

Anmerkungen zum Nick-Moment-Rechner

Deutsche Version 1 vom 3.3.2013

Warnung: Das Programm ist nicht geeignet, eine minimal notwendige Einstellung der Schränkungsanschlänge zu ermitteln.

Inhalt

Einleitung.....	1
Ein- und Ausgaben, Berechnungen.....	2
Fläche.....	3
Profil.....	3
Schränkung.....	4
Trimmflug.....	6
Prüfung auf Nick-Stabilität.....	7
Prüfung auf Erfüllung der geforderten Nick-Stabilität.....	7
Messungen an Geräten.....	8

Einleitung

Diese Excel-Tabellen-Kalkulation ist für Drachenflieger interessant, die wissen wollen, wie sich die maßgeblichen Geräte-Parameter, wie der Flächenzuschnitt, die Schränkung, das Profil und das Gewicht und sein Schwerpunkt, auf das Flugverhalten eines Drachens auswirken, auf den Trimmflug und auf seine Nick-Stabilität.

Aufgrund von Vereinfachungen und empirischen Annahmen ist die Genauigkeit der Berechnungen zwar begrenzt, die Ergebnisse bleiben jedoch stets plausibel. Es geht in erster Linie darum, das Zusammenspiel der Größen, die das Nick-Moment und den Trimmflug beeinflussen, zu erkennen: Welche Faktoren spielen in welchem Maße und in Verbindung mit welchen anderen Größen eine Rolle? Was passiert, wenn ich an welcher Stellschraube drehe? Wodurch erreiche bzw. gefährde ich die Nick-Stabilität? Wie trimme ich ein Gerät usw.?

Die hier eingesetzten Formeln sind ein Ergebnis meiner Beschäftigung mit der Nick-Stabilität des Drachens, gerade auch unter Berücksichtigung seiner Aeroelastizität. Motiv war die Verbesserung des Flexiblen in Richtung Semi-Flexiblen. Daher setzen die Formeln für Flexible auch Segel mit Segellatten, ohne eine Segelabspannung (Luff-Lines), dafür mit mindestens 2 Schränkungsanschlängen je Halbflügel, und ohne eine Kieltasche voraus.

Um Bandwurm-Ausdrücke zu vermeiden, wurden bei der Anwendung der bekannten Formeln für den Auftrieb und das Nick-Moment möglichst viele Vereinfachungen vorgenommen, jedenfalls so weit, wie sie hinsichtlich Genauigkeit vertretbar erschienen.

Die Aeroelastizität wird dadurch berücksichtigt, dass für die beiden relevanten Flugzustände (den Trimmflug und bei verschiedenen Geschwindigkeiten den Null-Auftrieb-Zustand) die Verformungen anhand geschätzter bzw. empirisch ermittelter Elastizitäten der Struktur berechnet werden. Der Flügel kann dann in diesen Zuständen des Kräftegleichgewichts in seiner jeweiligen Form als nahezu starr behandelt werden. Damit erübrigen sich rekursive bzw. iterative Verfahren. Leider liegen (mir) nur wenige empirische Anhaltspunkte zur Verifikation der angenommenen Elastizitäts-Faktoren von Drachenflügeln vor. Daher sind die Berechnungen umso zuverlässiger, je steifer bzw. starrer eine Fläche ist.

Am Ende war ich über die Einfachheit der Formeln überrascht. Um noch einmal ihre Richtigkeit zu prüfen, habe ich Beispiele gerechnet. Daraus entstand die Idee eines Pitch-Rechners.

Gibt man Eckwerte für den Flügel, seine Schränkung, sein Profil, die Gewichte und Schwerpunkte etc. ein, werden der Nick-Moment-Verlauf, der Anstellwinkel im Trimmflug, die Trimmfluggeschwindigkeit etc. berechnet, und es wird geprüft, ob Nick-Stabilität besteht und ob die Stabilitätsanforderungen des DHV-Gütesiegels, der HGMA und der BHPA erfüllt werden. Die Ergebnisse sind erstaunlich zutreffend.

Dabei wird auch erkennbar, wie stark sich Parameter auswirken (Empfindlichkeits-Analyse). So hängt z.B. der Anstellwinkel im Trimmflug umso mehr vom Schwerpunkt ab, je dichter dieser am Neutralpunkt für Nick-Stabilität liegt. Das Gerät wird zunehmend verwöser und stör anfälliger bis unfliegbar. Nick-Stabilität ist also nicht nur als Leistungsbremse anzusehen, sondern als die zentrale Größe für ruhiges Gleiten. Je anspruchsvoller ein Gerät ausgelegt und eingestellt ist, desto wichtiger werden eine gute Trimmung und eine aufmerksame Hand des Piloten.

