

DAS FLUGMECHANISCHE KONZEPT DES GEPFEILTEN NURFLÜGEL UND EIN VORSCHLAG ZU DESSEN WEITERENTWICKLUNG

Bernhard Hauber,
ASES (Aircraft-System-Engineering-Service), Am Sonnenhang 3, 88175 Scheidegg, Deutschland

Key Words:

Nurflügel, Momentenausgleich, Geometrische Verwindung, Aerodynamische Verwindung, Flugleistung, Nurflügel-Weiterentwicklung

Abstract:

Definition: Wenn im weiteren Text von „Nurflügeln“ die Rede ist, so ist immer der rückgepfeilte Typ gemeint. Bei diesem Typ weist die t/4-Linie des Flügels üblicherweise einen positiven Wert auf.

Der Vortrag behandelt im ersten Teil die Möglichkeiten und Grenzen der flugmechanischen Stabilisierung (Momentenausgleich) um die Nickachse bei Nurflügeln, sowie die Auswirkungen auf Flugleistung und Flugverhalten.

Basierend darauf werden Überlegungen grundsätzlicher Art angestellt, weshalb die Grenzen der Flugleistung beim Nurflügel an den Momentenausgleich gekoppelt sind.

Diese Überlegungen münden in den Vorschlag einer Konfiguration, welche die Vorteile des Leitwerkskonzeptes und des Nurflügels kombinieren. Der Momentenausgleich wird dabei zwischen den Möglichkeiten einer nurflügeltypischen Stabilisierung und eines kleinen Stabilisators aufgeteilt. Es wird gezeigt, dass ein Optimum bezüglich der Flugleistung in Abhängigkeit der Aufteilung des Momentenausgleichs existiert.

Es zeigt sich auch, dass aus dieser Kombination weitere Vorteile entstehen, die zu einer besseren Flugleistung führen. So weist das kombinierte Konzept beispielsweise keinerlei Seitenflächen (Leitwerk) mehr auf und auch Rumpfteile vor dem Flügel werden vermieden – beides wird zu einer Reduzierung des Widerstandes bzw. einer Erhöhung des Auftriebs führen. Dieses kombinierte Konzept „i-con“ (integrated configurations) ist zum Patent angemeldet und bereits offengelegt (DE 10 2017 128 164 A1).

Alle Überlegungen und Berechnungen werden auf der Basis eines Modellflugzeuges mit einer standardisierten Größe gemacht. Die Berechnungen wurden mit Matlab Programmen durchgeführt, welche vom Autor selbst geschrieben wurden.

Mit nur kleinen Einschränkungen lassen sich die, auf Modellen basierenden, Überlegungen und Ergebnisse auf manntragende Flugzeuge übertragen.

Als Anwendung für die i-con Konfiguration kommen alle Arten von Flugzeugen in Frage, bei welchen es vor allem auf eine hohe Flugleistung ankommt. Eine besondere Eignung der Konfiguration wird damit für Segelflugzeuge und militärische Drohnen mit Langstrecken-Missionen gesehen.

Verwendete Formelzeichen und Bezeichnungen:

A:	Flügelfläche	$h(y)$:	Lage (x-Koordinate) der örtlichen Neutralpunkte in Abhängigkeit der Koordinate y
A_{stab} :	Fläche des Stabilisators	L:	Allgemein für Bezugslänge
α, α_0 :	Allgemein: geometrischer Anstellwinkel oder Anblaswinkel	$l(y)$:	lokale Flügeltiefe in Abhängigkeit der Koordinate y
α_a :	Konstruktiver Einstellwinkel des äußersten Flügelschnittes („Wurzelrippe“)	$l^2(y)$:	quadrierte lokale Flügeltiefe in Abhängigkeit der Koordinate y
α_i :	Konstruktiver Einstellwinkel des innersten Flügelschnittes („Flügelspitze“)	l_μ :	Bezugs-Flügeltiefe
α_{ny} :	Anstellwinkel an einer bestimmten Stützstelle (Berechnung der Auftriebsverteilung)	nu:	Bezeichnung für Stützstellen (Faktoren) der Auftriebsberechnung
α_{p0} :	Nullauftriebswinkel eines Profils, mit Index „h“ für Hauptprofil im Strak, mit Index „w“ für Wurzelprofil	rh:	Abstand der vordersten Punkte der Eintrittskanten von Flügel und Stabilisator
a_F :	Verschiebungsfaktor des Flügels für die Berechnung der Neutralpunkt-Verschiebung des Flügels	rh_n :	Abstand der Neutralpunkte von Flügel und Stabilisator
a_{stab} :	Verschiebungsfaktor des Stabilisators für die Berechnung der Neutralpunkt-Verschiebung des Flügels	s:	Halbspannweite des Flügels
Ca :	Auftriebsbeiwert des Flügels	ss:	Halbspannweite des Stabilisators
ca:	lokaler Auftriebsbeiwert an einem bestimmten Flügelschnitt	S_{ny} :	y-Koordinate einer bestimmten Stützstelle für die Berechnung der Auftriebsverteilung
Ca_{max} :	maximal nutzbarer Auftriebsbeiwert, z.B. für ein bestimmtes Profil	ta:	äußere Flügeltiefe (an der Flügelspitze)
Cm_A :	vom Auftrieb abhängiger Momenten-Beiwert	ti:	innere Flügeltiefe (an der „Wurzelrippe“)
Cm_{stab} :	vom Stabilisator abhängiger Momenten-Beiwert	tis:	Tiefe der Stabilisator-Fläche
Cm_0 :	Nullmomenten-Beiwert des Flügels	σ :	Stabilitätsmaß
cm_0 :	Nullmomenten-Beiwert eines Profils oder eines bestimmten Flügelschnittes	V_{bahn} :	Bahngeschwindigkeit
CMS_G :	Momenten-Beiwert der Flügelverwindung („geometrische Schränkung“)	V_s :	Sinkgeschwindigkeit
CMS_A :	Momenten-Beiwert aufgrund unterschiedlicher Profile („aerodynamische Schränkung“)	V_{min} :	minimale Sinkgeschwindigkeit
CMS:	Summe der Momenten-Beiwerte CMS_G und CMS_A	w:	relative Wölbung eines Profils
$ca_0(y)$:	Nullauftriebsverteilung – Verlauf der lokalen ca-Werte in Abhängigkeit der Koordinate y, die zu einem gesamten Ca von 0 führt.	XN:	Lage des Flügel-Neutralpunktes in x-Richtung
d:	relative Dicke eines Profils	xs:	Lage eines Schwerpunktes in x-Richtung
$d\alpha/d\alpha$:	Auftriebsanstieg eines bestimmten Profils	yn:	Lage des Neutralpunktes in y-Richtung
$\Delta\alpha_G$:	geometrischer Verwindungswinkel des Flügels	yki:	innere Koordinate der Klappe (Elevon) in y-Richtung
$\Delta\alpha_A$:	aerodynamischer Verwindungswinkel des Flügels, welcher sich aus den unterschiedlichen Nullauftriebswinkeln von Profilen ergibt		
Δx_n :	Verschiebung des Flügel-Neutralpunktes durch den Stabilisator		
E:	Gleitzahl		
E_{max} :	maximale Gleitzahl		
F:	Flügelfläche		
G/F:	Flächenbelastung		

1. DER MOMENTENAUSGLEICH UM DIE NICKACHSE BEIM NURFLÜGEL

Es wird ein eigenstabil fliegender Nurflügel betrachtet, welcher ein positives Stabilitätsmaß σ aufweist. Der Neutralpunkt x_N des Flügels liegt damit, nach der üblichen Konvention der Zählung der Koordinaten, hinter dem Schwerpunkt x_S des Flugzeuges:

$$(1-1) \quad \sigma = \frac{x_N - x_S}{l_\mu}$$

Wird der am Nurflügel angreifende Auftrieb auf den Neutralpunkt bezogen, so kann der Nickmomenten-Beiwert des (unverwundenen) Flügels in einen stationären Anteil C_{m_0} und einen vom Auftrieb abhängigen Anteil dargestellt werden. Unter Berücksichtigung der Konvention, dass Momente, welche die Nase des Nurflügels nach unten drehen, ein negatives Vorzeichen erhalten, ist dieser vom Auftrieb abhängige Anteil:

$$(1-2) \quad C_{m_A} = -\sigma \cdot C_a$$

Es ist eine altbekannte Tatsache, dass, umso eigenstabiler ein Nurflügel getrimmt wird, umso stärker die Maßnahme ausfallen muss, um das auf die Nase drehende Moment auszugleichen. Weiter ist es bekannt, dass für die Einstellung eines Ca-abhängigen Trimmfluges beim Nurflügel, Änderungen an Klappen-Einstellungen vorgenommen werden müssen, um einen stationären Flug zu erreichen. Einstellungen von Klappen korrespondieren also immer mit einer bestimmten Trimmflug-Einstellung.

Der vom Profil abhängige stationäre Anteil C_{m_0} weist bei Profilen mit einer Skelettlinie, die oberhalb der Profilhöhle verläuft – und nur solche Profile werden aus Gründen der Flugleistung hier betrachtet – ein negatives Vorzeichen bis maximal 0 auf. Auch das Moment, welches auf diesem Beiwert basiert, wird demzufolge die Nase der Nurflügels nach unten drehen, oder bei einem verschwindenden C_{m_0} zu 0 werden.

Es sei an dieser Stelle auf die Konvention hingewiesen, dass Formelzeichen und Bezeichnungen, wie z.B. Beiwerte mit klein geschriebenen Anfangsbuchstaben, auf den lokalen „Flügelschnitt“ bezogen sind. Jene mit groß geschriebenen Anfangsbuchstaben beziehen sich auf den ganzen Flügel (siehe auch verwendete Formelzeichen und Bezeichnungen).

Die Kompensation der beiden Momente, welche auf den Beiwerten C_{m_0} und C_{m_A} beruhen, wird beim

Nurflügel mit Hilfe einer Verwindung des Flügels durchgeführt. Dazu gibt es zwei Möglichkeiten:

- 1) Geometrische Verwindung: Der Flügel wird entlang der Spannweite so verdreht, dass sich daraus eine Änderung der lokalen Auftriebsbeiwerte ergibt, die zu einem Moment führen, welches die Nase des Nurflügels nach oben dreht. Der Beiwert dieses Momentes soll im Folgenden mit CMS_G bezeichnet werden. Im folgenden Text werden nur geometrische Verwindungen betrachtet, welche den Einstellwinkel *linear* über die Halbspannweite verändern.
- 2) Aerodynamische Verwindung: Längs der Spannweite werden Profile mit unterschiedlichen Nullauftriebswinkeln so eingebaut, dass ein Moment entsteht, welches die Nase des Nurflügels nach oben dreht. Unterschiedliche Nullauftriebswinkel resultieren aus unterschiedlichen Profildübelungen. Üblicherweise erreichen Profile mit größerer Wölbung einen größeren Maximalauftrieb, der Nullauftriebswinkel liegt bei zunehmender Wölbung tiefer, in der Regel im negativen Bereich. Dies gilt wiederum einschränkend für Profile, deren Skelettlinie oberhalb der Profilhöhle verläuft. Der Beiwert dieses Momentes soll im Folgenden mit CMS_A bezeichnet werden. Falls diese Maßnahme ergriffen wird, ist zu beachten, dass für die Berechnung des Beiwertes C_{m_0} , die sich ändernden lokalen Profil-Beiwerte c_{m_0} längs der Spannweite berücksichtigt werden müssen.

Da der Term des Staudrucks bei allen Momenten identisch ist, kann der Momentenausgleich um die Nickachse beim Nurflügel bekanntermaßen wie folgt geschrieben werden:

$$(1-3) \quad 0 = C_{m_0} + C_{m_A} + CMS$$

Wobei CMS die Summe von CMS_G und CMS_A darstellt:

$$(1-4) \quad CMS = CMS_G + CMS_A$$

Die Formeln, welche für die Berechnung der Beiwerte im Text angegeben sind, stammen aus [1].

Die Formel für den Beiwert, der aus der Verwindung resultiert - als das wichtige „Werkzeug“ für den Momentenausgleich des Nurflügels - ist in Formel 1-5 angegeben.

$$(1-5) \quad CMS_G = \frac{1}{A \cdot L} \int_{-s}^s c_{a0}(y) * h(y) * l(y) * dy$$

2. DER MOMENTENAUSGLEICH MIT GEOMETRISCHER VERWINDUNG

Die weiteren Überlegungen und auch Berechnungen sollen an einem einfachen Nurflügel mit den modellbau-typischen Abmessungen gemacht werden, welche in Bild 2-1 gezeigt sind.

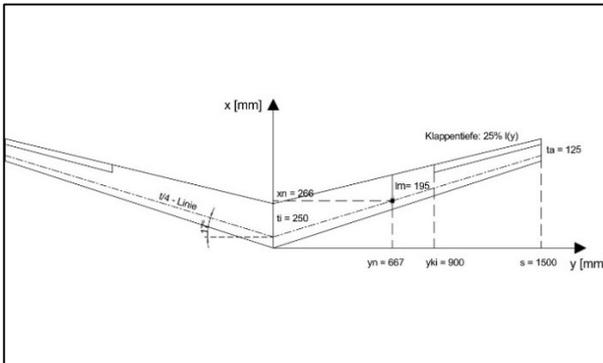


Bild 2-1, Nurflügel-Beispiel für weitere Überlegungen und Berechnungen

Der Momentenausgleich und der erreichbare Auftrieb sind beim Nurflügel miteinander gekoppelt. Im Folgenden sollen die Grenzen des erreichbaren Auftriebs aufgezeigt werden.

Zunächst soll eine lineare geometrische Verwindung $\Delta\alpha_s$ berechnet werden, um den Momentenausgleich, basierend auf den folgenden Randbedingungen, zu gewährleisten:

Stabilitätsmaß: $\sigma = 0.1$

Profil-Nullmomenten-Beiwert: $cm_0 = 0$ (nur ein Profil wird über die gesamte Spannweite verwendet)

Damit wird auch der auf den auf den Flügel bezogene Nullmomenten-Beiwert Cm_0 zu 0. Es wird weiter gefordert, dass die Klappen für den Trimmflug im Profilverlauf stehen, also nicht ausgeschlagen werden. Für einen Trimmflug mit mittlerer Geschwindigkeit (in der Leistungspolare des Flugzeuges rechts vom geringsten Sinken) kann ein Auftriebsbeiwert von $Ca = 0.5$ angenommen werden.

Würde man schneller fliegen wollen, dann müssten die in Bild 2-1 gezeigten Klappen nach unten ausschlagen und umgekehrt beim Langsamflug.

Gemäß Formel 1-2 müsste die eingebaute Verwindung im betrachteten Fall gerade den Anteil Cm_A kompensieren, also:

$$CMS_G = 0.05$$

Welchen Wert müsste die Verwindung haben und wie sieht der dazugehörige ca_0 -Verlauf gemäß Formel 1-4 aus?

Zur Erklärung der Berechnung:

In zwei ineinander verschachtelten Schleifen wird der globale Anstellwinkel, sowie die notwendige Verwindung so lange iterativ gesucht, bis sowohl das geforderte Trimm- Ca gemäß Formel 2-1, als auch das geforderte CMS_G erreicht ist. Es würde an dieser Stelle zu weit führen, die Details des Programmes näher zu erläutern.

$$(2-1) \quad Ca = \frac{1}{A} \int_{-s}^s ca(y) * l(y) * dy$$

Zur Berechnung der Auftriebsverteilung wird das Verfahren gemäß [3] in einer leicht modifizierten Variante verwendet: In [3] ändert sich der Einstellwinkel längs der Spannweite nicht. Bei der hier verwendeten Variante des Verfahrens wird der Einstellwinkel an jeder Stützstelle (α_n), basierend auf dem globalen Anstellwinkel α_0 (Bezug ist der innerste Flügelschnitt oder die „Wurzel“) und dem an der jeweiligen y-Koordinate der Stützstelle sich ergebenden Einstellwinkel α_{ny} , berücksichtigt.

Bei der vorausgesetzten linearen Verwindung ist:

$$(2-2) \quad \Delta\alpha_G = \alpha_i - \alpha_a$$

Ein positiver Wert von $\Delta\alpha_G$ würde einen von der Flügelwurzel zur Flügelspitze abnehmenden Einstellwinkel der tragenden Linien bedeuten. Dies würde bei der verwendeten Definition der Rückpfeilung zu einem positiven Momenten-Beiwert CMS_G führen.

Die Einstellwinkel an den Stützstellen lassen sich damit leicht aus Formel 2-3 bestimmen und in die Berechnung der Auftriebsverteilung gemäß [3] einführen. Der Einstellwinkel an einer bestimmten Stützstelle ist:

$$(2-3) \quad \alpha_{ny} = \alpha_0 - \frac{\Delta\alpha_G}{s} * s_{ny}$$

Aus der Berechnung gemäß [3] erhält man u.a. die Zirkulation und die ca -Werte an den Stützstellen.

Der ca_0 -Verlauf für die Berechnung von CMS_G gemäß Formel 1-4 ergibt sich aus der folgenden Definitionsgleichung:

$$(2-4) \quad 0 \equiv \frac{1}{A} \int_{-s}^s ca_0(y) * l(y) * dy$$

Will man nun nicht nur den Wert des Auslegungs- $\Delta\alpha_G$ erfahren, sondern sich auch einen Überblick verschaffen, wie sich die notwendige Verwindung entwickelt, wenn ein z.B. ein größeres

Stabilitätsmaß oder ein anderes Auslegungs-Ca gefordert ist, kann ein Diagramm erstellt werden, bei welchem das Stabilitätsmaß auf der Abszisse aufgetragen ist und das Ca als Parameter eingeführt wird.

Dies ist in Bild 2-2 gezeigt. Eingezeichnet in die drei Einzeldiagramme sind auch die Auslegungsdaten gemäß den oben genannten Anforderungen für die Auslegung. Die gewählte Bandbreite des Stabilitätsmaßes und des Ca-Bereiches dürfte den Auswahlmöglichkeiten in der (Modellflug) Praxis entsprechen.

Für den Momentenausgleich des Beispiels würde also eine Verwindung von $\Delta\alpha_G = 3.9^\circ$ benötigt werden. Als Anmerkung: Die Ordinate des 3. Diagrammes ist, gemäß Formel 1-4 mit „CMS“ bezeichnet. Es versteht sich dass, weil gemäß der eingangs genannten Randbedingung, dass nur ein Profil verwendet wird, CMS_A an dieser Stelle noch nicht relevant ist.

