

ANWENDUNG UND POTENTIALE VON MORPHING STRUKTUREN ZUR TRIMMUNG UND MISSIONSOPTIMIERUNG

J. Wittmann, H.-J. Steiner, K. Broichhausen
Bauhaus Luftfahrt, Boltzmannstraße 15, 85748 Garching b. München

Zusammenfassung

Höhenleitwerke von konventionellen Drachenkonfigurationen dienen dazu, statische und dynamische Stabilität sowie die Trimmbarkeit des Fluggerätes um die Nickachse herzustellen. In der Regel wird aufgrund des negativen Nullmomentes der Flügel-Rumpf-Kombination sowie der Forderung nach positiver statischer Stabilität zur Trimmung Abtrieb am Höhenleitwerk erzeugt. Dies führt zu teilweise erheblichen Trimmwiderständen, die Nachteile für die Effizienz eines Fluggerätes mit sich bringen.

Eine unkonventionelle Möglichkeit zur Realisierung einer Längsachsentrimmung stellt eine sich signifikant veränderbare Flügelgeometrie dar. Hierzu werden aerodynamische und flugmechanische Untersuchungen an einem generischen Flügel mit geometrischen Freiheitsgraden am Außenflügel (Verwindung, V-Stellung und Pfeilung) untersucht. Ziel der Untersuchungen ist es, das Systemverhalten abzubilden und durch geeignete Kombination der Morphing Freiheitsgrade eine widerstandsoptimierte Trimmung um die Nickachse zu realisieren. Die sich daraus ergebenden Einsparungen der Höhenleitwerksdimensionen werden dargestellt und diskutiert.

NOMENKLATUR

α	= Anstellwinkel
φ	= Pfeilung der 25% Linie
φ_A	= Aussenflügelpfeilung (25% Linie)
ε_A	= Aussenflügelverwindung
v_A	= Außenflügel V-Stellung
ρ	= Dichte
η	= Trimmeffizienz
Δ	= Streckung
λ	= Zuspitzung
Γ	= Potenzialwirbelstärke
$b/2$	= Halbspannweite
c_m	= Nickmomentenbeiwert
c_{m0}	= Nullmomentenbeiwert
c_A	= Auftriebsbeiwert Gesamtkonfiguration
$c_{A\alpha,FR}$	= Auftriebsderivativ für den Anstellwinkel der Flügel-Rumpf-Kombination
c_{innen}	= Innenprofiltiefe
c_{Wi}	= Induzierter Widerstandsbeiwert
e	= Oswald Faktor
l_h	= Abstand Höhenleitwerk zum Schwerpunkt
l_μ	= Bezugsflügeltiefe
q	= Staudruck
v	= Geschwindigkeit der Anströmung
x_S	= Abstand Flugzeugnase zum SP
x_N	= Abstand Flugzeugnase zum Neutralpunkt
x_D	= Abstand Flugzeugnase zum DP
x_{ref}	= Abstand Flugzeugnase zum Referenzpunkt
A	= Auftrieb der Gesamtkonfiguration
G	= Gewichtskraft Gesamtkonfiguration
Ma	= Machzahl
MAC	= Mean Aerodynamic Chord
M_0	= Nullmoment
M_h	= Moment des Höhenleitwerks
S_{ref}	= Referenzflügelfläche
S	= Schwerpunkt
N	= Neutralpunkt
D	= Druckpunkt

Indizes:

FR	= Flügel-Rumpf-Kombination
morph	= Morphing
h	= Höhenleitwerk
erf	= erforderlich

1. EINLEITUNG

Für die Zulassung eines zivilen Luftfahrzeugs muss ein umfangreicher Nachweis der Stabilitäts- und Steuerbarkeitseigenschaften erbracht werden. Zudem muss das resultierende Nickmoment der Flugzeugkonfiguration für alle zulässigen Schwerpunktlagen über den gesamten Verlauf der Mission getrimmt werden ($c_m=0$). Gemäß international verbindlichen Luftfahrtnormen muss ein ziviles Luftfahrzeug in der Längs- und Seitenbewegung um alle Achsen (Roll-, Gier- und Nickachse) positive statische Stabilität aufweisen. Weiterhin wird gefordert, dass das dynamische Antwortverhalten des Flugzeugs ein Mindestmaß an Dämpfung aufweist (dynamische Stabilität).

Ein hohes Maß an positiver natürlicher Stabilität steht im Widerspruch zu einer guten Steuerbarkeit. So wäre es optimal, eine Flugzeugkonfiguration während der gesamten Mission mit der kleinsten zulässigen Stabilität zu betreiben.

Konventionelle Höhenleitwerke dienen dazu statische und dynamische Stabilität sowie die Trimmbarkeit des Fluggerätes um die Nickachse herzustellen. Hinzu kommt, dass mit dem daran installierten Höhenruder durch den großen Abstand zum Schwerpunkt eine gute Steuerbarkeit um die Nickachse erzielt wird. In der Regel wird aufgrund des negativen Nullmomentes der Flügel-Rumpf-Kombination sowie der Forderung nach positiver statischer Stabilität zur Trimmung Abtrieb am Höhenleitwerk erzeugt. Abhängig von der momentanen Schwerpunktlage und des Flugzustands variiert der Betrag des erforderlichen Abtriebs am Höhenleitwerk. Über eine gesamte Flugmission und über die Lebenszeit eines Fluggerätes betrachtet, tragen der auftriebsabhängige Widerstand

Es soll untersucht werden, ob durch Anwendung unterschiedlicher generischer „Morphing-Wing“ Freiheitsgrade (Verwindung, V-Stellung, Pfeilung) eine Trimmung um die Nickachse realisierbar ist. Dabei soll durch geeignete Kombination unterschiedlicher Morphing Freiheitsgrade die Trimmeffizienz untersucht werden.