Für einige Parameter, wie z.B. auch die Elastizitäts-Faktoren, gelten enge Wertebereiche, die durch Grenzwerte und Beispielwerte veranschaulicht werden. Daher enthalten die Eingabefelder auch bereits die Daten eines typischen Flexiblen (Intermediate) und eines Starren. Sie können zum Experimentieren und 'Konstrukteur spielen' dann durch zunehmend abweichende Daten überschrieben werden.

Hamburg, 3. März 2013

Bernhard Wienand, b.wienand@freenet.de

Ein- und Ausgaben, Berechnungen

Die Eingabefelder sind hellgrün gefärbt. Die Kurzzeichen der betrachteten Konfigurationen bzw. Geräte-Typen sind schon im Kopfteil einzugeben.

Damit die anderen Felder mit den Bezeichnungen und Formeln nicht versehentlich überschrieben werden, ist die Tabelle mit dem Passwort 'pitch' geschützt. Wer mehr sehen und ggf. etwas verändern möchte, muss die Tabelle also erst entsperren.

Um 2 Geräte-Konfigurationen miteinander vergleichen zu können, z.B. einen Flexiblen mit einem Starren oder einen Flexiblen mit loser und mit voll gezogener VG, bestehen jeweils 2 Eingabefelder bzw. -Spalten nebeneinander. Interessante oder typische Wertekonstellationen kann man in benachbarten Spalten rechts festhalten.

Um die Eingaben auf sinnvolle Werte zu beschränken, sind vielfach Wertebereiche und Beispielwerte genannt. Außerdem sind die Eingabefelder bereits mit typischen Werten für einen Flexiblen und einen Starren gefüllt, die man dann überschreiben kann.

Die Reihenfolge der Eingaben und der Berechnungen erfolgt in der Tabelle von oben nach unten. Das Formel-System erschließt sich daher am besten, wenn man Zeile für Zeile vorgeht. Nur das Gewicht des Piloten, das erst im Abschnitt 'Trimmflug' einzugeben ist, beeinflusst rückwirkend die Schränkung im Trimmflug.

Die Ausgabe erfolgt überwiegend tabellarisch. Die direkten Auswirkungen von Veränderungen in den Eingabefeldern sind in unmittelbar folgenden Ausgabefeldern zu erkennen. Die Differenzen zwischen 2 Konfigurations-Spalten werden rechts daneben angezeigt. So kann z.B. gleich festgestellt werden, was eine Variation gebracht hat.

Die vorgegebenen und die von den Geräten erreichten Beiwerte der Nick-Momente werden grafisch dargestellt. Da das Gütesiegel des DHV Moment-Werte statt Beiwerte vorgibt, ergeben sich für die Geräte spezifische DHV-Vorgaben.

Fläche

Die Fläche eines Flügels ist näherungsweise durch die Eckwerte (Spannweite S_p , Flügeltiefen t_w und t_s und Pfeilwinkel φ) einer trapezförmigen Fläche abzubilden. Die Form der Fläche sei konstant, werde also nicht durch die Luftkraft verändert.

Aus den Eckwerten lassen sich der Geometrische Neutralpunkt x_{NG} und die Geometrische Bezugsflügeltiefe t_{BG} errechnen. Der Wert x_{NG} entspricht bis auf etwa 3% dem für Nick-Stabilität – zusammen mit dem Schwerpunkt – maßgeblichen Aerodynamischen Neutralpunkt x_N . Für die Bezugsflügeltiefe zur Ermittlung des Stabilitätsmaßes gilt ebenso $t_B \approx t_{BG}$.

Damit der Flügel auch allein nick-stabil fliegt, muss sein Schwerpunkt vor dem Neutralpunkt liegen, $x_{NG} - x_{SF} > 0$. Dies ist für starke Entlaster durch Abtrieb am Flügel wichtig, wenn sich der Flügel aufgrund der losen Pilotenaufhängung nicht auf der Masse des Piloten abstützen kann, so dass dann allein der Schwerpunkt des Flügels zählt. Um hierauf aufmerksam zu machen, habe ich bei den eingetragenen Beispielen die Schwerpunkte der Flügel ohne Pilot extra so gewählt, dass diese hinter dem Neutralpunkt liegen. Auch wenn das Gerät mit Pilot nick-stabil ist, ist ein solcher Flügel allein nicht nick-stabil. Liegt der Druckpunkt eines starken Abtriebs vor dem Schwerpunkt des Flügels, kippt dieser nach vorne, was zu einem Überschlag (Tuck) führen kann. Hier zählt sich ein hohes Null-Auftrieb-Moment aus, dass die Druckpunkte für negative Anstellwinkel nach hinten verschiebt.