Bild 2-3 zeigt die dazu gehörige Zirkulations- und ca₀-Verteilung über die Halbspannweite. Gemäß [3] sind 8 Stützstellen für die Berechnung verwendet worden.

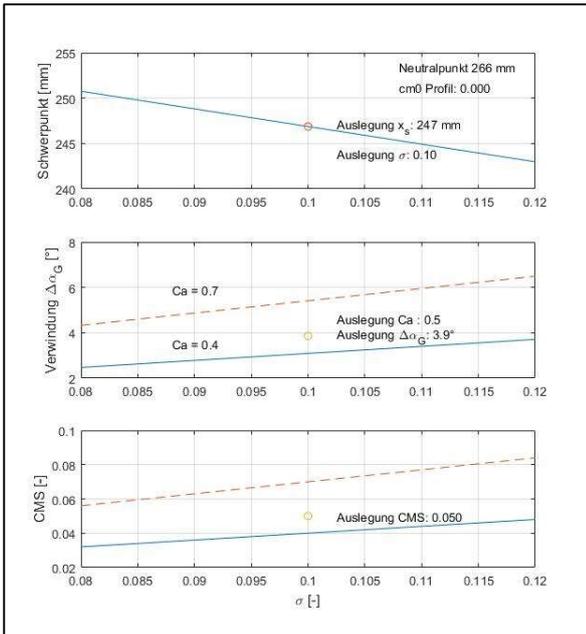


Bild 2-2, Schwerpunktlage x_s , Verwindung $\Delta\alpha_G$ und Beiwert CMS_G der Verwindung

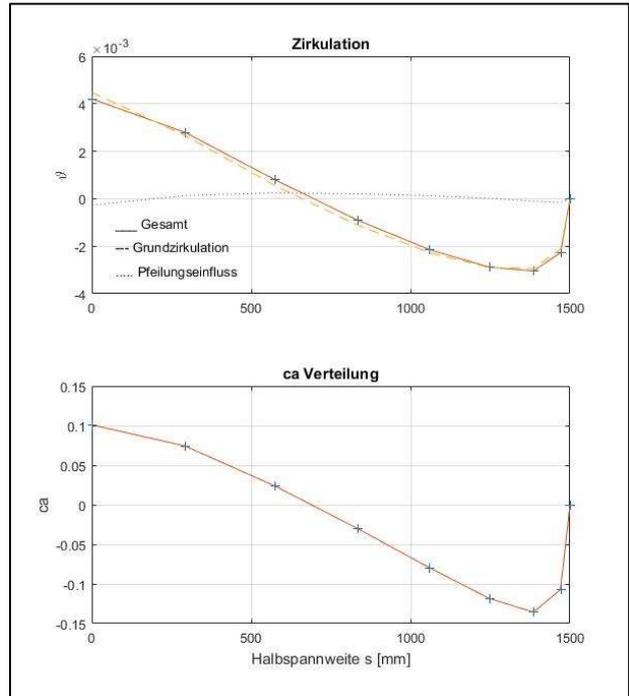


Bild 2-3, Zirkulation und ca₀-Verteilung für den Momentenausgleich gemäß Bild 2-2 ($\Delta\alpha_G = 3.9^\circ$)

Der Flugleistungsaspekt:

Schaut man sich die zum Einstellen von verschiedenen Trimm-Ca notwendigen Verwindungen in Bild 2-2 an, so kann man den Verlust an Flugleistung, besonders im Bereich des Langsamfluges, wenn ein hoher Ca-Wert benötigt wird, ahnen. Bei einem vorausgesetzten Stabilitätsmaß von $\sigma = 0.1$ würde z.B. für ein Trimm-Ca von 0.7 eine Verwindung von über 5° benötigt werden.

Will man im nutzbaren Bereich einer typischen Profilpolare bleiben, siehe [4] und [5], dann schränkt eine größer werdende Verwindung den globalen Anstellwinkel des Flügels immer mehr ein und beschneidet natürlich die Flugleistung. Schon beim obigen Beispiel mit Ca = 0.5 würde sich ein delta-ca von ungefähr 0.25 über dem Flügel einstellen. Dieser Bereich würde mit größer werdender Verwindung ebenfalls größer werden und dazu führen, dass man bei hohen Anstellwinkeln im inneren Flügelbereich bereits den nutzbaren Bereich der Profilpolare verlässt, während man außen an der Flügelspitze diesen noch nicht ganz ausgenutzt hat.

In der Praxis wird man für einen Nurflügel eine Verwindung wählen, mit welcher eine mittlere Geschwindigkeit eingestellt wird und die Variation der Geschwindigkeit dann mit entsprechender Einstellung von Klappen erreichen. Um langsamer zu fliegen müssen die in Bild 2-1 gezeigten Klappen nach oben ausgeschlagen werden. Um ein höheres Trimm-Ca zu erreichen muss man also lokal den

Auftrieb im äußeren Flügelbereich verkleinern – bezogen auf die Flugeistung stößt man hier sehr schnell an die Grenzen des Machbaren. Dies ist einer der wesentlichen Nachteile des Nurfügels und kann mit weiteren Maßnahmen nur abgemildert werden.

Welche Maßnahmen könnten helfen den Auftrieb eines Nurfügels zu erhöhen? Hier stehen die folgenden zwei zur Verfügung:

- 1) Verwendung von geeigneten Profilstraks, sodass einerseits das Momentengleichgewicht mit einem geringeren Verwindungswinkel möglich wird und andererseits der Auftrieb generell erhöht wird.
- 2) Verwendung von geeigneten Klappen, welche den lokalen Auftrieb erhöhen wenn ein hohes Trimm-Ca erreicht werden soll.
Als Anmerkung: Die üblicherweise zumindest im Modellbau verwendeten Elevons (Roll- und Nicksteuerung), also Klappen, welche sich wie im Bild 2-1 am äußeren Flügelbereich befinden, stellen in dieser Hinsicht keine gute Lösung dar. Wie bereits erwähnt, müssen diese nach oben ausgeschlagen werden, um ein höheres Trimm-Ca zu erreichen, reduzieren damit aber lokal den Auftrieb. Dies wirkt sich auch nicht günstig auf die Flugeigenschaften im Langsamflug aus und kann zu abruptem Strömungsabriss an der Flügelspitze führen, wenn die Klappen sehr weit nach oben ausschlagen.

Maßnahme 2. wird in diesem Text nicht weiter verfolgt. Die Wirksamkeit der ersten Maßnahme soll im folgenden Kapitel aufgezeigt werden. Wie bereits in Kapitel 1 erwähnt, soll dies unter „aerodynamischer Verwindung“ verstanden werden.

3. DER MOMENTENAUSGLEICH MIT GEOMETRISCHER UND AERODYNAMISCHER VERWINDUNG

Um einen generell höheren Auftriebsbeiwert des Flügels zu erreichen, müsste für die Maßnahme 1 ein Profilstrak eingesetzt werden, der die folgenden Eigenschaften hat:

- Die zum Momentenausgleich notwendige lineare Verwindung sollte beim Einsatz eines solchen Straks auf ein Minimum reduziert werden können.
- Die für den Strak verwendeten Profile sollten ein möglichst großes ca_{max} erreichen und im hohen ca-Bereich möglichst kleine Widerstandsbeiwerte aufweisen.

Der ca_0 -Verlauf in Bild 2-3 ist die Grundlage des Beiwertes CMS_G und das folgende Rechenbeispiel wird zeigen, ob sich dieser Verlauf so verändern lässt, dass das Momentengleichgewicht erfüllt wird, die geometrische Verwindung reduziert werden kann und gleichzeitig ein erweiterter ca-Bereich zur Verfügung steht.

Um dies zu erreichen, kommen nur Profile mit einer größeren Wölbung in Frage, welche im inneren Bereich des Flügels, also dort, wo in Bild 2-3 der positive Anteil des ca_0 -Verlaufs zu finden ist, eingesetzt werden. Eine Erhöhung der ca-Werte in diesem Bereich führen zu einem die Flügelnase nach oben drehenden Moment.

Normalerweise haben Profile mit einer zunehmend größeren Wölbung einen abnehmenden Nullauftriebswinkel und erreichen ein größeres ca_{max} , sind also prinzipiell geeignet. Auch die Widerstandsbeiwerte im hohen ca-Bereich sind normalerweise kleiner.

Sie weisen allerdings auch den Nachteil auf, dass der Profil-Nullmomenten-Beiwert sich deutlich im negativen Bereich befindet. Dies gilt, wie bereits erwähnt, einschränkend für Profile, deren Skelettlinie oberhalb der Profilschneide verläuft. Für Leitwerksflugzeuge stellt dies kein Problem dar, denn mit entsprechender Größe des Höhenleitwerkes und/oder größerem Leitwerk-Hebelarm kann man das daraus resultierende Moment leicht ausgleichen. Beim Nurfügel muss der Einsatz eines solchen Profils und des darauf aufbauenden Profilstraks sehr genau überlegt werden. Um die Verwindung kleiner machen zu können, muss der Effekt der Auftriebserhöhung im inneren Flügelbereich den im negativen Bereich tiefer liegenden Profil-Nullmomenten-Beiwert überkompensieren.

Bevor die Berechnung des Momentenausgleichs erneut durchgeführt wird, soll kurz auf die wesentlichen Charakteristiken von Profilen eingegangen werden, welche sich hier eignen könnten. Einschränkend soll dies für Profile gemacht werden, deren Re-Zahlen-Bereich sich für Modelle wie in Bild 2-1 eignen. Diese grundsätzlichen Überlegungen basieren auf Windkanal-Messungen, welche [4] und [5] entnommen sind.

Bild 3-1 zeigt ein Profil, welches sich für Nurfügel Modelle eignet. Es erreicht ein maximal nutzbares $ca_{max} \approx 0.9$.

Der Nullmomenten-Beiwert dieses Profils ist $cm_0 = 0$ und damit würde es die in Kapitel 2 gemachten Aussagen und Ergebnisse unterstützen. Dieses

Profil würde sich in einem Profilstrak gemäß den oben genannten Forderungen als „Hauptprofil“ eignen, welches in Richtung der Flügel Spitze weiter außen eingesetzt wird.

Für den inneren Teil des Straks, dort wo der Auftrieb erhöht werden soll, soll ein „virtuelles“ Profil mit Ergebnissen aus den ausgewerteten Messungen ([4], [5]) verwendet werden.

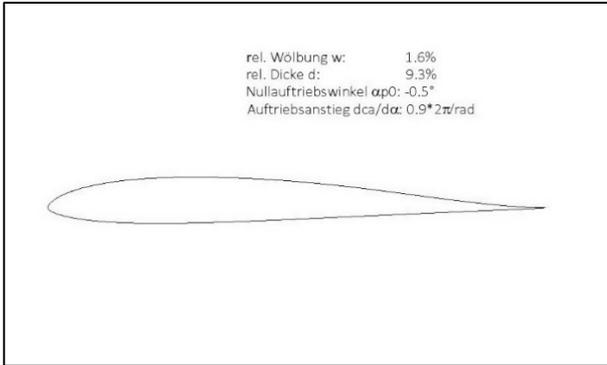


Bild 3-1, Typisches Profil für ein Nurflügel-Modell mit $cm_0 = 0$

Die Auswertung zeigt zunächst, dass die Theorie der tragenden Linie, bezogen auf den Auftriebsanstieg, in der Praxis nicht ganz erfüllt wird. Man findet im Mittel einen Auftriebsanstieg von:

$$(3-1) \quad \frac{dca}{d\alpha} \approx 0.9 * 2 * \pi$$

Auch das in Bild 3-1 gezeigte Profile weist, bei einer mittleren Re-Zahl von 100k, diesen Auftriebsanstieg auf.

Des Weiteren ergibt die Auswertung den in Bild 3-2 gezeigten Zusammenhang zwischen der Profilwölbung und dem Nullauftriebswinkel α_{p0} (Re-Zahl $\approx 100k$).

Schließlich ist noch in Bild 3-3 der ausgewertete Zusammenhang zwischen der Profilwölbung und dem maximal erreichbaren ca_{max} gezeigt (Re-Zahl $\approx 100k$).

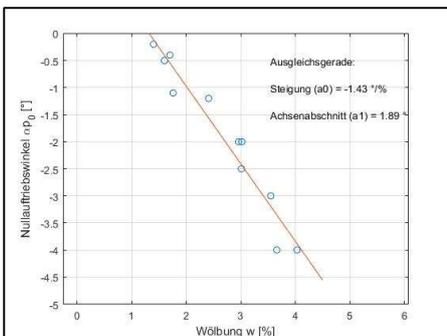


Bild 3-2, Zusammenhang zwischen Profilwölbung und Nullauftriebswinkel

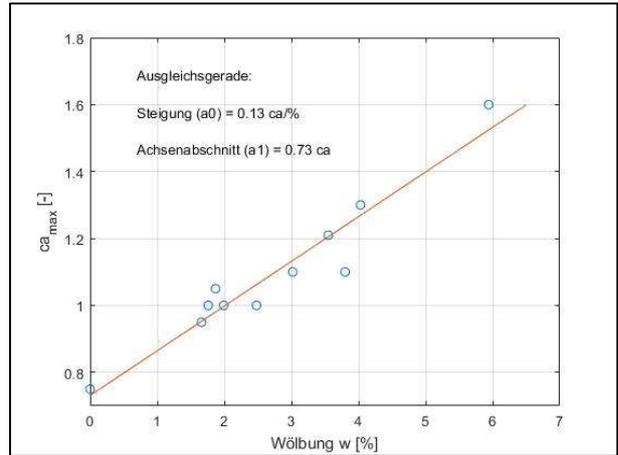


Bild 3-3, Zusammenhang zwischen Profilwölbung und ca_{max}

Im folgenden Rechenbeispiel wird, basierend auf den in Bild 3-2 und 3-3 gezeigten empirischen Daten, ein Profil mit einer relativen Wölbung von 2.5% für den inneren Bereich des Flügels verwendet. Dieses Profil soll im folgenden Text als „Wurzelprofil“ bezeichnet werden.

Nullauftriebswinkel und ca_{max} für ein solches Profil wären gemäß den in Bild 3-2 und 3-3 angegebenen Ausgleichsgeraden:

- $\alpha_{pw_0} = -1.5^\circ$
- $ca_{max} \approx 1.1$

Der nutzbare ca-Bereich wäre gegenüber dem Hauptprofil um ca. 20% erhöht. Wie schon erwähnt, muss der für ein solches Profil zu erwartende deutlich negative Nullmomenten-Beiwert bei der Berechnung des Momentengleichgewichtes berücksichtigt werden. Ebenfalls basierend auf den Messungen in [4] und [5] wird ein Profil-Nullmomenten-Beiwert von:

- $cm_0 = -0.016$

angenommen.

„Baut“ man beide Profile mit parallelen Profilschnen ein, so ist klar, dass bei jedem globalen Anstellwinkel das Wurzelprofil einen, gemäß der Differenz der Nullauftriebswinkeln, höheren Auftriebsbeiwert liefert.

In welchem „inneren“ Flügelbereich sollte das Profil mit der größeren Wölbung eingesetzt werden und wie wird der veränderte Nullauftriebswinkel in die Berechnung der ca_0 -Verteilung gemäß [3] einbezogen?

Im einfachsten Fall wird es an der Flügelwurzel eingesetzt und geht dann im Strak bis zu einer bestimmten Stützstelle von [3] in das Hauptprofil über.

Ähnlich wie bei der Einbeziehung des Verwindungswinkels in das Verfahren gemäß [3] wird hier die Differenz der beiden unterschiedlichen Nullauftriebswinkel an den Stützstellen (s_{ny}) bei der Berechnung der Auftriebsverteilung berücksichtigt. Es wird ein linearer Übergang der beiden Nullauftriebswinkel innerhalb des Straks angenommen.

Die geometrische Verwindung startet zweckmäßigerweise ebenfalls ab einer bestimmten Stützstelle. Basierend auf einigen Optimierungsrechnungen, die hier nicht gezeigt werden, hat es sich für die Beispielsgeometrie (Bild 2-1) als günstig erwiesen, wenn die Verwindung ab der Stützstelle startet, an welcher der Übergang vom 1. Profil (Wurzel) in das 2. Profil abgeschlossen ist. Aus diesen Optimierungsrechnungen hat sich ergeben, dass die benötigte Verwindung zu einem Minimum von 2.8° wird, wenn der Übergang der beiden Profile zwischen der 3. und 4. Stützstelle stattfindet.

Bild 3-4 zeigt dazu die folgenden Diagramme:

- Oberstes Diagramm: Zeigt den sich aus den unterschiedlichen Nullauftriebswinkeln der beiden Profile ergebenden Einstellwinkel-Verlauf, wenn die Sehnen beider Profile parallel verlaufen, also keinen Winkel zueinander aufweisen. Der Verlauf wird berechnet aus Formel 3-2.

Als Anmerkung: Formel 3-2 ist praktisch das für CMS_A relevante Gegenstück zu Formel 2-2.:

$$(3-2) \quad \Delta\alpha_A = | \alpha_{pw_0} - \alpha_{ph_0} |$$

- Mittleres Diagramm: Zeigt die Überlagerung von $\Delta\alpha_A$ und $\Delta\alpha_G$ zur Berechnung der Einstellwinkel der tragenden Linien für die Berechnung der Auftriebsverteilung gemäß [3]. Dieser Verlauf wird dem globalen Anstellwinkel additiv überlagert.
- Unterstes Diagramm: Zeigt den Verlauf der beiden Nullmomenten-Beiwerte der Profile. Das Programm erzeugt hier keinen Übergang – man könnte dies zwar machen, aber wenn man das negative cm_0 des Wurzelprofils bis zur Stelle annimmt, an welcher das Hauptprofil startet, liegt man mit dem Momentenausgleich auf der sicheren Seite.

Die Umrechnung des in Bild 3-4 gezeigten cm_0 -Verlaufs in den auf den Flügel bezogenen Nullmomenten-Beiwert Cm_0 erfolgt mit:

$$(3-3) \quad Cm_0 = \frac{1}{A \cdot L} \int_{-s}^s cm_0(y) \cdot l^2(y) \cdot dy$$

Es beträgt: $Cm_0 = -0.011$

Bild 3-5 zeigt wieder die Zirkulation und den ca_0 -Verlauf für den beschriebenen Strak mit der optimalen linearen Verwindung von 2.8° . Dieser ca_0 -Verlauf ist die Grundlage für die Summe der Beiwerte CMS_G plus CMS_A und ergibt gemäß Formel 1-4 (ohne den Index „G“):

$$CMS = 0.061$$

Es kompensiert damit das in Kapitel 2 bestimmte Cm_A und das gemäß Formel 3-3 errechnete Cm_0 und ist um 22% größer als das CMS , welches nur auf einer geometrischen Verwindung basiert, siehe Kapitel 2.

