I.

In Abbildung 5.10 wird ein Überblick über die strukturmechanischen Eigenschaften der betrachteten Flügel gegeben. Die gezeigten Elementdicken weisen auf die höchsten Belastungen im mittleren Flügelbereich hin. Dort sind die Schnittlasten im Verhältnis zur absoluten Höhe des Flügelkastens am höchsten. Am Verlauf der relativen Profildicken in Abbildung 5.6 wird deutlich, daß aus der multidisziplinären Profilloptimierung in diesem Bereich die größten relativen Profildicken resultieren. Beim Flügel mit den modifizierten Profilen sind die Elementdicken bei der Ober- und Unterschale und bei den Holmen am geringsten, weil hier entsprechend Abbildung 5.6 die absoluten Profildicken am größten sind. Die Unterschiede bei den Reserven gegenüber Festigkeits- und Stabilitätsversagen resultieren aus der Strukturdimensionierung für die unterschiedlichen Profیلgeometrien.

		Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken	Opt. Verwindung mit modifizierten Profilen	Opt. Verwindung und Profile
Masse der Oberschale	$m_{W, covers, us}$	4110 kg	3455 kg	3537 kg
Masse der Unterschale	$m_{W, covers, ls}$	3494 kg	3069 kg	3197 kg
Masse der Holme	$m_{W, spars}$	2414 kg	2866 kg	2306 kg
Masse der Rippen	$m_{W, ribs}$	2011 kg	2004 kg	1686 kg
Masse des Flügelkastens <sup>a</sup>	$m_{W, box}$	15 036 kg	14 242 kg	13 408 kg
Masse der Vorderkanten	$m_{W, LE}$	1406 kg	1449 kg	1450 kg
Masse der Hinterkanten	$m_{W, TE}$	4619 kg	4610 kg	4602 kg
Flügelmasse	$m_W$	23 511 kg	22 751 kg	21 910 kg
Höhenleitwerksmasse	$m_{HTP}$	2094 kg	2090 kg	2090 kg
Seitenleitwerksmasse	$m_{VTP}$	1582 kg	1582 kg	1582 kg
Betriebsleermasse	$m_{OE}$	114 127 kg	113 362 kg	112 522 kg
Flügelmassenverhältnis	$m_W/m_{MTO}$	0.1069	0.1034	0.0996
Betriebsleermassenverhältnis	$m_{OE}/m_{MTO}$	0.5188	0.5153	0.5115

<sup>a</sup> Werte sind mit einem Faktor von 1.25 skaliert, um zusätzliche Massen von Verbindungselementen und lokaler Verstärkungen für die Lasteinleitung zu berücksichtigen.

Tabelle 5.10: Ergebnisse für die Massen der konventionellen Flügel in Phase I.

In Tabelle 5.10 werden die aus der Strukturdimensionierung resultierenden Massen für die einzelnen Komponenten angegeben. Die Optimierung der Verwindung mit den modifizierten Profilen resultiert in einer Reduzierung der Flügelmasse von 3.2% gegenüber dem Flügel mit den ursprünglichen Profilen. Dies ist entsprechend den Werten in Tabelle 5.10 auf die Reduzierung der Massen von Ober- und Unterschale trotz Zunahme der Masse der Rippen zurückzuführen. Die Optimierung der Profilgeometrien und der Verwindung führt zu einer weiteren Reduzierung der Flügelmasse von 3.7%, was mit einer deutlichen Abnahme der Masse der Holme und Rippen zu begründen ist. Bei allen optimierten Flügeln liegt die Flügelmasse in der Größenordnung von 10% der maximalen Abflugmasse. Die Massen der Leitwerke sind aufgrund gleicher Flügelgrundrißgeometrien nahezu identisch.

### 5.3 Optimierungen des adaptiven Flügels in Phase II

In diesem Abschnitt werden die zentralen Ergebnisse der in Entwurfsphase II durchgeführten Optimierungen vorgestellt. Die in Phase II verwendeten Technologien werden in Abschnitt 4.2 beschrieben. Es wurde nur eine Iteration des in Abbildung 4.1b abgebildeten Prozesses durchlaufen. Der Fokus der Entwurfsphase II lag auf der Integration der Technologien des lastadaptiven Flügels und somit wurden die aus Entwurfsphase I resultierenden Profilgeometrien für alle weiteren Optimierungen des Flügels übernommen. Eine Veröffentlichung des ersten Teils der Ergebnisse erfolgte beim ECCOMAS-Kongress 2024 [14] und die Veröffentlichung der vollständigen Ergebnisse ist als Beitrag in einer Fachzeitschrift vorgesehen [11].

Im Rahmen der Entwurfsphase II erfolgte eine schrittweise Einführung der in Abschnitt 4.2 vorgestellten Technologien des lastadaptiven Flügels. In der ersten Optimierung erfolgte eine

Optimierung der Verwindungsverteilung nach Einführung der in Abschnitt 4.2.2 vorgestellten Strukturtechnologien. Die in Phase II eingeführte fortschrittliche Faserverbundbauweise wird hierbei durch erhöhte Dehngrenzen und lokalem Beulen ab „limit load“ charakterisiert. Ausgehend von der fortschrittlichen Faserverbundbauweise erfolgte eine Optimierung der Steuerflächenausschläge, auf die hier nicht weiter eingegangen werden soll und deren Ergebnisse in [14] veröffentlicht und in Abschnitt ohne Dokumentation angegeben sind. Anschließend wurde eine Optimierung des Flügelgrundrisses und der Verwindungsverteilung unter Vorgabe der vorher optimierten Steuerflächenausschläge durchgeführt. Zusätzlich erfolgte für den optimierten Flügelgrundriß eine Optimierung der Steuerflächenausschläge und der Verwindung. Die Optimierungen der Steuerflächenausschläge stellen entsprechend den Ausführungen von Abschnitt 4.2.1 die Technologie des adaptiven Flügels dar. In den Optimierungen der Steuerflächenausschläge werden die Gleitzahl im Reiseflug für verschiedene Flugzustände verbessert und die aerodynamischen Lasten bei den betrachteten Lastfällen reduziert.

In Tabelle 5.11 werden die in den entsprechenden Optimierungen des Flügels verwendeten Entwurfsparameter angegeben. Die zugehörige Parametrisierung wird in Abschnitt 3.3 beschrieben.

		Optimierte Verwindung	Optimierter Grundriß	Opt. Grundriß und Steuerflächenausschläge
Flügelfläche	$S$	-	1	-
Streckung	$A$	-	1	-
Pfeilung	$\varphi_{LE,6/2}, \varphi_{LE,11/6}$	-	2	-
Kinkpositionen	$\eta_6, \eta_9$	-	2	-
Zuspitzungen	$\lambda_{6/2}, \lambda_{9/6}, \lambda_{11/9}, \lambda_{15/11}$	-	4	-
V-Stellung	$\nu_{15/11}$	-	1	-
Verwindungsverteilung	$\varepsilon_1, \varepsilon_6, \varepsilon_8, \varepsilon_9, \varepsilon_{11}, \varepsilon_{15}$	5	6	6
Steuerflächentiefe	$\Delta(c_F/c)$	-	1	-
	$\delta_{Flap,in,FC1}$	-	-	1
	$\delta_{Flap,in,FC2}, \delta_{Flap,mid,FC2}, \delta_{Flap,out,FC2}$	-	-	3
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,in,FC3}$	-	-	1
	$\delta_{Flap,in,LC1}, \delta_{Aileron,in,LC1}, \delta_{Aileron,out,LC1}$	-	-	3
	$\delta_{Flap,in,LC2}, \delta_{Aileron,in,LC2}, \delta_{Aileron,out,LC2}$	-	-	3
Radaufstandspunkt	$x_{MG}/c_{MAC}$	-	1	-
Einstellwinkel des Triebwerks	$i_{Eng}$	-	-	1
Gesamtzahl globaler Entwurfsparameter	$n_{DP}$	5	19	18

Tabelle 5.11: Verwendete Entwurfsparameter bei den Optimierungen des adaptiven Flügels in Phase II.

Die aus den Optimierungen resultierenden Flügelgeometrien werden in Tabelle 5.12 und Abbildung 5.11 zusammenfassend dargestellt. Der optimierte Flügelgrundriß weist entsprechend

		Optimierte Verwindung	Optimierter Grundriß	Opt. Grundriß und Steuerflächen-ausschläge
Flügelfläche	$S_W$	337.259 m <sup>2</sup>	334.620 m <sup>2</sup>	334.620 m <sup>2</sup>
Spannweite	$b_W$	58.889 m	62.853 m	62.853 m
Bezugsflügeltefe	$c_{MAC,W}$	7.585 m	7.273 m	7.273 m
Streckung Flügel	$A_W$	10.283	11.806	11.806
Zuspitzung Flügel	$\lambda_W$	0.036	0.033	0.033
Pfeilwinkel Vorderkante	$\varphi_{W,LE,4}$	39.6°	39.3°	39.3°
	$\varphi_{W,LE,9}$	34.5°	35.1°	35.1°

Tabelle 5.12: Ergebnisse für die Geometrien der adaptiven Flügel in Phase II.

Tabelle 5.12 eine geringfügig reduzierte Flügelfläche und eine um 6.7 % vergrößerte Spannweite auf. Dies resultiert in einer Zunahme der Flügelstreckung in der Größenordnung von 15 % und einer Abnahme der Bezugsflügeltefe von 4.1 %. Der aus der Optimierung des Flügelgrundrisses resultierende Flügel ist stärker zugespitzt und die Unterschiede beim Pfeilwinkel der Vorderkante

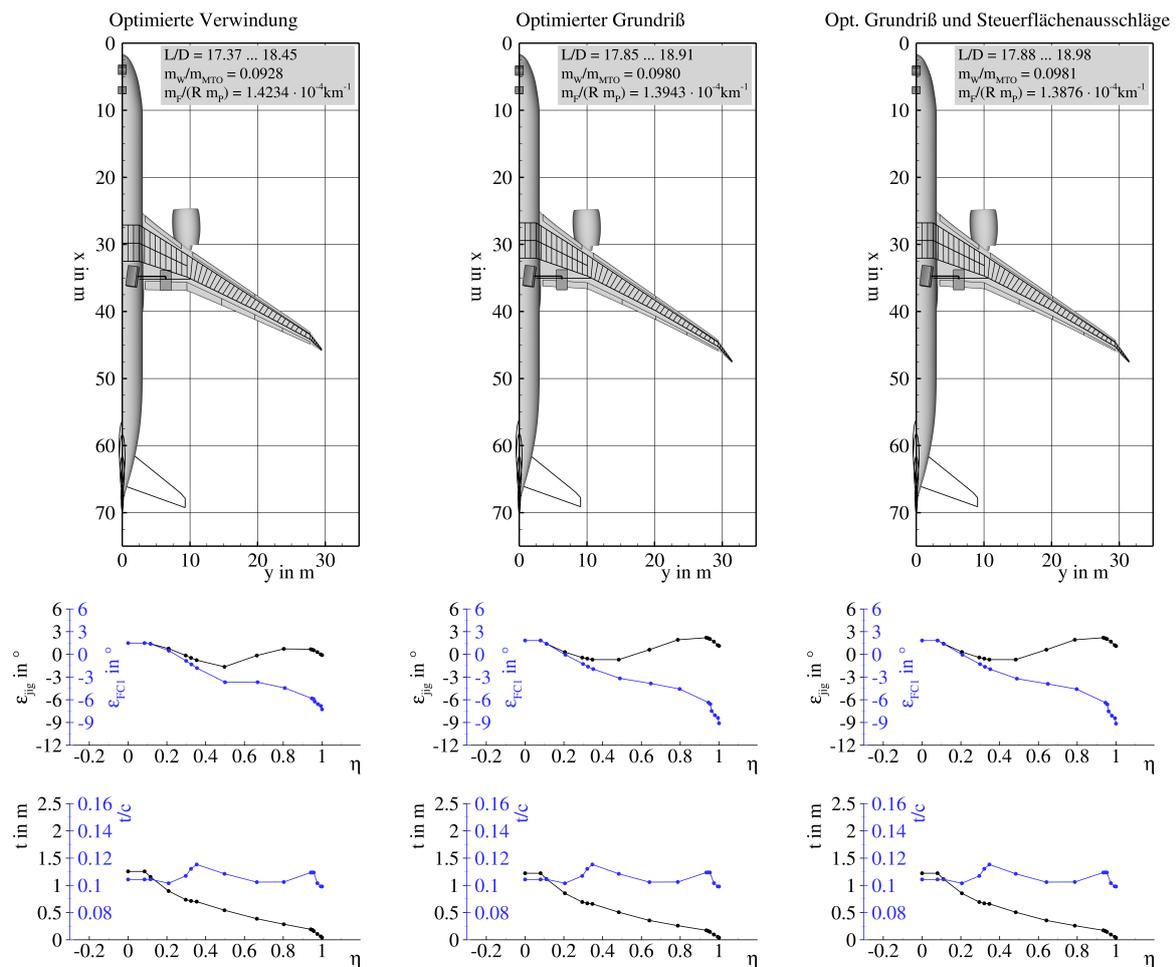


Abbildung 5.11: Überblick über die Flügelgeometrien der adaptiven Flügel in Phase II.

sind gering. Diese Vorderkantenpfeilung eignet sich somit für den effizienten transsonischen Reiseflug und ermöglicht eine deutliche Vergrößerung der Streckung unter Berücksichtigung der geometrischen Nebenbedingungen der Triebwerks- und Fahrwerksintegration.

Bei der Verwindungsverteilung ergeben sich entsprechend Abbildung 5.11 beim Flügel mit optimiertem Flügelgrundriß größere Unterschiede zwischen der Verteilung im unbelasteten Zustand („jig shape“) und der Verteilung im Reiseflug. Diese Unterschiede sind im wesentlichen auf die reduzierte Biegesteifigkeit des Flügels mit höherer Streckung und die aus der geometrischen Biege-Torsionskopplung des gepfeilten Flügels resultierende Verwindung zurückzuführen. Die Profildickenverteilungen aller betrachteten Flügel sind aufgrund einer identischen Profilierung entsprechend Abbildung 5.11 sehr ähnlich.

Mit der Optimierung des Flügelgrundrisses unter Vorgabe von geeigneten Steuerflächenausschlägen zur Verbesserung der Gleitzahl im Reiseflug und zur Manöverlastreduktion konnte eine Reduzierung des kombinierten Kraftstoffverbrauchs von 2% erzielt werden. Diese Verbesserung wird maßgeblich von den in Tabelle 5.13 angegebenen höheren Gleitzahlen unter den betrachteten Reiseflugbedingungen bestimmt. Die Optimierung der Steuerflächenausschläge und Verwindungsverteilung, ausgehend vom vorher optimierten Flügelgrundriß, führt zu einer weiteren Reduzierung des kombinierten Kraftstoffverbrauchs von 0.5%. Dies ist im Wesentlichen auf die optimierte Adaption der Auftriebsverteilung an die betrachteten Flugzustände zurückzuführen. Aus den Optimierungen des Flügelgrundrisses und der anschließenden Optimierung der Steuerflächenausschläge folgen leicht erhöhte Anstellwinkel im Reiseflug gegenüber der optimierten Verwindungsverteilung, welche sich in einem Bereich von  $3.6^\circ \leq \alpha \leq 4.1^\circ$  befinden und damit ebenfalls über den zulässigen Werten von  $\alpha \leq 2^\circ$  einer typischen Kabinennutzung liegen. In Abschnitt 7.3 wird auf diesen Sachverhalt näher eingegangen.

Die Auswertung der aerodynamischen Eigenschaften in Abbildung 5.12 zeigt im Hinblick auf den induzierten Widerstand keine bedeutenden Unterschiede. Bei ähnlichen relativen Lagen der Druckpunkte in Spannweitenrichtung ergeben sich vergleichbare Oswaldfaktoren mit Ausnahme des Flügels mit den optimierten Steuerflächenausschlägen. Mit der Adaption der Auftriebsverteilung konnte eine leichte Verbesserung des Oswaldfaktors und der Gleitzahl erzielt werden. Die isentrope Machzahlverteilung zeigt bei den Flügeln mit dem optimierten Grundriß eine Verbesserung des mit Widerstand behafteten Doppelstoßsystems. Bei den Flügeln mit dem optimierten Grundriß werden die Profile im Außenflügelbereich aerodynamisch etwas höher belastet. Die Flügel mit dem optimierten Grundriß weisen aufgrund der reduzierten Biegesteifigkeit des Flügelkastens deutlich größere Verformungen im Reise- und Manöverflug entsprechend Abbildung 5.12 auf. Weiterhin unterscheiden sich die Auslenkungen des Flügels zwischen Reise- und Manöverflug mit  $n = 2.5$  bei den Flügeln mit dem optimierten Grundriß deutlich weniger als beim Flügel mit geringerer Streckung. Dies ist im Wesentlichen auf die Einführung der erweiterten Funktionen zur Lastadaption bei den Flügeln mit dem optimierten Grundriß zurückzuführen. Die Verschiebung des Auftriebs zum Innenflügel hin, ist bei den Flügeln mit optimiertem Grundriß durch die erweiterte Manöverlastreduktion deutlich erkennbar. Der in schwarz in die Auftriebsverteilung eingezeichnete Punkt gibt die Position des Schwerpunkts der Auftriebverteilung an. Der absolute Wert ist bei den hier betrachteten Flügeln ähnlich, obwohl die Flügel mit dem optimierten Grundriß ein deutlich größere Spannweite aufweisen. Die hier zugrundeliegenden Steuerflächenausschläge sind in Tabelle 5.14 angegeben. Mit dem relativ großen Ausschlag der Klappe im Innenflügelbereich in der Größenordnung von  $\delta_{Flap,in} = +15^\circ$  wird die Wirksamkeit der Lastadaption im Manöverflug nochmals deutlich verbessert.

## 5 Ergebnisse

		Optimierte Verwindung	Optimierter Grundriß	Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge
<b>Bewertungsmission</b> ( $Ma = 0.83$ , $m_P = 40800$ kg, $R = 7408$ km, $w = 0.6$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-2.5°	-2.6°
Anstellwinkel	$\alpha$	3.6°	4.0°	4.1°
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4785	0.4820	0.4821
Oswaldfaktor	$e$	0.845	0.845	0.862
Gleitzahl	$L/D$	18.32	18.80	18.87
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4537	0.4210	0.4250
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3804	0.3801	0.3802
Nutzlast	$m_P$	40800 kg	40800 kg	40800 kg
Ausnutzung Tankvolumen	$V_{F,req}/V_F$	0.6043	0.6247	0.6222
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.3819 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.3562 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.3509 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$
<b>Bewertungsmission mit höherer Fluggeschwindigkeit</b> ( $Ma = 0.85$ , $m_P = 40800$ kg, $R = 7408$ km, $w = 0.1$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-1.0°	-0.9°
	$\delta_{Flap,mid}$	0.0°	0.0°	+0.1°
	$\delta_{Flap,out}$	0.0°	+0.5°	+0.5°
Anstellwinkel	$\alpha$	3.4°	3.6°	3.6°
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4606	0.4645	0.4642
Oswaldfaktor	$e$	0.840	0.833	0.844
Gleitzahl	$L/D$	17.37	17.85	17.88
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4726	0.4526	0.4600
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3790	0.3745	0.3740
Startmasse	$m_{TO}$	201 703 kg	201 798 kg	201 730 kg
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4473 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.4169 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.4147 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$
<b>Entwurfsmission</b> ( $Ma = 0.83$ , $R = 11112$ km, $w = 0.3$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-1.5°	-1.7°
Anstellwinkel	$\alpha$	3.8°	4.0°	4.1°
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4875	0.4913	0.4915
Oswaldfaktor	$e$	0.841	0.832	0.848
Gleitzahl	$L/D$	18.45	18.91	18.98
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4441	0.4189	0.4219
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3781	0.3741	0.3744
Nutzlast	$m_P$	38479 kg	38670 kg	38854 kg
Ausnutzung Tankvolumen	$V_{F,req}/V_F$	0.8946	0.9244	0.9218
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4986 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.4631 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.4520 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$
<b>Zielfunktion</b>				
Kombinierter Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4234 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.3943 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.3876 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 5.13: Ergebnisse für die Flugmissionen der adaptiven Flügel in Phase II.

### 5.3 Optimierungen des adaptiven Flügels in Phase II

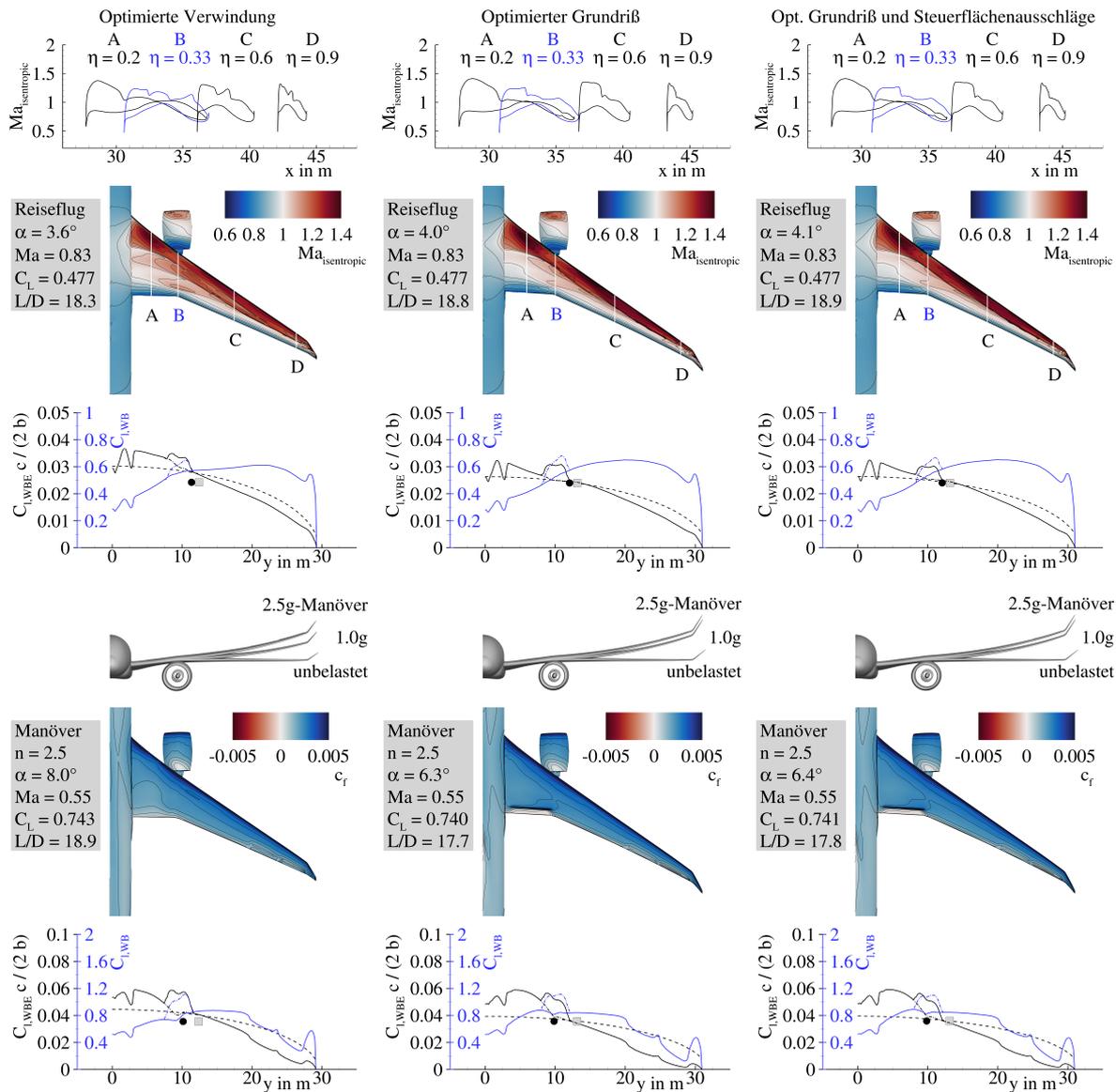


Abbildung 5.12: Überblick über die aerodynamischen Eigenschaften der adaptiven Flügel in Phase II.

Die Verteilung des Reibungsbeiwerts im Manöverflug zeigt entsprechend Abbildung 5.12 durchgehend positive Werte und es liegt folglich vollständig anliegende Strömung bei allen hier betrachteten Flügeln vor. Lediglich die ausgeschlagene Klappe im Innenflügelbereich operiert an der Grenze ihrer Wirksamkeit. Die am Flügel auftretenden Schnittlasten werden in Abbildung 5.13 gezeigt. Beim den Flügeln mit dem optimierten Grundriß wird durch die erweiterte Manöverlastreduktion ein gegenüber dem aus Phase I resultierenden Grundriß ähnliches Lastniveau erzielt. Weiterhin wird deutlich, daß sich die Schnittlasten im mittleren Flügelbereich zwischen Reise- und Manöverflug bei den Flügeln mit dem optimierten Grundriß deutlich weniger unterscheiden als beim aus Phase I resultierenden Grundriß. Hiermit sind die geringeren Unterschiede bei den Flügelverformungen in Abbildung 5.12 zu begründen.

## 5 Ergebnisse

		Optimierte Verwindung	Optimierter Grundriß	Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge
<b>2.5g-Manöver</b> ( $Ma = 0.552, H = 0\text{m}, m = 220\,000\text{kg}, n = 2.5$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	+15.0°	+15.2°
	$\delta_{Aileron,in}$	-10.0°	-12.5°	-12.0°
	$\delta_{Aileron,out}$	-15.0°	-20.0°	-19.9°
Anstellwinkel	$\alpha$	8.0°	6.3°	6.4°
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.7460	0.7489	0.7499
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.2047	0.2505	0.2534
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3386	0.3072	0.3071
<b>-1.0g-Manöver</b> ( $Ma = 0.655, H = 3048\text{m}, m = 220\,000\text{kg}, n = -1.0$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-17.5°	-19.5°
	$\delta_{Aileron,in}$	+5.0°	+20.0°	+19.9°
	$\delta_{Aileron,out}$	+10.0°	+15.0°	+13.8°
Anstellwinkel	$\alpha$	-4.0°	-1.9°	-1.7°
Auftriebsbeiwert	$C_L$	-0.3049	-0.3038	-0.3051
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	-0.2843	-0.0680	-0.0616
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3292	0.2243	0.2182
<b>Rollmanöver</b> ( $Ma = 0.522, H = 0\text{m}, m = 220\,000\text{kg}, n = 2.0$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,out}$	+10.0°	+10.0°	+10.0°
	$\delta_{Aileron,in}$	+5.0°	+5.0°	+5.0°
Anstellwinkel	$\alpha$	6.1°	6.3°	6.4°
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.5950	0.6005	0.6007
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.3179	0.2834	0.2867
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3630	0.3473	0.3472

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 5.14: Ergebnisse für die Manöverlastfälle der adaptiven Flügel in Phase II.

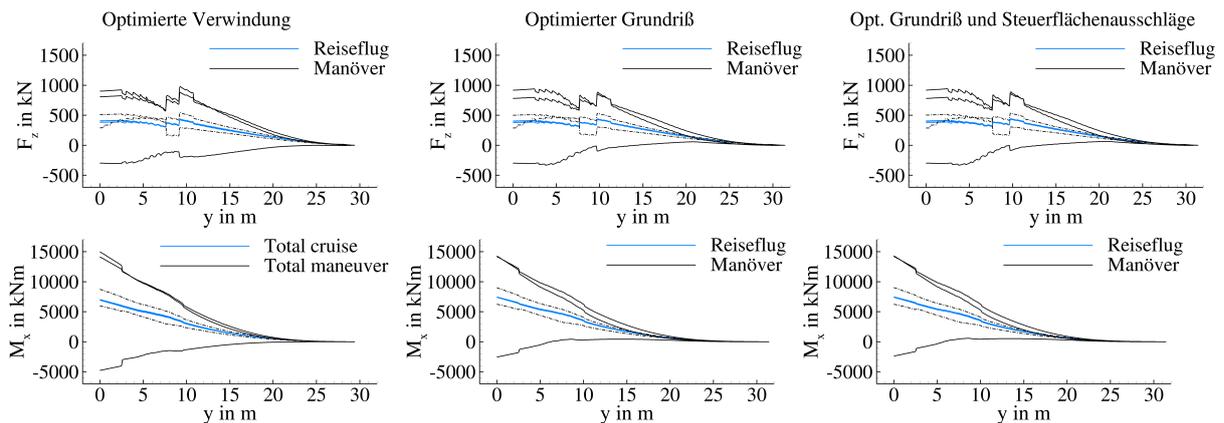


Abbildung 5.13: Überblick über die Schnittlasten der adaptiven Flügel in Phase II.

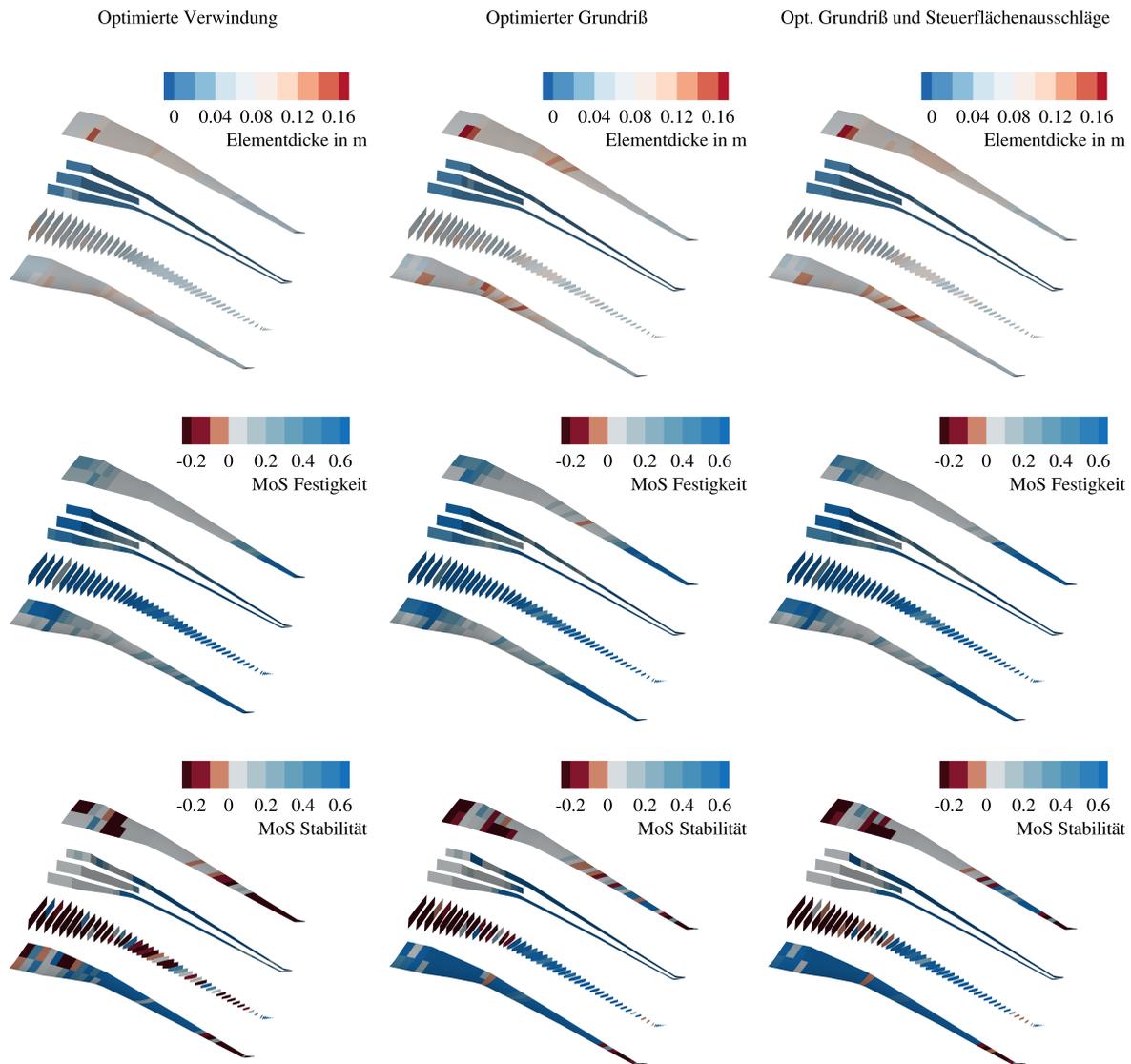


Abbildung 5.14: Überblick über die strukturmechanischen Eigenschaften der adaptiven Flügel in Phase II.

In Abbildung 5.14 wird ein Überblick über die strukturmechanischen Eigenschaften der adaptiven Flügel in Phase II gegeben. Die gezeigten Elementdicken weisen auf die höchsten Belastungen im mittleren Flügelbereich hin. Dort sind die Schnittlasten im Verhältnis zur absoluten Höhe des Flügelkastens am höchsten. Am Verlauf der relativen Profildicken in Abbildung 5.11 wird deutlich, daß aus der multidisziplinären Profilloptimierung in Phase I die größten relativen Profildicken in diesem Bereich des Flügels resultieren. Bei den Flügeln mit optimiertem Grundriß sind die Elementdicken bei der Ober- und Unterschale des Flügels etwas größer als beim in Phase I optimierten Grundriß. Die Reserven gegenüber Festigkeit zeigen bei allen betrachteten Flügeln eine gute Ausnutzung des Werkstoffs mit Ausnahme der Schalen im Außenflügelbereich, der Holme im Innenflügelbereich und der Rippen.

		Optimierte Verwindung	Optimierter Grundriß	Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge
Masse der Oberschale	$m_{W, covers, us}$	3313 kg	3800 kg	3801 kg
Masse der Unterschale	$m_{W, covers, ls}$	2655 kg	2862 kg	2863 kg
Masse der Holme	$m_{W, spars}$	1987 kg	2069 kg	2065 kg
Masse der Rippen	$m_{W, ribs}$	1565 kg	1718 kg	1729 kg
Masse des Flügelkastens <sup>a</sup>	$m_{W, box}$	11 900 kg	13 062 kg	13 074 kg
Masse der Vorderkanten	$m_{W, LE}$	1449 kg	1463 kg	1463 kg
Masse der Hinterkanten	$m_{W, TE}$	4619 kg	4593 kg	4591 kg
Flügelmasse	$m_W$	20 418 kg	21 568 kg	21 578 kg
Höhenleitwerksmasse	$m_{HTP}$	2093 kg	1991 kg	1991 kg
Seitenleitwerksmasse	$m_{VTP}$	1584 kg	1677 kg	1677 kg
Betriebsleermasse	$m_{OE}$	111 035 kg	112 176 kg	112 186 kg
Flügelmassenverhältnis	$m_W / m_{MTO}$	0.0928	0.0980	0.0981
Betriebsleermassenverhältnis	$m_{OE} / m_{MTO}$	0.5047	0.5099	0.5099

<sup>a</sup> Werte sind mit einem Faktor von 1.25 skaliert, um zusätzliche Massen von Verbindungselementen und lokaler Verstärkungen für die Lasteinleitung zu berücksichtigen.

Tabelle 5.15: Ergebnisse für die Massen der adaptiven Flügel in Phase II.

Die unzureichenden Reserven bei den adaptiven Flügel in Phase II sind auf das fortschrittliche Strukturkonzept zurückzuführen, welches lokales Beulen ab „limit load“ erlaubt. Die roten Bereiche des Flügelkastens zeigen die Regionen des Flügelkastens, welche eine leichtere Bauweise durch die Technologie des „post buckling“ ermöglicht. In Tabelle 5.15 werden die aus der Strukturdimensionierung resultierenden Massen für die einzelnen Komponenten angegeben. Aus der Optimierung des Flügelgrundrisses resultiert eine Zunahme der Flügelmasse um 5.6 %, gegenüber dem Flügel mit dem Grundriß aus Phase I nach Einführung der fortschrittlichen Strukturtechnologien und Optimierung der Verwindungsverteilung. Mit der Optimierung der Steuerflächenausschläge beim optimierten Flügelgrundriß wurde keine weitere Reduzierung der Strukturmasse des Flügelkastens erreicht, weil die bei der Optimierung des Flügelgrundrisses vorgegebenen Steuerflächenausschläge schon nah am Optimum im Hinblick auf die Lastreduktion waren. Bei den Flügeln mit optimiertem Grundriß liegt die Flügelmasse in der Größenordnung von 10 % der maximalen Abflugmasse.

### 5.3.1 Finaler Entwurf des adaptiven Flügels

Der finale Entwurf des lastadaptiven Flügels erfolgte durch eine manuelle Modifikation des Flügelkastens und eine anschließende Optimierung der Verwindungsverteilung. Ausgehend vom Ergebnis der „Optimierung von Grundriß und Steuerflächenausschlägen“ von Abschnitt 5.3 zeigten die Ergebnisse des Prozesses „Lastenanalyse und aeroelastischer Entwurf“ entsprechend Abbildung 4.1b aeroelastische Instabilitäten in der Schwenkbewegung. Mit einer manuellen Verschiebung des Hinterholms wurde die Schwenksteifigkeit des Flügelkastens erhöht, um diesen Aspekt in der multidisziplinären Flügeloptimierung zu berücksichtigen.

Weiterhin erfolgte eine Anbindung des Fahrwerksträgers an die Flügelrippe am Kink entsprechend Abbildung 5.15, um eine verbesserte Krafteinleitung der Fahrwerkslasten zu erzielen. Mit einer kombinierten Krafteinleitung der Triebwerksanbindung und des Fahrwerksträgers an einer Flügelrippe sind Einsparungen bei der Masse der benötigten Verstärkungen zu erwarten. Bei dem verwendeten Ansatz zur Modellierung des Flügelkastens liegt der Fokus auf den globalen strukturellen Eigenschaften des Flügelkastens und die lokalen Aspekte der Krafteinleitung werden vernachlässigt.

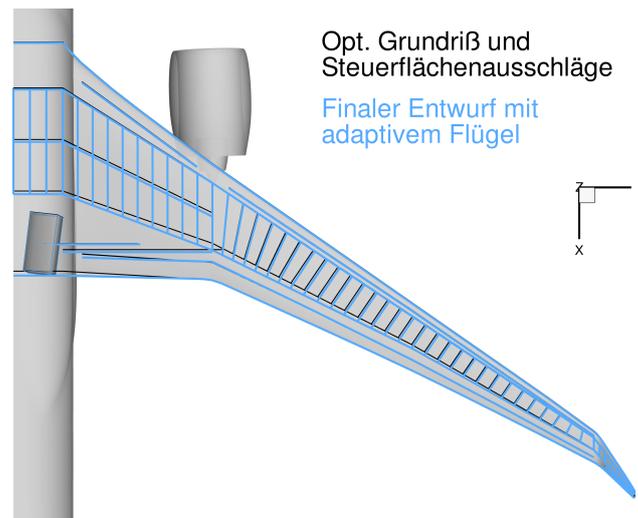


Abbildung 5.15: Finaler Entwurf des adaptiven Flügels durch manuelle Modifikation des Grundrisses.

Die manuelle Modifikation des Flügels beinhaltet auch eine Reduzierung der Hinterkantenpfeilung im Innenflügelbereich, um die aerodynamische Leistung des Hochauftriebssystems zu steigern. In Abbildung 5.15 sind die manuellen Modifikationen der Außen- und Innengeometrie dargestellt. Die Ergebnisse des finalen Entwurfs des lastadaptiven Flügels werden in Abschnitt 5.1 vorgestellt.

## 5.4 Studie zum hochgestreckten Flügel

In diesem Abschnitt werden die Ergebnisse einer Studie zum hochgestreckten Flügel vorgestellt. Die verwendeten Technologien entsprechen denen von Phase II und werden in Abschnitt 4.2 beschrieben. Eine Veröffentlichung der Ergebnisse erfolgte beim ICAS-Kongress 2024 [15].

Im Rahmen der Entwurfsphase II erfolgte die Untersuchung eines Flügels mit einer Streckung von  $A_W = 13.5$ , um ein besseres Verständnis für die Potentiale und Herausforderungen einer weiteren Steigerung der Flügelstreckung unter den hier betrachteten Nebenbedingungen zu entwickeln. In dieser Studie werden die Ergebnisse von drei multidisziplinär optimierten Flügeln unterschiedlicher Streckung gegenübergestellt. Der erste Flügel stellt den in Entwurfsphase I optimierten Flügelgrundriß unter Berücksichtigung der fortschrittlichen Strukturtechnologien aus Phase II und anschließender Optimierung der Verwindungsverteilung dar. Auf Basis der in Abschnitt 3.3 eingeführten Parametrisierung der Flügelgeometrie und der in Tabelle 3.8 vorgestellten geometrischen Nebenbedingungen wurde ein Flügelgrundriß mit einer möglichst hohen

Streckung ermittelt. Dabei beschränken die geometrische Integration des Fahrwerks im Flügel und die Installation der Triebwerks gondel unter dem Flügel den Entwurfsraum mit zunehmender Flügelstreckung immer stärker. Der ermittelte Flügelgrundriß mit einer Streckung von  $A_W = 13.5$  erfüllt alle geometrischen Nebenbedingungen und stellt eine realistische Flügelgeometrie als Basis für eine Optimierung der Steuerflächenausschläge und Verwindungsverteilung dar. Als letzter Flügel des Vergleichs wird der in Entwurfsphase II optimierte Flügelgrundriß des adaptiven Flügels verwendet.

In Tabelle 5.16 werden die in den entsprechenden Optimierungen des Flügels verwendeten Entwurfparameter angegeben. Die zugehörige Parametrisierung wird in Abschnitt 3.3 beschrieben.

		Optimierte Verwindung	Optimierte Steuerflächen-ausschläge	Opt. Grundriß und Steuerflächen-ausschläge
Verwindungsverteilung	$\varepsilon_1, \varepsilon_6, \varepsilon_8, \varepsilon_9, \varepsilon_{11}, \varepsilon_{15}$	5	6	6
Steuerflächen-ausschläge	$\delta_{Flap,in,FC1}$	-	1	1
	$\delta_{Flap,in,FC2}, \delta_{Flap,mid,FC2}, \delta_{Flap,out,FC2}$	-	3	3
	$\delta_{Flap,in,FC3}$	-	1	1
	$\delta_{Flap,in,LC1}, \delta_{Aileron,in,LC1}, \delta_{Aileron,out,LC1}$	-	3	3
	$\delta_{Flap,in,LC2}, \delta_{Aileron,in,LC2}, \delta_{Aileron,out,LC2}$	-	3	3
Einstellwinkel des Triebwerks	$i_{Eng}$	-	1	1
Gesamtzahl globaler Entwurfparameter	$n_{DP}$	5	18	18

Tabelle 5.16: Verwendete Entwurfparameter bei der Studie zum hochgestreckten Flügel.

Die aus den Optimierungen resultierenden Flügelgeometrien werden in Tabelle 5.17 und Abbildung 5.16 zusammenfassend dargestellt. Der Flügelgrundriß mit der Streckung von  $A_W = 13.5$  weist entsprechend Tabelle 5.17 eine geringfügig reduzierte Flügelfläche und eine um 14 % vergrößerte Spannweite gegenüber dem in Phase I optimierten Flügelgrundriß auf. Dies resultiert in einer Zunahme der Flügelstreckung in der Größenordnung von 30 % und einer Abnahme der Bezugsflügelteufe von 2.8 %. Der in Entwurfsphase II optimierte Flügelgrundriß liegt mit einer Streckung von  $A_W = 11.8$  zwischen diesen Werten. Die Bezugsflügelteufe ist bei diesem Flügel am geringsten. Der Flügel mit der Streckung von  $A_W = 13.5$  ist stärker zugespitzt und die Unterschiede beim Pfeilwinkel der Vorderkante sind im Außenflügelbereich relativ gering. Diese Vorderkantenpfeilung eignet sich für den effizienten transsonischen Reiseflug. Die höhere Pfeilung der Vorderkante im Innenflügelbereich resultiert aus der deutlichen Vergrößerung der Streckung unter Berücksichtigung der geometrischen Nebenbedingungen der Triebwerks- und Fahrwerksintegration.

Bei der Verwindungsverteilung ergeben sich entsprechend Abbildung 5.16 beim Flügelgrundriß mit der Streckung von  $A_W = 13.5$  deutlich größere Unterschiede zwischen der Verteilung im unbelasteten Zustand („jig shape“) und der Verteilung im Reiseflug. Diese großen Unterschiede

		Optimierte Verwindung	Optimierte Steuerflächen-ausschläge	Opt. Grundriß und Steuerflächen-ausschläge
Flügelfläche	$S_W$	337.259 m <sup>2</sup>	333.854 m <sup>2</sup>	334.620 m <sup>2</sup>
Spannweite	$b_W$	58.889 m	67.142 m	62.853 m
Bezugsflügelteiefe	$c_{MAC,W}$	7.585 m	7.373 m	7.273 m
Streckung Flügel	$A_W$	10.283	13.503	11.806
Zuspitzung Flügel	$\lambda_W$	0.036	0.029	0.033
Pfeilwinkel Vorderkante	$\Phi_{W,LE,4}$	39.6°	42.5°	39.3°
	$\Phi_{W,LE,9}$	34.5°	35.2°	35.1°

Tabelle 5.17: Ergebnisse für die Geometrien der Studie zum hochgestreckten Flügel.

sind im Wesentlichen auf die signifikant reduzierte Biegesteifigkeit des Flügels mit höherer Streckung und die aus der geometrischen Biege-Torsionskopplung des gepfeilten Flügels resultierende Verwindung zurückzuführen. Auch bei den Unterschieden in der Verwindungsverteilung von unbelasteten Zustand („jig shape“) und Reiseflug liegt der in Entwurfsphase II optimierte

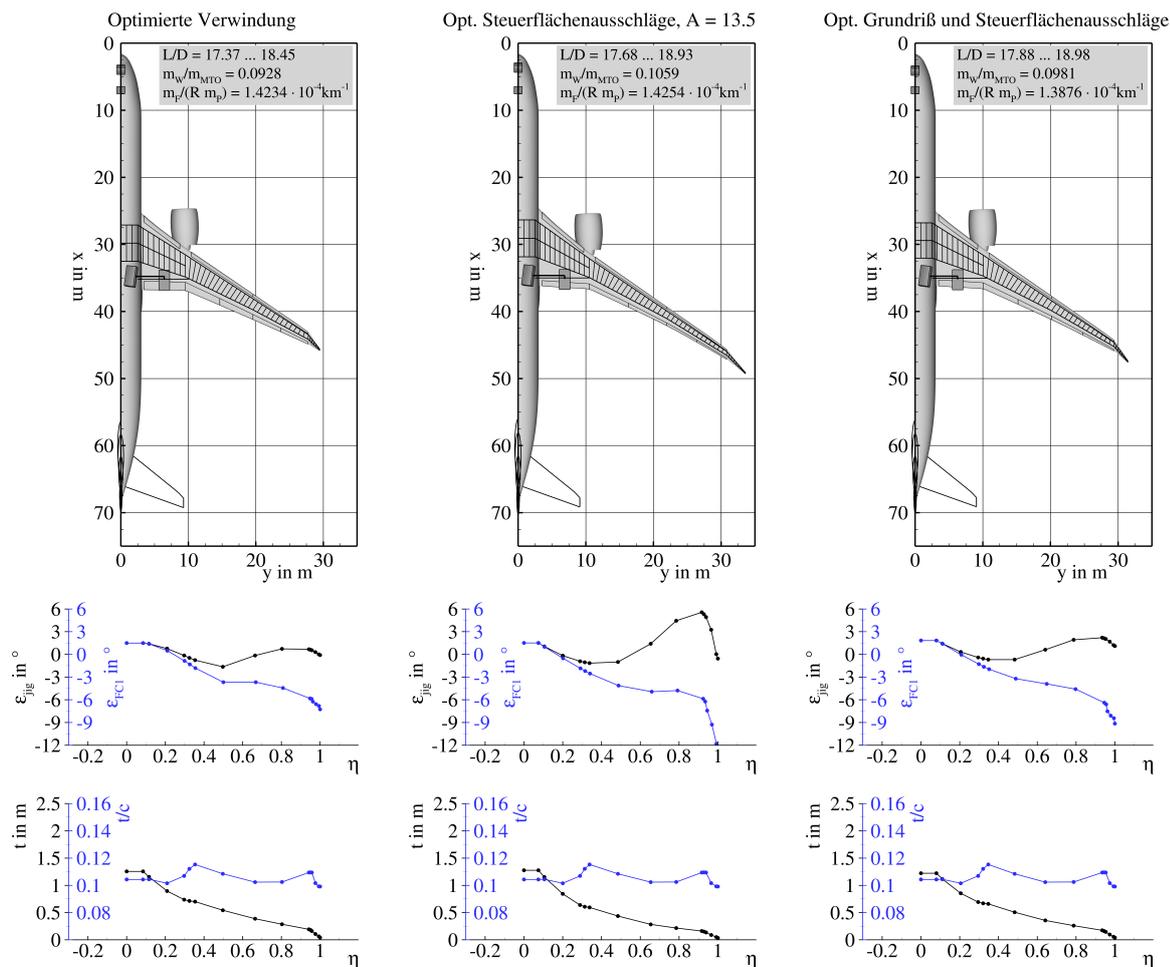


Abbildung 5.16: Überblick über die Flügelgeometrien der Studie zum hochgestreckten Flügel.

Flügelgrundriß zwischen den beiden anderen Flügeln. Die Profildickenverteilungen aller betrachteten Flügel sind aufgrund einer identischen Profilierung entsprechend Abbildung 5.16 sehr ähnlich.

Die Ergebnisse in Tabelle 5.18 zeigen eine Steigerung der Gleitzahl zwischen 1.8 % und 2.9 % in Abhängigkeit von der betrachteten Flugmission für den Flügelgrundriß mit der Streckung von  $A_W = 13.5$  im Vergleich zum in Phase I optimierten Flügelgrundriß. Gleichzeitig vergrößert sich die Flügelmasse um 14.1 % entsprechend den Werten in Tabelle 5.20, obwohl die Technologien des adaptiven Flügels beim Flügelgrundriß mit der Streckung von  $A_W = 13.5$  zusätzlich berücksichtigt wurden. Der resultierende Kraftstoffverbrauch für die Konfiguration mit der Streckung von  $A_W = 13.5$  zeigt Vorteile für die Bewertungsmission und Nachteile für die Entwurfsmission mit größerer Reichweite im Vergleich zur Konfiguration mit dem in Phase I optimierten Flügelgrundriß. Dies führt zu einem ähnlichen Zielfunktionswert beim kombinierten Kraftstoffverbrauch.

Mit der Optimierung des Flügelgrundrisses und der Steuerflächenausschläge in Phase II wurde eine ähnlich hohe Gleitzahl im Vergleich zum Flügel mit der Streckung von  $A_W = 13.5$  entsprechend den Werten in Tabelle 5.18 erreicht und gleichzeitig der Anstieg der Flügelmasse auf 5.7 % entsprechend Tabelle 5.20 begrenzt. Die hohe Gleitzahl beim in Phase II optimierten Flügelgrundriß lässt sich durch die günstigere Auftriebsverteilung im Reiseflug entsprechend den in Abbildung 5.17 gezeigten Auftriebsverteilungen erklären, welche im Vergleich zum in Entwurfsphase I optimierten Flügelgrundriß unter Verwendung der adaptiven Flügeltechnologie noch höhere Oswaldfaktoren aufweist. Die in den betrachteten Flugmissionen erzielten Oswaldfaktoren werden in Tabelle 5.18 angegeben. Daraus resultiert eine Reduzierung des kombinierten Kraftstoffverbrauchs von 2.7 % beim in Entwurfsphase II optimierten Flügel gegenüber dem Flügel mit der Streckung von  $A_W = 13.5$ .

Die optimierten Verwindungsverteilungen der Konfigurationen mit adaptiver Flügeltechnologie in Abbildung 5.17 zeigen größere Unterschiede zwischen den Verwindungswinkeln im unbelasteten Zustand („jig shape“) im Vergleich zum Reiseflug aufgrund der Zunahme der Verformungen in Abbildung 5.17. Die Unterschiede in den in Abbildung 5.17 gezeigten Flügelverformungen zwischen dem Reiseflug und dem Manöverflug mit  $n = 2.5$  sind ein Indikator dafür, wie gut die Adaption der Auftriebsverteilung durch die Verwendung optimierter Steuerflächenausschläge funktioniert.

Der Anstieg der Gleitzahl im Reiseflug lässt sich durch die Kombination aus erhöhter Flügelstreckung und dem Oswaldfaktor in Bezug auf den induzierten Luftwiderstand erklären. Die Verlagerung des Auftriebs nach außen wird aerodynamisch durch einen Anstieg der lokalen Auftriebsbeiwerte (blaue Kurve in Abbildung 5.17) am Außenflügel und den entsprechenden nichtlinearen Anstieg des transsonischen Wellenwiderstands begrenzt.

In Abbildung 5.17 werden die isentropen Machzahlverteilungen der betrachteten Flügel für die Bewertungsmission dargestellt. Das Doppelstoßsystem des in Phase I optimierten Flügelgrundrisses wurde durch die Optimierung der Steuerflächenausschläge beim Flügel mit der Streckung von  $A_W = 13.5$  und beim Flügel mit dem in Entwurfsphase II optimierten Grundriß deutlich verbessert. Die Verbesserungen der Reiseflugleistung in Bezug auf die Gleitzahl resultieren aus dem optimalen Kompromiss zwischen induziertem und transsonischem Wellenwiderstand.

Die Auftriebsverteilungen für den Manöverflug mit  $n = 2.5$ , welche maßgebend für die Strukturauslegung sind, werden ebenfalls in Abbildung 5.17 gezeigt. Hier wird die ausgeprägte Verschiebung des Auftriebs in Richtung des inneren Flügels deutlich. Diese Verschiebung reduziert

		Optimierte Verwindung	Optimierte Steuerflächen- ausschläge	Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge
<b>Bewertungsmission</b> ( $Ma = 0.83$ , $m_P = 40800\text{kg}$ , $R = 7408\text{km}$ , $w = 0.6$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-0.9°	-2.6°
Anstellwinkel	$\alpha$	3.6°	4.4°	4.1°
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4785	0.4838	0.4821
Oswaldfaktor	$e$	0.845	0.755	0.862
Gleitzahl	$L/D$	18.32	18.86	18.87
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4537	0.4332	0.4250
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3804	0.3572	0.3802
Startmasse	$m_{TO}$	199450kg	201960kg	199533kg
Ausnutzung Tankvolumen	$V_{F,req}/V_F$	0.6043	0.6253	0.6222
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.3819 \times 10^{-4}\text{km}^{-1}$	$1.3678 \times 10^{-4}\text{km}^{-1}$	$1.3509 \times 10^{-4}\text{km}^{-1}$
<b>Bewertungsmission mit höherer Flugeschwindigkeit</b> ( $Ma = 0.85$ , $m_P = 40800\text{kg}$ , $R = 7408\text{km}$ , $w = 0.1$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-1.7°	-0.9°
	$\delta_{Flap,mid}$	0.0°	+0.5°	+0.2°
	$\delta_{Flap,out}$	0.0°	-2.4°	+0.5°
Anstellwinkel	$\alpha$	3.4°	4.3°	3.6°
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4606	0.4666	0.4642
Oswaldfaktor	$e$	0.840	0.739	0.844
Gleitzahl	$L/D$	17.37	17.68	17.88
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4726	0.4275	0.4600
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3790	0.3545	0.3740
Startmasse	$m_{TO}$	201703kg	204736kg	201730kg
Ausnutzung Tankvolumen	$V_{F,req}/V_F$	0.6329	0.6621	0.6516
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4473 \times 10^{-4}\text{km}^{-1}$	$1.4484 \times 10^{-4}\text{km}^{-1}$	$1.4147 \times 10^{-4}\text{km}^{-1}$
<b>Entwurfsmission</b> ( $Ma = 0.83$ , $R = 11112\text{km}$ , $w = 0.3$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-1.3°	-1.7°
Anstellwinkel	$\alpha$	3.8°	4.5°	4.1°
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4875	0.4927	0.4915
Oswaldfaktor	$e$	0.841	0.748	0.848
Gleitzahl	$L/D$	18.45	18.93	18.98
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4441	0.4185	0.4219
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3781	0.3552	0.3744
Nutzlast	$m_P$	38479kg	36875kg	38854kg
Ausnutzung Tankvolumen	$V_{F,req}/V_F$	0.8946	0.9167	0.9218
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4986 \times 10^{-4}\text{km}^{-1}$	$1.5329 \times 10^{-4}\text{km}^{-1}$	$1.4520 \times 10^{-4}\text{km}^{-1}$
<b>Zielfunktion</b>				
Kombinierter Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4234 \times 10^{-4}\text{km}^{-1}$	$1.4254 \times 10^{-4}\text{km}^{-1}$	$1.3876 \times 10^{-4}\text{km}^{-1}$

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 5.18: Ergebnisse für die Flugmissionen der Studie zum hochgestreckten Flügel.