Die übergeordnete Funktion einer Trimmung ist es trotz variabler Einflussgrößen stationär fliegen zu können. Folgende Faktoren beeinflussen die Trimmung:

- 1) Variable Massen und Schwerpunktwanderung
 - Nutzlast (z.B. A320, $\Delta x_S=32\%$ MAC [5])
 - Kraftstoff
 - Kraftstoffverbrauch im Flug (z.B. A320, $\Delta x_S=3\%$ MAC [7])
 - Betätigung des Fahrwerks
- 2) Variation der Konfiguration
 - Betätigung der Klappen
- 3) Variation des Flugzustandes
 - Machzahl
 - Flugeschwindigkeit
 - Flughöhe

Ziel dabei ist es, Stabilität- und Trimmung bei minimalem Trimmwiderstand über den gesamten Flugbereich zu gewährleisten.

Grundsätzliche Möglichkeiten der Längsachsentrimmung können wie folgt zusammengefasst werden:

- Variation des Schwerpunktes
- Erzeugung eines Trimmmoments durch Schubkraft
- Erzeugung eines aerodynamischen Trimmmoments durch eine zusätzliche Leitwerksfläche
- Veränderung des resultierenden Angriffspunktes des Flügelauftriebs relativ zum Schwerpunkt

Bei der heute üblichen Trimmung durch ein Höhenleitwerk können die oben aufgeführten Einflüsse bei genau einem Zustand optimal getrimmt werden. Dieser zeichnet sich durch minimale Abtriebserzeugung am Höhenleitwerk aus.

2.2. Minimierung des Trimmwiderstandes durch variable Flügelgeometrie

Ein unkonventioneller Ansatz zur Minimierung des Trimmwiderstandes sind variable Flügelgeometrien. Hierbei wird die Geometrie ausgewählter Flügelsegmente verändert um Trimmmomente zu generieren. Untersucht werden im Weiteren die geometrischen Freiheitsgrade:

- Pfeilung
- V-Stellung
- Verwindung

Die Ergebnisse aus [6] zur Untersuchung einer variablen V-Stellung von Winglets (25% und 50% der Flügelhalbspannweite) an einer Nurflügelkonfiguration sind in den Bildern 2 und -3 dargestellt:

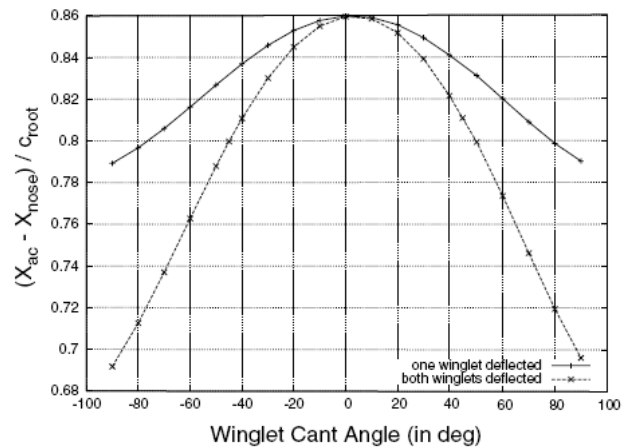


BILD 2. Verschiebung des aerodynamischen Zentrums durch Variation der Winglet V-Stellung zur Erzeugung eines positiven Nickmoments [6]

Durch Anheben oder Absenken der Winglets aus der planaren Konfiguration wird das aerodynamische Zentrum stets nach vorn verschoben und somit ein positives Nickmoment erzeugt.

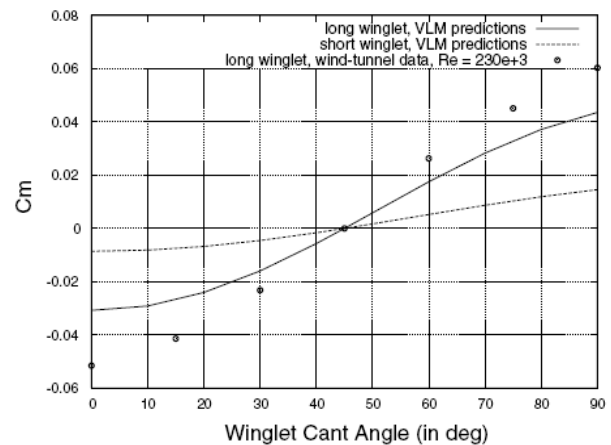


BILD 3. Erzeugbares Nickmoment durch Variation der Winglet V-Stellung [6]

3. MODELLIERUNG

Zur systematischen Untersuchung der ausgewählten geometrischen Freiheitsgrade wurde ein vollfaktorielles „Design of Experiments“ angewandt. Dabei wird durch systematische Variation und Kombination aller geometrischen Freiheitsgrade das Systemverhalten abgebildet. Durch Visualisierung der Erzeugten lassen sich schnell Trends und globale Maxima herauslesen. Darüber hinaus kann auf Basis des erstellten Datensatzes eine Optimierung unter Berücksichtigung von Randbedingungen durchgeführt werden (z.B. $c_{wI}=\min.$ bei $c_A=\text{konst.}$).

Die Untersuchungen basieren auf rein aerodynamischen Betrachtungen. Aspekte der Strukturmechanik, Aeroelastik sowie Aktuatorik werden in erster Näherung vernachlässigt. Es gilt zu beachten, dass es bei großen Auslenkungen zu Nichtlinearitäten und Strömungsablösungen in der Aerodynamik kommen kann, die nicht berücksichtigt werden.

3.1. Geometrie des Referenzflügels

Die geometrischen Dimensionen des Flügels wurden in Anlehnung an konventionelle Mittelstreckenflugzeuge ausgewählt. Die unverformte Referenzflügelkonfiguration besteht aus vier planaren Trapezflügelsegmenten. Ein Halbflügel setzt sich zusammen aus einem inneren Trapezflügelsegment der Spannweite 13m sowie einem äußeren Trapezflügelsegment der Spannweite 5m. Für eine systematische Parameterstudie (ausgehend vom Referenzzustand $\varphi_A=0^\circ$) kann um 45° nach vorn und zurück gepfeilt werden. Als Flügelprofil wurde ein positiv gewölbtes Profil (NACA 4412) für den gesamten Flügel ausgewählt.