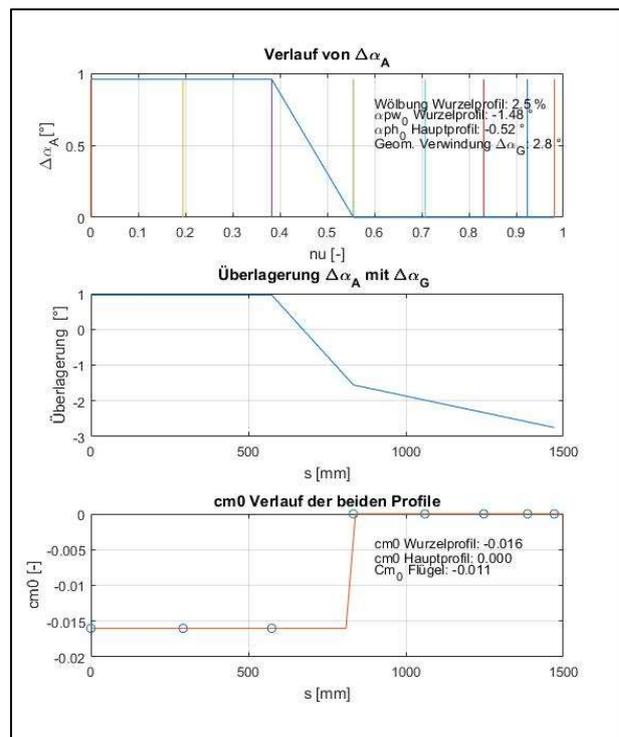


Bild 3-4, Überlagerungen des Profil-Straks

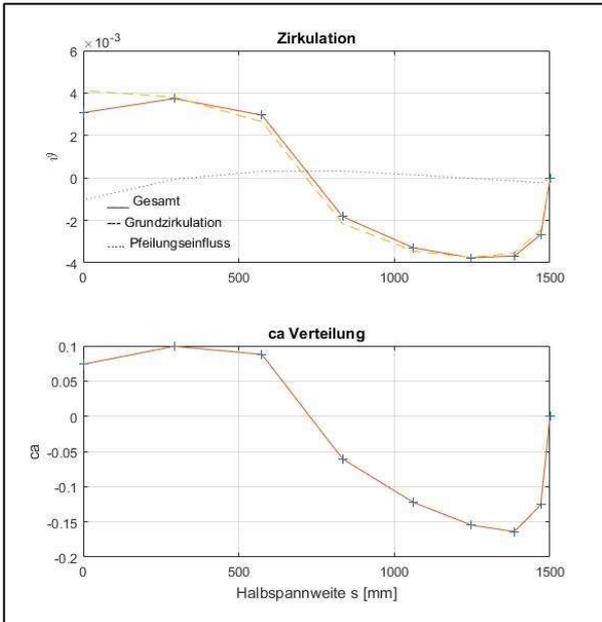


Bild 3-5, Zirkulation und c_a -Verteilung für den Momentenausgleich mit Strak (Überlagerung von $\Delta\alpha_G$ und $\Delta\alpha_A$ gemäß Bild 3-4)

Der Flugleistungsaspekt:

Das übergeordnete Ziel war es, die Flugleistungen des Nurflügels generell zu verbessern und abschließend soll nun ein Vergleich der beiden bisherigen Auslegungen gemacht werden. Dabei sollen die Leistungspolaren der beiden Flugzeuge verglichen werden. Eine detaillierte Beschreibung der Leistungsberechnung würde in diesem Text zu weit führen, an dieser Stelle sei nur eine kurze Erklärung eingefügt:

Das Programm verändert schrittweise den globalen Anstellwinkel und bestimmt dann die c_a -Verteilung unter Berücksichtigung der jeweiligen Einstellwinkel an den Stützstellen. Diese c_a -Verteilung mit den 8 Stützstellen wird durch Interpolation für die Leistungsberechnung erweitert. Mit dieser interpolierten c_a -Verteilung werden dann die c_w -Werte aus den Profilpolaren bestimmt. Das Verfahren berücksichtigt die unterschiedlichen Re-Zahlen aufgrund der lokalen Flügeltiefen und interpoliert die c_w -Werte aus dem gemessenen Re-Zahlen-Bereich. Teilweise vorkommende Extrapolationen außerhalb des gemessenen Re-Zahlen-Bereichs werden mit einem speziellen Verfahren vorgenommen, welches die starke Nichtlinearität der c_w -Werte im Bereich kleiner Re-Zahlen (typischerweise < 100k) aufgrund laminarer Ablöseblasen berücksichtigt.

Da das Verfahren gemäß [3] auch die induzierten Abwindwinkel liefert, kann auch der induzierte Widerstand bestimmt und in die Berechnung der Gleitzahl E und des geringsten Sinkes v_{smin} einbezogen werden. Es ist wichtig diesen Widerstandsanteil einzubeziehen, denn zum einen

ist dieser gerade im Langsamflugbereich nicht unerheblich und zum anderen lassen die c_a -Verteilungen gemäß den Bildern 2-3 und 3-5 auf einen nicht zu vernachlässigenden induzierten Widerstand schließen. Der Flügel wurde ja ausschließlich unter dem Aspekt des Momentenausgleichs und der Erweiterung des c_a -Bereiches entworfen. Auf eine ideale Auftriebsverteilung, um das Minimum des induzierten Widerstandes zu erreichen, wurde keinerlei Rücksicht genommen. Vernachlässigt wird der Einfluss von ausgeschlagenen Klappen. Die nachfolgend gezeigten Leistungsdaten lassen damit keine absolute Leistungsbewertung zu, sondern dienen nur zum Vergleich der beiden Auslegungen. Zusammenfassend die Daten der beiden Nurflügel welche verglichen wurden:

- Nurflügel A:
 - Geometrie, gemäß Bild 2-1
 - Lineare Verwindung 3.9° , gemäß Kapitel 2
 - Profil, gemäß Kapitel 2, Bild 3-1
 - Profilpolare, gemäß Bild 3-6
 - Flächenbelastung $G/F: 3.5 \text{ kg/m}^2$

- Nurflügel B:
 - Geometrie, gemäß Bild 2-1
 - Lineare Verwindung 2.8° , gemäß Kapitel 3
 - Profilstrak, gemäß Kapitel 3
 - Profilpolare des Hauptprofils (ab Übergang), Bild 3-6
 - Profilpolare Wurzelprofil, gemäß Kapitel 3 aus Hauptprofil generiert: Die c_w -Daten des Hauptprofils wurden gemäß der empirischen Erhöhung des c_a -Bereich verschoben
 - Flächenbelastung $G/F: 3.5 \text{ kg/m}^2$

Bild 3-7 zeigt den Vergleich der Flugleistungen.

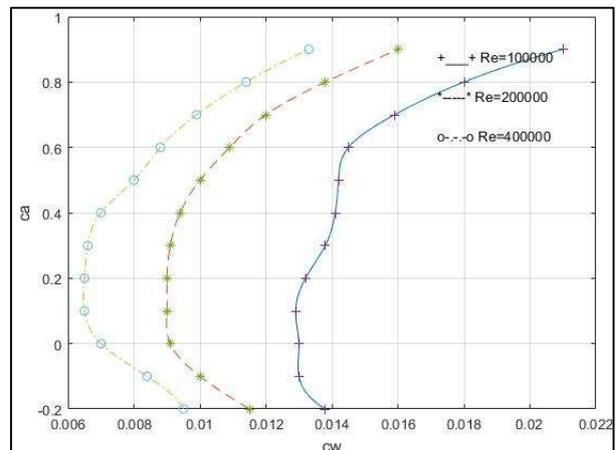


Bild 3-6, Profilpolare für Nurflügel A und Hauptprofil Nurflügel B

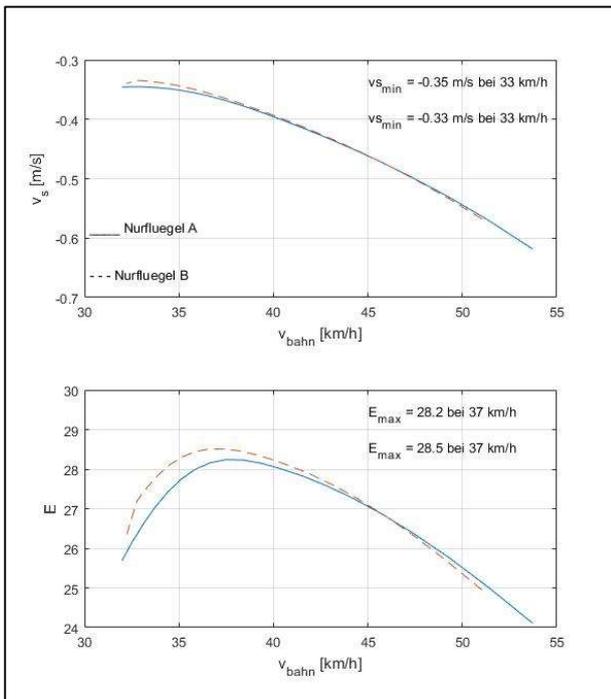


Bild 3-7, Vergleich der Flugleistungen zwischen Nurflügel A und Nurflügel B

Im Rahmen der Rechengenauigkeit des verwendeten Verfahrens zeigt es sich, dass Nurflügel B tendenziell eine bessere Flugleistung aufweist. Damit hätte die Maßnahme eines Profil-Straks gemäß Kapitel 3 Wirkung gezeigt. Die theoretischen Leistungsverbesserungen mögen klein erscheinen, falls sich diese in der Praxis auch so zeigen würden, hätte Nurflügel B im Wettbewerb jedoch einen erkennbaren Vorteil.

Der subjektive Vergleich von gebauten Nurflügel-Modellen gemäß „Nurflügel A“ und „B“ zeigt, dass sich die Berechnungen zum Momentenausgleich exakt in die Praxis umsetzen lassen. Ebenfalls subjektiv zeigt Nurflügel B eine bessere „Thermikleistung“ und ist in der Lage, bereits minimalste Aufwinde umzusetzen. Auch das Handling um die Rollachse scheint beim Nurflügel B subjektiv besser zu sein. Der Flieger ist agiler, d.h. er setzt Steuerkommandos schneller um.

Selbstverständlich müssen solche subjektiven Aussagen durch Messungen bestätigt werden.

4. VORSCHLAG FÜR DIE WEITERENTWICKLUNG DES NURFLÜGELS: I-CON – INTEGRATED-CONFIGURATIONS

Die bisherigen Kapitel sollten als Hinführung zu diesem Kapitel dienen. Es wurde aufzuzeigen versucht, dass der Verbesserung von Flugleistungen beim Nurflügel, der Momentenausgleich entgegen steht.

Würde man stärker gewölbte Profile, als für Nuflügel üblicherweise verwendet werden, einsetzen, so würde dies zur Notwendigkeit von starken Verwindungen mit entsprechend schädlichen Auswirkungen auf die Flugleistung führen. Auf der anderen Seite wirken sich kleine Verwindungen nicht leistungsmindernd aus, sondern können sogar zu einer Minimierung des induzierten Widerstandes und damit zu einer Optimierung der Flugleistung beitragen.

Der nun gemachte Vorschlag zielt darauf ab, den Momentenausgleich in optimaler Form zwischen den in Kapitel 2 und 3 gezeigten Maßnahmen zur Stabilisierung eines reinen Nurflügels und einem kleinen Stabilisator aufzuteilen. Man könnte den rückgepeilten Flügel zunächst leistungsoptimal auslegen und auch Profile mit größerem $c_{a_{max}}$ und damit deutlich im negativen Bereich liegenden c_{m0} , als in den Kapiteln 2 und 3 verwendet, einsetzen. Dieser Flügel würde natürlich auch einen Beitrag zum Momentenausgleich liefern und damit die Größe, oder besser umspülte Oberfläche, eines Stabilisators auf ein Minimum reduzieren.

Gemäß [2] hat die Einführung eines Stabilisators die folgenden Effekte:

- 1) Ausgehend vom Nurflügel findet eine Verschiebung des (Nurflügel-)Neutralpunktes nach hinten, also in Richtung Stabilisator, statt. Damit kann auch der Momenten-Bezugspunkt (Schwerpunkt) nach hinten gelegt werden, wenn das Stabilitätsmaß beim Übergang vom Nurflügel zum Leitwerksflugzeug konstant bleiben soll.
- 2) Der Stabilisator kann „aktiv“ zum Momentenausgleich beitragen. Er kann ein Moment bezüglich des Momenten-Bezugspunktes ausüben.

Es ist klar dass, ausgehend vom Nurflügel, beide Maßnahmen zunächst Einbußen an Flugleistung nach sich ziehen.

Beim 1. Effekt sind es zunächst nur Widerstandsanteile aus der Reibung der umspülten Fläche des Stabilisators, während beim 2. Effekt zusätzliche Widerstände, z.B. ein induzierter

Widerstand, auftreten, welche vom geleisteten Auftrieb (oder auch Abtrieb) des Stabilisators abhängen.

Als Anmerkung, um an dieser Stelle Mißverständnissen zu begegnen. Beim „Stabilisator“ handelt es sich um eine Art Höhenleitwerk, welches allerdings einer anderen Auslegungsvorschrift folgt, als dies bei Höhenleitwerken üblich ist. Auch sind keine vertikalen Stabilisierungsflächen (z.B. ein Seitenleitwerk) wie bei Leitwerksflugzeugen vorgesehen – ein gepfeilter Flügel ist schiebestabil, siehe [1].

Es läuft also auf eine Integration des Leitwerkskonzeptes in das Nurflügel-Konzept hinaus, dies ist in Bild 4-1 schematisch dargestellt. Wie bereits erwähnt, wird bei dieser Integration der Momentenausgleich zwischen den nurflügeltypischen Maßnahmen und dem Stabilisator aufgeteilt. Im Folgenden wird dann noch aufgezeigt werden, dass ein Optimum bezüglich dieser Aufteilung des Momentenausgleichs existiert.

Schematisch ist diese Optimierung in Bild 4-2 dargestellt. „Anteil-S“ ist dabei der Anteil des Stabilisators am Momentenausgleich und „Anteil-N“ könnte die in Kapitel 2 gezeigte geometrische Verwindung sein, aber auch die Kombination aus geometrischer Verwindung und aerodynamischer Verwindung gemäß Kapitel 3.

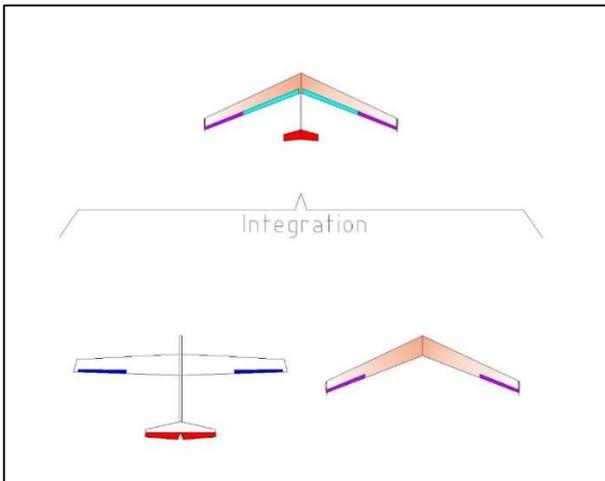


Bild 4-1, Schema „i-con“ : Integrated-configurations

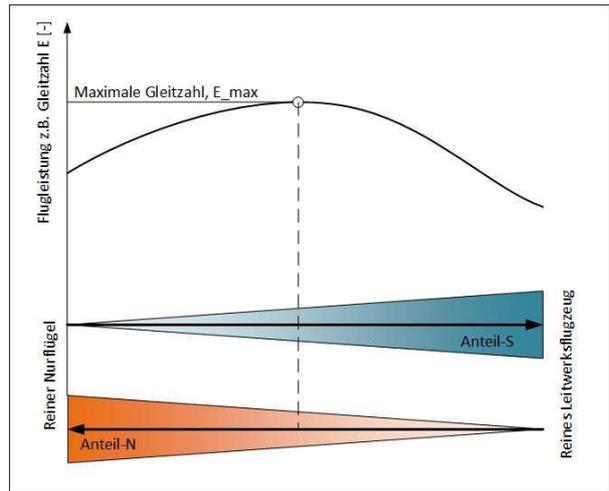


Bild 4-2, Schema: Optimale Aufteilung des Momenten-Ausgleichs

Wie in Kapitel 2 und 3 für den reinen Nurflügel gezeigt, soll auch in diesem Kapitel die Berechnung des Momenten-Gleichgewichtes durchgeführt werden. Diese Berechnung soll auf vorher gemachten Überlegungen zur Optimalität bezüglich der Flugleistung erfolgen.

In Bild 4-3 sind die prinzipiellen Abmessungen des integrierten Konzepts gezeigt. Es basiert auf dem Nurflügel aus Bild 2-1.

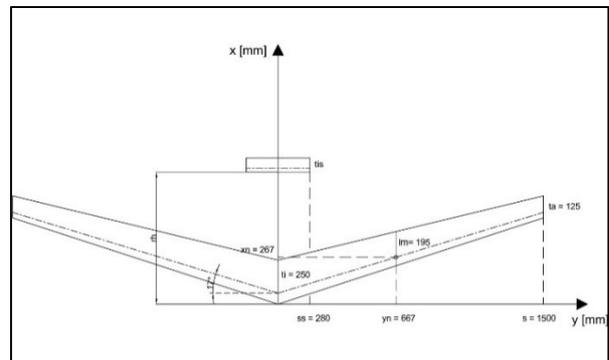


Bild 4-3, i-con Beispiel für weitere Überlegungen und Berechnungen

Das Momentengleichgewicht:

In der Beiwert-Schreibweise erweitert sich Formel 1-3 gemäß Bild 4-3 um den Beiwert des Stabilisators Cm_{stab} .

$$(4-1) \quad 0 = Cm_0 + Cm_A + CMS + Cm_{stab}$$

mit:

$$(4-2) \quad Cm_{stab} = \frac{rh_n * A_{stab}}{l_{\mu} * A} * ca_{stab}$$

Der neue Gesamt-Neutralpunkt und damit Momenten-Bezugspunkt (Schwerpunkt) des Flugzeuges gemäß Bild 4-3, bestimmt sich aus Verschiebung des Flügel-Neutralpunktes durch

Einführung des Stabilisators gemäß [2] und einem zugrunde liegenden Stabilitätsmaß:

$$(4-3) \quad \Delta x_n = \frac{a_{stab} * a_F * \frac{A_{stab}}{A}}{1 + a_{stab} * a_F * \frac{A_{stab}}{A}} * r h_n$$

a_{stab} und a_F sind gemäß [2] (Verschiebungs-) Faktoren, welche sich aus den Auftriebsanstiegen von Flügel und Stabilisator berechnen lassen. In einer vereinfachten Berechnung kann man diese auch aus den Streckungen von Flügel und Stabilisator abschätzen. Bei den nachfolgend gezeigten Berechnungen und Ergebnissen wurde dieser Weg gewählt.