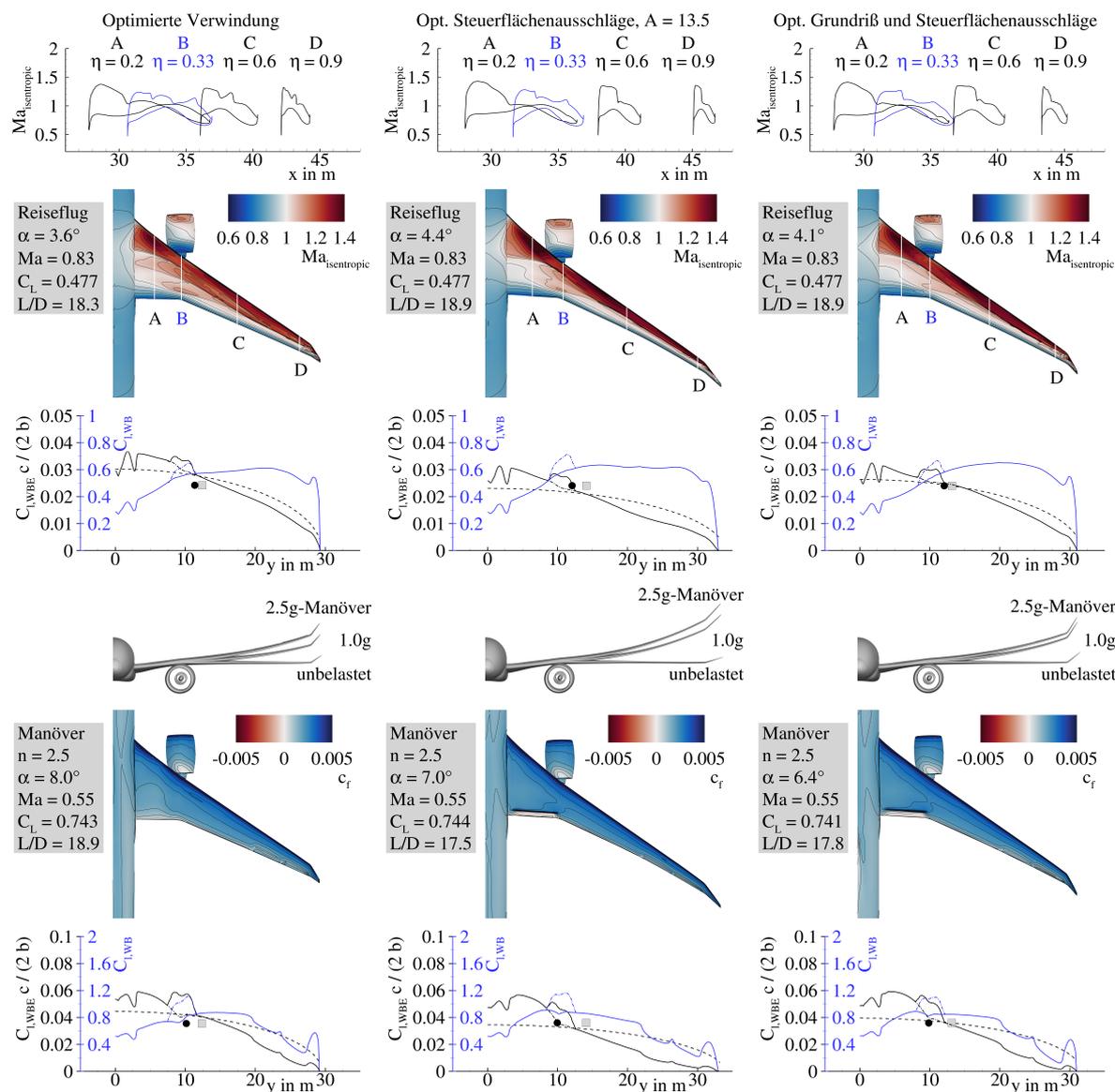


Abbildung 5.17: Überblick über die aerodynamischen Eigenschaften der Studie zum hochgestreckten Flügel.

die aerodynamischen Lasten erheblich und ist auf die aeroelastischen Effekte des rückwärtsgepfeilten Flügels und die Steuerflächenausschläge zur Lastreduzierung zurückzuführen. Die hier zugrundeliegenden Steuerflächenausschläge sind in Tabelle 5.19 angegeben. Mit den relativ großen Ausschlägen der Klappe im Innenflügelbereich im Bereich von  $+15^\circ \leq \delta_{Flap,in} \leq +19^\circ$  wird die Wirksamkeit der Lastadaption im Manöverflug nochmals deutlich verbessert.

Die Verteilung des Reibungsbeiwerts im Manöverflug zeigt entsprechend Abbildung 5.17 durchgehend positive Werte und es liegt folglich vollständig anliegende Strömung bei allen hier betrachteten Flügeln vor. Lediglich die ausgeschlagene Klappe im Innenflügelbereich operiert an der Grenze ihrer Wirksamkeit. Die am Flügel auftretenden Schnittlasten werden in Abbildung 5.18 gezeigt. Beim Flügel mit einer Streckung von  $A_W = 13.5$  und beim Flügel mit

		Optimierte Verwindung	Optimierte Steuerflächen- ausschläge	Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge
<b>2.5g-Manöver</b> ( $Ma = 0.552, H = 0\text{m}, m = 220000\text{kg}, n = 2.5$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	+18.5°	+15.2°
	$\delta_{Aileron,in}$	-10.0°	-12.1°	-12.0°
	$\delta_{Aileron,out}$	-15.0°	-14.4°	-19.9°
Anstellwinkel	$\alpha$	8.0°	7.0°	6.4°
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.7460	0.7542	0.7499
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.2047	0.2571	0.2534
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3386	0.2916	0.3071
<b>-1.0g-Manöver</b> ( $Ma = 0.655, H = 3048\text{m}, m = 220000\text{kg}, n = -1.0$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-11.3°	-19.5°
	$\delta_{Aileron,in}$	+5.0°	+17.9°	+19.9°
	$\delta_{Aileron,out}$	+10.0°	+10.2°	+13.8°
Anstellwinkel	$\alpha$	-4.0°	-2.4°	-1.7°
Auftriebsbeiwert	$C_L$	-0.3049	-0.3159	-0.3051
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	-0.2843	-0.1064	-0.0616
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3292	0.2371	0.2182
<b>Rollmanöver</b> ( $Ma = 0.522, H = 0\text{m}, m = 220000\text{kg}, n = 2.0$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,out}$	+10.0°	+10.0°	+10.0°
	$\delta_{Aileron,in}$	+5.0°	+5.0°	+5.0°
Anstellwinkel	$\alpha$	6.1°	7.0°	6.4°
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.5950	0.6026	0.6007
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.3179	0.2673	0.2867
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3630	0.3265	0.3472

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 5.19: Ergebnisse für die Manöverlastfälle der Studie zum hochgestreckten Flügel.

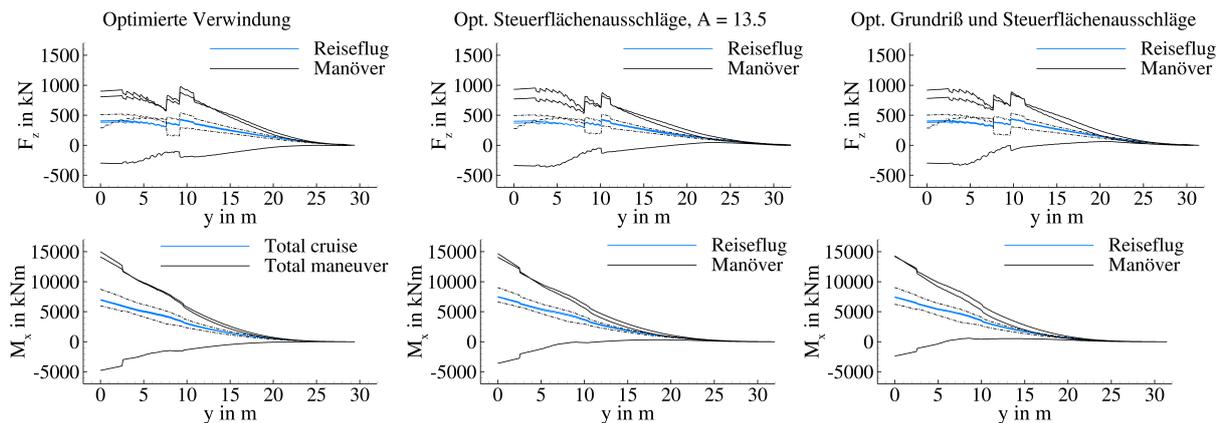


Abbildung 5.18: Überblick über die Schnittlasten der Studie zum hochgestreckten Flügel.

dem in Entwurfsphase II optimierten Grundriß wird durch die erweiterte Manöverlastreduktion ein gegenüber dem in Phase I optimierten Grundriß ähnliches Lastniveau erzielt. Weiterhin wird deutlich, daß sich die Schnittlasten im mittleren Flügelbereich zwischen Reise- und Manöverflug beim Flügel mit einer Streckung von  $A_W = 13.5$  und beim Flügel mit in Phase II optimierten Grundriß deutlich weniger unterscheiden als beim aus Phase I resultierenden Grundriß. Hiermit sind die geringeren Unterschiede bei den Flügelverformungen in Abbildung 5.17 zu begründen.

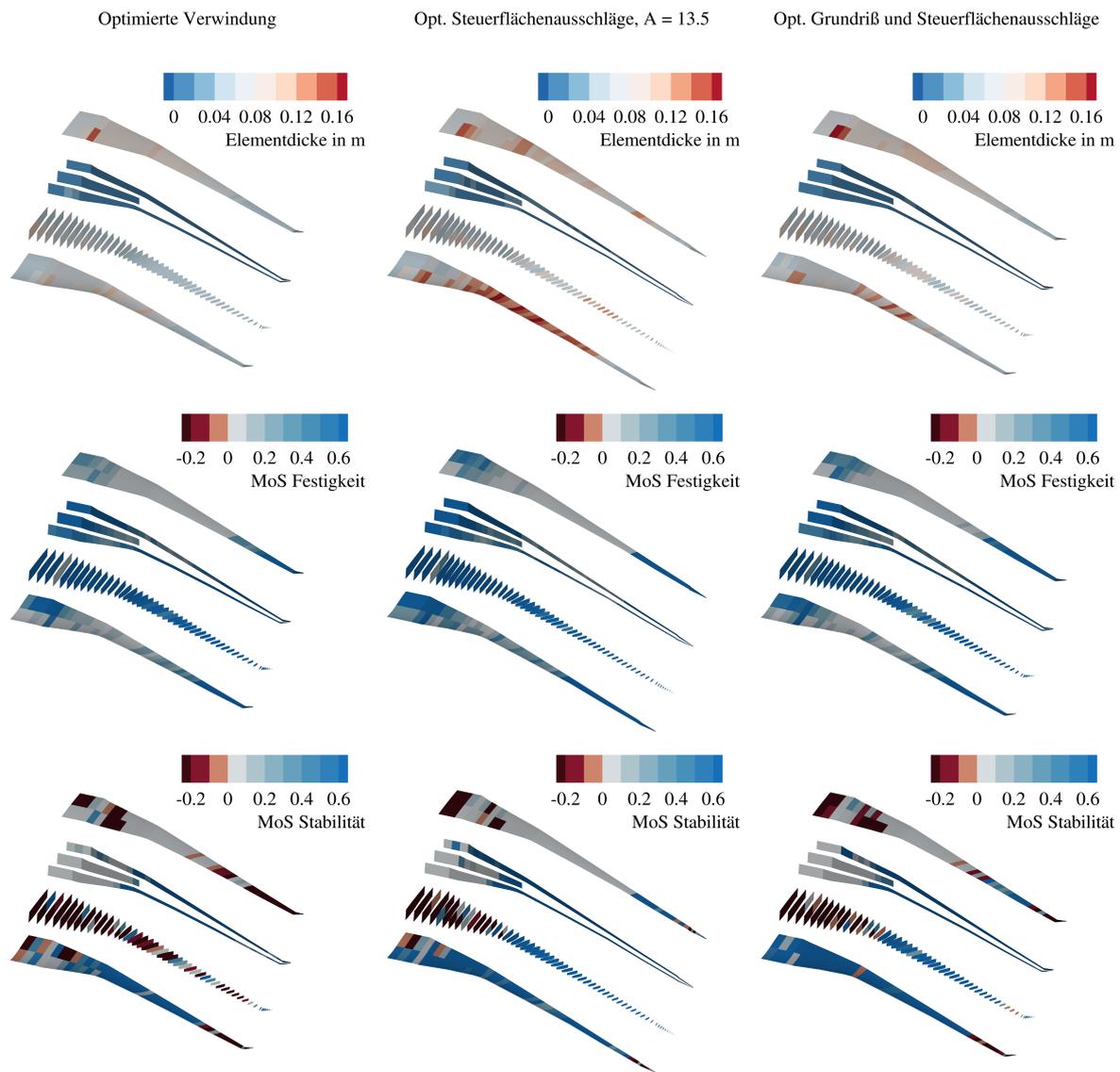


Abbildung 5.19: Überblick über die strukturmechanischen Eigenschaften der Studie zum hochgestreckten Flügel.

In Abbildung 5.19 wird ein Überblick über die strukturmechanischen Eigenschaften der hier betrachteten Flügel gegeben. Die gezeigten Elementdicken weisen auf die höchsten Belastungen im mittleren Flügelbereich hin. Dort sind die Schnittlasten im Verhältnis zur absoluten Höhe des Flügelkastens am höchsten. Die Elementdicken bei der Ober- und Unterschale des Flügelkastens

		Optimierte Verwindung	Optimierte Steuerflächen- ausschläge	Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge
Masse der Oberschale	$m_{W, covers, us}$	3313 kg	4311 kg	3801 kg
Masse der Unterschale	$m_{W, covers, ls}$	2655 kg	3407 kg	2863 kg
Masse der Holme	$m_{W, spars}$	1987 kg	2352 kg	2065 kg
Masse der Rippen	$m_{W, ribs}$	1565 kg	1824 kg	1729 kg
Masse des Flügelkastens <sup>a</sup>	$m_{W, box}$	11900 kg	14867 kg	13074 kg
Masse der Vorderkanten	$m_{W, LE}$	1449 kg	1463 kg	1463 kg
Masse der Hinterkanten	$m_{W, TE}$	4619 kg	4510 kg	4591 kg
Flügelmasse	$m_W$	20418 kg	23290 kg	21578 kg
Höhenleitwerksmasse	$m_{HTP}$	2093 kg	2014 kg	1991 kg
Seitenleitwerksmasse	$m_{VTP}$	1584 kg	1787 kg	1677 kg
Betriebsleermasse	$m_{OE}$	111035 kg	114031 kg	112186 kg
Flügelmassenverhältnis	$m_W/m_{MTO}$	0.0928	0.1059	0.0981
Betriebsleermassenverhältnis	$m_{OE}/m_{MTO}$	0.5047	0.5183	0.5099

<sup>a</sup> Werte sind mit einem Faktor von 1.25 skaliert, um zusätzliche Massen von Verbindungselementen und lokaler Verstärkungen für die Lasteinleitung zu berücksichtigen.

Tabelle 5.20: Ergebnisse für die Massen der Studie zum hochgestreckten Flügel.

nehmen bei den Flügeln mit steigender Flügelstreckung deutlich zu. Die Reserven gegenüber Festigkeit zeigen bei allen betrachteten Flügeln eine gute Ausnutzung des Werkstoffs mit Ausnahme der Schalen im Außenflügelbereich, der Holme im Innenflügelbereich und der Rippen.

Die unzureichenden Reserven bei den betrachteten Flügel sind auf das fortschrittliche Strukturkonzept zurückzuführen, welches lokales Beulen ab „limit load“ erlaubt. Die roten Bereiche des Flügelkastens zeigen die Regionen des Flügelkastens, welche eine leichtere Bauweise durch die Technologie des „post buckling“ ermöglicht. In Tabelle 5.20 werden die aus der Strukturdimensionierung resultierenden Massen für die einzelnen Komponenten angegeben. Eine Erhöhung der Flügelstreckung führt zu einer Erhöhung der Flügelmasse, die durch die Einführung der aktiven Manöverlastreduzierung des adaptiven Flügels erheblich reduziert werden kann.

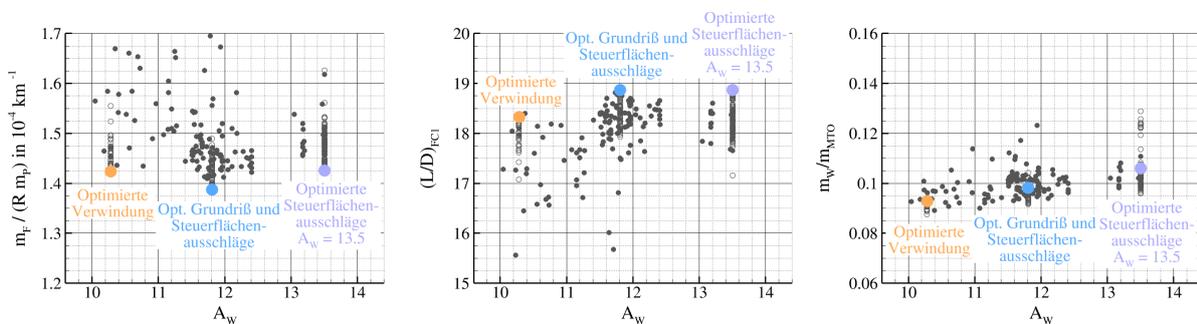


Abbildung 5.20: Überblick über die Optimierungsergebnisse in Form des kombinierten Kraftstoffverbrauchs, der Gleitzahl im Reiseflug und der Flügelmasse in Abhängigkeit von der Flügelstreckung.

Die in der Studie vorgestellten Ergebnisse zeigen das Potenzial höherer Flügelstreckungen für Langstreckenverkehrsflugzeuge in Bezug auf die Reduzierung des Kraftstoffverbrauchs. Die optimale Flügelstreckung ergibt sich aus einer multidisziplinären Flügeloptimierung, die die Technologie des adaptiven Flügels und ein fortschrittliches Strukturkonzept berücksichtigt. Mit einem Wert in der Größenordnung von  $A_W \sim 12$  liegt die optimale Flügelstreckung über den Werten moderner Langstreckenverkehrsflugzeuge, die Streckungen im Bereich von  $8 < A_W < 10$  aufweisen. In Abbildung 5.20 werden die Ergebnisse für alle analysierten Flügelgeometrien in Form des kombinierten Kraftstoffverbrauchs, der Gleitzahl im Reiseflug und der Flügelmasse in Abhängigkeit von der Flügelstreckung dargestellt. Der resultierende Kraftstoffverbrauch weist eine relativ geringe Sensitivität gegenüber der Streckung des Flügels auf. Dies ist auf den gegenläufigen Einfluss der Flügelstreckung auf die aerodynamische Leistung und die Strukturmasse zurückzuführen.

### 5.5 Vergleich des finalen Entwurfs vom DLR-Projekt oLAF mit den Entwürfen vom LuFo-Projekt INTELWI

In diesem Abschnitt werden die im LuFo-Projekt INTELWI entworfenen Flügel mit dem finalen Entwurf in oLAF verglichen. Dazu wurde die finale Flügelgeometrie aus der zweiten Entwurfsphase in oLAF in Form des Flügelgrundrisses und der Profilierung mit den in INTELWI verwendeten Nebenbedingungen optimiert. Als Entwurfsparameter wurden die Steuerflächenausschläge und die Verwindungsverteilung in dieser Optimierung verwendet. Dabei wurde die Anzahl der in der Optimierung berücksichtigten Steuerflächen zur Steigerung der Gleitzahl im Reiseflug und zur Lastreduktion auf die Steuerflächen mit den größten Sensitivitäten entsprechend der Ergebnisse in [9] beschränkt. Bei den maximal nutzbaren Ausschlagswinkeln der Steuerflächen zur Lastreduktion wurde auf eine Beschränkung auf die in INTELWI verwendeten Grenzwerte [12] verzichtet. Daraus ergeben sich deutliche Unterschiede bei der Verwendung der Technologie des lastadaptiven Flügels. Die verwendete Strukturtechnologie entspricht der in Abschnitt 4.2.2 vorgestellten konventionellen Faserverbundbauweise aus Entwurfsphase I mit dem Unterschied einer Beschränkung der Dehngrenze für Zug auf  $4000 \mu\text{m}/\text{m}$ . Weiterhin ist anzumerken, dass die finale Flügelgeometrie in oLAF ein Ergebnis der multidisziplinären Optimierung basierend auf einer fortschrittlichen Faserverbundbauweise mit erhöhten Dehngrenzen und lokalem Beulen ab „limit load“ darstellt.

Mit diesem Vergleich soll im Wesentlichen der Einfluß der deutlich unterschiedlichen Flügelgeometrie unter Berücksichtigung einer Beschränkung des Anstellwinkel im Reiseflug auf  $\alpha \leq 2.2^\circ$  untersucht werden. Aufgrund der Unterschiede bei der verwendeten Technologie des adaptiven Flügels sind die Ergebnisse nicht direkt vergleichbar.

Die aus den Optimierungen resultierenden Flügelgeometrien werden in Tabelle 5.21 und Abbildung 5.21 zusammenfassend dargestellt. Der optimierte Flügelgrundriß weist entsprechend Tabelle 5.21 eine reduzierte Flügelfläche und eine 3 % kleinere Spannweite auf. Dies resultiert in einer Abnahme der Flügelstreckung in der Größenordnung von 5 % und einer ähnlichen Bezugsflügeltiefe. Der aus der Optimierung des Flügelgrundrisses in oLAF resultierende Flügel ist etwas stärker zugespitzt und weist einen um  $3^\circ$  größeren Pfeilwinkel der Vorderkante im Außenflügelbereich auf. Aus der größeren Pfeilung des Flügels resultiert eine höhere Effizienz

## 5.5 Vergleich des finalen Entwurfs von oLAF mit den Entwürfen von INTELWI

		Referenzflugzeug aus INTELWI	Finaler Entwurf aus INTELWI	Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge
Flügelfläche	$S_W$	338.643 m <sup>2</sup>	338.641 m <sup>2</sup>	334.604 m <sup>2</sup>
Spannweite	$b_W$	64.815 m	64.815 m	62.853 m
Bezugsflügeliefe	$c_{MAC,W}$	7.346 m	7.346 m	7.350 m
Streckung Flügel	$A_W$	12.405	12.405	11.807
Zuspitzung Flügel	$\lambda_W$	0.036	0.036	0.032
Pfeilwinkel Vorderkante	$\varphi_{W,LE,4}$	40.4°	40.4°	39.3°
	$\varphi_{W,LE,9}$	32.0°	32.0°	35.1°

Tabelle 5.21: Ergebnisse für die Geometrien der Flügel vom LuFo-Projekt INTELWI im Vergleich zum DLR-Projekt oLAF.

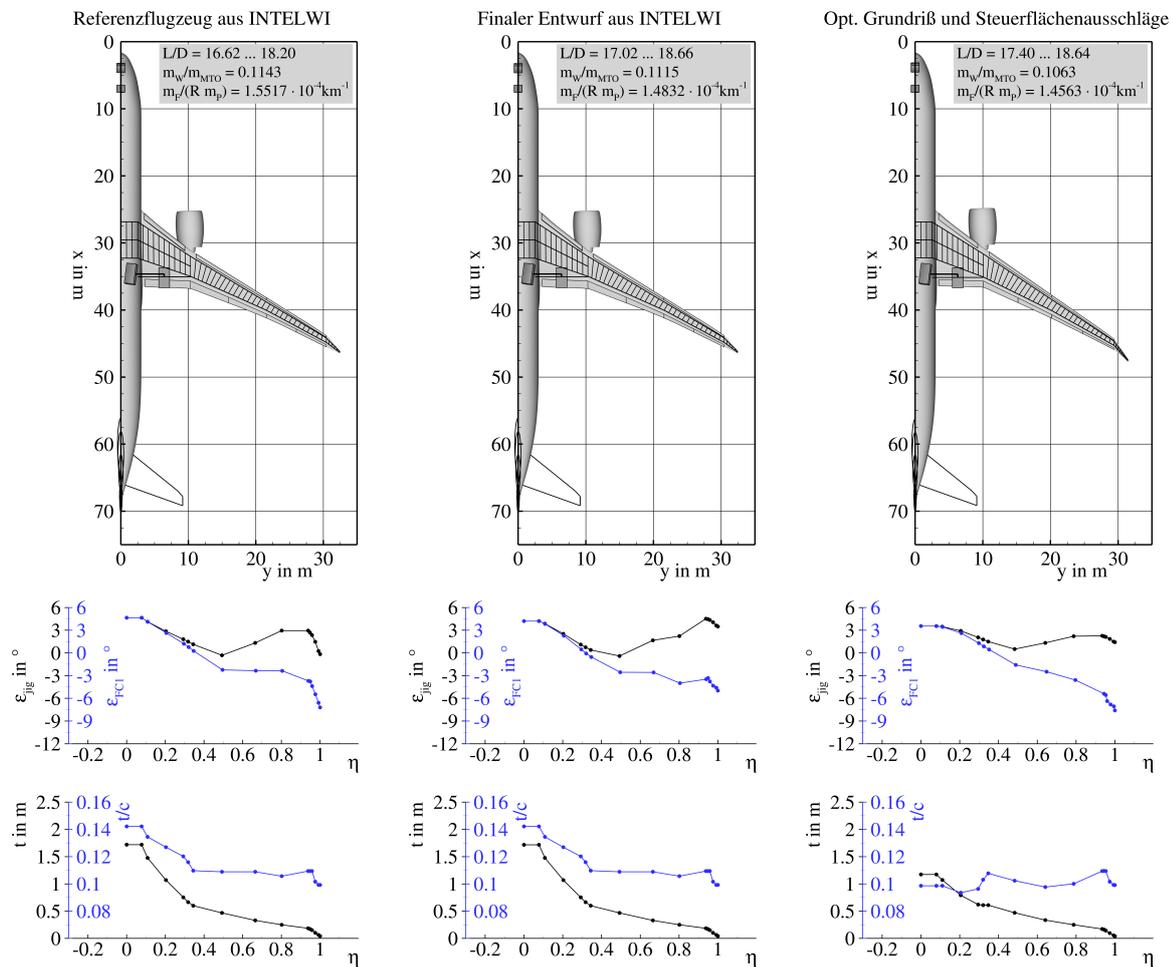


Abbildung 5.21: Überblick über die Flügelgeometrien der Flügel vom LuFo-Projekt INTELWI im Vergleich zum DLR-Projekt oLAF.

beim transsonischen Reiseflug und eine weniger stark ausgeprägte Abnahme der Gleitzahl mit zunehmender Mach-Zahl.

Bei der Verwindungsverteilung ergeben sich entsprechend Abbildung 5.21 Unterschiede aufgrund der verschiedenen Grundrisse der Flügel, wobei die Unterschiede zwischen der Verteilung im unbelasteten Zustand („jig shape“) und der Verteilung im Reiseflug relativ gering sind. Diese relativ geringen Unterschiede deuten auf ähnliche Biegesteifigkeiten der Flügel im Bereich außerhalb des Kinks hin. Die Profildickenverteilungen des in oLAF optimierten Grundrisses zeigt entsprechend Abbildung 5.21 deutlich geringere Profildicken im Innenflügelbereich. In INTELWI erfolgte der Entwurf der Profile unter Einsatz einer Kombination aus der Prozeßkette zur multidisziplinären Flügeloptimierung und einem inversen 3D-Entwurfsverfahren entsprechend der im Schlussbericht [12] veröffentlichten Beschreibung. Die Profile der oLAF-Konfiguration resultieren entsprechend den in Abschnitt 5.2 vorgestellten Ergebnissen aus einer multidisziplinären Optimierung. Aus diesen Unterschieden resultieren aerodynamische Vorteile der oLAF-Konfiguration, welche sich bei höheren aerodynamischen Belastungen des Innenflügelbereichs bei der Lastadaption und im Reiseflug mit höheren Mach-Zahlen positiv auswirken. Weiterhin ergibt sich durch die Reduzierung des Betrags des negativen Profelnickmoments im Innenflügelbereich eine Reduzierung des Trimmwiderstands. Entsprechend den in Abschnitt 5.2 vorgestellten Ergebnissen führt die Reduzierung der Profildicke im Innenflügelbereich zu keiner Zunahme der Flügelmasse. Weiterhin ist anzumerken, daß die deutlich geringeren Profildicken im Innenflügelbereich bei der oLAF-Konfiguration das nutzbare Tankvolumen signifikant reduzieren. Dies wird an der in Tabelle 5.23 angegebenen Ausnutzung des Tankvolumens bei der Entwurfsmission deutlich. Der in INTELWI optimierte Flügel weist im Gegensatz zur finalen Flügelgeometrie aus oLAF ein Potential zur Steigerung der Reichweite auf.

Mit der Einführung der Technologie des adaptiven Flügels konnte in INTELWI eine Reduzierung des kombinierten Kraftstoffverbrauchs von 4.4 % gegenüber dem in INTELWI entwickelten Referenzflugzeug erzielt werden. Der in oLAF optimierten Flügelgrundriß zeigt eine weitere Reduzierung des kombinierten Kraftstoffverbrauchs von 1.8 % gegenüber dem finalen Entwurf aus INTELWI. Bei den INTELWI-Konfigurationen wird die Verbesserung maßgeblich von den in Tabelle 5.22 und Tabelle 5.23 angegebenen höheren Gleitzahlen unter den betrachteten Reiseflugbedingungen bestimmt. Dies ist im Wesentlichen auf die optimierte Adaption der Auftriebsverteilung an die betrachteten Flugzustände zurückzuführen. Aus den Optimierungen der Steuerflächenausschläge und Verwindungsverteilung des in oLAF optimierten Flügelgrundrisses folgt eine ähnlich hohe Gleitzahl bei der Bewertungsmission und bei der Entwurfsmission. Bei der Flugmission mit höherer Mach-Zahl ergibt sich basierend auf der höheren Pfeilung im Außenflügelbereich und der geringeren relativen Profildicken im Innenflügelbereich eine Zunahme der Gleitzahl in der Größenordnung von 2 %. Die geringeren Kraftstoffverbräuche des in oLAF optimierten Flügelgrundrisses gegenüber dem finalen Entwurf aus INTELWI folgen aus der geringeren Flügelmasse entsprechend Tabelle 5.25. Bei allen betrachteten Flügel werden Anstellwinkel unter Reiseflugbedingungen im Bereich von  $1.6^\circ \leq \alpha \leq 2.3^\circ$  erzielt, wodurch eine typische Kabinennutzung bei der vorgegebenen Rumpfgeometrie realisierbar ist. Dies wurde durch die Berücksichtigung einer Nebenbedingung für den maximalen Anstellwinkel im Reiseflug in den Optimierungen erreicht.

Die Auswertung der aerodynamischen Eigenschaften in Abbildung 5.22 zeigt im Hinblick auf den induzierten Widerstand die günstige Beeinflussung der Auftriebsverteilung durch die optimierten Steuerflächenausschläge der adaptiven Flügel. Beim in oLAF optimierten Flügel-

## 5.5 Vergleich des finalen Entwurfs von oLAF mit den Entwürfen von INTELWI

		Referenzflugzeug aus INTELWI	Finaler Entwurf aus INTELWI	Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge
<b>Bewertungsmission</b> ( $Ma = 0.83$ , $m_P = 40800\text{kg}$ , $R = 7408\text{km}$ , $w = 0.6$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-1.5°	-2.4°
	$\delta_{Flap,mid}$	0.0°	+1.0°	0.0°
	$\delta_{Flap,out}$	0.0°	+1.9°	0.0°
	$\delta_{Aileron,in}$	0.0°	+3.0°	+3.0°
Anstellwinkel	$\delta_{Aileron,out}$	0.0°	+1.1°	+3.6°
	$\alpha$	1.9°	2.2°	2.2°
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4769	0.4762	0.4832
Oswaldfaktor	$e$	0.769	0.837	0.853
Gleitzahl	$L/D$	18.14	18.59	18.59
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.5386	0.5472	0.5213
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3575	0.3740	0.3770
Startmasse	$m_{TO}$	206312 kg	204279 kg	202671 kg
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4409 \times 10^{-4} \text{km}^{-1}$	$1.3992 \times 10^{-4} \text{km}^{-1}$	$1.3886 \times 10^{-4} \text{km}^{-1}$
<b>Bewertungsmission mit höherer Fluggeschwindigkeit</b> ( $Ma = 0.85$ , $m_P = 40800\text{kg}$ , $R = 7408\text{km}$ , $w = 0.1$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-1.3°	-1.8°
	$\delta_{Flap,mid}$	0.0°	+1.7°	+1.0°
	$\delta_{Flap,out}$	0.0°	-0.5°	+1.9°
	$\delta_{Aileron,in}$	0.0°	+2.7°	0.0°
Anstellwinkel	$\delta_{Aileron,out}$	0.0°	+0.4°	0.0°
	$\alpha$	1.6°	2.0°	1.8°
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4598	0.4592	0.4655
Oswaldfaktor	$e$	0.756	0.803	0.826
Gleitzahl	$L/D$	16.62	17.02	17.40
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.5653	0.5625	0.5468
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3547	0.3663	0.3713
Startmasse	$m_{TO}$	210547 kg	208428 kg	205583 kg
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.5638 \times 10^{-4} \text{km}^{-1}$	$1.5197 \times 10^{-4} \text{km}^{-1}$	$1.4732 \times 10^{-4} \text{km}^{-1}$

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 5.22: Ergebnisse für die Flugmissionen der Flügel vom LuFo-Projekt INTELWI im Vergleich zum DLR-Projekt oLAF (Teil 1/2).

grundriß werden gegenüber dem finalen Entwurf aus INTELWI nochmals höhere Oswaldfaktoren entsprechend den Werten in Tabelle 5.22 erreicht. Die isentrope Machzahlverteilung zeigt beim in oLAF optimierten Flügelgrundriß eine Reduzierung der Stoßstärke bei gleichzeitig höherer Pfeilung der Stoßfront im Innenflügelbereich. Dies ist mit einer Reduzierung des transsonischen Wellenwiderstands verbunden und wirkt sich günstig auf den transsonischen Widerstandsanstieg aus. Bei dem in oLAF optimierten Flügelgrundriß werden die Profile im Außenflügelbereich aerodynamisch etwas höher belastet. Die lastadaptiven Flügel aus INTELWI und oLAF weisen aufgrund der reduzierten Biegesteifigkeit des Flügelkastens größere Verformungen im Reiseflug gegenüber dem Referenzflugzeug aus INTELWI entsprechend Abbildung 5.22 auf. Weiterhin unterscheiden sich die Auslenkungen der Flügel zwischen Reise- und Manöverflug mit  $n = 2.5$  mit

		Referenzflugzeug aus INTELWI	Finaler Entwurf aus INTELWI	Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge
<b>Entwurfsmission</b> ( $Ma = 0.83$ , $R = 11\,112\text{ km}$ , $w = 0.3$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-1.4°	-1.8°
	$\delta_{Flap,mid}$	0.0°	+1.5°	0.0°
	$\delta_{Flap,out}$	0.0°	+2.1°	0.0°
	$\delta_{Aileron,in}$	0.0°	+4.3°	+3.0°
Anstellwinkel	$\delta_{Aileron,out}$	0.0°	-0.2°	+2.9°
	$\alpha$	2.0°	2.3°	2.2°
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4859	0.4855	0.4929
Oswaldfaktor	$e$	0.763	0.833	0.840
Gleitzahl	$L/D$	18.20	18.66	18.64
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.5275	0.5415	0.5137
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3550	0.3721	0.3723
Nutzlast	$m_P$	32928 kg	34871 kg	36062 kg
Ausnutzung Tankvolumen	$V_{F,req}/V_F$	0.7597	0.7458	0.9660
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.7692 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.6391 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.5861 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$
<b>Zielfunktion</b>				
Kombinierter Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.5517 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.4832 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.4563 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 5.23: Ergebnisse für die Flugmissionen der Flügel vom LuFo-Projekt INTELWI im Vergleich zum DLR-Projekt oLAF (Teil 2/2).

zunehmenden Einsatz von Technologien zur Lastreduktion weniger voneinander. Hier werden die fehlenden Beschränkungen der maximal nutzbaren Steuerflächenausschläge zur Lastreduktion beim lastadaptiven Flügel aus oLAF gegenüber den realistischen Annahmen beim finalen Entwurf aus INTELWI sichtbar. Die Verschiebung des Auftriebs zum Innenflügel hin, ist bei den lastadaptiven Flügeln im Manöverflug mit  $n = 2.5$  deutlich erkennbar. Der in schwarz in die Auftriebsverteilung eingezeichnete Punkt gibt die Position des Schwerpunkts der Auftriebsverteilung an. Mit zunehmenden Einsatz von Technologien des adaptiven Flügels werden die Unterschiede in der Position des Schwerpunkts der Auftriebsverteilung zwischen Reise- und Manöverflug mit  $n = 2.5$  immer größer. Die hier zugrundeliegenden Steuerflächenausschläge sind in Tabelle 5.24 angegeben. Mit dem relativ großen Ausschlag der Klappe im Innenflügelbereich in der Größenordnung von  $\delta_{Flap,in} = +15^\circ$  wird die Wirksamkeit der Lastadaption im Manöverflug nochmals deutlich verbessert.

Die Verteilung des Reibungsbeiwerts im Manöverflug zeigt entsprechend Abbildung 5.22 durchgehend positive Werte und es liegt folglich vollständig anliegende Strömung bei allen hier betrachteten Flügeln vor. Lediglich die ausgeschlagene Klappe im Innenflügelbereich operiert beim in oLAF optimierten Flügel an der Grenze ihrer Wirksamkeit. Die am Flügel auftretenden Schnittlasten werden in Abbildung 5.23 gezeigt. Mit zunehmenden Einsatz von Technologien des lastadaptiven Flügels werden die Schnittlasten reduziert. Es wird deutlich, daß sich die Schnittlasten im mittleren Flügelbereich zwischen Reise- und Manöverflug bei den adaptiven

## 5.5 Vergleich des finalen Entwurfs von oLAF mit den Entwürfen von INTELWI

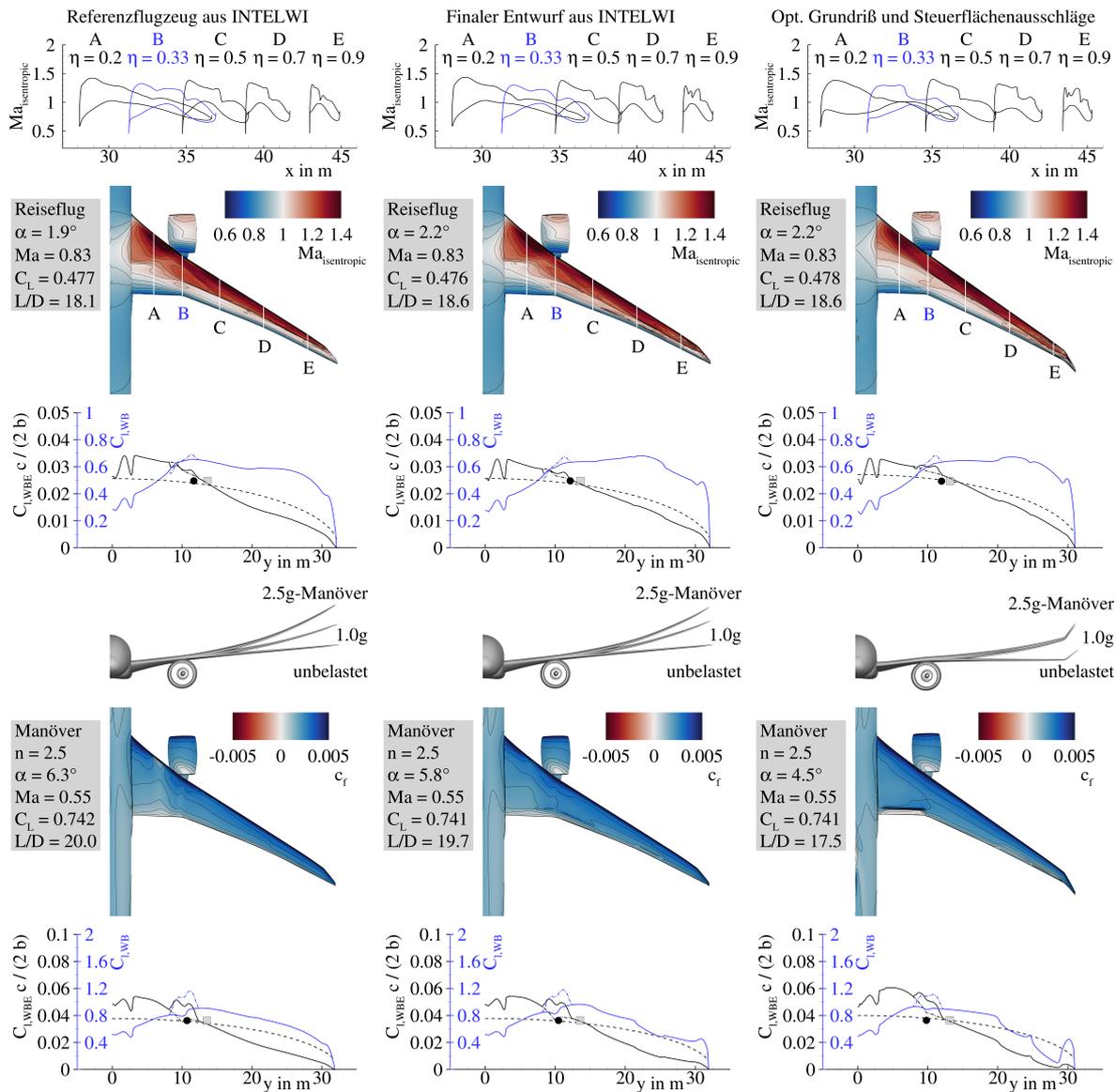


Abbildung 5.22: Überblick über die aerodynamischen Eigenschaften der Flügel vom LuFo-Projekt INTELWI im Vergleich zum DLR-Projekt oLAF.

Flügeln deutlich weniger unterscheiden als beim Referenzflugzeug aus INTELWI. Mit den erweiterten maximal zulässigen Ausschlagswinkeln der Steuerflächen beim in oLAF optimierten Flügelgrundriß konnte die Reduzierung der Schnittlasten nochmals vergrößert werden. Hiermit sind die geringeren Unterschiede zwischen den Flügelverformungen im Reiseflug und im Manöverflug mit  $n = 2.5$  beim lastadaptiven Flügel aus oLAF in Abbildung 5.22 zu begründen.

In Abbildung 5.24 wird ein Überblick über die strukturmechanischen Eigenschaften der Flügel vom LuFo-Projekt INTELWI im Vergleich zum DLR-Projekt oLAF gegeben. Die gezeigten Elementdicken weisen auf die höchsten Belastungen im mittleren Flügelbereich hin. Dort sind die Schnittlasten im Verhältnis zur absoluten Höhe des Flügelkastens am höchsten. Am Verlauf der relativen Profildicken in Abbildung 5.21 wird deutlich, daß aus der multidisziplinären Pro-

		Referenzflugzeug aus INTELWI	Finaler Entwurf aus INTELWI	Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge
<b>2.5g-Manöver</b> ( $Ma = 0.552, H = 0\text{m}, m = 220\,000\text{kg}, n = 2.5$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	+3.6°	+15.0°
	$\delta_{Flap,mid}$	0.0°	+4.3°	0.0°
	$\delta_{Flap,out}$	0.0°	-1.1°	0.0°
Anstellwinkel	$\delta_{Aileron,in}$	0.0°	-5.2°	-12.0°
	$\delta_{Aileron,out}$	0.0°	-1.6°	-20.0°
	$\alpha$	6.3°	5.8°	4.5°
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.7414	0.7409	0.7491
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.2811	0.3016	0.3152
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3291	0.3211	0.3053
<b>-1.0g-Manöver</b> ( $Ma = 0.655, H = 3048\text{m}, m = 220\,000\text{kg}, n = -1.0$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-1.5°	-19.5°
	$\delta_{Flap,mid}$	0.0°	-3.0°	0.0°
	$\delta_{Flap,out}$	0.0°	-0.1°	0.0°
Anstellwinkel	$\delta_{Aileron,in}$	0.0°	+4.0°	+20.0°
	$\delta_{Aileron,out}$	0.0°	+5.6°	+14.0°
	$\alpha$	-5.5°	-4.5°	-3.4°
Auftriebsbeiwert	$C_L$	-0.3107	-0.3000	-0.3108
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	-0.3853	-0.2748	-0.1374
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3326	0.3380	0.2353
<b>Rollmanöver</b> ( $Ma = 0.522, H = 0\text{m}, m = 220\,000\text{kg}, n = 2.0$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,out}$	+10.0°	+10.0°	+10.0°
	$\delta_{Aileron,in}$	+5.0°	+5.0°	+5.0°
	$\delta_{Aileron,out}$	0.0°	0.0°	0.0°
Anstellwinkel	$\alpha$	4.4°	4.7°	4.4°
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.5915	0.5922	0.5990
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.3686	0.3640	0.3609
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3397	0.3423	0.3451

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 5.24: Ergebnisse für die Manöverlastfälle der Flügel vom LuFo-Projekt INTELWI im Vergleich zum DLR-Projekt oLAF.

filoptimierung in Phase I in diesem Bereich die größten relativen Profildicken resultieren. Die Reduzierung der relativen Profildicken beim in oLAF optimierten Flügel bleibt im Wesentlichen auf den Innenflügelbereich beschränkt, wobei in den strukturmechanisch hoch belasteten Bereichen im mittleren Flügelbereich die relativen Profildicken ähnliche Werte aufweisen. Die Ergebnisse der Elementdicken von Ober- und Unterschale des Flügelkastens sind bei den betrachteten Flügeln relativ ähnlich. Die Reserven gegenüber Festigkeit zeigen bei allen betrachteten Flügeln eine gute Ausnutzung des Werkstoffs mit Ausnahme der Schalen im Außenflügelbereich, der Holme im Innenflügelbereich und der Rippen. Bei dem in oLAF optimierten Flügel sind die Reserven gegenüber Stabilität bei der Unterschale und den Rippen etwas größer im Vergleich zu den in INTELWI optimierten Flügeln.

## 5.5 Vergleich des finalen Entwurfs von oLAF mit den Entwürfen von INTELWI

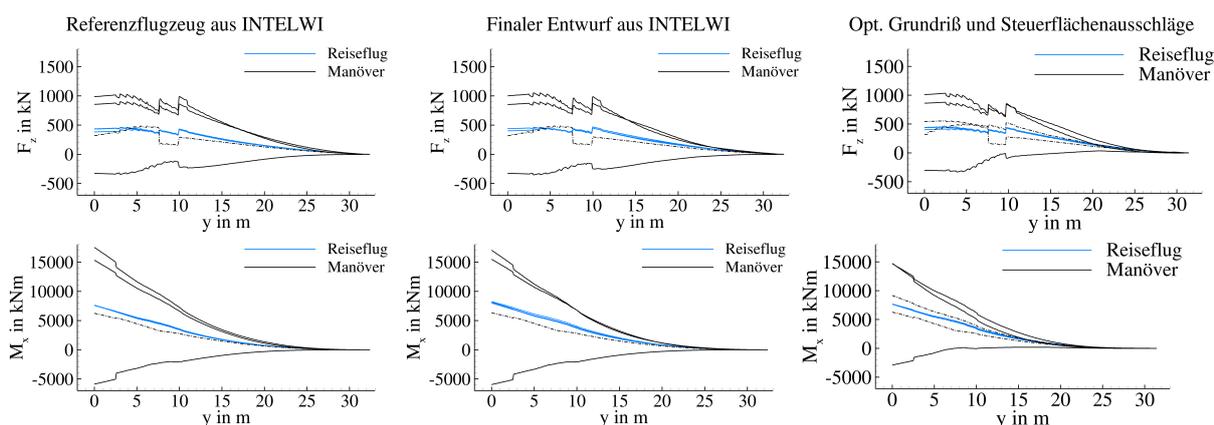


Abbildung 5.23: Überblick über die Schnittlasten der Flügel vom LuFo-Projekt INTELWI im Vergleich zum DLR-Projekt oLAF.

		Referenzflugzeug aus INTELWI	Finaler Entwurf aus INTELWI	Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge
Masse der Oberschale	$m_{W, covers, us}$	4221 kg	4098 kg	4657 kg
Masse der Unterschale	$m_{W, covers, ls}$	3727 kg	3579 kg	3972 kg
Masse der Holme	$m_{W, spars}$	3267 kg	3133 kg	2065 kg
Masse der Rippen	$m_{W, ribs}$	2065 kg	1987 kg	1623 kg
Masse des Flügelkastens <sup>a</sup>	$m_{W, box}$	16600 kg	15997 kg	15396 kg
Masse der Vorderkanten	$m_{W, LE}$	1511 kg	1510 kg	1462 kg
Masse der Hinterkanten	$m_{W, TE}$	4578 kg	4584 kg	4086 kg
Flügelmasse	$m_W$	25139 kg	24541 kg	23394 kg
Höhenleitwerksmasse	$m_{HTP}$	2035 kg	2035 kg	2013 kg
Seitenleitwerksmasse	$m_{VTP}$	1750 kg	1750 kg	1677 kg
Betriebsleermasse	$m_{OE}$	115864 kg	115266 kg	114024 kg
Flügelmassenverhältnis	$m_W / m_{MTO}$	0.1143	0.1116	0.1063
Betriebsleermassenverhältnis	$m_{OE} / m_{MTO}$	0.5267	0.5239	0.5183

<sup>a</sup> Werte sind mit einem Faktor von 1.25 skaliert, um zusätzliche Massen von Verbindungselementen und lokaler Verstärkungen für die Lastenleitung zu berücksichtigen.

Tabelle 5.25: Ergebnisse für die Massen der Flügel vom LuFo-Projekt INTELWI im Vergleich zum DLR-Projekt oLAF.

In Tabelle 5.25 werden die aus der Strukturdimensionierung resultierenden Massen für die einzelnen Komponenten angegeben. Mit der Einführung der Technologien des adaptiven Flügels beim finalen Entwurf aus INTELWI resultiert eine Abnahme der Flügelmasse um 2.4 % gegenüber dem Referenzflugzeug aus INTELWI. Dies entspricht einer Reduzierung der Flügelmasse von 600 kg. Mit der Optimierung der Steuerflächenausschläge beim optimierten Flügelgrundriß aus oLAF wurde eine weitere Reduzierung der Strukturmasse des Flügelkastens von 4.7 % erreicht. Diese Reduzierung ist mit einer daraus resultierenden Abnahme der Flügelmasse von 1150 kg verbunden. Ein Teil dieser Verbesserung ist auf die erweiterten Grenzen für die maxima-

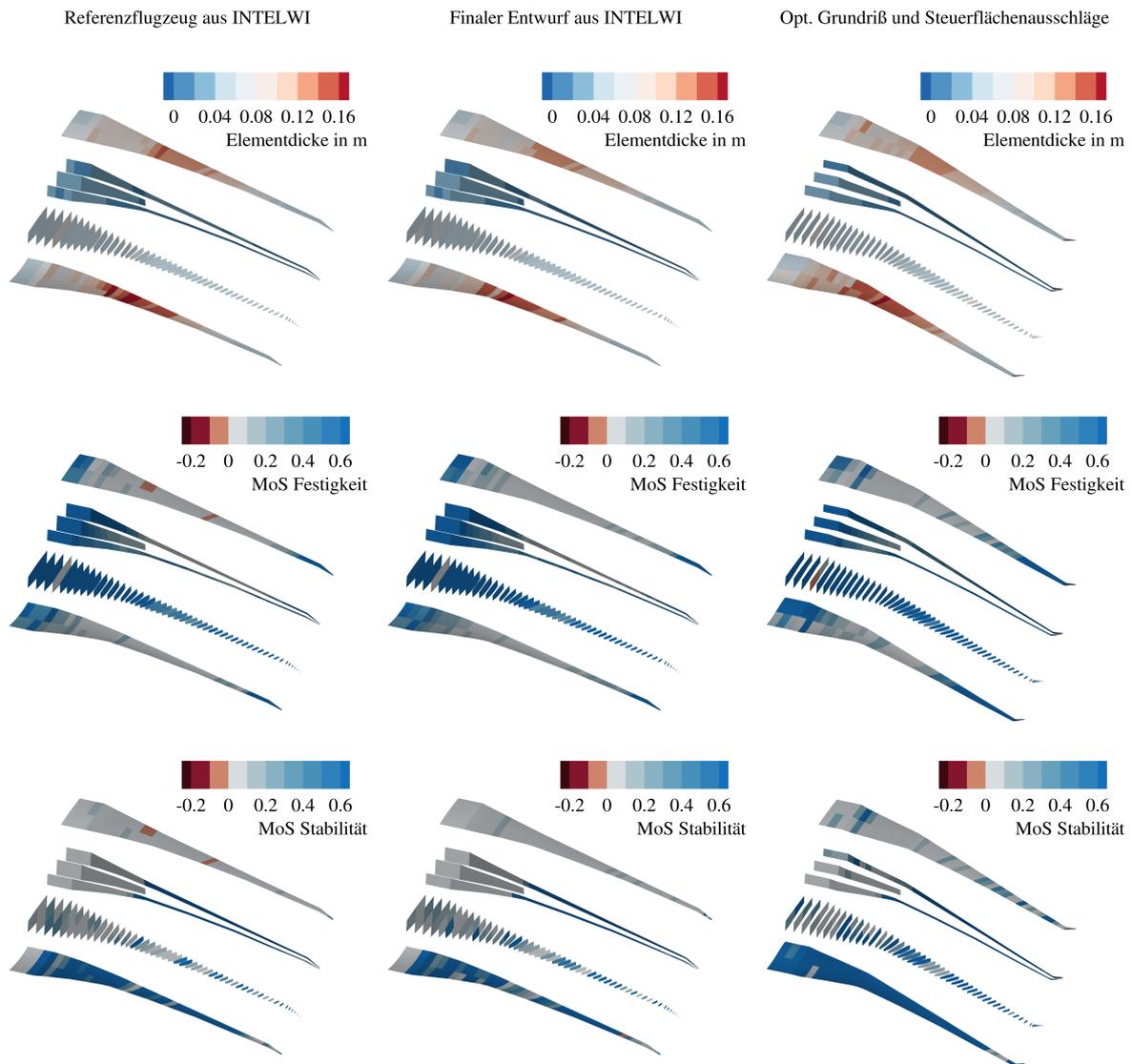


Abbildung 5.24: Überblick über die strukturmechanischen Eigenschaften der Flügel vom LuFo-Projekt INTELWI im Vergleich zum DLR-Projekt oLAF.

len Steuerflächenausschläge zur Manöverlastreduktion zurückzuführen. Bei den in INTELWI optimierten Flügeln liegt die Flügelmasse in der Größenordnung von 11% der maximalen Abflugmasse und damit etwas über den Werten der in oLAF optimierten Flügel.

## 6 Bewertung

In diesem Kapitel erfolgt eine flugphysikalische Bewertung des adaptiven Flügels und des Entwurfsprozesses für den Teilprozeß der multidisziplinären Flügeloptimierung. Die Bewertung der Technologie des adaptiven Flügels beinhaltet die Quantifizierung der Leistungsverbesserung durch einen optimal lastadaptiven Entwurf. Dabei beinhalten die Technologien des adaptiven Flügels die Verbesserung der Flugleistung im Reiseflug und die aktive Manöverlastreduktion. Zusätzlich werden fortschrittliche Strukturtechnologien berücksichtigt, welche einen Beitrag zur passiven Lastreduktion leisten. Die Bewertung des Prozesses zur multidisziplinären Flügeloptimierung erfolgt hier unter besonderer Betrachtung der Funktionalitäten zur Lastabminderung

Mit den Inhalten in diesem Kapitel werden folgende Meilensteine für die Entwurfsarbeiten im Bereich der „multidisziplinären Flügeloptimierung“ im Projekt oLAF erreicht:

- Meilenstein M-1.5: Flugphysikalische Leistungsverbesserung durch optimal lastadaptiven Entwurf quantifiziert
- Meilenstein M-1.7: Simulationsmethoden und -prozesse unter besonderer Betrachtung der Funktionalitäten zur Lastabminderung bewertet

### 6.1 Flugphysikalische Bewertung des adaptiven Flügels

In diesem Abschnitt soll die flugphysikalische Bewertung des adaptiven Flügels in Form einer kompakten Zusammenfassung der erzielten Ergebnisse erfolgen. Zur Quantifizierung des Potentials des adaptiven Flügels wurde ein Langstreckenverkehrsflugzeug mit dem heutigen industriellen Stand der Technik in Bezug auf die Struktur- und Lastabminderungstechnologien entwickelt. Das optimale lastadaptive Flugzeug wurde auf der Grundlage der identischen Anforderungen („Top Level Aircraft Requirements“) und mit dem gleichen Entwurfsprozeß unter umfassender Verwendung fortschrittlicher Technologien zur Lastabminderung entworfen.

