

Nick-Stabilität von Drachen

Ein Beitrag von Bernhard Wienand, siehe DHV-Info 182 Juli 2013.

Erst als Otto Lilienthal die Nick-Stabilität seiner Flugapparate durch eine negativ eingestellte Heckflosse in den Griff bekam, wurden aus seinen Hüpfern Gleitflüge.

Heute sind leistungsstarke und aerodynamisch stabile Luftsportgeräte selbstverständlich.

Wen es jedoch zu mehr treibt, dem stellen sich erneut Fragen. Und wenn man beginnt, mit dem Gleichgewicht zwischen Leistung und Sicherheit zu spielen, kann es schnell gefährlich werden.

Piloten, die wissen, wie Nick-Stabilität, Leistung und Wendigkeit entstehen, werden riskante und meist nutzlose Veränderungen an ihren Geräten unterlassen. Aufgrund ihrer Kenntnisse werden sie vielmehr das Leistungspotential eines Gerätes besser einschätzen und in geeigneter Weise ausschöpfen können.

Antworten auf die 10 und mehr wichtigsten und spannendsten Fragen zur Nick-Stabilität:

1	Warum ist Nick-Stabilität so wichtig?	2
	Was muss für die Ausrichtung eines Flugzeugs, seinen Anstellwinkel, gelten?	
2	Woran erkennt man Nick-Stabilität?	3
	Warum muss das Nick-Moment mit kleineren Anstellwinkeln zunehmen?	
	Warum können wir uns nur auf Messfahrten, nicht aber den Bügeldruck verlassen?	
3	Worauf beruht Nick-Stabilität?	5
	Warum muss der Schwerpunkt vor dem Neutralpunkt sein? Was ist der Neutralpunkt?	
4	Welche Rolle spielt die Schrängung?	8
	Warum ist ein stabiler und flacher Gleitflug (nur) durch Schrängung zu erreichen?	
5	Wie wirken sich das Profil und die Form der Fläche aus?	11
	Wie groß ist der Einfluss des Profils und der Fläche zusammen mit der Schrängung?	
	Zum Zusammenspiel und Stellenwert aller Einflussgrößen für Nick-Stabilität.	
6	Was bringt eine Reduzierung der Schrängung?	13
	Wann ist eine Reduzierung der Schrängung effektiv? Was kann eine abgestimmte Sprog-Kompensation leisten? Sind die Forderungen des Gütesiegels angemessen?	
7	Was zeigt der Druckpunktverlauf?	15
	Was folgt aus dem Verlauf für die Auslegung und Steuerung des Anstellwinkels?	
8	Wie wirkt sich die Flexibilität des Drachenflügels aus?	18
	Wie beeinflusst die Flexibilität Nick-Moment, Druckpunkt und Nick-Stabilität?	
9	Welches Risiko kann mit der losen Pilotenaufhängung entstehen?	27
	Welche Gefahr besteht bei starken Entlastern für Flügel mit hinterem Schwerpunkt?	
10	Was bringt eine Heckflosse?	28
	Kann eine Heckflosse Nick-Stabilität, Leistung und/oder Handling noch verbessern?	
11	Wie ergeben sich die Formeln für den Nick-Moment-Verlauf?	30
	11.1 Der Null-Auftrieb-Winkel.....	31
	11.2 Das Null-Auftrieb-Moment.....	32
	11.3 Der Null-Moment-Winkel	33

Die folgenden 33 Seiten mit 19 Abbildungen beruhen auf einer Arbeit von 148 Seiten mit 40 Abbildungen, entstanden 2010 bis Mai 2012, nachdem ich begonnen hatte, an einem neuen Konzept des Drachens zu arbeiten und mich dazu näher mit seiner Aerodynamik befasste.

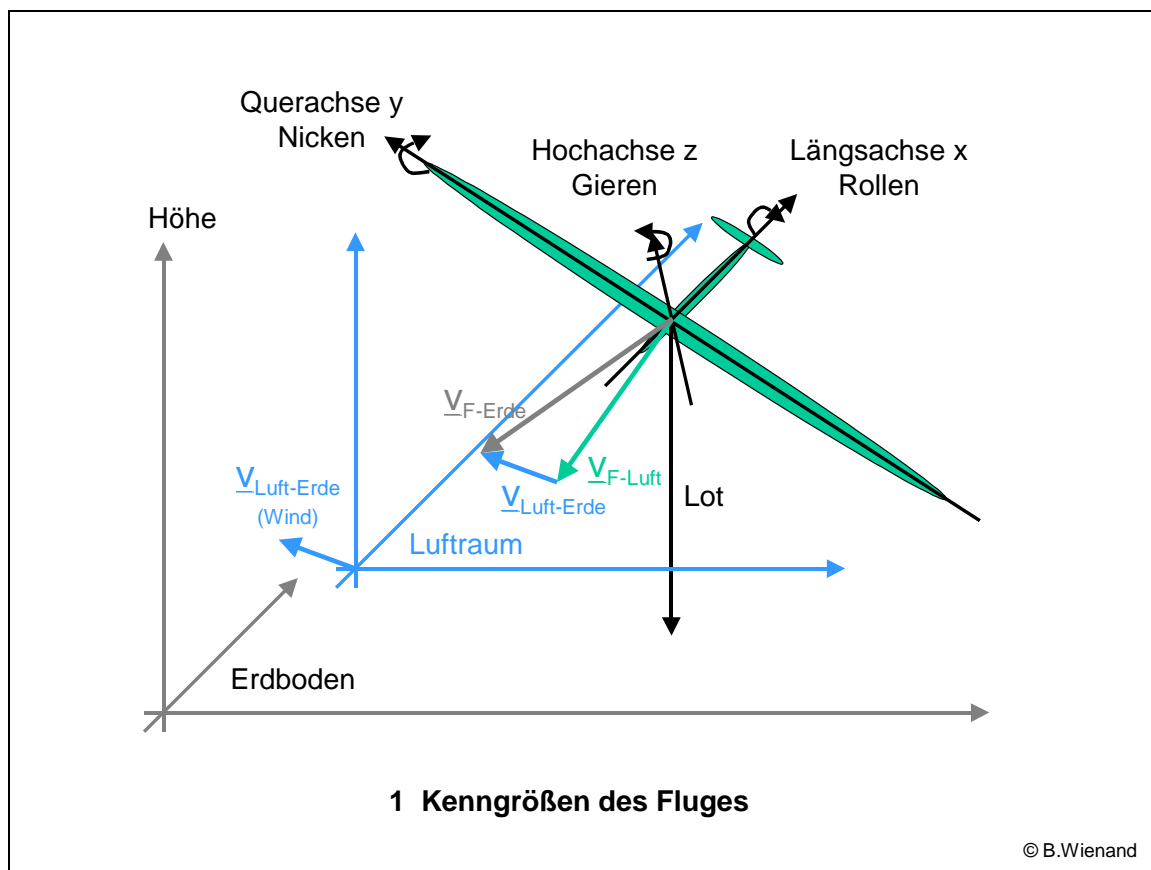
Hamburg, Mai 2013

Bernhard Wienand, b.wienand@freenet.de

1 Warum ist Nick-Stabilität so wichtig?

Erst die Nick-Stabilität ermöglichte den Flug-Pionieren stabile Gleitflüge. Ohne ausreichende Nick-Stabilität besteht die Gefahr eines Überschlags (Tuck), eines Abkippens, Abschmierens und Trudelns, oder eines Sturzflugs (tiefer Abfangbogen). Schon bei geringer Nick-Stabilität reagiert ein Gerät so empfindlich auf Störungen, dass sich die mögliche Leistung des Flügels je nach Wetter gar nicht mehr ausfliegen lässt.

Ein Flug wird durch die Flugbahn bzw. den Vektor der Flugeschwindigkeit \underline{v} und die Lage des Flugzeugs bzw. Drehungen um seine drei Achsen beschrieben, siehe **Bild 1**.



Eine gewünschte statisch stabile Fluglage besteht zunächst einmal in einer waagerechten Ausrichtung um die Längsachse x. Dies regelt die Roll-Stabilität, z.B. durch einen tiefen Schwerpunkt und/oder eine V-Stellung der Flügel.

Das Einnehmen und Einhalten des Anström- bzw. Anstellwinkels α (zwischen der Längsachse x und der Anströmrichtung), der zu einem möglichst flachen Gleitflug führt, besorgt die Nick-Stabilität (statische Längsstabilität) um die Querachse y. Sie schützt vor ungewolltem Sturzflug, einem Überschlagen (Tuck) und ungewolltem Sackflug mit den Gefahren des Abschmierens und Trudelns. Außerdem trägt der für Nick-Stabilität vorne liegende Schwerpunkt auch zur Gier-Stabilität bei, die gegen unerwünschtes Schieben und Gieren um die Hochachse z hilft.

In störungsfreier Umgebung hält die Flugstabilität einen Gleiter im stationären Gleitflug, bei dem der Geschwindigkeitsvektor \underline{v} , und damit auch der Anstellwinkel α gegenüber der Strömung, konstant sind. Mit dem von α abhängigen Gleitwinkel $\gamma(\alpha)$ eines Flugzeugs ergibt sich der Neigungswinkel $\beta(\alpha)$ seiner Längsachse x gegenüber der Horizontalen.

Nach Störungen, z.B. durch Turbulenz, führt die Stabilität einen Gleiter aus jedem Flugzustand über dynamische Flugphasen mit vorübergehenden Veränderungen des Anstellwinkels und der Geschwindigkeit in den stationären Gleitflug zurück.

Steuernde Eingriffe des Piloten, z.B. eine Längsverschiebung des Schwerpunkts oder ein Verstellen der Höhenflosse, führen zu neuen Gleichgewichtszuständen mit neuen Anstellwinkeln, anderen Geschwindigkeiten und anderen Gleitwinkeln. Ein neues statisches Gleichgewicht ist daher nur über eine dynamische Flugphase zu erreichen, z.B. eine geringere Geschwindigkeit durch einen größeren Anstellwinkel über einen Abfangbogen. Für jede Stellung der Steuerglieder (Steuerflächen, Schwerpunkt des Piloten) sollte ein Gleiter genau einen stabilen Flugzustand haben, den er aus jedem anderen Zustand anstrebt und einhält.

Gleiter wie der Zanoniasamen, dessen Flächen sich unter Last in beide Richtungen schränken, fliegen substabil meist auch auf dem Rücken. Auch Flexible können in einen substabilen Flug in Rückenlage geraten, z.B. durch einen Tuck, wenn bei negativer Last die nötige negative Schränkung des Flügels verloren geht. Ein Zeichen für zu flach eingestellte Schränkunganschlüge (Sprogs) bzw. eine zu flache Segelabspannung bei Turmgeräten.

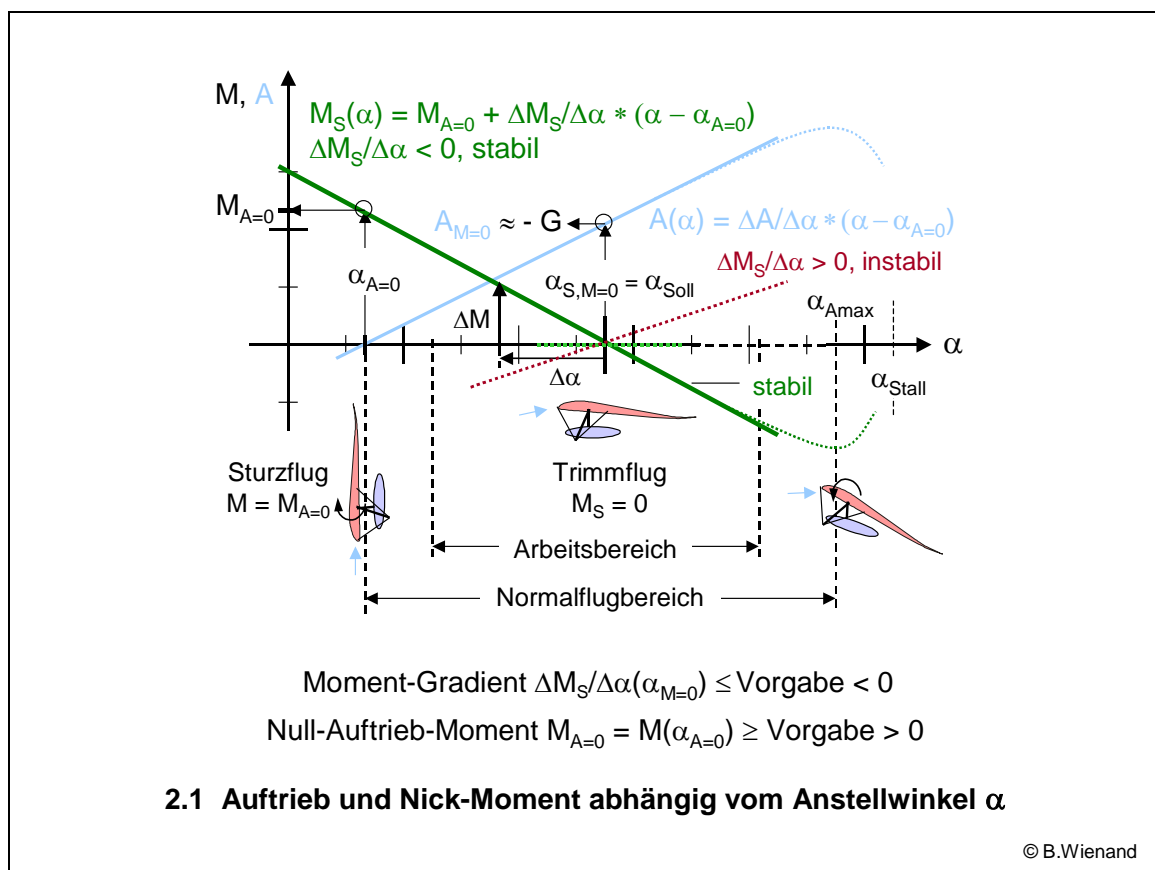
Für die so wichtige Nick-Stabilität wird meist, wie auch bei Drachen, statische Eigenstabilität gefordert. Das Fluggerät soll von sich aus, also ohne steuernden Eingriff des Piloten, bei statischen Bedingungen einen statisch stabilen Zustand, den Trimmzustand, einhalten bzw. nach Abweichungen durch Störungen möglichst rasch in diesen Zustand zurückkehren.

2 Woran erkennt man Nick-Stabilität?

Auf dem Messwagen ist Nick-Stabilität am Verlauf des Nick-Moments $M_S(\alpha)$ in Abhängigkeit vom Anstellwinkel α zu erkennen, siehe **Bild 2.1**. Das Nick-Moment muss mit kleineren Winkeln zunehmen, sein Gradient muss negativ sein, $dM_S(\alpha)/d\alpha < 0$. Im Sturzflug, wenn der Auftrieb $A(\alpha)$ null ist, muss daher ein aufrichtendes, positives Null-Auftrieb-Moment wirken, $M_{A=0} > 0$.

Für den Piloten muss der Bügeldruck mit steilerem Flug zunehmen.

Auf die konstruktiven Merkmale (Schwerpunkt, Schränkung, Profil ...) wird später eingegangen.



Ein gewünschter stabiler Flugzustand mit dem Anstellwinkel α_{Soll} wird dadurch selbstständig eingehalten, dass Rückstellkräfte entstehen, sobald das Flugzeug aus diesem Sollzustand gebracht wird, sei es durch eine Störung, wie z.B. eine Böe, oder durch den Piloten.

Nick-Stabilität wird also dadurch erreicht, dass im Schwerpunkt S ein rückstellendes Nick-Moment $M_S(\alpha)$ auftritt, sobald die Anströmung vom Anstellwinkel α_{Soll} abweicht.

$M_S(\alpha)$ ergibt sich mit dem Beiwert $c_{M,S}(\alpha)$, dem Staudruck $q = \rho/2 * v^2$ mit der Luftdichte ρ , der Bezugsfläche F_B (Flügelfläche) und der Bezugs(flügel)tiefe t_B zu

- $M_S(\alpha) = c_{M,S}(\alpha) * q * F_B * t_B.$

Wird der Anstellwinkel unterschritten, muss ein hecklastiges bzw. aufrichtendes (positives) Nick-Moment entstehen, wird er überschritten, ein kopflastiges (negatives) Moment. Wird α_{Soll} erreicht, wird das Moment null, $M_S(\alpha_{\text{Soll}}) = 0$. Der Moment-Gradient $dM_S(\alpha)/d\alpha = \Delta M_S(\alpha)/\Delta\alpha = M_{A=0}/(\alpha_{A=0} - \alpha_{M=0})$, die Veränderung des Moments bei einer Veränderung des Anstellwinkels, muss gemäß der oben vereinbarten üblichen Vorzeichenregelung negativ sein:

- $dM_S(\alpha)/d\alpha < 0$ [Nm/Grad], $dc_{M,S}(\alpha)/d\alpha < 0$ [1/Grad] (Gradient-Kriterium).