Um einen Vergleich zu den Berechnungen in Kapitel 2 zu ermöglichen wird wieder ein Stabilitätsmaß von $\sigma = 0.1$ vorausgesetzt. Daraus lässt sich der neue Momenten-Bezugspunkt in die Berechnungen einführen.

Es sei vollständigshalber an dieser Stelle darauf hingewiesen, dass das auf C_{m_A} basierende Moment nun, unter Einhaltung von geometrischen Randbedingungen, das Vorzeichen wechselt. Während es beim Nurflügel gemäß Bild 2-1 stets „abnickend“, also die Flügelnase senkend, wirkt, wird es beim Flugzeug gemäß Bild 4-3 nun „aufnickend“ wirken. Dies ist die Ursache für den eingangs von Kapitel 4 genannten 1. Effekt eines Stabilisators.

Ausgehend vom in Kapitel 2 behandelten Nurflügel mit einem Stabilitätsmaß von $\sigma = 0.1$, lautet die Bedingung für den Vorzeichenwechsel:

$$(4-4) \quad \frac{\Delta x_n}{l_\mu} > \sigma$$

Optimalität:

Um die Verluste an Flugleistung bei der Einführung eines Stabilisators möglichst gering zu halten, muss der Auftriebsbeiwert $c_{a_{stab}}$ zu Null werden. Falls der Stabilisator gemäß der Einführung zu Kapitel 4 „aktiv“ zum Momenten-Ausgleich beiträgt, also Auftrieb oder Abtrieb erzeugt, so werden an diesem erhöhte Reibungsverluste (es wird ein symmetrisches Profil am Stabilisator vorausgesetzt) und induzierte Widerstände auftreten. Es erscheint also sinnvoll, basierend auf Formel 4-1, die folgende Definitionsformel für die optimale Stabilisator-Größe aufzustellen:

$$(4-5) \quad 0 \equiv C_{m_0} + C_{m_A} + CMS$$

mit:

$$c_{a_{stab}} \equiv 0$$

Berücksichtigt man den geänderten Momenten-Bezugspunkt für das auf C_{m_A} basierende Moment, findet man aus der Definitionsgleichung 4-5 nach einigen Umformungen für die relative Größe des Stabilisators:

$$(4-6) \quad \frac{A_{stab}}{A} = \frac{1}{a_{stab} * a_F} * \left[\frac{-S1 - S2 + S3}{1 + S1 + S2 - S3} \right]$$

mit den Summanden S1 bis S3:

$$(4-7) \quad S1 = \frac{C_{m_0} * l_\mu}{C_a * \Delta x_n}$$

$$(4-8) \quad S2 = \frac{CMS * l_\mu}{C_a * \Delta x_n}$$

$$(4-9) \quad S3 = \frac{\sigma * l_\mu}{\Delta x_n}$$

Da sowohl die Fläche A_{stab} des Stabilisators, wie auch der Verschiebungsfaktor a_{stab} und die Summanden S1 bis S3 von der für die Berechnung der Stabilisator-Fläche abhängigen Tiefe t_{is} und der Stabilisator-Halbspannweite ss abhängen, ist Formel 4-6 geschlossen nicht mehr lösbar. Sie muss numerisch mit einer geeigneten Methode gelöst werden und die Schreibweise lautet:

$$(4.10) \quad \frac{A_{stab}(t_{is})}{A} = \frac{1}{a_{stab}(t_{is}) * a_F} * \left[\frac{-S1(t_{is}) - S2(t_{is}) + S3(t_{is})}{1 + S1(t_{is}) + S2(t_{is}) - S3(t_{is})} \right]$$

Vorgegeben werden muss die Halbspannweite des Stabilisators ss , sowie der Hebelarm rh . Zweckmäßigerweise bezieht man ss auf die Halbspannweite des Flügels s und rh auf die Bezugsflügeltiefe l_μ .

Bevor die optimale Größe des Stabilisators berechnet wird, muss zunächst der Flügel optimal bezüglich der Verwindung und des gewählten Profils ausgelegt sein. In den Gleichungen 4-7 bis 4-9 tauchen CMS und C_{m_0} als Parameter auf und auch diese müssen zunächst bestimmt werden. Aus [5] werden nun zwei geeignete Profile für Leitwerksflugzeuge selektiert und auf den Einfluss der Verwindung auf die Flugleistungen, basierend auf dem Flügelgrundriss in Bild 4-1, untersucht.

Diese Profile haben ein cm_0 , welches deutlich tiefer im negativen Bereich liegt, als das nurflügeltypische Profil, welches in Bild 3-1 gezeigt wurde. Bei einem reinen Nurflügel würden absurd große Verwindungen zum Momentenausgleich beim Einsatz solcher Profile benötigt werden.

- Profil A: rel. Wölbung: 1.8% / rel. Dicke: 8.9 % / $cm_0 = -0.058$

- Profil B: rel. Wölbung: 3.02% / rel. Dicke: 9.2% / $cm_0 = -0.099$

Bild 4-4 zeigt die Ergebnisse der Flugleistungs-Untersuchungen mit diesen Profilen. In den Diagrammen werden die minimalen erreichten Sinkgeschwindigkeiten und die maximalen Gleitzahlen über der Verwindung aufgetragen.

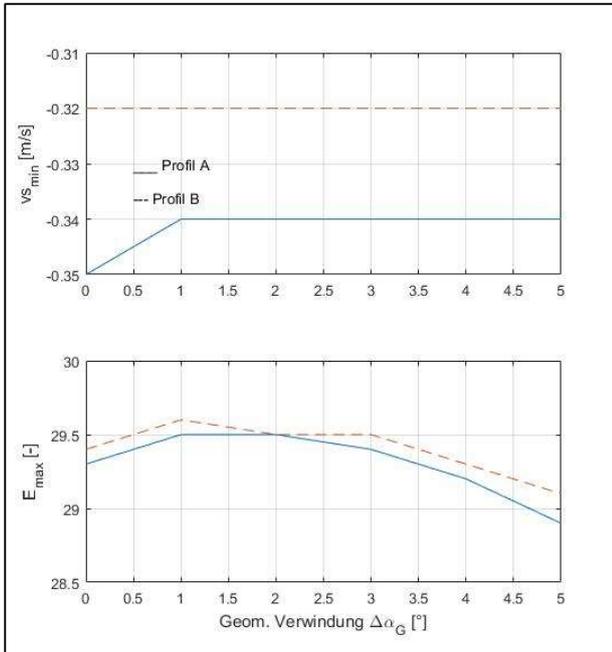


Bild 4-4, Ergebnisse der Leistungsoptimierung mit geometrischer Verwindung

Wie zu erwarten, liefert das stärker gewölbte Profil B ein geringeres Sinken als Profil A. Wie es scheint, ist die Sinkgeschwindigkeit im untersuchten Bereich weitgehend unabhängig von der Verwindung.

Bei den Gleitzahlen zeigt Profil B ebenfalls einen leichten Vorteil gegenüber Profil A. Auffälliger dagegen ist, dass die Gleitzahl tendenziell im Bereich von 1° bis 3° Verwindung ein Maximum annimmt – dies gilt für beide Profile.

Es ist anzumerken, dass die Ergebnisse, welche in Bild 4-4 gezeigt sind, natürlich vom verwendeten Verfahren der Leistungsberechnung abhängen. In Kapitel 3 wurde auf das hier verwendete Verfahren bereits eingegangen.

Für die weiteren Berechnungen, mit denen der optimale Stabilisator ausgelegt wird, scheint der Bereich einer Verwindung von 1° bis 3° als günstig.

Der optimale Stabilisator:
Aus Gleichung 4-10 wird nun die optimale Größe des Stabilisators berechnet. Um den Stabilisator möglichst klein zu halten, wird zunächst eine Verwindung von 3° vorgegeben, diese befindet sich

gerade noch im optimalen Bereich der Gleitzahl in Bild 4-4.

Die Vorgaben sind damit wie folgt:

- Lineare Verwindung, $\Delta\alpha_G: 3^\circ$
- Relative Stabilisator Halbspannweite, $ss/s = 0.15$
- Relativer Hebelarm, $rh/l_p = 3.86$
- Stabilitätsmaß, $\sigma = 0.1$

Um einen Überblick zu bekommen, wie sich die optimale Größe des Stabilisators bei verschiedenen Profil-Nullmomenten entwickeln würde, wird in Bild 4-5 der Nullmomenten-Beiwert des Flügels C_{m_0} als Parameter eingeführt. Als Abszisse wird das Trimm-Ca eingeführt. Wie in Bild 2-2 wird erneut der Bereich von 0.4 bis 0.7 angegeben. Das oberste Diagramm in Bild 4-5 zeigt die Ergebnisse der optimalen relativen Stabilisator-Größe.

Im zweiten Diagramm ist die auf die Bezugsflügelhöhe bezogene Verschiebung des (Nur-) Flügel-Neutralpunktes durch den Stabilisator gezeigt. Es kann festgestellt werden, dass die Bedingung gemäß Formel 4-4 stets erfüllt ist (ansonsten würde das Verfahren zur Lösung von Formel 4-10 wahrscheinlich auch nicht konvergieren oder unsinnige Werte liefern).

Würde man, wie beim Nurflügel, ein Trimm-Ca von 0.5 fordern, so würden der Einsatz der Profile A und B bei den gegebenen Randbedingungen eine relative Stabilisator-Größe von 6.5% bzw 11.5% der Flügelgröße notwendig machen.

Da gemäß Bild 4-4 die beste Gleitzahl in einem mittleren Bereich von 2° Verwindung auftritt, wurde die Rechnung mit dieser Verwindung (2°) wiederholt, siehe Bild 4-6.

Als Ergebnis ist festzuhalten, dass ein Stabilisator für Profil A bei einer Verkleinerung der Verwindung um 1° um etwa 1.5% größer gemacht werden müsste, um das Optimum zu erreichen. Bei Profil B würde eine Vergrößerung von ca. 3% notwendig sein. Die Sensitivität der optimalen relativen Stabilisator-Größe hängt demnach vom Nullmoment des Profils ab.

Hier wird deutlich, dass für die Auslegung eines konkreten Flugzeuges nach der hier gezeigten Methode, die sich aus den Einsatzbedingungen ergebenden Randbedingungen sehr genau analysiert werden müssen. Der Widerstand, der aus der umspülten Stabilisator-Fläche entsteht, muss mit der Verwindung des Flügels und der davon abhängigen Flugleistung verglichen werden.

In Bild 4-2 ist die Abhängigkeit der beiden Anteile des Momenten-Ausgleichs schematisch gezeigt. Die hier gezeigten Ergebnisse lassen deutlich erkennen, dass ein Optimum bei der Aufteilung existiert. Um dieses nochmal deutlich herauszustellen, wird in Bild 4-7 die notwendige Stabilisator-Größe über der Verwindung aufgetragen. Es wurde das Profil A ausgewählt. Die Werte des Trimm-Ca sind als Parameter eingeführt.

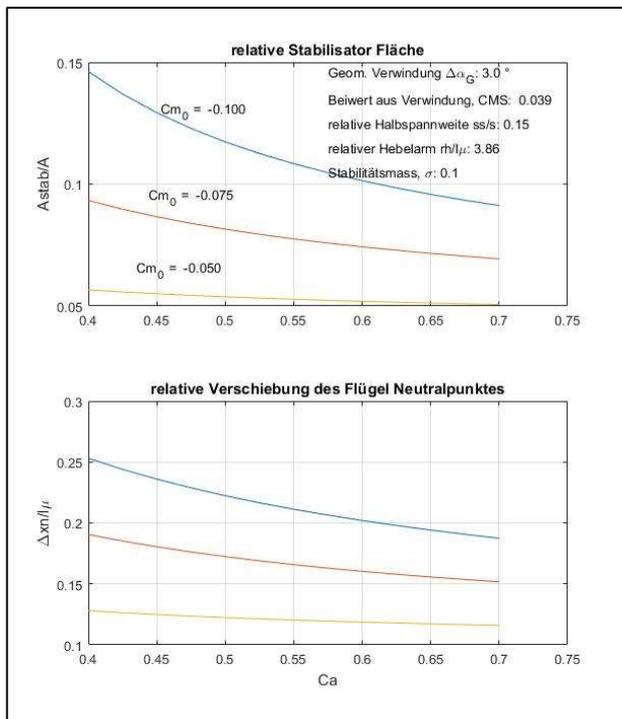


Bild 4-5, Optimale rel. Stabilisator-Größe und rel. Neutralpunkt-Verschiebung bei 3° Verwindung

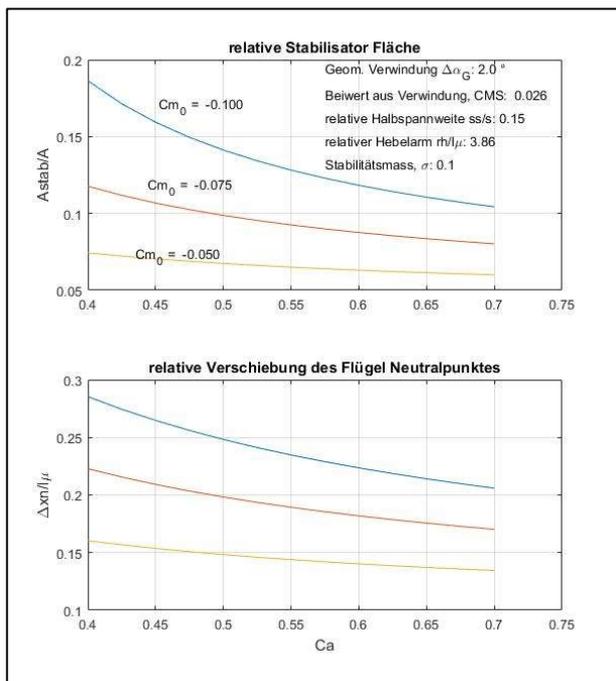


Bild 4-6, Optimale rel. Stabilisator-Größe und rel. Neutralpunkt-Verschiebung bei 2° Verwindung

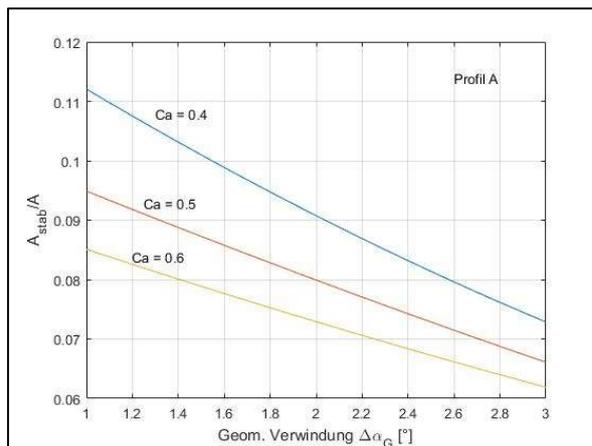


Bild 4-7, Abhängigkeit der optimalen relativen Stabilisator Größe von der Verwindung bei Profil A

Das Optimum der Flugleistung bezüglich der Aufteilung des Momentenausgleichs scheint also zu existieren. Bild 4-4 zeigt, dass man den optimalen Bereich der (Flügel) Flugleistung verlässt, wenn größere Verwindungen als ca. 3° eingebaut werden. Auf der anderen Seite wird die relative Stabilisator-Fläche mit größeren Verwindungen immer kleiner, damit wird natürlich auch die umspülte Oberfläche des Stabilisators und dessen Widerstand immer kleiner. Vermutlich wird die beste Flugleistung sich bei einer Verwindung einstellen, die an der oberen Grenze des optimalen Bereiches liegt (im Beispiel bei 3°), denn dann erhält man den besten Flügel und reduziert die Stabilisator-Fläche so weit wie möglich. Anzumerken bleibt, dass die vorliegenden Untersuchungen andere Fragen zur Auslegung einer i-con Konfiguration, wie z.B. die dynamische Stabilität, offen lassen. Auch wurde auf eine Berechnung der Flugleistung mit einem Stabilisator, welche mit den Flugleistungen der beiden Nurflügel A und B verglichen werden kann, verzichtet. Um einen aussagekräftigen Vergleich zu erhalten, würde eine solche Berechnung sehr komplex werden und den Rahmen dieses Beitrages sprengen.

Die i-con Konfiguration vereint die Vorteile des (gepfeilten) Nurflügels und der herkömmlichen Leitwerks-Konfiguration. Aufgrund eines weit rückwärts liegenden Schwerpunkts, hervorgerufen durch die Pfeilung, sind keine Anteile von Rümpfen vor dem Flügel notwendig um Massen auszugleichen, wie es z.B. bei herkömmlichen Segelflugzeugen notwendig ist. Dies würde zu einer Leistungsverbesserung gegenüber Segelflugzeugen führen, da der kritische innere Flügelbereich ungestört angeströmt wird.

Auch weist die i-con Konfiguration keine Seitenfläche zur Stabilisierung der Schiebeachse auf – der gepfeilte Flügel ist selbst schiebestabil. Die Eliminierung dieser Seitenfläche spart natürlich Widerstand.

Um trotzdem eine Schiebsteuerung zu ermöglichen könnte man z.B. Widerstandsrudder an Winglet Aussenflächen anbringen. Dort hätte man die beste Wirksamkeit, da der Hebelarm zum Momentenbezugspunkt am größten ist.

Bei Versuchen mit Flugmodellen wurde die gute Flugleistung des i-con Konzepts zumindest subjektiv bestätigt. Auch die flugmechanischen Berechnungen konnten mit hinreichender Genauigkeit in die Praxis umgesetzt werden. Weitere Vorteile, wie z.B. eine absolut lastigkeitsfreie Wirkung von Wölbklappen, wurden bei diesen Versuchen erkannt und durch spätere Berechnungen bestätigt.