Ein anderer interessanter Kennwert einer Fläche ist als 'Geometrischer Moment-Beiwert' c_{MG} bezeichnet. Er fasst den Einfluss von Streckung, Pfeilung und Zuspitzung über die Schränkung auf das Nick-Moment zusammen. Während sich Starre mit z.B. $c_{MG} = 1,41$ und Flexible mit z.B. $c_{MG} = 1,35$ in diesem Wert klar unterscheiden, liegen die Werte innerhalb einer Geräteklasse vergleichsweise dicht beieinander. Variationen der Flächenform wirken sich dann eher nachrangig auf das Nick-Moment bzw. die Nick-Stabilität aus.

Profil

Die das Flugverhalten bestimmenden Profilmerekmale, die Anstellwinkel $\alpha_{AP=0}$ und $\alpha_{GizPmax}$, der Auftriebs-Gradient $dc_{AP}(\alpha)/d\alpha$ und vor allem der Beiwert des Null-Auftrieb-Moments $c_{MP,A=0}$, werden durch Profil-Programme ermittelt. Die Profilformen werden dazu Profil-Datenbanken entnommen. Dort ist jedes Profil durch eine Tabelle seiner Konturdaten dargestellt. Übliche Datenbanken enthalten jedoch nur wenige für Drachen geeignete Profile, wie etwa das E598 mit geringer Wölbung und einem ganz leichten S-Schlag. Sein Moment-Beiwert ist mit $c_{MP,A=0} = -0,0383$ schon wenig negativ. Für Nurflügel werden wegen der kurzen Hebel für die als Leitfläche dienenden hinten liegenden Flächenanteile gerne noch flachere Profile, ggf. mit mehr S-Schlag, verwendet, die noch weniger negative oder gar positive Beiwerte $c_{MP,A=0}$ aufweisen. Daten für ein solches Profil kann man für ein Profil-Programm auch selbst erstellen.

Bei der Eingabe der Profilmerekmale sind Durchschnittswerte für ein mittleres Profil über die gesamte Spannweite anzunehmen.

Der Sog auf der Oberseite des Flügels führt bei Flexiblen dazu, dass sich die Wölbung und die Wölbungsrücklage im Flug erhöhen. Während im Trimmflug der gesamte Flügel zum Auftrieb beiträgt, erzeugt im Null-Auftrieb-Zustand nur der vordere Teil des Flügels Auftrieb, der hintere einen entsprechenden Abtrieb. In beiden Fällen wird der profileigene Nick-Moment-Beiwert dadurch negativer, das Gerät wird kopflastiger. Dem versucht man nicht nur durch eine hohe Segelspannung, sondern auch durch mehr und steifere Segellatten (Carbon), Stoffrippen zwischen dem Obersegel und einem straffen Untersegel, Carbon-Einschüben in der Nasenkante etc. zu begegnen.

Ein S-Schlag bringt bei Flexiblen nur im Bereich des Kiels, wo das Segel nicht nach unten nachgeben kann, einen positiven Beitrag. Beim weicheren Außenflügel drückt der S-Schlag das Segel wie beim Flettner-Ruder nach unten, was den gewollten Effekt verhindert.

Die aeroelastische Profilverformung wird durch ein einfaches parametrisierbares Kräftemodell berücksichtigt.

Im Trimmflug besteht die maßgeblich verformende Kraft in der Flächenbelastung durch das Gewicht aus Flügel plus Pilot, G/F . Die Erhöhung der Profilwölbung durch G/F nimmt zwar mit der Flügeltiefe zu, andererseits wird die Profilwölbung für das Null-Auftrieb-Moment auf die Profiltiefe bezogen, so dass sich die Flügeltiefe hier nicht auswirkt.

Im Null-Auftrieb-Zustand wird vom Staudruck der Umströmung, $q = \rho/2 * v^2$, als Flächenbelastung ausgegangen. Außerdem wird das Obersegel nur etwa auf der halben Fläche des Flügels durch Auftrieb angehoben, so dass sich der Einfluss von q auf $c_{MP,A=0}$ halbiert. Und das Profil der Fläche, die Abtrieb erzeugt, wird eher flacher gedrückt, wobei sich aber auch dort die Wölbungsrücklage erhöht.