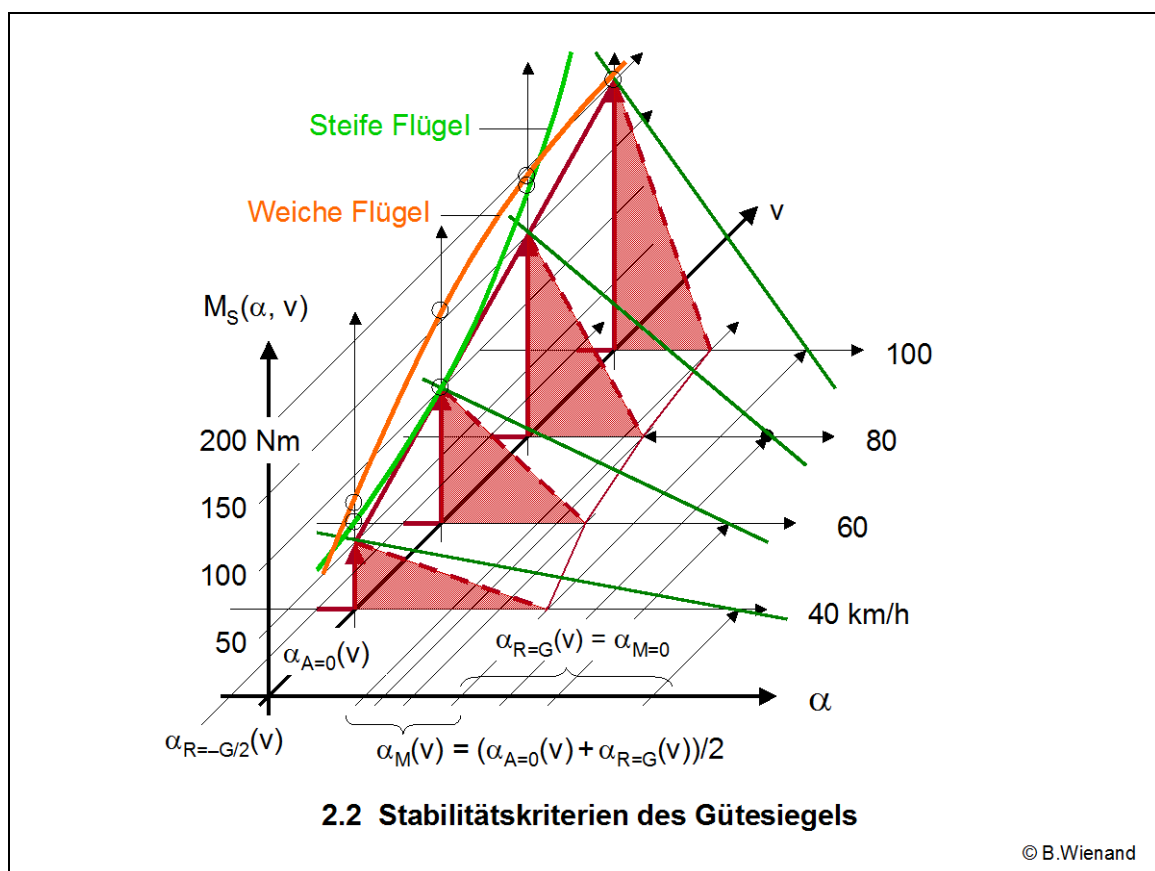
Dabei hat der Sollwert des Anstellwinkels α_{Soll} mit $M_S(\alpha_{\text{Soll}}) = 0$ selbstverständlich deutlich über dem Null-Auftrieb-Winkel $\alpha_{A=0}$ des Sturzflugs zu liegen, $\alpha_{\text{Soll}} = \alpha_{M=0} \gg \alpha_{A=0}$. Einem negativen Moment-Gradienten entspricht dann ein positives Null-Auftrieb-Moment $M_{A=0}$, das Nick-Moment für den Anstellwinkel $\alpha_{A=0}$, bei dem der Auftrieb null ist:

- $M_{A=0} > 0$ [Nm], $c_{M,A=0} > 0$ [-] (Null-Auftrieb-Kriterium).

Da beim Null-Auftrieb-Moment kein resultierender Auftrieb quer zur Längsachse x wirkt, ist es vom Haltepunkt bzw. der Lage des Schwerpunkts auf der x-Achse unabhängig.

Für einen weitgehend linearen Verlauf des Nick-Moments in einem Haltepunkt H ergibt sich mit dem Moment-Gradienten und dem Null-Auftrieb-Moment die Geraden-Gleichung

- $M_H(\alpha) = M_{A=0} + dM_H(\alpha)/d\alpha * (\alpha - \alpha_{A=0})$ bzw. $c_{M,H}(\alpha) = c_{M,A=0} + dc_{M,H}(\alpha)/d\alpha * (\alpha - \alpha_{A=0})$.



Im **Bild 2.2** sind die vom DHV erarbeiteten Anforderungen an die statische Längsstabilität von Drachen dargestellt.

Sie sind Teil der vom Luftfahrt-Bundesamts (LBA) erlassenen Lufttüchtigkeitsforderungen (LTF, 'Gütesiegel') und kombinieren das Gradient- und Null-Auftrieb-Kriterium.

Für das im gemeinsamen Schwerpunkt S von Gerät und Pilot bei x_S gemessene Nick-Moment M_S gelten von der Geschwindigkeit v abhängige Hürden, die vom Moment-Verlauf überstiegen werden müssen.

Wie sich Aeroelastizität auf den Verlauf des Nick-Moments auswirkt, ist für einen weichen und einen steifen Flügel angedeutet.

Ob ein Gerät nick-stabil ist, lässt sich auch von Konstruktions-Merkmalen ableiten, die sich auf die Nick-Stabilität auswirken. Die Nick-Stabilität von Wettkampfgeräten wird z.B. anhand der im Datenblatt genannten Einstellungen der Schränkungsanschlüge (Rippen bei Starren) überprüft. Primär ist aber ein vorne liegender Schwerpunkt wesentlich, wie im folgenden Kapitel erläutert wird.

Als Zeichen für Nick-Stabilität wird immer wieder der Bügeldruck erwähnt, in dem sich das Nick-Moment des Flügels (für den Piloten) äußert. Auch ist es in der Fliegerei üblich, den Anstieg der Kraft am Steuerknüppel mit dem Steuerweg als Kriterium für Nick-Stabilität zu verwenden, wie auch von der European Aviation Safety Agency (EASA) in ihren Certification Specifications (CS), da der Nick-Moment-Verlauf nur rechnerisch und im Windkanal festzustellen ist. Analog zur Kraft am Steuerknüppel wurde von Michael Schönherr 1980, damals verantwortlich für die Sicherheit von Drachen beim DHV, vom Nick-Moment-Verlauf ein Steuerkraft- und ein Körper-Verschiebungs-Diagramm zur Beurteilung der Nick-Stabilität abgeleitet.

Im Flug ist Nick-Stabilität am Bügeldruck aber kaum zu erkennen. So täuscht z.B. ein hecklastiger Drachen, bei dem sich der zu weit hinten hängende Pilot am Steuerbügel nach vorne ziehen muss, einen positiven Bügeldruck bzw. ein positives Nick-Moment vor, obwohl das Gerät mit dem hinteren Schwerpunkt (Aufhängung) evtl. schon instabil ist.

Besonders die hohe Aeroelastizität von Flexiblen kann zu fatalen Fehleinschätzungen führen. Denn da sich die tatsächliche Schränkung des Flügels erst im Flug aus der sich unter Last einstellenden Segelwölbung und -verdrehung ergibt, ist nach einem Absenken der Sprogs (für einen vermeintlichen Leistungsgewinn) kein Unterschied im Bügeldruck zu spüren. Das Gerät fühlt sich im normalen Flug unverändert stabil an, die Sprogs könnten sogar fehlen. Erst bei kleinen Anstellwinkeln wie im Stechflug oder bei einer Fallböe, wenn die Segelwölbung nachlässt, bis die Sprogs greifen (sollten), zeigt sich, dass diese nicht hoch genug eingestellt sind, um das Gerät abzufangen. Solange es aber nicht zu einem solch kritischen Flugzustand kommt, glaubt ein Pilot evtl., mit abgesenkten Sprogs weiter gefahrlos fliegen zu können.

3 Worauf beruht Nick-Stabilität?

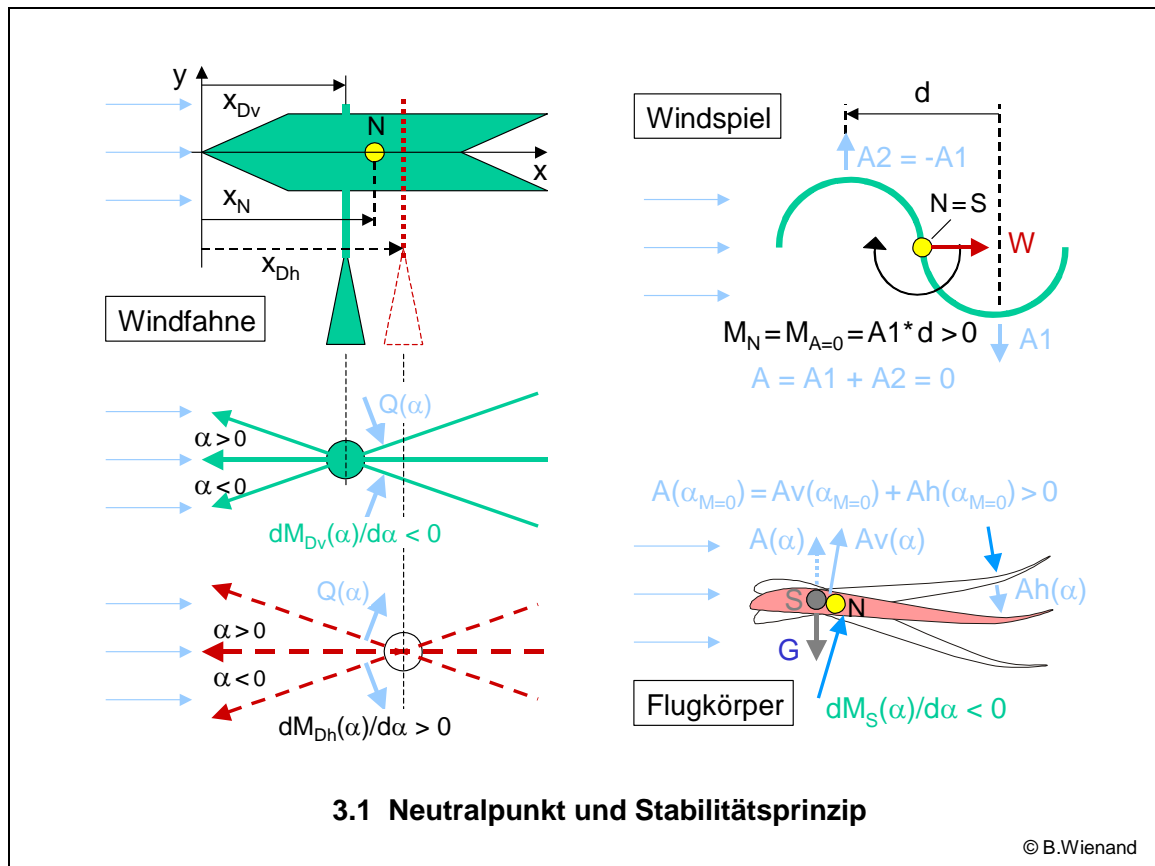
Nick-Stabilität von Flugzeugen wie auch Drachen beruht auf einem vor dem zentralen Angriffspunkt der Luftkraft, dem sogenannten Neutralpunkt, liegenden Schwerpunkt, an dem die Gewichtskraft als 'Frontantrieb' den Gleiter vorwärts durch die Luft zieht.

Um die Bedeutung des Neutralpunkts für die Nick-Stabilität zu verstehen, sei eine Windfahne betrachtet, siehe **Bild 3.1**. Damit diese die Richtung anzeigt, aus der der Wind kommt, muss ihre Drehachse bekanntlich vorne liegen, z.B. bei x_{Dv} , vor dem Angriffspunkt der Luftkraft. Weicht die Windfahne um den Anstellwinkel α von der Windrichtung ab, erzeugt der Wind eine Querkraft $Q(\alpha)$, die zu einem rückstellenden Moment führt, bis keine Abweichung mehr besteht. Der Moment-Gradient ist negativ. Bei einer hinten liegenden Drehachse, z.B. bei x_{Dh} , verstärken sich dagegen Richtungsabweichungen. Der Moment-Gradient ist positiv, die Windfahne schlägt um 180 Grad um und zeigt die Richtung an, in die der Wind weht.

Verschiebt man bei einem umströmten Körper den Haltepunkt in Strömungsrichtung von vorne nach hinten, so wird ein zunächst negativer Moment-Gradient immer schwächer und für einen bestimmten Haltepunkt schließlich null, um dann positiv wieder zuzunehmen. Dieser bestimmte Haltepunkt bei x_N mit $dM_N(\alpha)/d\alpha = 0$ wird der Neutralpunkt N des umströmten Körpers genannt.

In ihm ist das Moment $M_N = \text{konstant}$, also vom Anstellwinkel α unabhängig bzw. anstellwinkelneutral. Daher ist umgekehrt auch der Neutralpunkt vom Anstellwinkel und damit von einer evtl. Schränkung des Flügels unabhängig.

Bei einem profilierten Tragflügel, bei dem der Auftrieb $A(\alpha)$ als maßgebliche Querkraft zur Längsachse x bei anliegender Strömung (der Profilkontur folgend) hauptsächlich vorne entsteht, liegt der Neutralpunkt für den nutzbaren Anstellwinkelbereich bei etwa 1/4 der Profiltiefe.



Auch wenn der Moment-Gradient im Neutralpunkt null ist, kann das Moment M_N durchaus von null verschieden sein, wie das Windspiel in **Bild 3.1** zeigt.

Da das Moment im Neutralpunkt M_N für alle Anstellwinkel konstant ist, entspricht es auch dem Moment für den Null-Auftrieb-Winkel $\alpha_{A=0}$, so dass $M_N = M_N(\alpha_{A=0}) = M_{A=0}$.

Mit dem Auftrieb $A(\alpha)$ quer zur Längsachse x verändert sich das Nick-Moment gemäß des Hebelgesetzes linear mit einer Verschiebung des Haltepunktes auf der x -Achse. Für $M_S(\alpha)$ im Schwerpunkt bei x_S gegenüber $M_N = M_{A=0}$ im Neutralpunkt bei x_N gilt somit

- $M_S(\alpha) = M_N - (x_N - x_S) \cdot A(\alpha) = M_{A=0} - (x_N - x_S) \cdot A(\alpha)$.

Der Auftrieb $A(\alpha)$ ergibt sich aus dem Beiwert $c_A(\alpha)$, dem Staudruck q und der Bezugsfläche F_B :

- $A(\alpha) = c_A(\alpha) \cdot q \cdot F_B$.

Für die Gradienten-Bedingung $dM_S(\alpha)/d\alpha < 0$ als Maß für Nick-Stabilität erhält man hieraus mit dem Kennzeichen des Neutralpunkts $dM_N(\alpha)/d\alpha = 0$

- $dM_S(\alpha)/d\alpha = - (x_N - x_S) \cdot dA(\alpha)/d\alpha < 0$,
- $dc_{M,S}(\alpha)/d\alpha = - (x_N - x_S)/t_B \cdot dc_A(\alpha)/d\alpha < 0$.

Demnach hängt der Moment-Gradient von zwei Faktoren ab, dem Abstand des Schwerpunkts vom Neutralpunkt, $x_N - x_S$, als Hebel und dem Auftriebs-Gradienten $dA(\alpha)/d\alpha$ bzw. $dc_A(\alpha)/d\alpha$, der sich geringfügig durch die Flügelgeometrie beeinflussen lässt. Durch die Nachgiebigkeit des Drachenflügels wird der mittlere Auftriebs-Gradient bei 40 km/h allerdings um knapp 5% bei

Starren und gut 10% bei voll gespannten Flexiblen abgeschwächt, und damit auch der Moment-Gradient. Hierauf wird später noch genauer eingegangen.

Da der Auftriebs-Gradient im geflogenen Anstellwinkelbereich stets positiv bleibt, $dA(\alpha)/d\alpha > 0$, ist das Gradient-Kriterium $dM_S(\alpha)/d\alpha < 0$ nur dann erfüllt, wenn der Abstand $x_N - x_S > 0$, wenn also der Schwerpunkt vor dem Neutralpunkt liegt. Daher wird allein die Vorlage des Schwerpunkts als maßgeblicher Faktor bzw. als Maß für Nick-Stabilität angesehen,

- $x_N - x_S = -dM_S(\alpha)/dA(\alpha) = -dc_{M,S}(\alpha)/dc_A(\alpha) \cdot t_B > 0$ [m].

So, wie eine Windfahne vorne zu halten ist, wird ein Flugkörper von der Schwerkraft umso sicherer vorwärts durch die Luft gezogen, je weiter der Schwerpunkt vor dem Neutralpunkt, dem zentralen Angriffspunkt der Luftkraft liegt. In diesem 'Frontantrieb' besteht das Prinzip der Nick-Stabilität. Der Frontantrieb fördert gleichzeitig auch die Gier-Stabilität.

Bei einer zu geringen Vorlage des Schwerpunkts wird der Flugkörper orientierungslos, er neigt zum Sackflug mit der Gefahr des Abkippens und Trudelns und zum Überschlagen (Tuck).

Aufgrund der Beziehungen $-dM_S(\alpha)/d\alpha = M_{A=0}/(\alpha_{S,M=0} - \alpha_{A=0})$ und $dA(\alpha)/d\alpha \approx G/(\alpha_{S,M=0} - \alpha_{A=0})$, da der Auftrieb A im Trimmflug mit $\alpha_{S,M=0}$ etwa dem Gewicht G entspricht, erhält man auch

- $x_N - x_S \approx M_{A=0}/G > 0$ [m].