Bild 4-8 zeigt die Möglichkeit der Unterbringung für den Piloten, wenn die Konfiguration in ein Segelflugzeug umgesetzt werden würde. Es entspricht damit dem Gedanken der Brüder Horten, die diese Idee schon bei der Horten IV umgesetzt hatten.

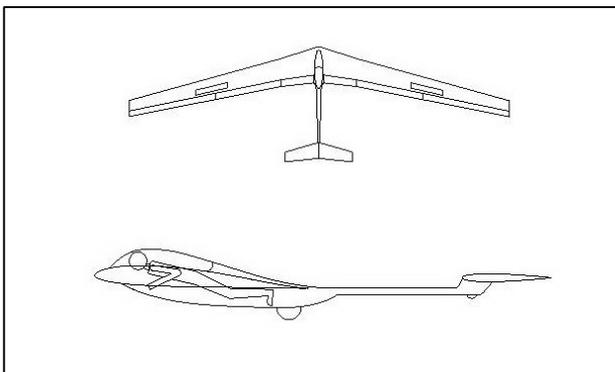


Bild 4-8, Vorschlag für Integration des Piloten in eine i-con Konfiguration

5. ZUSAMMENFASSUNG

Der vorliegende Text gibt im ersten Teil einen Überblick über die nurflügeltypischen Methoden für den Momenten-Ausgleich um die Nickachse. Basierend auf einem Beispiel mit modellbautypischen Abmessungen wird zunächst eine einfache geometrische lineare Verwindung berechnet, um den Momenten-Ausgleich zu erreichen. Diese geometrische Verwindung wird mit einer aerodynamischen Verwindung, welche durch Profile mit unterschiedlichen Nullauftriebswinkeln erreicht wird, kombiniert. Das Ziel, durch eine zusätzliche aerodynamische Verwindung die geometrische Verwindung zu verkleinern und die Flugleistung zu verbessern, wurde erreicht. Die erreichten Verbesserungen sind zwar klein, dürften sich aber z.B. in einem direkten Wettbewerb zeigen. Ausgehend vom Nurflügel wird im zweiten Teil der Vorschlag gemacht, einen kleinen Stabilisator am Nurflügel einzuführen, sodass auch Profile mit größerer Wölbung (höheres $c_{a_{max}}$) und damit niedrigerem Nullmomenten-Beiwert verwendet werden können. Der Vorschlag zielt darauf ab, den Momenten-Ausgleich zwischen den nurflügeltypischen Maßnahmen und dem Stabilisator aufzuteilen.

Für dieses flugmechanische Konzept, im Text „i-con“ genannt, wird die für die Flugleistung optimale Größe des Stabilisators berechnet. Die optimale Größe des Stabilisators hängt u.a. von den nurflügeltypischen Maßnahmen zum Momentenausgleich ab.

Es wurde gezeigt, dass für die Aufteilung der beiden Anteile des Momenten-Ausgleichs ein Optimum bezüglich der Flugleistung existiert. Mit der i-con Konfiguration lassen sich damit die Vorteile des Nurflügels und der herkömmlichen Leitwerks Konfiguration vereinen.

Natürlich bleiben Fragen offen:

Der Gewinn an Flugleistung muss durch genaue Berechnungen festgestellt werden. Für diese Berechnungen können viele Parameter variiert werden – die in den Beispielen verwendete Pfeilung der t/4-Linie von 17° hat sich hier bewährt, vielleicht könnte man diese aber auch noch vergrößern, um die Wirksamkeit von nurflügeltypischen Maßnahmen zu erhöhen und so die Größe des Stabilisators weiter zu reduzieren (bei Inkaufnahme von bekannten Nachteilen für die Flügelstruktur).

Offen ist auch, wie sich Abweichungen vom optimalen Trimm-Ca auf die Flugleistung auswirken. Bei Segelflügen muss man mit deutlichen Abweichungen rechnen. Der Stabilisator wird dann

also auch einen aktiven Beitrag zum Momentenausgleich liefern. Aber auch hier erhält man durch den gepfeilten Flügel einen weiteren Freiheitsgrad: Denkbar wären Klappen-Anordnungen, welche eine einstellbare Verwindung, und damit Anpassung des Arbeitspunktes, zulassen würden.

Bei den eingangs erwähnten militärischen Drohnen mit Langstrecken-Missionen, beispielsweise zur Aufklärung, wird man mit einem optimalen Trimm-Ca über lange Flugzeiten rechnen können. Hier könnte sich das Konzept in einer Reduzierung von Antriebsleistung äußern.

Auf die in diesem Beitrag nicht erfolgte Berechnung der dynamischen Stabilität wurde bereits hingewiesen. Auch diese müsste noch nachgewiesen werden. Dies gilt im besonderen Maße für die Auslegung eines manntragendes Segelflugzeuges hinsichtlich den Bauvorschriften.

6. VERWENDETE LITERATUR:

- [1] Schwanzlose Flugzeuge, Ihre Auslegung und ihre Eigenschaften, Karl Nickel, Michael Wohlfahrt, Birkhäuser Verlag
- [2] Aerodynamik des Flugzeuges, 2. Band Schlichting/Truckenbrodt, Springer-Verlag
- [3] Ein einfaches Traglinienverfahren zur Berechnung der Auftriebsverteilung an gepfeilten Flügeln, Boris Laschka und Friedrich Wegener, München und Stuttgart, verschiedene Publikationen, z.B. Z. Flugwiss. 7 (1959) Heft 2
- [4] Profilpolaren für den Modellflug, D. Althaus, Institut für Gasdynamik und Aerodynamik der Universität Stuttgart, Neckar-Verlag
- [5] Airfoils At Low Speeds (Soartech 8), Selig, Donovan, Fraser, Publisher: H.A. Stokely

Anhang (Bilder)

Die erste Zahl der Nummerierung der Bilder bezieht sich auf das jeweilige Kapitel im Text.

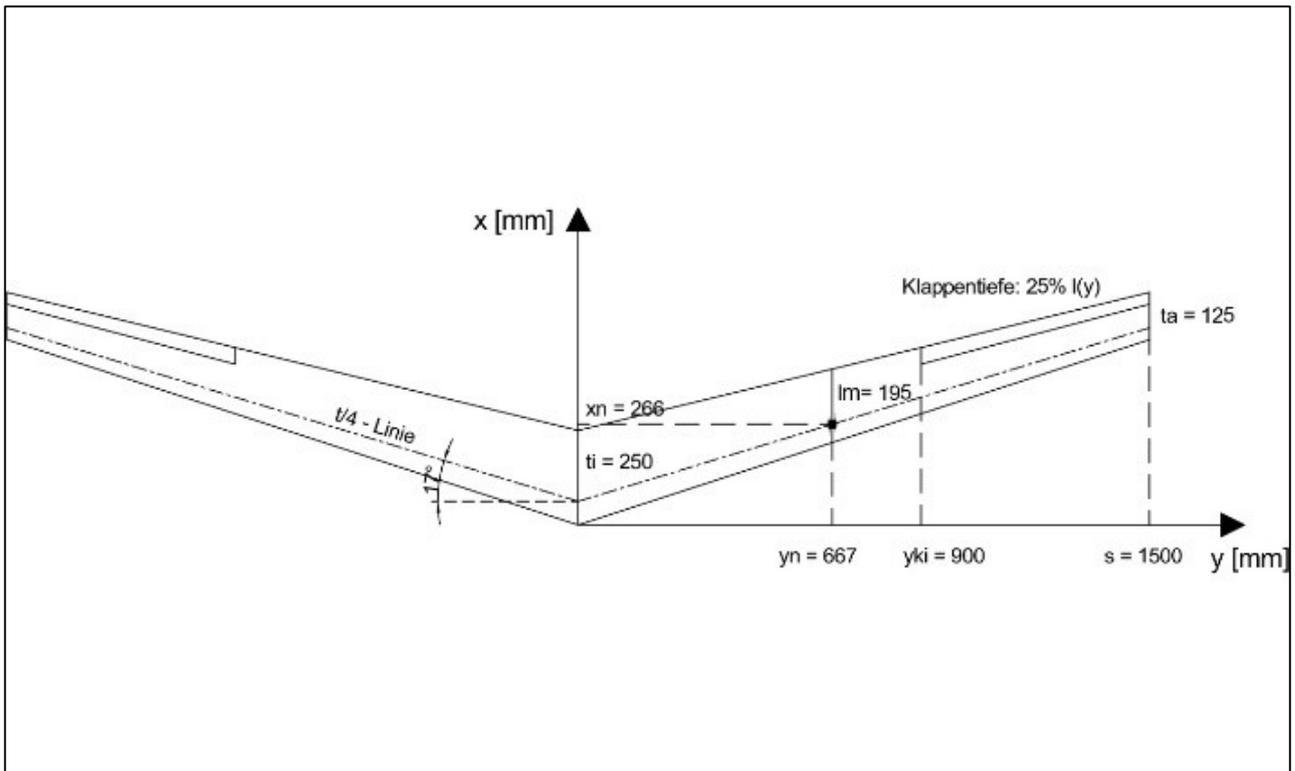


Bild 2-1, Nurfügel-Beispiel für weitere Überlegungen und Berechnungen

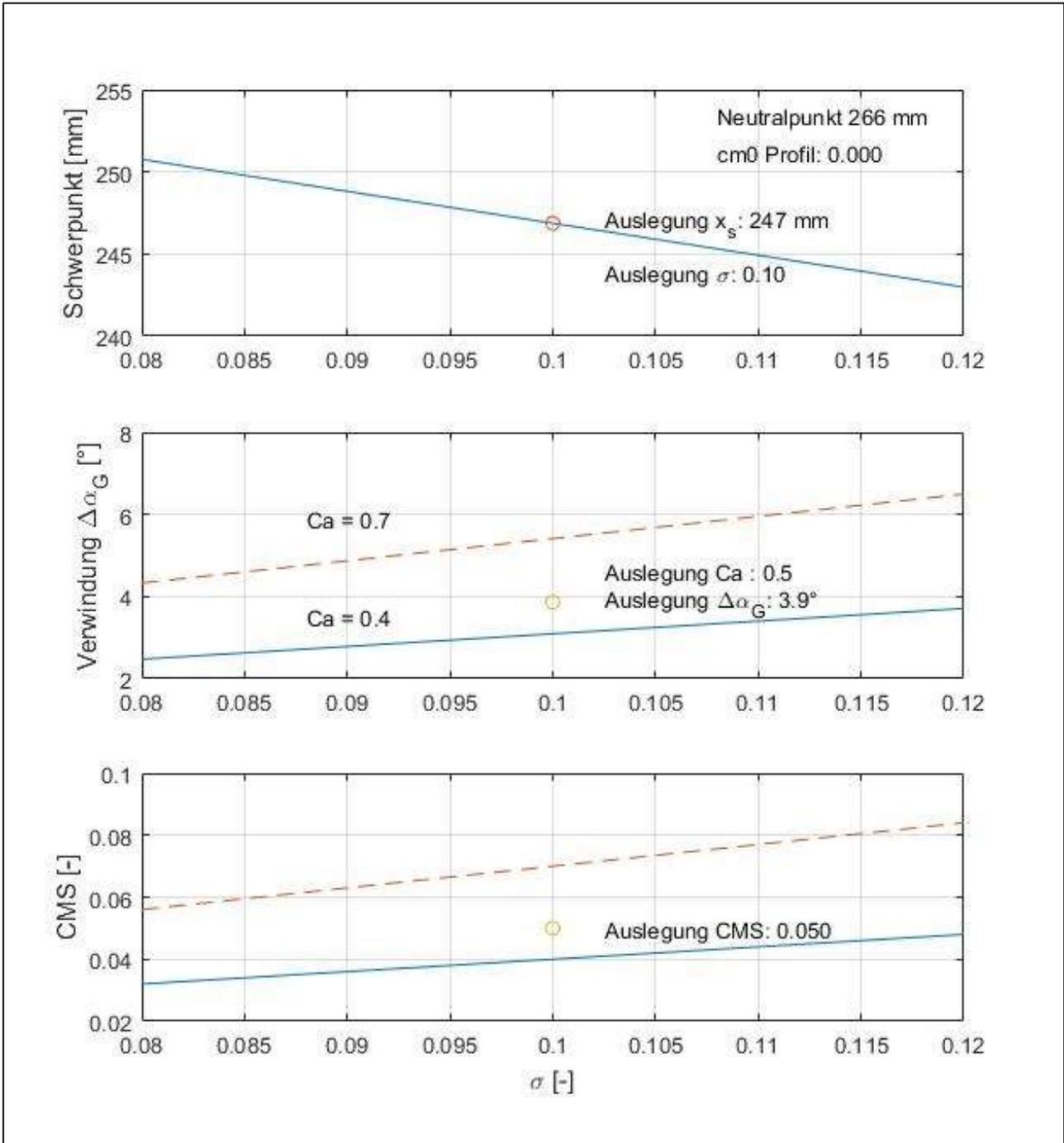


Bild 2-2, Schwerpunktlage x_s , Verwindung $\Delta\alpha_G$ und Beiwert CMS_G der Verwindung

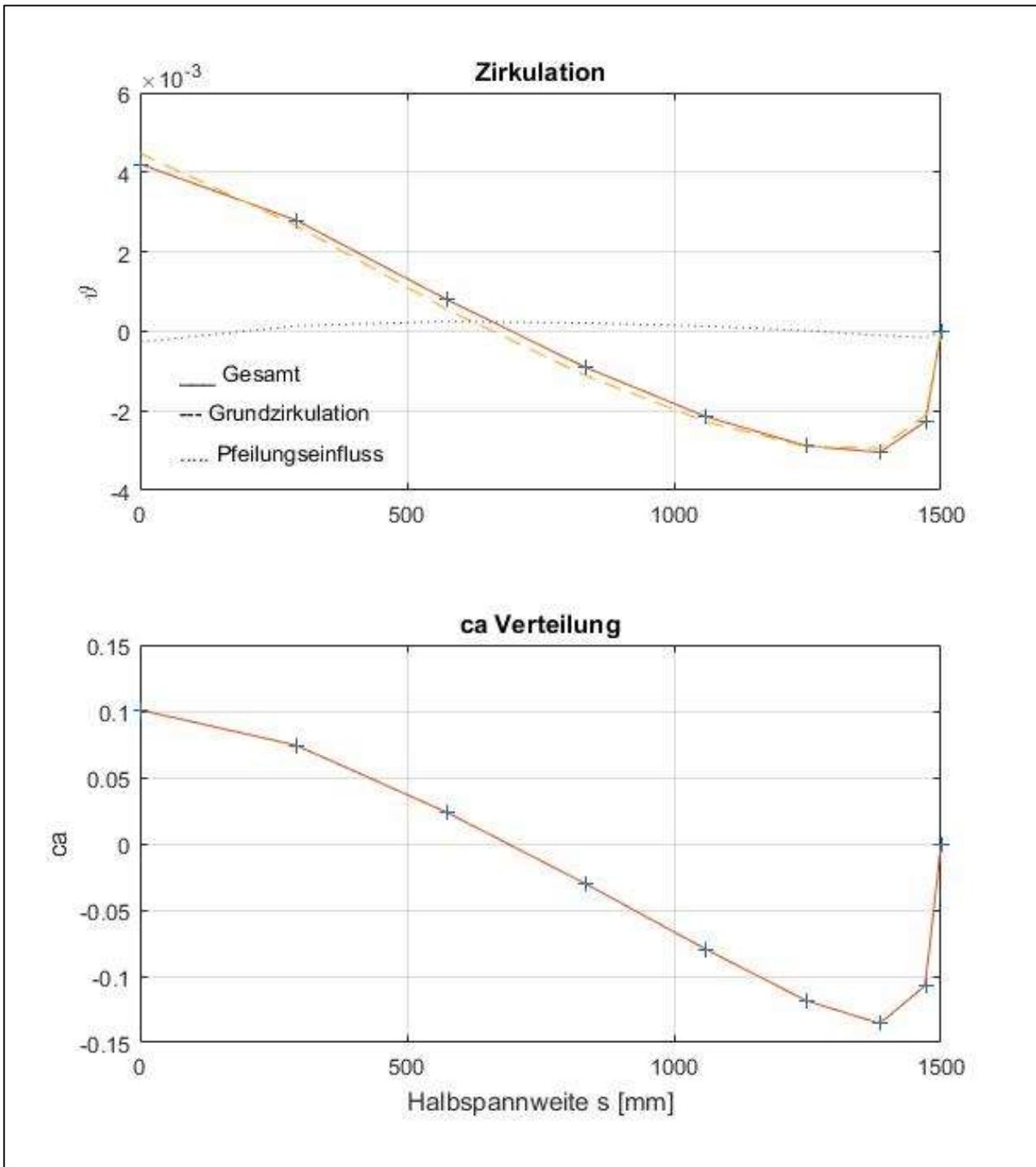


Bild 2-3, Zirkulation und ca_0 -Verteilung für den Momentenausgleich gemäß Bild 2-2 ($\Delta\alpha_0 = 3.9^\circ$)