Wie stark die Luftkräfte die Profilwölbung erhöhen, ist für die beiden Flugzustände Trimmflug und Null-Auftrieb durch die beiden Faktoren $f_{WP,trim}$ und $f_{WP,A=0} \leq f_{WP,trim}$ abzuschätzen bzw. zu steuern. Hierfür sind Werte zu wählen, die den Moment-Beiwert $c_{MP,A=0}$ moderat um wenige Prozent verändern, für den Trimmflug um etwa 3%, für die Null-Auftrieb-Situation bis 100 km/h um etwa 6%. Eine Verifikation dieser Faktoren wäre durch den Vergleich von Berechnungen mit Messungen des Null-Auftrieb-Moments und der dabei aufgetretenen Schränkung möglich.

Schränkung

Als Schränkung wird hier die positive Differenz der Einstellwinkel der Flügelwurzel und der Flügelspitze, $\varepsilon_W - \varepsilon_S$, angenommen (eigentlich gilt als Schränkung der negative Wert $\varepsilon_S - \varepsilon_W$).

Als Bezugsachse für die Einstellwinkel wie auch für die Anstellwinkel gilt das Kielrohr, das als gerade anzusehen ist.

Bei Drachen, insbesondere Flexiblen, nimmt die Schränkung gegenüber der Grundeinstellung ohne Belastung im Trimmflug unter Last zu, im Null-Auftrieb-Zustand mit zunehmender Geschwindigkeit ab. Bei Flexiblen erhöht sich die Schränkung im Trimmflug durch die Wölbung des Segels und durch Torsion, bei Starren nur durch Torsion. Ein Wölbungs-Anteil führt zu einem nicht-linearen Schränkungsverlauf. Die Reduzierung der Schränkung bei Null-Auftrieb erfolgt bei Starren und Flexiblen nur durch Torsion.

Bei modernen Drachen (Flexible ohne Keltasche) ist die Flügelwurzel so mit dem Kielrohr verbunden, dass sich der Einstellwinkel ε_W unter Last nicht verändert. Bei Flexiblen entspricht die Profiltangente bzw. -tangente an der Wurzel dem Kielrohr, so dass $\varepsilon_W = 0$ Grad. Bei Starren tritt das Kielrohr auf der Oberseite des Flügels aus, der Einstellwinkel beträgt etwa $\varepsilon_W = 3$ Grad.

Für den Einstellwinkel der Flügelspitze ε_S ist als Grundeinstellung ohne Belastung bei Flexiblen ein Wert zu wählen, der gegenüber dem Wert des flugfertig aufgespannten Gerätes am Boden etwas negativer ist, also mehr Schränkung ergibt, um den nicht-linearen Verlauf der Schränkung im Trimmflug durch die Wölbung des Segels zu berücksichtigen. Die Einstellwinkel der Schränkungsanschlüsse stehen ab etwa 2005 in den Datenblättern der Geräte, die sich in der Geräte-Datenbank des DHV befinden.

Die aeroelastische Veränderung der Schränkung wird ähnlich wie beim Profil ebenfalls durch ein parametrisierbares Kräftemodell berücksichtigt.

Im Trimmflug ergibt sich die Wölbhöhe h_W des Segels des Halbflügels aus der Halbspannweite $Sp/2$, dem Auftrieb bzw. Gewicht $A/2 \approx G/2$ und der Segelspannung K_S . Nimmt man an, dass die Segelspannung ca. bei $3/4$ der Flügeltiefe wirkt, während der Auftrieb etwa bei $1/4$ der Flügeltiefe angreift, so ist durch die Segelspannung nur eine Kraft $G/6$ auszugleichen. Die anderen $2/3$, also $2 * G/6 = G/3$, werden vom Flügelrohr direkt aufgenommen. Dann ergibt sich für eine kreisbogenförmige Wölbung nach den Formeln für einen Kreisabschnitt mit $Sp/2$ als Sehne für die Wölbhöhe der Hinterkante $h_W = Sp/4 * \tan(\arcsin(G/12 * 1/K_S)/2) * 4/3$. Die Wölbhöhe, bezogen auf die mittlere Flügeltiefe t_m als Hypotenuse, entspricht dem Sinus des Einstellwinkels, $h_W/t_m = \sin(\varepsilon)$. Das Moment für die Torsion eines Halbflügels im Trimmflug ergibt

sich aus $G/2$ und einem Hebel $h_T = Sp/4 \cdot \tan(\varphi)$ des Auftriebs gegenüber der Flügelwurzel, bezogen auf die $t/4$ -Linie. Größere Flügel mit mehr Spannweite Sp und Pfeilung φ werden entsprechend stärker auf Torsion belastet.