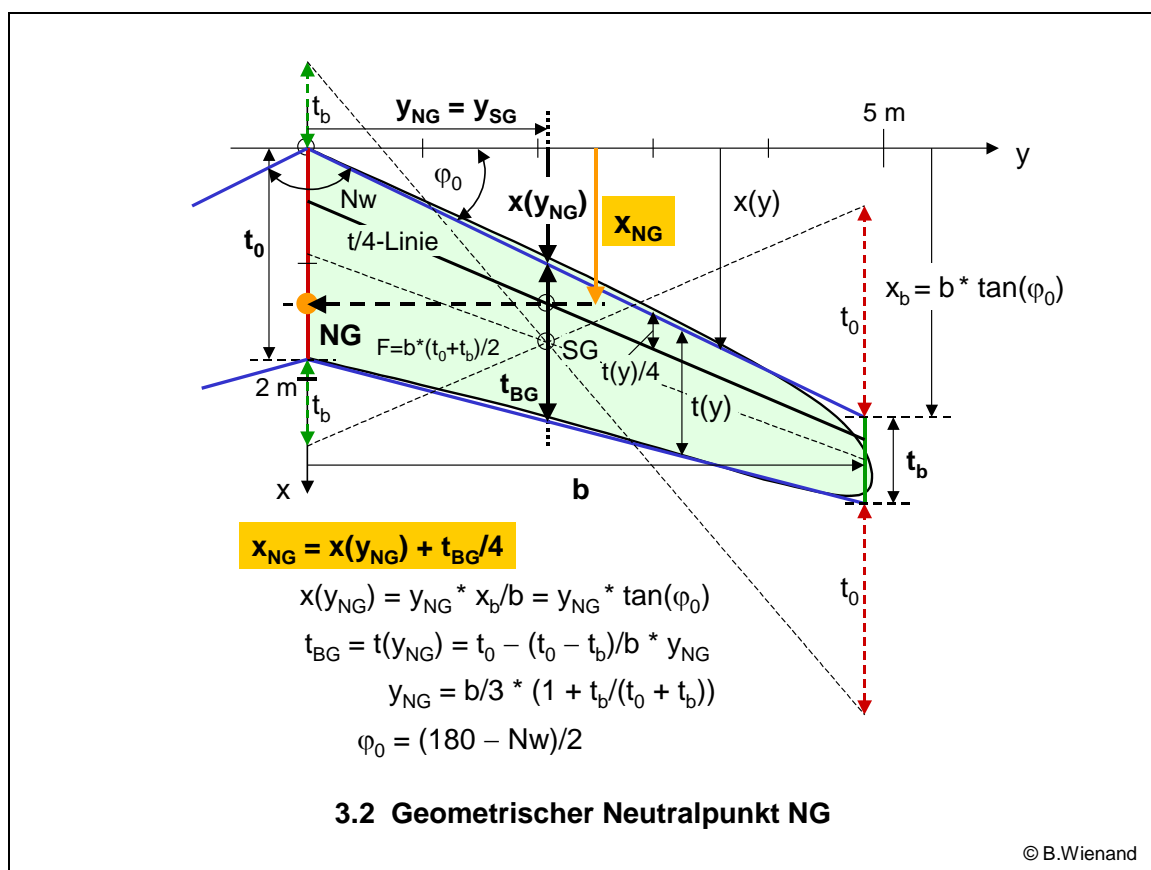
Bezieht man die die Differenz $x_N - x_S$ auf die Bezugstiefe t_B , die neben der Bezugsfläche das Moment eines Flugkörpers bzw. eines Flügels beeinflusst, so erhält man das Stabilitätsmaß

- $\sigma = (x_N - x_S)/t_B = -dc_{M,S}(\alpha)/dc_A(\alpha) > 0$ [-] (Stabilitätsmaß).

Im allgemeinen gilt ein Stabilitätsmaß von 10% als ausreichend. Segelflugzeuge haben nur etwa 5%. Bei einem Flügel entspricht die Bezugstiefe t_B der Flügeltiefe im Neutralpunkt.

Den geforderten 50 Nm für 40 km/h gemäß Gütesiegel entspräche bei einem Gewicht bzw. Auftrieb bei ca. 40 km/h von 1.250 N eine Schwerpunktvorlage von nur 4 cm, und bei einer Bezugstiefe $t_B = 1,35$ m einem Stabilitätsmaß von nur knapp 3%. Tatsächlich wird mit der größeren Schränkung im Trimmflug, die fiktiv zu einem größeren Null-Auftrieb-Moment führen würde, auch mit mehr Schwerpunktvorlage geflogen.

Auf die Bedeutung der Schränkung wird im folgenden Kapitel genauer eingegangen.



Zur Auslegung eines genügend nick-stabilen Flugzeugs ist u.A. der Neutralpunkt durch die Berechnung von Auftriebs- und Moment-Gradient zu ermitteln, z.B. mit der Freeware 'Nurflügel' von Frank Ranis. Hierzu ist der Grundriss des Flügels zu vermessen und im Programm zu modellieren. Eine ersatzweise gute Näherung bietet der 'Geometrische Neutralpunkt' NG, siehe **Bild 3.2** oben.

Bei seiner Bestimmung wird davon ausgegangen, dass für jeden Profilschnitt des Flügels der Neutralpunkt bei ca. $1/4$ der Profiltiefe t liegt. Der Neutralpunkt des Profilschnittes durch den Flächenschwerpunkt SG ist dann der Geometrische Neutralpunkt der Fläche bei x_{NG} , die dortige Flügeltiefe die geometrische Bezugsflügeltiefe t_{BG} . Das Bild zeigt, wie der NG für eine dem Flügelgrundriss entsprechende trapezförmige gepfeilte Fläche rechnerisch oder auch zeichnerisch ermittelt werden kann. Aber auch 'Nurflügel' berechnet den NG und die Fläche.

Der Neutralpunkt einer 2-Flächen-Konfiguration, wie z.B. bei einem Rumpfflugzeug, lässt sich aus den Neutralpunkten der einzelnen Flächen (z.B. Tragfläche und Leitfläche) ableiten.

Während die Nick-Stabilität des Gleitschirms mit dem etwa 8 m tief hängenden Piloten allein durch das Pendelmoment erreicht wird, wird es beim Drachen nicht genutzt, obwohl aus dem Pendelmoment $PM(\delta)$ mit dem nur etwa 1,4 m tief hängenden Piloten durchaus nennenswerte Rückstellkräfte entstehen. Um eine optimale Ausrichtung des Flügels in der Strömung durch $M_S(\alpha)$ nicht zu stören, hält sich der Pilot bei einem optimal getrimmten Gerät nur lose am Steuerbügel fest, so dass er auch bei Drehungen des Flügels stets lotrecht hängt und kein Pendelmoment erzeugt. Das Pendel- bzw. Gewichtsmoment durch eine Auslenkung der Masse des Piloten in Richtung der Längsachse dient beim Drachen der Steuerung um die Querachse.

Auf keinen Fall darf man glauben, durch die gegenüber konventionellen Flugzeugen tiefe Schwerpunktlage beim Drachen fehlende aerodynamische Nick-Stabilität ausgleichen zu können. Überschläge (Tucks) kommen oft überraschend und schlagartig. Meist entstehen sie aus Situationen mit vorübergehender Gewichtsentlastung (Entlastern), z.B. durch eine Fallböe, oder durch steiles Abnicken durch eine Böe von hinten oder nach einem Männchen. Der Flügel sollte daher auch ohne das Gewicht des Piloten, also ohne Pendelmoment, stabil fliegen.

4 Welche Rolle spielt die Schrängung?

Damit der vorne liegende Schwerpunkt nicht zum Sturzflug oder Rückenflug führt, sondern zu einem flachen und möglichst optimalen Gleitflug, muss die Leitfläche hinten gegenüber der Längsachse x geringer eingestellt sein als die Tragfläche vorne. Bei einem gepfeilten Nurflügel entspricht dieser positiven Einstellwinkel-Differenz (EWD) eine negative Schrängung.

Um den Einfluss der Schrängung und weiterer Merkmale eines Flügels auf den Nick-Momentenverlauf $M_S(\alpha)$ bzw. die Nick-Stabilität zu erläutern, zeigt **Bild 4.1** einen Längsschnitt durch

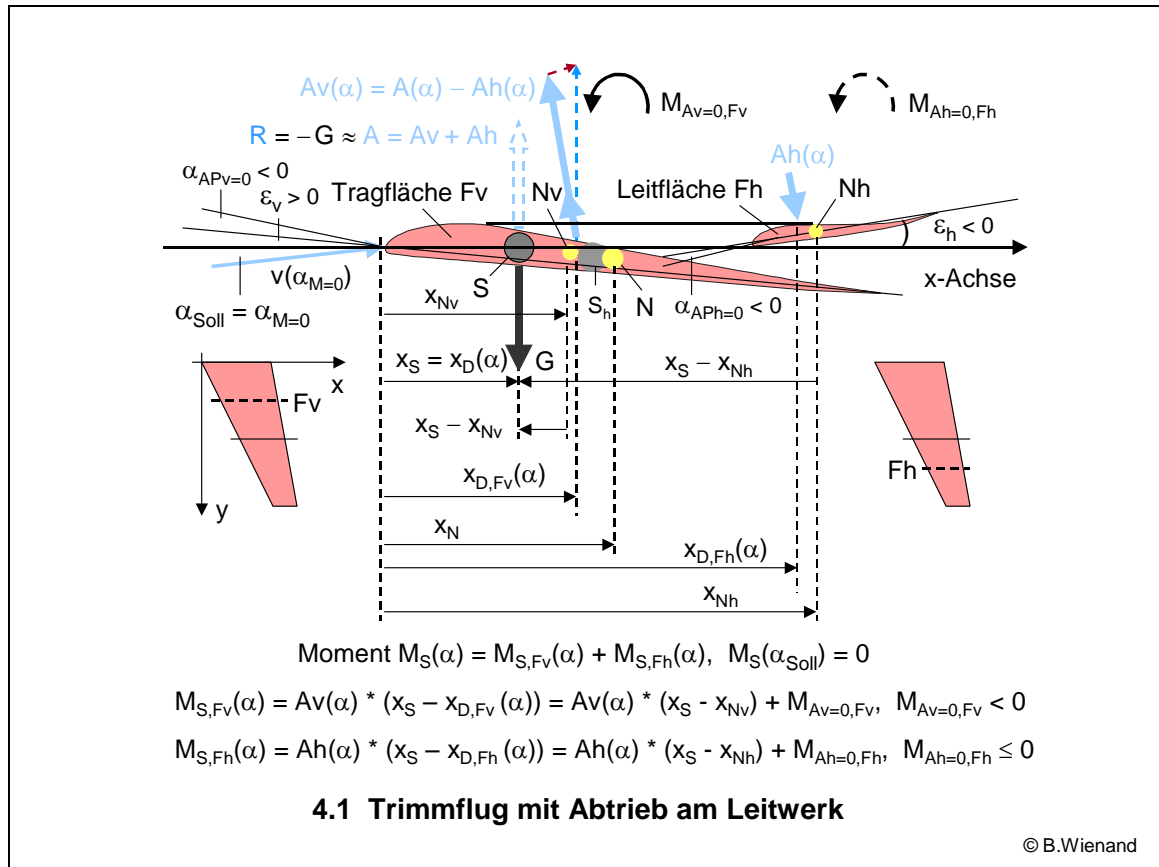
- eine vordere Tragfläche F_v mit ihrem Neutralpunkt N_v und ihrem Einstellwinkel ε_v und
- eine hintere Leitfläche F_h mit ihrem Neutralpunkt N_h und ihrem Einstellwinkel ε_h

im Trimmflug, hier in Form zweier versetzter Schnitte durch einen mittig geteilten, gepfeilten und geschrängten Flügel bzw. Halbflügel mit dem Gesamt-Neutralpunkt N .

Beim gepfeilten Nurflügel geht die Tragfläche F_v vorne von innen nach außen stetig in die Leitfläche F_h hinten über.

Da der Schwerpunkt S vor dem Druckpunkt der Tragfläche liegt, $x_S < x_{D,F_v}(\alpha)$, erzeugt der Auftrieb der Tragfläche $A_v(\alpha)$ in S ein negatives (kopplastiges) Nick-Moment $M_{S,F_v}(\alpha)$. Dies ist im Trimmflug durch ein gleichwertiges positives (aufrichtendes) Moment $M_{S,F_h}(\alpha)$ durch Abtrieb $A_h(\alpha)$ der Leitfläche auszugleichen. Dazu muss die Leitfläche ausreichend negativ eingestellt sein, $\varepsilon_h < 0$, was eine entsprechend hohe Einstellwinkel-Differenz ergibt, $EWD = \varepsilon_v - \varepsilon_h > 0$. Für die geometrische Schrängung $Schr$, die Differenz der Einstellwinkel der Flügelspitze ε_S und der Flügelwurzel ε_W , gilt:

- $Schr = \varepsilon_S - \varepsilon_W \approx -2 * EWD = -2 * (\varepsilon_v - \varepsilon_h)$, siehe Bild 8.2.



Da der Schwerpunkt bei x_S noch vor dem Neutralpunkt N_v der Tragfläche liegt, so dass $x_{N_v} - x_S > 0$, ist nicht nur der Gradient des Moments aus der Leitfläche mit $x_{N_h} - x_S > 0$ negativ, sondern auch der Gradient des Moments aus der Tragfläche, $dM_{S,F_h}(\alpha)/d\alpha < 0$ und $dM_{S,F_v}(\alpha)/d\alpha < 0$. Beide Flächen werden stabil von der Schwerkraft als 'Frontantrieb' durch die Luft gezogen. Die Summe der Momente ergibt ein Gesamt-Moment $M_S(\alpha) = M_{S,F_v}(\alpha) + M_{S,F_h}(\alpha)$ mit einem noch steileren negativen Gradienten, siehe **Bild 4.2**.

Die Moment-Geraden $M_{S,F_v}(\alpha)$ und $M_{S,F_h}(\alpha)$ der beiden Flächen F_v und F_h addieren sich zur Geraden des Gesamt-Moments $M_S(\alpha)$. Der Nulldurchgang für den Anstellwinkel des Trimmflugs $\alpha_{S,M=0} = \alpha_{Soll}$ ergibt sich aus $M_S(\alpha_{S,M=0}) = 0 = M_{S,F_v}(\alpha_{S,M=0}) + M_{S,F_h}(\alpha_{S,M=0})$ bzw. $M_{S,F_v}(\alpha_{S,M=0}) = -M_{S,F_h}(\alpha_{S,M=0})$.