In Abschnitt 5.1 werden die mit dem Prozeß der multidisziplinären Flügeloptimierung erzielten Ergebnisse für das Referenzflugzeug aus Entwurfsphase I und das lastadaptive Flugzeug aus Entwurfsphase II im direkten Vergleich gegenübergestellt. Das zentrale Ergebnis ist eine Verbesserung der Effizienz in der Größenordnung von 5%, welche hier im Hinblick den auf die Reichweite und Nutzlast bezogenen Kraftstoffverbrauchs für unterschiedlich gewichtete Flugmissionen optimiert wurde. Aufgrund des Vergleichs von jeweils multidisziplinär optimierten Flügeln auf Basis einer identischen Zielfunktion und der gleichen Prozeßkette liefert die Quantifizierung ein realistisches Ergebnis für das Potential der betrachteten Technologie des adaptiven Flügels.

Zur Einordnung der in oLAF entworfenen Flugzeugkonfigurationen erfolgt in Tabelle 6.1 eine Gegenüberstellung mit den aktuell im Einsatz befindlichen modernen Langstreckenverkehrsflugzeugen von Airbus. Mit einer geringeren Anforderung an die Reichweite und der Verwendung eines Getriebefans konnte die Effizienz beim oLAF-Referenzflugzeug gegenüber den modernen Airbus-Flugzeugen für eine typische Flugmission mit einer Reichweite in der

## 6 Bewertung

Flugzeug- konfiguration		<b>Airbus A330-900</b>	<b>Airbus A350-900</b>	<b>Referenz- flugzeug</b>	<b>Lastadaptives Flugzeug</b>
Maximale Startmasse	$m_{MTO}$	251 t	280 t	220 t	220 t
Entwurfs- mission	$R$	6500 NM	8100 NM	6000 NM	6000 NM
Machzahl	$m_P$	31 700 kg	30 874 kg	36 597 kg	38 591 kg
Pfeilung	$Ma$	0.83	0.85	0.83	0.83
Flächen- belastung	$\varphi_{LE}$	32°	35°	35°	35°
Flügel- spannweite	$m_{MTO}/S$	675 kg m <sup>-2</sup>	630 kg m <sup>-2</sup>	650 kg m <sup>-2</sup>	660 kg m <sup>-2</sup>
Spannweite	$S_W$	372 m <sup>2</sup>	442 m <sup>2</sup>	337.0 m <sup>2</sup>	334.6 m <sup>2</sup>
Streckung	$b$	64.00 m	64.75 m	58.9 m	62.9 m
	$A_W$	11.0	9.5	10.3	11.8
	$R$	3350 NM	4744 NM	4000 NM	4000 NM
Flugmission	$m_P$	32 550 kg	43 857 kg	40 800 kg	40 800 kg
	$m_F$	37 251 kg	58 014 kg	42 483 kg	40 882 kg
Kraftstoff- verbrauch <sup>a</sup>	$m_F/(Rm_P)$	$1.84 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.51 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.41 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.35 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$
Referenz		[16]	[17]	Abschnitt 5.1	Abschnitt 5.1

<sup>a</sup> Werte unter der Annahme von  $0.8 \text{ kg m}^{-3}$  für die Dichte von Kerosin (Jet A-1) und von 105 kg für die Masse eines Passagiers mit Gepäck

Tabelle 6.1: Airbus Flugzeuge im Vergleich zu den oLAF-Konfigurationen.

Größenordnung von 4000 NM deutlich gesteigert werden. Die Angaben zur Bestimmung des Kraftstoffverbrauchs bei den Flugzeugen von Airbus wurden aus den Veröffentlichungen von Bhaskara [16] und von de Moor [17] entnommen. Die Flächenbelastungen und Pfeilwinkel liegen bei allen Flugzeugkonfigurationen in dem erwarteten Bereich und unterscheiden sich nicht wesentlich voneinander. Mit einer Entwurfsmachzahl von  $Ma = 0.85$  ist der Airbus A350 für eine geringfügig höhere Fluggeschwindigkeit ausgelegt, welche mit einem geringen Nachteil bei der erreichbaren Effizienz verbunden ist.

Das in oLAF entworfene Referenzflugzeug liegt mit einer Flügelstreckung in der Größenordnung von 10 zwischen den Entwürfen von Airbus. Mit der Einführung der erweiterten Funktionen des adaptiven Flügels und fortschrittlichen Strukturtechnologien führt die Optimierung beim lastadaptiven Flugzeug zu einer optimalen Flügelstreckung in der Größenordnung von 12, welche über den Werten der modernen Langstreckenverkehrsflugzeuge von Airbus liegt.

Bei dem Entwurf der Flügel in oLAF wurden realistische Nebenbedingungen für die Integration von Triebwerk, Fahrwerk im Flügel und der Steuerflächen berücksichtigt. Bei den im Kontext der multidisziplinären Flügeloptimierung erzielten Ergebnissen wurden die Effekte der Lastumverteilung auf den Flugzeugrumpf und zusätzliche Systemmassen vernachlässigt. Die Technologie des adaptiven Flugzeugs blieb hier auf die Verwendung der Steuerflächen an der Flügelhinterkante zur Verbesserung der Flugleistung im Reiseflug und die Manöverlastreduktion beschränkt. In den an die multidisziplinäre Flügeloptimierung anschließenden Prozessen entsprechend Abbildung 4.1b wurden zum Beispiel zusätzlich die Böenlastabminderung des geregelten Flugzeugs und der Einfluss der Systemmassen berücksichtigt. Auf diese Ergebnisse wird in den entsprechenden Berichten und Veröffentlichungen näher eingegangen.

## 6.2 Bewertung des Entwurfsprozesses

In diesem Abschnitt erfolgt ausschließlich eine Bewertung des Prozesses der „multidisziplinären Flügeloptimierung“, welcher einen Teilprozeß des gesamten Entwurfsprozesses entsprechend Abbildung 4.1b darstellt. Die zugehörige Prozeßkette zur multidisziplinären Flügeloptimierung wird im Bericht [4] ausführlich beschrieben.

Mit der Prozeßkette werden der Auftrieb und Widerstand im Reiseflug, die Belastung des Flügels im Manöverflug und die aus einer Dimensionierung des Flügelkastens resultierende Flügelmasse bestimmt. Dabei werden die Verformungen des flexiblen Flügels in allen betrachteten Flugzuständen berücksichtigt. Ein zentraler Bestandteil der Prozeßkette ist die Fähigkeit zur vereinfachten Modellierung von Steuerflächenausschlägen, welche in der Flügeloptimierung zur Steigerung der Gleitzahl im Reiseflug und zur Reduzierung der Lasten im Manöverflug eingesetzt werden können. Dabei werden für die aerodynamische und die strukturmechanische Analyse hochgenaue Simulationsverfahren verwendet. Die Prozeßkette kann dabei durch folgende Punkte charakterisiert werden:

- Verwendung eines zentralen parametrischen Dateiformats,
- Automatische Netzdeformation für die aerodynamische Simulation,
- Automatische Strukturmodellgenerierung für die strukturmechanische Simulation,
- Parallele und effiziente statische aeroelastische Analyse für eine beliebige Anzahl an Flugzuständen,
- Strukturmechanische Dimensionierung des Flügelkastens in Faserverbundbauweise,
- Berücksichtigung von Steuerflächenausschlägen,
- Vereinfachte Trimmung des Flugzustands mit Höhenleitwerk und Schub und
- Anwendbarkeit für große Geometrieänderungen mit globaler Optimierungsstrategie.

Wesentliche Bestandteile der Prozeßkette wurden im Verbundvorhaben AeroStruct entwickelt und in [18] und [19] veröffentlicht. Die Prozeßkette wurde im Rahmen des Projektes VicToria weiterentwickelt in einem Bericht [20] im Detail beschrieben. In oLAF wurde die Entwicklung der Prozeßkette nochmals fortgesetzt und im entsprechenden Bericht [4] dokumentiert.

Neben den bereits genannten Punkten sollen folgende positive Aspekte in die Bewertung des Prozesses einfließen:

- Realistische Berücksichtigung geometrischer Nebenbedingungen durch Verwendung einer zentralen Geometriebeschreibung
- Genaue Bestimmung des Einflusses geometrischer Änderungen auf die aerodynamische Leistung im transsonischen Reiseflug
- Robuste und effiziente Modellierung von Steuerflächenausschlägen im Rahmen der multidisziplinären Flügeloptimierung
- Physikalische Modellierung der aerodynamischen Grenzen von Steuerflächenausschlägen durch Strömungsablösungen (Steuerflächenwirksamkeiten)
- Einfache Einführung von fortschrittlichen Strukturtechnologien basierend auf der Faserverbundbauweise
- Effekte der passiven Lastadaption aufgrund von Flügelverformungen werden im Reise- und Manöverflug berücksichtigt

Grundsätzlich stellt die hier weiterentwickelte und verwendete Prozeßkette einen ausgereiften Prozeß zum multidisziplinären Flügelentwurf in Rahmen des Vorentwurfs dar. Viele Prozesse zur Erstellung der disziplinären Simulationsmodelle und zur Auswertung der Ergebnisse sind mittlerweile automatisiert und erlauben eine effiziente Anwendung. Im Rahmen von oLAF konnte die Prozeßkette der multidisziplinären Flügeloptimierung einen wesentlichen Beitrag zum erfolgreich Entwurf des adaptiven Flügels leisten. Über die ursprünglich geplante Aufgabe der Optimierung des Flügelgrundrisses hinaus, wurde die Prozeßkette erfolgreich zur multidisziplinären Optimierung der Profile eingesetzt. In Tabelle 6.2 werden die benötigten Rechenzeiten am Beispiel einiger Optimierungen aufgezeigt.

Optimierung	Anzahl der Entwurfsparameter	Anzahl der Iterationen bis zur Konvergenz der Optimierung	Gesamtrechenzeit <sup>a</sup>
Verwindung	5	≈ 30	≈ 100h (4 Tage)
Flügelgrundriß	19	≈ 300	≈ 1000h (42 Tage)
Steuerflächenausschläge	18	≈ 120	≈ 400h (17 Tage)
Verwindung und Profile	29	≈ 500	≈ 1670h (70 Tage)

<sup>a</sup> Werte unter der Annahme einer mittleren Rechenzeit von 200min für eine multidisziplinäre Analyse

Tabelle 6.2: Abschätzung der benötigten Rechenzeiten für verschiedene Optimierungen des Flügels.

Folgende negative Aspekte müssen ebenfalls in die Bewertung des Prozesses einfließen:

- Wiederholte Ausfälle bei der Anwendung der Prozeßkette durch automatische Aktualisierungen der Betriebssysteme
- Grenzen beim verfügbaren Speicher machten ein automatisches Löschen von Daten wird erforderlich
- Hohe Komplexität der Prozeßkette durch vernetztes Rechnen (Großrechner, lokale Linux und Windows-Rechner)
- Störungen durch Stromabschaltungen, Softwareaktualisierungen, fehlende Lizenzen und Warteschlangen auf dem Großrechner
- Lange Rechenzeiten und begrenzte Anzahl an Entwurfsparametern aufgrund des gradientenfreien Ansatzes

Die hier genannten Aspekte begrenzten den Einsatz der Prozeßkette im Projekt oLAF und erforderten eine kontinuierliche manuelle Überwachung des Optimierungsprozesses. Infolge einer Wartung des verwendeten Großrechners CARA und einer Aktualisierung des Betriebssystems ist die Unterstützung der Programme in ihren benötigten älteren Versionen ausgelaufen. Der benötigte Zeitaufwand zur Übertragung des Prozesses auf die aktuellen Programmversionen kann aktuell nicht abgeschätzt werden, weil wesentliche Schnittstellen überarbeitet und getestet werden müßten. Somit steht die Prozeßkette zur multidisziplinären Flügeloptimierung nach aktuellem Stand nicht mehr zur Verfügung.

Mit den sich zunehmend schneller ändernden Versionen der benötigten Programme zur Erweiterung des Funktionsumfangs, zur Behebung von Fehlern im Programm und zur Aufrechterhaltung der Sicherheit werden neuartige Konzepte und Ansätze für zukünftige Prozeßketten im Rahmen der multidisziplinären Entwurfsoptimierung benötigt. Einen ersten Ausblick auf die in

Zukunft benötigten Fähigkeiten im Hinblick auf den Entwurf und die Optimierung von Flugzeugen wird in dem Bericht [21] gegeben. Ein wichtiges Ziel ist dabei eine stärkere Integration der in Abbildung 4.1b gezeigten Teilprozesse, um einen robusteren und effizienteren Prozeß zum Entwurf von zukünftigen Flugzeugkonfigurationen unter Berücksichtigung neuartiger Technologien zu ermöglichen.



## 7 Anhang

### 7.1 Definition der Lastreferenzachse

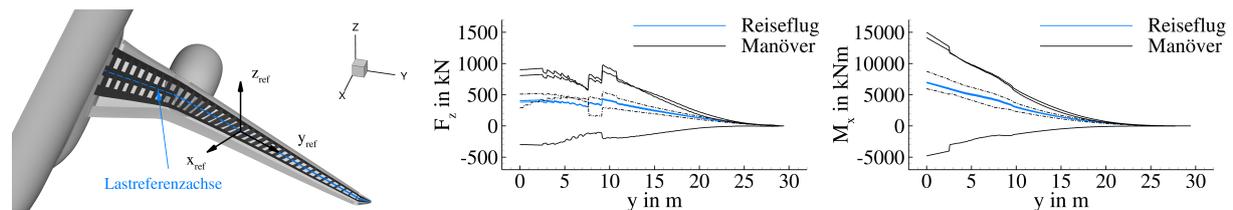


Abbildung 7.1: Definition der Lastreferenzachse zur Bestimmung der Schnittlasten.

### 7.2 Definition der strukturellen Sicherheitsreserven

Bei der Auswertung der strukturellen Eigenschaften des Flügelkastens werden die Sicherheitsreserven gegenüber Festigkeit und gegenüber Stabilitätsversagen in Form der MoS („Margin of Safety“) in den entsprechenden Abbildungen angegeben. Die Bestimmung der Werte erfolgt mit Gleichung 7.1.

$$\text{MoS} = \frac{\text{Zulässiger Wert}}{\text{Aktueller Wert}} - 1 \quad (7.1)$$

Somit geben positive Werte die Sicherheitsreserve gegenüber dem betrachteten Auslegungskriterium an. Bei negativen Werten ist die Struktur nicht ausreichend dimensioniert. Eine gute Ausnutzung des Werkstoffs liegt vor, wenn möglichst kleine positive Werte erreicht werden.

### 7.3 Unberücksichtigte Nebenbedingungen

Eine Nebenbedingung zur Positionierung des Entlüftungstanks am höchsten Punkt des Flügels wurde nicht berücksichtigt. In der Entwurfsphase II erfolgte eine Reduzierung der V-Stellung im Außenflügelbereich, welche infolge der Flügelverformungen im Stand („ground shape“) dazu führt, dass der Entlüftungstank im Bereich der Flügelspitze nicht mehr den höchsten Punkt des Flügels darstellt. Bei der in Entwurfsphase I gewählten V-Stellung von  $5^\circ$  wird diese geometrische Nebenbedingung stets erfüllt.

Weiterhin wurde auf eine Begrenzung des Anstellwinkels im Reiseflug auf einen maximal zulässigen Wert von  $\alpha \leq 2^\circ$  verzichtet, weil die Rumpfgeometrie im Hinblick auf das Nickmoment nicht optimiert ist. Eine Begrenzung des Anstellwinkels im Reiseflug folgt aus der maximal zulässigen Neigung bei der Kabinennutzung. Bei den multidisziplinären Optimierungen des Flügels im LuFo-Projekt INTELWI wurde eine Begrenzung des Anstellwinkels entsprechend

Abschnitt 5.5 berücksichtigt. Zum Vergleich der in oLAF und INTELWI optimierten Flügelgeometrien, erfolgte eine Optimierung der optimalen Flügelgeometrie aus oLAF mit den in INTELWI berücksichtigten Nebenbedingungen.

Die Einhaltung des Stabilitätsmaßes im Reiseflug wird nicht explizit geprüft, sondern vereinfacht durch Beibehaltung des geometrischen Neutralpunkts sichergestellt. Dies stellt bei transsonischen Geschwindigkeiten im Reiseflug und ausgeprägten Verformungen des elastischen Flügels eine grobe Vereinfachung dar. Zusätzlich wurde auf eine Nebenbedingung zur Unterdrückung von Ruderumkehr verzichtet.

Die Liste der hier genannten unberücksichtigten Nebenbedingungen erhebt keinen Anspruch auf Vollständigkeit, sondern zeigt den aktuellen Stand der Erkenntnisse im Hinblick auf die im Prozess der multidisziplinären Flügeloptimierung betrachtete Entwurfsaufgabe auf.

## 7.4 Ergebnisse der ersten Iteration von Entwurfsphase I

### 7.4.1 Optimierung von Grundriß, Verwindung und Profildickenverteilung

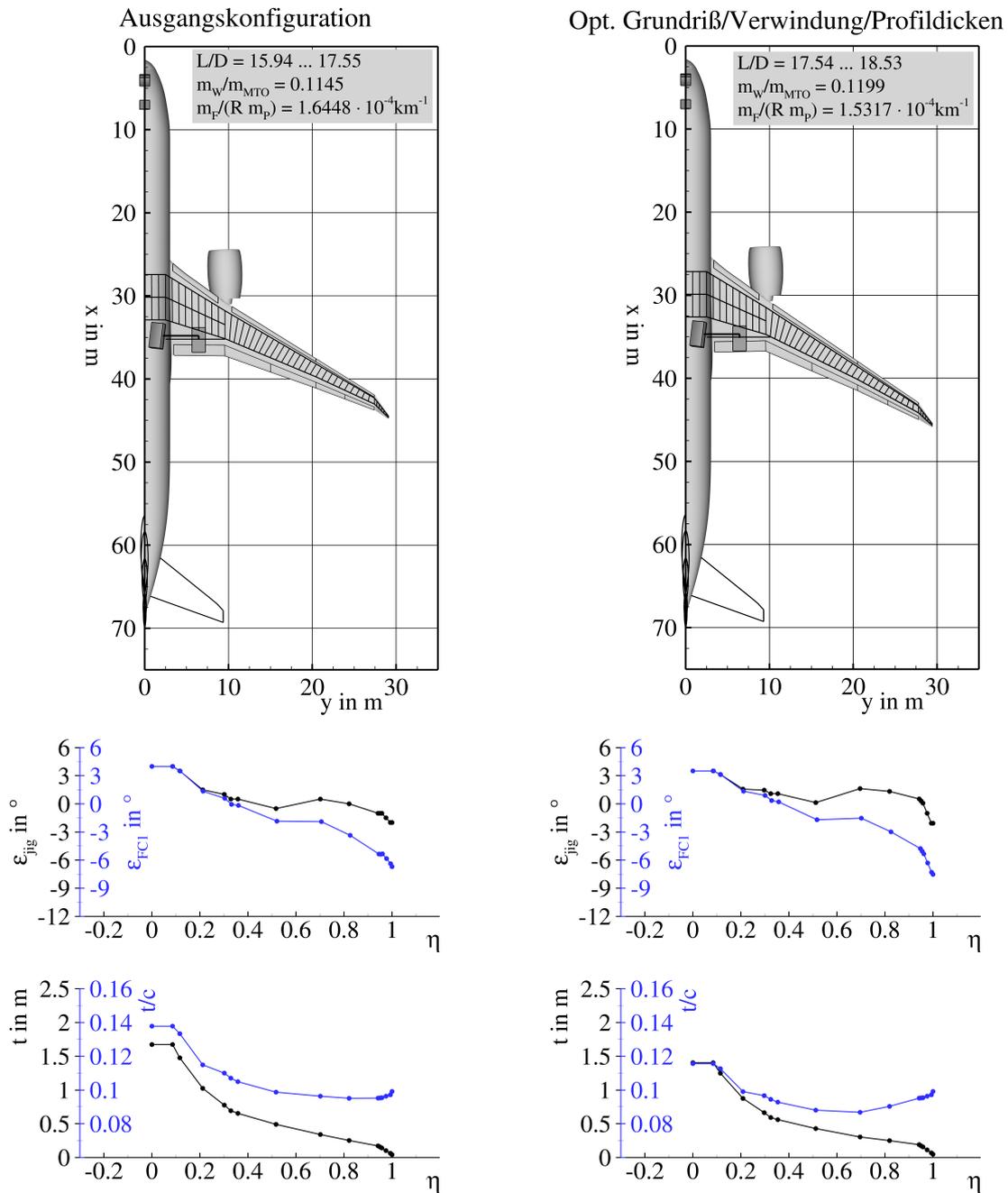


Abbildung 7.2: Überblick über die Flügelgeometrien der Ausgangskonfiguration und der optimierten Konfiguration in der ersten Iteration von Phase I.

		Ausgangs- konfiguration	Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken	Diff.
Flügelfläche	$S_W$	338.495 m <sup>2</sup>	338.498 m <sup>2</sup>	0.0 %
Spannweite	$b_W$	58.182 m	58.877 m	+1.2 %
Bezugsflügeltiefe	$c_{MAC,W}$	7.688 m	7.588 m	-1.3 %
Streckung Flügel	$A_W$	10.001	10.241	+2.4 %
Zuspitzung Flügel	$\lambda_W$	0.036	0.040	+13.2 %
Pfeilwinkel Vorderkante	$\varphi_{W,LE,4}$	38.0°	38.0°	0.0 %
	$\varphi_{W,LE,9}$	32.0°	34.3°	+7.2 %
Abstand Landeklappen/Hinterholm	$\Delta s_{Flap/RS}$	0.582 m	0.563 m	-3.3 %
Abstand Querruder/Hinterholm	$\Delta s_{Ail/RS}$	0.325 m	0.350 m	+7.7 %
Fläche Höhenleitwerk	$S_{HTP}$	70.150 m <sup>2</sup>	69.233 m <sup>2</sup>	-1.3 %
Spannweite Höhenleitwerk	$b_{HTP}$	18.720 m	18.598 m	-0.7 %
Bezugstiefe Höhenleitwerk	$c_{MAC,HTP}$	4.165 m	4.139 m	-0.6 %
Fläche Seitenleitwerk	$S_{VTP}$	48.962 m <sup>2</sup>	49.545 m <sup>2</sup>	+1.2 %
Spannweite Seitenleitwerk	$b_{VTP}$	8.679 m	8.729 m	+0.6 %
Bezugstiefe Seitenleitwerk	$c_{MAC,VTP}$	6.123 m	6.159 m	+0.6 %

Tabelle 7.1: Ergebnisse für die Geometrien der Ausgangskonfiguration und der optimierten Konfiguration in der ersten Iteration von Phase I.

		Ausgangs- konfiguration	Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken	Diff.
Nutzbare Tankvolumen	$V_F$	115.684 m <sup>3</sup>	97.970 m <sup>3</sup>	-15.3 %
Radstand	$l_{LG}$	28.293 m	28.198 m	-0.3 %
Spurweite Hauptfahrwerk	$2y_{MG}$	12.883 m	12.858 m	-0.2 %
Belastung Bugfahrwerk	$F_{NG}/(m g)$	0.054 bis 0.076	0.052 bis 0.073	-5.0 %
Umkippwinkel beim Rollen	$\tau_{tb}$	17.0° bis 23.6°	16.2° bis 22.8°	-4.7 %
Umkippwinkel bei Kurvenfahrt mit 0.5 g	$\tau_{ot}$	40.2° bis 40.3°	40.2° bis 40.3°	0.0 %
Rotierwinkel beim Start	$\alpha_{TO}$	10.6°	10.6°	0.0 %
Rotierwinkel beim Aufsetzen des Rumpfes	$\alpha_{TD}$	11.2°	11.2°	0.0 %
Bodenfreiheit Flügelspitze bei $\varphi_{ML} = 7^\circ$	$h_{WC}$	4.501 m	4.486 m	-0.3 %
Bodenfreiheit Triebwerk bei $\varphi_{ML} = 7^\circ$	$h_{EC}$	0.745 m	0.744 m	-0.1 %
Bodenfreiheit Triebwerk bei eingeknicktem Bugfahrwerk	$h_{NDEC}$	0.309 m	0.285 m	-7.8 %
Nachlaufwinkel Hauptfahrwerksbein	$\tau_{Cas}$	84.3°	84.0°	-0.4 %
Abstand Hauptfahrwerk/Hinterholm	$\Delta s_{MG/RS}$	0.650 m	0.900 m	+38.5 %
Abstand Landeklappen/Fahrwerksträger	$\Delta s_{Flap/SB}$	0.642 m	0.430 m	-33.0 %
Abstand Hauptfahrwerk/zentraler Flügelkasten	$\Delta s_{MG/CWB}$	1.919 m	2.084 m	+8.6 %
Abstand Hauptfahrwerk/Symmetrieebene	$\Delta s_{MG/Sym}$	1.500 m	1.500 m	0.0 %

Tabelle 7.2: Ergebnisse für die Nebenbedingungen der Ausgangskonfiguration und der optimierten Konfiguration in der ersten Iteration von Phase I.

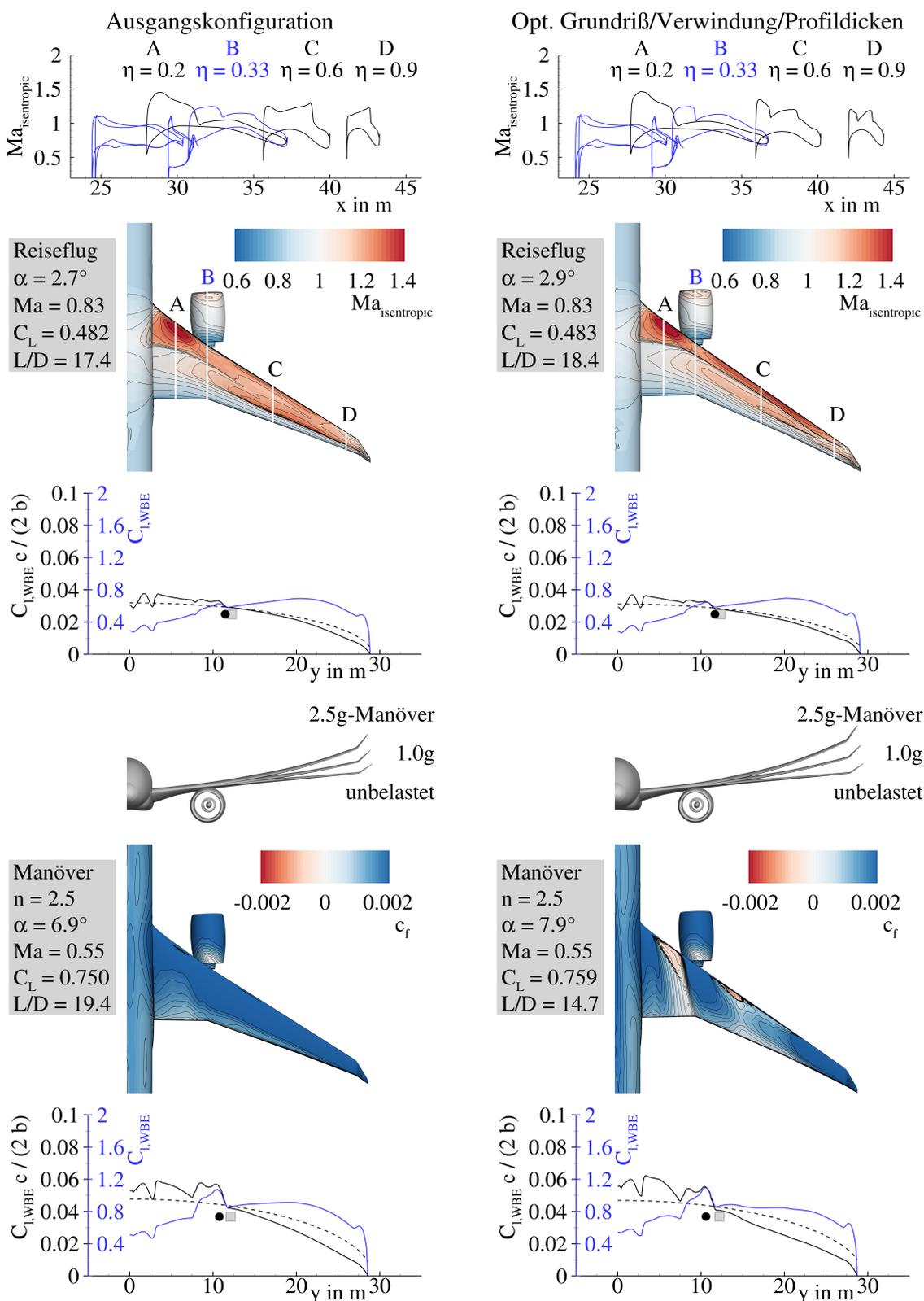


Abbildung 7.3: Überblick über die aerodynamischen Eigenschaften der Ausgangskonfiguration und der optimierten Konfiguration in der ersten Iteration von Phase I.

		Ausgangs- konfiguration	Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken	Diff.
<b>Bewertungsmission</b> ( $Ma = 0.83$ , $m_P = 40\,800\text{ kg}$ , $R = 7408\text{ km}$ , $w = 0.6$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	0.0°	0.0°
Anstellwinkel	$\alpha$	2.7°	2.9°	+4.8 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4820	0.4834	+0.3 %
Gleitzahl	$L/D$	17.44	18.44	+5.7 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4888	0.4773	-2.4 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3898	0.3928	+0.8 %
Startmasse	$m_{TO}$	208 334 kg	206 988 kg	-0.6 %
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.5007 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$1.4274 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	-4.9 %
<b>Bewertungsmission mit höherer Fluggeschwindigkeit</b> ( $Ma = 0.85$ , $m_P = 40\,800\text{ kg}$ , $R = 7408\text{ km}$ , $w = 0.1$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	0.0°	0.0°
	$\delta_{Flap,mid}$	0.0°	0.0°	0.0°
	$\delta_{Flap,out}$	0.0°	0.0°	0.0°
Anstellwinkel	$\alpha$	2.4°	2.5°	+3.3 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4467	0.4471	+0.1 %
Gleitzahl	$L/D$	15.94	17.54	+10.1 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.5103	0.5056	-0.9 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3851	0.3923	+1.9 %
Startmasse	$m_{TO}$	212 936 kg	209 094 kg	-1.8 %
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.6342 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$1.4885 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	-8.9 %
<b>Entwurfsmission</b> ( $Ma = 0.83$ , $R = 11\,112\text{ km}$ , $w = 0.3$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	0.0°	0.0°
Anstellwinkel	$\alpha$	2.8°	3.0°	+5.2 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4886	0.4903	+0.3 %
Gleitzahl	$L/D$	17.55	18.53	+5.6 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4823	0.4688	-2.8 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3882	0.3907	+0.6 %
Nutzlast	$m_P$	30 941 kg	32 752 kg	+5.9 %
Ausnutzung Tankvolumen	$V_{F,req}/V_F$	0.7913	0.8962	+13.3 %
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.9364 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$1.7546 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	-9.4 %
<b>Zielfunktion</b>				
Kombinierter Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.6448 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$1.5317 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	-6.9 %

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 7.3: Ergebnisse für die Flugmissionen der Ausgangskonfiguration und der optimierten Konfiguration in der ersten Iteration von Phase I.

#### 7.4 Ergebnisse der ersten Iteration von Entwurfsphase I

		Ausgangs- konfiguration	Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken	Diff.
<b>2.5g-Manöver</b> ( $Ma = 0.552, H = 0\text{ m}, m = 220\,000\text{ kg}, n = 2.5$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	0.0°	0.0°
	$\delta_{Aileron,in}$	0.0°	0.0°	0.0°
	$\delta_{Aileron,out}$	0.0°	0.0°	0.0°
Lastvielfaches	$n$	2.518	2.524	+0.2%
Flugzeugmasse	$m$	222220 kg	224219 kg	+0.9%
Anstellwinkel	$\alpha$	6.9°	7.9°	+14.5%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.7502	0.7587	+1.1%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.2872	0.2441	-15.0%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3663	0.3574	-2.4%
<b>-1.0g-Manöver</b> ( $Ma = 0.784, H = 6096\text{ m}, m = 220\,000\text{ kg}, n = -1.0$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	0.0°	0.0°
	$\delta_{Aileron,in}$	0.0°	0.0°	0.0°
	$\delta_{Aileron,out}$	0.0°	0.0°	0.0°
Lastvielfaches	$n$	-1.003	-1.003	+0.1%
Flugzeugmasse	$m$	241612 kg	245398 kg	+1.6%
Anstellwinkel	$\alpha$	-4.1°	-4.7°	+12.4%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	-0.3494	-0.3551	+1.6%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	-0.0850	-0.1616	+90.1%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3855	0.3579	-7.2%
<b>Rollmanöver</b> ( $Ma = 0.522, H = 0\text{ m}, m = 220\,000\text{ kg}, n = 2.0$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,out}$	+10.0°	+10.0°	0.0°
	$\delta_{Aileron,in}$	+5.0°	+5.0°	0.0°
Lastvielfaches	$n$	2.007	2.008	+0.1%
Flugzeugmasse	$m$	218771 kg	219931 kg	+0.5%
Anstellwinkel	$\alpha$	4.8°	5.2°	+8.3%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.5886	0.5921	+0.6%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.3776	0.3531	-6.5%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3816	0.3783	-0.9%

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 7.4: Ergebnisse für die Manöverlastfälle der Ausgangskonfiguration und der optimierten Konfiguration in der ersten Iteration von Phase I.

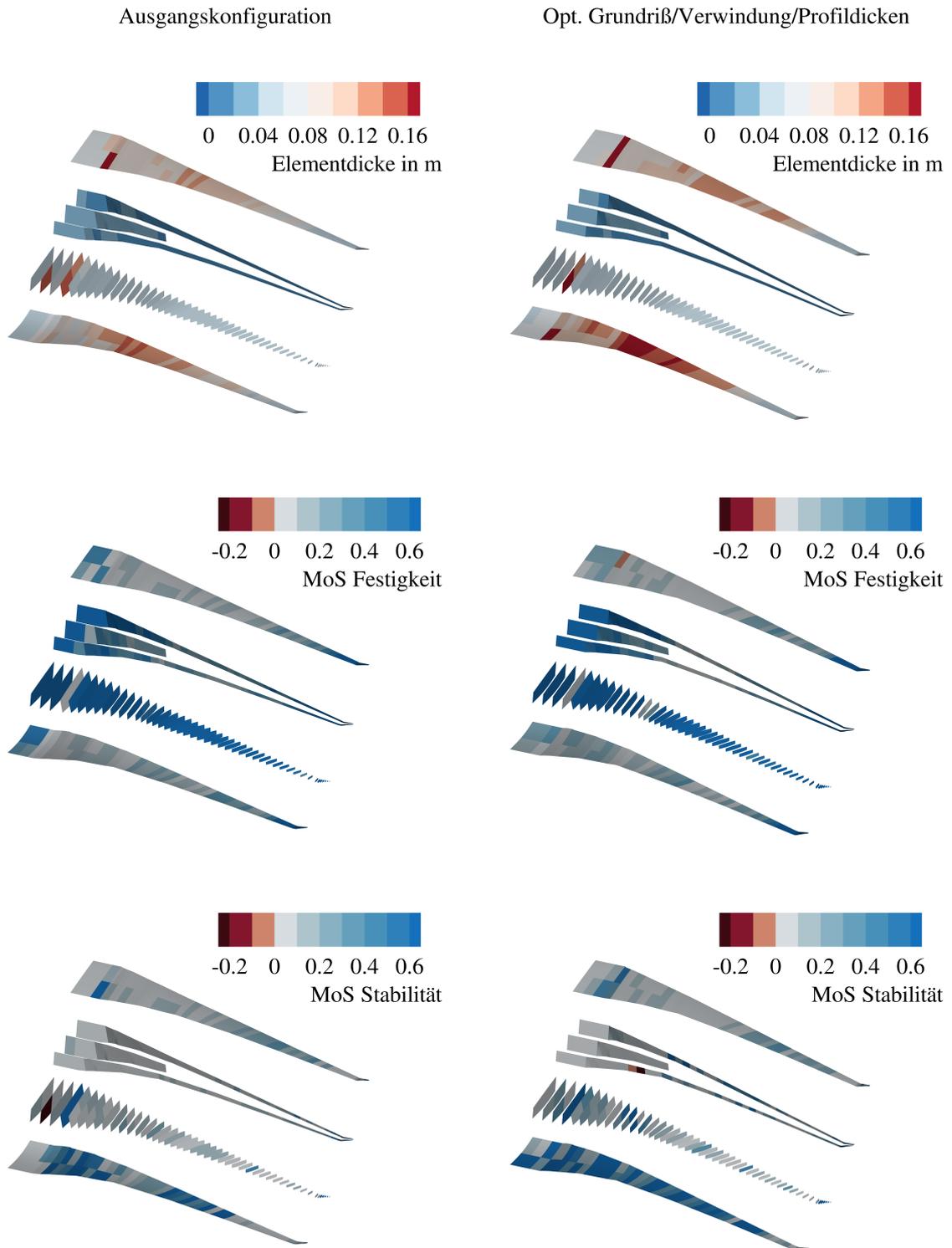


Abbildung 7.4: Überblick über die strukturmechanischen Eigenschaften der Ausgangskonfiguration und der optimierten Konfiguration in der ersten Iteration von Phase I.

#### 7.4 Ergebnisse der ersten Iteration von Entwurfsphase I

		Ausgangs- konfiguration	Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken	Diff.
Maximale Startmasse	$m_{MTO}$	220000kg	220000kg	0.0%
Maximale Landmasse	$m_{ML}$	180000kg	180000kg	0.0%
Betriebsleermasse	$m_{OE}$	115826kg	117006kg	+1.0%
Leermasse	$m_E$	106326kg	107506kg	+1.1%
Operationelle Ausrüstungsmasse	$m_{OI}$	9500kg	9500kg	0.0%
Flügelmasse	$m_W$	25187kg	26376kg	+4.7%
Höhenleitwerksmasse	$m_{HTP}$	2129kg	2102kg	-1.3%
Seitenleitwerksmasse	$m_{VTP}$	1570kg	1589kg	+1.2%
Maximale Nutzlast	$m_{P,max}$	54000kg	54000kg	0.0%
Maximale nutzbare Kraftstoffmasse	$m_{F,max}$	92547kg	78376kg	-15.3%
Betriebsleermassenverhältnis	$m_{OE}/m_{MTO}$	0.5265	0.5318	+1.0%
Flügelmassenverhältnis	$m_W/m_{MTO}$	0.1145	0.1199	+4.7%

Tabelle 7.5: Ergebnisse für die Massen der Ausgangskonfiguration und der optimierten Konfiguration in der ersten Iteration von Phase I.

		Ausgangs- konfiguration	Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken	Diff.
Masse der Oberschale	$m_{W,covers,us}$	4422kg	5399kg	+22.1%
Masse der Unterschale	$m_{W,covers,ls}$	3955kg	4777kg	+20.8%
Masse der Holme	$m_{W,spars}$	2589kg	2064kg	-20.3%
Masse der Rippen	$m_{W,ribs}$	2402kg	2034kg	-15.3%
Masse des Flügelkastens <sup>a</sup>	$m_{W,box}$	16711kg	17844kg	+6.8%
Masse der Vorderkanten	$m_{W,LE}$	1416kg	1433kg	+1.2%
Masse der Hinterkanten	$m_{W,TE}$	4610kg	4649kg	+0.8%
Masse der Spoiler	$m_{W,spoiler}$	200kg	200kg	0.0%
Masse der Fahrwerksanbindung	$m_{W,MLG}$	1600kg	1600kg	0.0%
Masse des Pylonanschlusses	$m_{W,pylon}$	250kg	250kg	0.0%
Masse Verschiedenes	$m_{W,misc}$	400kg	400kg	0.0%
Flügelmasse	$m_W$	25187kg	26376kg	+4.7%

<sup>a</sup> Werte sind mit einem Faktor von 1.25 skaliert, um zusätzliche Massen von Verbindungselementen und lokaler Verstärkungen für die Lasteinleitung zu berücksichtigen.

Tabelle 7.6: Ergebnisse für die Flügelmasse der Ausgangskonfiguration und der optimierten Konfiguration in der ersten Iteration von Phase I.

		Ausgangs- konfiguration	Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken	Diff.
Iterationen der Strömungs-Struktur-Kopplung	$n_{cpl}$	4	4	0.0%
Rechenzeit	$t$	137 min	143 min	+4.4%

Tabelle 7.7: Ergebnisse für die benötigten Iterationen und die Rechenzeit der Ausgangskonfiguration und der optimierten Konfiguration in der ersten Iteration von Phase I.



## 7.5 Ergebnisse der finalen Iteration von Entwurfsphase I

### 7.5.1 Optimierung von Grundriß, Verwindung und Profildickenverteilung

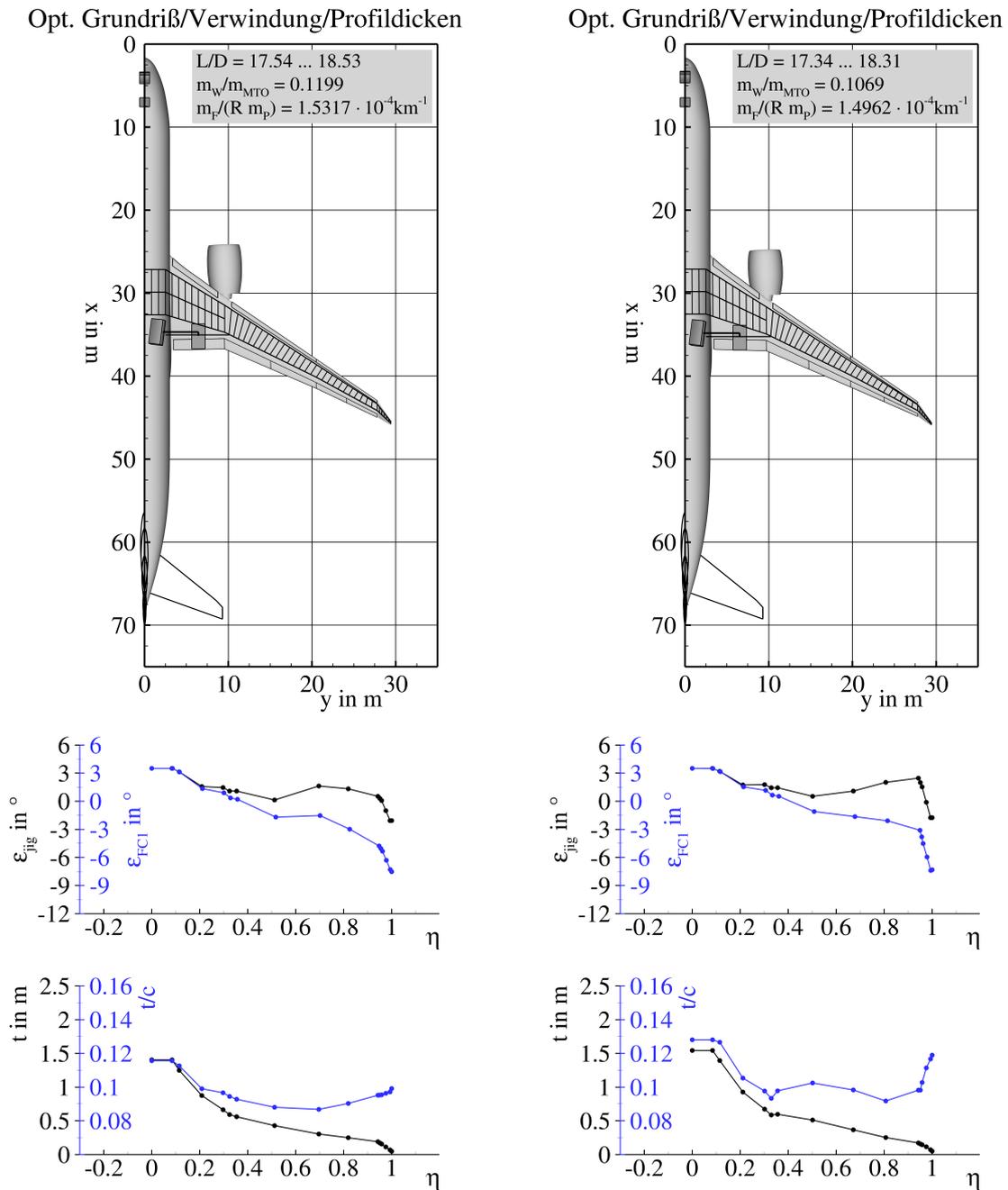


Abbildung 7.5: Überblick über die Flügelgeometrien der Optimierungen von Grundriß, Verwindung und Profildicken der ersten und finalen Iteration von Phase I.

		Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken	Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken	Diff.
Flügelfläche	$S_W$	338.498 m <sup>2</sup>	336.996 m <sup>2</sup>	-0.4 %
Spannweite	$b_W$	58.877 m	58.862 m	0.0 %
Bezugsflügeltiefe	$c_{MAC,W}$	7.588 m	7.596 m	+0.1 %
Streckung Flügel	$A_W$	10.241	10.281	+0.4 %
Zuspitzung Flügel	$\lambda_W$	0.040	0.035	-14.1 %
Pfeilwinkel Vorderkante	$\varphi_{W,LE,4}$	38.0°	38.6°	+1.6 %
	$\varphi_{W,LE,9}$	34.3°	34.5°	+0.6 %
Abstand Landeklappen/Hinterholm	$\Delta s_{Flap/RS}$	0.563 m	0.598 m	+6.2 %
Abstand Querruder/Hinterholm	$\Delta s_{Ail/RS}$	0.350 m	0.307 m	-12.3 %
Fläche Höhenleitwerk	$S_{HTP}$	69.233 m <sup>2</sup>	68.997 m <sup>2</sup>	-0.3 %
Spannweite Höhenleitwerk	$b_{HTP}$	18.598 m	18.567 m	-0.2 %
Bezugstiefe Höhenleitwerk	$c_{MAC,HTP}$	4.139 m	4.132 m	-0.2 %
Fläche Seitenleitwerk	$S_{VTP}$	49.545 m <sup>2</sup>	49.311 m <sup>2</sup>	-0.5 %
Spannweite Seitenleitwerk	$b_{VTP}$	8.729 m	8.709 m	-0.2 %
Bezugstiefe Seitenleitwerk	$c_{MAC,VTP}$	6.159 m	6.144 m	-0.2 %

Tabelle 7.8: Ergebnisse für die Geometrien der Optimierungen von Grundriß, Verwindung und Profildicken der ersten und finalen Iteration von Phase I.

		Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken	Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken	Diff.
Nutzbares Tankvolumen	$V_F$	97.970 m <sup>3</sup>	107.603 m <sup>3</sup>	+9.8 %
Radstand	$l_{LG}$	28.198 m	28.356 m	+0.6 %
Spurweite Hauptfahrwerk	$2y_{MG}$	12.858 m	13.030 m	+1.3 %
Belastung Bugfahrwerk	$F_{NG}/(m g)$	0.052 bis 0.073	0.057 bis 0.078	+10.1 %
Umkippwinkel beim Rollen	$\tau_{tb}$	16.2° bis 22.8°	17.5° bis 23.9°	+8.0 %
Umkippwinkel bei Kurvenfahrt mit 0.5 g	$\tau_{ot}$	40.2° bis 40.3°	40.5° bis 40.6°	+0.7 %
Rotierwinkel beim Start	$\alpha_{TO}$	10.6°	10.9°	+2.8 %
Rotierwinkel beim Aufsetzen des Rumpfes	$\alpha_{TD}$	11.2°	11.4°	+1.8 %
Bodenfreiheit Flügelspitze bei $\varphi_{ML} = 7^\circ$	$h_{WC}$	4.486 m	4.591 m	+2.3 %
Bodenfreiheit Triebwerk bei $\varphi_{ML} = 7^\circ$	$h_{EC}$	0.744 m	0.855 m	+14.9 %
Bodenfreiheit Triebwerk bei eingeknicktem Bugfahrwerk	$h_{NDEC}$	0.285 m	0.398 m	+39.6 %
Nachlaufwinkel Hauptfahrwerksbein	$\tau_{Cas}$	84.0°	83.7°	-0.4 %
Abstand Hauptfahrwerk/Hinterholm	$\Delta s_{MG/RS}$	0.900 m	0.950 m	+5.6 %
Abstand Landeklappen/Fahrwerksträger	$\Delta s_{Flap/SB}$	0.430 m	0.263 m	-38.8 %
Abstand Hauptfahrwerk/zentraler Flügelkasten	$\Delta s_{MG/CWB}$	2.084 m	2.303 m	+10.5 %
Abstand Hauptfahrwerk/Symmetrieebene	$\Delta s_{MG/Sym}$	1.500 m	1.500 m	0.0 %

Tabelle 7.9: Ergebnisse für die Nebenbedingungen der Optimierungen von Grundriß, Verwindung und Profildicken der ersten und finalen Iteration von Phase I.

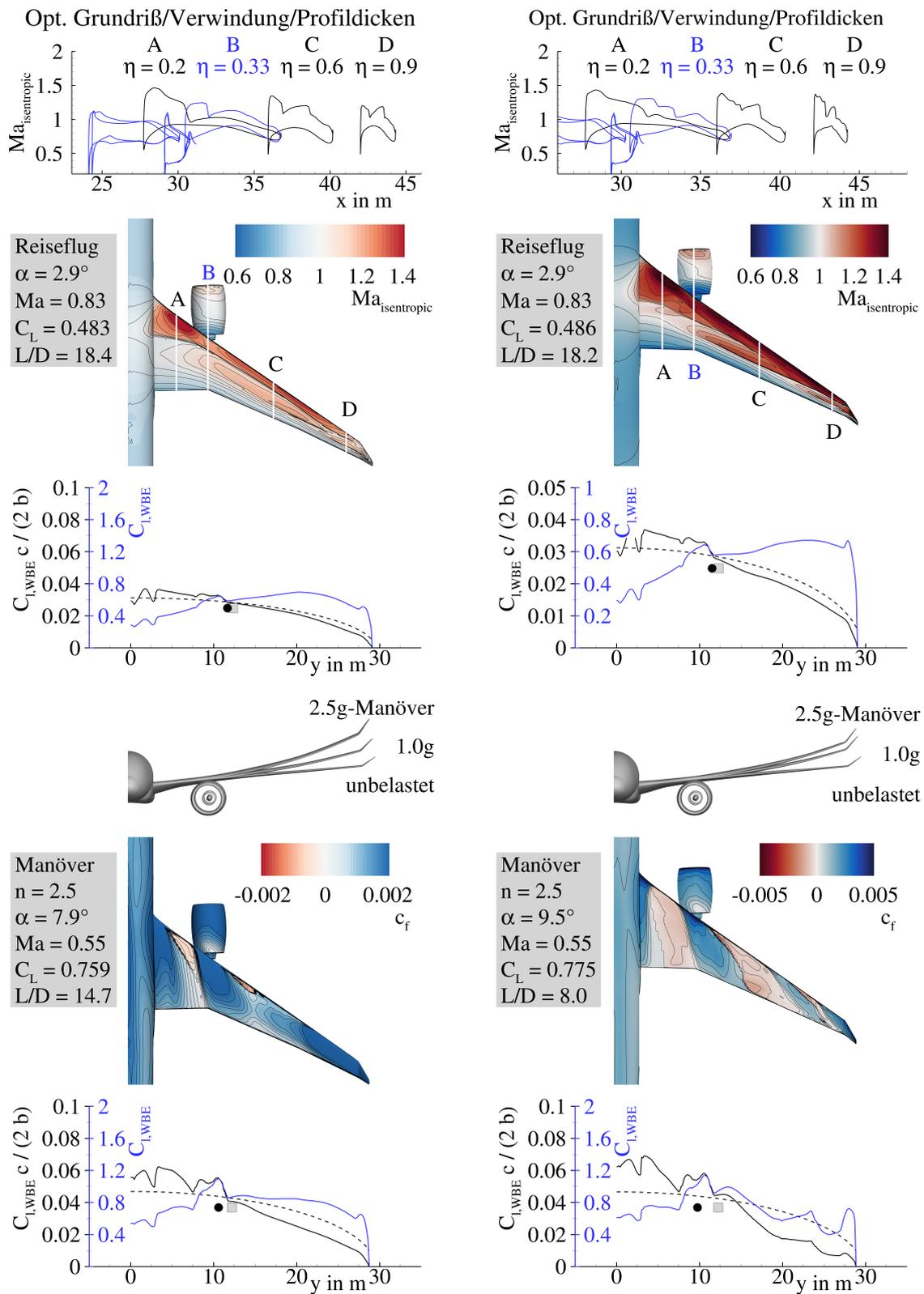


Abbildung 7.6: Überblick über die aerodynamischen Eigenschaften der Optimierungen von Grundriß, Verwindung und Profildicken der ersten und finalen Iteration von Phase I.

		Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken	Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken	Diff.
<b>Bewertungsmission</b> ( $Ma = 0.83$ , $m_P = 40\,800\text{ kg}$ , $R = 7408\text{ km}$ , $w = 0.6$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	0.0°	0.0°
Anstellwinkel	$\alpha$	2.9°	2.9°	+1.1 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4834	0.4884	+1.0 %
Gleitzahl	$L/D$	18.44	18.22	-1.2 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4773	0.4625	-3.1 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3928	0.3884	-1.1 %
Startmasse	$m_{TO}$	206 988 kg	203 793 kg	-1.5 %
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4274 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$1.4182 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	-0.6 %
<b>Bewertungsmission mit höherer Fluggeschwindigkeit</b> ( $Ma = 0.85$ , $m_P = 40\,800\text{ kg}$ , $R = 7408\text{ km}$ , $w = 0.1$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	0.0°	0.0°
	$\delta_{Flap,mid}$	0.0°	0.0°	0.0°
	$\delta_{Flap,out}$	0.0°	0.0°	0.0°
Anstellwinkel	$\alpha$	2.5°	2.5°	+0.4 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4471	0.4518	+1.1 %
Gleitzahl	$L/D$	17.54	17.34	-1.2 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.5056	0.4905	-3.0 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3923	0.3875	-1.2 %
Startmasse	$m_{TO}$	209 094 kg	205 893 kg	-1.5 %
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4885 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$1.4792 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	-0.6 %
<b>Entwurfsmission</b> ( $Ma = 0.83$ , $R = 11\,112\text{ km}$ , $w = 0.3$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	0.0°	0.0°
Anstellwinkel	$\alpha$	3.0°	3.0°	+0.9 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4903	0.4953	+1.0 %
Gleitzahl	$L/D$	18.53	18.31	-1.2 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4688	0.4546	-3.0 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3907	0.3864	-1.1 %
Nutzlast	$m_P$	32 752 kg	34 984 kg	+6.8 %
Ausnutzung Tankvolumen	$V_{F,req}/V_F$	0.8962	0.8235	-8.1 %
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.7546 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$1.6578 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	-5.5 %
<b>Zielfunktion</b>				
Kombinierter Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.5317 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$1.4962 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	-2.3 %

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 7.10: Ergebnisse für die Flugmissionen der Optimierungen von Grundriß, Verwindung und Profildicken der ersten und finalen Iteration von Phase I.

## 7.5 Ergebnisse der finalen Iteration von Entwurfsphase I

		Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken	Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken	Diff.
<b>2.5g-Manöver</b> ( $Ma = 0.552, H = 0\text{m}, m = 220\,000\text{kg}, n = 2.5$ )				
Steuerflächen-	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	0.0°	0.0°
ausschläge	$\delta_{Aileron,in}$	0.0°	-10.0°	-10.0°
	$\delta_{Aileron,out}$	0.0°	-15.0°	-15.0°
Lastvielfaches	$n$	2.524	2.534	+0.4%
Flugzeugmasse	$m$	224 219 kg	228 018 kg	+1.7%
Anstellwinkel	$\alpha$	7.9°	9.5°	+19.2%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.7587	0.7782	+2.6%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.2441	0.1866	-23.6%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3574	0.3256	-8.9%
<b>-1.0g-Manöver</b> ( $Ma = 0.784, H = 6096\text{m}, m = 220\,000\text{kg}, n = -1.0$ )				
Steuerflächen-	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	0.0°	0.0°
ausschläge	$\delta_{Aileron,in}$	0.0°	+5.0°	+5.0°
	$\delta_{Aileron,out}$	0.0°	+10.0°	+10.0°
Lastvielfaches	$n$	-1.003	-1.003	0.0%
Flugzeugmasse	$m$	245 398 kg	245 146 kg	-0.1%
Anstellwinkel	$\alpha$	-4.7°	-4.7°	+0.5%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	-0.3551	-0.3563	+0.3%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	-0.1616	-0.1395	-13.7%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3579	0.3575	-0.1%
<b>Rollmanöver</b> ( $Ma = 0.522, H = 0\text{m}, m = 220\,000\text{kg}, n = 2.0$ )				
Steuerflächen-	$\delta_{Flap,out}$	+10.0°	+10.0°	0.0°
ausschläge	$\delta_{Aileron,in}$	+5.0°	+5.0°	0.0°
Lastvielfaches	$n$	2.008	2.009	0.0%
Flugzeugmasse	$m$	219 931 kg	221 024 kg	+0.5%
Anstellwinkel	$\alpha$	5.2°	5.3°	+1.8%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.5921	0.5978	+1.0%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.3531	0.3435	-2.7%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3783	0.3743	-1.1%

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 7.11: Ergebnisse für die Manöverlastfälle der Optimierungen von Grundriß, Verwindung und Profildicken der ersten und finalen Iteration von Phase I.