Im Null-Auftrieb-Zustand ergibt sich die Abflachung der Schränkung aus einem Moment aus einer Kraft $K_{T,A=0}$ und dem Hebel h_T . Die Kraft $K_{T,A=0}$ entsteht aus dem Staudruck $q = \rho/2 \cdot v^2$, der Schränkung selbst, multipliziert mit dem Auftriebs-Gradienten der Fläche, und der halben Fläche des Halbflügels als Angriffsfläche für den Staudruck, also $F/4$. Da die Kraft $K_{T,A=0}$ von der Schränkung abhängt, nimmt sie mit einer Abflachung der Schränkung ab, bis ein Gleichgewicht zwischen ihr und dem Torsionswiderstand der Struktur entstanden ist. Dies wird bei der Berechnung des Einstellwinkels ε_S für die jeweils erhöhte Geschwindigkeit (zur Vermeidung einer Rekursion) ansatzweise dadurch berücksichtigt, dass die Berechnung von der bereits erfolgten Abflachung von ε_S durch die vorherige Geschwindigkeit ausgeht.

Die Veränderung des Einstellwinkels an der Flügelspitze wird durch 4 Parameter gesteuert.

Der Faktor f_w steuert das Ausmaß der Segelwölbung. Er entspricht dem Kehrwert der Segelspannung. Ein $f_w = 2$ bedeutet eine Segelspannung $K_S = 1/2 \cdot 1.000 = 500$ N. Wie weit sich ein Segel spannen lässt, hängt von der Biegesteifigkeit der Struktur um die Hochachse und von der Dehnfestigkeit des Segeltuchs ab. Für Starre gilt natürlich $f_w = 0$.

In Abhängigkeit von der Torsionssteifigkeit der Struktur wird die Torsion der Fläche im Trimmflug durch den Faktor $f_{T,trim}$ gesteuert, die gegensinnige Torsion bei Null-Auftrieb durch den Faktor $f_{T,A=0}$. Für Starre sind diese Faktoren sehr klein, z.B. $0,1/1000$, und es gilt $f_{T,trim} = f_{T,A=0}$. Für Flexible gilt $f_{T,A=0} < f_{T,trim}$.

Bei Flexiblen sind außerdem die Faktoren $f_{T,trim}$ und f_w nach den berechneten gegenüber den vermuteten oder ermittelten Anteilen von Torsion und Wölbung abzustimmen. Allgemein ist anzunehmen, dass sich die Schränkung etwa zur Hälfte aus der Wölbung des Segels ergibt. Die Anteile hängen von der Segelspannung, dem Segelschnitt und der Gestaltung der Flügelspitze (Spreizlatte oder Randbogen und Randbogenstellung) ab. Mehr Segelspannung, mehr Tiefe im Außenflügel oder/und ein hoch gestellter Randbogen führen z.B. zu einem höheren Torsionsanteil.

Zur Verifikation von $f_{T,trim}$ und f_w können Fotos von Geräten im Flug dienen. Intermediates mit etwa 50% VG zeigen im Trimmflug z.B. eine Schränkung von etwa 25 Grad. An einem gespannten Flexiblen am Boden ist die Steifigkeit des Flügels im Trimmflug (bei Null-Auftrieb) an der Kraft einzuschätzen, die man benötigt, um die Segelhinterkante ein gewisses Stück hoch zu ziehen (runter zu drücken). Am Außenflügel spürt man dabei mehr die Torsionssteifigkeit, in der Flügelmitte die Wölbsteifigkeit. Hier könnte auch ein Messverfahren ansetzen. Eine andere Methode besteht darin, den Flügel in Rückenlage aufzubocken und die Wölbung und Torsion durch das Eigengewicht des Flügels festzustellen. Am Gestell eines ausgetuchten Flexiblen lassen sich die Flügelrohre durch eine feste Schnur als gedachte Segelhinterkante spannen. Die gemessene 'Segelspannung' kann man mit der Biegung der Flügelrohre in Beziehung setzen. Mit dem stützenden Segel fällt die Biegung des inneren Flügelrohrs geringer aus. An der gespannten Schnur lässt sich feststellen, wie weit man sie bei welcher Querkraft auslenken kann. Dies erlaubt Rückschlüsse auf die Wölbhöhe des Segels im Flug.