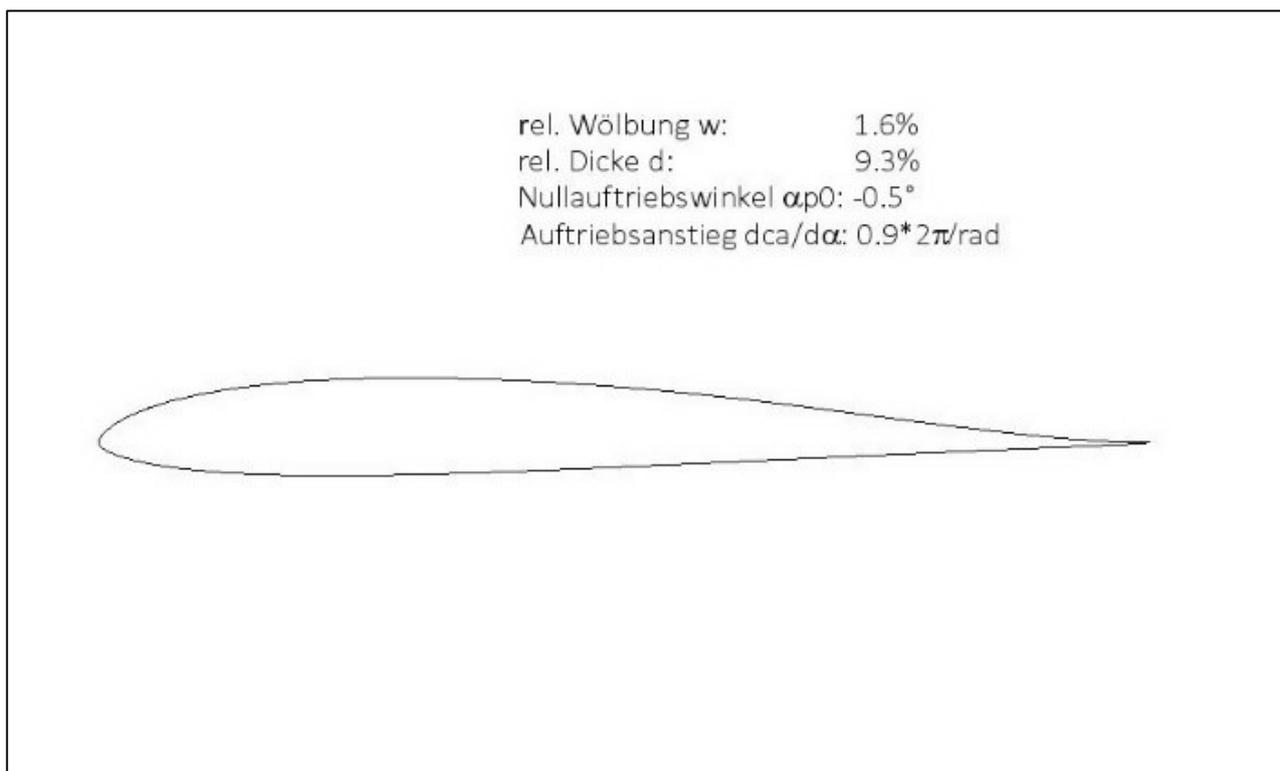


Bild 3-1, Typisches Profil für ein Nurflügel-Modell mit $cm_0 = 0$

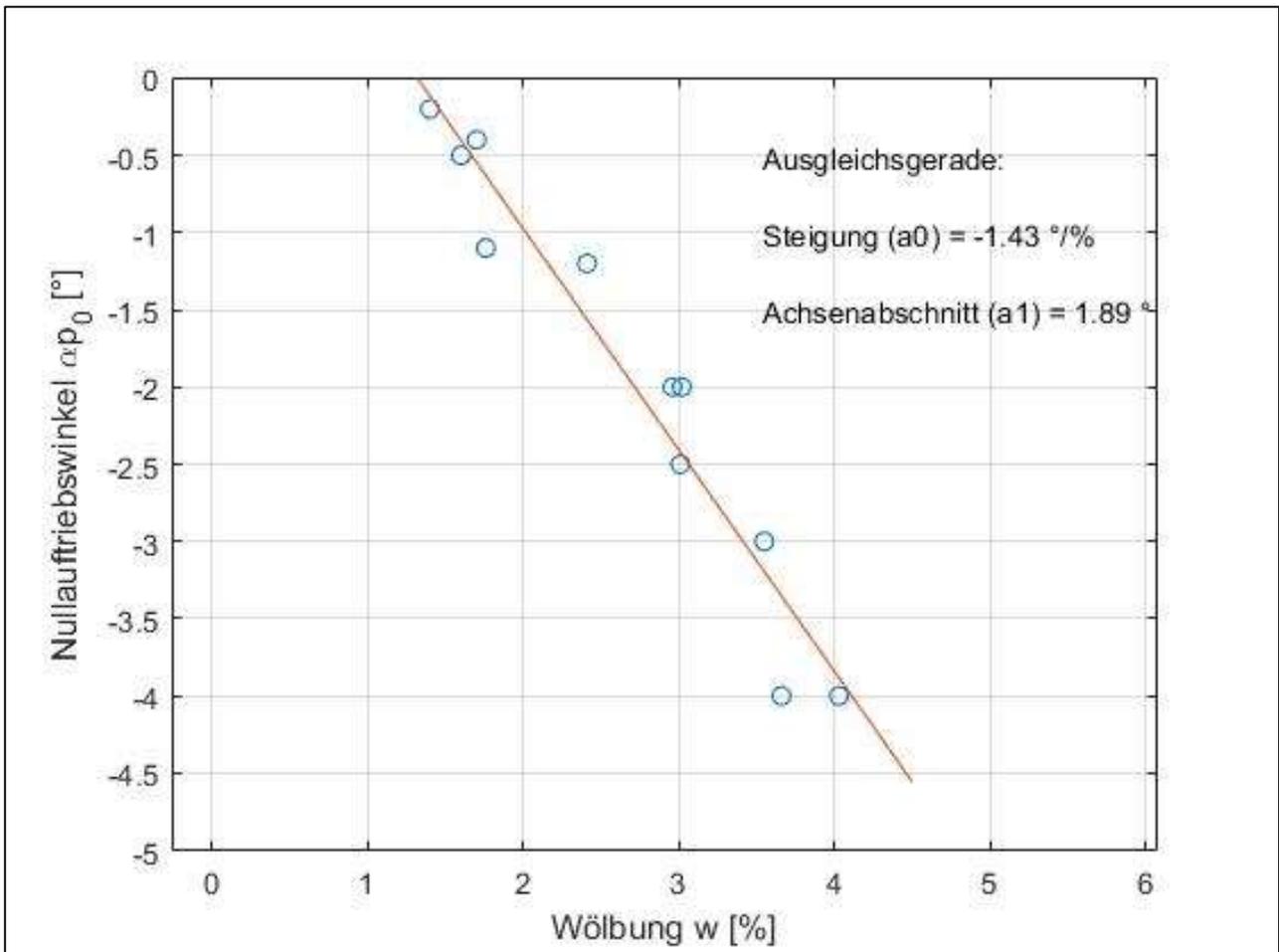


Bild 3-2, Zusammenhang zwischen Profilwölbung und Nullauftriebswinkel

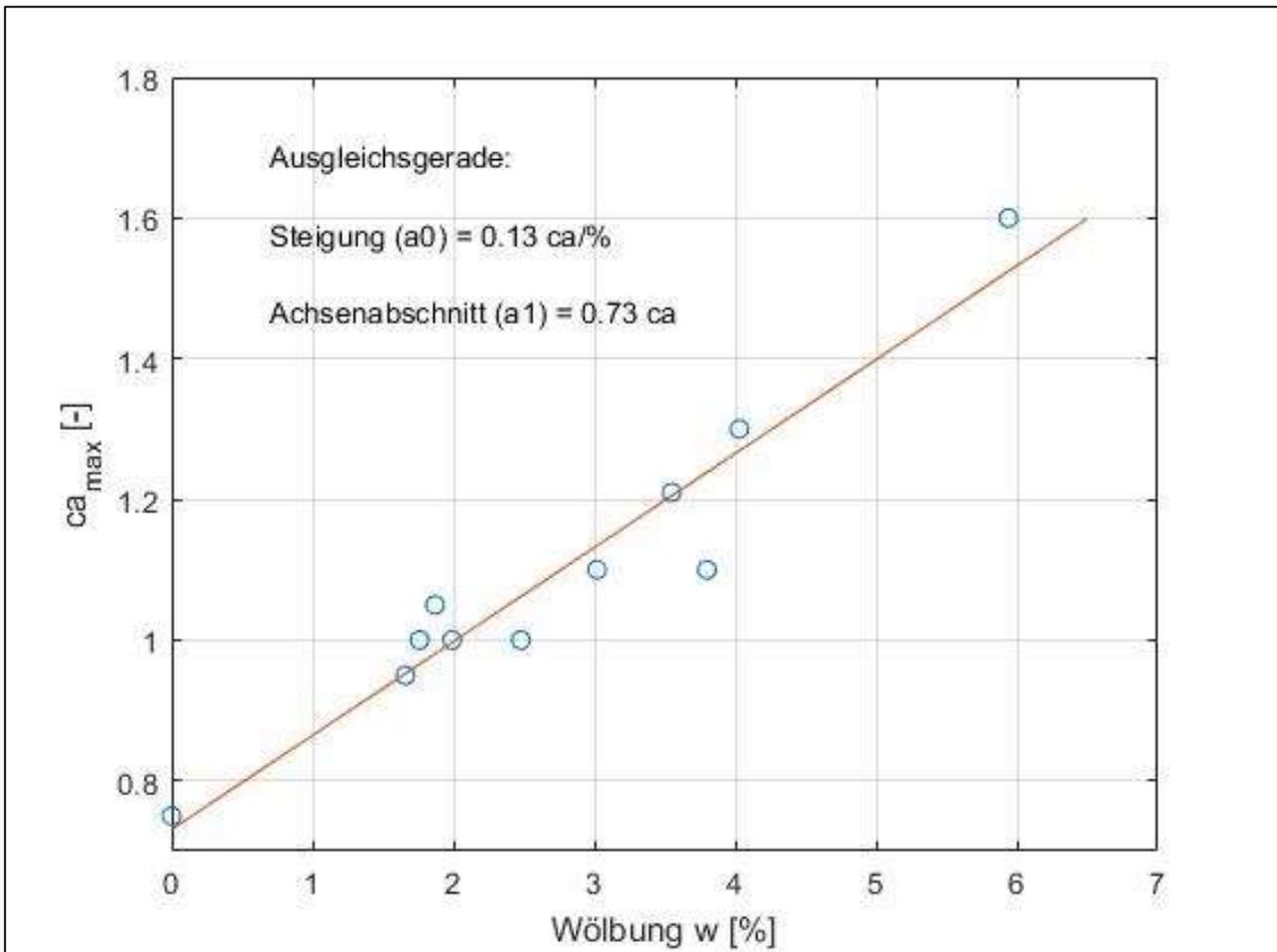


Bild 3-3, Zusammenhang zwischen Profilwölbung und ca_{max}

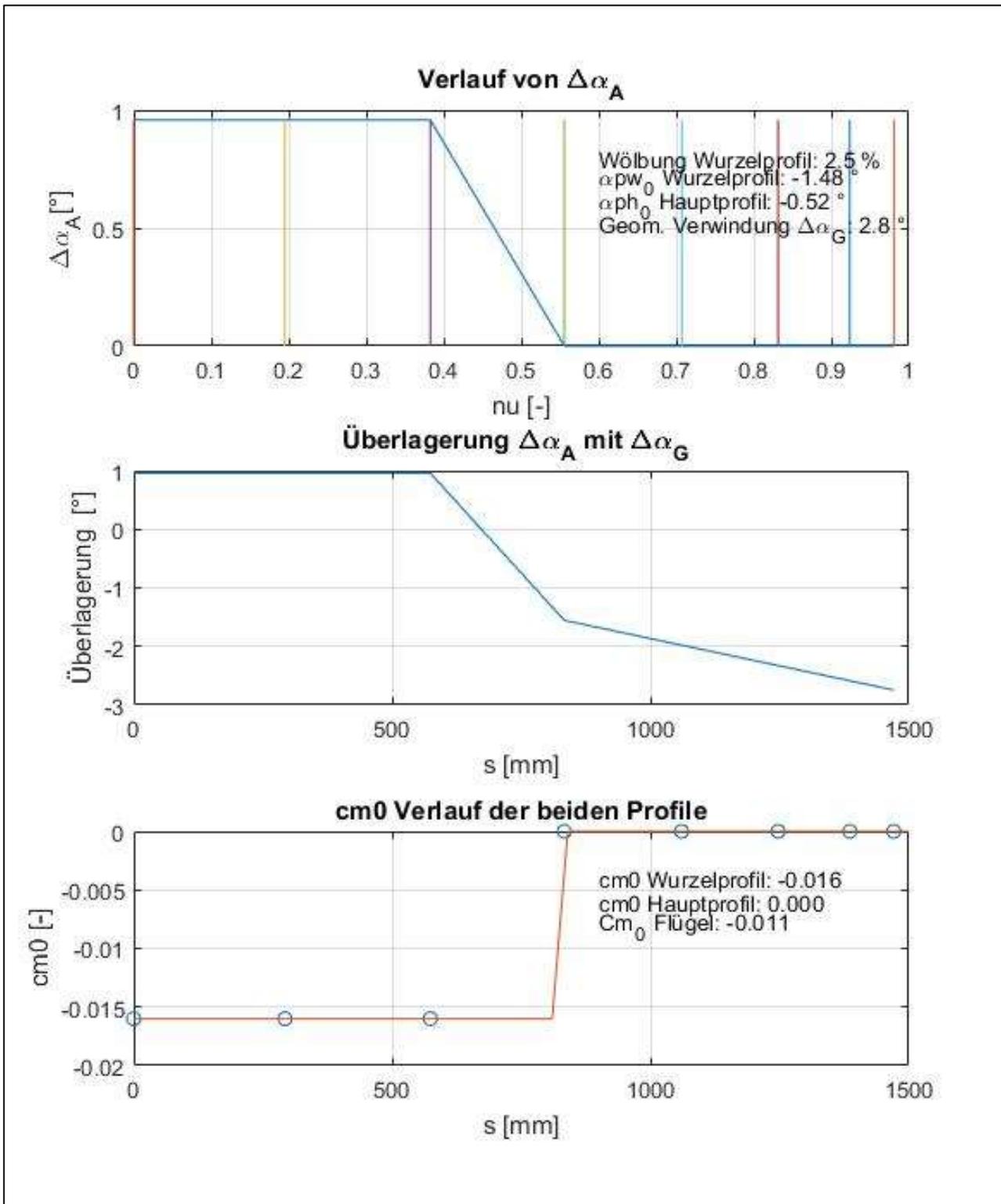


Bild 3-4, Überlagerungen des Profil-Straks

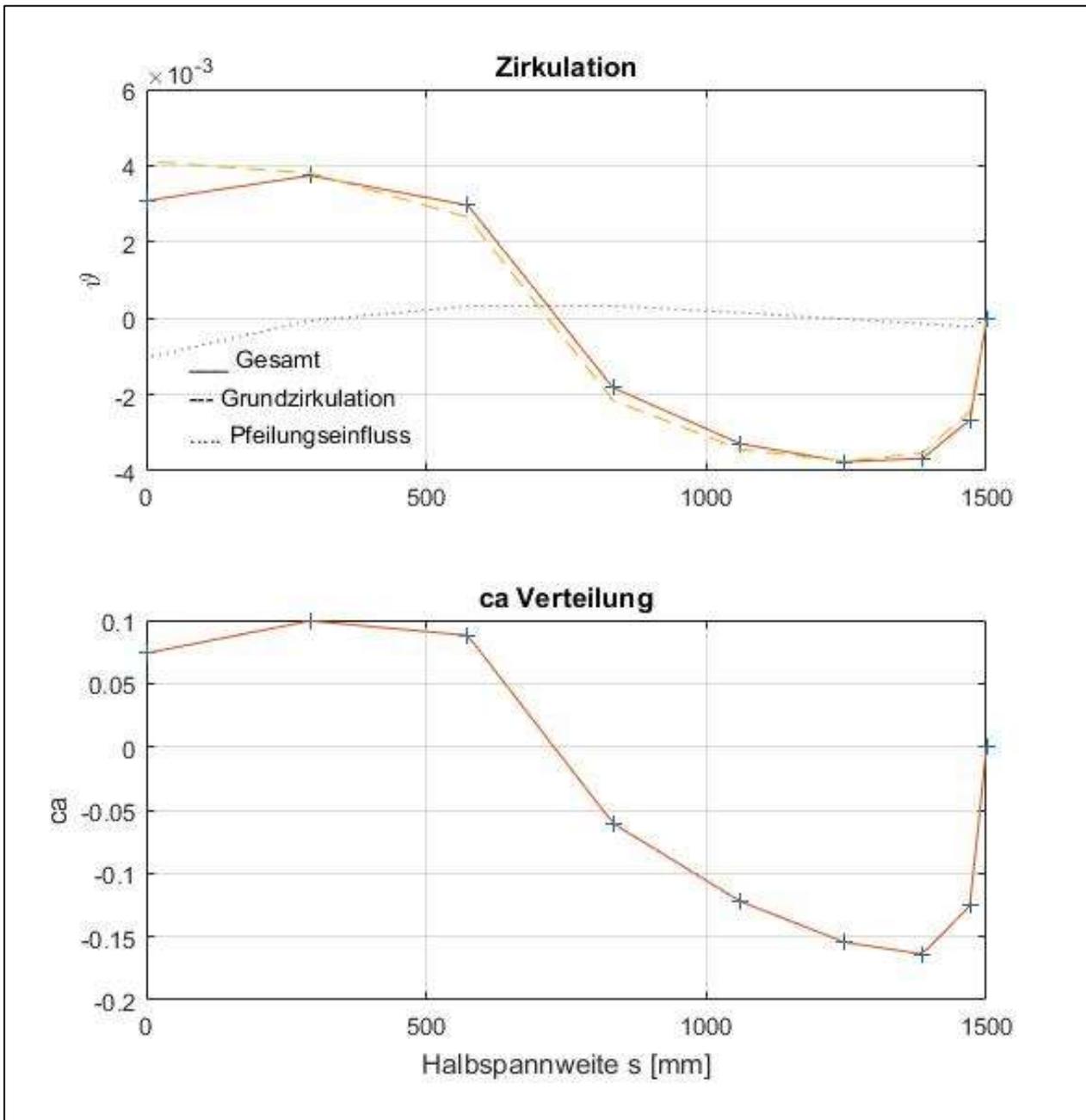


Bild 3-5, Zirkulation und ca_0 -Verteilung für den Momentenausgleich mit Strak (Überlagerung von $\Delta\alpha_G$ und $\Delta\alpha_A$ gemäß Bild 3-4)