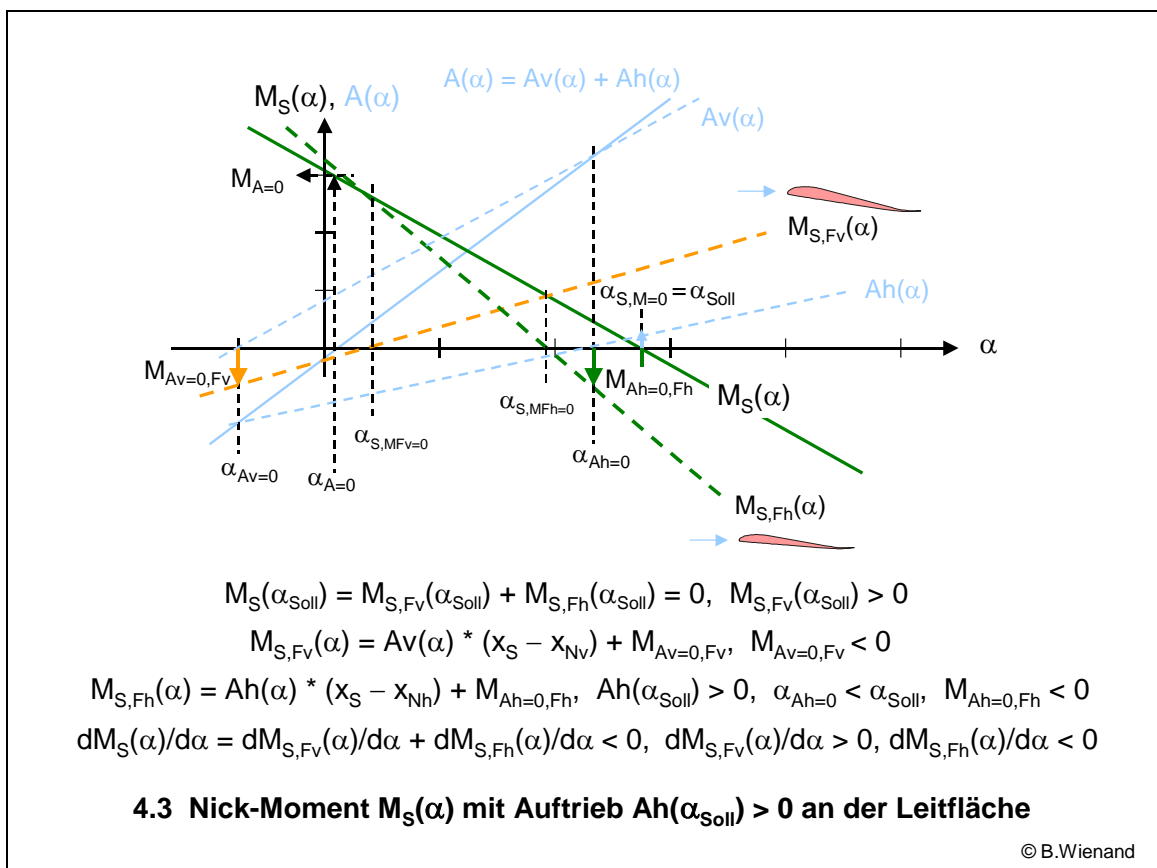
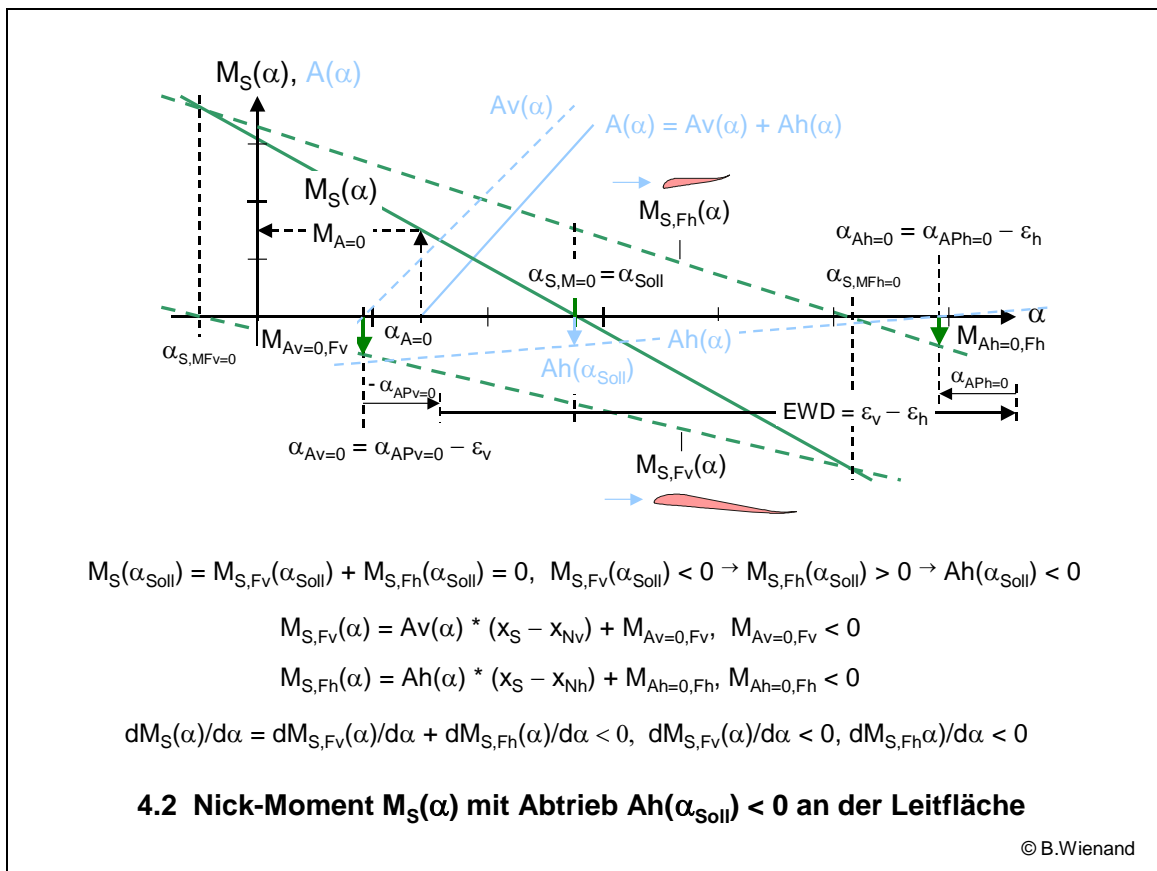
Der Nulldurchgang $M_{S,F}(\alpha_{S,MF=0}) = 0$ der Moment-Geraden einer einzelnen Fläche F liegt bei einem umso größeren Anstellwinkel $\alpha_{S,MF=0}$ bzw. liegt auf der α -Achse umso weiter rechts, je kleiner bzw. negativer der Einstellwinkel ε der Fläche ist. Die Neigung bzw. der Gradient einer Moment-Geraden einer Fläche ist umso steiler, je größer der Abstand zwischen ihrem Neutralpunkt und dem Haltepunkt bzw. Schwerpunkt und je größer ihre Fläche ist.

Einen genügend großen Anstellwinkel $\alpha_{S,M=0} = \alpha_{Soll}$ für einen gewünscht flachen stabilen Gleitflug erreicht man demnach durch eine entsprechend geschränkte Fläche bzw. eine negativ(er) eingestellte, große und/oder weit hinter dem Schwerpunkt liegende Leitfläche F_h .

Bild 4.2 zeigt zudem, wie sich die Einstellwinkel ε (mit den Null-Auftrieb-Winkeln der Profile $\alpha_{APv=0}$ und $\alpha_{APh=0}$) auf die Null-Auftrieb-Winkel der Flächen $\alpha_{Av=0} = \alpha_{APv=0} - \varepsilon_v$ und $\alpha_{Ah=0} = \alpha_{APh=0} - \varepsilon_h$ mit den bei gewölbten Profilen negativen Null-Auftrieb-Momenten $M_{Av=0,Fv} < 0$ und $M_{Ah=0,Fh} \leq 0$ auswirken. Der Null-Auftrieb-Winkel eines Profils $\alpha_{AP=0}$ ist der Anstellwinkel der Profildicke gegenüber der Anströmrichtung, bei der das Profil keinen Auftrieb erzeugt.

Mit einer Schwerpunkt- und Neutralpunktlage, die im Trimmflug Abtrieb am Leitwerk erfordert, lässt sich zwar die Entstehung von Nick-Stabilität gut veranschaulichen, Drachen wie auch

Rumpfflugzeuge (je nach Beladung) sind jedoch so ausgelegt, dass die Leitfläche im Trimmflug sich neutral verhält oder etwas mit trägt, anstatt Auftrieb der Tragfläche zu vernichten.



Ein weiter hinten liegender Schwerpunkt S_h , wie in Bild 4.1 angedeutet, liegt zwar vor dem Gesamt-Neutralpunkt N , was Nick-Stabilität bedeutet, jedoch hinter dem Druckpunkt der Tragfläche (und damit auch hinter ihrem Neutralpunkt). In S_h entsteht durch den Auftrieb der Tragfläche $A_v(\alpha)$ ein positives Moment, das dann durch ein negatives Moment der Leitfläche auszugleichen ist. Dazu muss die Leitfläche Auftrieb erzeugen.

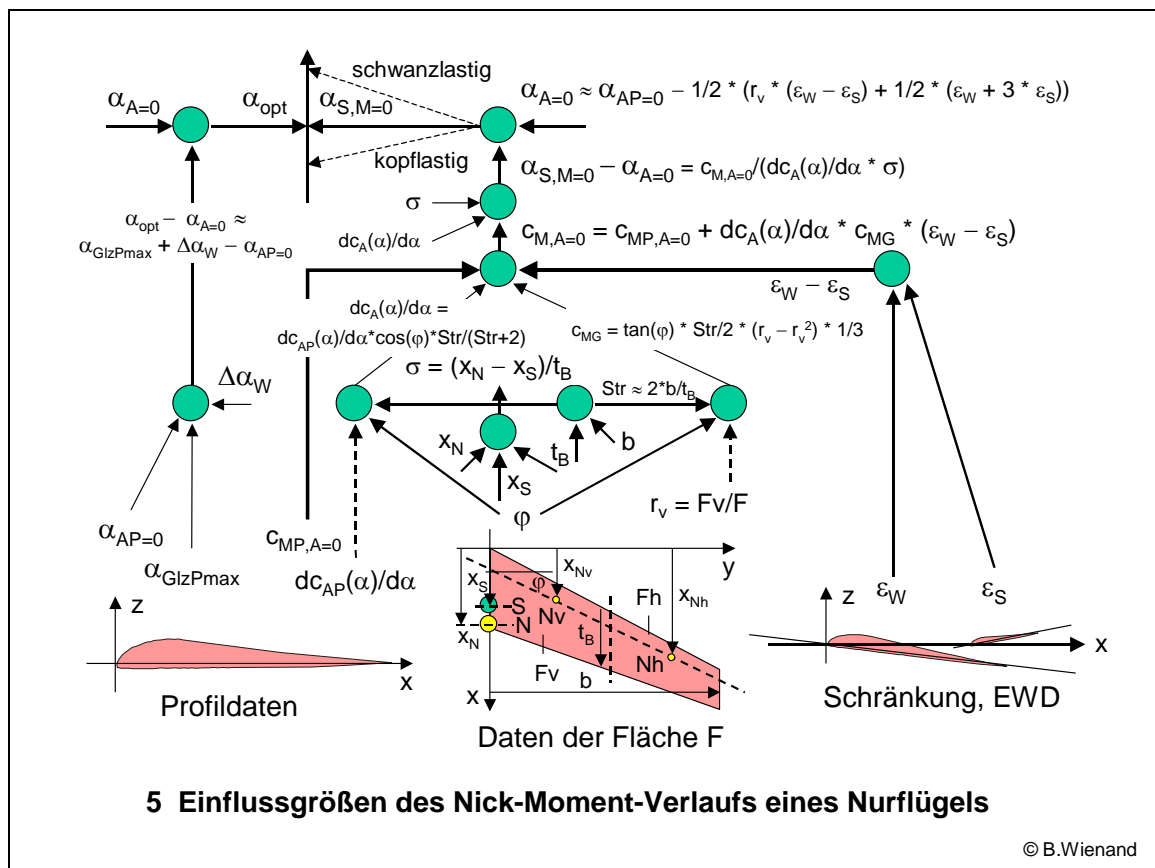
Eine genügende Vorlage des Schwerpunkts gegenüber dem Gesamt-Neutralpunkt, $x_N - x_S > 0$, die noch ausreichende Nick-Stabilität gewährt, wird durch eine weiter hinten liegende oder/und größere Leitfläche erreicht, die den Gesamt-Neutralpunkt nach hinten verschiebt. Bei einem Nurfügel wird dies durch mehr Pfeilung oder/und weniger Zuspitzung erreicht.

Liegt der Schwerpunkt hinter dem Neutralpunkt der Tragfläche, $x_{Nv} - x_S < 0$, so ist der Gradient ihres Momentes positiv, $dM_{S,Fv}(\alpha)/d\alpha > 0$, siehe **Bild 4.3** oben. Die Tragfläche fliegt damit instabil, sie wird vom Gewicht des Gleiters nicht durch die Luft gezogen, wie die Leitfläche, sondern geschoben. Damit sie nicht ausschert oder sich überschlägt, muss der Moment-Gradient der Leitfläche derart negativ sein, dass der Gesamt-Gradient ebenfalls gewünscht negativ ist, $dM_S(\alpha)/d\alpha = dM_{S,Fv}(\alpha)/d\alpha + dM_{S,Fh}(\alpha)/d\alpha < 0$.

5 Wie wirken sich das Profil und die Form der Fläche aus?

Neben der Schwerpunktlage und der Schränkung wirken sich auch die Form der Fläche, ihre Pfeilung, Streckung und Zuspitzung, vor allem aber auch das Profil, vornehmlich sein Wölbung, auf das Nick-Moment und auf die Nick-Stabilität aus, siehe **Bild 5**.

Die Kombination aus Schränkung, Pfeilung und Streckung erhöht das Null-Auftrieb-Moment. Zunehmende Profilwölbung und Zuspitzung der Fläche mindern das Moment.



Ausgehend von den oben bereits genannten Formeln $M_S(\alpha) = M_{A=0} - (x_N - x_S) * A(\alpha)$ und $A(\alpha) = c_A(\alpha) * q * F$ ergibt sich für eine mittige Aufteilung einer Fläche F in eine Tragfläche F_v und Leitfläche F_h ($F = F_v + F_h$) aus der Null-Auftrieb-Bedingung der Null-Auftrieb-Winkel

- $\alpha_{A=0} \approx \alpha_{AP=0} - 1/2 * (r_v * (\varepsilon_W - \varepsilon_S) + 1/2 * (\varepsilon_W + 3 * \varepsilon_S))$,
- für $\varepsilon_W = 0$: $\alpha_{A=0} \approx \alpha_{AP=0} - \varepsilon_S/2 * (3/2 - r_v)$.

Mit dem Null-Auftrieb-Winkel $\alpha_{A=0}$ lässt sich der Beiwert des Null-Auftrieb-Moments errechnen,

- $c_{M,A=0} \approx c_{MP,A=0} + dc_A(\alpha)/d\alpha * c_{MG} * (\varepsilon_W - \varepsilon_S)$,

und hieraus schließlich für einen linearen Nick-Moment-Verlauf die Anstellwinkel-Differenz

- $\alpha_{S,M=0} - \alpha_{A=0} = c_{M,A=0}/(\sigma * dc_A(\alpha)/d\alpha)$,
bzw. der Null-Moment-Winkel $\alpha_{S,M=0}$, siehe Bild 2.1.

Hierin bedeuten

- $r_v = F_v/F = (1 + 1/(1 - Z_{sp}/2))/4$ die Flächenrelation, mit der Zuspitzung $Z_{sp} = (t_w - t_s)/t_w$ aus den Flügeltiefen der Flügelwurzel und der Flügelspitze t_w und t_s ,
- $c_{MP,A=0} \approx -0,025$ bis $-0,050$ der Beiwert des Null-Auftrieb-Momentes des Profils,
- $dc_A(\alpha)/d\alpha = dc_{AP}(\alpha)/d\alpha * \cos(\varphi) * Str/(Str + 2)$ der Beiwert des Auftriebs-Gradienten der Fläche $F = F_v + F_h$, mit dem Gradienten eines Profils $dc_{AP}(\alpha)/d\alpha \approx 0,1$, der Streckung $Str = 4 * b^2/F$ (b = Halbspannweite) und dem Pfeilwinkel φ der $t/4$ -Linie,
- $c_{MG} = Str/2 * \tan(\varphi) * 1/3 * (r_v - r_v^2)$ ein Geometrischer Moment-Beiwert, in dem der Einfluss der Flächenform auf das Nick-Moment bzw. auf die Wirksamkeit der Schränkung $\varepsilon_W - \varepsilon_S$ zusammengefasst ist, und
- $\sigma = (x_N - x_S)/t_B$ das Stabilitätsmaß mit der Bezugsflügeltiefe $t_B \approx t_m = (t_w + t_s)/2$, siehe oben.

Auf die Herleitung der Nick-Moment-Formeln wird im letzten Kapitel dieser Abhandlung noch genauer eingegangen.

Die Einflussgrößen, insbesondere der Schwerpunkt, sollten so gewählt werden, dass der Null-Moment-Winkel dem optimalen Anstellwinkel entspricht, $\alpha_{S,M=0} \approx \alpha_{opt}$, siehe Bild 5.

Der Anstellwinkel für bestes Gleiten ergibt sich aus

- $\alpha_{opt} \approx \alpha_{GizPmax} + \Delta\alpha_W - 1/2 * (r_v * (\varepsilon_W - \varepsilon_S) + 1/2 * (\varepsilon_W + 3 * \varepsilon_S))$,

mit dem Anstellwinkel für bestes Gleiten eines Profils, $\alpha_{GizPmax} \approx 6,5$ bis $7,0$ Grad, und einem Zuschlag $\Delta\alpha_W \approx 2$ bis 4 Grad für den zusätzlichen induzierten Widerstand eines Flügels und den schädlichen Widerstand des Piloten.

Die Formeln verdeutlichen noch einmal die zentrale Funktion der Schränkung $\varepsilon_W - \varepsilon_S$, zeigen aber auch den unmittelbaren Einfluss des Profils bzw. seines Beiwertes $c_{MP,A=0}$ auf das Null-Auftrieb-Moment, und damit auch auf den Anstellwinkel $\alpha_{S,M=0}$ des Gleitflugs. Der Profil-Beiwert $c_{MP,A=0}$ wird mit mehr Profilwölbung negativer, was durch mehr Schränkung ausgeglichen werden muss, um einen genügend positiven Moment-Beiwert der Fläche, $c_{M,A=0}$, zu erhalten.

Beide Einflussgrößen sind bei Drachen zudem aeroelastischen Verformungen unterworfen, siehe Kapitel 8 'Wie wirkt sich die Flexibilität des Drachenflügels aus?'. Der Profil-Beiwert $c_{MP,A=0}$ wird mit zunehmender Strömungsgeschwindigkeit noch kleiner (negativer), die Schränkung nimmt im Trimmflug mit der getragenen Last G je nach Steifigkeit der Struktur zu, in der Null-Auftrieb-Situation mit zunehmender Geschwindigkeit dagegen ab, siehe Bild 8.3.

Den anderen Formparameter sind aus Gründen der Festigkeit, aufgrund ergonomischer Gesichtspunkte etc. konstruktiv enge Grenzen gesetzt. Eine besondere Stellung nehmen dabei die Pfeilung φ und die Streckung Str ein, die sowohl den Auftriebs-Gradienten $dc_A(\alpha)/d\alpha$ als auch den Geometrischen Moment-Beiwert c_{MG} beeinflussen. Dabei wirkt sich Streckung auf beide Faktoren positiv aus. Pfeilung erhöht ebenfalls den Beiwert c_{MG} , schwächt jedoch in Form einer Pfeilung durch Schwenken den Auftriebs-Gradienten $dc_A(\alpha)/d\alpha$ des schiebenden Flügels. Demnach müsste es eine optimale Pfeilung geben.