Für eine allgemeine Verifikation der Flexibilitäts-Faktoren fehlen Referenzdaten. Es ist aber anzunehmen, dass die Werte innerhalb einer Geräteklasse nah beieinander liegen, zwischen den Geräteklassen dagegen signifikante Unterschiede aufweisen, wie z.B. zwischen Schulungsgeräten, Intermediates und Hochleistern, vor allem aber zwischen Flexiblen und Starren.

Maßgeblich für die Leistung ist die Schränkung im Trimmflug, also der Torsions-Faktor $f_{T,trim}$, bei Flexiblen zusätzlich auch der Wölbungs-Faktor f_w . Maßgeblich für die Nick-Stabilität ist dagegen die Schränkung bei Null-Auftrieb, also der Torsions-Faktor $f_{T,A=0}$. Niedrige Werte, also eine hohe Torsionssteifigkeit, sprechen sowohl für eine auch bei noch hoher Last gut bleibende Leistung als auch für eine bei noch hohen Geschwindigkeiten gut bleibende Nick-Stabilität.

Während sich beim Starren der gesamte Strukturverbund aus D-Holm, Rippen und Segeltuch verdreht, wird das Segel eines Flexiblen durch die Schränkungsanschlüge (Sprogs, Swivel) nicht unten gehalten. Die Sprogs sollen nur für eine Mindestschränkung bei Null-Auftrieb sorgen. Dadurch kann es je nach Segelspannung vorkommen, dass das Segel außen im Trimmflug so weit angehoben wird, dass es über den äußeren Sprog steht. Dieser sich unter Last ergebende Abstand ist als Spielraum des Segels für ein gutes Kurvenhandling durchaus erwünscht. Für eine hohe Gleitleistung will man das Segel aber möglichst flach haben. Entsprechend sind Flexible negativ vorgespannt: Im unbelasteten Zustand drückt das Segel den Anschlag außen nach unten. Das wirkt sich auch positiv auf das Null-Auftrieb-Moment aus, da die so vorgespannte Struktur einer weiteren Abflachung der Schränkung mehr Widerstand entgegensetzt. Unter positiver Last im Trimmflug hebt sich der vom Segel herab gedrückte Sprog mit dem Segel wieder an, so dass u.U. nicht das gewünschte Spiel zwischen Segel und Sprog entsteht. Auch bei einer Pitch-/Swivel-Kompensation folgen die Sprogs dem sich anhebenden Segel. Es ist sogar denkbar, dass die Entspannung der Struktur die Schränkung im Trimmflug bestimmt.

Wie weit an der Flügelspitze die Struktur für den Einstellwinkel ohne Last der Torsion unter Last im Trimmflug folgt, wird durch den Koeffizienten c_{ST} angegeben. Für Starre muss natürlich $c_{ST} = 1$ gelten. Für Flexible dürfte sich der Wert je nach Einsatz der Variablen Geometrie (VG) und der Einstellung einer Pitch-Kompensation zwischen 0,2 (Intermediate mit entspannter VG) und nahezu 1,0 (Wettkampfgerät mit voller VG) bewegen. Ob Spiel zwischen Segel und Sprog besteht, wird berechnet und angezeigt.

Trimmflug

Im Abschnitt Trimmflug lässt sich studieren, wie sich bei der oben angenommenen Flexibilität des Flügels verschieden schwere Piloten und verschiedene Aufhängepunkte auf den Anstellwinkel, das Erreichen des Anstellwinkels für bestes Gleiten und auf die Geschwindigkeit auswirken. Es ist z.B. zu erkennen, wie weit sich ein Pilot mit einem anderen Gewicht weiter vorne oder weiter hinten einhängen sollte. Bei Flexiblen kommt hinzu, dass mehr Gewicht auch die Schränkung erhöht. Hierdurch sind, abgesehen von der erzielbaren Geschwindigkeit, leichte Piloten bevorteilt.

Der Anstellwinkel reagiert auf Änderungen des Schwerpunkts umso sensibler, je dichter dieser am Neutralpunkt liegt. Mit abnehmender Nick-Stabilität wird der Flügel nervöser.

Die Empfindlichkeit des Anstellwinkels zeigt aber vor allem, wie wichtig eine gute Trimmung und ein feines Händchen des Piloten sind. Eine Verschiebung des Steuerbügels gegenüber dem Piloten entspricht aber längst nicht der Verschiebung des Pilotenschwerpunkts, die deutlich geringer ist. Der Pilot kann sich nur so weit am Bügel nach vorne ziehen bzw. nach hinten drücken, wie es der Bügeldruck aus dem Nick-Moment ermöglicht.