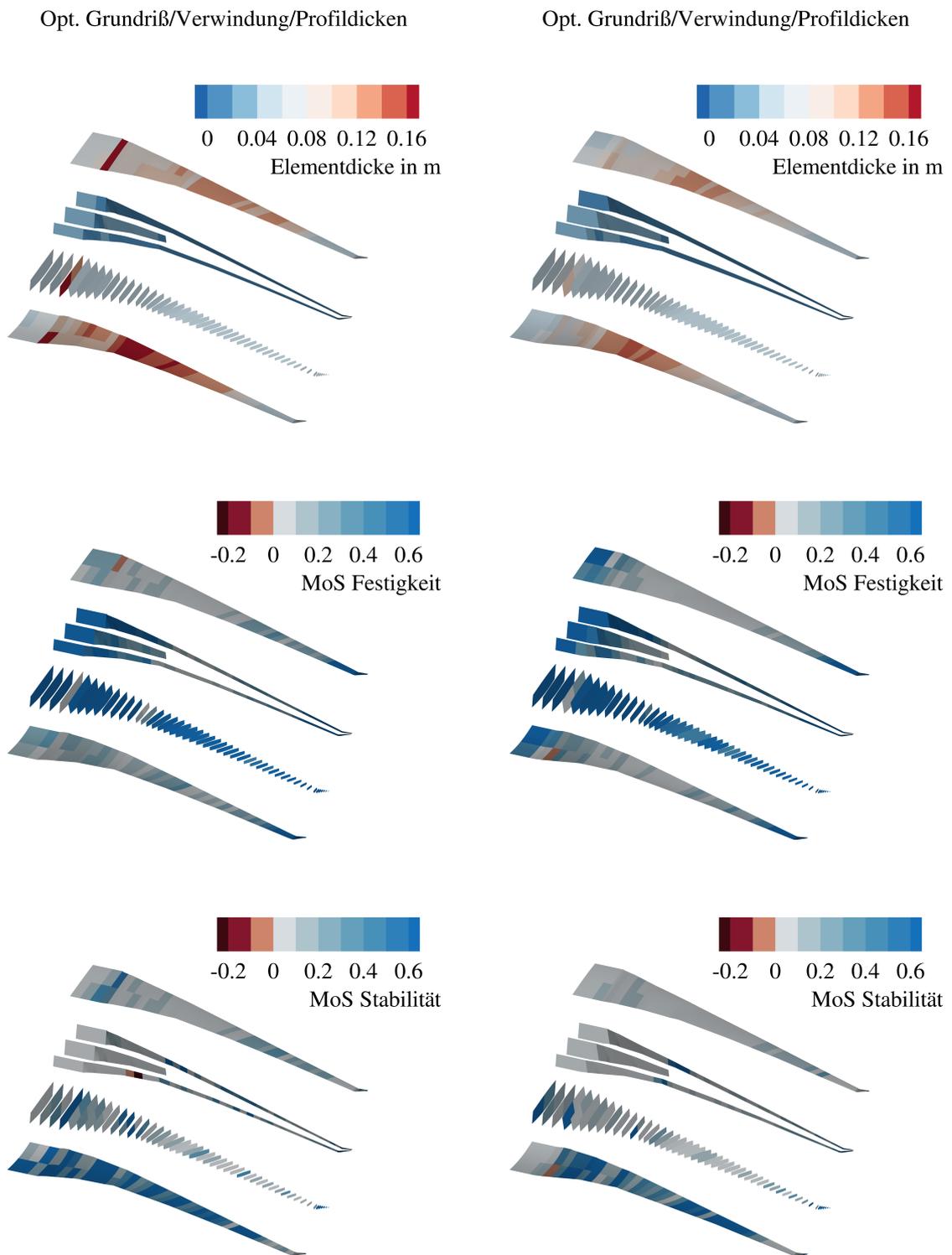


Abbildung 7.7: Überblick über die strukturmechanischen Eigenschaften der Optimierungen von Grundriß, Verwindung und Profildicken der ersten und finalen Iteration von Phase I.

## 7.5 Ergebnisse der finalen Iteration von Entwurfsphase I

		<b>Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken</b>	<b>Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken</b>	<b>Diff.</b>
Maximale Startmasse	$m_{MTO}$	220000 kg	220000 kg	0.0%
Maximale Landmasse	$m_{ML}$	180000 kg	187000 kg	+3.9%
Betriebsleermasse	$m_{OE}$	117006 kg	114127 kg	-2.5%
Leermasse	$m_E$	107506 kg	104627 kg	-2.7%
Operationelle Ausrüstungsmasse	$m_{OI}$	9500 kg	9500 kg	0.0%
Flügelmasse	$m_W$	26376 kg	23511 kg	-10.9%
Höhenleitwerksmasse	$m_{HTP}$	2102 kg	2094 kg	-0.4%
Seitenleitwerksmasse	$m_{VTP}$	1589 kg	1582 kg	-0.4%
Maximale Nutzlast	$m_{P,max}$	54000 kg	54000 kg	0.0%
Maximale nutzbare Kraftstoffmasse	$m_{F,max}$	78376 kg	86082 kg	+9.8%
Betriebsleermassenverhältnis	$m_{OE}/m_{MTO}$	0.5318	0.5188	-2.4%
Flügelmassenverhältnis	$m_W/m_{MTO}$	0.1199	0.1069	-10.8%

Tabelle 7.12: Ergebnisse für die Massen der Optimierungen von Grundriß, Verwindung und Profildicken der ersten und finalen Iteration von Phase I.

		<b>Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken</b>	<b>Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken</b>	<b>Diff.</b>
Masse der Oberschale	$m_{W, covers, us}$	5399 kg	4110 kg	-23.9%
Masse der Unterschale	$m_{W, covers, ls}$	4777 kg	3494 kg	-26.9%
Masse der Holme	$m_{W, spars}$	2064 kg	2414 kg	+16.9%
Masse der Rippen	$m_{W, ribs}$	2034 kg	2011 kg	-1.1%
Masse des Flügelkastens <sup>a</sup>	$m_{W, box}$	17844 kg	15036 kg	-15.7%
Masse der Vorderkanten	$m_{W, LE}$	1433 kg	1406 kg	-1.9%
Masse der Hinterkanten	$m_{W, TE}$	4649 kg	4619 kg	-0.6%
Masse der Spoiler	$m_{W, spoiler}$	200 kg	200 kg	0.0%
Masse der Fahrwerksanbindung	$m_{W, MLG}$	1600 kg	1600 kg	0.0%
Masse des Pylonanschlusses	$m_{W, pylon}$	250 kg	250 kg	0.0%
Masse Verschiedenes	$m_{W, misc}$	400 kg	400 kg	0.0%
Flügelmasse	$m_W$	26376 kg	23511 kg	-10.9%

<sup>a</sup> Werte sind mit einem Faktor von 1.25 skaliert, um zusätzliche Massen von Verbindungselementen und lokaler Verstärkungen für die Lasteinleitung zu berücksichtigen.

Tabelle 7.13: Ergebnisse für die Flügelmasse der Optimierungen von Grundriß, Verwindung und Profildicken der ersten und finalen Iteration von Phase I.

---

		<b>Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken</b>	<b>Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken</b>	<b>Diff.</b>
Iterationen der Strömungs-Struktur-Kopplung	$n_{cpl}$	4	4	0.0 %
Rechenzeit	$t$	143 min	195 min	+36.4 %

---

Tabelle 7.14: Ergebnisse für die benötigten Iterationen und die Rechenzeit der Optimierungen von Grundriß, Verwindung und Profildicken der ersten und finalen Iteration von Phase I.

7.5.2 Optimierung der Verwindung mit modifizierten Profilen

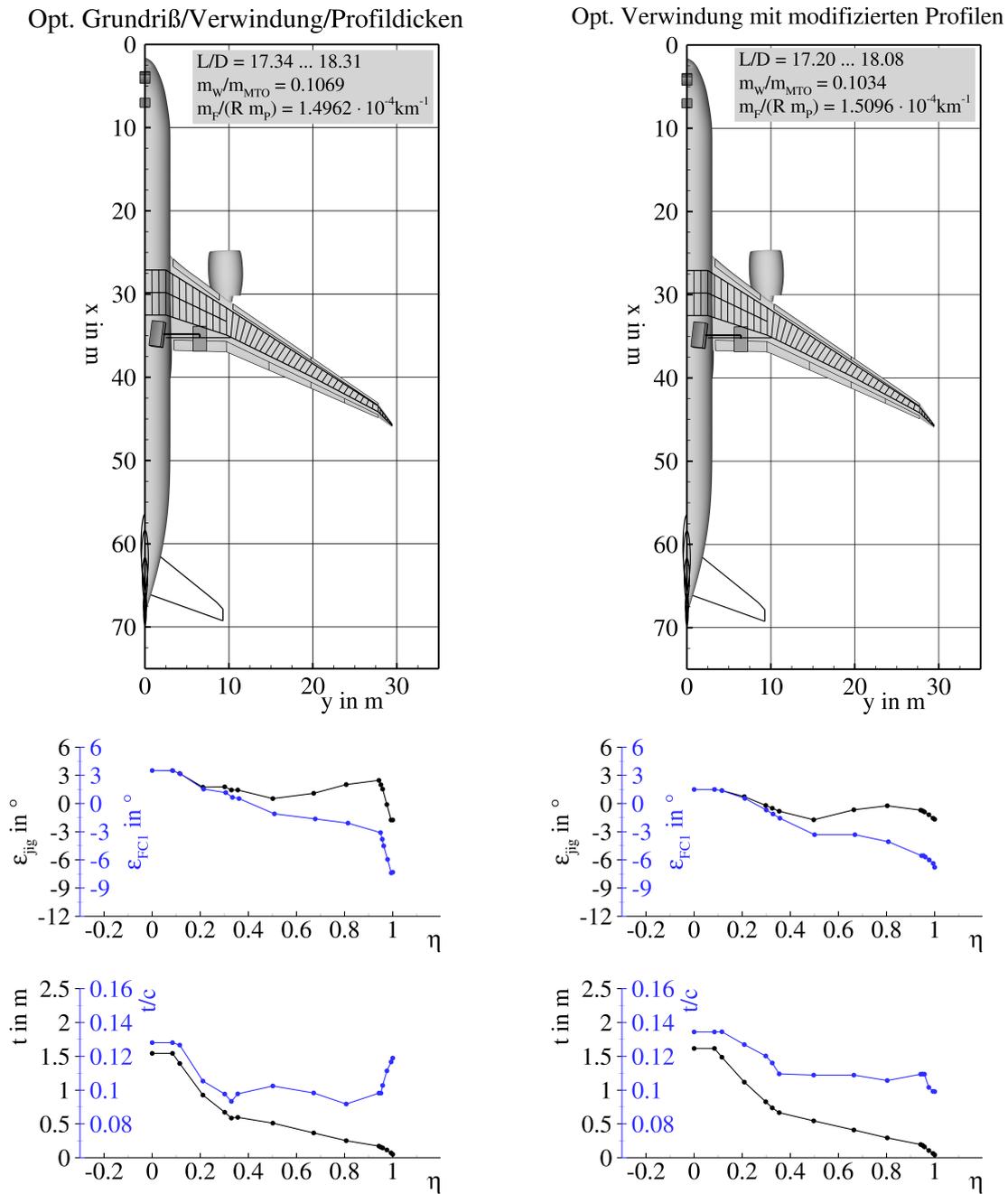


Abbildung 7.8: Überblick über die Flügelgeometrien der optimierten Flügel mit den Ausgangsprofilen und den modifizierten Profilen in Phase I.

		Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken	Opt. Verwindung mit modifizierten Profilen	Diff.
Flügelfläche	$S_W$	336.996 m <sup>2</sup>	337.004 m <sup>2</sup>	0.0 %
Spannweite	$b_W$	58.862 m	58.859 m	0.0 %
Bezugsflügeltiefe	$c_{MAC,W}$	7.596 m	7.579 m	-0.2 %
Streckung Flügel	$A_W$	10.281	10.280	0.0 %
Zuspitzung Flügel	$\lambda_W$	0.035	0.036	+4.9 %
Pfeilwinkel Vorderkante	$\varphi_{W,LE,4}$	38.6°	39.6°	+2.6 %
	$\varphi_{W,LE,9}$	34.5°	34.5°	0.0 %
Abstand Landeklappen/Hinterholm	$\Delta s_{Flap/RS}$	0.598 m	0.607 m	+1.5 %
Abstand Querruder/Hinterholm	$\Delta s_{Ail/RS}$	0.307 m	0.311 m	+1.3 %
Fläche Höhenleitwerk	$S_{HTP}$	68.997 m <sup>2</sup>	68.840 m <sup>2</sup>	-0.2 %
Spannweite Höhenleitwerk	$b_{HTP}$	18.567 m	18.545 m	-0.1 %
Bezugstiefe Höhenleitwerk	$c_{MAC,HTP}$	4.132 m	4.127 m	-0.1 %
Fläche Seitenleitwerk	$S_{VTP}$	49.311 m <sup>2</sup>	49.311 m <sup>2</sup>	0.0 %
Spannweite Seitenleitwerk	$b_{VTP}$	8.709 m	8.709 m	0.0 %
Bezugstiefe Seitenleitwerk	$c_{MAC,VTP}$	6.144 m	6.144 m	0.0 %

Tabelle 7.15: Ergebnisse für die Geometrien der optimierten Flügel mit den Ausgangsprofilen und den modifizierten Profilen in Phase I.

		Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken	Opt. Verwindung mit modifizierten Profilen	Diff.
Nutzbare Tankvolumen	$V_F$	107.603 m <sup>3</sup>	116.804 m <sup>3</sup>	+8.6 %
Radstand	$l_{LG}$	28.356 m	28.349 m	0.0 %
Spurweite Hauptfahrwerk	$2y_{MG}$	13.030 m	12.851 m	-1.4 %
Belastung Bugfahrwerk	$F_{NG}/(m g)$	0.057 bis 0.078	0.057 bis 0.078	-0.2 %
Umkippwinkel beim Rollen	$\tau_{tb}$	17.5° bis 23.9°	18.0° bis 24.6°	+2.9 %
Umkippwinkel bei Kurvenfahrt mit 0.5 g	$\tau_{ot}$	40.5° bis 40.6°	39.9° bis 40.0°	-1.5 %
Rotierwinkel beim Start	$\alpha_{TO}$	10.9°	10.5°	-3.7 %
Rotierwinkel beim Aufsetzen des Rumpfes	$\alpha_{TD}$	11.4°	11.1°	-2.6 %
Bodenfreiheit Flügelspitze bei $\varphi_{ML} = 7^\circ$	$h_{WC}$	4.591 m	4.440 m	-3.3 %
Bodenfreiheit Triebwerk bei $\varphi_{ML} = 7^\circ$	$h_{EC}$	0.855 m	0.672 m	-21.4 %
Bodenfreiheit Triebwerk bei eingeknicktem Bugfahrwerk	$h_{NDEC}$	0.398 m	0.249 m	-37.4 %
Nachlaufwinkel Hauptfahrwerksbein	$\tau_{Cas}$	83.7°	84.4°	+0.8 %
Abstand Hauptfahrwerk/Hinterholm	$\Delta s_{MG/RS}$	0.950 m	1.050 m	+10.5 %
Abstand Landeklappen/Fahrwerksträger	$\Delta s_{Flap/SB}$	0.263 m	0.282 m	+7.2 %
Abstand Hauptfahrwerk/zentraler Flügelkasten	$\Delta s_{MG/CWB}$	2.303 m	2.420 m	+5.1 %
Abstand Hauptfahrwerk/Symmetrieebene	$\Delta s_{MG/Sym}$	1.500 m	1.500 m	0.0 %

Tabelle 7.16: Ergebnisse für die Nebenbedingungen der optimierten Flügel mit den Ausgangsprofilen und den modifizierten Profilen in Phase I.

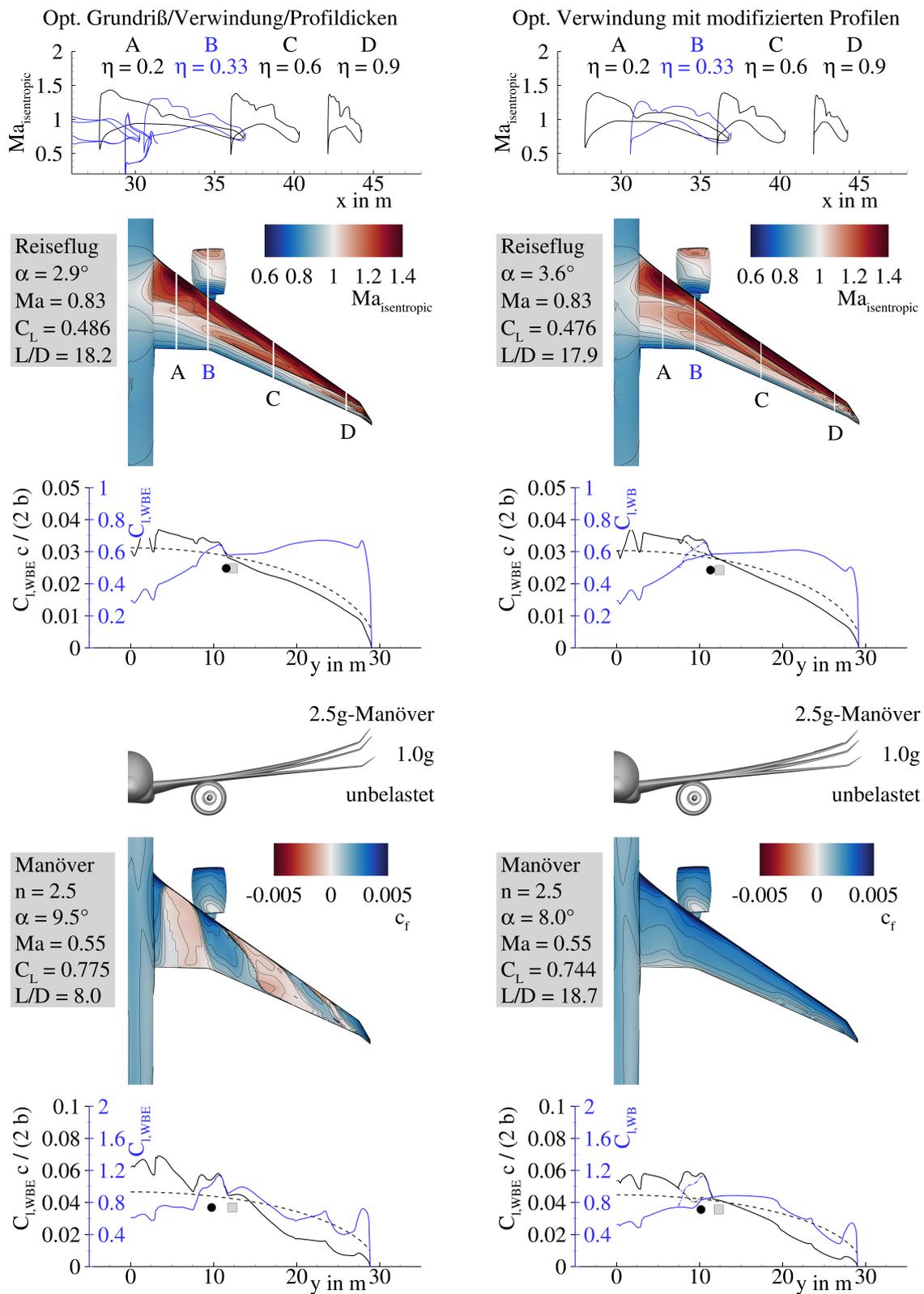


Abbildung 7.9: Überblick über die aerodynamischen Eigenschaften der optimierten Flügel mit den Ausgangsprofilen und den modifizierten Profilen in Phase I.

		Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken	Opt. Verwindung mit modifizierten Profilen	Diff.
<b>Bewertungsmission</b> ( $Ma = 0.83$ , $m_P = 40\,800\text{ kg}$ , $R = 7408\text{ km}$ , $w = 0.6$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	0.0°	0.0°
Anstellwinkel	$\alpha$	2.9°	3.6°	+24.2 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4884	0.4783	-2.1 %
Oswaldfaktor	$e$	0.865	0.852	-1.6 %
Gleitzahl	$L/D$	18.22	17.95	-1.5 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4625	0.4650	+0.5 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3884	0.3805	-2.0 %
Startmasse	$m_{TO}$	203 793 kg	203 551 kg	-0.1 %
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4182 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$1.4334 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	+1.1 %
<b>Bewertungsmission mit höherer Fluggeschwindigkeit</b> ( $Ma = 0.85$ , $m_P = 40\,800\text{ kg}$ , $R = 7408\text{ km}$ , $w = 0.1$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	0.0°	0.0°
	$\delta_{Flap,mid}$	0.0°	0.0°	0.0°
	$\delta_{Flap,out}$	0.0°	0.0°	0.0°
Anstellwinkel	$\alpha$	2.5°	3.4°	+35.2 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4518	0.4609	+2.0 %
Oswaldfaktor	$e$	0.854	0.848	-0.7 %
Gleitzahl	$L/D$	17.34	17.20	-0.8 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4905	0.4871	-0.7 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3875	0.3796	-2.0 %
Startmasse	$m_{TO}$	205 893 kg	205 319 kg	-0.3 %
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4792 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$1.4847 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	+0.4 %
<b>Entwurfsmission</b> ( $Ma = 0.83$ , $R = 11\,112\text{ km}$ , $w = 0.3$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	0.0°	0.0°
Anstellwinkel	$\alpha$	3.0°	3.7°	+24.1 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4953	0.4882	-1.4 %
Oswaldfaktor	$e$	0.862	0.848	-1.6 %
Gleitzahl	$L/D$	18.31	18.08	-1.3 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4546	0.4560	+0.3 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3864	0.3788	-2.0 %
Nutzlast	$m_P$	34984 kg	35058 kg	+0.2 %
Ausnutzung Tankvolumen	$V_{F,req}/V_F$	0.8235	0.7660	-7.0 %
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.6578 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$1.6704 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	+0.8 %
<b>Zielfunktion</b>				
Kombinierter Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4962 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$1.5096 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	+0.9 %

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 7.17: Ergebnisse für die Flugmissionen der optimierten Flügel mit den Ausgangsprofilen und den modifizierten Profilen in Phase I.

## 7.5 Ergebnisse der finalen Iteration von Entwurfsphase I

		Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken	Opt. Verwindung mit modifizierten Profilen	Diff.
<b>2.5g-Manöver</b> ( $Ma = 0.552, H = 0\text{ m}, m = 220\,000\text{ kg}, n = 2.5$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	0.0°	0.0°
	$\delta_{Aileron,in}$	-10.0°	-10.0°	0.0°
	$\delta_{Aileron,out}$	-15.0°	-15.0°	0.0°
Lastvielfaches	$n$	2.534	2.525	-0.4%
Flugzeugmasse	$m$	228018 kg	219962 kg	-3.5%
Anstellwinkel	$\alpha$	9.5°	8.0°	-15.5%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.7782	0.7477	-3.9%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.1866	0.2098	+12.4%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3256	0.3401	+4.5%
<b>-1.0g-Manöver</b> ( $Ma = 0.784, H = 6096\text{ m}$ und $Ma = 0.655, H = 3048\text{ m}, m = 220\,000\text{ kg}, n = -1.0$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	0.0°	0.0°
	$\delta_{Aileron,in}$	+5.0°	+5.0°	0.0°
	$\delta_{Aileron,out}$	+10.0°	+10.0°	0.0°
Mach-Zahl	$Ma$	0.784	0.655	-
Flughöhe	$H$	6096 m	3048 m	-
Lastvielfaches	$n$	-1.003	-1.002	-0.1%
Flugzeugmasse	$m$	245146 kg	220100 kg	-10.2%
Anstellwinkel	$\alpha$	-4.7°	-3.8°	-18.5%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	-0.3563	-0.3064	-14.0%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	-0.1395	-0.2488	+78.4%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3575	0.3471	-2.9%
<b>Rollmanöver</b> ( $Ma = 0.522, H = 0\text{ m}, m = 220\,000\text{ kg}, n = 2.0$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,out}$	+10.0°	+10.0°	0.0°
	$\delta_{Aileron,in}$	+5.0°	+5.0°	0.0°
Lastvielfaches	$n$	2.009	2.011	+0.1%
Flugzeugmasse	$m$	221024 kg	219843 kg	-0.5%
Anstellwinkel	$\alpha$	5.3°	6.0°	+12.1%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.5978	0.5952	-0.4%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.3435	0.3308	-3.7%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3743	0.3667	-2.0%

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 7.18: Ergebnisse für die Manöverlastfälle der optimierten Flügel mit den Ausgangsprofilen und den modifizierten Profilen in Phase I.

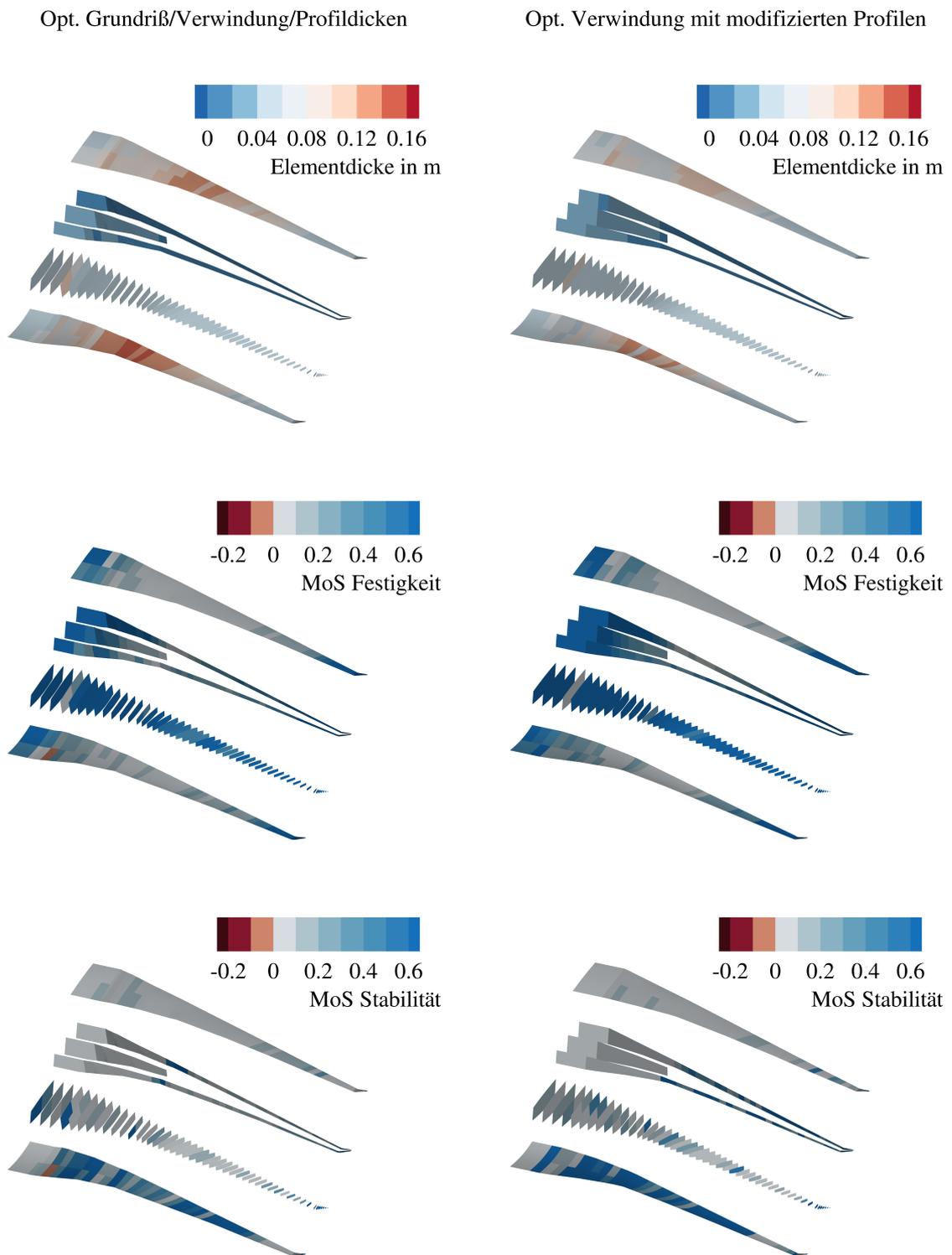


Abbildung 7.10: Überblick über die strukturmechanischen Eigenschaften der optimierten Flügel mit den Ausgangsprofilen und den modifizierten Profilen in Phase I.

## 7.5 Ergebnisse der finalen Iteration von Entwurfsphase I

		<b>Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken</b>	<b>Opt. Verwindung mit modifizierten Profilen</b>	<b>Diff.</b>
Maximale Startmasse	$m_{MTO}$	220000kg	220000kg	0.0%
Maximale Landmasse	$m_{ML}$	187000kg	187000kg	0.0%
Betriebsleermasse	$m_{OE}$	114127kg	113362kg	-0.7%
Leermasse	$m_E$	104627kg	103862kg	-0.7%
Operationelle Ausrüstungsmasse	$m_{OI}$	9500kg	9500kg	0.0%
Flügelmasse	$m_W$	23511kg	22751kg	-3.2%
Höhenleitwerksmasse	$m_{HTP}$	2094kg	2090kg	-0.2%
Seitenleitwerksmasse	$m_{VTP}$	1582kg	1582kg	0.0%
Maximale Nutzlast	$m_{P,max}$	54000kg	54000kg	0.0%
Maximale nutzbare Kraftstoffmasse	$m_{F,max}$	86082kg	93443kg	+8.6%
Betriebsleermassenverhältnis	$m_{OE}/m_{MTO}$	0.5188	0.5153	-0.7%
Flügelmassenverhältnis	$m_W/m_{MTO}$	0.1069	0.1034	-3.3%

Tabelle 7.19: Ergebnisse für die Massen der optimierten Flügel mit den Ausgangsprofilen und den modifizierten Profilen in Phase I.

		<b>Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken</b>	<b>Opt. Verwindung mit modifizierten Profilen</b>	<b>Diff.</b>
Masse der Oberschale	$m_{W,covers,us}$	4110kg	3455kg	-15.9%
Masse der Unterschale	$m_{W,covers,ls}$	3494kg	3069kg	-12.2%
Masse der Holme	$m_{W,spars}$	2414kg	2866kg	+18.7%
Masse der Rippen	$m_{W,ribs}$	2011kg	2004kg	-0.4%
Masse des Flügelkastens <sup>a</sup>	$m_{W,box}$	15036kg	14242kg	-5.3%
Masse der Vorderkanten	$m_{W,LE}$	1406kg	1449kg	+3.1%
Masse der Hinterkanten	$m_{W,TE}$	4619kg	4610kg	-0.2%
Masse der Spoiler	$m_{W,spoiler}$	200kg	200kg	0.0%
Masse der Fahrwerksanbindung	$m_{W,MLG}$	1600kg	1600kg	0.0%
Masse des Pylonanschlusses	$m_{W,pylon}$	250kg	250kg	0.0%
Masse Verschiedenes	$m_{W,misc}$	400kg	400kg	0.0%
Flügelmasse	$m_W$	23511kg	22751kg	-3.2%

<sup>a</sup> Werte sind mit einem Faktor von 1.25 skaliert, um zusätzliche Massen von Verbindungselementen und lokaler Verstärkungen für die Lasteinleitung zu berücksichtigen.

Tabelle 7.20: Ergebnisse für die Flügelmasse der optimierten Flügel mit den Ausgangsprofilen und den modifizierten Profilen in Phase I.

		<b>Opt. Grundriß, Verwindung und Profildicken</b>	<b>Opt. Verwindung mit modifizierten Profilen</b>	<b>Diff.</b>
Iterationen der Strömungs-Struktur-Kopplung	$n_{cpl}$	4	4	0.0%
Rechenzeit	$t$	195 min	177 min	-9.2%

Tabelle 7.21: Ergebnisse für die benötigten Iterationen und die Rechenzeit der optimierten Flügel mit den Ausgangsprofilen und den modifizierten Profilen in Phase I.



7.5.3 Referenzflugzeug aus Optimierung der Verwindung und Profile

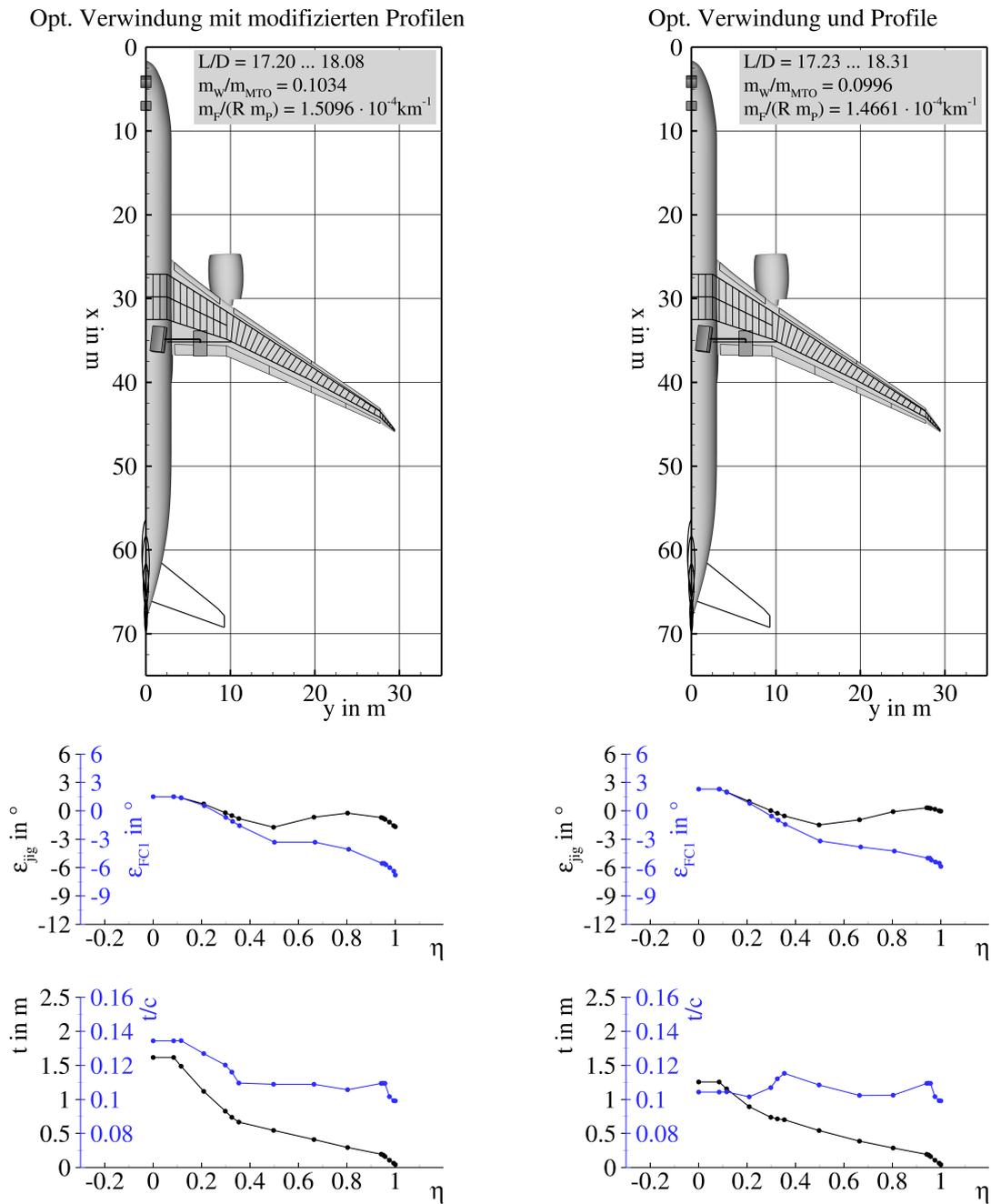


Abbildung 7.11: Überblick über die Flügelgeometrien der optimierten Flügel mit den modifizierten und den optimierten Profilen in Phase I.

		Opt. Verwindung mit modifizierten Profilen	Opt. Verwindung und Profile	Diff.
Flügelfläche	$S_W$	337.004m <sup>2</sup>	336.995m <sup>2</sup>	0.0 %
Spannweite	$b_W$	58.859m	58.859m	0.0 %
Bezugsflügeltiefe	$c_{MAC,W}$	7.579m	7.581m	0.0 %
Streckung Flügel	$A_W$	10.280	10.280	0.0 %
Zuspitzung Flügel	$\lambda_W$	0.036	0.036	0.0 %
Pfeilwinkel Vorderkante	$\varphi_{W,LE,4}$	39.6°	39.6°	0.0 %
	$\varphi_{W,LE,9}$	34.5°	34.5°	0.0 %
Abstand Landeklappen/Hinterholm	$\Delta s_{Flap/RS}$	0.607m	0.607m	0.0 %
Abstand Querruder/Hinterholm	$\Delta s_{Ail/RS}$	0.311m	0.310m	-0.3 %
Fläche Höhenleitwerk	$S_{HTP}$	68.840m <sup>2</sup>	68.857m <sup>2</sup>	0.0 %
Spannweite Höhenleitwerk	$b_{HTP}$	18.545m	18.548m	0.0 %
Bezugstiefe Höhenleitwerk	$c_{MAC,HTP}$	4.127m	4.128m	0.0 %
Fläche Seitenleitwerk	$S_{VTP}$	49.311m <sup>2</sup>	49.311m <sup>2</sup>	0.0 %
Spannweite Seitenleitwerk	$b_{VTP}$	8.709m	8.709m	0.0 %
Bezugstiefe Seitenleitwerk	$c_{MAC,VTP}$	6.144m	6.144m	0.0 %

Tabelle 7.22: Ergebnisse für die Geometrien der optimierten Flügel mit den modifizierten und den optimierten Profilen in Phase I.

		Opt. Verwindung mit modifizierten Profilen	Opt. Verwindung und Profile	Diff.
Nutzbares Tankvolumen	$V_F$	116.804m <sup>3</sup>	98.338m <sup>3</sup>	-15.8 %
Radstand	$l_{LG}$	28.349m	28.349m	0.0 %
Spurweite Hauptfahrwerk	$2y_{MG}$	12.851m	12.855m	0.0 %
Belastung Bugfahrwerk	$F_{NG}/(m\ g)$	0.057 bis 0.078	0.057 bis 0.078	0.0 %
Umkippwinkel beim Rollen	$\tau_{ib}$	18.0° bis 24.6°	18.0° bis 24.5°	0.0 %
Umkippwinkel bei Kurvenfahrt mit 0.5 g	$\tau_{ot}$	39.9° bis 40.0°	40.0° bis 40.1°	+0.3 %
Rotierwinkel beim Start	$\alpha_{TO}$	10.5°	10.5°	0.0 %
Rotierwinkel beim Aufsetzen des Rumpfes	$\alpha_{TD}$	11.1°	11.1°	0.0 %
Bodenfreiheit Flügelspitze bei $\varphi_{ML} = 7^\circ$	$h_{WC}$	4.440m	4.460m	+0.5 %
Bodenfreiheit Triebwerk bei $\varphi_{ML} = 7^\circ$	$h_{EC}$	0.672m	0.692m	+3.0 %
Bodenfreiheit Triebwerk bei eingeknicktem Bugfahrwerk	$h_{NDEC}$	0.249m	0.263m	+5.6 %
Nachlaufwinkel Hauptfahrwerksbein	$\tau_{Cas}$	84.4°	83.8°	-0.7 %
Abstand Hauptfahrwerk/Hinterholm	$\Delta s_{MG/RS}$	1.050m	1.000m	-4.8 %
Abstand Landeklappen/Fahrwerksträger	$\Delta s_{Flap/SB}$	0.282m	0.281m	-0.4 %
Abstand Hauptfahrwerk/zentraler Flügelkasten	$\Delta s_{MG/CWB}$	2.420m	2.351m	-2.9 %
Abstand Hauptfahrwerk/Symmetrieebene	$\Delta s_{MG/Sym}$	1.500m	1.500m	0.0 %

Tabelle 7.23: Ergebnisse für die Nebenbedingungen der optimierten Flügel mit den modifizierten und den optimierten Profilen in Phase I.

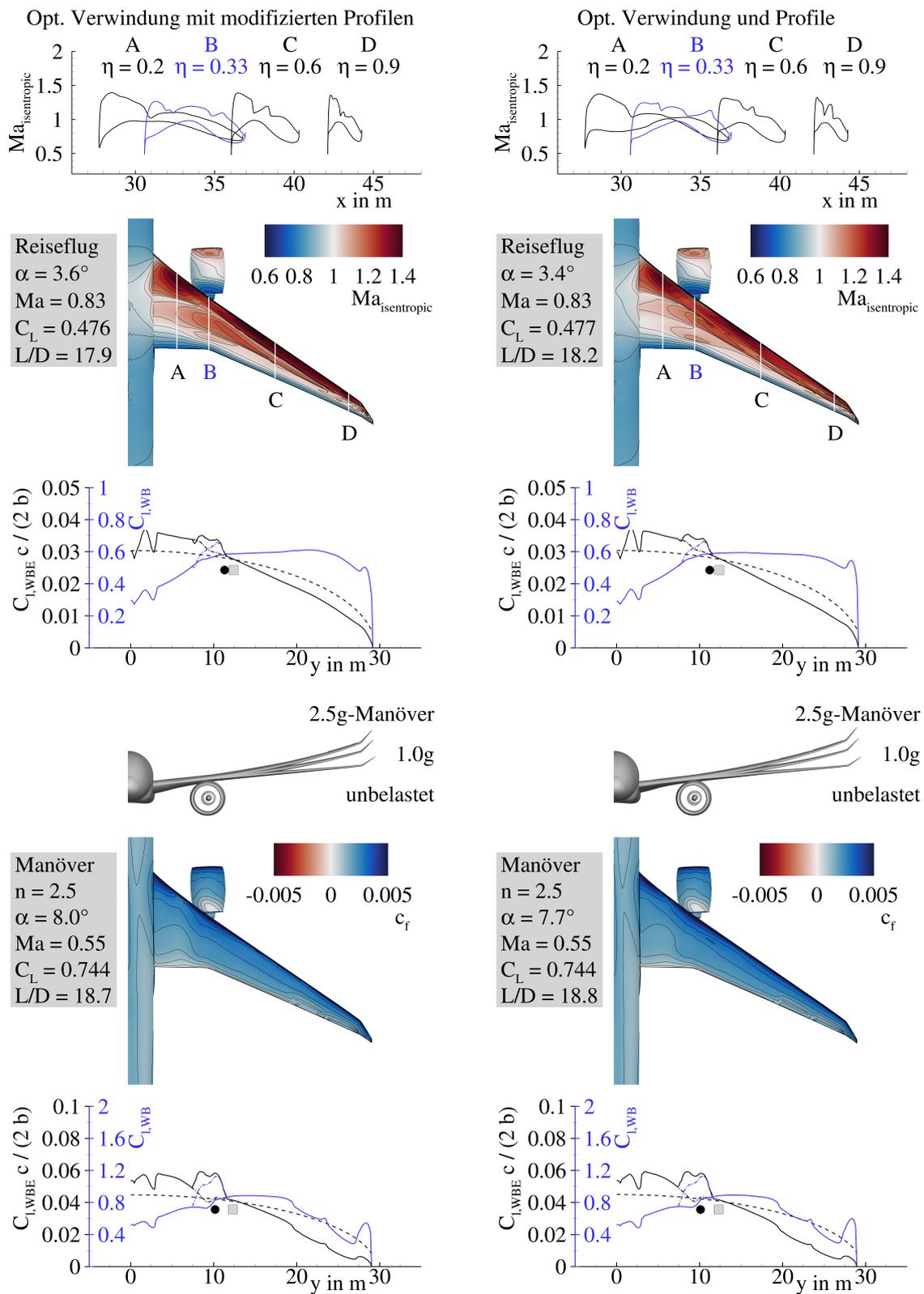


Abbildung 7.12: Überblick über die aerodynamischen Eigenschaften der optimierten Flügel mit den modifizierten und den optimierten Profilen in Phase I.

		Opt. Verwindung mit modifizierten Profilen	Opt. Verwindung und Profile	Diff.
<b>Bewertungsmission</b> ( $Ma = 0.83$ , $m_P = 40800$ kg, $R = 7408$ km, $w = 0.6$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	0.0°	0.0°
Anstellwinkel	$\alpha$	3.6°	3.4°	-5.8 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4783	0.4789	+0.1 %
Oswaldfaktor	$e$	0.852	0.839	-1.5 %
Gleitzahl	$L/D$	17.95	18.20	+1.4 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4650	0.4587	-1.4 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3805	0.3777	-0.7 %
Startmasse	$m_{TO}$	203 551 kg	201 753 kg	-0.9 %
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4334 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.4056 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	-1.9 %
<b>Bewertungsmission mit höherer Fluggeschwindigkeit</b> ( $Ma = 0.85$ , $m_P = 40800$ kg, $R = 7408$ km, $w = 0.1$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	0.0°	0.0°
	$\delta_{Flap,mid}$	0.0°	0.0°	0.0°
	$\delta_{Flap,out}$	0.0°	0.0°	0.0°
Anstellwinkel	$\alpha$	3.4°	3.2°	-5.9 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4609	0.4609	0.0 %
Oswaldfaktor	$e$	0.848	0.833	-1.7 %
Gleitzahl	$L/D$	17.20	17.23	+0.2 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4871	0.4784	-1.8 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3796	0.3764	-0.8 %
Startmasse	$m_{TO}$	205 319 kg	204 092 kg	-0.6 %
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4847 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.4735 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	-0.8 %
<b>Entwurfsmission</b> ( $Ma = 0.83$ , $R = 11112$ km, $w = 0.3$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	0.0°	0.0°
Anstellwinkel	$\alpha$	3.7°	3.5°	-5.7 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4882	0.4879	-0.1 %
Oswaldfaktor	$e$	0.848	0.835	-1.5 %
Gleitzahl	$L/D$	18.08	18.31	+1.3 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4560	0.4499	-1.3 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3788	0.3758	-0.8 %
Nutzlast	$m_P$	35 058 kg	36 597 kg	+4.4 %
Ausnutzung Tankvolumen	$V_{F,req}/V_F$	0.7660	0.9010	+17.6 %
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.6704 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.5845 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	-5.1 %
<b>Zielfunktion</b>				
Kombinierter Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.5096 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.4661 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	-2.9 %

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 7.24: Ergebnisse für die Flugmissionen der optimierten Flügel mit den modifizierten und den optimierten Profilen in Phase I.

## 7.5 Ergebnisse der finalen Iteration von Entwurfsphase I

		Opt. Verwindung mit modifizierten Profilen	Opt. Verwindung und Profile	Diff.
<b>2.5g-Manöver</b> ( $Ma = 0.552, H = 0\text{ m}, m = 220\,000\text{ kg}, n = 2.5$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	0.0°	0.0°
	$\delta_{Aileron,in}$	-10.0°	-10.0°	0.0°
	$\delta_{Aileron,out}$	-15.0°	-15.0°	0.0°
Lastvielfaches	$n$	2.525	2.523	-0.1%
Flugzeugmasse	$m$	219962 kg	220051 kg	0.0%
Anstellwinkel	$\alpha$	8.0°	7.7°	-3.2%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.7477	0.7475	0.0%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.2098	0.2143	+2.1%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3401	0.3386	-0.4%
<b>-1.0g-Manöver</b> ( $Ma = 0.655, H = 3048\text{ m}, m = 220\,000\text{ kg}, n = -1.0$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	0.0°	0.0°
	$\delta_{Aileron,in}$	+5.0°	+5.0°	0.0°
	$\delta_{Aileron,out}$	+10.0°	+10.0°	0.0°
Lastvielfaches	$n$	-1.002	-1.003	0.0%
Flugzeugmasse	$m$	220100 kg	219806 kg	-0.1%
Anstellwinkel	$\alpha$	-3.8°	-4.1°	+8.1%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	-0.3064	-0.3061	-0.1%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	-0.2488	-0.2617	+5.2%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3471	0.3419	-1.5%
<b>Rollmanöver</b> ( $Ma = 0.522, H = 0\text{ m}, m = 220\,000\text{ kg}, n = 2.0$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,out}$	+10.0°	+10.0°	0.0°
	$\delta_{Aileron,in}$	+5.0°	+5.0°	0.0°
Lastvielfaches	$n$	2.011	2.010	0.0%
Flugzeugmasse	$m$	219843 kg	219975 kg	+0.1%
Anstellwinkel	$\alpha$	6.0°	5.8°	-2.9%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.5952	0.5954	0.0%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.3308	0.3289	-0.6%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3667	0.3634	-0.9%

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 7.25: Ergebnisse für die Manöverlastfälle der optimierten Flügel mit den modifizierten und den optimierten Profilen in Phase I.

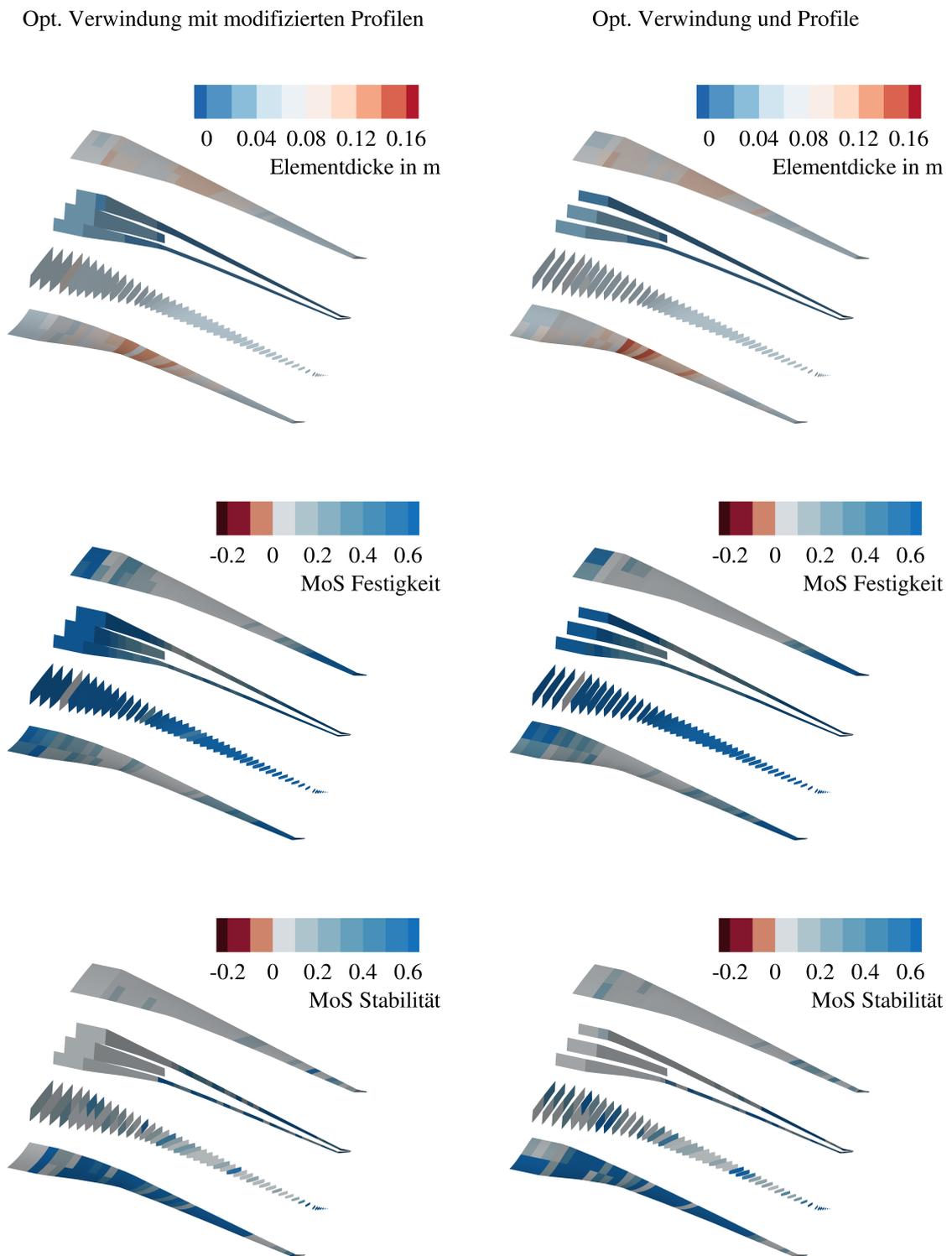


Abbildung 7.13: Überblick über die strukturmechanischen Eigenschaften der optimierten Flügel mit den modifizierten und den optimierten Profilen in Phase I.

		Opt. Verwindung mit modifizierten Profilen	Opt. Verwindung und Profile	Diff.
Maximale Startmasse	$m_{MTO}$	220000kg	220000kg	0.0%
Maximale Landmasse	$m_{ML}$	187000kg	187000kg	0.0%
Betriebsleermasse	$m_{OE}$	113362kg	112522kg	-0.7%
Leermasse	$m_E$	103862kg	103022kg	-0.8%
Operationelle Ausrüstungsmasse	$m_{OI}$	9500kg	9500kg	0.0%
Flügelmasse	$m_W$	22751kg	21910kg	-3.7%
Höhenleitwerksmasse	$m_{HTP}$	2090kg	2090kg	0.0%
Seitenleitwerksmasse	$m_{VTP}$	1582kg	1582kg	0.0%
Maximale Nutzlast	$m_{P,max}$	54000kg	54000kg	0.0%
Maximale nutzbare Kraftstoffmasse	$m_{F,max}$	93443kg	78670kg	-15.8%
Betriebsleermassenverhältnis	$m_{OE}/m_{MTO}$	0.5153	0.5115	-0.7%
Flügelmassenverhältnis	$m_W/m_{MTO}$	0.1034	0.0996	-3.7%

Tabelle 7.26: Ergebnisse für die Massen der optimierten Flügel mit den modifizierten und den optimierten Profilen in Phase I.

		Opt. Verwindung mit modifizierten Profilen	Opt. Verwindung und Profile	Diff.
Masse der Oberschale	$m_{W, covers, us}$	3455kg	3537kg	+2.4%
Masse der Unterschale	$m_{W, covers, ls}$	3069kg	3197kg	+4.2%
Masse der Holme	$m_{W, spars}$	2866kg	2306kg	-19.5%
Masse der Rippen	$m_{W, ribs}$	2004kg	1686kg	-15.8%
Masse des Flügelkastens <sup>a</sup>	$m_{W, box}$	14242kg	13408kg	-5.9%
Masse der Vorderkanten	$m_{W, LE}$	1449kg	1450kg	+0.1%
Masse der Hinterkanten	$m_{W, TE}$	4610kg	4602kg	-0.2%
Masse der Spoiler	$m_{W, spoiler}$	200kg	200kg	0.0%
Masse der Fahrwerksanbindung	$m_{W, MLG}$	1600kg	1600kg	0.0%
Masse des Pylonanschlusses	$m_{W, pylon}$	250kg	250kg	0.0%
Masse Verschiedenes	$m_{W, misc}$	400kg	400kg	0.0%
Flügelmasse	$m_W$	22751kg	21910kg	-3.7%

<sup>a</sup> Werte sind mit einem Faktor von 1.25 skaliert, um zusätzliche Massen von Verbindungselementen und lokaler Verstärkungen für die Lasteinleitung zu berücksichtigen.

Tabelle 7.27: Ergebnisse für die Flügelmasse der optimierten Flügel mit den modifizierten und den optimierten Profilen in Phase I.