TAB 1. Geometrische Referenzflügelparameter

Parameter	Inneres Segment	Äußeres Segment
S_{ref}	135 m ²	
$b/2$	13 m	5 m
φ	25°	$-45^\circ \dots +45^\circ$
Λ	9.6	
λ	0.46	0.54
ν	0°	$-90^\circ \dots +90^\circ$
ε	0°	$-9^\circ \dots +9^\circ$
e	0.85	
c_{innen}	6 m	2.73 m

Der MAC des Referenzflügels beträgt $l_\mu=4.19m$. Der Referenzpunkt x_{ref} , um den die aerodynamischen Momente betrachtet werden, wurde so gewählt, dass sich im Referenzzustand $c_m=0$ ergibt.

Das bei einer Verformung auftretende Moment ergibt sich wie folgt:

$$(6) \quad c_m = \frac{c_{A,FR}(x_{ref} - x_{D,FR})}{l_\mu}$$

Momentenfreiheit ($c_m=0$) wird erzielt, wenn gilt:

$$(7) \quad x_{ref} = x_{D,FR}$$

Für den stationär getrimmten Flugzustand ($G=A$) eines Flügels ohne Leitwerk gilt folgender Ausdruck:

$$(8) \quad x_s = x_{D,FR}$$

Für den getrimmten Referenzflügel (ohne Höhenleitwerk) im Referenzzustand (siehe unten) gilt $x_s=48.5\%$ MAC.

3.2. Geometrie des Höhenleitwerks

Für die folgende Bewertung der Effizienz einer Morphing Trimmung ist der Vergleich mit einer konventionellen Höhenleitwerkstrimmung erforderlich. Dazu wurde zusätzlich ein Höhenleitwerk mit folgender Geometrie modelliert:

TAB 2. Geometrieparameter Höhenleitwerk

Parameter	Wert
$b_h/2$	4.82 m
S_h	31 m ²
Λ_h	6
l_h	17 m

Der Flügel beeinflusst durch dessen Lage die Anströmung des Höhenleitwerks. Damit kommt es zu einer Verminderung des Staudrucks am Höhenleitwerk, der wie folgt angenommen werden kann [4]:

$$(9) \quad \frac{q_h}{q} = 0.85$$

3.3. Variable Geometrie des Morphing Flügels

Die untersuchten Morphing Freiheitsgrade können symmetrisch an den beiden Außenflügelsegmenten des rechten und linken Flügels eingestellt werden.

Bei der Verwindung des Aussenflügels wird das Flügelspitzenprofil um den entsprechenden Vorgabewert verdreht und somit ein linearer Verwindungsverlauf des Flügelsegmentes in Spannweitenrichtung erzeugt. Die variable Pfeilung wirkt im Sinne einer Scherung des Aussenflügelsegmentes (siehe Bild 4), d.h. die Profilschnitte liegen stets parallel zur Anströmung. Durch Variation der Außenflügel V-Stellung wird die planare Referenzkonfiguration durch Anheben oder Absenken der Flügelspitzen in eine nicht-planare Flügelkonfiguration gewandelt.

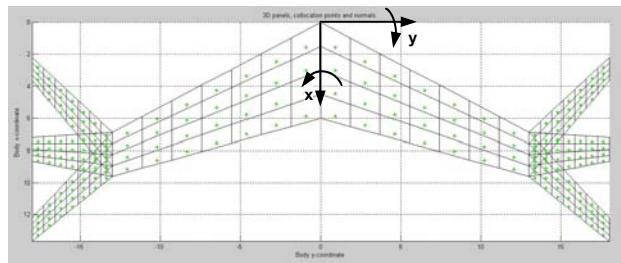


BILD 4. Flügel mit variabler Geometrie

Zu sehen in Bild 4 ist die Diskretisierung des Flügels durch ein Gitter mit den entsprechenden Kollokationspunkten des Referenzflügels sowie Zustände großer Geometrieviation (Pfeilung, V-Stellung und Verwindung). Diskretisiert wurde der untersuchte Flügel durch 7 Panels in Spannweitenrichtung sowie 4 Panels in Profiltiefenrichtung je Flügelsegment. Somit ergeben sich für den gesamten Tragflügel 112 diskrete Panels mit konstanter Druckverteilung. Die Diskretisierung bleibt für sämtliche Berechnungen unverändert. Dies stellt einen Kompromiss aus hinreichend genauen Rechenergebnissen und für die Erstellung eines Datensatzes angemessener Rechenzeit dar.

3.4. Methode zur aerodynamischen Modellierung

Die hier vorgenommenen Untersuchungen wurden mittels eines Wirbelgitterverfahrens (*vortex lattice method – VLM*)