Die Empfindlichkeit des Anstellwinkels ergibt sich auch aus der Formel für die Abhängigkeit der Anstellwinkel-Differenz vom Abstand Neutralpunkt – Schwerpunkt, $\alpha_{S,M=0} - \alpha_{A=0} = (C_{M,A=0} * t_B * dc_A(\alpha)/d\alpha)/(x_N - x_S)$. Durch Differenzieren erhält man $d\alpha_{S,M=0}(x_N - x_S)/d(x_N - x_S) = - (C_{M,A=0} * t_B * dc_A(\alpha)/d\alpha)/(x_N - x_S)^2$. Nähert sich der Schwerpunkt dem Neutralpunkt, $x_N - x_S \rightarrow 0$, wird die Empfindlichkeit des Anstellwinkel unendlich groß.

In den Anstellwinkel für bestes Gleiten geht ein Aufschlag $\Delta\alpha_w > 0$ ein, der gegenüber den optimalen Werten des Profils die Erhöhung des Anstellwinkels der Fläche zur Kompensation des induzierten Widerstands und des schädlichen Widerstands abbildet. Dieser Behelf soll hier ausreichen, um den mit zunehmender Schränkung zunehmenden Abstand vom besten Gleiten zu verdeutlichen. Es geht darum, durch wenig Schränkung dem minimal möglichen optimalen Anstellwinkel möglichst nahe zu kommen, ohne jedoch die unten genannten Anforderungen an die Lufttuchtigkeit bzw. die Nick-Stabilität zu verletzen.

Man erkennt dabei deutlich, wie viel besser Starre bzw. flach gespannte Flexible hinsichtlich der Gleitleistung abschneiden. Sie kommen dem optimalen Anstellwinkel deutlich näher als weiche Flügel, deren Schränkung unter der Last im Trimmflug stark zunimmt.

Ergänzend ist ein mittlerer Auftriebs-Gradient $dc_A(\alpha)/d\alpha_{\text{mittl}} = c_A(\alpha_{S,M=0,\text{trim}})/(\alpha_{S,M=0,\text{trim}} - \alpha_{A=0,40})$ zwischen dem Null-Auftrieb-Winkel $\alpha_{A=0,40}$ und dem Null-Moment-Winkel $\alpha_{S,M=0,\text{trim}}$ angegeben. Sowohl in der Null-Auftrieb-Situation mit $c_A(\alpha_{A=0,40}) = 0$ als auch im Trimmflug mit $c_A(\alpha_{S,M=0,\text{trim}})$ herrscht zwischen den Luftkräften und dem Widerstand der Struktur ein Kräftegleichgewicht. In diesen Endpunkten kann als Auftriebs-Gradient für den dann fest wirkenden Flügel der Gradient einer starren Fläche angenommen werden kann.

Zur Mitte zwischen $\alpha_{A=0,40}$ und $\alpha_{S,M=0,\text{trim}}$ schwächt sich der Gradient stark ab, $c_A(\alpha)$ verläuft von $\alpha_{A=0,40}$ nach $\alpha_{S,M=0,\text{trim}}$ nicht linear, sondern stark s-förmig. Je weicher ein Flügel, desto geringer ist sein mittlerer Auftriebs-Gradient. Dies liegt daran, dass sich bei einem flexiblen Drachenflügel der Anstellwinkel des Außenflügels unter positiver Last in geringerem Maße erhöht als der Anstellwinkel am Kielrohr. Stattdessen erhöht sich die Schränkung. Über die Beziehung $dc_{M,S}(\alpha)/d\alpha = -dc_A(\alpha)/d\alpha * (x_N - x_S)/t_B$ ergibt sich aus dem s-förmigen Verlauf von $c_A(\alpha)$ der typische s-förmige Nick-Moment-Verlauf von Drachen, insbesondere von Flexiblen.

Prüfung auf Nick-Stabilität

In diesem Abschnitt sind die Stabilitäts-Kriterien wie die Schwerpunkt-Vorlage $x_N - x_S$ bzw. das Stabilitätsmaß $(x_N - x_S)/t_B$ und der Beiwert des Null-Auftrieb-Moments $c_{M,A=0}$ zusammengestellt. Man sieht, ob bzw. wie weit die Werte größer null sind, ob und wie weit also Nick-Stabilität besteht.