		Opt. Verwindung mit modifizierten Profilen	Opt. Verwindung und Profile	Diff.
Iterationen der Strömungs-Struktur-Kopplung	$n_{cpl}$	4	4	0.0%
Rechenzeit	$t$	177 min	191 min	+7.9%

Tabelle 7.28: Ergebnisse für die benötigten Iterationen und die Rechenzeit der optimierten Flügel mit den modifizierten und den optimierten Profilen in Phase I.

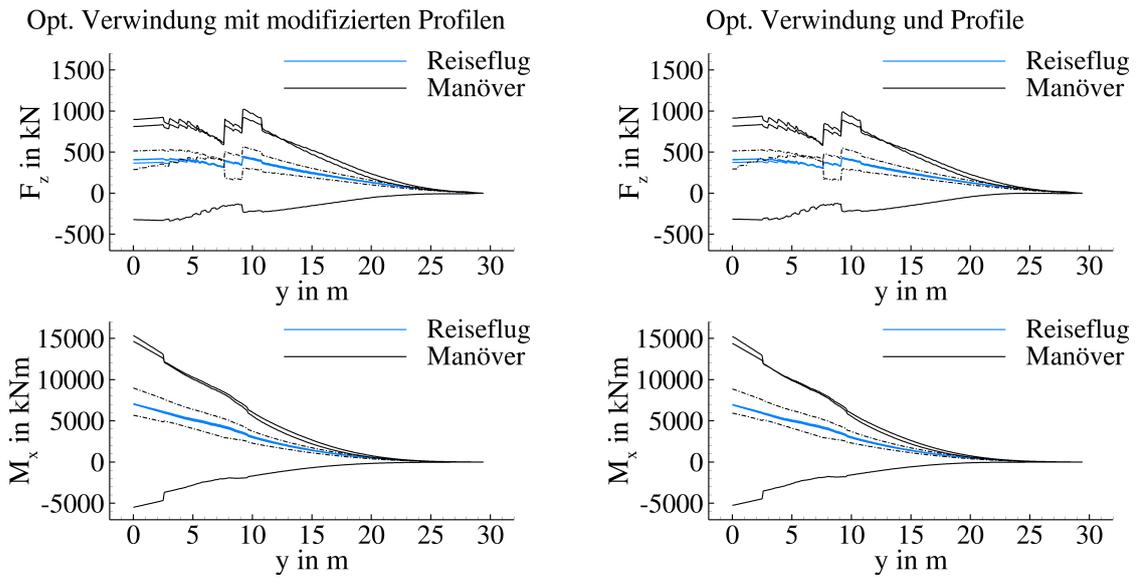


Abbildung 7.14: Überblick über die Schnittlasten der optimierten Flügel mit den modifizierten und den optimierten Profilen in Phase I.

## 7.6 Ergebnisse von Entwurfsphase II

## 7.6.1 Optimierung der Verwindung

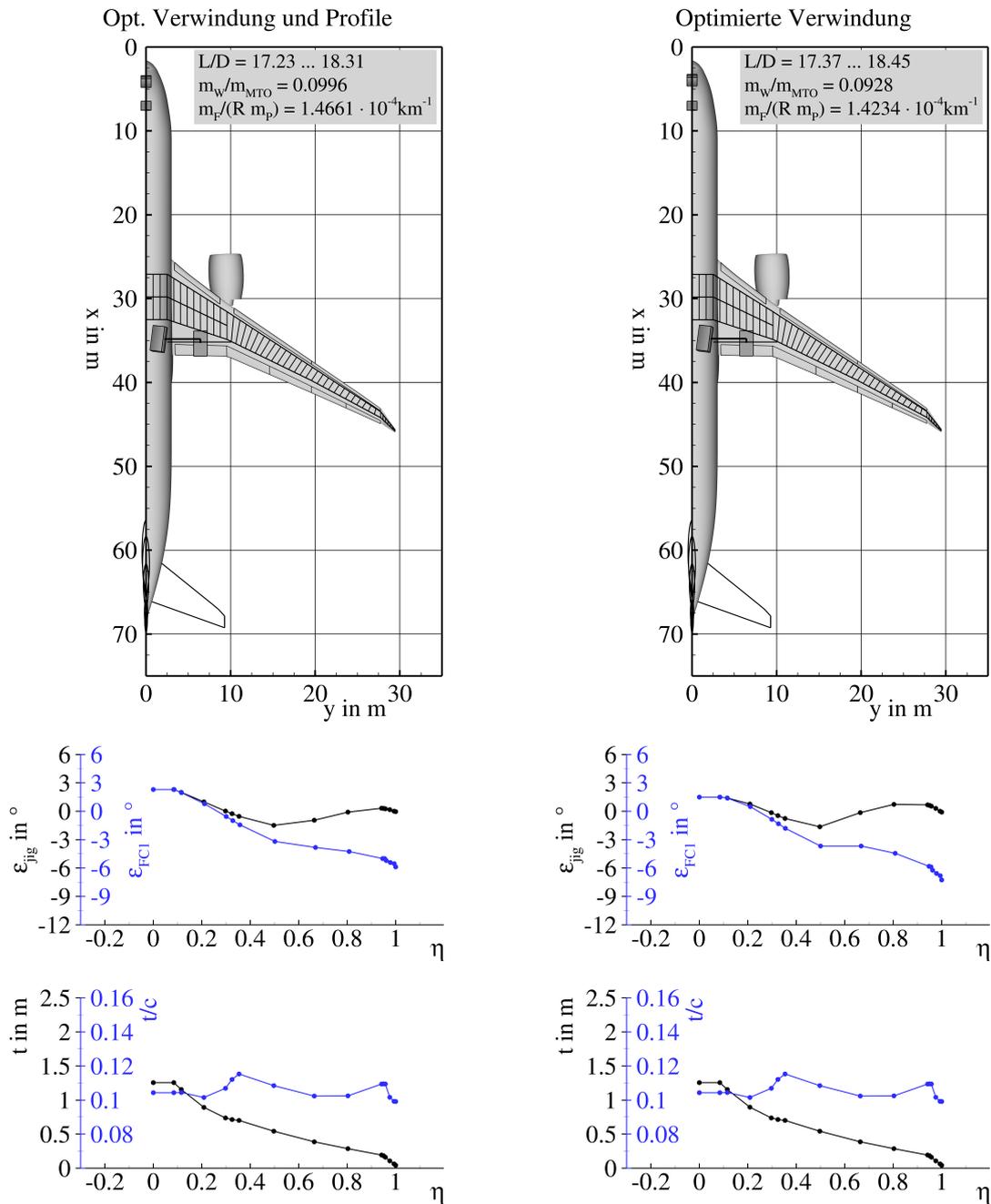


Abbildung 7.15: Überblick über die Flügelgeometrien des Referenzflugzeugs aus Phase I und der optimierten Verwindung aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Optimierte Verwindung	Diff.
Flügelfläche	$S_W$	336.995 m <sup>2</sup>	337.259 m <sup>2</sup>	+0.1 %
Spannweite	$b_W$	58.859 m	58.889 m	+0.1 %
Bezugsflügelteufe	$c_{MAC,W}$	7.581 m	7.585 m	+0.1 %
Streckung Flügel	$A_W$	10.280	10.283	0.0 %
Zuspitzung Flügel	$\lambda_W$	0.036	0.036	+0.3 %
Pfeilwinkel Vorderkante	$\varphi_{W,LE,4}$	0.0°	0.0°	0.0 %
	$\varphi_{W,LE,9}$	0.0°	0.0°	0.0 %
Abstand Landeklappen/Hinterholm	$\Delta s_{Flap/RS}$	0.607 m	0.610 m	+0.5 %
Abstand Querruder/Hinterholm	$\Delta s_{Ail/RS}$	0.310 m	0.312 m	+0.6 %
Fläche Höhenleitwerk	$S_{HTP}$	68.857 m <sup>2</sup>	68.947 m <sup>2</sup>	+0.1 %
Spannweite Höhenleitwerk	$b_{HTP}$	18.548 m	18.559 m	+0.1 %
Bezugstiefe Höhenleitwerk	$c_{MAC,HTP}$	4.128 m	4.130 m	0.0 %
Fläche Seitenleitwerk	$S_{VTP}$	49.311 m <sup>2</sup>	49.377 m <sup>2</sup>	+0.1 %
Spannweite Seitenleitwerk	$b_{VTP}$	8.709 m	8.715 m	+0.1 %
Bezugstiefe Seitenleitwerk	$c_{MAC,VTP}$	6.144 m	6.148 m	+0.1 %

Tabelle 7.29: Ergebnisse für die Geometrien des Referenzflugzeugs aus Phase I und der optimierten Verwindung aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Optimierte Verwindung	Diff.
Nutzbare Tankvolumen	$V_F$	98.338 m <sup>3</sup>	98.489 m <sup>3</sup>	+0.2 %
Radstand	$l_{LG}$	28.349 m	28.333 m	-0.1 %
Spurweite Hauptfahrwerk	$2y_{MG}$	12.855 m	12.846 m	-0.1 %
Belastung Bugfahrwerk	$F_{NG}/(m g)$	0.057 bis 0.078	0.056 bis 0.078	-1.1 %
Umkippwinkel beim Rollen	$\tau_{ib}$	18.0° bis 24.5°	17.2° bis 23.6°	-4.4 %
Umkippwinkel bei Kurvenfahrt mit 0.5 g	$\tau_{ot}$	40.0° bis 40.1°	41.0° bis 41.0°	+2.2 %
Rotierwinkel beim Start	$\alpha_{TO}$	10.5°	10.9°	+3.8 %
Rotierwinkel beim Aufsetzen des Rumpfes	$\alpha_{TD}$	11.1°	11.5°	+3.6 %
Bodenfreiheit Flügelspitze bei $\varphi_{ML} = 7^\circ$	$h_{WC}$	4.460 m	2.794 m	-37.4 %
Bodenfreiheit Triebwerk bei $\varphi_{ML} = 7^\circ$	$h_{EC}$	0.692 m	0.606 m	-12.4 %
Bodenfreiheit Triebwerk bei eingeknicktem Bugfahrwerk	$h_{NDEC}$	0.263 m	0.130 m	-50.6 %
Nachlaufwinkel Hauptfahrwerksbein	$\tau_{Cas}$	83.8°	83.5°	-0.4 %
Abstand Hauptfahrwerk/Hinterholm	$\Delta s_{MG/RS}$	1.000 m	0.950 m	-5.0 %
Abstand Landeklappen/Fahrwerksträger	$\Delta s_{Flap/SB}$	0.281 m	0.303 m	+7.8 %
Abstand Hauptfahrwerk/zentraler Flügelkasten	$\Delta s_{MG/CWB}$	2.351 m	2.292 m	-2.5 %
Abstand Hauptfahrwerk/Symmetrieebene	$\Delta s_{MG/Sym}$	1.500 m	1.500 m	0.0 %

Tabelle 7.30: Ergebnisse für die Nebenbedingungen des Referenzflugzeugs aus Phase I und der optimierten Verwindung aus Phase II.

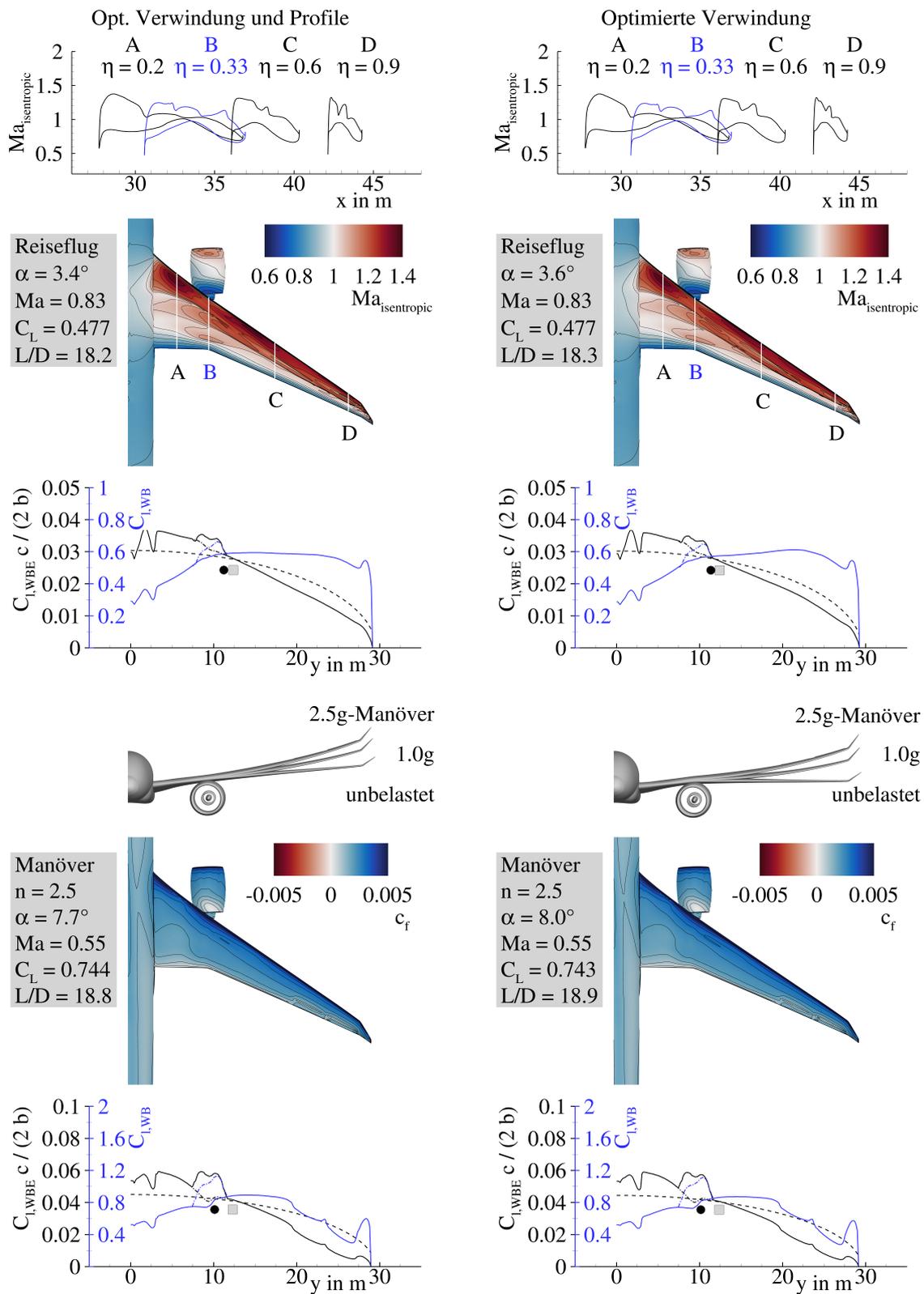


Abbildung 7.16: Überblick über die aerodynamischen Eigenschaften des Referenzflugzeugs aus Phase I und der optimierten Verwindung aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Optimierte Verwindung	Diff.
<b>Bewertungsmission</b> ( $Ma = 0.83$ , $m_P = 40800$ kg, $R = 7408$ km, $w = 0.6$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	0.0°	0.0°
Anstellwinkel	$\alpha$	3.4°	3.6°	+7.0 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4789	0.4785	-0.1 %
Oswaldfaktor	$e$	0.839	0.845	+0.8 %
Gleitzahl	$L/D$	18.20	18.32	+0.7 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4587	0.4537	-1.1 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3777	0.3804	+0.7 %
Startmasse	$m_{TO}$	201753 kg	199450 kg	-1.1 %
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4056 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.3819 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	-1.7 %
<b>Bewertungsmission mit höherer Fluggeschwindigkeit</b> ( $Ma = 0.85$ , $m_P = 40800$ kg, $R = 7408$ km, $w = 0.1$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	0.0°	0.0°
	$\delta_{Flap,mid}$	0.0°	0.0°	0.0°
	$\delta_{Flap,out}$	0.0°	0.0°	0.0°
Anstellwinkel	$\alpha$	3.2°	3.4°	+7.7 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4609	0.4606	-0.1 %
Oswaldfaktor	$e$	0.833	0.840	+0.9 %
Gleitzahl	$L/D$	17.23	17.37	+0.8 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4784	0.4726	-1.2 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3764	0.3790	+0.7 %
Startmasse	$m_{TO}$	204092 kg	201703 kg	-1.2 %
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4735 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.4473 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	-1.8 %
<b>Entwurfsmission</b> ( $Ma = 0.83$ , $R = 11112$ km, $w = 0.3$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	0.0°	0.0°
Anstellwinkel	$\alpha$	3.5°	3.8°	+7.1 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4879	0.4875	-0.1 %
Oswaldfaktor	$e$	0.835	0.841	+0.7 %
Gleitzahl	$L/D$	18.31	18.45	+0.7 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4499	0.4441	-1.3 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3758	0.3781	+0.6 %
Nutzlast	$m_P$	36597 kg	38479 kg	+5.1 %
Ausnutzung Tankvolumen	$V_{F,req}/V_F$	0.9010	0.8946	-0.7 %
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.5845 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.4986 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	-5.4 %
<b>Zielfunktion</b>				
Kombinierter Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4661 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.4234 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	-2.9 %

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 7.31: Ergebnisse für die Flugmissionen des Referenzflugzeugs aus Phase I und der optimierten Verwindung aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Optimierte Verwindung	Diff.
<b>2.5g-Manöver</b> ( $Ma = 0.552, H = 0\text{ m}, m = 220\,000\text{ kg}, n = 2.5$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	0.0°	0.0°
	$\delta_{Aileron,in}$	-10.0°	-10.0°	0.0°
	$\delta_{Aileron,out}$	-15.0°	-15.0°	0.0°
Lastvielfaches	$n$	2.523	2.525	+0.1%
Flugzeugmasse	$m$	220051 kg	219603 kg	-0.2%
Anstellwinkel	$\alpha$	7.7°	8.0°	+3.8%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.7475	0.7460	-0.2%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.2143	0.2047	-4.5%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3386	0.3386	0.0%
<b>-1.0g-Manöver</b> ( $Ma = 0.655, H = 3048\text{ m}, m = 220\,000\text{ kg}, n = -1.0$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	0.0°	0.0°
	$\delta_{Aileron,in}$	+5.0°	+5.0°	0.0°
	$\delta_{Aileron,out}$	+10.0°	+10.0°	0.0°
Lastvielfaches	$n$	-1.003	-1.002	0.0%
Flugzeugmasse	$m$	219806 kg	219160 kg	-0.3%
Anstellwinkel	$\alpha$	-4.1°	-4.0°	-2.6%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	-0.3061	-0.3049	-0.4%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	-0.2617	-0.2843	+8.6%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3419	0.3292	-3.7%
<b>Rollmanöver</b> ( $Ma = 0.522, H = 0\text{ m}, m = 220\,000\text{ kg}, n = 2.0$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,out}$	+10.0°	+10.0°	0.0°
	$\delta_{Aileron,in}$	+5.0°	+5.0°	0.0°
Lastvielfaches	$n$	2.010	2.011	+0.1%
Flugzeugmasse	$m$	219975 kg	219838 kg	-0.1%
Anstellwinkel	$\alpha$	5.8°	6.1°	+5.2%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.5954	0.5950	-0.1%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.3289	0.3179	-3.3%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3634	0.3630	-0.1%

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 7.32: Ergebnisse für die Manöverlastfälle des Referenzflugzeugs aus Phase I und der optimierten Verwindung aus Phase II.

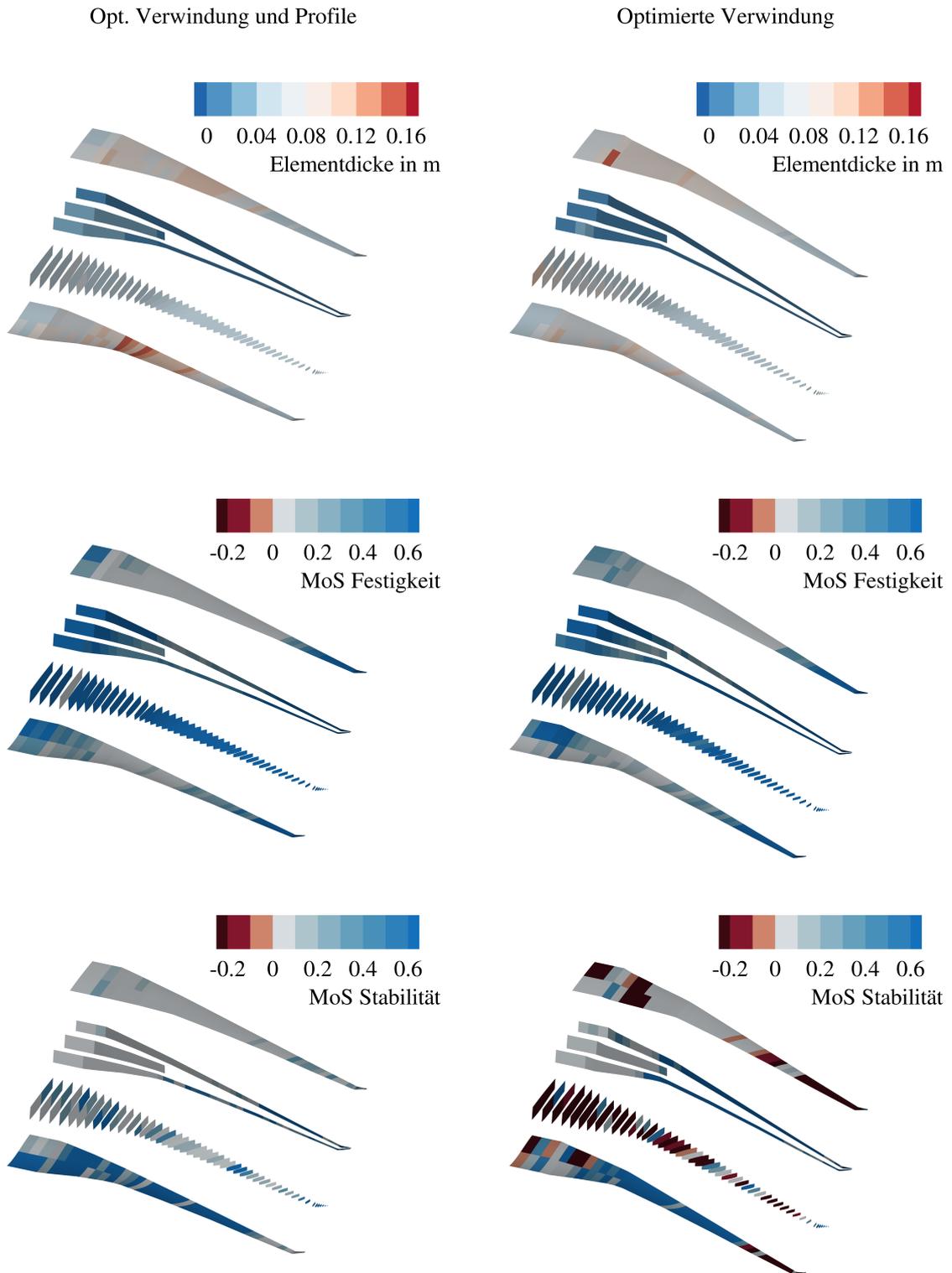


Abbildung 7.17: Überblick über die strukturmechanischen Eigenschaften des Referenzflugzeugs aus Phase I und der optimierten Verwindung aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Optimierte Verwindung	Diff.
Maximale Startmasse	$m_{MTO}$	220 000 kg	220 000 kg	0.0 %
Maximale Landmasse	$m_{ML}$	187 000 kg	187 000 kg	0.0 %
Betriebsleermasse	$m_{OE}$	112 522 kg	111 035 kg	-1.3 %
Leermasse	$m_E$	103 022 kg	101 535 kg	-1.4 %
Operationelle Ausrüstungsmasse	$m_{OI}$	9 500 kg	9 500 kg	0.0 %
Flügelmasse	$m_W$	21 910 kg	20 418 kg	-6.8 %
Höhenleitwerksmasse	$m_{HTP}$	2 090 kg	2 093 kg	+0.1 %
Seitenleitwerksmasse	$m_{VTP}$	1 582 kg	1 584 kg	+0.1 %
Maximale Nutzlast	$m_{P,max}$	54 000 kg	54 000 kg	0.0 %
Maximale nutzbare Kraftstoffmasse	$m_{F,max}$	78 670 kg	78 791 kg	+0.2 %
Betriebsleermassenverhältnis	$m_{OE}/m_{MTO}$	0.5115	0.5047	-1.3 %
Flügelmassenverhältnis	$m_W/m_{MTO}$	0.0996	0.0928	-6.8 %

Tabelle 7.33: Ergebnisse für die Massen des Referenzflugzeugs aus Phase I und der optimierten Verwindung aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Optimierte Verwindung	Diff.
Masse der Oberschale	$m_{W,covers,us}$	3 537 kg	3 313 kg	-6.3 %
Masse der Unterschale	$m_{W,covers,ls}$	3 197 kg	2 655 kg	-17.0 %
Masse der Holme	$m_{W,spars}$	2 306 kg	1 987 kg	-13.8 %
Masse der Rippen	$m_{W,ribs}$	1 686 kg	1 565 kg	-7.2 %
Masse des Flügelkastens <sup>a</sup>	$m_{W,box}$	13 408 kg	11 900 kg	-11.2 %
Masse der Vorderkanten	$m_{W,LE}$	1 450 kg	1 449 kg	-0.1 %
Masse der Hinterkanten	$m_{W,TE}$	4 602 kg	4 619 kg	+0.4 %
Masse der Spoiler	$m_{W,spoiler}$	200 kg	200 kg	0.0 %
Masse der Fahrwerksanbindung	$m_{W,MLG}$	1 600 kg	1 600 kg	0.0 %
Masse des Pylonanschlusses	$m_{W,pylon}$	250 kg	250 kg	0.0 %
Masse Verschiedenes	$m_{W,misc}$	400 kg	400 kg	0.0 %
Flügelmasse	$m_W$	21 910 kg	20 418 kg	-6.8 %

<sup>a</sup> Werte sind mit einem Faktor von 1.25 skaliert, um zusätzliche Massen von Verbindungselementen und lokaler Verstärkungen für die Lasteinleitung zu berücksichtigen.

Tabelle 7.34: Ergebnisse für die Flügelmasse des Referenzflugzeugs aus Phase I und der optimierten Verwindung aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Optimierte Verwindung	Diff.
Iterationen der Strömungs-Struktur-Kopplung	$n_{cpl}$	4	4	0.0 %
Rechenzeit	$t$	191 min	178 min	-6.8 %

Tabelle 7.35: Ergebnisse für die benötigten Iterationen und die Rechenzeit des Referenzflugzeugs aus Phase I und der optimierten Verwindung aus Phase II.

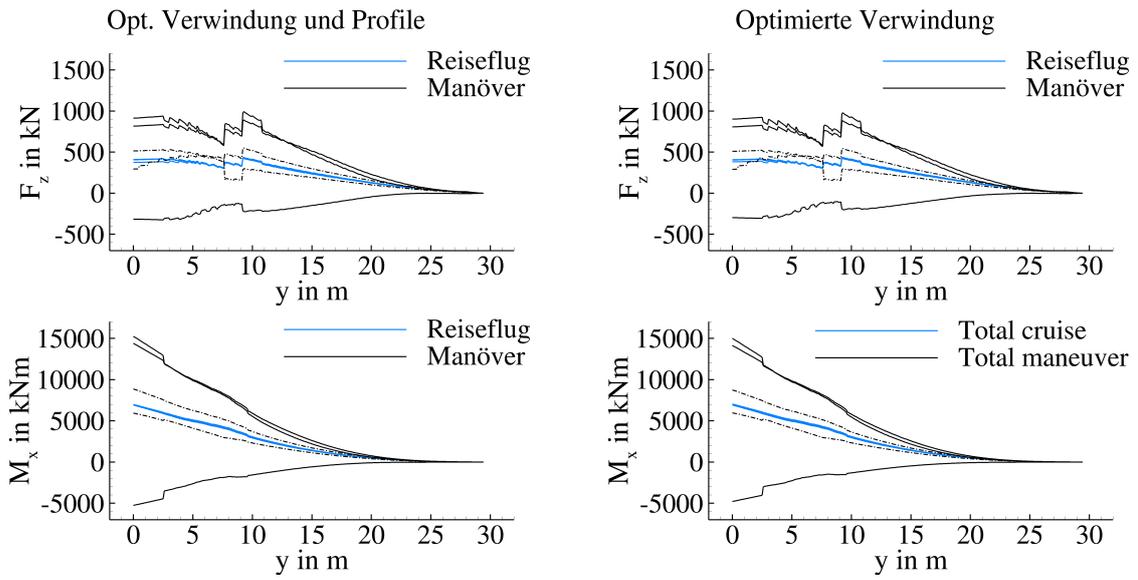


Abbildung 7.18: Überblick über die Schnittlasten des Referenzflugzeugs aus Phase I und der optimierten Verwindung aus Phase II.

7.6.2 Optimierung der Verwindung und Steuerflächenausschläge

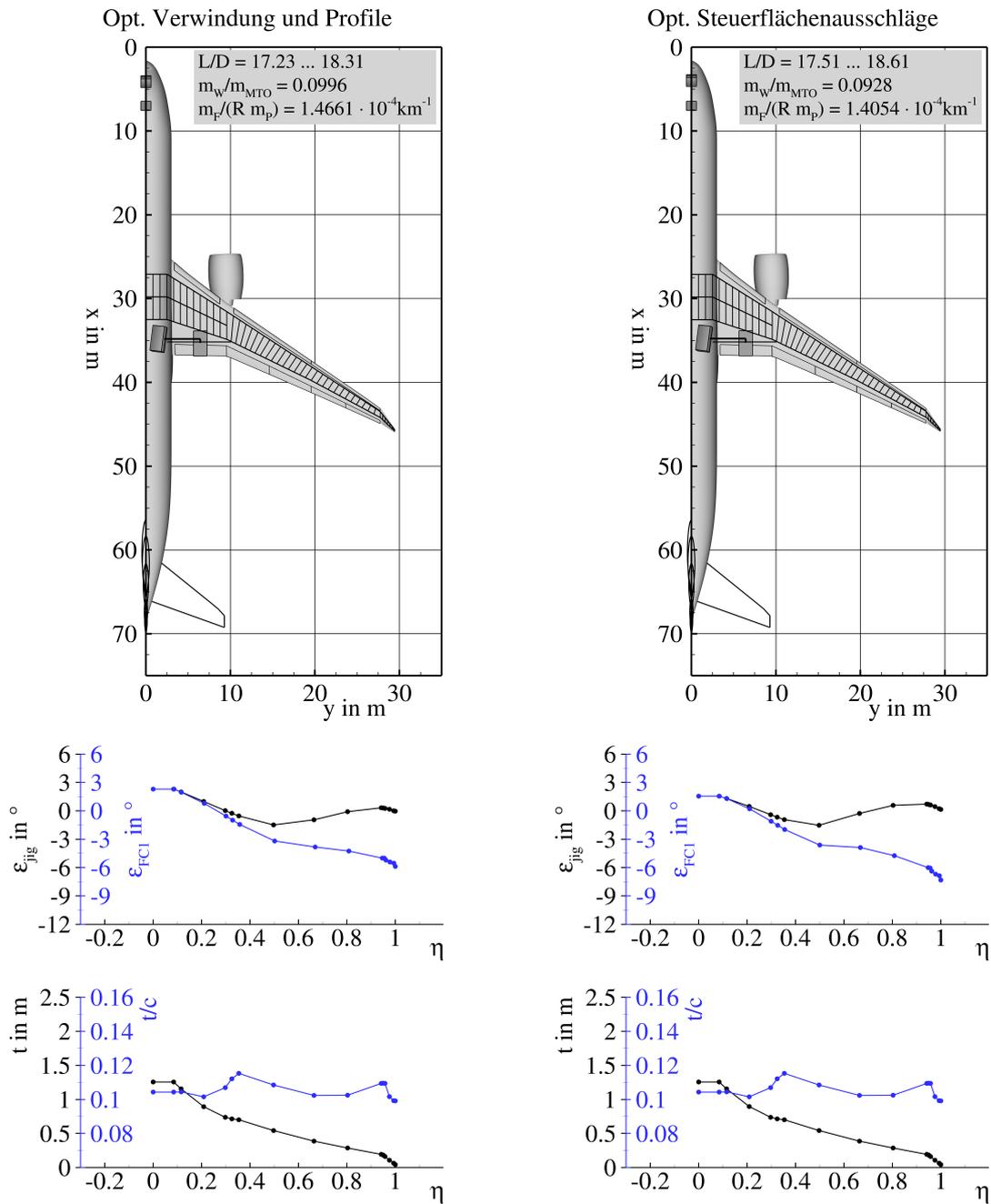


Abbildung 7.19: Überblick über die Flügelgeometrien des Referenzflugzeugs aus Phase I und der optimierten Steuerflächenausschläge aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Optimierte Steuerflächen- ausschläge	Diff.
Flügelfläche	$S_W$	336.995 m <sup>2</sup>	337.262 m <sup>2</sup>	+0.1 %
Spannweite	$b_W$	58.859 m	58.889 m	+0.1 %
Bezugsflügeltefe	$c_{MAC,W}$	7.581 m	7.584 m	0.0 %
Streckung Flügel	$A_W$	10.280	10.283	0.0 %
Zuspitzung Flügel	$\lambda_W$	0.036	0.036	+0.3 %
Pfeilwinkel Vorderkante	$\varphi_{W,LE,4}$	39.6°	39.6°	0.0 %
	$\varphi_{W,LE,9}$	34.5°	34.5°	0.0 %
Abstand Landeklappen/Hinterholm	$\Delta s_{Flap/RS}$	0.607 m	0.610 m	+0.5 %
Abstand Querruder/Hinterholm	$\Delta s_{Ail/RS}$	0.310 m	0.312 m	+0.6 %
Fläche Höhenleitwerk	$S_{HTP}$	68.857 m <sup>2</sup>	68.947 m <sup>2</sup>	+0.1 %
Spannweite Höhenleitwerk	$b_{HTP}$	18.548 m	18.559 m	+0.1 %
Bezugstiefe Höhenleitwerk	$c_{MAC,HTP}$	4.128 m	4.130 m	0.0 %
Fläche Seitenleitwerk	$S_{VTP}$	49.311 m <sup>2</sup>	49.377 m <sup>2</sup>	+0.1 %
Spannweite Seitenleitwerk	$b_{VTP}$	8.709 m	8.715 m	+0.1 %
Bezugstiefe Seitenleitwerk	$c_{MAC,VTP}$	6.144 m	6.148 m	+0.1 %

Tabelle 7.36: Ergebnisse für die Geometrien des Referenzflugzeugs aus Phase I und der optimierten Steuerflächenausschläge aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Optimierte Steuerflächen- ausschläge	Diff.
Nutzbares Tankvolumen	$V_F$	98.338 m <sup>3</sup>	98.475 m <sup>3</sup>	+0.1 %
Radstand	$l_{LG}$	28.349 m	28.333 m	-0.1 %
Spurweite Hauptfahrwerk	$2y_{MG}$	12.855 m	12.845 m	-0.1 %
Belastung Bugfahrwerk	$F_{NG}/(m\ g)$	0.057 bis 0.078	0.056 bis 0.078	-1.1 %
Umkippwinkel beim Rollen	$\tau_{ib}$	18.0° bis 24.5°	17.3° bis 23.7°	-3.9 %
Umkippwinkel bei Kurvenfahrt mit 0.5 g	$\tau_{ot}$	40.0° bis 40.1°	40.8° bis 40.9°	+2.0 %
Rotierwinkel beim Start	$\alpha_{TO}$	10.5°	10.8°	+2.9 %
Rotierwinkel beim Aufsetzen des Rumpfes	$\alpha_{TD}$	11.1°	11.4°	+2.7 %
Bodenfreiheit Flügelspitze bei $\varphi_{ML} = 7^\circ$	$h_{WC}$	4.460 m	2.764 m	-38.0 %
Bodenfreiheit Triebwerk bei $\varphi_{ML} = 7^\circ$	$h_{EC}$	0.692 m	0.576 m	-16.8 %
Bodenfreiheit Triebwerk bei eingeknicktem Bugfahrwerk	$h_{NDEC}$	0.263 m	0.108 m	-58.9 %
Nachlaufwinkel Hauptfahrwerksbein	$\tau_{Cas}$	83.8°	83.5°	-0.4 %
Abstand Hauptfahrwerk/Hinterholm	$\Delta s_{MG/RS}$	1.000 m	0.950 m	-5.0 %
Abstand Landeklappen/Fahrwerksträger	$\Delta s_{Flap/SB}$	0.281 m	0.304 m	+8.2 %
Abstand Hauptfahrwerk/zentraler Flügelkasten	$\Delta s_{MG/CWB}$	2.351 m	2.291 m	-2.6 %
Abstand Hauptfahrwerk/Symmetrieebene	$\Delta s_{MG/Sym}$	1.500 m	1.500 m	0.0 %

Tabelle 7.37: Ergebnisse für die Nebenbedingungen des Referenzflugzeugs aus Phase I und der optimierten Steuerflächenausschläge aus Phase II.

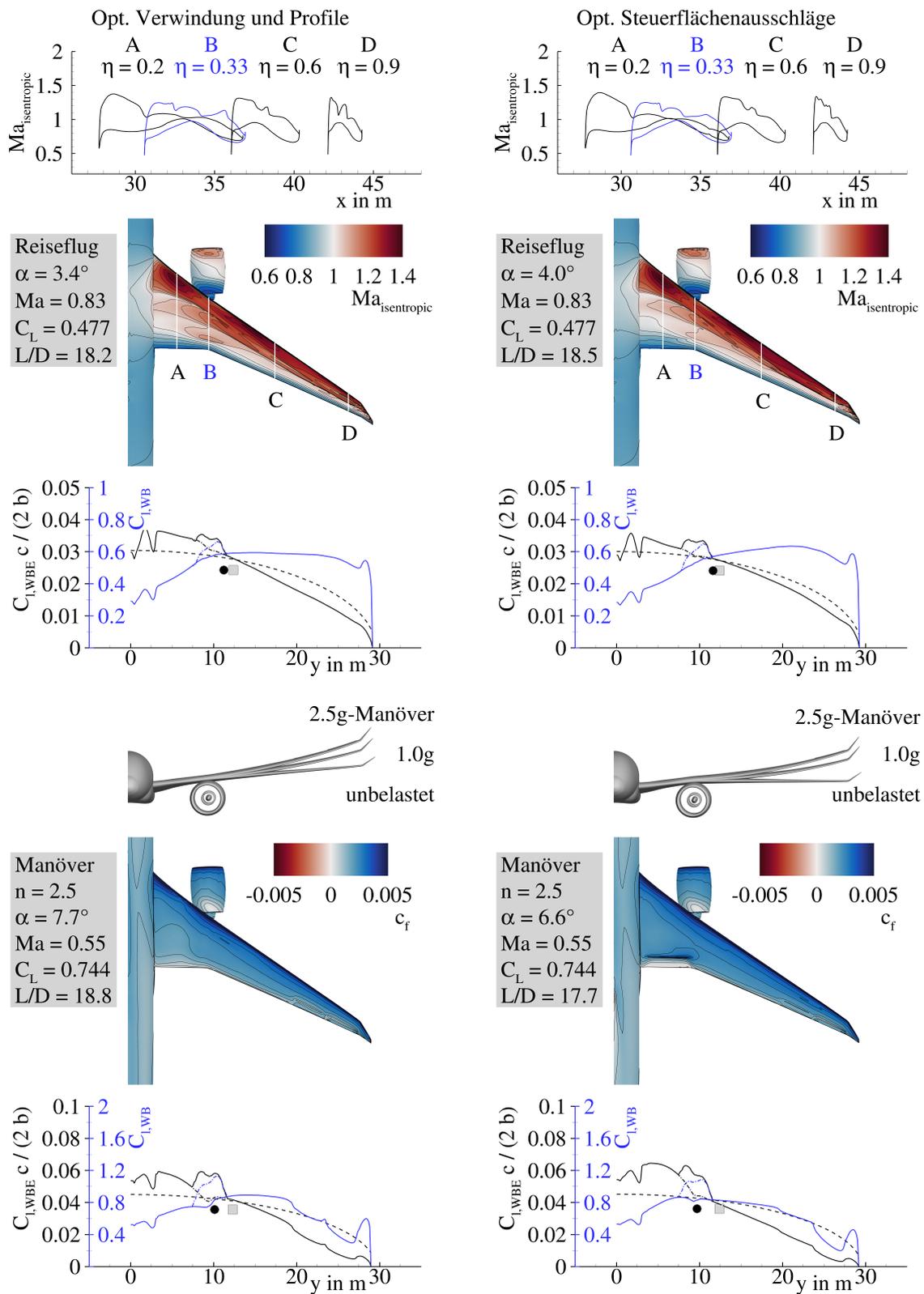


Abbildung 7.20: Überblick über die aerodynamischen Eigenschaften des Referenzflugzeugs aus Phase I und der optimierten Steuerflächenausschläge aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Optimierte Steuerflächen- ausschläge	Diff.
<b>Bewertungsmission</b> ( $Ma = 0.83$ , $m_P = 40800$ kg, $R = 7408$ km, $w = 0.6$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-2.0°	-2.0°
Anstellwinkel	$\alpha$	3.4°	4.0°	+18.9 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4789	0.4786	-0.1 %
Oswaldfaktor	$e$	0.839	0.869	+3.6 %
Gleitzahl	$L/D$	18.20	18.50	+1.7 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4587	0.4286	-6.6 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3777	0.3895	+3.1 %
Startmasse	$m_{TO}$	201 753 kg	198 964 kg	-1.4 %
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4056 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.3681 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	-2.7 %
<b>Bewertungsmission mit höherer Fluggeschwindigkeit</b> ( $Ma = 0.85$ , $m_P = 40800$ kg, $R = 7408$ km, $w = 0.1$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-1.9°	-1.9°
	$\delta_{Flap,mid}$	0.0°	-1.8°	-1.8°
	$\delta_{Flap,out}$	0.0°	-1.1°	-1.1°
Anstellwinkel	$\alpha$	3.2°	4.0°	+24.3 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4609	0.4613	+0.1 %
Oswaldfaktor	$e$	0.833	0.853	+2.4 %
Gleitzahl	$L/D$	17.23	17.51	+1.6 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4784	0.4247	-11.2 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3764	0.3852	+2.3 %
Startmasse	$m_{TO}$	204 092 kg	201 274 kg	-1.4 %
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4735 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.4351 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	-2.6 %
<b>Entwurfsmission</b> ( $Ma = 0.83$ , $R = 11112$ km, $w = 0.3$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-1.7°	-1.7°
Anstellwinkel	$\alpha$	3.5°	4.1°	+17.7 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4879	0.4884	+0.1 %
Oswaldfaktor	$e$	0.835	0.862	+3.2 %
Gleitzahl	$L/D$	18.31	18.61	+1.6 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4499	0.4216	-6.3 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3758	0.3856	+2.6 %
Nutzlast	$m_P$	36597 kg	38961 kg	+6.5 %
Ausnutzung Tankvolumen	$V_{F,req}/V_F$	0.9010	0.8887	-1.4 %
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.5845 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.4702 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	-7.2 %
<b>Zielfunktion</b>				
Kombinierter Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4661 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.4054 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	-4.1 %

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 7.38: Ergebnisse für die Flugmissionen des Referenzflugzeugs aus Phase I und der optimierten Steuerflächenausschläge aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Optimierte Steuerflächen- ausschläge	Diff.
<b>2.5g-Manöver</b> ( $Ma = 0.552, H = 0\text{ m}, m = 220\,000\text{ kg}, n = 2.5$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	+11.0°	+11.0°
	$\delta_{Aileron,in}$	-10.0°	-4.6°	+5.4°
	$\delta_{Aileron,out}$	-15.0°	-13.5°	+1.5°
Lastvielfaches	$n$	2.523	2.517	-0.2%
Flugzeugmasse	$m$	220051 kg	220428 kg	+0.2%
Anstellwinkel	$\alpha$	7.7°	6.6°	-14.3%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.7475	0.7464	-0.1%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.2143	0.2733	+27.5%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3386	0.3221	-4.9%
<b>-1.0g-Manöver</b> ( $Ma = 0.655, H = 3048\text{ m}, m = 220\,000\text{ kg}, n = -1.0$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-12.1°	-12.1°
	$\delta_{Aileron,in}$	+5.0°	+15.9°	+10.9°
	$\delta_{Aileron,out}$	+10.0°	+6.7°	-3.3°
Lastvielfaches	$n$	-1.003	-1.001	-0.2%
Flugzeugmasse	$m$	219806 kg	223998 kg	+1.9%
Anstellwinkel	$\alpha$	-4.1°	-2.3°	-43.0%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	-0.3061	-0.3111	+1.6%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	-0.2617	-0.1075	-58.9%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3419	0.2476	-27.6%
<b>Rollmanöver</b> ( $Ma = 0.522, H = 0\text{ m}, m = 220\,000\text{ kg}, n = 2.0$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,out}$	+10.0°	+10.0°	0.0°
	$\delta_{Aileron,in}$	+5.0°	+5.0°	0.0°
Lastvielfaches	$n$	2.010	2.012	+0.1%
Flugzeugmasse	$m$	219975 kg	219925 kg	0.0%
Anstellwinkel	$\alpha$	5.8°	6.2°	+7.3%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.5954	0.5953	0.0%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.3289	0.3154	-4.1%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3634	0.3639	+0.1%

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 7.39: Ergebnisse für die Manöverlastfälle des Referenzflugzeugs aus Phase I und der optimierten Steuerflächenausschläge aus Phase II.

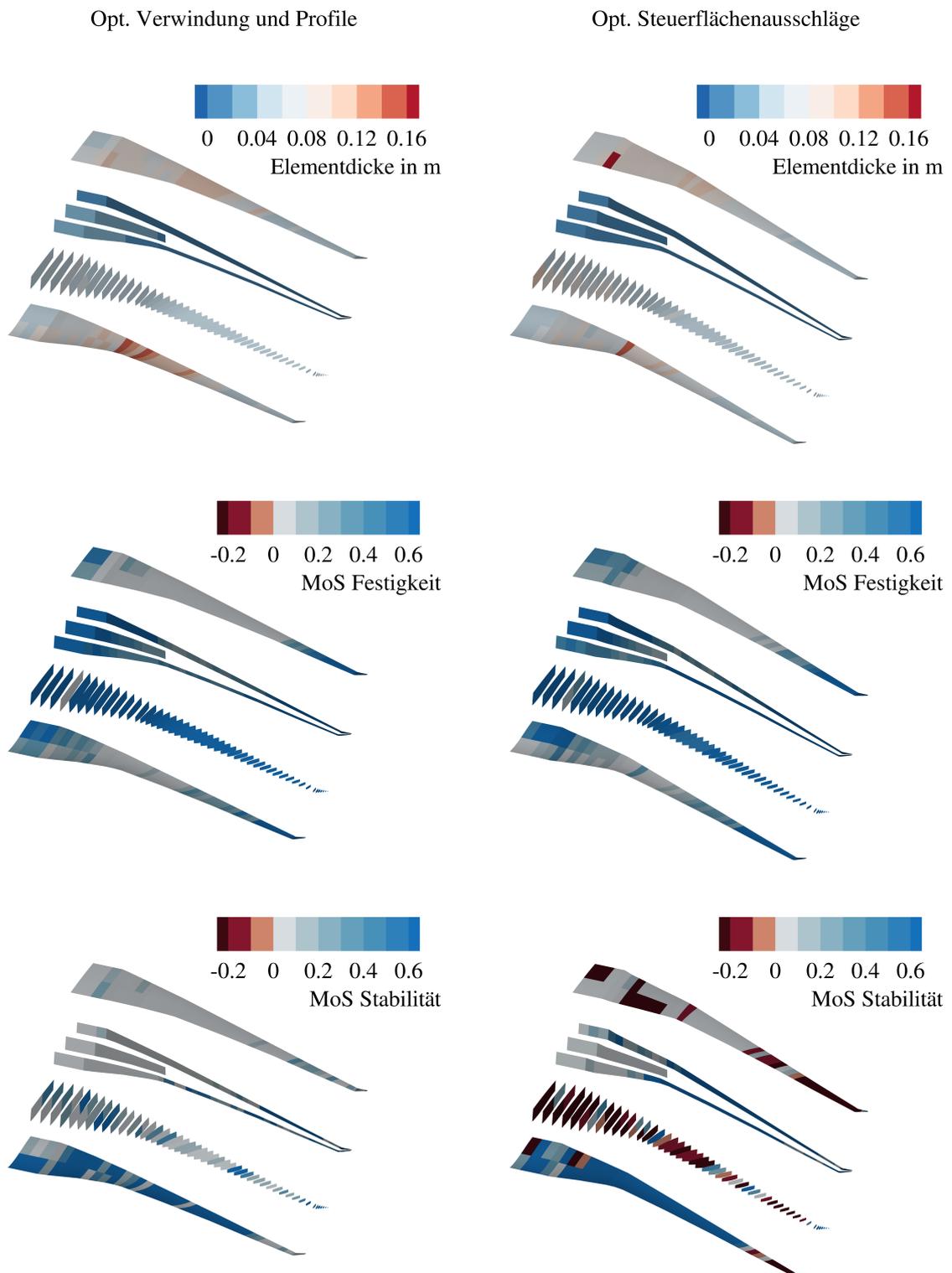


Abbildung 7.21: Überblick über die strukturmechanischen Eigenschaften des Referenzflugzeugs aus Phase I und der optimierten Steuerflächenausschläge aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Optimierte Steuerflächen- ausschläge	Diff.
Maximale Startmasse	$m_{MTO}$	220 000 kg	220 000 kg	0.0 %
Maximale Landmasse	$m_{ML}$	187 000 kg	187 000 kg	0.0 %
Betriebsleermasse	$m_{OE}$	112 522 kg	111 026 kg	-1.3 %
Leermasse	$m_E$	103 022 kg	101 526 kg	-1.5 %
Operationelle Ausrüstungsmasse	$m_{OI}$	9 500 kg	9 500 kg	0.0 %
Flügelmasse	$m_W$	21 910 kg	20 410 kg	-6.8 %
Höhenleitwerksmasse	$m_{HTP}$	2 090 kg	2 093 kg	+0.1 %
Seitenleitwerksmasse	$m_{VTP}$	1 582 kg	1 584 kg	+0.1 %
Maximale Nutzlast	$m_{P,max}$	54 000 kg	54 000 kg	0.0 %
Maximale nutzbare Kraftstoffmasse	$m_{F,max}$	78 670 kg	78 780 kg	+0.1 %
Betriebsleermassenverhältnis	$m_{OE}/m_{MTO}$	0.5115	0.5047	-1.3 %
Flügelmassenverhältnis	$m_W/m_{MTO}$	0.0996	0.0928	-6.8 %

Tabelle 7.40: Ergebnisse für die Massen des Referenzflugzeugs aus Phase I und der optimierten Steuerflächenausschläge aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Optimierte Steuerflächen- ausschläge	Diff.
Masse der Oberschale	$m_{W,covers,us}$	3 537 kg	3 346 kg	-5.4 %
Masse der Unterschale	$m_{W,covers,ls}$	3 197 kg	2 612 kg	-18.3 %
Masse der Holme	$m_{W,spars}$	2 306 kg	1 958 kg	-15.1 %
Masse der Rippen	$m_{W,ribs}$	1 686 kg	1 598 kg	-5.3 %
Masse des Flügelkastens <sup>a</sup>	$m_{W,box}$	13 408 kg	11 892 kg	-11.3 %
Masse der Vorderkanten	$m_{W,LE}$	1 450 kg	1 449 kg	-0.1 %
Masse der Hinterkanten	$m_{W,TE}$	4 602 kg	4 618 kg	+0.3 %
Masse der Spoiler	$m_{W,spoiler}$	200 kg	200 kg	0.0 %
Masse der Fahrwerksanbindung	$m_{W,MLG}$	1 600 kg	1 600 kg	0.0 %
Masse des Pylonanschlusses	$m_{W,pylon}$	250 kg	250 kg	0.0 %
Masse Verschiedenes	$m_{W,misc}$	400 kg	400 kg	0.0 %
Flügelmasse	$m_W$	21 910 kg	20 410 kg	-6.8 %

<sup>a</sup> Werte sind mit einem Faktor von 1.25 skaliert, um zusätzliche Massen von Verbindungselementen und lokaler Verstärkungen für die Lasteinleitung zu berücksichtigen.

Tabelle 7.41: Ergebnisse für die Flügelmasse des Referenzflugzeugs aus Phase I und der optimierten Steuerflächenausschläge aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Optimierte Steuerflächen- ausschläge	Diff.
Iterationen der Strömungs-Struktur-Kopplung	$n_{cpl}$	4	5	+25.0 %
Rechenzeit	$t$	191 min	207 min	+8.4 %

Tabelle 7.42: Ergebnisse für die benötigten Iterationen und die Rechenzeit des Referenzflugzeugs aus Phase I und der optimierten Steuerflächenausschläge aus Phase II.

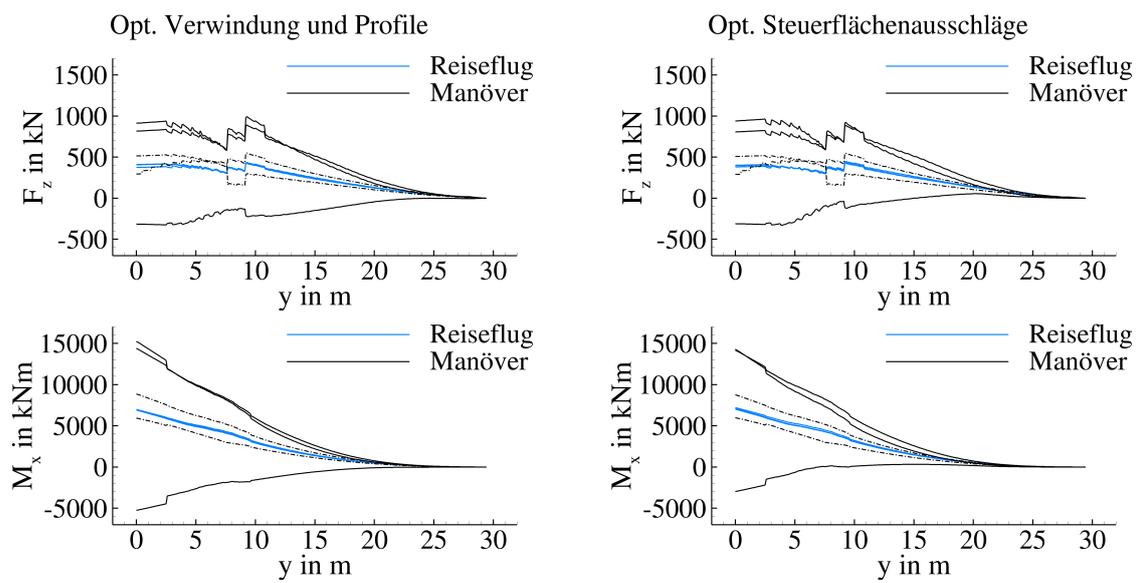


Abbildung 7.22: Überblick über die Schnittlasten des Referenzflugzeugs aus Phase I und der optimierten Steuerflächenausschläge aus Phase II.