$$(12) \quad \Delta\alpha = \frac{C_{A,FR}}{C_{A\alpha,FR}}$$

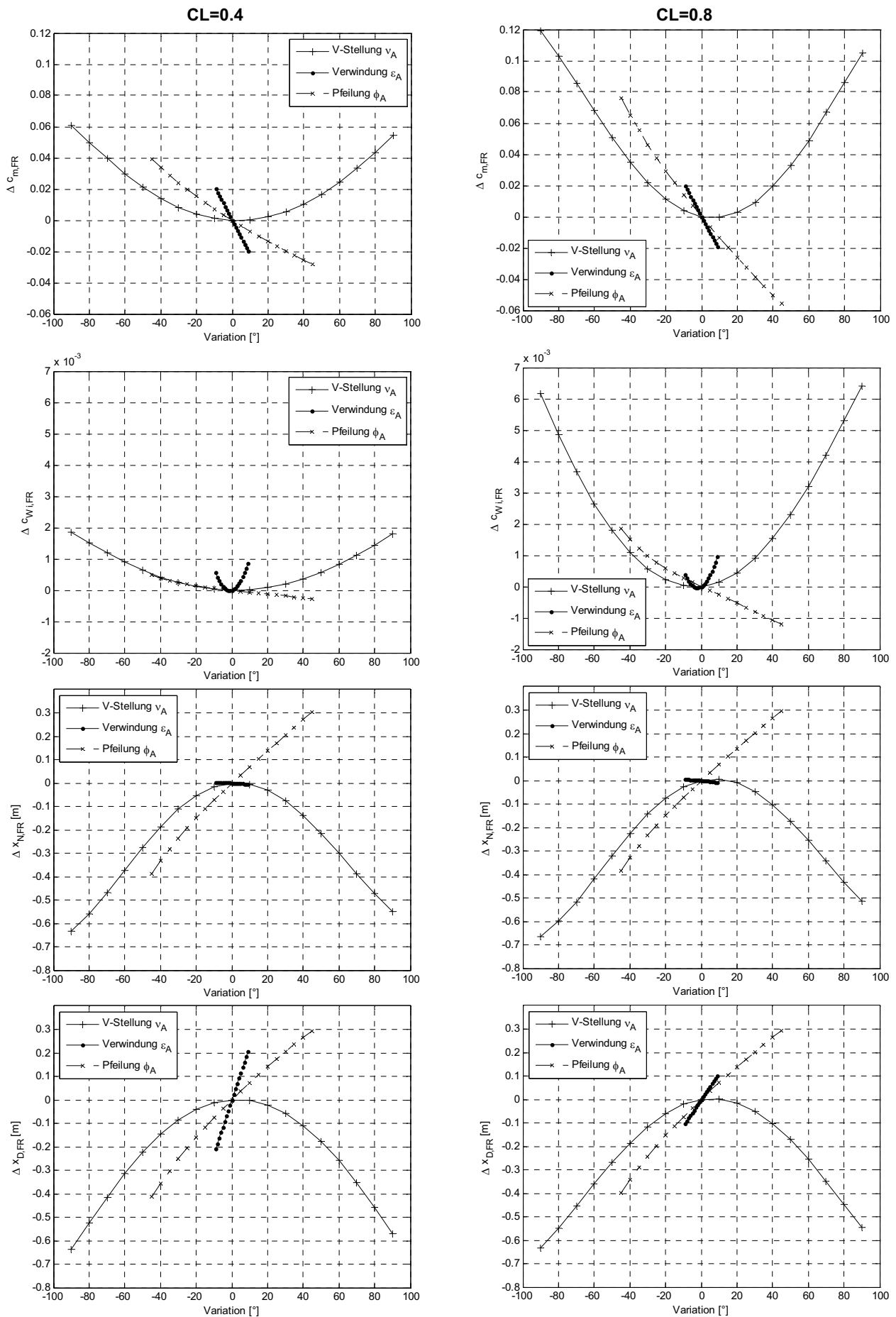


BILD 6. Aerodynamische Kenngrößen des Morphing Wing in Abhängigkeit der variablen Geometrie

Aus den Verläufen in Bild 6 ist die Wirksamkeit der jeweiligen Morphing Freiheitsgrade für unterschiedliche Auftriebsbeiwerte ($c_A=0.4$ und $c_A=0.8$) dargestellt. Folgende generelle Aussagen können abgeleitet werden:

- 1) Die Druckpunktverschiebung durch die Freiheitsgrade V-Stellung und Pfeilung sind unabhängig vom Auftriebsbeiwert. Nach Gleichung (11) ist damit das erzeugbare Moment linear abhängig vom Auftriebsbeiwert. Der Einfluss des Freiheitsgrads Verwindung auf das Nickmoment ist unabhängig vom Auftriebsbeiwert. Dadurch ergibt sich eine große Wirksamkeit verglichen zu den Freiheitsgraden Pfeilung und V-Stellung bei kleinen Auftriebsbeiwerten.
- 2) Durch die V-Stellung lassen sich unter Berücksichtigung der angenommenen Variationsbereiche gesteigerte Momente verglichen mit den übrigen Freiheitsgraden erzielen.
- 3) Die Verschiebung von $x_{N,FR}$ und $x_{D,FR}$ durch Morphing erfolgt mit identischem Vorzeichen. Durch die V-Stellung lassen sich die größten Verschiebungen realisieren. Der Freiheitsgrad Verwindung hat die Eigenschaft, dass lediglich $x_{D,FR}$ verschoben wird, $x_{N,FR}$ hingegen nahezu konstant bleibt. Diese Eigenschaft kann in Kombination mit anderen Morphing Freiheitsgraden genutzt werden, um Stabilität und Trimmung unabhängig voneinander zu beeinflussen. Es gilt insbesondere bei hinteren Schwerpunktlagen das Stabilitätskriterium als eine einzuhaltende Randbedingung zu berücksichtigen.

Gleichzeitig muss neben der Wirksamkeit auch das veränderte Widerstandsverhalten der Gesamtkonfiguration betrachtet werden. Bei konstantem Auftriebsbeiwert lässt sich dies anschaulich über den jeweils damit verbundenen induzierten Widerstand darstellen.