Bei einer Pfeilung durch Schwenken des Flügels (statt wie üblich durch ein Scheren der Fläche) nimmt die Streckung ab. Rechnerisch erreicht das Produkt $dc_A(\alpha)/d\alpha * c_{MG}$ im Ausdruck $c_{M,A=0} \approx$

$c_{MP,A=0} + dc_A(\alpha)/d\alpha * c_{MG} * (\varepsilon_W - \varepsilon_S)$ seinen Maximalwert, wenn der Pfeilwinkel bei $\varphi \approx 33$ Grad liegt, was einem Nasenwinkel von etwa 114 Grad entspricht, und die Streckung bei einer Fläche von 14 m² für Flexible mit einer Spannweite von 10,5 m $Str_{flex} \approx 8$ beträgt, und für Starre mit einer Spannweite von etwa 13,5 m $Str_{starr} \approx 13$. Bei diesen Konfigurationen käme man bei den gemachten Annahmen mit der geringsten Schränkung aus.

Dennoch hat sich für die Pfeilung von Flexiblen ein Wert $\varphi_{flex} \approx 23$ Grad herausgebildet, für die von Starren ein Wert $\varphi_{starr} \approx 15$ Grad. Dies mag damit zusammenhängen, dass die obigen Formeln für den Einfluss der Pfeilung und Streckung auf Vereinfachungen beruhen, und auch damit, dass mit Pfeilung die Torsion des Flügels unter Last zunimmt, was ebenfalls Leistung und Nick-Stabilität beeinträchtigt. Mit $\varphi_{flex} \approx 23$ Grad und $Str_{flex} \approx 8$ ergibt sich für Flexible als Auftriebs-Gradient $dc_A(\alpha)/d\alpha_{flex} \approx 0,074$, mit $\varphi_{starr} \approx 15$ Grad und $Str_{starr} \approx 13$ für Starre $dc_A(\alpha)/d\alpha_{starr} \approx 0,084$. Trotz unterschiedlicher Zuspitzungen der typischen Flügel-Grundrisse ergibt sich bei Starren und Flexiblen für $(r_v - r_v^2)$ knapp der maximal mögliche Wert 0,25. Für die Geometrischen Moment-Beiwerte erhält man damit $c_{MG,flex} \approx 0,141$ und $c_{MG,starr} \approx 0,145$. Zusammengefasst ergibt sich schließlich

- $c_{M,A=0,flex} \approx c_{MP,A=0} + 0,010 * (\varepsilon_W - \varepsilon_S)$ und $c_{M,A=0,starr} \approx c_{MP,A=0} + 0,012 * (\varepsilon_W - \varepsilon_S)$.

Um z.B. bei einem Profil mit $c_{MP,A=0} = -0,04$ für den Flügel zu einem zumindest positiven Beiwert $c_{M,A=0} > 0$ zu kommen, braucht ein Flexibler eine sich in der Null-Auftrieb-Situation einstellende wirksame Mindestschränkung von knapp 4 Grad, ein Starrer von gut 3 Grad.

Für weitere beliebige Berechnungen, auch unter Berücksichtigung der Aeroelastizität, habe ich in Excel einen Pitch-Rechner mit grafischer Darstellung der Ergebnisse entwickelt.

6 Was bringt eine Reduzierung der Schränkung?

Weniger Schränkung führt zwar zu mehr Leistung, aber auch zu weniger Nick-Stabilität. Der Flügel wird kopflastiger. Verschiebt man zum Ausgleich den Schwerpunkt nach hinten, dichter an den Neutralpunkt, verringert sich die Nick-Stabilität bzw. das Stabilitätsmaß. Dies erhöht nicht nur das Risiko eines Absturzes, sondern führt bei nur noch geringer Nick-Stabilität zu einem so stöempfindlichen Gerät, dass mögliche Mehrleistung je nach Wetter nicht mehr auszufliegen ist. Auch unter diesem Gesichtspunkt halte ich die Pitch-Forderungen des Gütesiegels für angemessen.

Bei Starren ist die Schränkung durch ein Absenken der äußeren Rippen zu reduzieren.

Bei Flexiblen verringert sich die Schränkung, wenn das Segel strammer gespannt, und damit flacher gezogen wird. Mit einer VG (Variable Geometrie) kann die Segelspannung bzw. Schränkung sogar im Flug der jeweiligen Situation angepasst werden. Schränkungsanschlüge unterhalb des (Ober-)Segels gewährleisten die erforderliche Mindestschränkung und sorgen so für die nötige Nick-Stabilität in kritischen Momenten.

Ein strafferes Segel bietet allerdings auch weniger Spiel, um sich durch seitliche Steuerimpulse zum Kurven am Außenflügel nach unten senken zu können. Weniger Spiel beeinträchtigt das Kurvenhandling, das Gerät wird zäher. Maximale Leistung und maximale Wendigkeit sind bei Flexiblen daher leider nicht gleichzeitig zu haben.

Da Schränkung zu Leistungseinbußen führt, versucht bereits der Konstrukteur, die geforderte Nick-Stabilität mit möglichst wenig Schränkung zu erreichen. Den Formparametern der Fläche (Streckung bzw. Spannweite, Pfeilung und Zuspitzung) sind von der Festigkeit und vom Handling her Grenzen gesetzt, siehe oben. Ein weniger negativer oder gar positiver Profilbeiwert $c_{MP,A=0}$, der direkt das Null-Auftrieb-Moment erhöht, lässt sich durch eine geringere Profilwölbung und einen S-Schlag erreichen. Flachere Profile und Profile mit S-Schlag verringern jedoch die Leistung im Langsamflug, was zu Nachteilen beim Kreisen in der Thermik führt. So verbleibt am Ende nur, die Schränkung so einzustellen, dass der Flügel die Vorgaben für Nick-Stabilität gerade erfüllt. Daher ist nicht davon auszugehen, dass die in den

Datenblättern genannten Mindestwerte für die Schränkung nennenswerte Sicherheitsreserven enthalten.

Wird ein gepfeilter Flügel weniger geschränkt, verringert sich sein Null-Auftrieb-Moment bzw. $c_{M,A=0}$, was zu einer geringeren Anstellwinkel-Differenz $\alpha_{S,M=0} - \alpha_{A=0}$ bzw. einem geringeren Anstellwinkel im Trimmflug führt, $\alpha_{S,M=0} < \alpha_{opt}$. Um weiter mit dem optimalen Anstellwinkel fliegen zu können, muss sich der Pilot weiter nach hinten hängen, was weniger Nick-Stabilität (kleineres Stabilitätsmaß) bedeutet, da der Schwerpunkt dichter an den Neutralpunkt rückt. Auf keinen Fall darf sich der Pilot hinter den zulässigen Einhängbereich hängen.

Lässt sich das Segel eines Flexiblen im Trimmflug nicht annähernd bis auf die Anschläge herab ziehen, was noch für die meisten Serien-Geräte zutrifft, bringt ein Absenken der Anschläge weder mehr Leistung noch ein besseres Handling. Auch der Bügeldruck bleibt unverändert, was den falschen Eindruck eines weiterhin sicheren Fliegens vortäuschen kann. Erst im Stechflug oder in Fallböen etc. führt die (zu) geringe Schränkung dann zum Sturzflug oder Überschlag. Die Schränkungsansschläge könnten ohne Leistungseinbuße sogar höher eingestellt werden, um nicht unnötig Sicherheit zu verschenken. Der Abstand zwischen Anschlag und Segel muss nur das nötige Spiel für die Segelverwölbung beim Kurven zulassen.

Maximal mögliche Sicherheit bei noch gutem Handling bei Geräten mit VG wäre gegeben, wenn sich die Anschläge beim Reduzieren der Segelspannung dosiert mit anheben würden. Dies kann durch eine mit der Elastizität des Gerätes abgestimmte Pitch- oder Sprog-Kompensation erreicht werden.

Beim ersten vom DHV 1995 getesteten Turmlosen, dem Bullet RCS von Jos Guggenmos, stellte man fest, dass dieser bei gezogener VG aufgrund des stärker gespannten Segels höhere Nick-Momente erreichte als bei loser VG, so dass die Vorgaben des Gütesiegels auch noch erfüllt wurden, wenn sich die inneren Sprogs mit dem Ziehen der VG etwas absenkten. Bis heute glauben dagegen viele, dass man mit loser VG sicherer fliege, weil sich das Segel dann mehr wölbe und dadurch mehr Schränkung habe. Tatsächlich fliegt man mit loser VG sicherer, weil sich der Pilot bei mehr Schränkung weiter nach vorne zieht, vor allem aber dann, wenn die Sprogs beim Lösen der VG angehoben werden. Die Datenblätter von Flexiblen zeigen (DHV-Gerätedatenbank), dass sich die inneren gesteuerten Sprogs beim Lösen der VG am Boden, wenn der Druck des gespannten Segels von oben nachlässt, um 4-5 Grad anheben, die äußeren nicht gesteuerten Sprogs um ca. 3 Grad. Die ebenfalls gesteuerten äußeren Sprogs bei Icaro heben sich dagegen um 7-9 Grad an, ein Plus an Sicherheit. Im Trimmflug, wenn sich das Segel anhebt, schwenken die Sprogs noch weiter hoch. In der Null-Auftrieb-Situation, wenn der Außenflügel von der Luftkraft nach unten gedrückt wird, geben die äußeren Sprogs, z.T. auch die inneren, noch etwas weiter nach unten nach, je nach Steifigkeit des Gestells. Auf die Flexibilität des Drachenflügels wird in Kapitel 8 noch ausführlich eingegangen.

Da die Kompensation der inneren Sprogs kein zusätzliches Bauteil braucht, findet man sie bei allen Geräten. Das Abspannseil des inneren Sprog ist oben am Querrohr nicht im Drehpunkt des Flügel-Querrohr-Gelenks befestigt, sondern etwas nach innen versetzt, Richtung Kielrohr. Dadurch erhält der Sprog mehr Spiel nach unten, wenn die Querrohre zum Spannen des Segels nach hinten gezogen werden.

Aufwendiger ist die Kompensation der äußeren Sprogs über zusätzliche Seile und Hebel. Sie findet sich daher bisher auch nur bei den Hochleistern von Icaro. Um das Kurvenhandling (noch weiter) zu verbessern, haben die Icaro-Geräte zusätzlich ein dünnes Drahtseil, das die beiden äußeren Sprogs so miteinander verbindet, dass ein Sprog noch weiter nach unten nachgeben kann, dabei aber den Sprog auf der gegenüber liegenden Seite anhebt, so dass die Mindestschränkung insgesamt etwa gleich bleibt.

Wie weit eine Pitch- bzw. Sprog-Kompensation die erwartete bzw. versprochene Wirkung entfaltet, ist zumindest unter Piloten von Serien-Geräten noch umstritten. Im Internet habe ich bisher nur Videos gefunden, die zeigen, dass die Abspannseile der Sprogs (innen und außen) auch bei voll gezogener VG in allen Flugphasen reichlich locker bleiben. Ähnliches berichtet ein Pilot vom Ausgleichsseil seines Icaro-Laminar. Das bedeutet, dass sich das Segel dieser

Geräte unter Last längst nicht auf die Sprogs herab ziehen lässt. Dann wäre die Kompensation nicht optimal abgestimmt. Die Sprogs könnten ohne Verlust von Leistung und Handling beim Lösen der VG noch mehr angehoben werden. Dazu ist im Einzelfall (Gerät und Beladung) zu empfehlen, die genauen Verhältnisse in den relevanten Flugphasen durch Aufnahmen im Segel festzustellen.

Auf der anderen Seite scheint bzw. schien es in der Wettkampfszene gängige Praxis zu sein, die Schränkungsanschlüge zur Verbesserung der Leistung und des Kurvenhandlings unter die geforderten Mindestwerte abzusenken. Ungeniert wird dies z.B. schon in einem Artikel im Magazin Fly and Glide 3/2000 über Manfred Ruhmers WM-Siegergerät 1999 beschrieben. Um diese Praxis zu legalisieren, wurde sogar nach einer Lockerung der Lufttüchtigkeitsforderungen (LTF) des DHV/LBA gerufen. Dies deutet darauf hin, dass sich Flexible mit entsprechendem Materialeinsatz so steif bauen lassen, dass sich das Segel im Flug sogar bis unter die geforderte Mindestschränkung, die bei steiferen Geräten zudem geringer ausfällt, herabziehen lässt. Und im Sommer 2011 habe ich ein Video eines Testflugs mit dem Fizz von Bautek mit 14,1 m² und 115 kg gesehen, bei dem das Technora-Segel im Trimmflug bis auf die Sprogs mit – 6 und – 8 Grad (Angabe Bautek) runter gezogen werden konnte. Inzwischen lässt sich das Segel offenbar auch bei modernen Serien-Geräten bis auf die notwendige Mindestschränkung herab ziehen.

Bedenkt man, dass eine Reduzierung der Schränkung im Trimmflug auch zu weniger Nick-Stabilität führt, wird damit eine Grenze erreicht, die nicht nur an die Technik, sondern auch an das Können der Piloten hohe Ansprüche stellt, nun auch von Durchschnitts-Piloten solcher Serien-Geräte. Je dichter der Schwerpunkt am Neutralpunkt liegt, je geringer also das Stabilitätsmaß, desto rasanter ändert sich der Anstellwinkel, wenn der Schwerpunkt verschoben wird. Das Gerät ist schließlich nicht mehr steuerbar. Haben Überschläge (Tucks) von Geräten mit abgesenkten Sprogs bereits gezeigt, dass die geforderte Nick-Stabilität der LTF nicht überzogen ist, so ist dies ein weiterer Grund, am bestehenden Sicherheitsniveau festzuhalten.

Ein Vorteil von Schränkung besteht darin, dass der Flügel gegenüber Schwankungen des Anstellwinkels robuster ist. Die Auftriebspolare wird quasi geglättet, was den Leistungsverlust in der Praxis etwas mindert. Wichtiger ist aber, dass mehr Schränkung auch Anstellwinkelfehler eher verzeiht, z.B. beim Start oder in der Thermik, was das Risiko des Abkippen und Trudeln mindert. Die Strömung reißt auch weicher ab, was die Landung vereinfacht, das gewünschte Abreißen am Außenflügel beim Ausstoßen allerdings auch verhindern kann.

7 Was zeigt der Druckpunktverlauf?

Als Druckpunkt D bei $x_D(\alpha)$ bezeichnet man einen Haltepunkt (auf der x-Achse), in dem nur eine Zug- bzw. Druckkraft aus der Umströmung zu halten ist, jedoch kein Moment, $M(x_D(\alpha)) = 0$. Er ist vom Anstellwinkel α abhängig. Der Druckpunktverlauf $x_D(\alpha)$ zeigt den Zusammenhang zwischen Druckpunkt und Anstellwinkel $\alpha(x_D)$. Da das Gewicht im Schwerpunkt kein Moment ausgleichen kann, stellt sich ein von der Gewichtskraft durch die Luft gezogenes Flugzeug so an, dass Druckpunkt und Schwerpunkt übereinstimmen. Für einen weiter vorne liegenden Schwerpunkt bzw. Druckpunkt stellt sich ein kleinerer Anstellwinkel ein, der Auftrieb nimmt ab und der Gleitflug wird steiler. Hierauf beruht die Steuerung des Drachens um die Querachse, bei der der Pilot sich und damit den Schwerpunkt S in Längsrichtung x verschiebt. Der Verlauf $\alpha(x_D)$ bzw. $\alpha(x_S)$ entspricht den möglichen stationären Flugzuständen eines Drachens.

Der Druckpunktverlauf (Druckpunktwanderung), steht zwar mit Nick-Stabilität in Verbindung, die eigentliche Ursache für Nick-Stabilität ist aber die Schwerpunktvorlage, siehe oben. Zu einem flachen stabilen Gleitflug führt aber erst eine genügende Schränkung bzw. EWD.