## 7.6.3 Optimierung von Grundriß und Verwindung

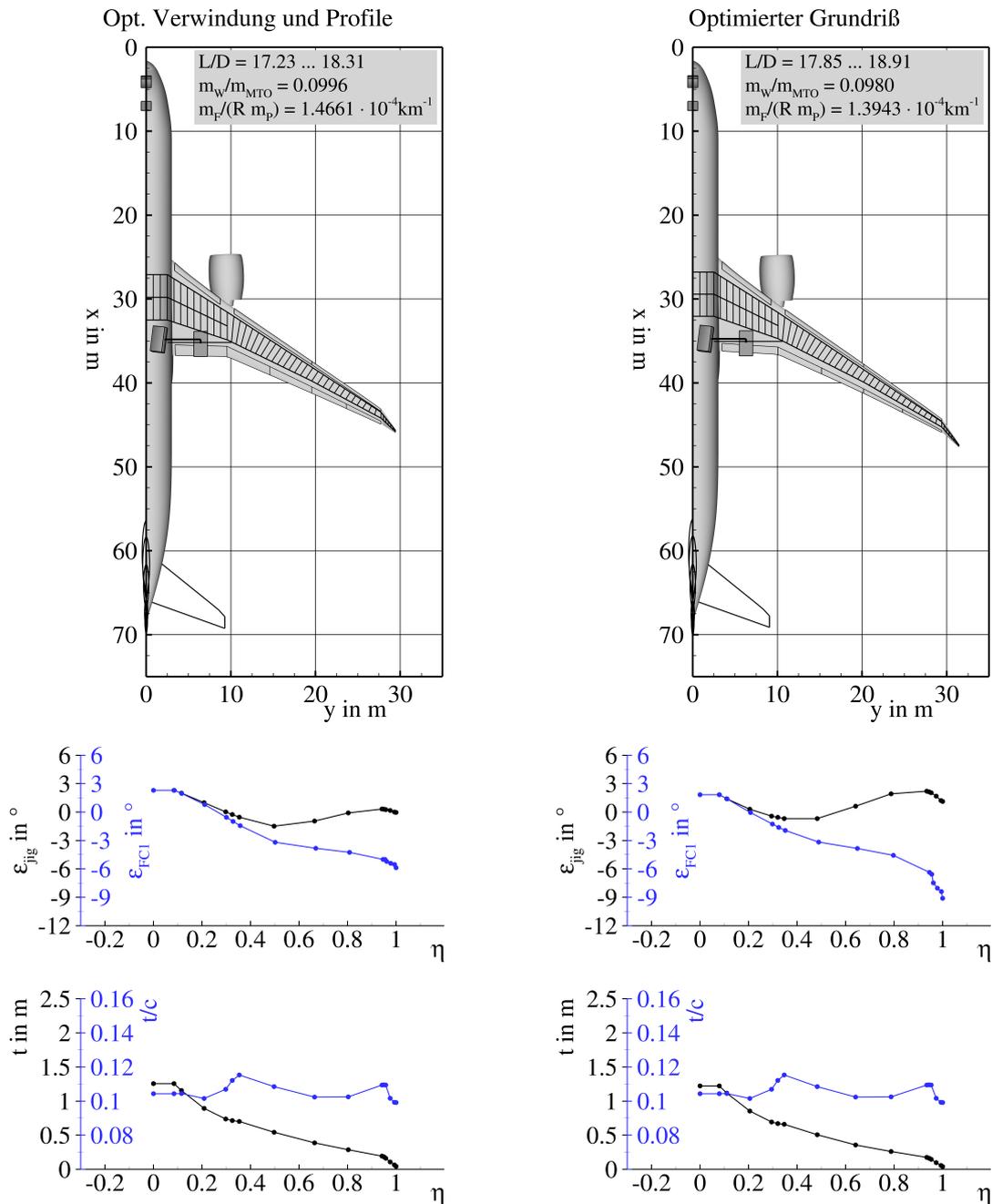


Abbildung 7.23: Überblick über die Flügelgeometrien des Referenzflugzeugs aus Phase I und des optimierten Grundrisses aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Optimierter Grundriß	Diff.
Flügelfläche	$S_W$	336.995 m <sup>2</sup>	334.620 m <sup>2</sup>	-0.7 %
Spannweite	$b_W$	58.859 m	62.853 m	+6.8 %
Bezugsflügelteufe	$c_{MAC,W}$	7.581 m	7.273 m	-4.1 %
Streckung Flügel	$A_W$	10.280	11.806	+14.8 %
Zuspitzung Flügel	$\lambda_W$	0.036	0.033	-8.0 %
Pfeilwinkel Vorderkante	$\varphi_{W,LE,4}$	39.6°	39.3°	-0.8 %
	$\varphi_{W,LE,9}$	34.5°	35.1°	+1.7 %
Abstand Landeklappen/Hinterholm	$\Delta s_{Flap/RS}$	0.607 m	0.692 m	+14.0 %
Abstand Querruder/Hinterholm	$\Delta s_{Ail/RS}$	0.310 m	0.335 m	+8.1 %
Fläche Höhenleitwerk	$S_{HTP}$	68.857 m <sup>2</sup>	65.593 m <sup>2</sup>	-4.7 %
Spannweite Höhenleitwerk	$b_{HTP}$	18.548 m	18.101 m	-2.4 %
Bezugstiefe Höhenleitwerk	$c_{MAC,HTP}$	4.128 m	4.033 m	-2.3 %
Fläche Seitenleitwerk	$S_{VTP}$	49.311 m <sup>2</sup>	52.284 m <sup>2</sup>	+6.0 %
Spannweite Seitenleitwerk	$b_{VTP}$	8.709 m	8.968 m	+3.0 %
Bezugstiefe Seitenleitwerk	$c_{MAC,VTP}$	6.144 m	6.327 m	+3.0 %

Tabelle 7.43: Ergebnisse für die Geometrien des Referenzflugzeugs aus Phase I und des optimierten Grundrisses aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Optimierter Grundriß	Diff.
Nutzbares Tankvolumen	$V_F$	98.338 m <sup>3</sup>	93.509 m <sup>3</sup>	-4.9 %
Radstand	$l_{LG}$	28.349 m	28.267 m	-0.3 %
Spurweite Hauptfahrwerk	$2y_{MG}$	12.855 m	12.573 m	-2.2 %
Belastung Bugfahrwerk	$F_{NG}/(m\ g)$	0.057 bis 0.078	0.056 bis 0.076	-1.9 %
Umkippwinkel beim Rollen	$\tau_{ib}$	18.0° bis 24.5°	17.5° bis 23.8°	-2.8 %
Umkippwinkel bei Kurvenfahrt mit 0.5 g	$\tau_{ot}$	40.0° bis 40.1°	40.7° bis 40.8°	+1.7 %
Rotierwinkel beim Start	$\alpha_{TO}$	10.5°	10.6°	+1.0 %
Rotierwinkel beim Aufsetzen des Rumpfes	$\alpha_{TD}$	11.1°	11.1°	0.0 %
Bodenfreiheit Flügelspitze bei $\varphi_{ML} = 7^\circ$	$h_{WC}$	4.460 m	2.491 m	-44.1 %
Bodenfreiheit Triebwerk bei $\varphi_{ML} = 7^\circ$	$h_{EC}$	0.692 m	0.484 m	-30.1 %
Bodenfreiheit Triebwerk bei eingeknicktem Bugfahrwerk	$h_{NDEC}$	0.263 m	0.136 m	-48.3 %
Nachlaufwinkel Hauptfahrwerksbein	$\tau_{Cas}$	83.8°	83.7°	-0.1 %
Abstand Hauptfahrwerk/Hinterholm	$\Delta s_{MG/RS}$	1.000 m	1.350 m	+35.0 %
Abstand Landeklappen/Fahrwerksträger	$\Delta s_{Flap/SB}$	0.281 m	0.223 m	-20.6 %
Abstand Hauptfahrwerk/zentraler Flügelkasten	$\Delta s_{MG/CWB}$	2.351 m	2.714 m	+15.4 %
Abstand Hauptfahrwerk/Symmetrieebene	$\Delta s_{MG/Sym}$	1.500 m	1.500 m	0.0 %

Tabelle 7.44: Ergebnisse für die Nebenbedingungen des Referenzflugzeugs aus Phase I und des optimierten Grundrisses aus Phase II.

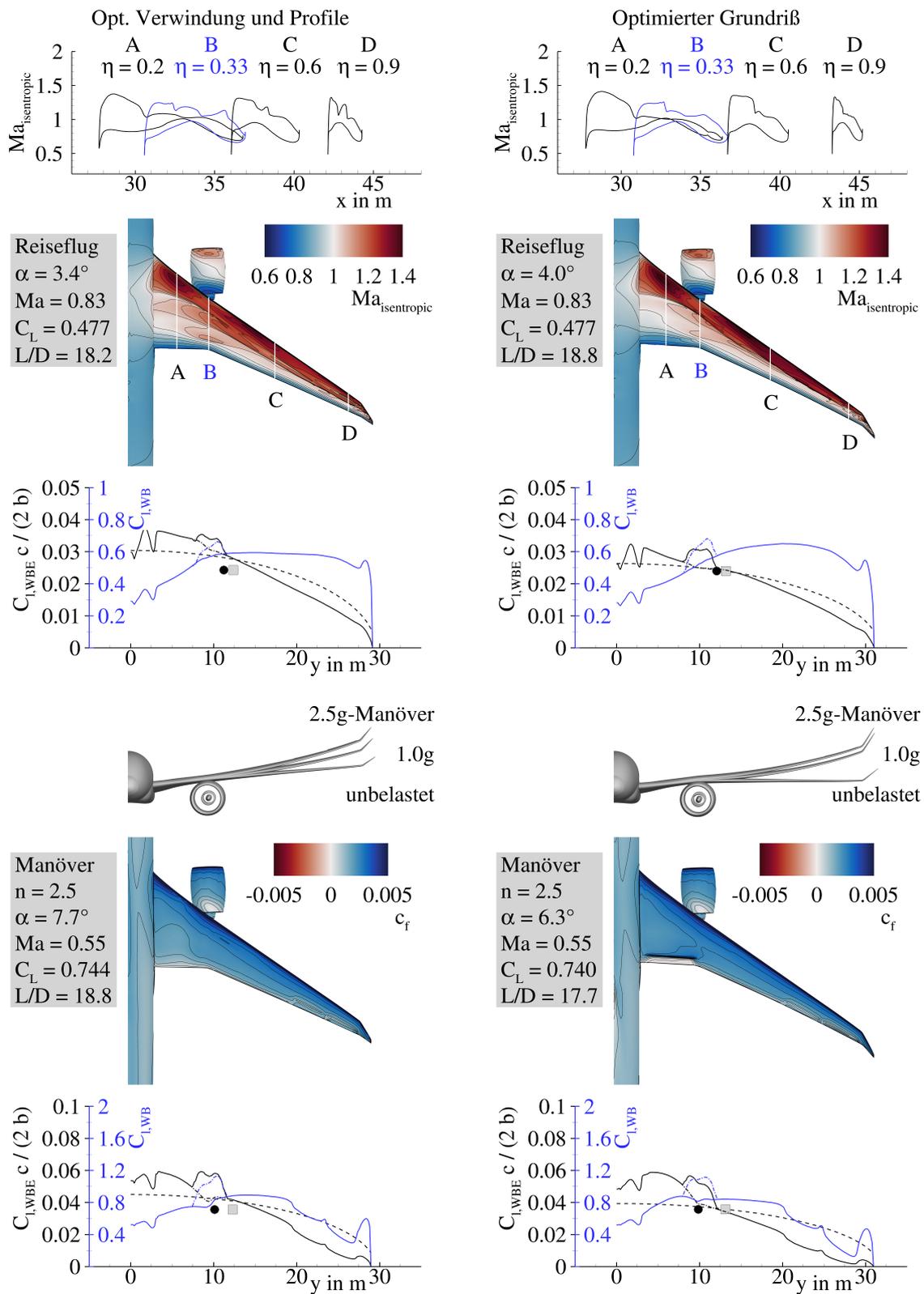


Abbildung 7.24: Überblick über die aerodynamischen Eigenschaften des Referenzflugzeugs aus Phase I und des optimierten Grundrisses aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Optimierter Grundriß	Diff.
<b>Bewertungsmission</b> ( $Ma = 0.83$ , $m_P = 40800$ kg, $R = 7408$ km, $w = 0.6$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-2.5°	-2.5°
Anstellwinkel	$\alpha$	3.4°	4.0°	+17.8 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4789	0.4820	+0.6 %
Oswaldfaktor	$e$	0.839	0.845	+0.8 %
Gleitzahl	$L/D$	18.20	18.80	+3.3 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4587	0.4210	-8.2 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3777	0.3801	+0.6 %
Startmasse	$m_{TO}$	201 753 kg	199 705 kg	-1.0 %
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4056 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.3562 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	-3.5 %
<b>Bewertungsmission mit höherer Fluggeschwindigkeit</b> ( $Ma = 0.85$ , $m_P = 40800$ kg, $R = 7408$ km, $w = 0.1$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-1.0°	-1.0°
	$\delta_{Flap,mid}$	0.0°	0.0°	0.0°
	$\delta_{Flap,out}$	0.0°	+0.5°	+0.5°
Anstellwinkel	$\alpha$	3.2°	3.6°	+12.9 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4609	0.4645	+0.8 %
Oswaldfaktor	$e$	0.833	0.833	-0.1 %
Gleitzahl	$L/D$	17.23	17.85	+3.6 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4784	0.4526	-5.4 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3764	0.3745	-0.5 %
Startmasse	$m_{TO}$	204 092 kg	201 798 kg	-1.1 %
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4735 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.4169 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	-3.8 %
<b>Entwurfsmission</b> ( $Ma = 0.83$ , $R = 11112$ km, $w = 0.3$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-1.5°	-1.5°
Anstellwinkel	$\alpha$	3.5°	4.0°	+14.0 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4879	0.4913	+0.7 %
Oswaldfaktor	$e$	0.835	0.832	-0.3 %
Gleitzahl	$L/D$	18.31	18.91	+3.2 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4499	0.4189	-6.9 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3758	0.3741	-0.5 %
Nutzlast	$m_P$	36597 kg	38670 kg	+5.7 %
Ausnutzung Tankvolumen	$V_{F,req}/V_F$	0.9010	0.9244	+2.6 %
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.5845 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.4631 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	-7.7 %
<b>Zielfunktion</b>				
Kombinierter Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4661 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.3943 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	-4.9 %

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 7.45: Ergebnisse für die Flugmissionen des Referenzflugzeugs aus Phase I und des optimierten Grundrisses aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Optimierter Grundriß	Diff.
<b>2.5g-Manöver</b> ( $Ma = 0.552, H = 0\text{ m}, m = 220\,000\text{ kg}, n = 2.5$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	+15.0°	+15.0°
	$\delta_{Aileron,in}$	-10.0°	-12.5°	-2.5°
	$\delta_{Aileron,out}$	-15.0°	-20.0°	-5.0°
Lastvielfaches	$n$	2.523	2.515	-0.3%
Flugzeugmasse	$m$	220051 kg	219566 kg	-0.2%
Anstellwinkel	$\alpha$	7.7°	6.3°	-18.2%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.7475	0.7489	+0.2%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.2143	0.2505	+16.9%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3386	0.3072	-9.3%
<b>-1.0g-Manöver</b> ( $Ma = 0.655, H = 3048\text{ m}, m = 220\,000\text{ kg}, n = -1.0$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-17.5°	-17.5°
	$\delta_{Aileron,in}$	+5.0°	+20.0°	+15.0°
	$\delta_{Aileron,out}$	+10.0°	+15.0°	+5.0°
Lastvielfaches	$n$	-1.003	-1.000	-0.2%
Flugzeugmasse	$m$	219806 kg	217070 kg	-1.2%
Anstellwinkel	$\alpha$	-4.1°	-1.9°	-54.4%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	-0.3061	-0.3038	-0.8%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	-0.2617	-0.0680	-74.0%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3419	0.2243	-34.4%
<b>Rollmanöver</b> ( $Ma = 0.522, H = 0\text{ m}, m = 220\,000\text{ kg}, n = 2.0$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,out}$	+10.0°	+10.0°	0.0°
	$\delta_{Aileron,in}$	+5.0°	+5.0°	0.0°
Lastvielfaches	$n$	2.010	2.012	+0.1%
Flugzeugmasse	$m$	219975 kg	220072 kg	0.0%
Anstellwinkel	$\alpha$	5.8°	6.3°	+8.7%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.5954	0.6005	+0.9%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.3289	0.2834	-13.8%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3634	0.3473	-4.4%

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 7.46: Ergebnisse für die Manöverlastfälle des Referenzflugzeugs aus Phase I und des optimierten Grundrisses aus Phase II.

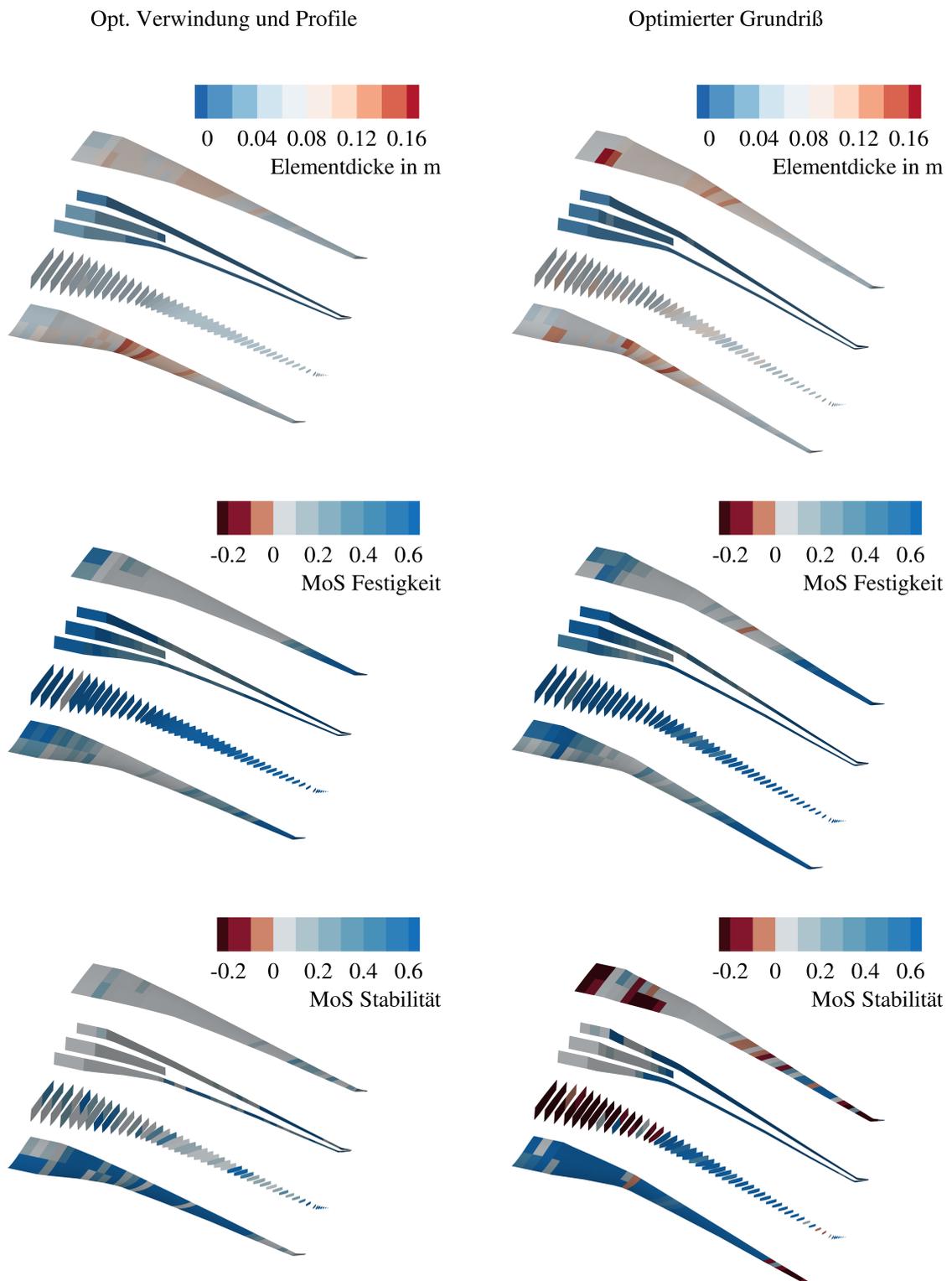


Abbildung 7.25: Überblick über die strukturmechanischen Eigenschaften des Referenzflugzeugs aus Phase I und des optimierten Grundrisses aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Optimierter Grundriß	Diff.
Maximale Startmasse	$m_{MTO}$	220 000 kg	220 000 kg	0.0 %
Maximale Landmasse	$m_{ML}$	187 000 kg	187 000 kg	0.0 %
Betriebsleermasse	$m_{OE}$	112 522 kg	112 176 kg	-0.3 %
Leermasse	$m_E$	103 022 kg	102 676 kg	-0.3 %
Operationelle Ausrüstungsmasse	$m_{OI}$	9 500 kg	9 500 kg	0.0 %
Flügelmasse	$m_W$	21 910 kg	21 568 kg	-1.6 %
Höhenleitwerksmasse	$m_{HTP}$	2 090 kg	1 991 kg	-4.7 %
Seitenleitwerksmasse	$m_{VTP}$	1 582 kg	1 677 kg	+6.0 %
Maximale Nutzlast	$m_{P,max}$	54 000 kg	54 000 kg	0.0 %
Maximale nutzbare Kraftstoffmasse	$m_{F,max}$	78 670 kg	74 807 kg	-4.9 %
Betriebsleermassenverhältnis	$m_{OE}/m_{MTO}$	0.5115	0.5099	-0.3 %
Flügelmassenverhältnis	$m_W/m_{MTO}$	0.0996	0.0980	-1.6 %

Tabelle 7.47: Ergebnisse für die Massen des Referenzflugzeugs aus Phase I und des optimierten Grundrisses aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Optimierter Grundriß	Diff.
Masse der Oberschale	$m_{W,covers,us}$	3 537 kg	3 800 kg	+7.4 %
Masse der Unterschale	$m_{W,covers,ls}$	3 197 kg	2 862 kg	-10.5 %
Masse der Holme	$m_{W,spars}$	2 306 kg	2 069 kg	-10.3 %
Masse der Rippen	$m_{W,ribs}$	1 686 kg	1 718 kg	+1.9 %
Masse des Flügelkastens <sup>a</sup>	$m_{W,box}$	13 408 kg	13 062 kg	-2.6 %
Masse der Vorderkanten	$m_{W,LE}$	1 450 kg	1 463 kg	+0.9 %
Masse der Hinterkanten	$m_{W,TE}$	4 602 kg	4 593 kg	-0.2 %
Masse der Spoiler	$m_{W,spoiler}$	200 kg	200 kg	0.0 %
Masse der Fahrwerksanbindung	$m_{W,MLG}$	1 600 kg	1 600 kg	0.0 %
Masse des Pylonanschlusses	$m_{W,pylon}$	250 kg	250 kg	0.0 %
Masse Verschiedenes	$m_{W,misc}$	400 kg	400 kg	0.0 %
Flügelmasse	$m_W$	21 910 kg	21 568 kg	-1.6 %

<sup>a</sup> Werte sind mit einem Faktor von 1.25 skaliert, um zusätzliche Massen von Verbindungselementen und lokaler Verstärkungen für die Lasteinleitung zu berücksichtigen.

Tabelle 7.48: Ergebnisse für die Flügelmasse des Referenzflugzeugs aus Phase I und des optimierten Grundrisses aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Optimierter Grundriß	Diff.
Iterationen der Strömungs-Struktur-Kopplung	$n_{cpl}$	4	4	0.0 %
Rechenzeit	$t$	191 min	192 min	+0.5 %

Tabelle 7.49: Ergebnisse für die benötigten Iterationen und die Rechenzeit des Referenzflugzeugs aus Phase I und des optimierten Grundrisses aus Phase II.

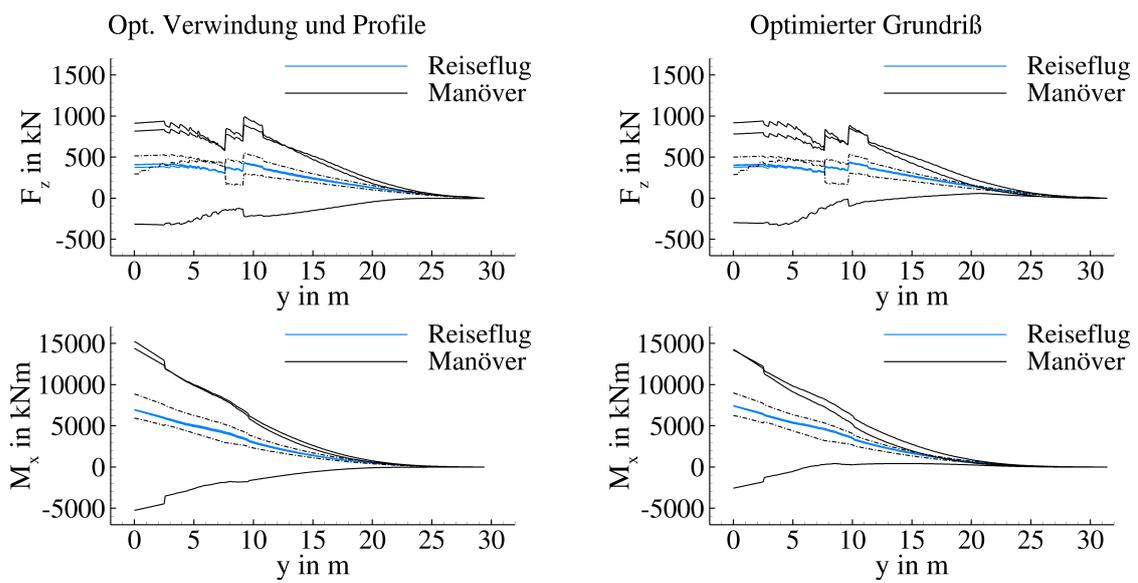


Abbildung 7.26: Überblick über die Schnittlasten des Referenzflugzeugs aus Phase I und des optimierten Grundrisses aus Phase II.

## 7.6.4 Optimierung der Verwindung und Steuerflächenausschläge mit optimiertem Grundriß

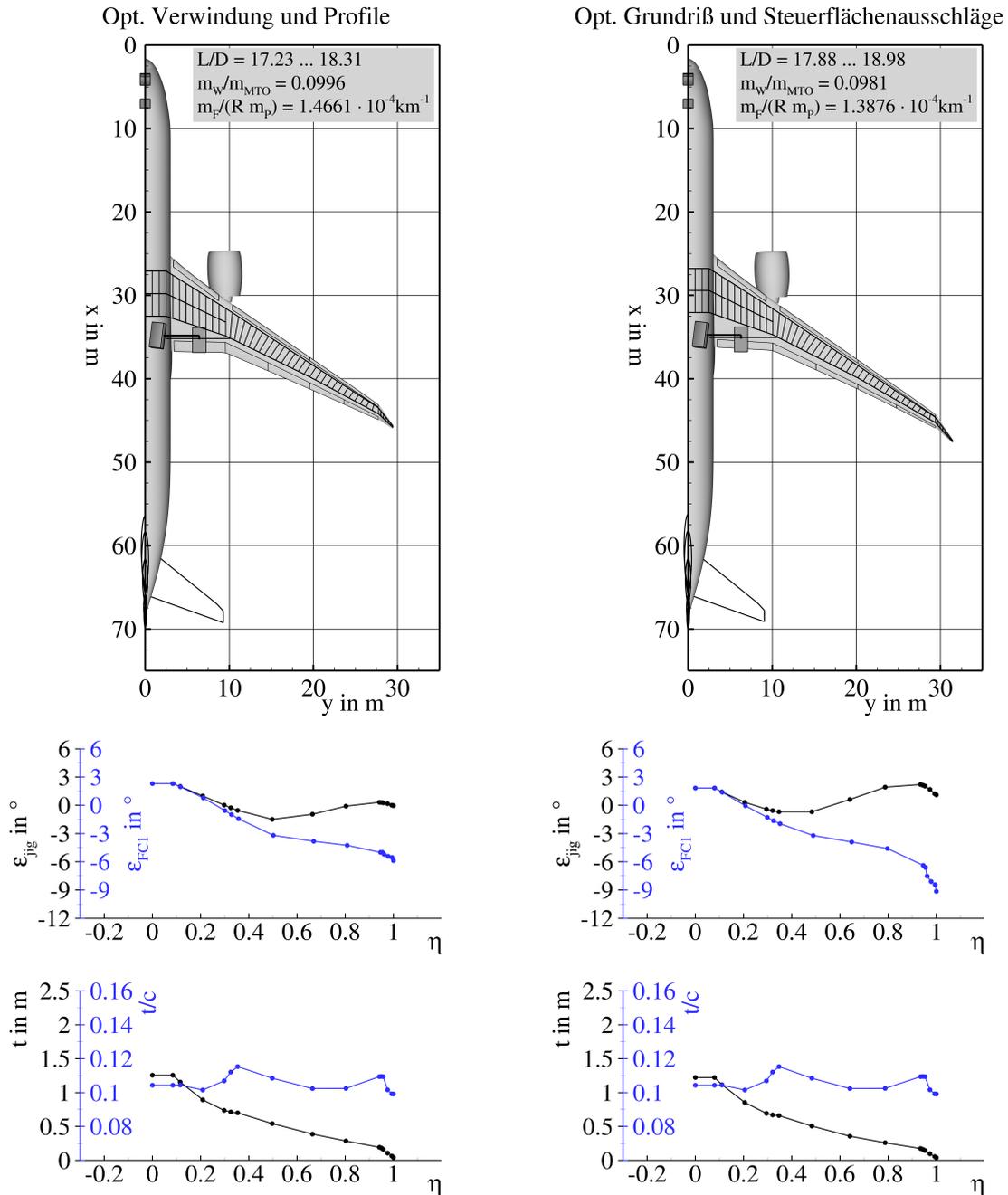


Abbildung 7.27: Überblick über die Flügelgeometrien des Referenzflugzeugs aus Phase I und des optimierten Grundrisses mit Steuerflächenausschlägen aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge	Diff.
Flügelfläche	$S_W$	336.995 m <sup>2</sup>	334.620 m <sup>2</sup>	-0.7 %
Spannweite	$b_W$	58.859 m	62.853 m	+6.8 %
Bezugsflügeltiefe	$c_{MAC,W}$	7.581 m	7.273 m	-4.1 %
Streckung Flügel	$A_W$	10.280	11.806	+14.8 %
Zuspitzung Flügel	$\lambda_W$	0.036	0.033	-8.0 %
Pfeilwinkel Vorderkante	$\varphi_{W,LE,4}$	39.6°	39.3°	-0.8 %
	$\varphi_{W,LE,9}$	34.5°	35.1°	+1.7 %
Abstand Landeklappen/Hinterholm	$\Delta s_{Flap/RS}$	0.607 m	0.692 m	+14.0 %
Abstand Querruder/Hinterholm	$\Delta s_{AIL/RS}$	0.310 m	0.335 m	+8.1 %
Fläche Höhenleitwerk	$S_{HTP}$	68.857 m <sup>2</sup>	65.593 m <sup>2</sup>	-4.7 %
Spannweite Höhenleitwerk	$b_{HTP}$	18.548 m	18.101 m	-2.4 %
Bezugstiefe Höhenleitwerk	$c_{MAC,HTP}$	4.128 m	4.033 m	-2.3 %
Fläche Seitenleitwerk	$S_{VTP}$	49.311 m <sup>2</sup>	52.284 m <sup>2</sup>	+6.0 %
Spannweite Seitenleitwerk	$b_{VTP}$	8.709 m	8.968 m	+3.0 %
Bezugstiefe Seitenleitwerk	$c_{MAC,VTP}$	6.144 m	6.327 m	+3.0 %

Tabelle 7.50: Ergebnisse für die Geometrien des Referenzflugzeugs aus Phase I und des optimierten Grundrisses mit Steuerflächenausschlägen aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge	Diff.
Nutzbare Tankvolumen	$V_F$	98.338 m <sup>3</sup>	93.509 m <sup>3</sup>	-4.9 %
Radstand	$l_{LG}$	28.349 m	28.267 m	-0.3 %
Spurweite Hauptfahrwerk	$2y_{MG}$	12.855 m	12.573 m	-2.2 %
Belastung Bugfahrwerk	$F_{NG}/(m g)$	0.057 bis 0.078	0.056 bis 0.076	-1.9 %
Umkippwinkel beim Rollen	$\tau_{ib}$	18.0° bis 24.5°	17.5° bis 23.8°	-2.8 %
Umkippwinkel bei Kurvenfahrt mit 0.5 g	$\tau_{ot}$	40.0° bis 40.1°	40.7° bis 40.8°	1.7 %
Rotierwinkel beim Start	$\alpha_{TO}$	10.5°	10.6°	+1.0 %
Rotierwinkel beim Aufsetzen des Rumpfes	$\alpha_{TD}$	11.1°	11.1°	0.0 %
Bodenfreiheit Flügelspitze bei $\varphi_{ML} = 7^\circ$	$h_{WC}$	4.460 m	2.491 m	-44.1 %
Bodenfreiheit Triebwerk bei $\varphi_{ML} = 7^\circ$	$h_{EC}$	0.692 m	0.443 m	-36.0 %
Bodenfreiheit Triebwerk bei eingeknicktem Bugfahrwerk	$h_{NDEC}$	0.263 m	0.100 m	-62.0 %
Nachlaufwinkel Hauptfahrwerksbein	$\tau_{Cas}$	83.8°	83.7°	-0.1 %
Abstand Hauptfahrwerk/Hinterholm	$\Delta s_{MG/RS}$	1.000 m	1.350 m	+35.0 %
Abstand Landeklappen/Fahrwerksträger	$\Delta s_{Flap/SB}$	0.281 m	0.223 m	-20.6 %
Abstand Hauptfahrwerk/zentraler Flügelkasten	$\Delta s_{MG/CWB}$	2.351 m	2.714 m	+15.4 %
Abstand Hauptfahrwerk/Symmetrieebene	$\Delta s_{MG/Sym}$	1.500 m	1.500 m	0.0 %

Tabelle 7.51: Ergebnisse für die Nebenbedingungen des Referenzflugzeugs aus Phase I und des optimierten Grundrisses mit Steuerflächenausschlägen aus Phase II.

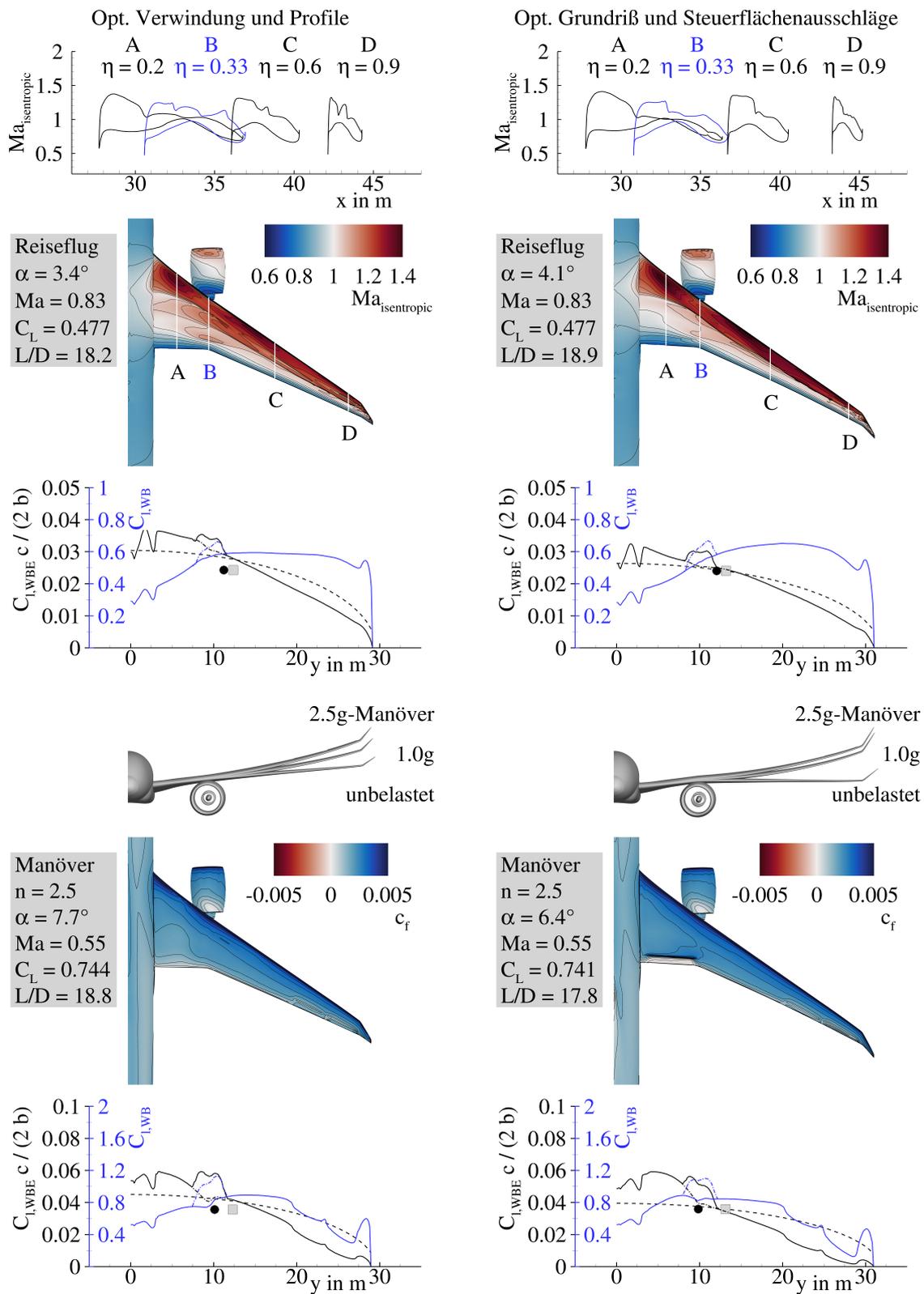


Abbildung 7.28: Überblick über die aerodynamischen Eigenschaften des Referenzflugzeugs aus Phase I und des optimierten Grundrisses mit Steuerflächenausschlägen aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge	Diff.
<b>Bewertungsmission</b> ( $Ma = 0.83$ , $m_P = 40\,800\text{ kg}$ , $R = 7408\text{ km}$ , $w = 0.6$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-2.6°	-2.6°
Anstellwinkel	$\alpha$	3.4°	4.1°	+19.0 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4789	0.4821	+0.7 %
Oswaldfaktor	$e$	0.839	0.862	+2.7 %
Gleitzahl	$L/D$	18.20	18.87	+3.7 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4587	0.4250	-7.3 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3777	0.3802	+0.7 %
Startmasse	$m_{TO}$	201 753 kg	199 533 kg	-1.1 %
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4056 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$1.3509 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	-3.9 %
<b>Bewertungsmission mit höherer Fluggeschwindigkeit</b> ( $Ma = 0.85$ , $m_P = 40\,800\text{ kg}$ , $R = 7408\text{ km}$ , $w = 0.1$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-0.9°	-0.9°
	$\delta_{Flap,mid}$	0.0°	+0.1°	+0.1°
	$\delta_{Flap,out}$	0.0°	+0.5°	+0.5°
Anstellwinkel	$\alpha$	3.2°	3.6°	+13.1 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4609	0.4642	+0.7 %
Oswaldfaktor	$e$	0.833	0.844	+1.3 %
Gleitzahl	$L/D$	17.23	17.88	+3.8 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4784	0.4600	-3.8 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3764	0.3740	-0.6 %
Startmasse	$m_{TO}$	204 092 kg	201 730 kg	-1.2 %
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4735 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$1.4147 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	-4.0 %
<b>Entwurfsmission</b> ( $Ma = 0.83$ , $R = 11\,112\text{ km}$ , $w = 0.3$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-1.7°	-1.7°
Anstellwinkel	$\alpha$	3.5°	4.1°	+15.6 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4879	0.4915	+0.7 %
Oswaldfaktor	$e$	0.835	0.848	+1.6 %
Gleitzahl	$L/D$	18.31	18.98	+3.6 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4499	0.4219	-6.2 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3758	0.3744	-0.4 %
Nutzlast	$m_P$	36 597 kg	38 854 kg	+6.2 %
Ausnutzung Tankvolumen	$V_{F,req}/V_F$	0.9010	0.9218	+2.3 %
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.5845 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$1.4520 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	-8.4 %
<b>Zielfunktion</b>				
Kombinierter Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4661 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$1.3876 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	-5.4 %

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 7.52: Ergebnisse für die Flugmissionen des Referenzflugzeugs aus Phase I und des optimierten Grundrisses mit Steuerflächenausschlägen aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge	Diff.
<b>2.5g-Manöver</b> ( $Ma = 0.552$ , $H = 0$ m, $m = 220\,000$ kg, $n = 2.5$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	+15.2°	+15.2°
	$\delta_{Aileron,in}$	-10.0°	-12.0°	-2.0°
	$\delta_{Aileron,out}$	-15.0°	-19.9°	-4.9°
Lastvielfaches	$n$	2.523	2.516	-0.3%
Flugzeugmasse	$m$	220051 kg	219825 kg	-0.1%
Anstellwinkel	$\alpha$	7.7°	6.4°	-17.4%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.7475	0.7499	+0.3%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.2143	0.2534	+18.2%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3386	0.3071	-9.3%
<b>-1.0g-Manöver</b> ( $Ma = 0.655$ , $H = 3048$ m, $m = 220\,000$ kg, $n = -1.0$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-19.5°	-19.5°
	$\delta_{Aileron,in}$	+5.0°	+19.9°	+14.9°
	$\delta_{Aileron,out}$	+10.0°	+13.8°	+3.8°
Lastvielfaches	$n$	-1.003	-1.000	-0.2%
Flugzeugmasse	$m$	219806 kg	218024 kg	-0.8%
Anstellwinkel	$\alpha$	-4.1°	-1.7°	-58.7%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	-0.3061	-0.3051	-0.3%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	-0.2617	-0.0616	-76.5%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3419	0.2182	-36.2%
<b>Rollmanöver</b> ( $Ma = 0.522$ , $H = 0$ m, $m = 220\,000$ kg, $n = 2.0$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,out}$	+10.0°	+10.0°	0.0°
	$\delta_{Aileron,in}$	+5.0°	+5.0°	0.0°
Lastvielfaches	$n$	2.010	2.012	+0.1%
Flugzeugmasse	$m$	219975 kg	220137 kg	+0.1%
Anstellwinkel	$\alpha$	5.8°	6.4°	+9.6%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.5954	0.6007	+0.9%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.3289	0.2867	-12.8%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3634	0.3472	-4.5%

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 7.53: Ergebnisse für die Manöverlastfälle des Referenzflugzeugs aus Phase I und des optimierten Grundrisses mit Steuerflächenausschlägen aus Phase II.

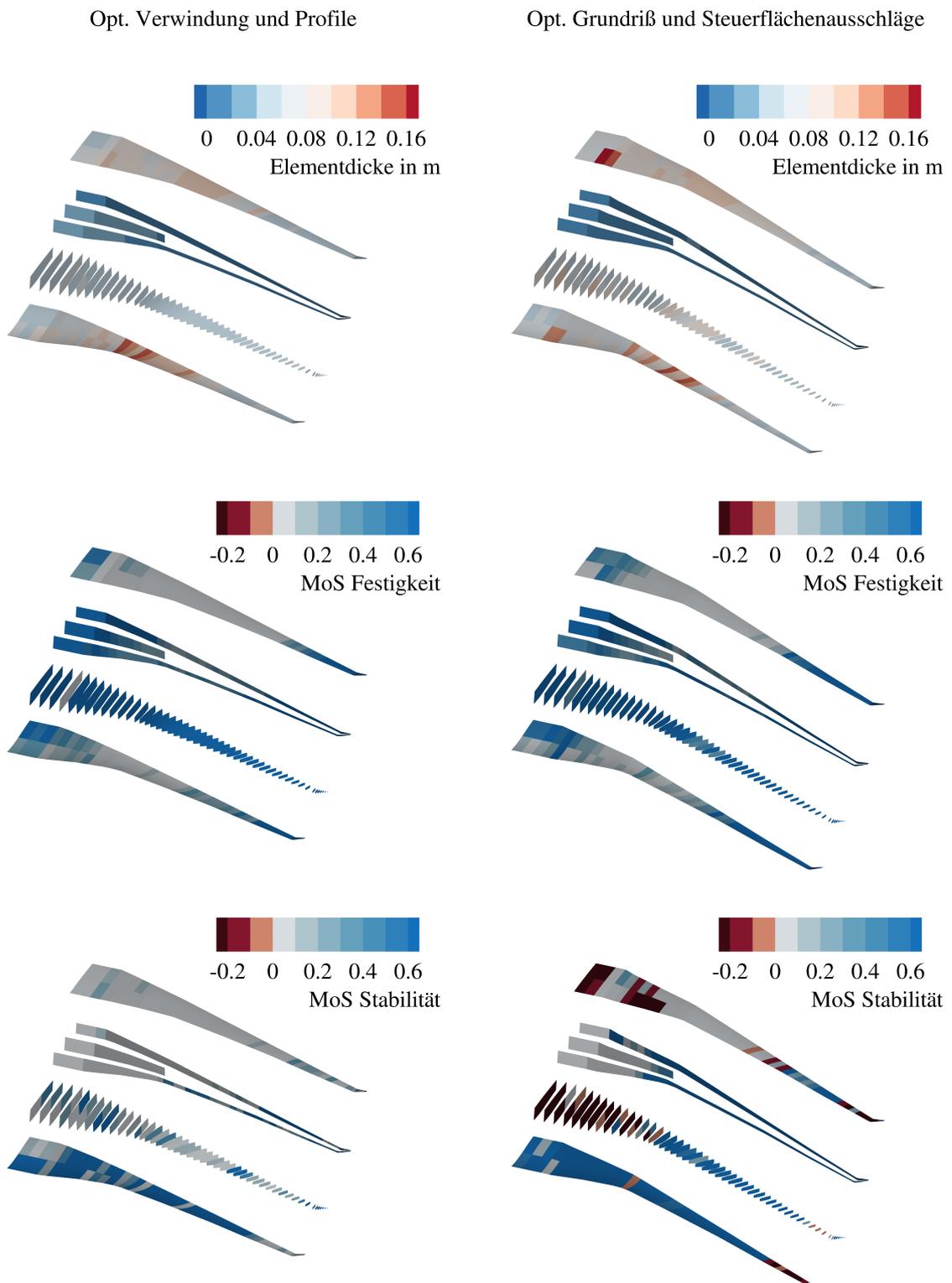


Abbildung 7.29: Überblick über die strukturmechanischen Eigenschaften des Referenzflugzeugs aus Phase I und des optimierten Grundrisses mit Steuerflächenausschlägen aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge	Diff.
Maximale Startmasse	$m_{MTO}$	220 000 kg	220 000 kg	0.0 %
Maximale Landmasse	$m_{ML}$	187 000 kg	187 000 kg	0.0 %
Betriebsleermasse	$m_{OE}$	112 522 kg	112 186 kg	-0.3 %
Leermasse	$m_E$	103 022 kg	102 686 kg	-0.3 %
Flügelmasse	$m_W$	21 910 kg	21 578 kg	-1.5 %
Operationelle Ausrüstungsmasse	$m_{OI}$	9 500 kg	9 500 kg	0.0 %
Höhenleitwerksmasse	$m_{HTP}$	2 090 kg	1 991 kg	-4.7 %
Seitenleitwerksmasse	$m_{VTP}$	1 582 kg	1 677 kg	+6.0 %
Maximale Nutzlast	$m_{P,max}$	54 000 kg	54 000 kg	0.0 %
Maximale nutzbare Kraftstoffmasse	$m_{F,max}$	78 670 kg	74 808 kg	-4.9 %
Betriebsleermassenverhältnis	$m_{OE}/m_{MTO}$	0.5115	0.5099	-0.3 %
Flügelmassenverhältnis	$m_W/m_{MTO}$	0.0996	0.0981	-1.5 %

Tabelle 7.54: Ergebnisse für die Massen des Referenzflugzeugs aus Phase I und des optimierten Grundrisses mit Steuerflächenausschlägen aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge	Diff.
Masse der Oberschale	$m_{W,covers,us}$	3 537 kg	3 801 kg	+7.5 %
Masse der Unterschale	$m_{W,covers,ls}$	3 197 kg	2 863 kg	-10.4 %
Masse der Holme	$m_{W,spars}$	2 306 kg	2 065 kg	-10.4 %
Masse der Rippen	$m_{W,ribs}$	1 686 kg	1 729 kg	+2.5 %
Masse des Flügelkastens <sup>a</sup>	$m_{W,box}$	13 408 kg	13 074 kg	-2.5 %
Masse der Vorderkanten	$m_{W,LE}$	1 450 kg	1 463 kg	+0.9 %
Masse der Hinterkanten	$m_{W,TE}$	4 602 kg	4 591 kg	-0.2 %
Masse der Spoiler	$m_{W,spoiler}$	200 kg	200 kg	0.0 %
Masse der Fahrwerksanbindung	$m_{W,MLG}$	1 600 kg	1 600 kg	0.0 %
Masse des Pylonanschlusses	$m_{W,pylon}$	250 kg	250 kg	0.0 %
Masse Verschiedenes	$m_{W,misc}$	400 kg	400 kg	0.0 %
Flügelmasse	$m_W$	21 910 kg	21 578 kg	-1.5 %

<sup>a</sup> Werte sind mit einem Faktor von 1.25 skaliert, um zusätzliche Massen von Verbindungselementen und lokaler Verstärkungen für die Lasteinleitung zu berücksichtigen.

Tabelle 7.55: Ergebnisse für die Flügelmasse des Referenzflugzeugs aus Phase I und des optimierten Grundrisses mit Steuerflächenausschlägen aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge	Diff.
Iterationen der Strömungs-Struktur-Kopplung	$n_{cpl}$	4	4	0.0 %
Rechenzeit	$t$	191 min	191 min	0.0 %

Tabelle 7.56: Ergebnisse für die benötigten Iterationen und die Rechenzeit des Referenzflugzeugs aus Phase I und des optimierten Grundrisses mit Steuerflächenausschlägen aus Phase II.

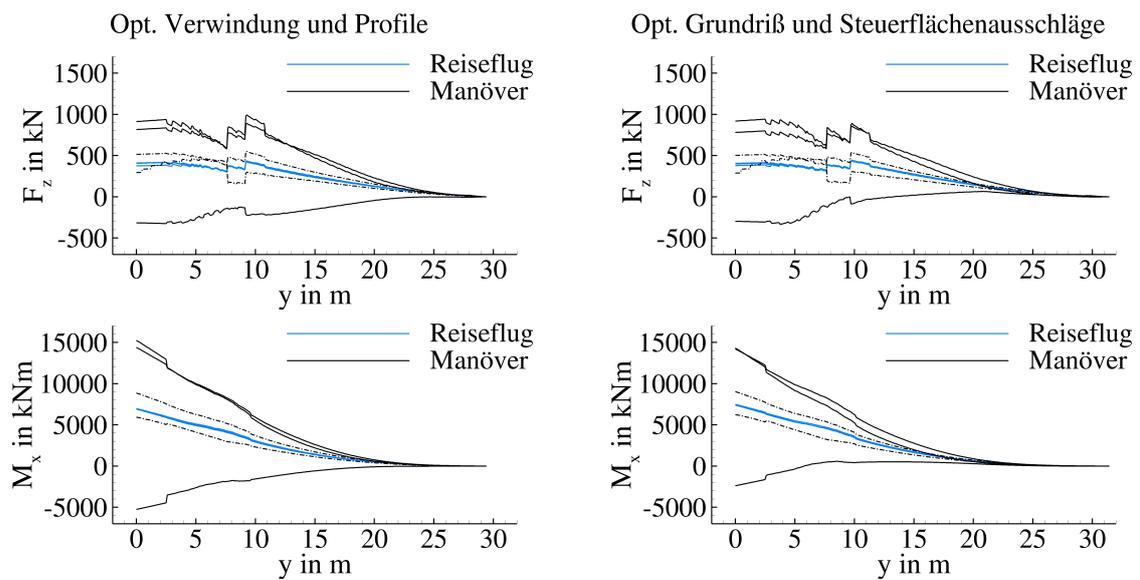


Abbildung 7.30: Überblick über die Schnittlasten des Referenzflugzeugs aus Phase I und des optimierten Grundrisses mit Steuerflächenausschlägen aus Phase II.

## 7.6.5 Finaler Entwurf aus manueller Grundrißmodifikation und Optimierung der Verwindung

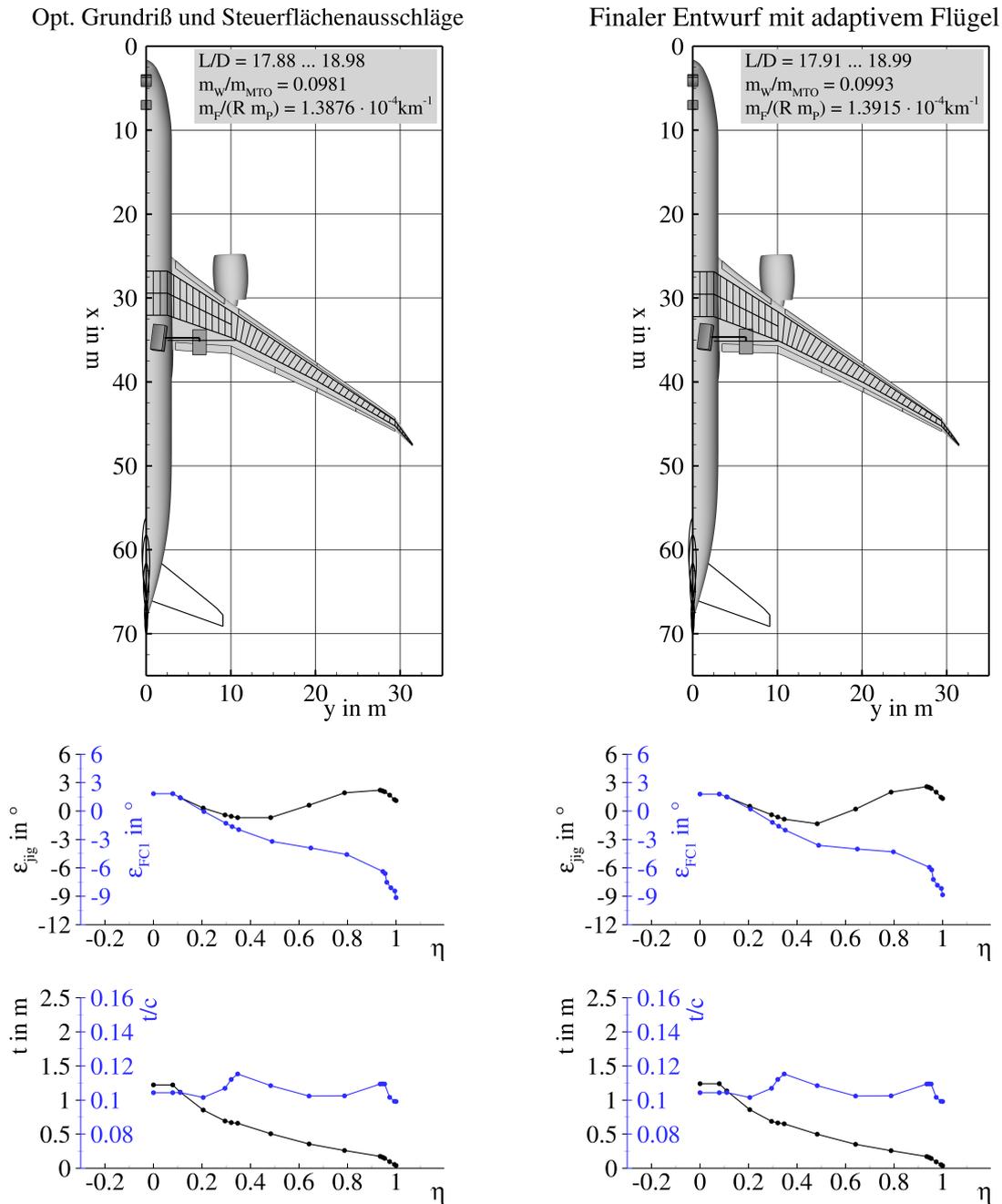


Abbildung 7.31: Überblick über die Flügelgeometrien des optimierten Grundrisses mit Steuerflächenausschlägen und des finalen Entwurfs nach manueller Grundrißmodifikation.

		Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge	Finaler Entwurf mit adaptivem Flügel	Diff.
Flügelfläche	$S_W$	334.620 m <sup>2</sup>	334.627 m <sup>2</sup>	0.0 %
Spannweite	$b_W$	62.853 m	62.853 m	0.0 %
Bezugsflügeltiefe	$c_{MAC,W}$	7.273 m	7.351 m	+1.1 %
Streckung Flügel	$A_W$	11.806	11.806	0.0 %
Zuspitzung Flügel	$\lambda_W$	0.033	0.033	-2.7 %
Pfeilwinkel Vorderkante	$\varphi_{W,LE,4}$	39.3°	39.3°	0.0 %
	$\varphi_{W,LE,9}$	35.1°	35.1°	0.0 %
Abstand Landeklappen/Hinterholm	$\Delta s_{Flap/RS}$	0.692 m	0.487 m	-29.6 %
Abstand Querruder/Hinterholm	$\Delta s_{Ail/RS}$	0.335 m	0.328 m	-2.1 %
Fläche Höhenleitwerk	$S_{HTP}$	65.593 m <sup>2</sup>	66.301 m <sup>2</sup>	+1.1 %
Spannweite Höhenleitwerk	$b_{HTP}$	18.101 m	18.199 m	+0.5 %
Bezugstiefe Höhenleitwerk	$c_{MAC,HTP}$	4.033 m	4.054 m	+0.5 %
Fläche Seitenleitwerk	$S_{VTP}$	52.284 m <sup>2</sup>	52.284 m <sup>2</sup>	0.0 %
Spannweite Seitenleitwerk	$b_{VTP}$	8.968 m	8.968 m	0.0 %
Bezugstiefe Seitenleitwerk	$c_{MAC,VTP}$	6.327 m	6.327 m	0.0 %

Tabelle 7.57: Ergebnisse für die Geometrien des optimierten Grundrisses mit Steuerflächenausschlägen und des finalen Entwurfs nach manueller Grundrißmodifikation.

		Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge	Finaler Entwurf mit adaptivem Flügel	Diff.
Nutzbares Tankvolumen	$V_F$	93.509 m <sup>3</sup>	97.235 m <sup>3</sup>	+4.0 %
Radstand	$l_{LG}$	28.267 m	28.175 m	-0.3 %
Spurweite Hauptfahrwerk	$2y_{MG}$	12.573 m	12.572 m	0.0 %
Belastung Bugfahrwerk	$F_{NG}/(m g)$	0.056 bis 0.076	0.052 bis 0.073	-6.3 %
Umkippwinkel beim Rollen	$\tau_{rb}$	17.5° bis 23.8°	16.4° bis 22.8°	-6.3 %
Umkippwinkel bei Kurvenfahrt mit 0.5 g	$\tau_{ot}$	40.7° bis 40.8°	40.7° bis 40.8°	0.0 %
Rotierwinkel beim Start	$\alpha_{TO}$	10.6°	10.6°	0.0 %
Rotierwinkel beim Aufsetzen des Rumpfes	$\alpha_{TD}$	11.1°	11.1°	0.0 %
Bodenfreiheit Flügelspitze bei $\varphi_{ML} = 7^\circ$	$h_{WC}$	2.491 m	2.509 m	+0.7 %
Bodenfreiheit Triebwerk bei $\varphi_{ML} = 7^\circ$	$h_{EC}$	0.443 m	0.461 m	+4.1 %
Bodenfreiheit Triebwerk bei eingeknicktem Bugfahrwerk	$h_{NDEC}$	0.100 m	0.124 m	+24.0 %
Nachlaufwinkel Hauptfahrwerksbein	$\tau_{Cas}$	83.7°	83.7°	0.0 %
Abstand Hauptfahrwerk/Hinterholm	$\Delta s_{MG/RS}$	1.350 m	1.000 m	-25.9 %
Abstand Landeklappen/Fahrwerksträger	$\Delta s_{Flap/SB}$	0.223 m	0.313 m	+40.4 %
Abstand Hauptfahrwerk/zentraler Flügelkasten	$\Delta s_{MG/CWB}$	2.714 m	2.463 m	-9.2 %
Abstand Hauptfahrwerk/Symmetrieebene	$\Delta s_{MG/Sym}$	1.500 m	1.500 m	0.0 %

Tabelle 7.58: Ergebnisse für die Nebenbedingungen des optimierten Grundrisses mit Steuerflächenausschlägen und des finalen Entwurfs nach manueller Grundrißmodifikation.

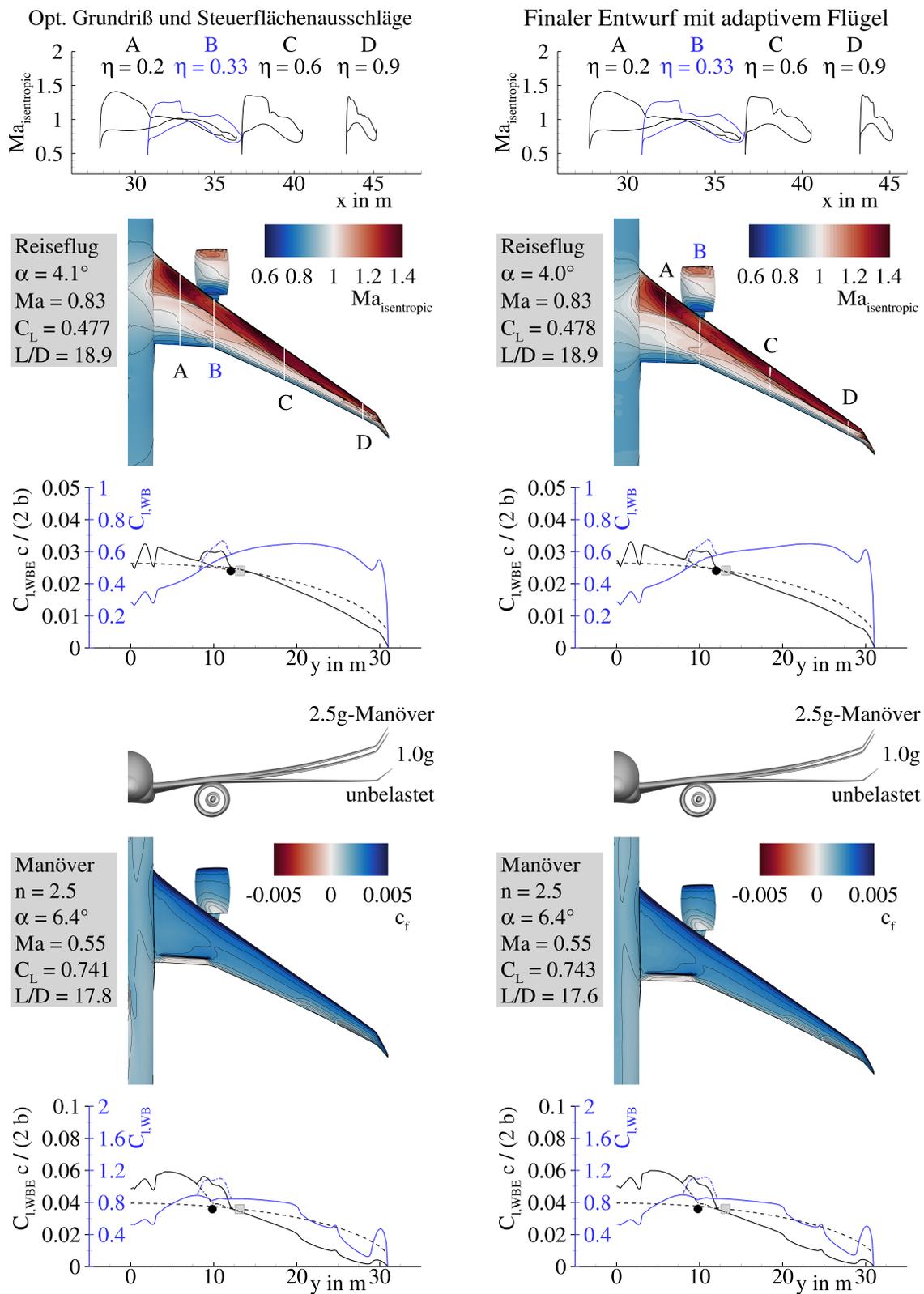


Abbildung 7.32: Überblick über die aerodynamischen Eigenschaften des optimierten Grundrisses mit Steuerflächenausschlägen und des finalen Entwurfs nach manueller Grundrißmodifikation.

		Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge	Finaler Entwurf mit adaptivem Flügel	Diff.
<b>Bewertungsmission</b> ( $Ma = 0.83$ , $m_P = 40\,800\text{ kg}$ , $R = 7408\text{ km}$ , $w = 0.6$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	$-2.6^\circ$	$-2.5^\circ$	$+0.1^\circ$
Anstellwinkel	$\alpha$	$4.1^\circ$	$4.0^\circ$	$-0.4\%$
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4821	0.4830	$+0.2\%$
Oswaldfaktor	$e$	0.862	0.857	$-0.6\%$
Gleitzahl	$L/D$	18.87	18.89	$+0.1\%$
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4250	0.4253	$+0.1\%$
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3802	0.3786	$-0.4\%$
Startmasse	$m_{TO}$	199 533 kg	199 891 kg	$+0.2\%$
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.3509 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$1.3526 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$+0.1\%$
<b>Bewertungsmission mit höherer Fluggeschwindigkeit</b> ( $Ma = 0.85$ , $m_P = 40\,800\text{ kg}$ , $R = 7408\text{ km}$ , $w = 0.1$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	$-0.9^\circ$	$-1.0^\circ$	$-0.1^\circ$
	$\delta_{Flap,mid}$	$+0.1^\circ$	$0.0^\circ$	$-0.1^\circ$
	$\delta_{Flap,out}$	$+0.5^\circ$	$+0.5^\circ$	$0.0^\circ$
Anstellwinkel	$\alpha$	$3.6^\circ$	$3.6^\circ$	$+0.4\%$
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4642	0.4655	$+0.3\%$
Oswaldfaktor	$e$	0.844	0.840	$-0.5\%$
Gleitzahl	$L/D$	17.88	17.91	$+0.1\%$
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4600	0.4558	$-0.9\%$
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3740	0.3722	$-0.5\%$
Startmasse	$m_{TO}$	201 730 kg	202 056 kg	$+0.2\%$
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4147 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$1.4155 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$+0.1\%$
<b>Entwurfsmission</b> ( $Ma = 0.83$ , $R = 11\,112\text{ km}$ , $w = 0.3$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	$-1.7^\circ$	$-1.5^\circ$	$+0.2^\circ$
Anstellwinkel	$\alpha$	$4.1^\circ$	$4.0^\circ$	$-0.9\%$
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4915	0.4922	$+0.1\%$
Oswaldfaktor	$e$	0.848	0.841	$-0.8\%$
Gleitzahl	$L/D$	18.98	18.99	$+0.1\%$
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4219	0.4236	$+0.4\%$
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3744	0.3724	$-0.5\%$
Nutzlast	$m_P$	38 854 kg	38 591 kg	$-0.7\%$
Ausnutzung Tankvolumen	$V_{F,req}/V_F$	0.9218	0.8860	$-3.9\%$
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4520 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$1.4612 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$+0.6\%$
<b>Zielfunktion</b>				
Kombinierter Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.3876 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$1.3915 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$+0.3\%$

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 7.59: Ergebnisse für die Flugmissionen des optimierten Grundrisses mit Steuerflächen-ausschlägen und des finalen Entwurfs nach manueller Grundrißmodifikation.

		Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge	Finaler Entwurf mit adaptivem Flügel	Diff.
<b>2.5g-Manöver</b> ( $Ma = 0.552, H = 0\text{ m}, m = 220\,000\text{ kg}, n = 2.5$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	+15.2°	+15.0°	-0.2°
	$\delta_{Aileron,in}$	-12.0°	-12.0°	0.0°
	$\delta_{Aileron,out}$	-19.9°	-20.0°	-0.1°
Lastvielfaches	$n$	2.516	2.515	0.0%
Flugzeugmasse	$m$	219825 kg	220363 kg	+0.2%
Anstellwinkel	$\alpha$	6.4°	6.4°	-0.6%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.7499	0.7517	+0.2%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.2534	0.2572	+1.5%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3071	0.3055	-0.5%
<b>-1.0g-Manöver</b> ( $Ma = 0.655, H = 3048\text{ m}, m = 220\,000\text{ kg}, n = -1.0$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	-19.5°	-19.5°	0.0°
	$\delta_{Aileron,in}$	+19.9°	+20.0°	+0.1°
	$\delta_{Aileron,out}$	+13.8°	+14.0°	+0.2°
Lastvielfaches	$n$	-1.000	-1.000	0.0%
Flugzeugmasse	$m$	218024 kg	221446 kg	+1.6%
Anstellwinkel	$\alpha$	-1.7°	-1.7°	-0.9%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	-0.3051	-0.3099	+1.6%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	-0.0616	-0.0282	-54.2%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.2182	0.2238	+2.6%
<b>Rollmanöver</b> ( $Ma = 0.522, H = 0\text{ m}, m = 220\,000\text{ kg}, n = 2.0$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,out}$	+10.0°	+10.0°	0.0°
	$\delta_{Aileron,in}$	+5.0°	+5.0°	0.0°
Lastvielfaches	$n$	2.012	2.012	0.0%
Flugzeugmasse	$m$	220137 kg	220046 kg	0.0%
Anstellwinkel	$\alpha$	6.4°	6.3°	-1.3%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.6007	0.6004	0.0%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.2867	0.2961	+3.3%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3472	0.3479	+0.2%

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 7.60: Ergebnisse für die Manöverlastfälle des optimierten Grundrisses mit Steuerflächen-ausschlägen und des finalen Entwurfs nach manueller Grundrißmodifikation.

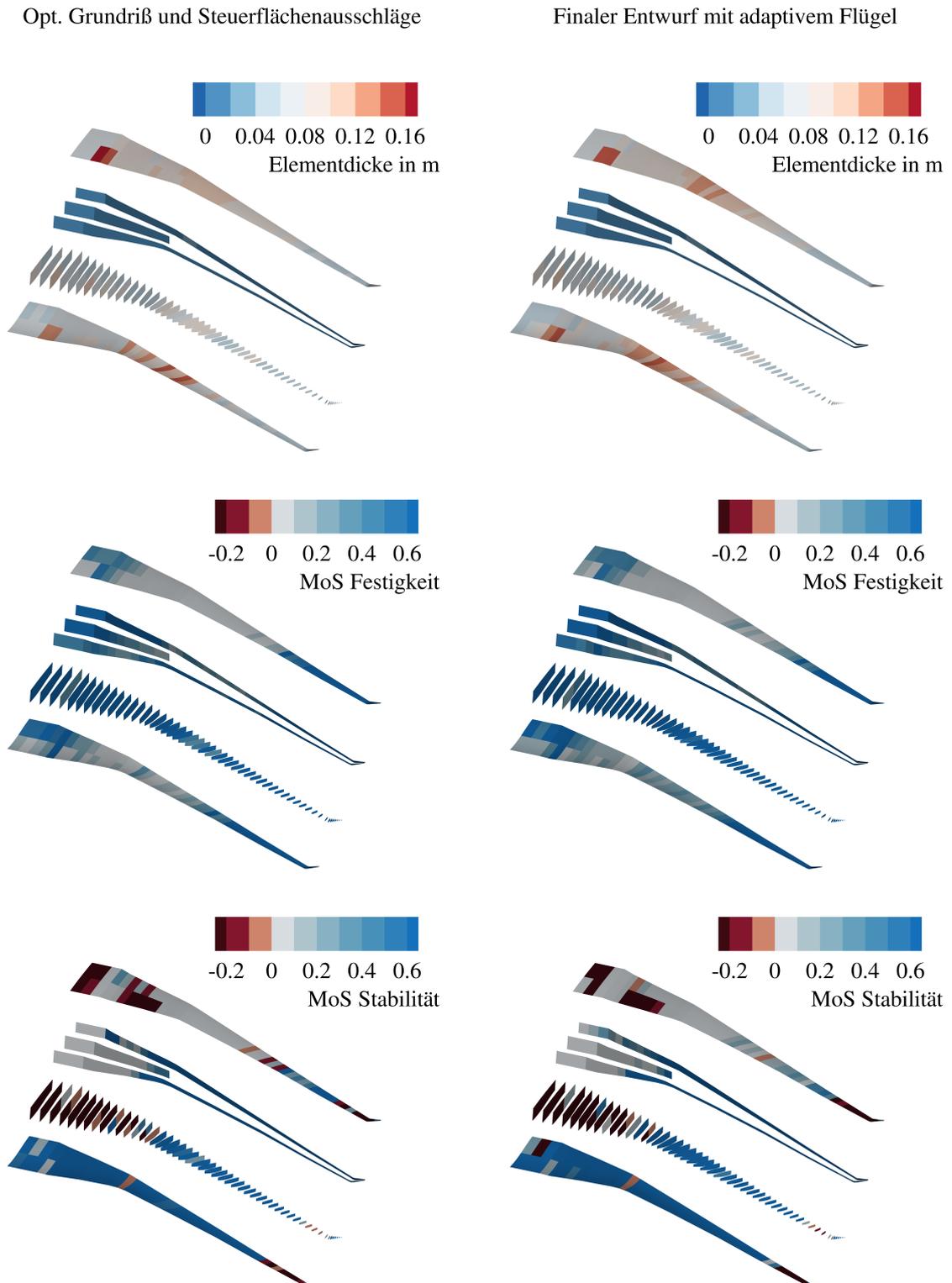


Abbildung 7.33: Überblick über die strukturmechanischen Eigenschaften des optimierten Grundrisses mit Steuerflächenausschlägen und des finalen Entwurfs nach manueller Grundrißmodifikation.

		<b>Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge</b>	<b>Finaler Entwurf mit adaptivem Flügel</b>	<b>Diff.</b>
Maximale Startmasse	$m_{MTO}$	220 000 kg	220 000 kg	0.0%
Maximale Landmasse	$m_{ML}$	187 000 kg	187 000 kg	0.0%
Betriebsleermasse	$m_{OE}$	112 186 kg	112 485 kg	+0.3%
Leermasse	$m_E$	102 686 kg	102 985 kg	+0.3%
Operationelle Ausrüstungsmasse	$m_{OI}$	9 500 kg	9 500 kg	0.0%
Flügelmasse	$m_W$	21 578 kg	21 855 kg	+1.3%
Höhenleitwerksmasse	$m_{HTP}$	1 991 kg	2 013 kg	+1.1%
Seitenleitwerksmasse	$m_{VTP}$	1 677 kg	1 677 kg	0.0%
Maximale Nutzlast	$m_{P,max}$	54 000 kg	54 000 kg	0.0%
Maximale nutzbare Kraftstoffmasse	$m_{F,max}$	74 808 kg	77 788 kg	+4.0%
Betriebsleermassenverhältnis	$m_{OE}/m_{MTO}$	0.5099	0.5113	+0.3%
Flügelmassenverhältnis	$m_W/m_{MTO}$	0.0981	0.0993	+1.2%

Tabelle 7.61: Ergebnisse für die Massen des optimierten Grundrisses mit Steuerflächenausschlägen und des finalen Entwurfs nach manueller Grundrißmodifikation.

		<b>Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge</b>	<b>Finaler Entwurf mit adaptivem Flügel</b>	<b>Diff.</b>
Masse der Oberschale	$m_{W,covers,us}$	3 801 kg	4 145 kg	+9.1%
Masse der Unterschale	$m_{W,covers,ls}$	2 863 kg	3 114 kg	+8.7%
Masse der Holme	$m_{W,spars}$	2 065 kg	2 040 kg	-1.2%
Masse der Rippen	$m_{W,ribs}$	1 729 kg	1 777 kg	+2.8%
Masse des Flügelkastens <sup>a</sup>	$m_{W,box}$	13 074 kg	13 845 kg	+5.9%
Masse der Vorderkanten	$m_{W,LE}$	1 463 kg	1 460 kg	-0.2%
Masse der Hinterkanten	$m_{W,TE}$	4 591 kg	4 100 kg	-10.7%
Masse der Spoiler	$m_{W,spoiler}$	200 kg	200 kg	0.0%
Masse der Fahrwerksanbindung	$m_{W,MLG}$	1 600 kg	1 600 kg	0.0%
Masse des Pylonanschlusses	$m_{W,pylon}$	250 kg	250 kg	0.0%
Masse Verschiedenes	$m_{W,misc}$	400 kg	400 kg	0.0%
Flügelmasse	$m_W$	21 578 kg	21 855 kg	+1.3%

<sup>a</sup> Werte sind mit einem Faktor von 1.25 skaliert, um zusätzliche Massen von Verbindungselementen und lokaler Verstärkungen für die Lastenleitung zu berücksichtigen.

Tabelle 7.62: Ergebnisse für die Flügelmasse des optimierten Grundrisses mit Steuerflächenausschlägen und des finalen Entwurfs nach manueller Grundrißmodifikation.

		Opt. Grundriß und Steuerflächen-ausschläge	Finaler Entwurf mit adaptivem Flügel	Diff.
Iterationen der Strömungs-Struktur-Kopplung	$n_{cpl}$	4	4	0.0 %
Rechenzeit	$t$	191 min	187 min	-2.1 %

Tabelle 7.63: Ergebnisse für die benötigten Iterationen und die Rechenzeit des optimierten Grundrisses mit Steuerflächenausschlägen und des finalen Entwurfs nach manueller Grundrißmodifikation.

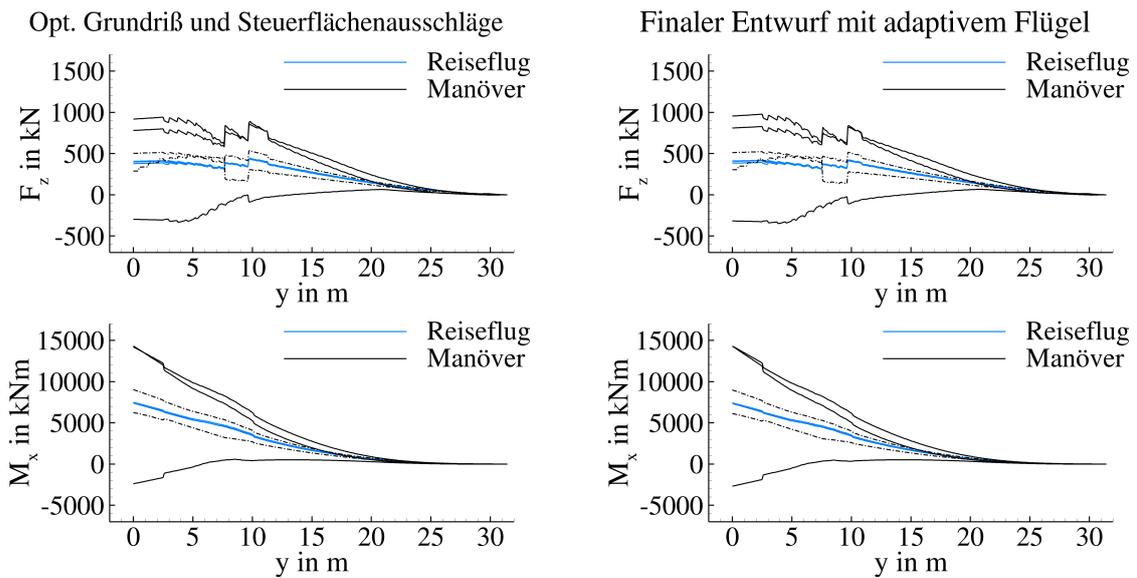


Abbildung 7.34: Überblick über die Schnittlasten des optimierten Grundrisses mit Steuerflächenausschlägen und des finalen Entwurfs nach manueller Grundrißmodifikation.

### 7.6.6 Optimierung der Verwindung und Steuerflächenausschläge bei einer Flügelstreckung von 13.5

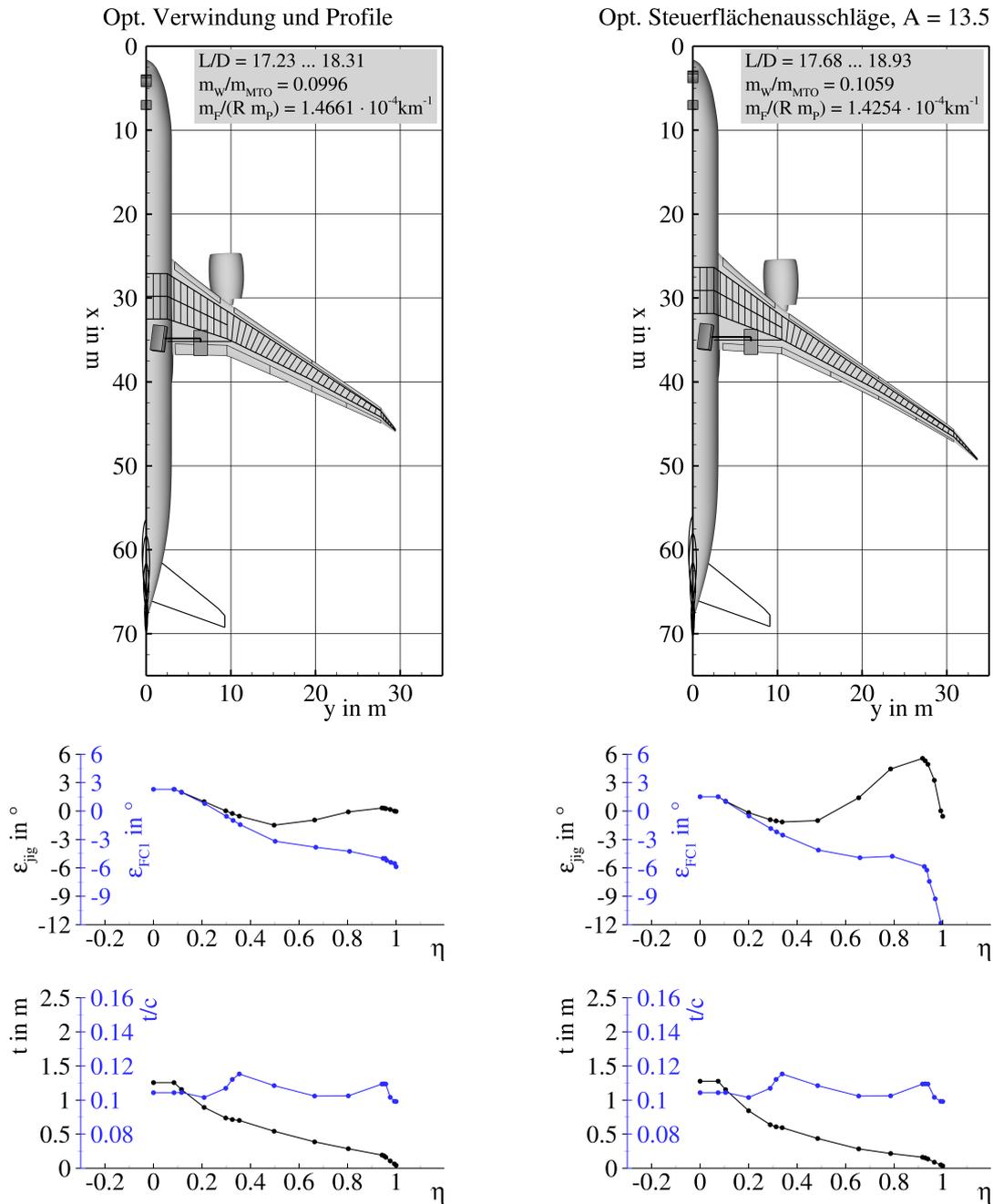


Abbildung 7.35: Überblick über die Flügelgeometrien des Referenzflugzeugs aus Phase I und des hochgestreckten Flügels mit optimierten Steuerflächenausschlägen aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Optimierte Steuerflächen- ausschläge	Diff.
Flügelfläche	$S_W$	336.995 m <sup>2</sup>	333.854 m <sup>2</sup>	-0.9 %
Spannweite	$b_W$	58.859 m	67.142 m	+14.1 %
Bezugsflügeltiefe	$c_{MAC,W}$	7.581 m	7.373 m	-2.7 %
Streckung Flügel	$A_W$	10.280	13.503	+31.3 %
Zuspitzung Flügel	$\lambda_W$	0.036	0.029	-19.6 %
Pfeilwinkel Vorderkante	$\varphi_{W,LE,4}$	39.6°	42.5°	+7.3 %
	$\varphi_{W,LE,9}$	34.5°	35.2°	+2.0 %
Abstand Landeklappen/Hinterholm	$\Delta s_{Flap/RS}$	0.607 m	0.563 m	-7.2 %
Abstand Querruder/Hinterholm	$\Delta s_{Ail/RS}$	0.310 m	0.314 m	+1.3 %
Fläche Höhenleitwerk	$S_{HTP}$	68.857 m <sup>2</sup>	66.346 m <sup>2</sup>	-3.6 %
Spannweite Höhenleitwerk	$b_{HTP}$	18.548 m	18.207 m	-1.8 %
Bezugstiefe Höhenleitwerk	$c_{MAC,HTP}$	4.128 m	4.055 m	-1.8 %
Fläche Seitenleitwerk	$S_{VTP}$	49.311 m <sup>2</sup>	55.725 m <sup>2</sup>	+13.0 %
Spannweite Seitenleitwerk	$b_{VTP}$	8.709 m	9.258 m	+6.3 %
Bezugstiefe Seitenleitwerk	$c_{MAC,VTP}$	6.144 m	6.532 m	+6.3 %

Tabelle 7.64: Ergebnisse für die Geometrien des Referenzflugzeugs aus Phase I und des hochgestreckten Flügels mit optimierten Steuerflächenausschlägen aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Optimierte Steuerflächen- ausschläge	Diff.
Nutzbares Tankvolumen	$V_F$	98.338 m <sup>3</sup>	94.218 m <sup>3</sup>	-4.2 %
Radstand	$l_{LG}$	28.349 m	28.213 m	-0.5 %
Spurweite Hauptfahrwerk	$2y_{MG}$	12.855 m	13.739 m	+6.9 %
Belastung Bugfahrwerk	$F_{NG}/(m g)$	0.057 bis 0.078	0.053 bis 0.074	-6.2 %
Umkippwinkel beim Rollen	$\tau_{ib}$	18.0° bis 24.5°	15.4° bis 21.3°	-14.4 %
Umkippwinkel bei Kurvenfahrt mit 0.5 g	$\tau_{ot}$	40.0° bis 40.1°	40.8° bis 40.9°	+2.0 %
Rotierwinkel beim Start	$\alpha_{TO}$	10.5°	11.6°	+10.5 %
Rotierwinkel beim Aufsetzen des Rumpfes	$\alpha_{TD}$	11.1°	12.2°	+9.9 %
Bodenfreiheit Flügelspitze bei $\varphi_{ML} = 7^\circ$	$h_{WC}$	4.460 m	2.856 m	-36.0 %
Bodenfreiheit Triebwerk bei $\varphi_{ML} = 7^\circ$	$h_{EC}$	0.692 m	0.932 m	+34.7 %
Bodenfreiheit Triebwerk bei eingeknicktem Bugfahrwerk	$h_{NDEC}$	0.263 m	0.519 m	+97.3 %
Nachlaufwinkel Hauptfahrwerksbein	$\tau_{Cas}$	83.8°	83.9°	+0.1 %
Abstand Hauptfahrwerk/Hinterholm	$\Delta s_{MG/RS}$	1.000 m	1.100 m	+10.0 %
Abstand Landeklappen/Fahrwerksträger	$\Delta s_{Flap/SB}$	0.281 m	0.382 m	+35.9 %
Abstand Hauptfahrwerk/zentraler Flügelkasten	$\Delta s_{MG/CWB}$	2.351 m	2.818 m	+19.9 %
Abstand Hauptfahrwerk/Symmetrieebene	$\Delta s_{MG/Sym}$	1.500 m	1.500 m	0.0 %

Tabelle 7.65: Ergebnisse für die Nebenbedingungen des Referenzflugzeugs aus Phase I und des hochgestreckten Flügels mit optimierten Steuerflächenausschlägen aus Phase II.

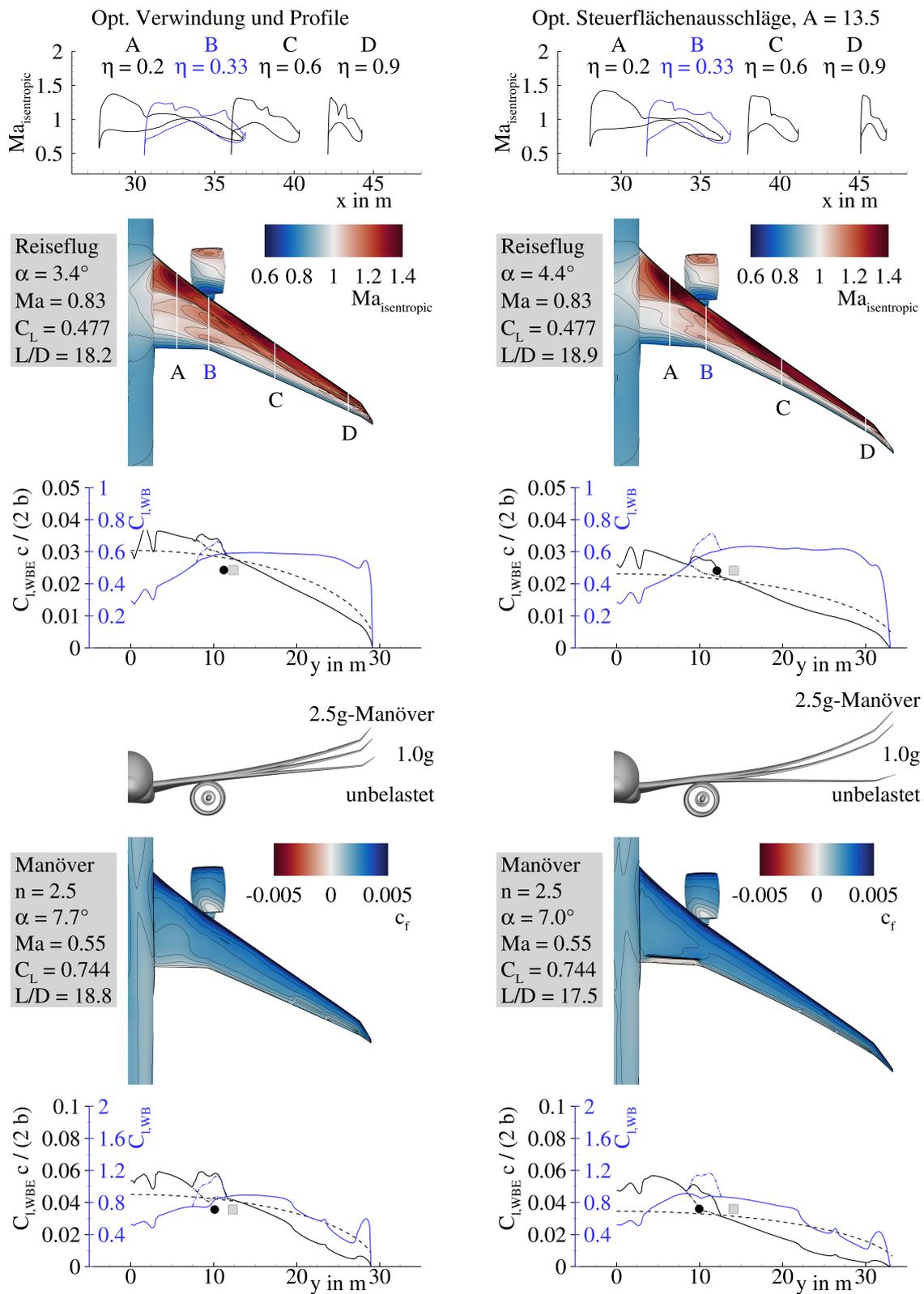


Abbildung 7.36: Überblick über die aerodynamischen Eigenschaften des Referenzflugzeugs aus Phase I und des hochgestreckten Flügels mit optimierten Steuerflächenausschlägen aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Optimierte Steuerflächen- ausschläge	Diff.
<b>Bewertungsmission</b> ( $Ma = 0.83$ , $m_P = 40\,800\text{ kg}$ , $R = 7408\text{ km}$ , $w = 0.6$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-0.9°	-0.9°
Anstellwinkel	$\alpha$	3.4°	4.4°	+29.1 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4789	0.4838	+1.0 %
Oswaldfaktor	$e$	0.839	0.755	-10.0 %
Gleitzahl	$L/D$	18.20	18.86	+3.7 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4587	0.4332	-5.6 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3777	0.3572	-5.4 %
Startmasse	$m_{TO}$	201 753 kg	201 960 kg	+0.1 %
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4056 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$1.3678 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	-2.7 %
<b>Bewertungsmission mit höherer Fluggeschwindigkeit</b> ( $Ma = 0.85$ , $m_P = 40\,800\text{ kg}$ , $R = 7408\text{ km}$ , $w = 0.1$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-1.7°	-1.7°
	$\delta_{Flap,mid}$	0.0°	+0.5°	+0.5°
	$\delta_{Flap,out}$	0.0°	-2.4°	-2.4°
Anstellwinkel	$\alpha$	3.2°	4.3°	+34.1 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4609	0.4666	+1.2 %
Oswaldfaktor	$e$	0.833	0.739	-11.3 %
Gleitzahl	$L/D$	17.23	17.68	+2.6 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4784	0.4275	-10.6 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3764	0.3545	-5.8 %
Startmasse	$m_{TO}$	204 092 kg	204 736 kg	+0.3 %
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4735 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$1.4484 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	-1.7 %
<b>Entwurfsmission</b> ( $Ma = 0.83$ , $R = 11\,112\text{ km}$ , $w = 0.3$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-1.2°	-1.2°
Anstellwinkel	$\alpha$	3.5°	4.5°	+29.7 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4879	0.4927	+1.0 %
Oswaldfaktor	$e$	0.835	0.748	-10.4 %
Gleitzahl	$L/D$	18.31	18.93	+3.4 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.4499	0.4185	-7.0 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3758	0.3552	-5.5 %
Nutzlast	$m_P$	36 597 kg	36 875 kg	+0.8 %
Ausnutzung Tankvolumen	$V_{F,req}/V_F$	0.9010	0.9167	+1.7 %
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.5845 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$1.5329 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	-3.3 %
<b>Zielfunktion</b>				
Kombinierter Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4661 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$1.4254 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	-2.8 %

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 7.66: Ergebnisse für die Flugmissionen des Referenzflugzeugs aus Phase I und des hochgestreckten Flügels mit optimierten Steuerflächenausschlägen aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Optimierte Steuerflächen- ausschläge	Diff.
<b>2.5g-Manöver</b> ( $Ma = 0.552, H = 0\text{ m}, m = 220\,000\text{ kg}, n = 2.5$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	+18.5°	+18.5°
	$\delta_{Aileron,in}$	-10.0°	-12.1°	-2.1°
	$\delta_{Aileron,out}$	-15.0°	-14.4°	+0.6°
Lastvielfaches	$n$	2.523	2.519	-0.2%
Flugzeugmasse	$m$	220051 kg	220287 kg	+0.1%
Anstellwinkel	$\alpha$	7.7°	7.0°	-9.3%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.7475	0.7542	+0.9%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.2143	0.2571	+20.0%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3386	0.2916	-13.9%
<b>-1.0g-Manöver</b> ( $Ma = 0.655, H = 3048\text{ m}, m = 220\,000\text{ kg}, n = -1.0$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-11.3°	-11.3°
	$\delta_{Aileron,in}$	+5.0°	+17.9°	+12.9°
	$\delta_{Aileron,out}$	+10.0°	+10.2°	+0.2°
Lastvielfaches	$n$	-1.003	-1.001	-0.2%
Flugzeugmasse	$m$	219806 kg	225123 kg	+2.4%
Anstellwinkel	$\alpha$	-4.1°	-2.4°	-42.1%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	-0.3061	-0.3159	+3.2%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	-0.2617	-0.1064	-59.3%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3419	0.2371	-30.7%
<b>Rollmanöver</b> ( $Ma = 0.522, H = 0\text{ m}, m = 220\,000\text{ kg}, n = 2.0$ )				
Steuerflächen- ausschläge	$\delta_{Flap,out}$	+10.0°	+10.0°	0.0°
	$\delta_{Aileron,in}$	+5.0°	+5.0°	0.0°
Lastvielfaches	$n$	2.010	2.015	+0.2%
Flugzeugmasse	$m$	219975 kg	220016 kg	0.0%
Anstellwinkel	$\alpha$	5.8°	7.0°	+21.2%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.5954	0.6026	+1.2%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.3289	0.2673	-18.7%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3634	0.3265	-10.2%

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 7.67: Ergebnisse für die Manöverlastfälle des Referenzflugzeugs aus Phase I und des hochgestreckten Flügels mit optimierten Steuerflächenausschlägen aus Phase II.

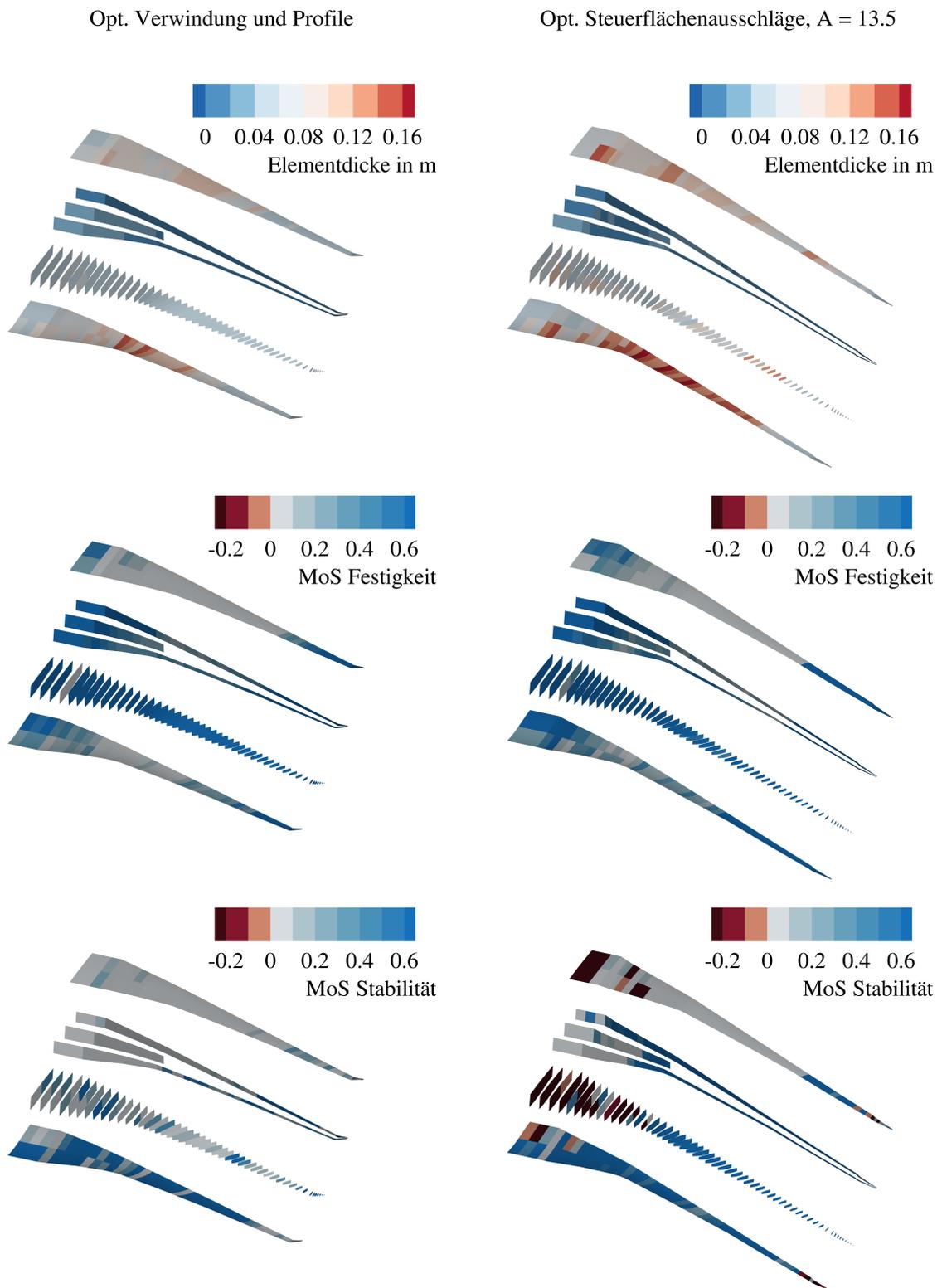


Abbildung 7.37: Überblick über die strukturmechanischen Eigenschaften des Referenzflugzeugs aus Phase I und des hochgestreckten Flügels mit optimierten Steuerflächenausschlägen aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Optimierte Steuerflächen- ausschläge	Diff.
Maximale Startmasse	$m_{MTO}$	220 000 kg	220 000 kg	0.0%
Maximale Landmasse	$m_{ML}$	187 000 kg	187 000 kg	0.0%
Betriebsleermasse	$m_{OE}$	112 522 kg	114 031 kg	+1.3%
Leermasse	$m_E$	103 022 kg	104 531 kg	+1.5%
Operationelle Ausrüstungsmasse	$m_{OI}$	9 500 kg	9 500 kg	0.0%
Flügelmasse	$m_W$	21 910 kg	23 290 kg	+6.3%
Höhenleitwerksmasse	$m_{HTP}$	2 090 kg	2 014 kg	-3.6%
Seitenleitwerksmasse	$m_{VTP}$	1 582 kg	1 787 kg	+13.0%
Maximale Nutzlast	$m_{P,max}$	54 000 kg	54 000 kg	0.0%
Maximale nutzbare Kraftstoffmasse	$m_{F,max}$	78 670 kg	75 375 kg	-4.2%
Betriebsleermassenverhältnis	$m_{OE}/m_{MTO}$	0.5115	0.5183	+1.3%
Flügelmassenverhältnis	$m_W/m_{MTO}$	0.0996	0.1059	+6.3%

Tabelle 7.68: Ergebnisse für die Massen des Referenzflugzeugs aus Phase I und des hochgestreckten Flügels mit optimierten Steuerflächenausschlägen aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Optimierte Steuerflächen- ausschläge	Diff.
Masse der Oberschale	$m_{W, covers, us}$	3 537 kg	4 311 kg	+21.9%
Masse der Unterschale	$m_{W, covers, ls}$	3 197 kg	3 407 kg	+6.5%
Masse der Holme	$m_{W, spars}$	2 306 kg	2 352 kg	+2.0%
Masse der Rippen	$m_{W, ribs}$	1 686 kg	1 824 kg	+8.2%
Masse des Flügelkastens <sup>a</sup>	$m_{W, box}$	13 408 kg	14 867 kg	+10.9%
Masse der Vorderkanten	$m_{W, LE}$	1 450 kg	1 463 kg	+0.9%
Masse der Hinterkanten	$m_{W, TE}$	4 602 kg	4 510 kg	-2.0%
Masse der Spoiler	$m_{W, spoiler}$	200 kg	200 kg	0.0%
Masse der Fahrwerksanbindung	$m_{W, MLG}$	1 600 kg	1 600 kg	0.0%
Masse des Pylonanschlusses	$m_{W, pylon}$	250 kg	250 kg	0.0%
Masse Verschiedenes	$m_{W, misc}$	400 kg	400 kg	0.0%
Flügelmasse	$m_W$	21 910 kg	23 290 kg	+6.3%

<sup>a</sup> Werte sind mit einem Faktor von 1.25 skaliert, um zusätzliche Massen von Verbindungselementen und lokaler Verstärkungen für die Lastenleitung zu berücksichtigen.

Tabelle 7.69: Ergebnisse für die Flügelmasse des Referenzflugzeugs aus Phase I und des hochgestreckten Flügels mit optimierten Steuerflächenausschlägen aus Phase II.

		Referenz- flugzeug	Optimierte Steuerflächen- ausschläge	Diff.
Iterationen der Strömungs-Struktur-Kopplung	$n_{cpl}$	4	5	+25.0 %
Rechenzeit	$t$	191 min	241 min	+26.2 %

Tabelle 7.70: Ergebnisse für die benötigten Iterationen und die Rechenzeit des Referenzflugzeugs aus Phase I und des hochgestreckten Flügels mit optimierten Steuerflächenausschlägen aus Phase II.

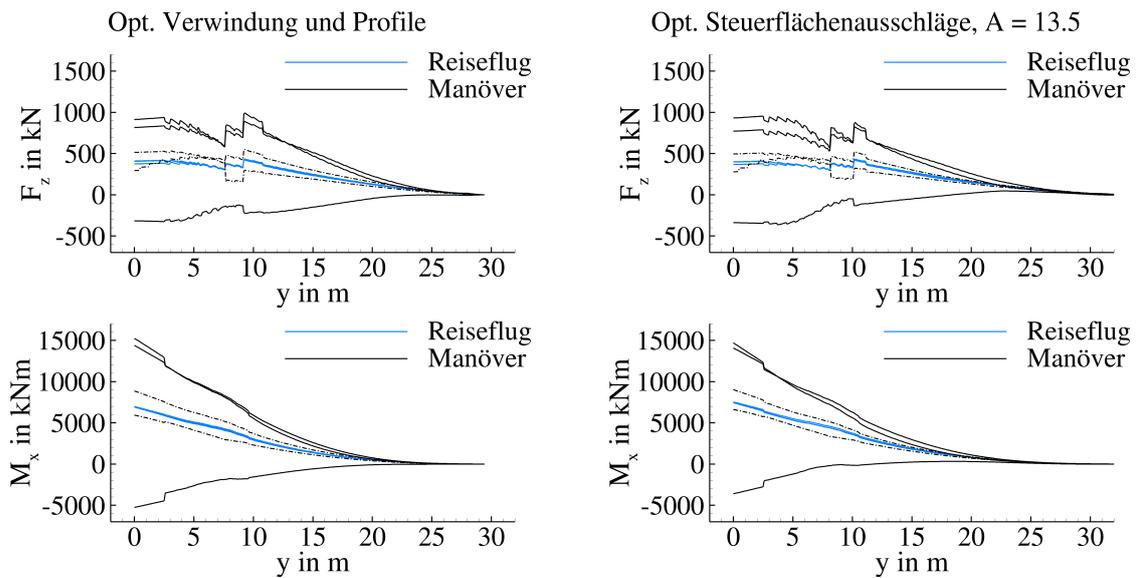


Abbildung 7.38: Überblick über die Schnittlasten des Referenzflugzeugs aus Phase I und des hochgestreckten Flügels mit optimierten Steuerflächenausschlägen aus Phase II.

## 7.7 Ergebnisse aus dem LuFo-Projekt INTELWI

### 7.7.1 Optimierung der Verwindung und Steuerflächenausschläge

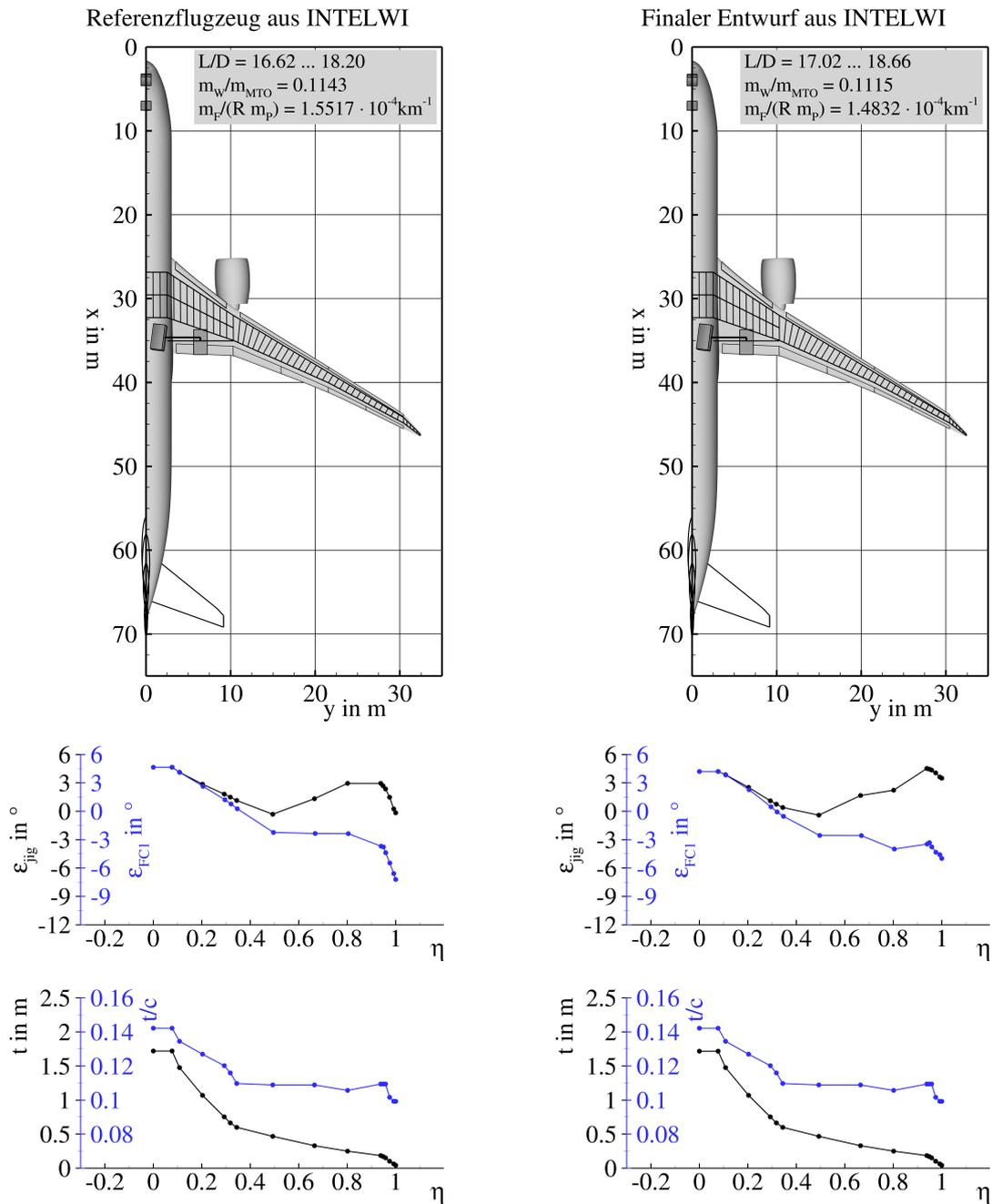


Abbildung 7.39: Überblick über die Flügelgeometrien des Referenzflugzeugs und des finalen Entwurfs mit adaptivem Flügel aus dem LuFo-Projekt INTELWI.

		Referenzflugzeug aus INTELWI	Finaler Entwurf aus INTELWI	Diff.
Flügelfläche	$S_W$	338.643 m <sup>2</sup>	338.641 m <sup>2</sup>	0.0 %
Spannweite	$b_W$	64.815 m	64.815 m	0.0 %
Bezugsflügeltiefe	$c_{MAC,W}$	7.346 m	7.346 m	0.0 %
Streckung Flügel	$A_W$	12.405	12.405	0.0 %
Zuspitzung Flügel	$\lambda_W$	0.036	0.036	0.0 %
Pfeilwinkel Vorderkante	$\varphi_{W,LE,4}$	40.4°	40.4°	0.0 %
	$\varphi_{W,LE,9}$	32.0°	32.0°	0.0 %
Abstand Landeklappen/Hinterholm	$\Delta s_{Flap/RS}$	0.495 m	0.495 m	0.0 %
Abstand Querruder/Hinterholm	$\Delta s_{Ail/RS}$	0.295 m	0.294 m	-0.3 %
Fläche Höhenleitwerk	$S_{HTP}$	67.043 m <sup>2</sup>	67.053 m <sup>2</sup>	0.0 %
Spannweite Höhenleitwerk	$b_{HTP}$	18.301 m	18.302 m	0.0 %
Bezugstiefe Höhenleitwerk	$c_{MAC,HTP}$	4.076 m	4.076 m	0.0 %
Fläche Seitenleitwerk	$S_{VTP}$	54.563 m <sup>2</sup>	54.563 m <sup>2</sup>	0.0 %
Spannweite Seitenleitwerk	$b_{VTP}$	9.161 m	9.161 m	0.0 %
Bezugstiefe Seitenleitwerk	$c_{MAC,VTP}$	6.463 m	6.463 m	0.0 %

Tabelle 7.71: Ergebnisse für die Geometrien des Referenzflugzeugs und des finalen Entwurfs mit adaptivem Flügel aus dem LuFo-Projekt INTELWI.

		Referenzflugzeug aus INTELWI	Finaler Entwurf aus INTELWI	Diff.
Nutzbare Tankvolumen	$V_F$	117.163 m <sup>3</sup>	117.098 m <sup>3</sup>	-0.1 %
Radstand	$l_{LG}$	28.173 m	28.172 m	0.0 %
Spurweite Hauptfahrwerk	$2y_{MG}$	12.834 m	12.826 m	-0.1 %
Belastung Bugfahrwerk	$F_{NG}/(m g)$	0.052 bis 0.073	0.052 bis 0.073	-0.2 %
Umkippwinkel beim Rollen	$\tau_{tb}$	15.8° bis 22.0°	15.9° bis 22.2°	+0.6 %
Umkippwinkel bei Kurvenfahrt mit 0.5 g	$\tau_{ot}$	41.2° bis 41.2°	41.0° bis 41.0°	-0.5 %
Rotierwinkel beim Start	$\alpha_{TO}$	11.0°	10.9°	-0.9 %
Rotierwinkel beim Aufsetzen des Rumpfes	$\alpha_{TD}$	11.5°	11.4°	-0.9 %
Bodenfreiheit Flügelspitze bei $\varphi_{ML} = 7^\circ$	$h_{WC}$	4.445 m	4.409 m	-0.8 %
Bodenfreiheit Triebwerk bei $\varphi_{ML} = 7^\circ$	$h_{EC}$	0.923 m	0.887 m	-3.9 %
Bodenfreiheit Triebwerk bei eingeknicktem Bugfahrwerk	$h_{NDEC}$	0.591 m	0.565 m	-4.4 %
Nachlaufwinkel Hauptfahrwerksbein	$\tau_{Cas}$	83.6°	83.6°	0.0 %
Abstand Hauptfahrwerk/Hinterholm	$\Delta s_{MG/RS}$	1.000 m	1.000 m	0.0 %
Abstand Landeklappen/Fahrwerksträger	$\Delta s_{Flap/SB}$	0.342 m	0.343 m	+0.3 %
Abstand Hauptfahrwerk/zentraler Flügelkasten	$\Delta s_{MG/CWB}$	2.361 m	2.362 m	0.0 %
Abstand Hauptfahrwerk/Symmetrieebene	$\Delta s_{MG/Sym}$	1.500 m	1.500 m	0.0 %

Tabelle 7.72: Ergebnisse für die Nebenbedingungen des Referenzflugzeugs und des finalen Entwurfs mit adaptivem Flügel aus dem LuFo-Projekt INTELWI.