4.1. Trimmeffizienz Morphing Flügel

Der Zusammenhang zwischen Wirkung und Widerstand lässt sich durch einen Trimmeffizienzfaktor bei konstantem Auftriebsbeiwert ausdrücken:

$$(13) \quad \eta_{morph} = \frac{|c_{m,morph}|}{\Delta c_{Wi,morph}} = \frac{\frac{|\Delta x_{D,FR}|}{l_\mu} c_{A,FR}}{\frac{c_{A,FR}^2}{\pi \Lambda \Delta e}} = \frac{|\Delta x_{D,FR}| \pi \Lambda \Delta e}{l_\mu \cdot c_{A,FR}}$$

Dieser Zusammenhang gilt unter der Voraussetzung, dass das Höhenleitwerk die Anstellwinkeländerung, die für einen konstanten Auftriebsbeiwert am Morphing Flügel erforderlich ist, nicht erfährt. Diese Grundvoraussetzung der Entkopplung der Morphing Trimmung kann durch die ohnehin heute vorhandene Funktionalität zur Änderung des Einstellwinkels an konventionellen Höhenleitwerken realisiert werden. Somit hat das Höhenleitwerk keinen Einfluss auf den Flügel.

Wird Gleichung (13) auf die in Bild 6 ermittelten Verläufe für $c_A=0.4$ und $c_A=0.8$ angewandt, ergeben sich für die jeweils realisierbaren Nickmomente die in Tabelle 3 dargestellten Trimmeffizienzen. Dadurch kann die

Effizienz der jeweiligen geometrischen Freiheitsgrade bei einer isolierten Auslenkung bewertet werden.

TAB 3. Vergleich der Wirkungsgrade der geometrischen Freiheitsgrade und daraus abgeleitete Rangfolge

c_m -Bereich	Rang 1	Rang 2	Rang 3
0 - 0.02	φ	ε	ν
0.02 - 0.04	φ	ν	-
0.04 - 0.06	ν	-	-

4.2. Trimmeffizienz Höhenleitwerk

Analog dazu kann die Trimmeffizienz eines konventionellen Höhenleitwerks folgendermaßen modelliert werden:

$$(14) \quad M_h = -A_h \cdot l_h$$

$$(15) \quad c_{m,h} = -c_{A,h} \cdot \frac{q_h \cdot S_h \cdot l_h}{q \cdot S_{ref} \cdot l_\mu}$$

$$(16) \quad \eta_h = \frac{|c_{m,h}|}{\Delta c_{Wi,FR} + c_{Wi,h}} = \frac{|c_{A,h}| \cdot \frac{q_h \cdot S_h \cdot l_h}{q \cdot S_{ref} \cdot l_\mu}}{\Delta c_{Wi,FR} + \frac{c_{A,h}^2}{\pi \cdot \Lambda_h \cdot e_h}}$$

Der durch das Höhenleitwerk erzeugte Abtrieb zur Trimmung muss durch zusätzlichen Auftrieb am Flügel kompensiert werden (hierbei kann das Höhenleitwerk nicht vom Flügel entkoppelt werden). Der zusätzlich erforderliche Anstellwinkel führt zu einer Änderung des induzierten Widerstandes der Flügel-Rumpf-Kombination.

$$(17) \quad A = A_{FR} + A_h$$

$$(18) \quad c_{A,FR} = c_A - c_{A,h} \cdot \frac{q_h \cdot S_h}{q \cdot S_{ref}}$$

Mit $c_A = \text{konst.}$ folgt:

$$(19) \quad \Delta c_{A,FR} = -\Delta c_{A,h} \cdot \frac{q_h \cdot S_h}{q \cdot S_{ref}}$$

Der induzierte Widerstand der Flügel-Rumpf-Kombination ergibt sich mit:

$$(20) \quad c_{Wi,FR} = \frac{c_{A,FR}^2}{\pi \cdot \Lambda \cdot e}$$

Durch Differentiation erhält man den Einfluss von $c_{A,FR}$ auf $c_{Wi,FR}$:

$$(21) \quad \frac{\partial c_{Wi,FR}}{\partial c_{A,FR}} = \frac{2 \cdot c_{A,FR}}{\pi \cdot \Lambda \cdot e}$$

Daraus ergibt sich die lineare Approximation für den zusätzlichen induzierten Widerstand:

$$(22) \quad \Delta c_{Wi,FR} = \frac{2 \cdot c_{A,FR}}{\pi \Lambda e} \Delta c_{A,FR} = -\frac{2 \cdot c_{A,FR}}{\pi \Lambda e} \Delta c_{A,h} \cdot \frac{q_h \cdot S_h}{q \cdot S_{ref}}$$

Daraus ergibt sich:

$$(23) \quad \eta_h = \frac{|c_{A,h}| \cdot \frac{q_h \cdot S_h \cdot l_h}{q \cdot S_{ref} \cdot l_\mu}}{-\frac{2 \cdot c_{A,FR}}{\pi \Lambda e} c_{A,h} \cdot \frac{q_h \cdot S_h}{q \cdot S_{ref}} + \frac{c_{A,h}^2}{\pi \Lambda_h e_h}}$$

5. OPTIMIERUNG

Anhand des generierten Datensatzes lässt sich die Morphing Trimmung unter Berücksichtigung aller Freiheitsgrade hinsichtlich minimalen Widerstands optimieren. Ziel der Optimierung ist es, diejenige Konfiguration zu ermitteln, die bei gegebenem Auftriebsbeiwert für ein gewünschtes Nickmoment minimalen Widerstand erzeugt. Damit kann die jeweils optimale Morphing Konfiguration mit einer konventionellen Konfiguration mit Höhenleitwerk anhand des Trimmwiderstandes verglichen werden. Dieses Optimierungsproblem lässt sich wie folgt formulieren:

Zielfunktion: $c_{Wi} = \min.$
Randbedingung: $c_m = c_{m,erf}.$
 $c_A = c_{A,erf}$
Optimierungsparameter: $v_A, \phi_A, \varepsilon_A, \alpha$

Bild 7 zeigt die Ergebnisse der Optimierung für $c_{A,erf}=0.5$. Die dabei angenommene Referenzkonfiguration ($\phi_A=25^\circ$, $\varepsilon_A=0^\circ$, $v_A=0^\circ$) ist durch $c_m=0$ bei $\alpha=2^\circ$ definiert. Der in Bild 7 dargestellte Verlauf stellt über einen Bereich von gewünschten c_m die Systemantwort als optimalen Trimmwiderstand dar.