Aufgrund der Entstehung des Nick-Moments aus dem Auftrieb $A(\alpha)$ und seinem vom Haltepunkt abhängigen Hebel nimmt das Moment mit dem Abstand des Haltepunkts vom Druckpunkt, in dem es null ist, zu. Aus der Differenz der Momente im Neutralpunkt und im Druckpunkt,

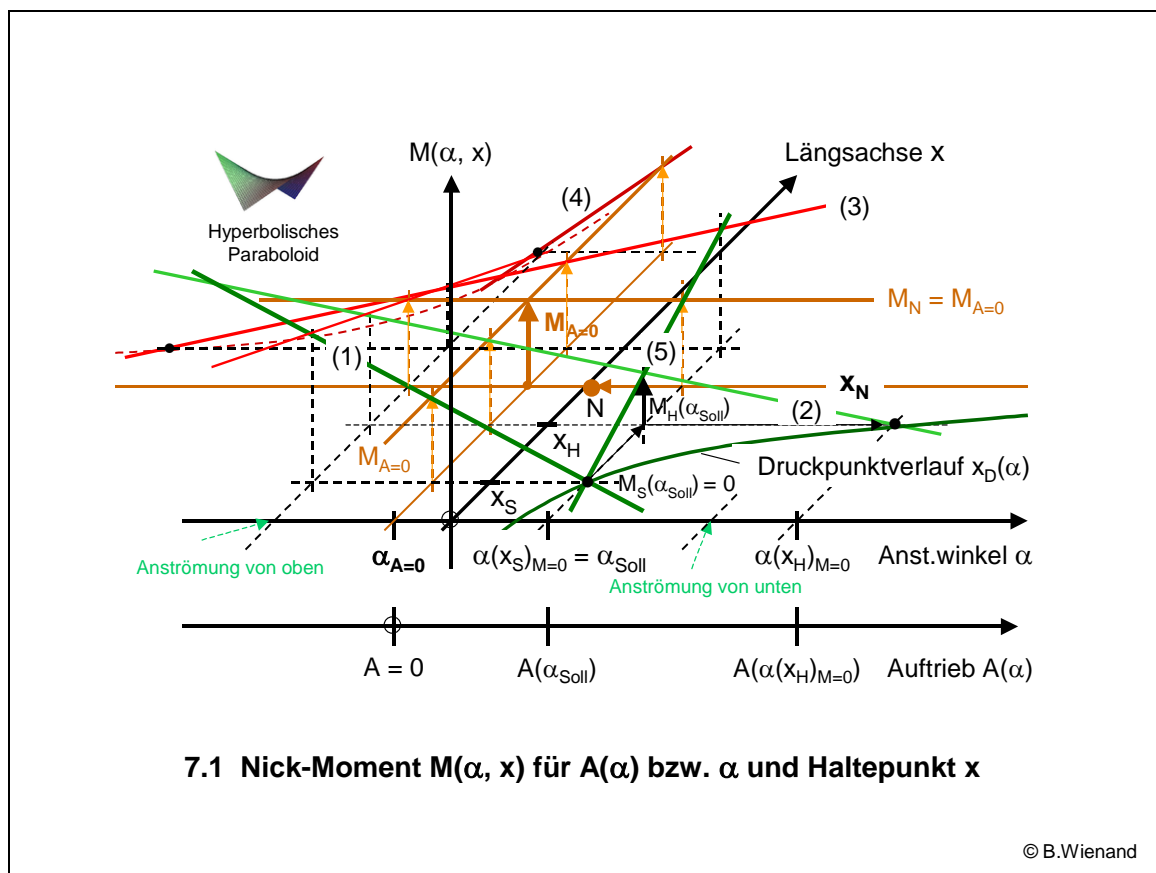
- $M_N - 0 = M_{A=0} = (x_N - x_D(\alpha)) * A(\alpha)$,
erhält man für den Druckpunkt

- $x_D(\alpha) = x_N - M_{A=0}/A(\alpha)$ bzw. $x_D(\alpha) = x_N - c_{M,A=0}/c_A(\alpha) * t_B$.

Die Gleichung erzeugt ein Paar sich diagonal gegenüber liegender Hyperbeln, je nach Vorzeichen von $c_{M,A=0}$.

Wie es zu den Druckpunkt-Hyperbeln kommt, lässt sich veranschaulichen, wenn man Geraden der Nick-Momente $M_x(\alpha) = M(\alpha, x)$ für verschiedene Haltepunkte bei x_H vor und hinter dem Neutralpunkt längs der x -Achse perspektivisch darstellt, siehe **Bild 7.1**.

Nach der Geraden (1) für den ganz vorne liegenden Haltepunkt bei x_S mit einem steilen negativen Gradienten folgt zunächst die Gerade (2) für einen dahinter liegenden Haltepunkt mit einem flacheren Gradienten. Die Gerade für den Neutralpunkt als Haltepunkt, in dem das Moment unabhängig vom Anstellwinkel, also konstant ist, $M_N = M_{A=0}$, verläuft waagrecht, parallel zur α -Achse. Für Haltepunkte hinter dem Neutralpunkt haben die Geraden immer steilere positive Gradienten, wie z.B. die Geraden (3) und (4). Für $\alpha_{A=0}$ gilt stets $M = M_{A=0}$.



Die allgemeine Nick-Moment-Funktion $M(\alpha, x) = M_{A=0} - (x_N - x) * A(\alpha)$ definiert eine 3-dimensionale Fläche, die sich aus einer Ebene ergibt, die um die Gerade $(\alpha_{A=0}, M_{A=0})$ bzw. $(x_N, M_{A=0})$ verdreht ist und bei $(\alpha_{A=0}, x_N, M_{A=0})$ ihren Sattelpunkt hat. Eine Veränderung von $M_{A=0}$ verschiebt die Fläche senkrecht längs der M -Achse. Eine solche Fläche wird als Hyperbolisches Paraboloid bezeichnet, da Schnitte parallel zur α - x -Ebene im Abstand M als fester Wert des Nick-Moments Paare von jeweils diagonal gegenüber liegenden Hyperbeln ergeben. Ein solcher Schnitt für $M = 0$ entspricht der Druckpunktfunktion $x_D(\alpha)$. Schnitte senkrecht zur α - x -Ebene (in diagonaler Richtung) ergeben Parabeln.

Die eine der Hyperbeln gilt für den Bereich des Auftriebs $A(\alpha) > 0$ bzw. $\alpha > \alpha_{A=0}$, die andere für den des Abtriebs $A(\alpha) < 0$ bzw. $\alpha < \alpha_{A=0}$. Für $A(\alpha) = 0$ besteht eine Polstelle, bei der der Druckpunkt $x_D(\alpha)$ unendlich weit vorne oder hinten liegt, sofern $c_{M,A=0} \neq 0$. Für unendlich große Absolutwerte $|A(\alpha)|$ besteht eine Polstelle, bei der $x_D(\alpha)$ gegen x_N tendiert.

Für $c_{M,A=0} > 0$ hat die Hyperbel im Bereich des Auftriebs nur stabile Druckpunkte $x_D(\alpha) < x_N$ mit $dc_{M,S}(\alpha)/d\alpha < 0$, im Bereich des Abtriebs nur instabile Druckpunkte $x_D(\alpha) > x_N$ mit $dc_{M,S}(\alpha)/d\alpha > 0$. Bei Abtrieb und einem Schwerpunkt $x_S > x_N$ würde das Flugzeug umschlagen und in den Rückwärtsflug gehen, siehe Bild 7.2.

Zwischen den Hyperbeln ist das Moment positiv, sonst negativ. Für $c_{M,A=0} < 0$ ist es umgekehrt.

Schnitte parallel zur α -M-Ebene ergeben die bisher betrachteten α -M-Diagramme, Moment-Geraden $M_H(\alpha) = M(\alpha, x_H)$ mit dem Gradienten $dM_H(\alpha)/d\alpha = -dA(\alpha)/d\alpha \cdot (x_N - x_H)$ für einen Haltepunkt H. Schnitte parallel zur x -M-Ebene ergeben x -M-Diagramme, Geraden $M_\alpha(x) = M(\alpha, x)$ mit dem x -Gradienten $dM_\alpha(x)/dx = A(\alpha)$ für den Anstellwinkel α als Parameter, die die Abhängigkeit des Nick-Moments vom Haltepunkt herausstellen.

Auf der Druckpunktfunktion $x_D(\alpha)$, beruht die Auslegung, Trimmung und die Steuerung von Flugzeugen um die Querachse, sowohl die aerodynamische Steuerung als auch die Gewichtssteuerung beim Drachen.

Bei der aerodynamischen Steuerung wird bei einem festen Schwerpunkt S als Druckpunkt über den Einstellwinkel ε_h der Leitfläche F_h die EWD = $\varepsilon_v - \varepsilon_h$ verändert, und damit das Null-Auftrieb-Moment $M_{A=0}$. Die Nick-Moment-Fläche $M(\alpha, x)$ wird senkrecht verschoben. Dies ändert den Druckpunktverlauf, so dass sich für den festen Schwerpunkt ein neuer Null-Moment-Winkel $\alpha_{S,M=0}$ ergibt. Eine neue momentfreie Fluglage wird eingenommen.

Bei der Gewichtssteuerung sind dagegen die Einstellwinkel ε fest, was zu einer festen Nick-Moment-Fläche $M(\alpha, x)$ mit festem Null-Auftrieb-Moment $M_{A=0}$ und festem Druckpunktverlauf $x_D(\alpha)$ führt. Mit einer Verschiebung des Schwerpunkts wird ein neuer Druckpunkt vorgegeben, für den sich dann ein neuer Null-Moment-Winkel $\alpha_{S,M=0}$ bzw. eine neue Fluglage einstellt.

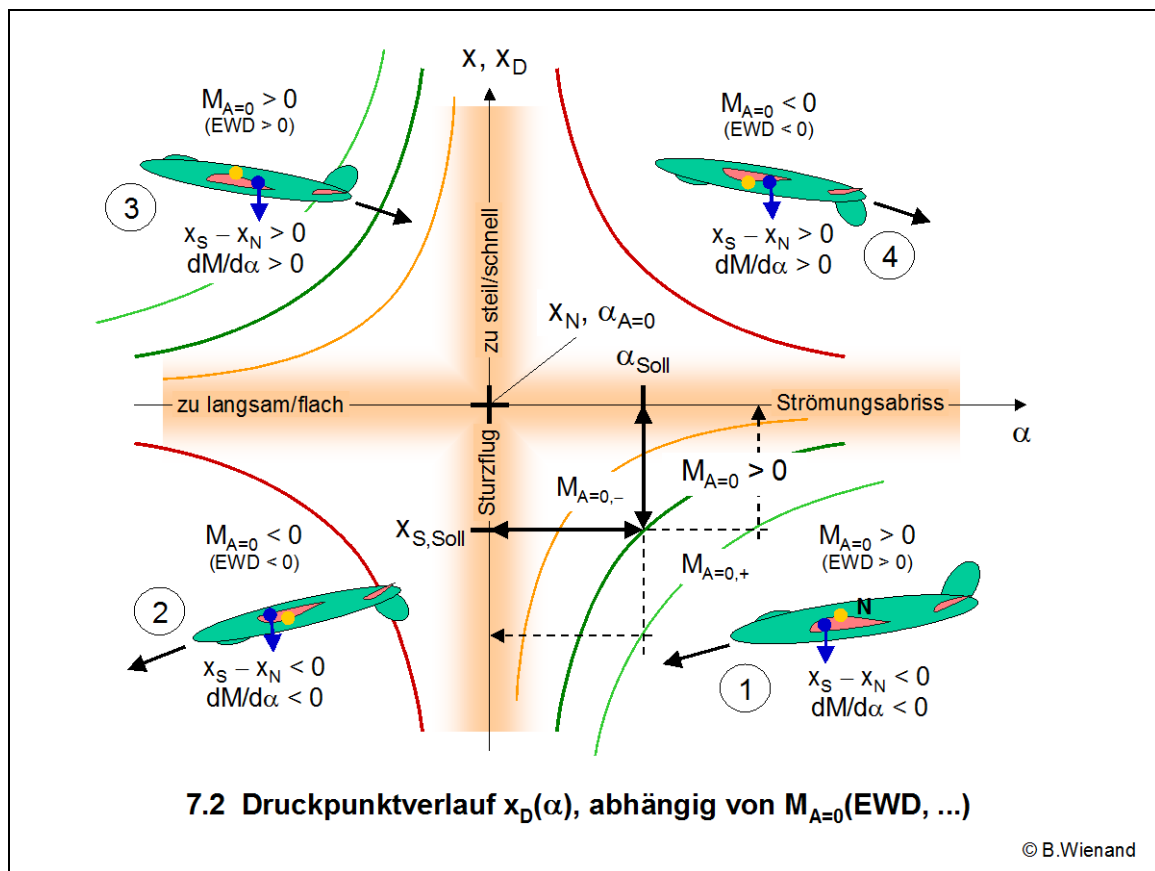
Die Umkehrfunktion $\alpha_{M=0}(x_S) = \alpha_{S,M=0}$ des Druckpunktverlaufs zeigt so die möglichen stationären Flugzustände eines Drachens. Aus der Gleitzahl $Glz(\alpha_{S,M=0}) = c_A(\alpha_{S,M=0})/c_W(\alpha_{S,M=0})$ aus den Beiwerten von Auftrieb und Widerstand ergibt sich das Bogenmaß des Gleitwinkels $\gamma(\alpha_{S,M=0})$ [arc] = $\text{arccotan}(Glz(\alpha_{S,M=0}))$ und damit auch der Neigungswinkel der Längsachse x gegenüber der Horizontalen, $\beta(\alpha_{S,M=0}) = \alpha_{S,M=0} - \gamma(\alpha_{S,M=0})$. Die Geschwindigkeit hängt noch vom Gewicht G bzw. der Flächenbelastung G/F u. der Luftdichte ρ ab, $v(\alpha_{S,M=0}, G) = (G/F \cdot 2/(c_R(\alpha_{S,M=0}) \cdot \rho))^{1/2}$, mit $c_R(\alpha_{S,M=0}) = (c_A(\alpha_{S,M=0})^2 + c_W(\alpha_{S,M=0})^2)^{1/2}$, dem Beiwert der resultierenden Luftkraft.

Aufgrund des hyperbolischen Zusammenhangs zwischen der Lage des Schwerpunkts bei x_S und dem Anstellwinkel $\alpha(x_S)_{M=0}$ genügen schon kleine Verschiebungen von x_S nach hinten, um $\alpha(x_S)_{M=0}$ zu erhöhen, z.B. für den Langsamflug. Dagegen muss der Schwerpunkt weit nach vorne gezogen werden, um mit kleineren Anstellwinkeln $\alpha(x_S)_{M=0}$ steiler und schneller fliegen zu können. Da der Druckpunkt für den Null-Auftrieb-Winkel $\alpha_{A=0}$ unendlich weit vorne liegen muss, ist Sturzflug mit reiner Gewichtssteuerung nicht zu erreichen. Hinzu kommt, dass sich der Pilot nur gegen das aufkommende positive Nick-Moment nach vorne ziehen kann. Eine sich mit zunehmender Geschwindigkeit abflachende Schränkung, insbesondere bei Flexiblen, entspricht einer aerodynamischen Steuerung in den Stechflug, mindert das aufrichtende Moment.

Aufgrund dieser Umstände wird beim Atos von AIR inzwischen eine Heckflosse verwendet, die ihren Einstellwinkel verringert, wenn die Wölbklappen flacher gestellt werden. Beim neuen Combat von Aeros kann der Pilot im Flug seinen Aufhängepunkt am Kielrohr verändern. Der Stechflug erfordert weniger Kraft bzw. es kann noch steiler und schneller geflogen werden.

Die Verschiebung des Schwerpunkts gegenüber dem Neutralpunkt, $x_N - x_S$, beeinflusst die Nick-Stabilität. Mit dem Schwerpunkt im Neutralpunkt wird das Fluggerät orientierungslos. Würde man den Schwerpunkt hinter den Neutralpunkt schieben (können), würde es die Flugrichtung wechseln (wollen), siehe **Bild 7.2**. Theoretisch könnte man daher mit einer Gewichtssteuerung um die Querachse auch in einen stabilen Rückwärtsflug (3) gelangen. Der

dabei zu durchlaufende große Anstellwinkel würde jedoch (temporär) zum Strömungsabriss führen. Bei einer Anströmung von hinten, z.B. nach einem Männchen oder durch eine Böe von hinten, ist ein vorwärts nick-stabiles Flugzeug instabil, es schlägt um.



Bei aerodynamischer Steuerung um die Querachse wird über die Höhenflosse die EWD und damit das Null-Auftrieb-Moment $M_{A=0}$ verändert. Mit $M_{A=0} < 0$ kann man auch stabil auf dem Rücken fliegen, siehe (2) und (4) in Bild 7.2. Rückwärtsflug ist nicht möglich.