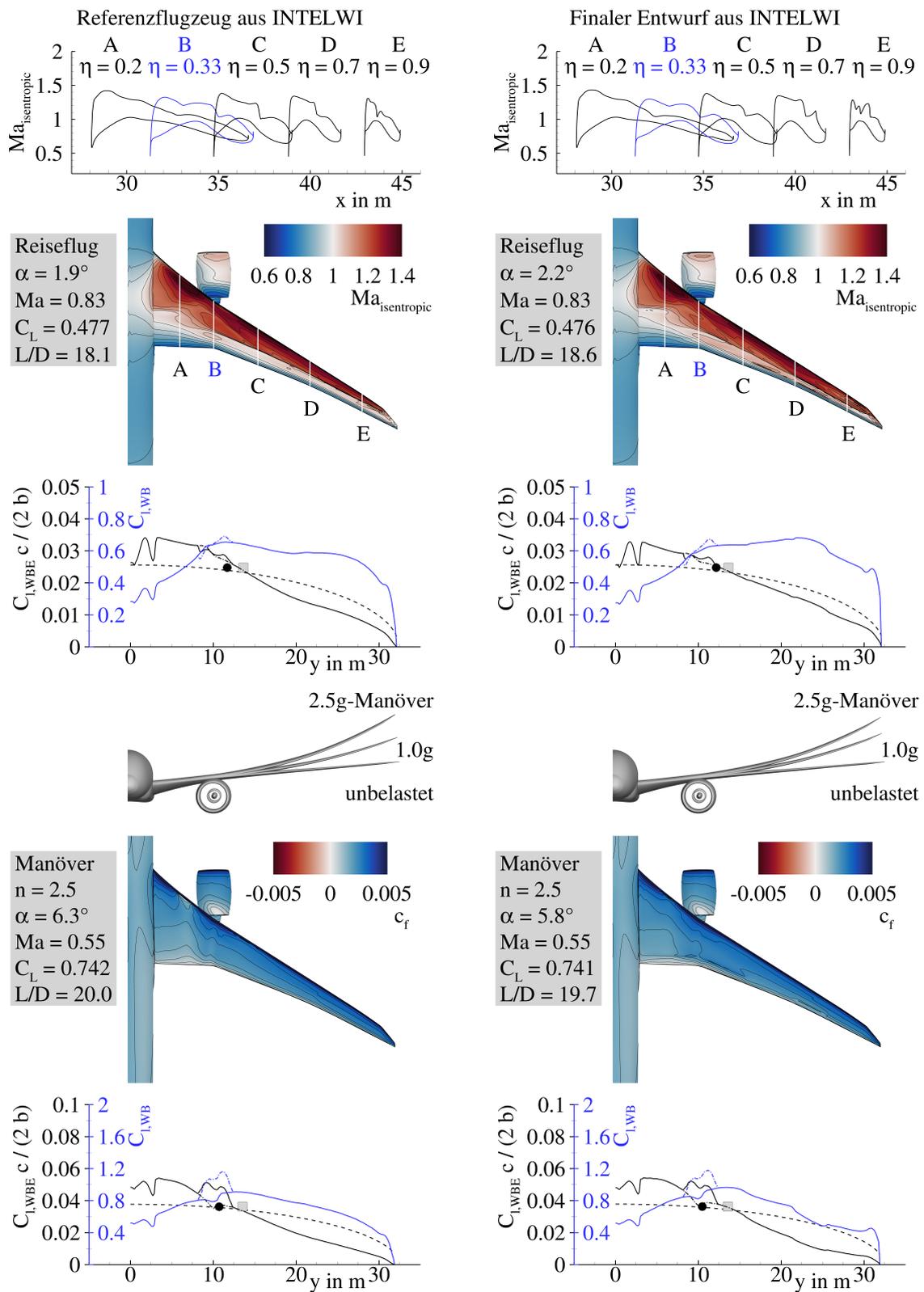


Abbildung 7.40: Überblick über die aerodynamischen Eigenschaften des Referenzflugzeugs und des finalen Entwurfs mit adaptivem Flügel aus dem LuFo-Projekt INTELWI.

		Referenzflugzeug aus INTELWI	Finaler Entwurf aus INTELWI	Diff.
<b>Bewertungsmission</b> ( $Ma = 0.83$ , $m_P = 40800$ kg, $R = 7408$ km, $w = 0.6$ )				
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-1.4°	-1.4°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,mid}$	0.0°	+1.0°	+1.0°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,out}$	0.0°	+1.9°	+1.9°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Aileron,in}$	0.0°	+3.0°	+3.0°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Aileron,out}$	0.0°	+1.1°	+1.1°
Anstellwinkel	$\alpha$	1.9°	2.2°	+20.1 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4769	0.4762	-0.1 %
Oswaldfaktor	$e$	0.769	0.837	+8.8 %
Gleitzahl	$L/D$	18.14	18.59	+2.5 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.5386	0.5472	+1.6 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3575	0.3740	+4.6 %
Startmasse	$m_{TO}$	206312 kg	204279 kg	-1.0 %
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4409 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.3992 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	-2.9 %
<b>Bewertungsmission mit höherer Fluggeschwindigkeit</b> ( $Ma = 0.85$ , $m_P = 40800$ kg, $R = 7408$ km, $w = 0.1$ )				
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-1.3°	-1.3°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,mid}$	0.0°	+1.7°	+1.7°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,out}$	0.0°	-0.5°	-0.5°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Aileron,in}$	0.0°	+2.7°	+2.7°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Aileron,out}$	0.0°	+0.4°	+0.4°
Anstellwinkel	$\alpha$	1.6°	2.0°	+21.8 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4598	0.4592	-0.1 %
Oswaldfaktor	$e$	0.756	0.803	+6.3 %
Gleitzahl	$L/D$	16.62	17.02	+2.4 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.5653	0.5625	-0.5 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3547	0.3663	+3.3 %
Startmasse	$m_{TO}$	210547 kg	208428 kg	-1.0 %
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.5638 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.5197 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	-2.8 %

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 7.73: Ergebnisse für die Flugmissionen des Referenzflugzeugs und des finalen Entwurfs mit adaptivem Flügel aus dem LuFo-Projekt INTELWI (Teil 1/2).

		Referenzflugzeug aus INTELWI	Finaler Entwurf aus INTELWI	Diff.
<b>Entwurfsmission</b> ( $Ma = 0.83, R = 11\,112\text{ km}, w = 0.3$ )				
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-1.4°	-1.4°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,mid}$	0.0°	+1.5°	+1.5°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,out}$	0.0°	+2.1°	+2.1°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Aileron,in}$	0.0°	+4.3°	+4.3°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Aileron,out}$	0.0°	-0.2°	-0.2°
Anstellwinkel	$\alpha$	2.0°	2.3°	+17.3%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4859	0.4855	-0.1%
Oswaldfaktor	$e$	0.763	0.833	+9.1%
Gleitzahl	$L/D$	18.20	18.66	+2.5%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.5275	0.5415	+2.7%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3550	0.3721	+4.8%
Nutzlast	$m_P$	32 928 kg	34 871 kg	+5.9%
Ausnutzung Tankvolumen	$V_{F,req}/V_F$	0.7597	0.7458	-1.8%
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.7692 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.6391 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	-7.4%
<b>Zielfunktion</b>				
Kombinierter Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.5517 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.4832 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	-4.4%

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 7.74: Ergebnisse für die Flugmissionen des Referenzflugzeugs und des finalen Entwurfs mit adaptivem Flügel aus dem LuFo-Projekt INTELWI (Teil 2/2).

		Referenzflugzeug aus INTELWI	Finaler Entwurf aus INTELWI	Diff.
<b>2.5g-Manöver</b> ( $Ma = 0.552$ , $H = 0\text{m}$ , $m = 220\,000\text{kg}$ , $n = 2.5$ )				
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	+3.6°	+3.6°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,mid}$	0.0°	+4.3°	+4.3°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,out}$	0.0°	-1.1°	-1.1°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Aileron,in}$	0.0°	-5.2°	-5.2°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Aileron,out}$	0.0°	-1.6°	-1.6°
Lastvielfaches	$n$	2.515	2.513	-0.1 %
Flugzeugmasse	$m$	219955 kg	220052 kg	0.0 %
Anstellwinkel	$\alpha$	6.3°	5.8°	-8.8 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.7414	0.7409	-0.1 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.2811	0.3016	+7.3 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3291	0.3211	-2.4 %
<b>-1.0g-Manöver</b> ( $Ma = 0.655$ , $H = 3048\text{m}$ , $m = 220\,000\text{kg}$ , $n = -1.0$ )				
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	-1.5°	-1.5°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,mid}$	0.0°	-3.0°	-3.0°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,out}$	0.0°	-0.1°	-0.1°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Aileron,in}$	0.0°	+4.0°	+4.0°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Aileron,out}$	0.0°	+5.6°	+5.6°
Lastvielfaches	$n$	-1.005	-1.003	-0.1 %
Flugzeugmasse	$m$	223711 kg	216337 kg	-3.3 %
Anstellwinkel	$\alpha$	-5.5°	-4.5°	-17.6 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	-0.3107	-0.3000	-3.4 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	-0.3853	-0.2748	-28.7 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3326	0.3380	+1.6 %
<b>Rollmanöver</b> ( $Ma = 0.522$ , $H = 0\text{m}$ , $m = 220\,000\text{kg}$ , $n = 2.0$ )				
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	0.0°	0.0°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,mid}$	0.0°	0.0°	0.0°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,out}$	+10.0°	+10.0°	0.0°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Aileron,in}$	+5.0°	+5.0°	0.0°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Aileron,out}$	0.0°	0.0°	0.0°
Lastvielfaches	$n$	2.006	2.007	0.0 %
Flugzeugmasse	$m$	220053 kg	220227 kg	+0.1 %
Anstellwinkel	$\alpha$	4.4°	4.7°	+6.4 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.5915	0.5922	+0.1 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.3686	0.3640	-1.2 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3397	0.3423	+0.8 %

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 7.75: Ergebnisse für die Manöverlastfälle des Referenzflugzeugs und des finalen Entwurfs mit adaptivem Flügel aus dem LuFo-Projekt INTELWI.

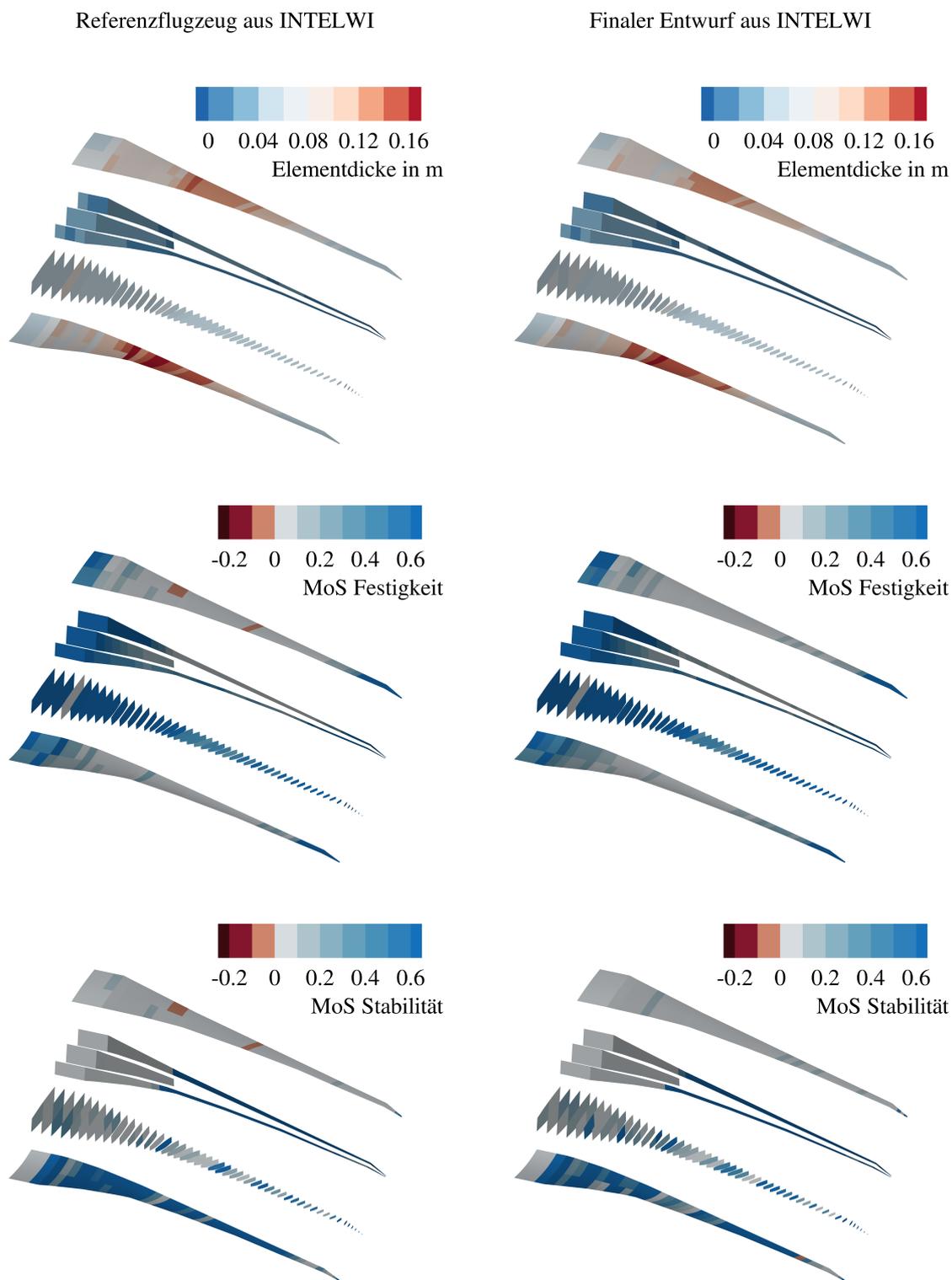


Abbildung 7.41: Überblick über die strukturmechanischen Eigenschaften des Referenzflugzeugs und des finalen Entwurfs mit adaptivem Flügel aus dem LuFo-Projekt INTELWI.

		Referenzflugzeug aus INTELWI	Finaler Entwurf aus INTELWI	Diff.
Maximale Startmasse	$m_{MTO}$	220 000 kg	220 000 kg	0.0 %
Maximale Landmasse	$m_{ML}$	187 000 kg	187 000 kg	0.0 %
Betriebsleermasse	$m_{OE}$	115 864 kg	115 266 kg	-0.5 %
Leermasse	$m_E$	106 364 kg	105 766 kg	-0.6 %
Operationelle Ausrüstungsmasse	$m_{OI}$	9 500 kg	9 500 kg	0.0 %
Flügelmasse	$m_W$	25 139 kg	24 541 kg	-2.4 %
Höhenleitwerksmasse	$m_{HTP}$	2 035 kg	2 035 kg	0.0 %
Seitenleitwerksmasse	$m_{VTP}$	1 750 kg	1 750 kg	0.0 %
Maximale Nutzlast	$m_{P,max}$	54 000 kg	54 000 kg	0.0 %
Maximale nutzbare Kraftstoffmasse	$m_{F,max}$	93 730 kg	93 679 kg	-0.1 %
Betriebsleermassenverhältnis	$m_{OE}/m_{MTO}$	0.5267	0.5239	-0.5 %
Flügelmassenverhältnis	$m_W/m_{MTO}$	0.1143	0.1115	-2.4 %

Tabelle 7.76: Ergebnisse für die Massen des Referenzflugzeugs und des finalen Entwurfs mit adaptivem Flügel aus dem LuFo-Projekt INTELWI.

		Referenzflugzeug aus INTELWI	Finaler Entwurf aus INTELWI	Diff.
Masse der Oberschale	$m_{W,covers,us}$	4 221 kg	4 098 kg	-2.9 %
Masse der Unterschale	$m_{W,covers,ls}$	3 727 kg	3 579 kg	-4.0 %
Masse der Holme	$m_{W,spars}$	3 267 kg	3 133 kg	-4.1 %
Masse der Rippen	$m_{W,ribs}$	2 065 kg	1 987 kg	-3.8 %
Masse des Flügelkastens <sup>a</sup>	$m_{W,box}$	16 600 kg	15 997 kg	-3.6 %
Masse der Vorderkanten	$m_{W,LE}$	1 511 kg	1 510 kg	-0.1 %
Masse der Hinterkanten	$m_{W,TE}$	4 578 kg	4 584 kg	+0.1 %
Masse der Spoiler	$m_{W,spoiler}$	200 kg	200 kg	0.0 %
Masse der Fahrwerksanbindung	$m_{W,MLG}$	1 600 kg	1 600 kg	0.0 %
Masse des Pylonanschlusses	$m_{W,pylon}$	250 kg	250 kg	0.0 %
Masse Verschiedenes	$m_{W,misc}$	400 kg	400 kg	0.0 %
Flügelmasse	$m_W$	25 139 kg	24 541 kg	-2.4 %

<sup>a</sup> Werte sind mit einem Faktor von 1.25 skaliert, um zusätzliche Massen von Verbindungselementen und lokaler Verstärkungen für die Lasteinleitung zu berücksichtigen.

Tabelle 7.77: Ergebnisse für die Flügelmasse des Referenzflugzeugs und des finalen Entwurfs mit adaptivem Flügel aus dem LuFo-Projekt INTELWI.

		Referenzflugzeug aus INTELWI	Finaler Entwurf aus INTELWI	Diff.
Iterationen der Strömungs-Struktur-Kopplung	$n_{cpl}$	4	4	0.0 %
Rechenzeit	$t$	195 min	193 min	-1.0 %

Tabelle 7.78: Ergebnisse für die benötigten Iterationen und die Rechenzeit des Referenzflugzeugs und des finalen Entwurfs mit adaptivem Flügel aus dem LuFo-Projekt INTELWI.

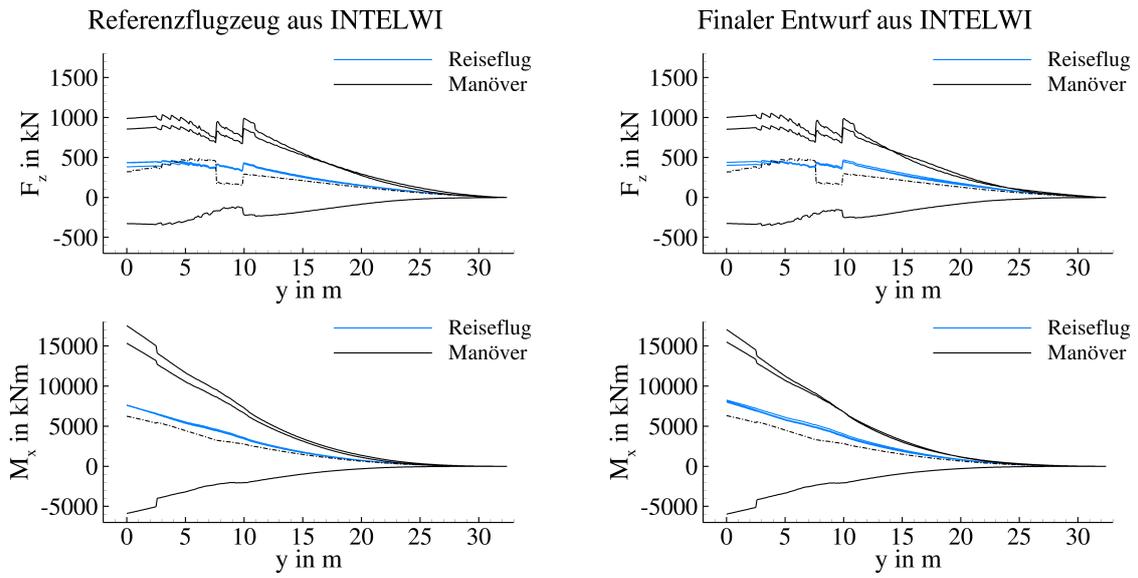


Abbildung 7.42: Überblick über die Schnittlasten des Referenzflugzeugs und des finalen Entwurfs mit adaptivem Flügel aus dem LuFo-Projekt INTELWI.



7.7.2 Optimierung der Verwindung und Steuerflächenausschläge mit finalem Grundriß aus oLAF und Nebenbedingungen aus INTELWI

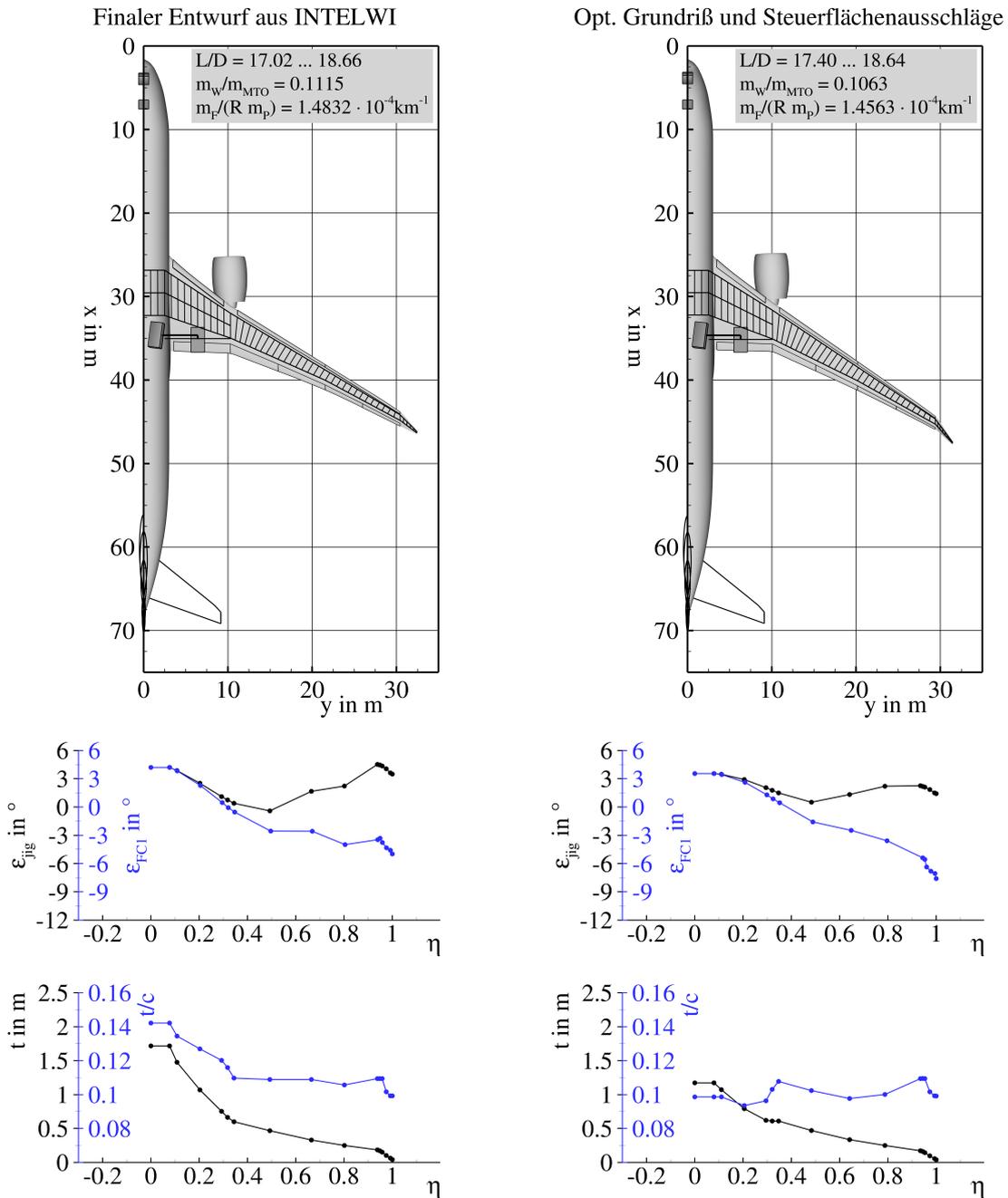


Abbildung 7.43: Überblick über die Flügelgeometrien des finalen Entwurfs aus dem LuFo-Projekt INTELWI und dem finalen Flügelgrundriss aus dem DLR-Projekt oLAF bei vergleichbaren Nebenbedingungen.

		Finaler Entwurf aus INTELWI	Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge	Diff.
Flügelfläche	$S_W$	338.641 m <sup>2</sup>	334.604 m <sup>2</sup>	-1.2 %
Spannweite	$b_W$	64.815 m	62.853 m	-3.0 %
Bezugsflügeltiefe	$c_{MAC,W}$	7.346 m	7.350 m	+0.1 %
Streckung Flügel	$A_W$	12.405	11.807	-4.8 %
Zuspitzung Flügel	$\lambda_W$	0.036	0.032	-9.2 %
Pfeilwinkel Vorderkante	$\varphi_{W,LE,4}$	40.4°	39.3°	-2.7 %
	$\varphi_{W,LE,9}$	32.0°	35.1°	+9.7 %
Abstand Landeklappen/Hinterholm	$\Delta s_{Flap/RS}$	0.495 m	0.492 m	-0.6 %
Abstand Querruder/Hinterholm	$\Delta s_{Ail/RS}$	0.294 m	0.328 m	+11.6 %
Fläche Höhenleitwerk	$S_{HTP}$	67.053 m <sup>2</sup>	66.301 m <sup>2</sup>	-1.1 %
Spannweite Höhenleitwerk	$b_{HTP}$	18.302 m	18.199 m	-0.6 %
Bezugstiefe Höhenleitwerk	$c_{MAC,HTP}$	4.076 m	4.054 m	-0.5 %
Fläche Seitenleitwerk	$S_{VTP}$	54.563 m <sup>2</sup>	52.284 m <sup>2</sup>	-4.2 %
Spannweite Seitenleitwerk	$b_{VTP}$	9.161 m	8.968 m	-2.1 %
Bezugstiefe Seitenleitwerk	$c_{MAC,VTP}$	6.463 m	6.327 m	-2.1 %

Tabelle 7.79: Ergebnisse für die Geometrien des finalen Entwurfs aus dem LuFo-Projekt INTELWI und dem finalen Flügelgrundriss aus dem DLR-Projekt oLAF bei vergleichbaren Nebenbedingungen.

		Finaler Entwurf aus INTELWI	Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge	Diff.
Nutzbare Tankvolumen	$V_F$	117.098 m <sup>3</sup>	90.473 m <sup>3</sup>	-22.7 %
Radstand	$l_{LG}$	28.172 m	28.175 m	0.0 %
Spurweite Hauptfahrwerk	$2y_{MG}$	12.826 m	12.588 m	-1.9 %
Belastung Bugfahrwerk	$F_{NG}/(m g)$	0.052 bis 0.073	0.052 bis 0.073	+0.2 %
Umkippwinkel beim Rollen	$\tau_{rb}$	15.9° bis 22.2°	15.6° bis 21.8°	-1.9 %
Umkippwinkel bei Kurvenfahrt mit 0.5 g	$\tau_{ot}$	41.0° bis 41.0°	42.1° bis 42.1°	+2.7 %
Rotierwinkel beim Start	$\alpha_{TO}$	10.9°	11.1°	+1.8 %
Rotierwinkel beim Aufsetzen des Rumpfes	$\alpha_{TD}$	11.4°	11.7°	+2.6 %
Bodenfreiheit Flügelspitze bei $\varphi_{ML} = 7^\circ$	$h_{WC}$	4.409 m	2.758 m	-37.4 %
Bodenfreiheit Triebwerk bei $\varphi_{ML} = 7^\circ$	$h_{EC}$	0.887 m	0.709 m	-20.1 %
Bodenfreiheit Triebwerk bei eingeknicktem Bugfahrwerk	$h_{NDEC}$	0.565 m	0.304 m	-46.2 %
Nachlaufwinkel Hauptfahrwerksbein	$\tau_{Cas}$	83.6°	83.6°	0.0 %
Abstand Hauptfahrwerk/Hinterholm	$\Delta s_{MG/RS}$	1.000 m	1.000 m	0.0 %
Abstand Landeklappen/Fahrwerksträger	$\Delta s_{Flap/SB}$	0.343 m	0.306 m	-10.8 %
Abstand Hauptfahrwerk/zentraler Flügelkasten	$\Delta s_{MG/CWB}$	2.362 m	2.440 m	+3.3 %
Abstand Hauptfahrwerk/Symmetrieebene	$\Delta s_{MG/Sym}$	1.500 m	1.500 m	0.0 %

Tabelle 7.80: Ergebnisse für die Nebenbedingungen des finalen Entwurfs aus dem LuFo-Projekt INTELWI und dem finalen Flügelgrundriss aus dem DLR-Projekt oLAF bei vergleichbaren Nebenbedingungen.

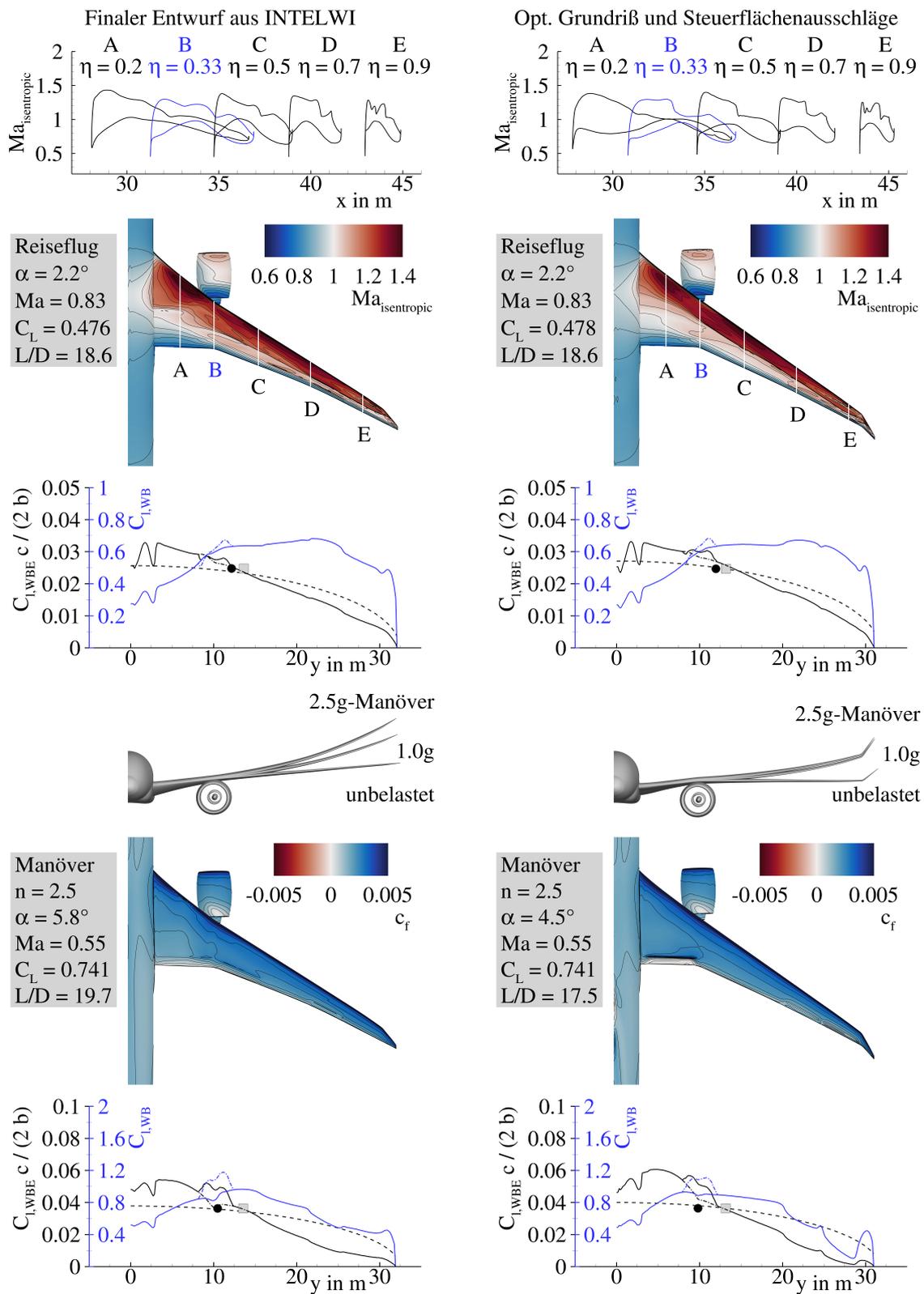


Abbildung 7.44: Überblick über die aerodynamischen Eigenschaften des finalen Entwurfs aus dem LuFo-Projekt INTELWI und dem finalen Flügelgrundriß aus dem DLR-Projekt oLAF bei vergleichbaren Nebenbedingungen.

		Finaler Entwurf aus INTELWI	Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge	Diff.
<b>Bewertungsmission</b> ( $Ma = 0.83$ , $m_P = 40800\text{ kg}$ , $R = 7408\text{ km}$ , $w = 0.6$ )				
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,in}$	$-1.4^\circ$	$-2.4^\circ$	$-1.0^\circ$
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,mid}$	$+1.0^\circ$	$0.0^\circ$	$-1.0^\circ$
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,out}$	$+1.9^\circ$	$0.0^\circ$	$-1.9^\circ$
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Aileron,in}$	$+3.0^\circ$	$+3.0^\circ$	$0.0^\circ$
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Aileron,out}$	$+1.1^\circ$	$+3.6^\circ$	$+2.5^\circ$
Anstellwinkel	$\alpha$	$2.2^\circ$	$2.2^\circ$	$-3.7\%$
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4762	0.4832	$+1.5\%$
Oswaldfaktor	$e$	0.837	0.853	$+1.9\%$
Gleitzahl	$L/D$	18.59	18.59	$0.0\%$
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.5472	0.5213	$-4.7\%$
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3740	0.3770	$+0.8\%$
Startmasse	$m_{TO}$	204279 kg	202671 kg	$-0.8\%$
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.3992 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$1.3886 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$-0.8\%$
<b>Bewertungsmission mit höherer Fluggeschwindigkeit</b> ( $Ma = 0.85$ , $m_P = 40800\text{ kg}$ , $R = 7408\text{ km}$ , $w = 0.1$ )				
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,in}$	$-1.3^\circ$	$-1.8^\circ$	$-0.5^\circ$
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,mid}$	$+1.7^\circ$	$+1.0^\circ$	$-0.7^\circ$
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,out}$	$-0.5^\circ$	$+1.9^\circ$	$+2.4^\circ$
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Aileron,in}$	$+2.7^\circ$	$0.0^\circ$	$-2.7^\circ$
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Aileron,out}$	$+0.4^\circ$	$0.0^\circ$	$-0.4^\circ$
Anstellwinkel	$\alpha$	$2.0^\circ$	$1.8^\circ$	$-12.0\%$
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4592	0.4655	$+1.4\%$
Oswaldfaktor	$e$	0.803	0.826	$+2.8\%$
Gleitzahl	$L/D$	17.02	17.40	$+2.2\%$
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.5625	0.5468	$-2.8\%$
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3663	0.3713	$+1.4\%$
Startmasse	$m_{TO}$	208428 kg	205583 kg	$-1.4\%$
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.5197 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$1.4732 \times 10^{-4}\text{ km}^{-1}$	$-3.1\%$

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 7.81: Ergebnisse für die Flugmissionen des finalen Entwurfs aus dem LuFo-Projekt INTELWI und dem finalen Flügelgrundriß aus dem DLR-Projekt oLAF bei vergleichbaren Nebenbedingungen (Teil 1/2).

		Finaler Entwurf aus INTELWI	Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge	Diff.
<b>Entwurfsmission</b> ( $Ma = 0.83, R = 11\,112\text{ km}, w = 0.3$ )				
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,in}$	-1.4°	-1.8°	-0.4°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,mid}$	+1.5°	0.0°	-1.5°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,out}$	+2.1°	0.0°	-2.1°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Aileron,in}$	+4.3°	+3.0°	-1.3°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Aileron,out}$	-0.2°	+2.9°	+3.1°
Anstellwinkel	$\alpha$	2.3°	2.2°	-4.5%
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.4855	0.4929	+1.5%
Oswaldfaktor	$e$	0.833	0.840	+0.9%
Gleitzahl	$L/D$	18.66	18.64	-0.1%
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.5415	0.5137	-5.1%
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3721	0.3723	+0.1%
Nutzlast	$m_P$	34871 kg	36062 kg	+3.4%
Ausnutzung Tankvolumen	$V_{F,req}/V_F$	0.7458	0.9660	+29.5%
Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.6391 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.5861 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	-3.2%
<b>Zielfunktion</b>				
Kombinierter Kraftstoffverbrauch	$m_F/(Rm_P)$	$1.4832 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	$1.4563 \times 10^{-4} \text{ km}^{-1}$	-1.8%

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 7.82: Ergebnisse für die Flugmissionen des finalen Entwurfs aus dem LuFo-Projekt INTELWI und dem finalen Flügelgrundriß aus dem DLR-Projekt oLAF bei vergleichbaren Nebenbedingungen (Teil 2/2).

		Finaler Entwurf aus INTELWI	Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge	Diff.
<b>2.5g-Manöver</b> ( $Ma = 0.552$ , $H = 0\text{m}$ , $m = 220\,000\text{kg}$ , $n = 2.5$ )				
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,in}$	+3.6°	+15.0°	+11.4°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,mid}$	+4.3°	0.0°	-4.3°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,out}$	-1.1°	0.0°	+1.1°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Aileron,in}$	-5.2°	-12.0°	-6.8°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Aileron,out}$	-1.6°	-20.0°	-18.4°
Lastvielfaches	$n$	2.513	2.508	-0.2 %
Flugzeugmasse	$m$	220052 kg	220287 kg	+0.1 %
Anstellwinkel	$\alpha$	5.8°	4.5°	-23.0 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.7409	0.7491	+1.1 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.3016	0.3152	+4.5 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3211	0.3053	-4.9 %
<b>-1.0g-Manöver</b> ( $Ma = 0.655$ , $H = 3048\text{m}$ , $m = 220\,000\text{kg}$ , $n = -1.0$ )				
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,in}$	-1.5°	-19.5°	-18.0°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,mid}$	-3.0°	0.0°	+3.0°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,out}$	-0.1°	0.0°	+0.1°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Aileron,in}$	+4.0°	+20.0°	+16.0°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Aileron,out}$	+5.6°	+14.0°	+8.4°
Lastvielfaches	$n$	-1.003	-1.002	-0.1 %
Flugzeugmasse	$m$	216337 kg	221736 kg	+2.5 %
Anstellwinkel	$\alpha$	-4.5°	-3.4°	-24.6 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	-0.3000	-0.3108	+3.6 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	-0.2748	-0.1374	-50.0 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3380	0.2353	-30.4 %
<b>Rollmanöver</b> ( $Ma = 0.522$ , $H = 0\text{m}$ , $m = 220\,000\text{kg}$ , $n = 2.0$ )				
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,in}$	0.0°	0.0°	0.0°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,mid}$	0.0°	0.0°	0.0°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Flap,out}$	+10.0°	+10.0°	0.0°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Aileron,in}$	+5.0°	+5.0°	0.0°
Steuerflächenausschläge	$\delta_{Aileron,out}$	0.0°	0.0°	0.0°
Lastvielfaches	$n$	2.007	2.006	0.0 %
Flugzeugmasse	$m$	220227 kg	220207 kg	0.0 %
Anstellwinkel	$\alpha$	4.7°	4.4°	-5.5 %
Auftriebsbeiwert	$C_L$	0.5922	0.5990	+1.1 %
Druckpunkt WBE <sup>a</sup>	$x_{CoP}/c_{MAC}$	0.3640	0.3609	-0.9 %
	$y_{CoP}/(b/2)$	0.3423	0.3451	+0.8 %

<sup>a</sup> Flügel-Rumpf-Triebwerks-Konfiguration

Tabelle 7.83: Ergebnisse für die Manöverlastfälle des finalen Entwurfs aus dem LuFo-Projekt INTELWI und dem finalen Flügelgrundriß aus dem DLR-Projekt oLAF bei vergleichbaren Nebenbedingungen.

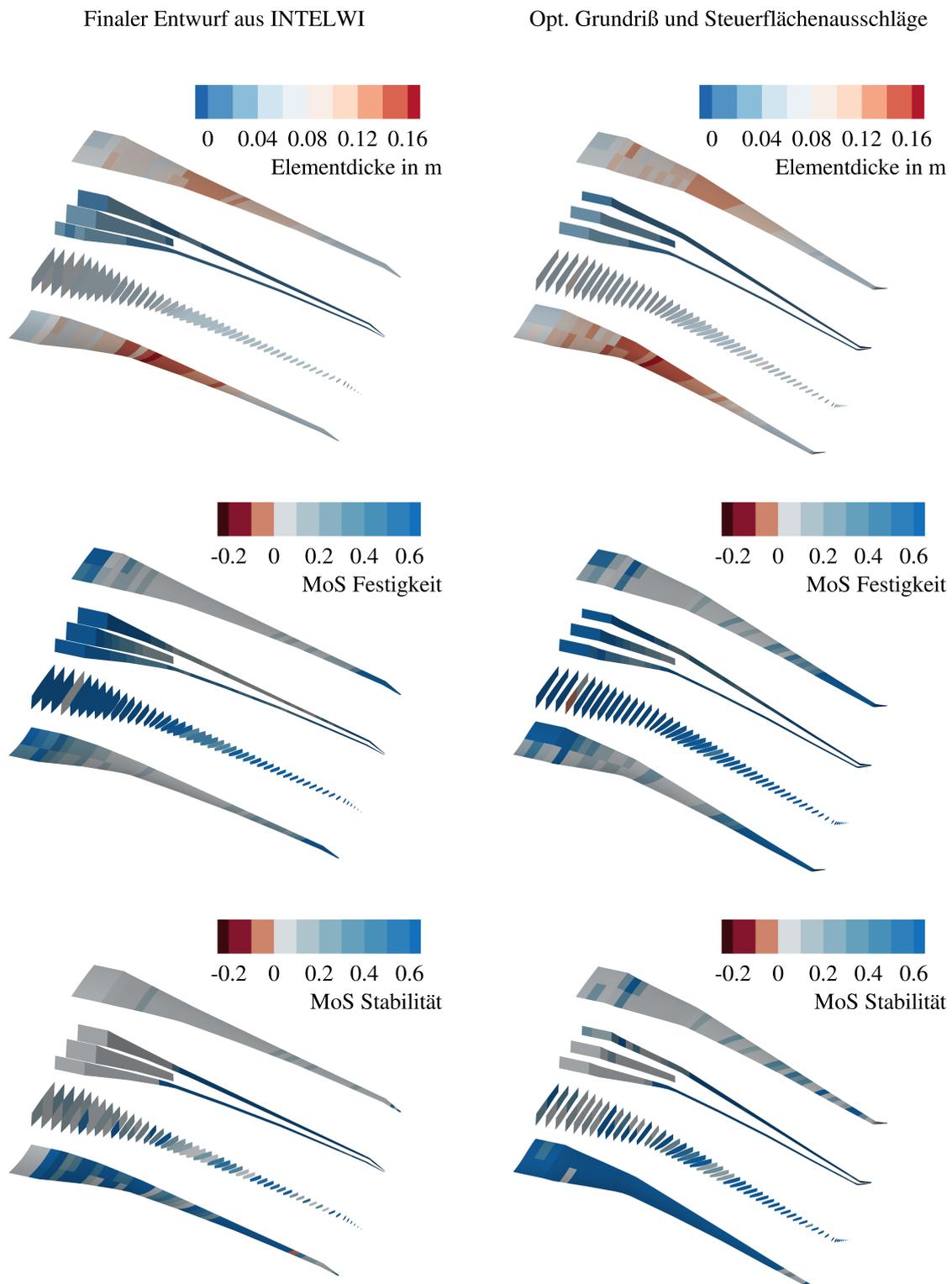


Abbildung 7.45: Überblick über die strukturmechanischen Eigenschaften des finalen Entwurfs aus dem LuFo-Projekt INTELWI und dem finalen Flügelgrundriß aus dem DLR-Projekt oLAF bei vergleichbaren Nebenbedingungen.

		Finaler Entwurf aus INTELWI	Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge	Diff.
Maximale Startmasse	$m_{MTO}$	220 000 kg	220 000 kg	0.0 %
Maximale Landmasse	$m_{ML}$	187 000 kg	187 000 kg	0.0 %
Betriebsleermasse	$m_{OE}$	115 266 kg	114 024 kg	-1.1 %
Leermasse	$m_E$	105 766 kg	104 524 kg	-1.2 %
Operationelle Ausrüstungsmasse	$m_{OI}$	9 500 kg	9 500 kg	0.0 %
Flügelmasse	$m_W$	24 541 kg	23 394 kg	-4.7 %
Höhenleitwerksmasse	$m_{HTP}$	2 035 kg	2 013 kg	-1.1 %
Seitenleitwerksmasse	$m_{VTP}$	1 750 kg	1 677 kg	-4.2 %
Maximale Nutzlast	$m_{P,max}$	54 000 kg	54 000 kg	0.0 %
Maximale nutzbare Kraftstoffmasse	$m_{F,max}$	93 679 kg	72 378 kg	-22.7 %
Betriebsleermassenverhältnis	$m_{OE}/m_{MTO}$	0.5239	0.5183	-1.1 %
Flügelmassenverhältnis	$m_W/m_{MTO}$	0.1115	0.1063	-4.7 %

Tabelle 7.84: Ergebnisse für die Massen des finalen Entwurfs aus dem LuFo-Projekt INTELWI und dem finalen Flügelgrundriss aus dem DLR-Projekt oLAF bei vergleichbaren Nebenbedingungen.

		Finaler Entwurf aus INTELWI	Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge	Diff.
Masse der Oberschale	$m_{W,covers,us}$	4 098 kg	4 657 kg	+13.6 %
Masse der Unterschale	$m_{W,covers,ls}$	3 579 kg	3 972 kg	+11.0 %
Masse der Holme	$m_{W,spars}$	3 133 kg	2 065 kg	-34.1 %
Masse der Rippen	$m_{W,ribs}$	1 987 kg	1 623 kg	-18.3 %
Masse des Flügelkastens <sup>a</sup>	$m_{W,box}$	15 997 kg	15 396 kg	-3.8 %
Masse der Vorderkanten	$m_{W,LE}$	1 510 kg	1 462 kg	-3.2 %
Masse der Hinterkanten	$m_{W,TE}$	4 584 kg	4 086 kg	-10.9 %
Masse der Spoiler	$m_{W,spoiler}$	200 kg	200 kg	0.0 %
Masse der Fahrwerksanbindung	$m_{W,MLG}$	1 600 kg	1 600 kg	0.0 %
Masse des Pylonanschlusses	$m_{W,pylon}$	250 kg	250 kg	0.0 %
Masse Verschiedenes	$m_{W,misc}$	400 kg	400 kg	0.0 %
Flügelmasse	$m_W$	24 541 kg	23 394 kg	-4.7 %

<sup>a</sup> Werte sind mit einem Faktor von 1.25 skaliert, um zusätzliche Massen von Verbindungselementen und lokaler Verstärkungen für die Lasteinleitung zu berücksichtigen.

Tabelle 7.85: Ergebnisse für die Flügelmasse des finalen Entwurfs aus dem LuFo-Projekt INTELWI und dem finalen Flügelgrundriss aus dem DLR-Projekt oLAF bei vergleichbaren Nebenbedingungen.

		Finaler Entwurf aus INTELWI	Opt. Grundriß und Steuerflächen- ausschläge	Diff.
Iterationen der Strömungs-Struktur-Kopplung	$n_{cpl}$	4	4	0.0%
Rechenzeit	$t$	193 min	178 min	-7.8%

Tabelle 7.86: Ergebnisse für die benötigten Iterationen und die Rechenzeit des finalen Entwurfs aus dem LuFo-Projekt INTELWI und dem finalen Flügelgrundriss aus dem DLR-Projekt oLAF bei vergleichbaren Nebenbedingungen.

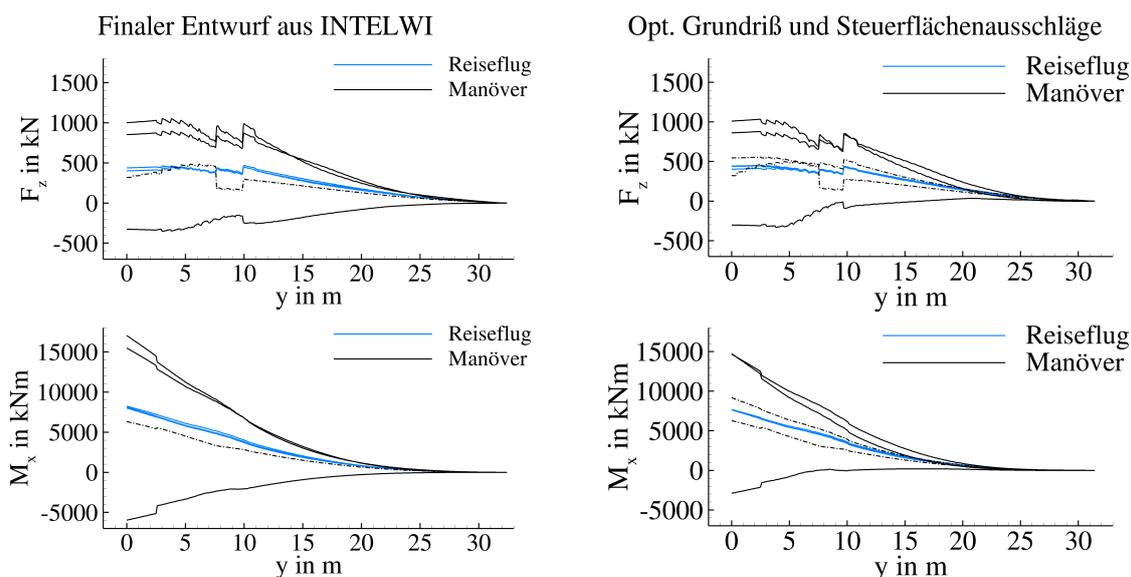


Abbildung 7.46: Überblick über die Schnittlasten des finalen Entwurfs aus dem LuFo-Projekt INTELWI und dem finalen Flügelgrundriss aus dem DLR-Projekt oLAF bei vergleichbaren Nebenbedingungen.



## Literatur

- [1] German Aerospace Center. *Towards zero-emission Aviation - How DLR's Aviation Research Strategy supports the European Green Deal 2050*. Cologne, Germany: German Aerospace Center (DLR), 2022. URL: <https://www.dlr.de/content/en/downloads/publications/brochures/2021/towards-zero-emission-aviation.html>.
- [2] European Commission. *Sustainable and Smart Mobility Strategy*. Luxembourg, Belgium: Office for Official Publications of the European Communities, Dez. 2020. URL: [https://ec.europa.eu/commission/presscorner/detail/en/fs\\_20\\_2350](https://ec.europa.eu/commission/presscorner/detail/en/fs_20_2350).
- [3] LTH-Arbeitskreise. *Luftfahrttechnisches Handbuch*. Ottobrunn: IABG LTH-Koordinierungsstelle, 2008.
- [4] T. F. Wunderlich. *oLAF - Beschreibung der Prozeßkette, Projektbericht Version 1.0*. Techn. Ber. Braunschweig: DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Feb. 2024.
- [5] L. R. Jenkinson u. a. *Civil Jet Aircraft Design*. AIAA education series. American Institute of Aeronautics und Astronautics (AIAA), 1999. URL: <https://doi.org/10.2514/4.473500>.
- [6] G. A. Wilke. „Variable-Fidelity Methodology for the Aerodynamic Optimization of Helicopter Rotors“. In: *AIAA Journal* 57.8 (2019), S. 3145–3158. eprint: <https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/1.J056486>. URL: <https://doi.org/10.2514/1.J056486>.
- [7] M. Schulze u. a. „Aeroelastic Design of the oLAF Reference Aircraft Configuration“. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress (DLRK)*. Sep. 2021. URL: <https://elib.dlr.de/143642/>.
- [8] C. M. Liersch und M. Hepperle. „A distributed toolbox for multidisciplinary preliminary aircraft design“. In: *CEAS Aeronautical Journal* 2.1–4 (2011), S. 57–68. URL: <https://doi.org/10.1007/s13272-011-0024-6>.
- [9] T. F. Wunderlich und F. Siebert. „Optimization of control surface deflections on the high aspect ratio wing to improve cruise flight performance“. In: *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics XIV- Contributions to the 23rd STAB/DGLR Symposium Berlin*. Hrsg. von A. Dillmann u. a. Cham: Springer, Nov. 2022, S. 206–215. URL: <https://doi.org/10.1007/978-3-031-40482-5>.
- [10] R. M. Bogenfeld u. a. „Damage Tolerance Allowable Calculation for the Aircraft Design with Static Ultimate Load“. In: *Composite Structures* (Dez. 2023). Hrsg. von Nicholas Fantuzzi u. a. URL: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2023.117803>.
- [11] T. F. Wunderlich und S. Dähne. „Design and optimization of adaptive wings for highly efficient long-range aircraft“. In: *Journal of Aircraft* (2025). Eingereicht.

- [12] T. F. Wunderlich u. a. *Untersuchungen zu hochgestreckten, last-geregelten, ultra-effizienten, intelligenten Flügeln, INTELWI-DLR, Schlussbericht*. Techn. Ber. Juni 2024. URL: <https://elib.dlr.de/207406/>.
- [13] T. F. Wunderlich. „Multidisciplinary Optimization of Flexible Wings with Manoeuvre Load Reduction for Highly Efficient Long-Haul Airliners“. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2022*. Sep. 2022. URL: <https://doi.org/10.25967/570055>.
- [14] T. F. Wunderlich und S. Dähne. „Multidisciplinary optimization of load adaptive wings for highly efficient long-haul airliners“. In: *The 9th European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering, ECCOMAS Congress 2024*. Juni 2024. URL: [https://www.scipedia.com/public/Wunderlich\\_Dahne\\_2024a](https://www.scipedia.com/public/Wunderlich_Dahne_2024a).
- [15] T. F. Wunderlich. „Optimal wing aspect ratio of highly efficient long-range aircraft“. In: *34th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2024*. Sep. 2024. URL: [https://www.icas.org/icas\\_archive/icas2024/data/preview/icas2024\\_1225](https://www.icas.org/icas_archive/icas2024/data/preview/icas2024_1225).
- [16] V. Bhaskara. *Updated Analysis: Delta Order for A350; A330neo Hinged on Pricing, Availability*. 2014. URL: <https://web.archive.org/web/20151117045118/http://airwaysnews.com/blog/2014/11/25/analysis-delta-order-for-a350-a330neo-hinged-on-pricing-availability/> (besucht am 16. Jan. 2025).
- [17] Sander de Moor. „A350-900/-1000 fuel burn & operating performance“. In: *Aircraft Commerce* 121 (2018).
- [18] T. F. Wunderlich u. a. „Multidisciplinary optimization of an NLF forward swept wing in combination with aeroelastic tailoring using CFRP“. In: *CEAS Aeronautical Journal* 8.4 (2017), S. 673–690. URL: <https://doi.org/10.1007/s13272-017-0266-z>.
- [19] T. F. Wunderlich und L. Reimer. „Integrated Process Chain for Aerostructural Wing Optimization and Application to an NLF Forward Swept Composite Wing“. In: *AeroStruct: Enable and Learn How to Integrate Flexibility in Design*. Hrsg. von R. Heinrich. Bd. 138. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design (NNFM). Cham: Springer International Publishing, 2018, S. 3–33. URL: [https://doi.org/10.1007/978-3-319-72020-3\\_1](https://doi.org/10.1007/978-3-319-72020-3_1).
- [20] T. F. Wunderlich. *VicToria - Beschreibung der Prozeßkette, Projektbericht Version 1.5*. Techn. Ber. EB 124-2020/908. Braunschweig: DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Apr. 2020. URL: <https://elib.dlr.de/135658/>.
- [21] T. F. Wunderlich. *oLAF - Integrationskonzept für den Flugzeugkonzeptentwurf in die MDO, Projektbericht Version 1.2*. Techn. Ber. Braunschweig: DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Aug. 2024.





**DLR-IB-AS-BS-2025-25**

**oLAF – Optimal Lastadaptives Flugzeug  
Ergebnisse der multidisziplinären  
Flügeloptimierung**

**Projektbericht Version 1.0**

**Wunderlich, Tobias Franziskus**

Verteiler:

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