Es wird deutlich, dass für den Bereich bis $c_{m,erf}=0.03$ bei $\phi_A=25^\circ$ die Verwindung die effektivste Art der Momentenerzeugung darstellt. Die Neutralpunktverschiebung ist dabei vernachlässigbar.

Der Bereich $c_m=0.03$ bis $c_m=0.07$ kann bei bereits eingestellter maximaler Verwindung von $\varepsilon_A=-10^\circ$ durch den Freiheitsgrad Pfeilung getrimmt werden. Ausgehend von $\phi_A=25^\circ$ wird sukzessive bis maximal $\phi_A=-45^\circ$ nach vorn gefeilt. Dabei kommt es zu einer Neutralpunktverschiebung von $\Delta x_{N,FR}=-0.5m$. Bei konstanter Schwerpunktlage kommt es zu einer Destabilisierung der Konfiguration (Wanderung von $x_{N,FR}$ um ca. 0.5m nach vorn).

Zusätzlich ist der Widerstandsanstieg einer konventionellen Höhenleitwerktrimmung aufgetragen. Die Modellierung des Trimmwiderstandes des Höhenleitwerks erfolgt gemäß Gleichung (16) unter Verwendung der in Tabelle 2 angegebenen Geometrieparameter.

Durch den direkten Vergleich beider Trimmwiderstandskurven wird deutlich, dass bis zu einem $c_m < 0.02$ durch Morphing eine vergleichbare Trimmeffizienz erreicht wird. Für $c_m > 0.02$ ist die Höhenleitwerktrimmung

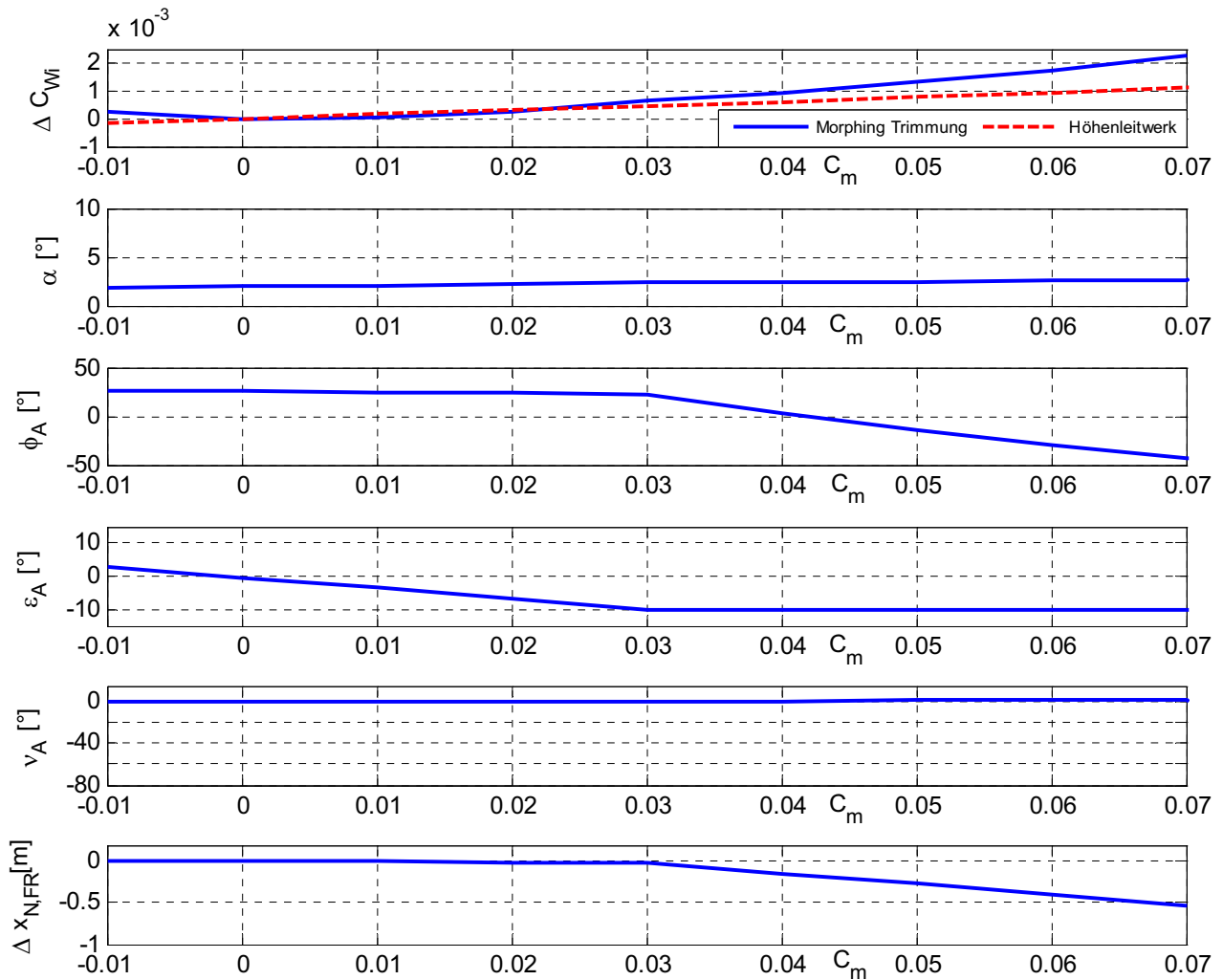


BILD 7. Widerstandsoptimierte Trimmung und Vergleich mit konventionellem Höhenleitwerk

effizienter. Für die Auslegung des Höhenleitwerks im Flugzeugentwurf kann jedoch die Morphing Trimmung berücksichtigt werden. Insbesondere für auslegungsrelevante Flugzustände für Trimmung und Stabilität kann Morphing einen Beitrag zur Reduktion der dafür erforderlichen Leitwerksgröße leisten.