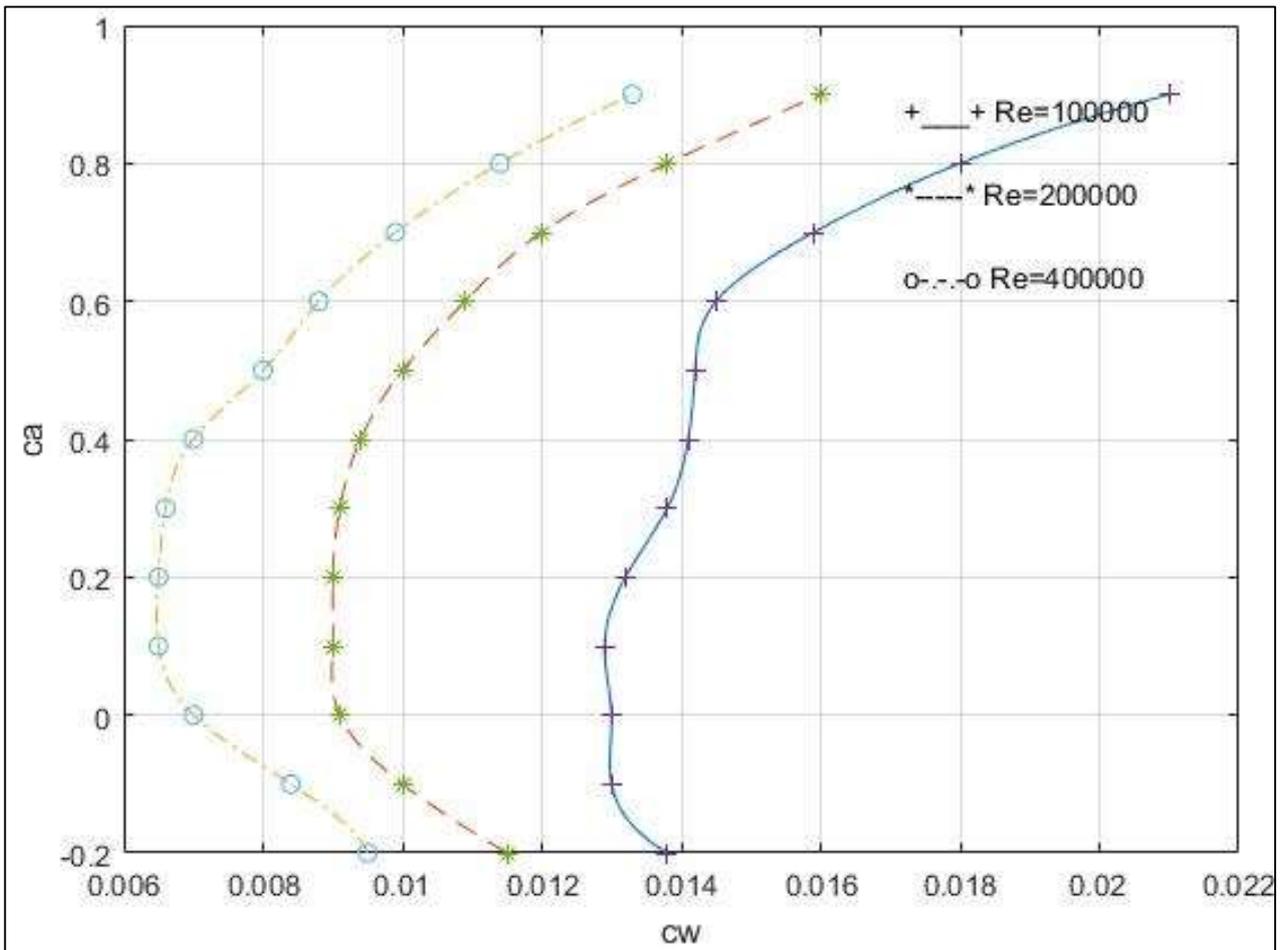


Bild 3-6, Profilpolare für Nurflügel A und Hauptprofil Nurflügel B

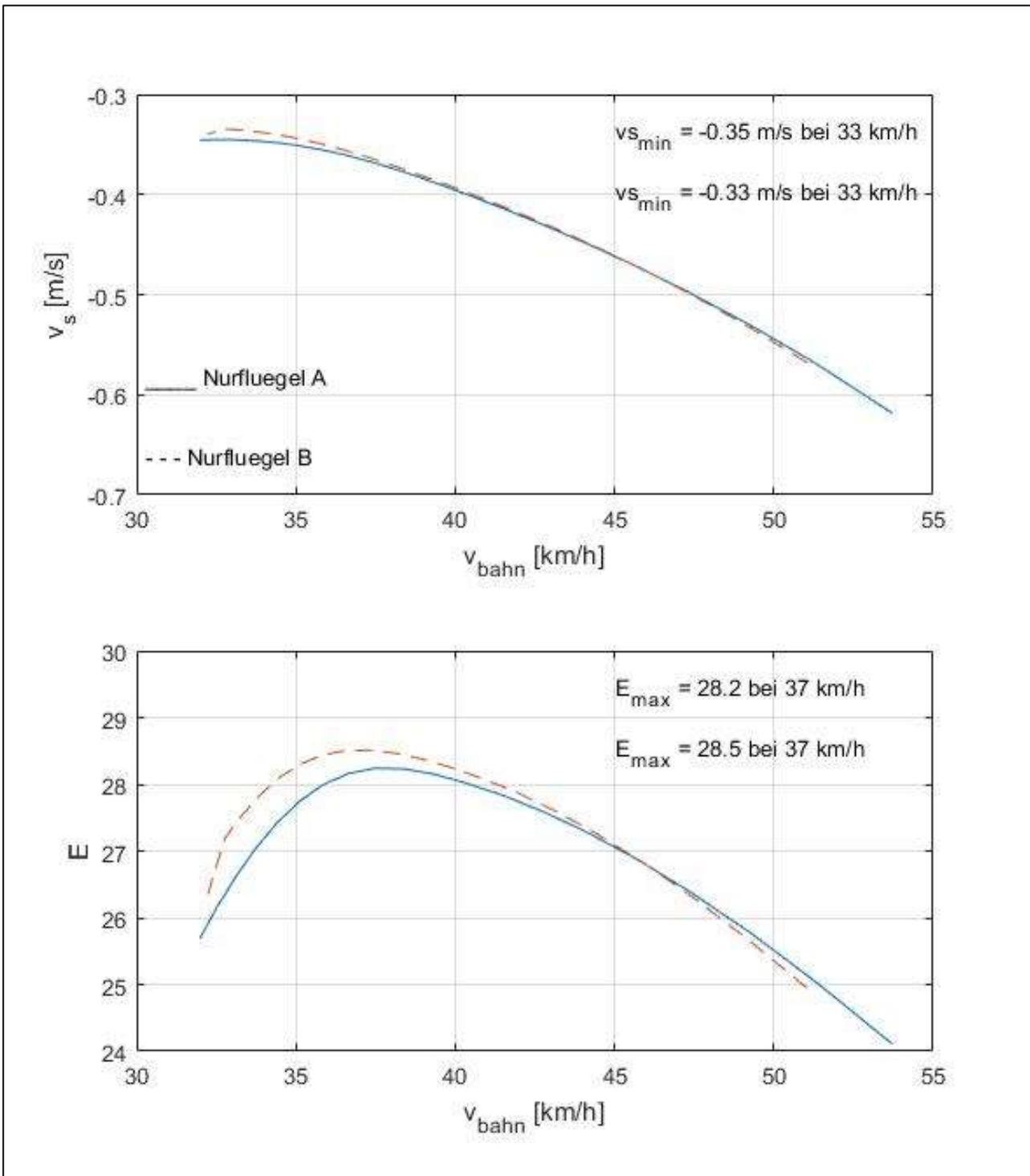


Bild 3-7, Vergleich der Flugleistungen zwischen Nurflügel A und Nurflügel B

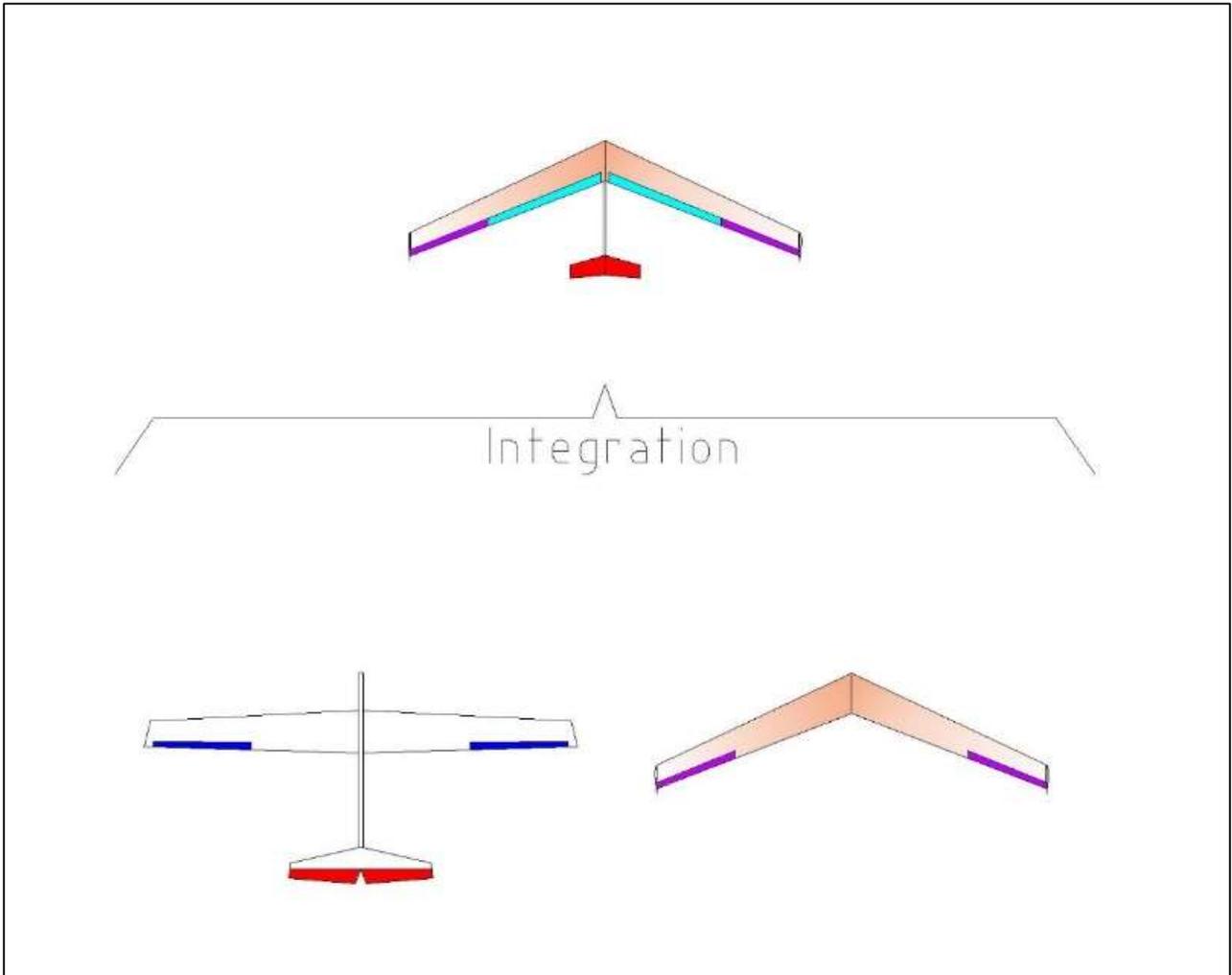


Bild 4-1, Schema „i-con“ : Integrated-configurations

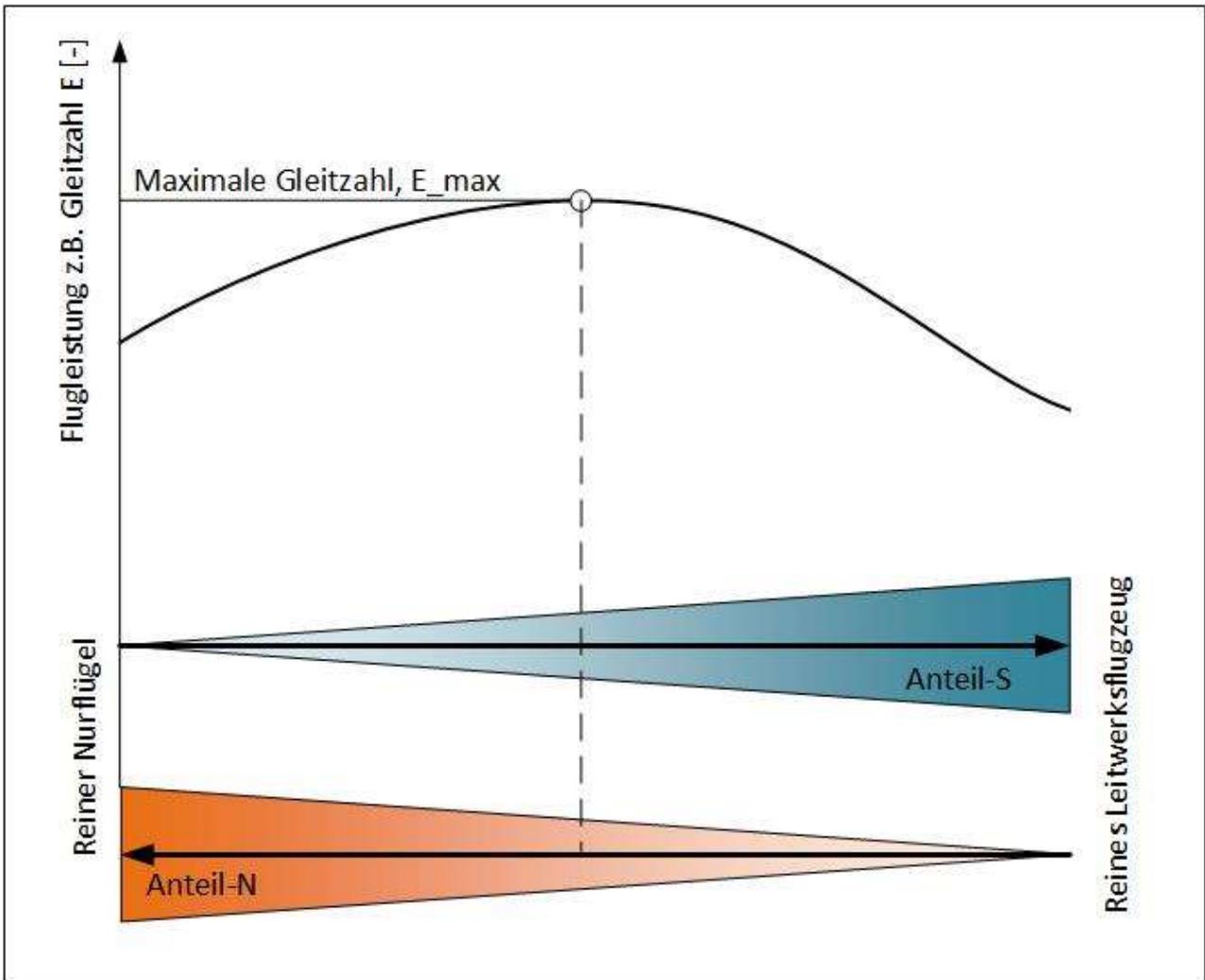


Bild 4-2, Schema: Optimale Aufteilung des Momenten-Ausgleichs

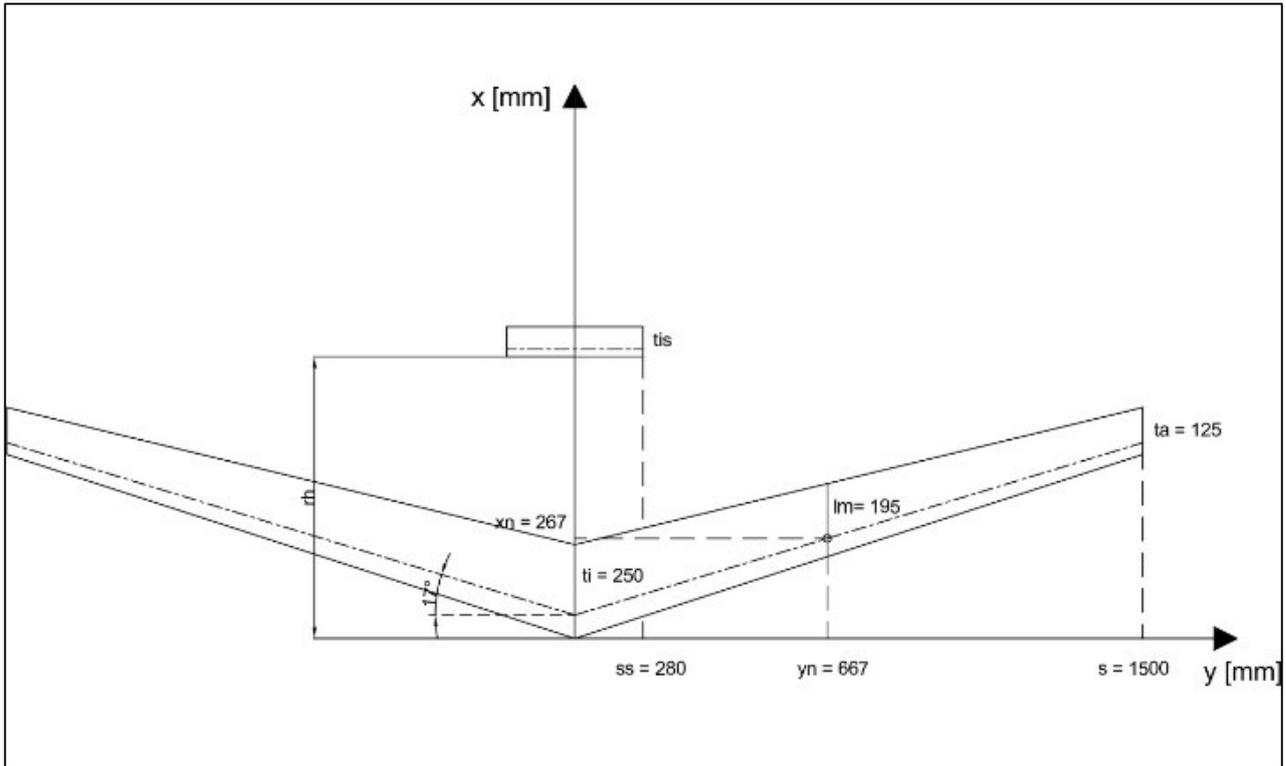


Bild 4-3, i-con Beispiel für weitere Überlegungen und Berechnungen

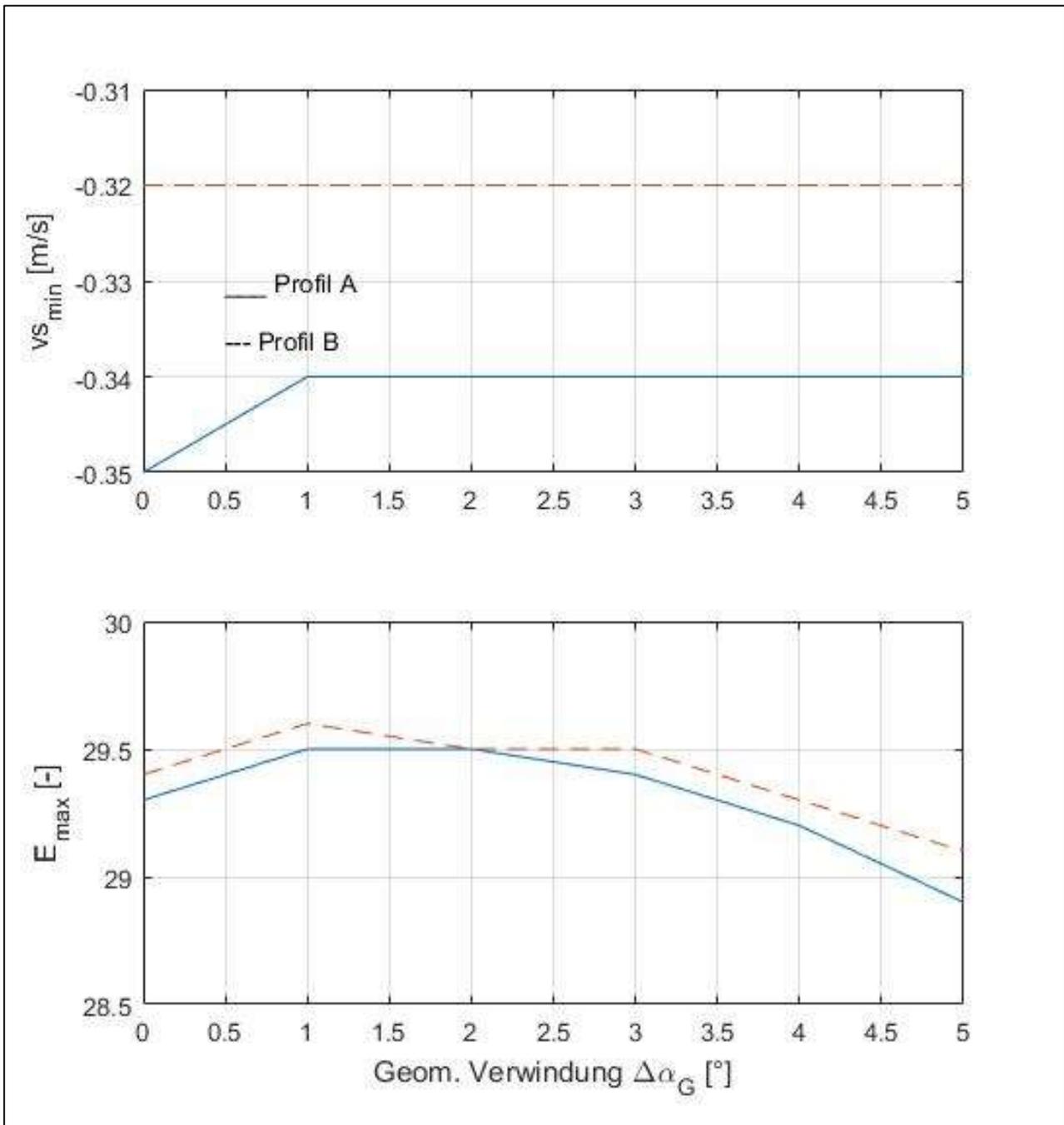