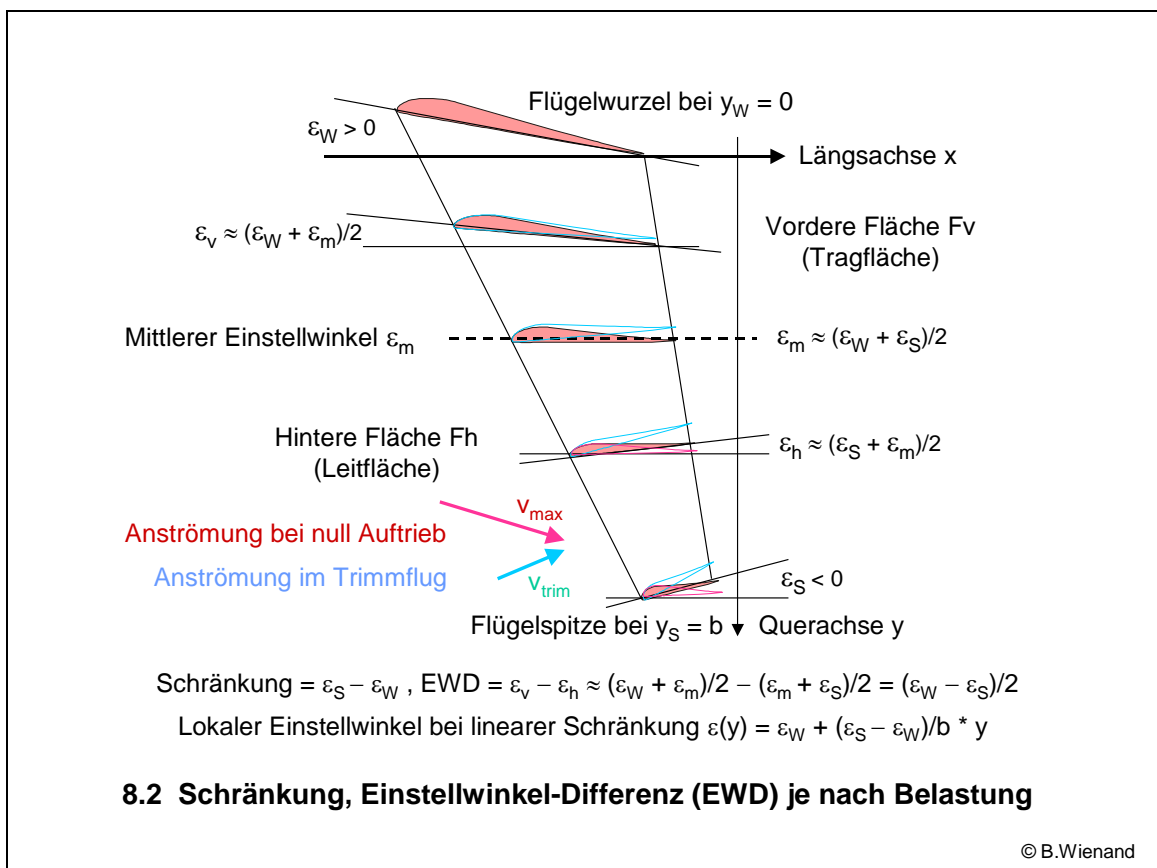
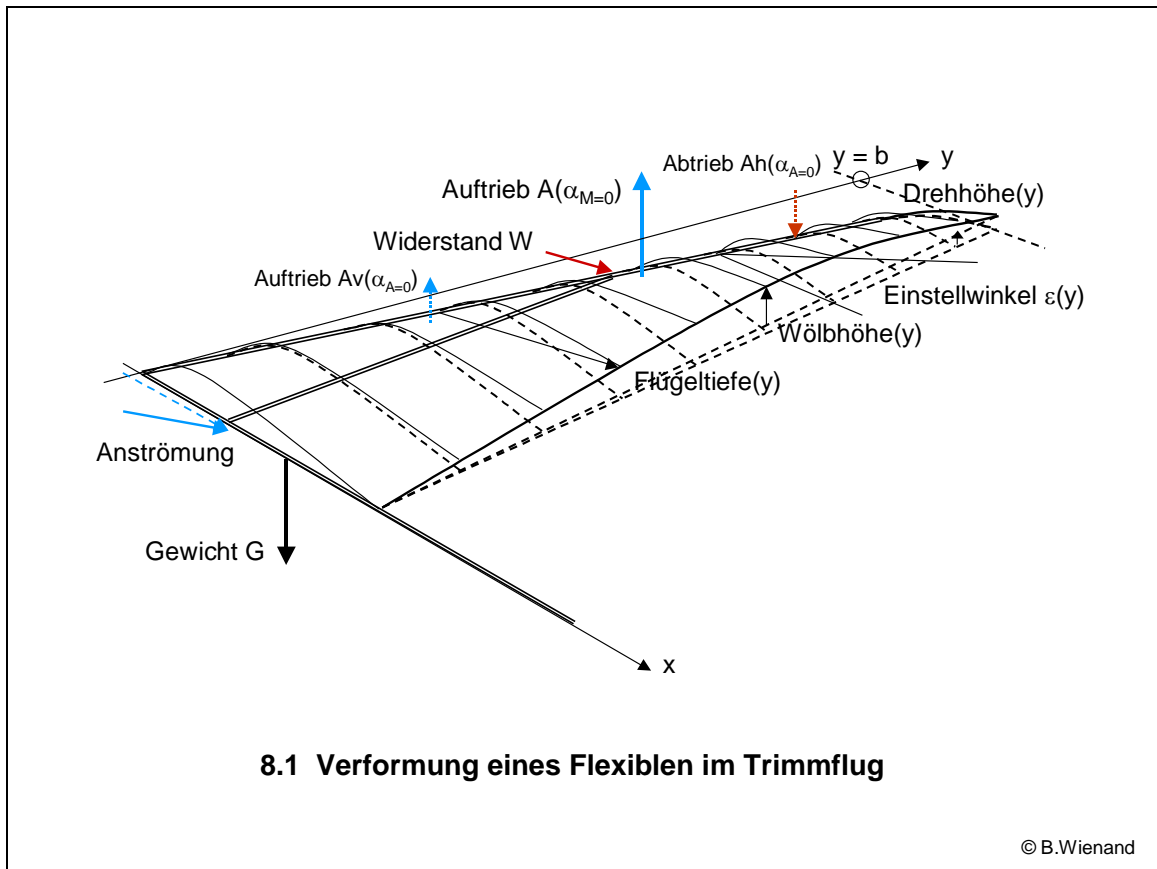
Bild 7.2 zeigt noch einmal, wie die Schwerpunktlage für die Flugrichtung bzw. Nick-Stabilität und die Schränkung bzw. EWD für die Fluglage aufeinander abgestimmt sein müssen, damit ein flacher stabiler Gleitflug mit $\alpha_{S,M=0} = \alpha_{Soll} \gg \alpha_{A=0}$ entsteht. Ein stabiler Sturzflug durch Vorlage des Schwerpunkts allein interessiert nicht. Dadurch wird die Schränkung bzw. EWD zu einem notwendigen Sekundär-Merkmal für Nick-Stabilität. Schränkung allein, ohne ausreichende Schwerpunktvorlage, wäre allerdings ebenso sinnlos. Das Gerät würde abkippen und trudeln, bei viel Schränkung bestenfalls in den Sackflug gehen. Daher ist Schränkung praktisch auch ein hinreichendes Sekundär-Merkmal für Nick-Stabilität.

8 Wie wirkt sich die Flexibilität des Drachenflügels aus?

Bei einem flexiblen Drachenflügel wird durch die Luftkraft aus der Umströmung vor allem die Schränkung verändert. Daneben ist bei Flexiblen auch eine Veränderung des Profils zu berücksichtigen. Diese Aeroelastizität führt zu nicht-linearen und schwächeren Abhängigkeiten des Auftriebs und des Nick-Moments vom Anstellwinkel.

Ohne genügend hoch eingestellte Schränkungsanschläge käme es bei Flexiblen durch einen Verlust der Schränkung bei kleinen Anstellwinkeln zum Sturzflug oder Rückenflug. Auch bei Starren führt eine gewisse lastabhängige Torsion des Flügels zu einem nicht ganz linearen Verlauf des Nick-Moments.

Gegenüber einem starren Flügel wird der Flügel eines Drachens je nach Steifigkeit durch die im Flug aus der Anströmung (α, v) entstehenden Kräfte verformt, siehe **Bilder 8.1** und **8.2**.



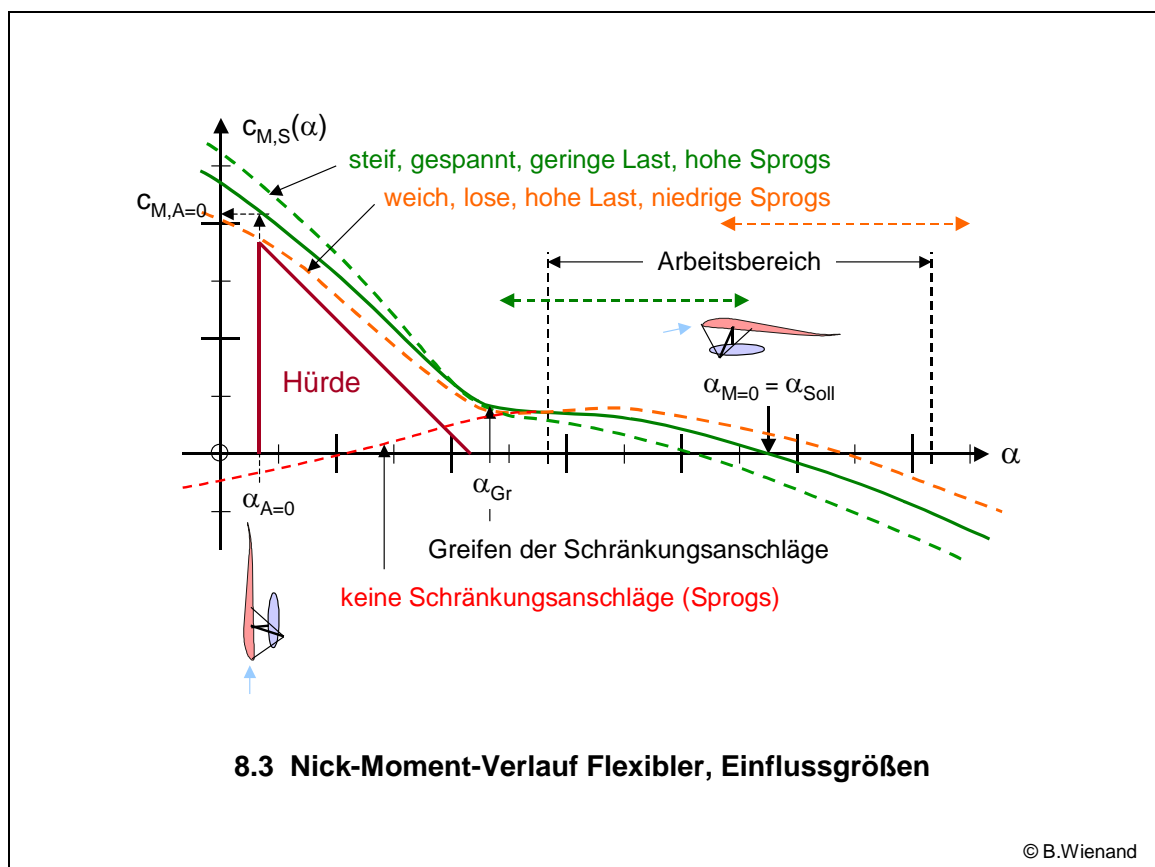
Vor allem bei Flexiblen nimmt die Schränkung im Trimmflug durch Wölbung und Verdrehung des Segels stark zu, was die Leistung entsprechend mindert. In der Null-Auftrieb-Situation flacht sich die Schränkung dagegen ab, was zum Sturzflug oder Rückenflug führen kann.

Beim Anstellen des Kielrohrs gegenüber der Strömung kommt der Flügel außen weniger nach. Stattdessen entsteht Schränkung. Entsprechend schwach ist der Auftriebsgradient $dc_A(\alpha)/d\alpha$. Mit zunehmender Anstellung und Verdrehung steigt der Widerstand der elastischen Struktur bis ein Kräftegleichgewicht entstanden ist, der Flügel nicht weiter nachgibt und sich wie ein starrer Flügel verhält. Der zunächst sehr schwache Gradient nimmt zu und erreicht schließlich fast den Gradienten einer starren Fläche. Der Auftrieb ist nicht mehr linear vom Anstellwinkel abhängig, $dc_A(\alpha)/d\alpha \neq \text{konstant}$. Der mittlere Gradient ist schwächer als der eines starren Flügels.

Für einen älteren Turmlosen mit voll gespanntem Segel lag der für 40 km/h gemessene mittlere Gradient $dc_A(\alpha)/d\alpha \approx 0,063/\text{Grad}$ gut 10% unter dem berechneten Wert $dc_A(\alpha)/d\alpha = 0,072/\text{Grad}$ für eine gleiche, aber vollkommen starre Fläche. Bei einem Starren lag der gemessene Wert $dc_A(\alpha)/d\alpha \approx 0,079/\text{Grad}$ knapp 5% unter dem berechneten Wert $dc_A(\alpha)/d\alpha = 0,083/\text{Grad}$.

Da das Nick-Moment vom Auftrieb abhängt, $M_S(\alpha) = M_{A=0} - (x_N - x_S) * A(\alpha)$, überträgt sich der schwächere und nicht mehr konstante Auftriebs-Gradient auf den Nick-Moment-Gradienten $dc_{M,S}(\alpha)/d\alpha = - (x_N - x_S)/t_B * dc_A(\alpha)/d\alpha \neq \text{konstant}$. Ein schwächerer Nick-Moment-Gradient bedeutet nach dem Gradient-Kriterium auch eine geringere Nick-Stabilität, wobei sich das Stabilitätsmaß $\sigma = (x_N - x_S)/t_B = - dc_{M,S}(\alpha)/dc_A(\alpha)$ allerdings nicht ändert.

Wie sich diese Verformung eines Flexiblen, abhängig von den wesentlichen Einflussgrößen, auf den Nick-Moment-Verlauf auswirkt, zeigt **Bild 8.3**. Bei einem steiferen Gestell, einer höheren Segelspannung und einer geringeren Last (ein leichterer Pilot) nimmt die Schränkung aus der Wölbung und der Verdrehung im Bereich des Trimmflugs mit dem Anstellwinkel weniger zu. Der Nick-Moment-Gradient ist steiler, der Null-Moment-Winkel $\alpha_{M=0}$ kleiner.



Ersichtlich ist auch, dass im Arbeitsbereich, in dem die Sprogs ja noch nicht greifen, auch ohne Sprogs nick-stabil geflogen werden könnte, denn der Nick-Moment-Gradient ist dort negativ.

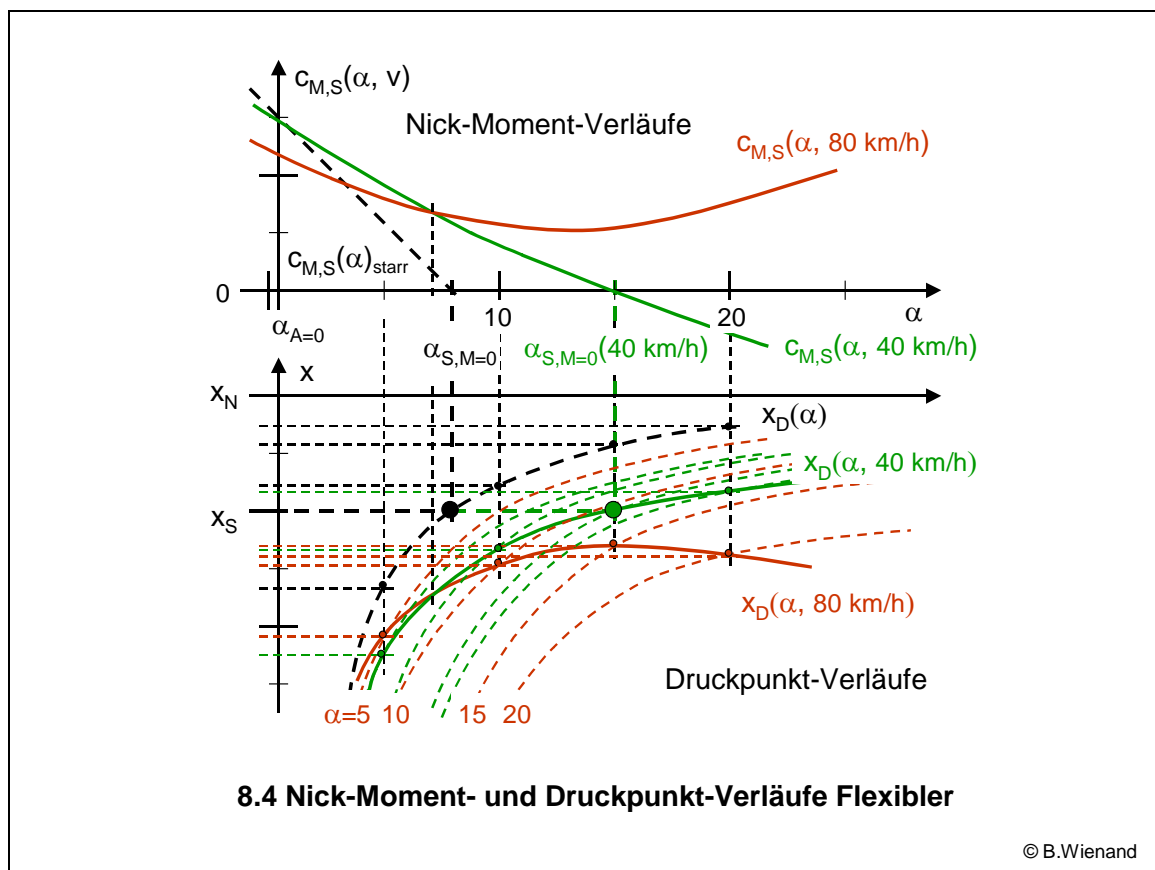
Bei Anstellwinkeln $\alpha \leq \alpha_{Gr}$, wenn das Segel beginnt, sich auf den Sprogs abzustützen, ergibt sich ein steiler Nick-Moment-Gradient und ein notwendig hohes Null-Auftrieb-Moment aber nur dann, wenn die Sprogs genügend hoch eingestellt sind und die Struktur torsionssteif ist.

Statt innerer Sprogs haben ältere Turmgeräte eine Abspannung der Hinterkante des Segels.

Ohne oder mit zu niedrig eingestellten Schränkungsanschlagen würde die Schränkung mit kleineren Anstellwinkeln immer flacher werden. Es ergäbe sich ein positiver Moment-Gradient, der zum Sturzflug (Fluttersturz) oder Rückenflug führen würde. Eine negative Belastung könnte die Schränkung (Wölbung und Verdrehung) sogar umkehren.

Da man das Segel für eine hohe Gleitleistung möglichst flach haben will, sind moderne Flexible entsprechend vorgespannt: Im unbelasteten Zustand drückt das Segel den Anschlag außen (und innen) nach unten, so dass die Struktur einer weiteren Abflachung der Schränkung durch Abtrieb (am Außenflügel) mehr Widerstand entgegensetzt. Bei Abtrieb wird ein stärker gespanntes Segel zwischen den Segellatten auch weniger eingedrückt. All dies wirkt sich positiv auf das Null-Auftrieb-Moment aus.