5.1. Reduktion der Höhenleitwerksgröße beim Flugzeugentwurf

Durch den kombinierten Einsatz von Morphing und Höhenleitwerkstrimmung kann die Größe des Höhenleitwerks reduziert werden. Hierzu müssen zwei wesentliche Aspekte betrachtet werden:

- 1) Reduktion der Leitwerksgröße durch Erzeugung von zusätzlicher Stabilität durch Morphing.
- 2) Reduktion der Leitwerksgröße durch Erzeugung eines zusätzlichen Trimmungsmomentes durch Morphing.

Zu 1)

Es soll ein Zusammenhang zwischen der Verschiebung des Neutralpunktes durch Morphing $x_{N,FR}$ und der daraus resultierenden Lage des Neutralpunkt der Gesamtkonfiguration x_N hergestellt werden. Die Lage des Neutralpunktes ergibt sich aus den jeweiligen Neutralpunktlagen der Flügel-Rumpf-Kombination und des Höhenleitwerks:

$$(24) \quad x_N = \frac{\Delta A_{FR} \cdot x_{N,FR} + \Delta A_h \cdot x_{N,h}}{\Delta A_{FR} + \Delta A_h}$$

$$(25) \quad \frac{\partial x_N}{\partial x_{N,FR}} = \frac{\Delta A_{FR}}{\Delta A_{FR} + \Delta A_h}$$

Daraus ergibt sich die lineare Approximation für die Änderung der Neutralpunktlage der Gesamtkonfiguration:

$$(26) \quad \Delta x_N = \frac{\Delta A_{FR}}{\Delta A_{FR} + \Delta A_h} \Delta x_{N,FR}$$

Ausgedrückt in Beiwertschreibweise ergibt sich folgender Ausdruck:

$$(27) \quad \Delta x_N = \frac{c_{A,FR}}{c_{A,FR} + c_{A,h}} \frac{q_h \cdot S_h}{q \cdot S_{ref}} \Delta x_{N,FR}$$

Durch eine Verschiebung von x_N kann im Falle einer großen vorhandenen Stabilität ($(x_N - x_S)/l_\mu > 0.05$) diese durch Morphing verkleinert werden. Dadurch kann die Steuerbarkeit der Konfiguration verbessert werden.

Für hintere Schwerpunktlagen ist die Stabilität ebenfalls leitwerksdimensionierend, da bei entsprechender hinterer Schwerpunktlage das Stabilitätsmaß erfüllt werden muss. Dies kann üblicherweise nur durch Vergrößerung des Höhenleitwerks und einer daraus resultierenden Verschiebung von x_N gelöst werden. Kann hier durch Morphing x_N variabel nach hinten verschoben werden, ist es auch hier möglich durch Morphing Einsparungen bei der Höhenleitwerksgröße zu erzielen.

Zu 2)

Das durch Morphing erzeugbare Trimmungsmoment reduziert das erforderliche Höhenleitwerk. Ein Zusammenhang zwischen $c_{m,morph}$ und der erforderlichen Höhenleitwerksfläche kann formuliert werden, indem eine Momentenbilanz um den Schwerpunkt angetragen wird (vgl. Bild 5):

$$(28) \quad A_{FR}(x_{D,FR} - x_S) + M_{morph} - A_h l_h = 0$$

$$(29) \quad c_{A,FR} \cdot q \cdot S_{ref}(x_{D,FR} - x_S) + c_{m,morph} \cdot q \cdot S_{ref} \cdot l_\mu - c_{A,h} \cdot q_h \cdot S_h \cdot l_h = 0$$

$$(30) \quad \frac{S_h}{S_{ref}} = \frac{c_{A,FR} \frac{x_{D,FR} - x_S}{l_\mu} + c_{m,morph}}{c_{A,h} \frac{q_h \cdot l_h}{q \cdot l_\mu}}$$

Das durch die Verschiebung von $x_{D,FR}$ erzeugte Trimmungsmoment kann in kritischen Flugsituationen das erforderliche Höhenleitwerksmoment reduzieren. Diese Maßnahme kann im Flugzeugentwurf berücksichtigt werden, um die erforderliche Höhenleitwerksfläche zu reduzieren:

$$(31) \quad \frac{\partial S_h}{\partial c_{m,morph}} = \frac{1}{c_{A,h} \frac{q_h \cdot l_h}{q \cdot l_\mu}}$$

$$(32) \quad \frac{\Delta S_h}{S_{ref}} = \frac{1}{c_{A,h} \frac{q_h \cdot l_h}{q \cdot l_\mu}} c_{m,morph}$$

Daraus folgt eine Reduktion der umspülten Oberfläche, was den Gesamtwiderstand der Flugzeugkonfiguration und somit die Gleitzahl über die Mission verbessert.

6. ZUSAMMENFASSUNG

Für die generische Untersuchung einer Längsachsentrimmung auf Basis eines Morphing Flügels wurde ein Flügel mit den Aussenflügel Freiheitsgraden Pfeilung, Verwindung und V-Stellung modelliert. Dieser wurde mittels potentialtheoretischer Verfahren aerodynamisch untersucht. Durch Variation der Freiheitsgrade wurde ein umfassender Datensatz erstellt. Dadurch konnte grundsätzlich nachgewiesen werden, dass sich durch einen Morphing Flügel Nickmomente erzeugen lassen. Zudem konnten die durch Morphing erzeugbaren Nickmomente quantifiziert werden. Bei einem Auftriebsbeiwert von 0.8 können durch eine variable V-Stellung des Außenflügels maximale Nickmomentenbeiwerte von 0.12 bei maximal möglicher Auslenkung von -90° erzielt werden. Der Freiheitsgrad Verwindung erzielt bei kleinen Auftriebsbeiwerten, verglichen zu den Freiheitsgraden Pfeilung und V-Stellung, die größte Wirksamkeit. Der Grund hierfür ist,

dass der Einfluss dieses Freiheitsgrads unabhängig vom Auftriebsbeiwert ist. Die Wirkung der Verwindung ist abhängig vom Abstand der Wirkfläche zum Schwerpunkt. Daher ist dieser Morphing Freiheitsgrad insbesondere geeignet für Konfigurationen, die einen großen Abstand zwischen Morphing Flügel und Schwerpunkt aufweisen. Diese Eigenschaft trifft z.B. auf eine Lifting-Canard-Konfiguration oder einen Blended-Wing-Body zu.