Bild 4-4, Ergebnisse der Leistungsoptimierung mit geometrischer Verwindung

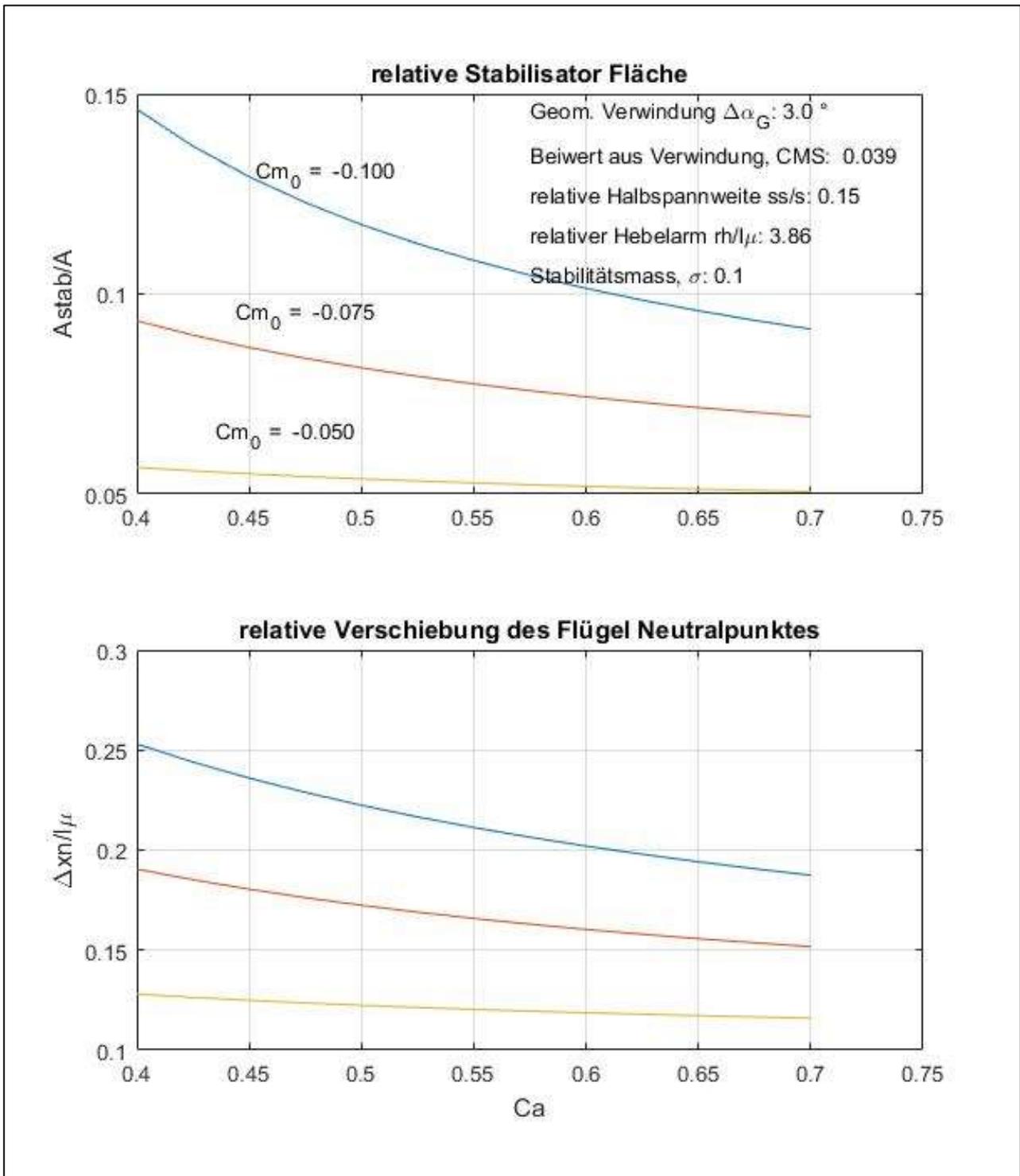


Bild 4-5, Optimale rel. Stabilisator-Größe und rel. Neutralpunkt-Verschiebung bei 3° Verwindung

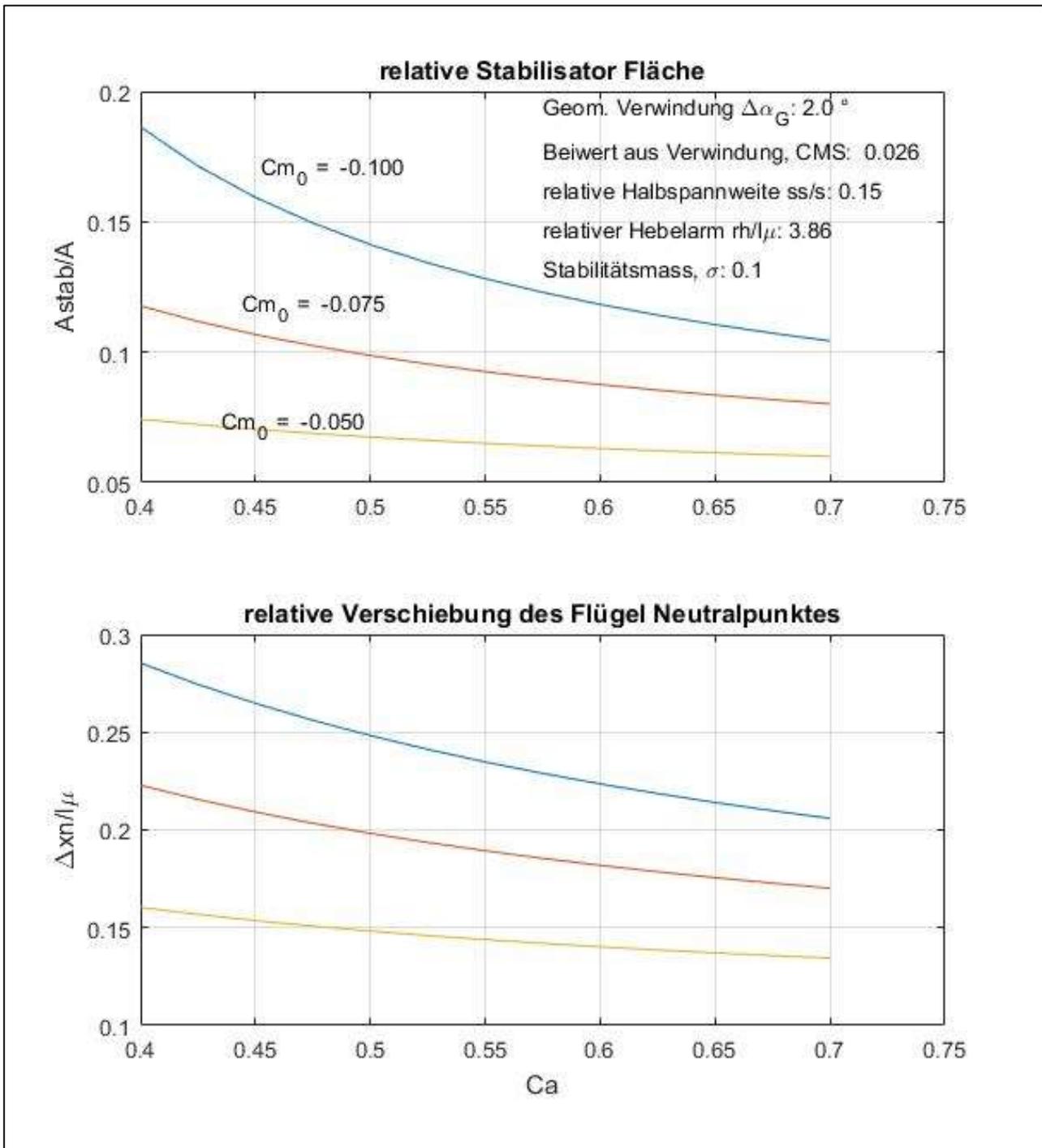


Bild 4-6, Optimale rel. Stabilisator-Größe und rel. Neutralpunkt-Verschiebung bei 2° Verwindung

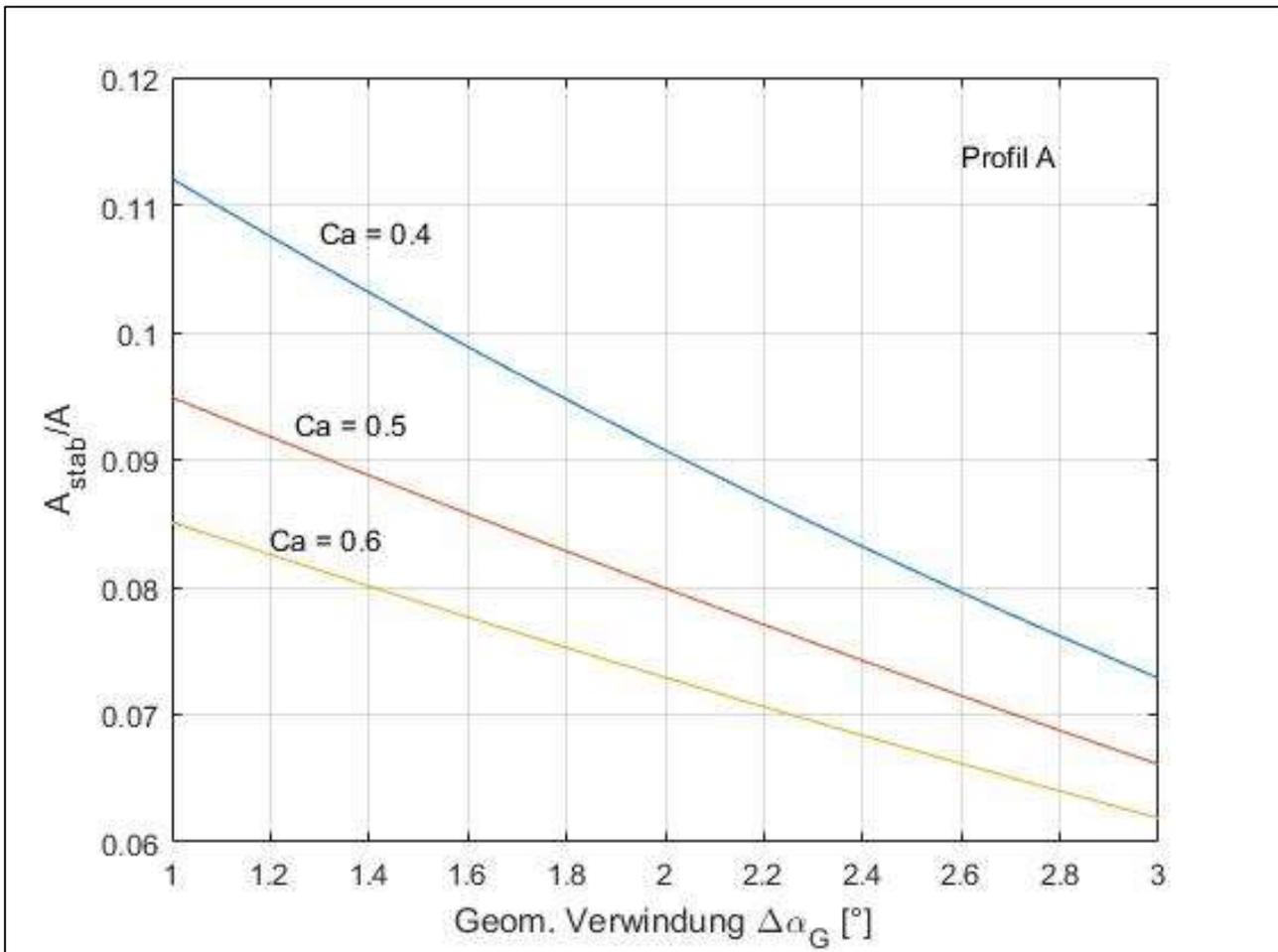


Bild 4-7, Abhängigkeit der optimalen relativen Stabilisator Größe von der Verwindung bei Profil A

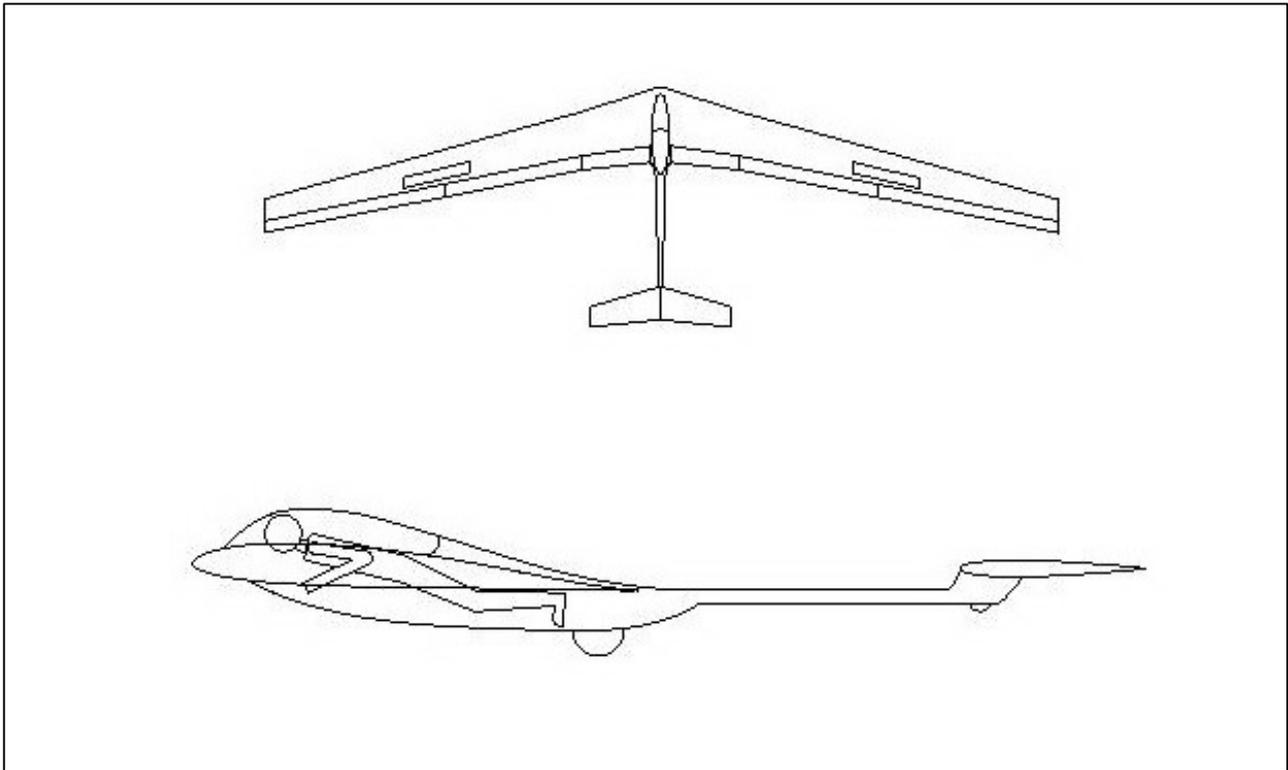


Bild 4-8, Vorschlag für Integration des Piloten in eine i-con Konfiguration