Die Beziehung $c_{M,A=0} = c_{MP,A=0} + dc_A(\alpha)/d\alpha * (c_W - c_S) * c_{MG}$ für den Beiwert des Null-Auftrieb-Moments macht den maßgeblichen Stellenwert des Profil-Beiwertes $c_{MP,A=0}$ und der Schränkung $c_W - c_S$ deutlich. Der Profil-Beiwert wirkt sich direkt auf den Beiwert des Null-Auftrieb-Moments $c_{M,A=0}$ des Flügels aus. Die Schränkung wird dagegen noch mit dem Gradient des Auftriebs-Beiwertes $dc_A(\alpha)/d\alpha$ und dem Geometrischen Moment-Beiwert c_{MG} multipliziert. Der Gradient $dc_A(\alpha)/d\alpha$ liegt bei Flexiblen bei gut 0,07, bei Starren bei gut 0,08 und ist konstruktiv nur in engen Grenzen zu beeinflussen. Ähnlich verhält es sich mit dem Geometrischen Moment-Beiwert c_{MG} , der für Flexible etwa 1,35 und für Starre etwa 1,41 beträgt. Für Flexible gilt daher $c_{M,A=0,\text{flex}} \approx c_{MP,A=0} + 0,00945 * (c_W - c_S)$, für Starre $c_{M,A=0,\text{starr}} \approx c_{MP,A=0} + 0,01128 * (c_W - c_S)$. Um z.B. bei einem Profil mit $c_{MP,A=0} = -0,04$ für den Flügel zu einem Beiwert $c_{M,A=0} > 0$ zu kommen, braucht ein Flexibler eine wirksame Mindestschränkung von etwa 4 Grad, ein Starrer von etwa 3,5 Grad. Reicht das Null-Auftrieb-Moment bzw. sein Beiwert zur Erfüllung von Nick-Stabilitäts-Forderungen nicht aus, so ist es am wirkungsvollsten und auch am einfachsten, die Schränkung zu erhöhen.

Die Vorteile starrer bzw. steifer Flächen hinsichtlich Nick-Stabilität sind anhand der errechneten Moment-Beiwerte für einen Intermediate und einen Starren auch daran zu erkennen, dass ein Starrer seine noch ausreichende Nick-Stabilität über den gesamten Bereich vom Trimmflug bis zur Null-Auftrieb-Situation auch noch bei 100 km/h erhält, während die Stabilität des Intermediate von einem unnötig hohen Wert mit Leistungsverlust im Trimmflug rapide bis zu kritisch niedrigen Werten bei Null-Auftrieb bei 100 km/h abfällt. Die Kurven $c_{M,A=0}(v)$ von Starren bzw. steifen Flächen verlaufen flacher als die von nachgiebigen Flächen. Demgemäß haben Starre am ehesten Probleme mit hohen geforderten Null-Auftrieb-Momenten für niedrige Geschwindigkeiten, wie z.B. durch die HGMA, siehe unten. Nachgiebige Strukturen stolpern eher über die Hürden für hohe Geschwindigkeiten, wie z.B. die vom DHV.

Prüfung auf Erfüllung der geforderten Nick-Stabilität

Hier sind zunächst die durch die Lufttüchtigkeitsforderungen (LTF) des Deutschen Hängegleiter Verbands (DHV) und die Airworthiness-Standards bzw. -Schemes (AWS) der American Hanggliding Manufacturers Association (HGMA) und der British Hanggliding and Paragliding

Association (BHPA) für bestimmte Geschwindigkeiten geforderten Null-Auftrieb-Momente bzw. deren Beiwerte zusammengestellt.

Da die LTF Mindestwerte für die Momente statt für die Moment-Beiwerte vorgibt, werden ergänzend die für die betrachteten Geräte spezifischen geforderten Beiwerte errechnet.

Es wird ausgewiesen, ob die Geräte die Mindestwerte erreichen bzw. wie weit sie diese übertreffen. Die Verläufe der Beiwerte der Null-Auftrieb-Momente $c_{M,A=0}(v)$ über der Geschwindigkeit v [km/h] werden außerdem grafisch dargestellt.

Hier zeigt sich, ob die äußeren Sprogs bzw. Außenflügel angesichts der Flexibilität des Flügels genügend hoch eingestellt sind.

Messungen an Geräten

Zum Vergleich mit den Berechnungen können noch gemessene Null-Auftrieb-Momente von 2 Geräten eingegeben werden. Mit den Flächen und den Bezugsflügeltiefen der Geräte werden hieraus die zugehörigen Beiwerte errechnet, die dann ebenfalls grafisch angezeigt werden.

Gemessene Moment-Werte sind beim DHV oder bei den Hestellern zu erfragen. Als Beispiel sind die Werte des von mir umgebauten Spectrum SP-12 und des Originals von Jos Guggenmos eingegeben.