Der Unterschied zur Nickmomentenerzeugung mittels konventionellen Höhenleitwerken besteht darin, dass durch Morphing ein Nickmoment durch Verschiebung des resultierenden Kraftangriffspunkts $x_{D,FR}$ der Flügel-Rumpf-Kombination erzeugt werden kann. Dabei ist das durch Morphing erzeugbare Moment linear abhängig vom Auftriebsbeiwert.

$$c_{m,morph} = -c_A \frac{\Delta x_{D,FR}}{l_\mu}$$

Durch Verschiebung von $x_{D,FR}$ durch Anwendung einzelner Morphing Freiheitsgrade folgt jedoch gleichzeitig eine Verschiebung des resultierenden Neutralpunktes der Gesamtkonfiguration x_N mit gleichem Vorzeichen. Dies hat Einfluss auf die natürliche Stabilität des Fluggerätes. Durch die V-Stellung lassen sich die größten Verschiebungen realisieren. Der Freiheitsgrad Verwindung hat die Eigenschaft, dass lediglich $x_{D,FR}$ verschoben wird, $x_{N,FR}$ hingegen nahezu konstant bleibt. Durch geeignete Kombination der Morphing Freiheitsgrade kann die Lage des Druckpunkts der Flügel-Rumpf-Kombination und des Neutralpunkts unabhängig voneinander variiert werden.

Um die jeweiligen Morphing Freiheitsgrade hinsichtlich Wirksamkeit und Widerstandsverhalten bewerten zu können, wurde eine Methode zur Bewertung der Trimmeffizienz hergeleitet. Der Freiheitsgrad Pfeilung, gefolgt von Verwindung und schließlich V-Stellung, erzielt dabei die größte Trimmeffizienz.

Minimale Trimmwiderstände werden jedoch durch den kombinierten Einsatz der Morphing Freiheitsgrade erzielt. Hierzu wurde eine Optimierung durchgeführt, die den bei gewünschten Nickmomenten erzeugten minimalen Trimmwiderstand ermittelt. Dieser wurde anschließend mit einer konventionellen Höhenleitwerkstrimmung verglichen. Für kleine Nickmomente stellt die Morphing Trimmung eine effiziente Möglichkeit zur Trimmung dar. Für große Trimmmomente können durch Morphing die Anforderungen zur Leitwerksauslegung (Trimmung, Stabilität) erfüllt werden. Hierzu wurde analytisch aufgezeigt, wie durch Morphing die Leitwerksgröße reduziert wird. Abhängig von der Schwerpunktlage kann variabel auf den jeweiligen dimensionierenden Fall für die Leitwerksauslegung durch Morphing reagiert werden. Damit kann sowohl für die Trimmung als auch für die Stabilität die erforderliche Leitwerksgröße reduziert werden. Durch die Reduktion des Abtriebs am konventionellen Höhenleitwerk im Flug sowie eine Reduktion der erforderlichen Leitwerksgröße entstehen neue Möglichkeiten der Optimierung einer Flugzeugkonfiguration im Flugzeugentwurf.

Künftige Untersuchungen werden sich auf eine Missionsbetrachtung einer Konfiguration bestehend aus Morphing Trimmflügel und konventionellem Höhenleitwerk beziehen. Unter Berücksichtigung einer für den jeweiligen Flugzustand optimalen Trimmkonfiguration mit reduzierter

Leitwerksgröße soll das Optimierungspotenzial dargestellt werden.

DANKSAGUNG

Die vorliegende Arbeit entstand am Bauhaus Luftfahrt in Zusammenarbeit mit Liebherr Aerospace Lindenberg GmbH, EADS Innovation Works und dem Lehrstuhl für Leichtbau der TU-München, Prof. H. Baier.

LITERATUR

- [1] M. W. Keith, B. P. Selberg: *Aerodynamic Design Optimization Trim Analysis of Canard Conventional Configurations*, Journal of Aircraft VOL. 21, NO. 3, March 1984
- [2] E. R. Kendall: *The Theoretical Minimum Induced Drag of Three-Surface Airplanes in Trim*, Journal of Aircraft, VOL. 22, NO. 10, October 1985
- [3] B. P. Selberg, K. Rokhsaz: *Aerodynamic Tradeoff Study of Conventional, Canard, and Trisurface Aircraft Systems*, Journal of Aircraft VOL. 23, NO. 10
- [4] E. Torenbeek: *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, Delft University Press, Kluwer Academic Publishers, Delft 1982
- [5] Airbus Industrie: *A320 Aircraft Technical Description Volume 1 General*, Blagnac, Airbus Industrie, 1999
- [6] P. Bourdin, A. Gatto, M. Friswell: *Aircraft Control via Variable Cant-Angle Winglets*, Journal of Aircraft, Vol. 45, No. 2, March-April 2008
- [7] Airbus Industrie: *A318/A319/A320/A321 Flight Crew Operation Manual – Flight Preparation 2*, Blagnac, 2003
- [8] H. Schlichting, E. Truckenbrodt: *Aerodynamik des Flugzeugs*, Erster- und Zweiter Band, 3. Auflage, Springer Verlag