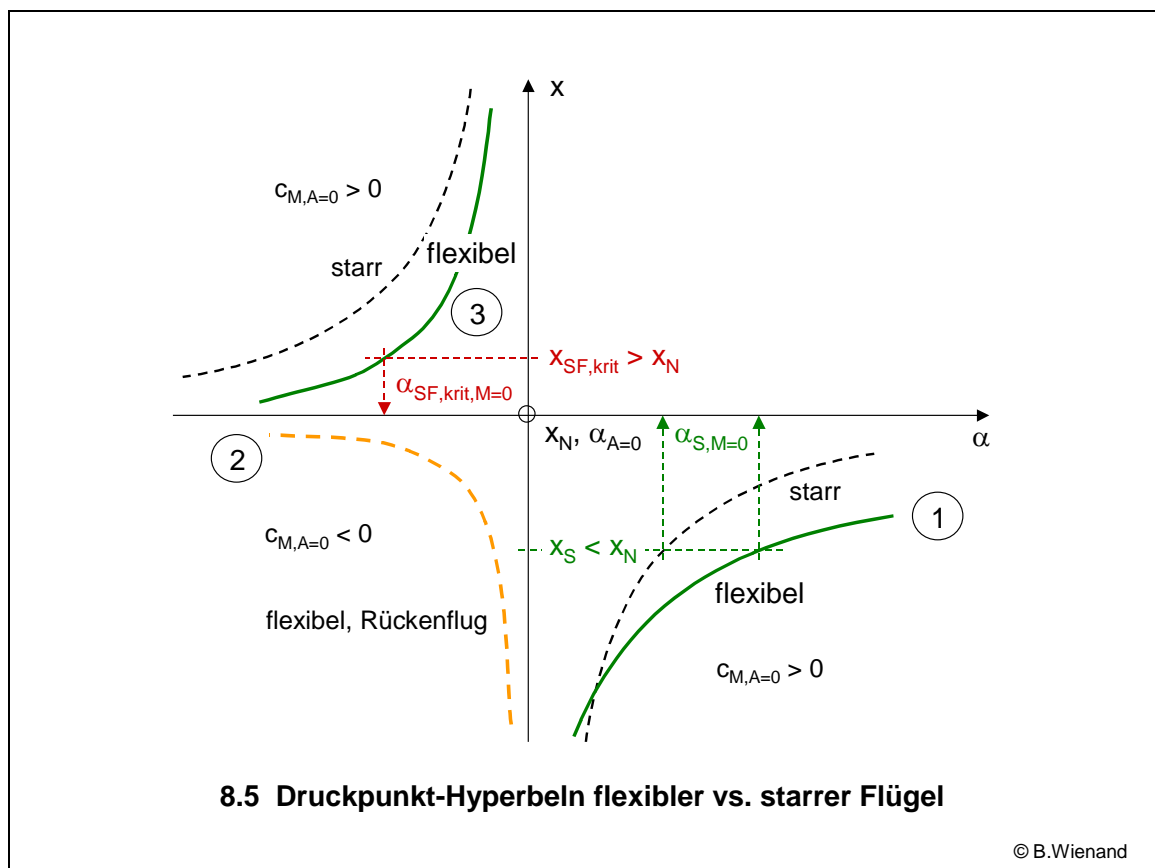
Bild 8.4 zeigt, wie sich die Aeroelastizität eines Flexiblen im Vergleich zu einem vollkommen starren Flügel auf den Druckpunktverlauf $x_D(\alpha, v)$, korrespondierend zum Nick-Moment-Verlauf, auswirkt. Vor allem die Zunahme der Schränkung durch die Nachgiebigkeit des Segels bei positiver Last mit höheren Anstellwinkeln führt gegenüber einem konstanten Null-Auftrieb-Moment $M_{A=0}$ einer starren Fläche zu einem mit α und der Last bzw. Geschwindigkeit v zunehmenden Null-Auftrieb-Moment $M_{A=0}(\alpha, v)$ bzw. einer zunehmenden Anhebung der Nick-Moment-Fläche $M(\alpha, x)$, siehe Bild 7.1. Der Druckpunktverlauf wird dadurch nach unten gebogen bzw. es entstehen mit einer Zunahme von α und/oder v weiter vorne liegende Druckpunkte. Für einen gegebenen Schwerpunkt bei x_S ergibt sich ein größerer Null-Moment-Winkel $\alpha_{M=0}$ und die negativen Rückstellmomente für noch höhere Anstellwinkel schwächen sich aufgrund des kleineren Hebels $x_S - x_D(\alpha, v)$ ab, siehe die grünen Kurven in Bild 8.4.



Für eine hohe Belastung, wie z.B. beim Abfangen aus hoher Geschwindigkeit, z.B. mit 80 km/h, kann die Schränkung so groß werden, dass die Druckpunkte sogar vor den Schwerpunkt wandern. Dann nimmt das Nick-Moment mit der Erhöhung des Anstellwinkels zu anstatt ab, siehe die roten Kurven in Bild 8.4. Das Gerät geht hinten 'in die Knie', der Steuerbügel will weiter nach vorne. Der Nick-Moment-Gradient ist positiv, es besteht keine Nick-Stabilität mehr.

Da beim Abfangen die Geschwindigkeit, und damit die Belastung und die Schränkung des Flügels nachlassen, besteht dieser dynamische Zustand nur kurzzeitig. Die Nick-Stabilität kehrt schnell wieder zurück und die Trimmfluglage wird wieder eingenommen.

Die Schränkung flexibler Flügel nimmt im Flug bei positiver Last zu und biegt und dreht die Druckpunkt-Hyperbel für Anstellwinkel $\alpha > \alpha_{A=0}$ nach unten, siehe Bild 8.4 und Kurve (1) in **Bild 8.5**. Bei kleinen und negativen Anstellwinkeln nimmt die Schränkung ab, siehe Bild 8.2, und damit auch das Null-Auftrieb-Moment. Bei hoher Geschwindigkeit und/oder stark negativen Anstellwinkeln könnte es ggf. sogar negativ werden. Bei kleinem, aber noch positivem Null-Auftrieb-Moment, $c_{M,A=0} > 0$, rückt die für Anstellwinkel $\alpha < \alpha_{A=0}$ diagonal gegenüberliegende Druckpunkt-Hyperbel dichter an die sich bei $(\alpha_{A=0}, x_N)$ kreuzenden Achsen heran, siehe Kurve (3). Das Hyperbel-Paar eines flexiblen Flügels unter Last verläuft also nicht so genau symmetrisch zum Achsenkreuz wie das eines vollkommen starren Flügels. Würde das Null-Auftrieb-Moment bei kleinen und negativen Anstellwinkeln negativ werden, $c_{M,A=0} < 0$, würde das Gerät in den Rückenflug gehen. Die Druckpunkt-Hyperbel für Anstellwinkel $\alpha < \alpha_{A=0}$ würde im Quadranten links neben der Hyperbel (1) für $\alpha > \alpha_{A=0}$ liegen, siehe Kurve (2).



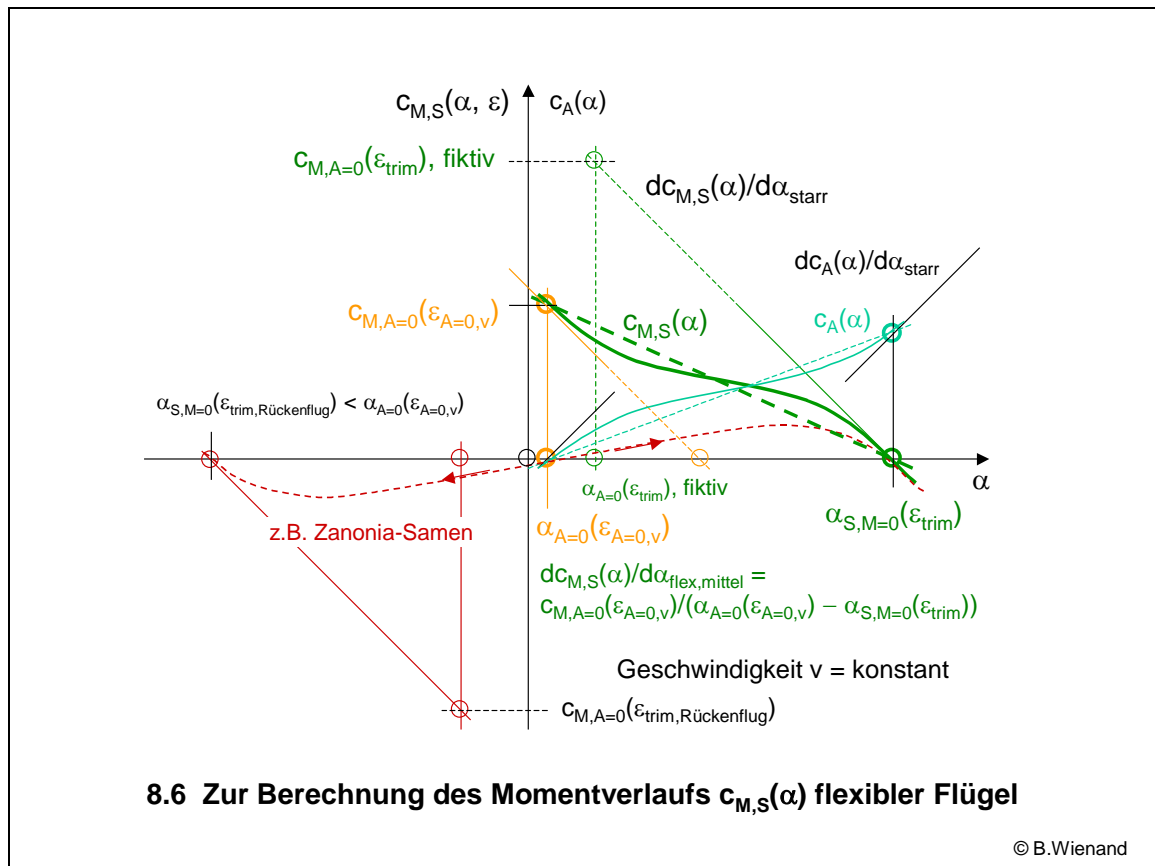
Beim Profil eines Flexiblen werden durch den mit der Strömungsgeschwindigkeit zunehmenden Sog am Obersegel die Wölbung und die Wölbungsrücklage erhöht. Bei spitzer Anströmung kann auch die Nasenkante durch den Staudruck eindellen. All diese Verformungen liefern einen negativen Beitrag zum Nick-Moment und schwächen so die Nick-Stabilität.

Dem versucht man nicht nur durch eine hohe Segelspannung, sondern auch durch mehr und steifere (Carbon-)Segellatten, Stoffrippen zwischen dem Obersegel und einem straffen

Untersegel, (Carbon-)Einschüben in der Nasenkante etc. zu begegnen. Starre sind von Profilverformungen praktisch nicht betroffen.

Die lastabhängige Schränkung eines Flügels lässt sich anhand von Fotos annähernd ermitteln und bei Berechnungen des Nick-Moment-Verlaufs berücksichtigen. Im Vergleich dazu sind aeroelastische Verformungen des Profils schwieriger zu erkennen und quantitativ zu erfassen.

Die Berechnung des Moment-Verlaufs bzw. des Beiwertes $c_{M,S}(\alpha)$ eines flexiblen Flügels, z.B. mit den Formeln aus Kap. 5, ist annähernd dadurch möglich, dass dieser in den beiden relevanten Flugzuständen zur Beurteilung der Nick-Stabilität, im Trimmflug mit $\alpha_{S,M=0}$ und in der Null-Auftrieb-Situation mit $\alpha_{A=0}$ und $c_{M,A=0}$, als nahezu starr anzusehen ist, siehe **Bild 8.6**.



In diesen stationären Zuständen besteht nämlich ein Kräftegleichgewicht zwischen dem Gewicht, den Luftkräften und dem Widerstand der Struktur in ihrer dabei je nach Elastizität entstandenen Form. Die Struktur gibt dann bei weiteren Veränderungen des Anstellwinkels kaum weiter nach, der Auftriebs-Gradient entspricht fast dem eines starren Flügels. Zwischen Trimmflug und Null-Auftrieb-Situation verhält sich ein flexibler Flügel wie ein starrer Flügel, bei dem sich jedoch die Schränkung mit zunehmendem Anstellwinkel erhöht.

Für Berechnungen muss die Verformung in diesen Flugzuständen, ϵ_{trim} und $\epsilon_{A=0,v}$, abhängig von der Belastung bzw. vom Anstellwinkel und von der Geschwindigkeit, bekannt oder zumindest einigermaßen abzuschätzen sein.

Für den Null-Moment-Winkel $\alpha_{S,M=0}(\epsilon_{trim})$ im Trimmflug unter der Last G ist aus den zugehörigen Einstellwinkeln $\epsilon_{W,trim}$ und $\epsilon_{S,trim}$ mit den Formeln aus Kap. 5 zunächst ein fiktiver Null-Auftriebs-Winkel $\alpha_{A=0}(\epsilon_{trim})$ zu berechnen. Dazu wird der fiktive Beiwert des Null-Auftriebs-Moments $c_{M,A=0}(\epsilon_{trim})$ benötigt. Ihn erhält man aus der Schränkung im Trimmflug, $\epsilon_{W,trim} - \epsilon_{S,trim}$, dem Profilbeiwert $c_{MP,A=0,trim}$, den Parametern der Flächengeometrie bzw. dessen Beiwert c_{MG} und dem Auftriebs-Gradienten $dc_A(\alpha)/d\alpha_{starr}$, da die Fläche im Kräftegleichgewicht des Trimmflugs

als annähernd starr anzusehen ist. Der fiktive Beiwert ist entsprechend der Schränkung im Trimmflug hoch. Je nach Schwerpunkt x_S bzw. Stabilitätsmaß $\sigma = (x_N - x_S)/t_B$ erhält man aus $c_{M,A=0}(\varepsilon_{trim})$ mit dem Auftriebs-Gradienten $dc_A(\alpha)/d\alpha_{starr}$ dann die Einstellwinkel-Differenz $\alpha_{S,M=0}(\varepsilon_{trim}) - \alpha_{A=0}(\varepsilon_{trim})$, und mit $\alpha_{A=0}(\varepsilon_{trim})$ schließlich den Null-Moment-Winkel $\alpha_{S,M=0}(\varepsilon_{trim})$.

Aus der Einstellwinkel-Differenz $\alpha_{S,M=0}(\varepsilon_{trim}) - \alpha_{A=0}(\varepsilon_{trim})$ ergibt sich mit $dc_A(\alpha)/d\alpha_{starr}$ auch der Auftriebs-Beiwert $c_A(\alpha_{S,M=0,trim}) = (\alpha_{S,M=0}(\varepsilon_{trim}) - \alpha_{A=0}(\varepsilon_{trim})) * dc_A(\alpha)/d\alpha_{starr}$, aus dem sich mit der Flächenbelastung G/F die Geschwindigkeit im Trimmflug v_{trim} berechnen lässt.

Den tatsächlichen Null-Auftrieb-Winkel $\alpha_{A=0}(\varepsilon_{A=0,v})$ für eine Geschwindigkeit v erhält man aus den für bestimmte gewählte Geschwindigkeiten gemessenen oder geschätzten Einstellwinkeln $\varepsilon_{W,A=0,v}$ und $\varepsilon_{S,A=0,v}$. Ggf. ist zu interpolieren. Der zum tatsächlichen Null-Auftrieb-Winkel $\alpha_{A=0}(\varepsilon_{A=0,v})$ gehörige Beiwert des Null-Auftrieb-Moments $c_{M,A=0}(\varepsilon_{A=0,v})$ ergibt sich analog zum Vorgehen beim Trimmflug aus der Schränkung bei null Auftrieb, $\varepsilon_{W,A=0,v} - \varepsilon_{S,A=0,v}$, dem hier von v (statt von G) abhängigen Profilbeiwert $c_{MP,A=0,v}$, etc.

Dieser Beiwert nimmt mit zunehmender Geschwindigkeit v ab, da sich die Schränkung bei null Auftrieb, $\varepsilon_{W,A=0,v} - \varepsilon_{S,A=0,v}$, mit v abflacht. Er ist deutlich geringer als der fiktive Beiwert für die hohe Schränkung im Trimmflug, ist aber für die Nick-Stabilität bzw. einen stabilen Gleitflug entscheidend, und zwar für die maximal erreichbare oder zulässige Geschwindigkeit v_{max} . Daher muss $c_{M,A=0}(\varepsilon_{A=0,v}, v_{max}) > 0$ gelten.

Die einem geringen Beiwert $c_{M,A=0}(\varepsilon_{A=0,v})$ entsprechende geringe Nick-Stabilität äußert sich auch in einem flachen mittleren Anstieg $dc_{M,S}(\alpha)/d\alpha$ des Nick-Moment-Beiwertes, wie in Bild 8.6 dargestellt. Der Beiwert $c_{M,S}(\alpha)$ hat bei $\alpha_{S,M=0}(\varepsilon_{trim})$ per Definition den Wert null (Nulldurchgang) und (für die Trimmgeschwindigkeit) bei $\alpha_{A=0}(\varepsilon_{A=0,v})$ den Wert $c_{M,A=0}(\varepsilon_{A=0,v})$. In beiden Punkten kann der Flügel als starr betrachtet werden, so dass die Moment-Gradienten in diesen Punkten dem eines starren Flügels entsprechen, $dc_{M,S}(\alpha)/d\alpha_{starr} = -dc_A(\alpha)/d\alpha_{starr} * (x_N - x_S)/t_B$. Zwischen den Punkten schwächt sich der Gradient ab. Dies ergibt den typischen s-förmigen Verlauf des Nick-Moments flexibler Flügel. Die Gerade durch $c_{M,A=0}(\varepsilon_{A=0,v})$ bei $\alpha_{A=0}(\varepsilon_{A=0,v})$ und $\alpha_{S,M=0}(\varepsilon_{trim})$ stellt den mittleren Verlauf dar, $dc_{M,S}(\alpha)/d\alpha_{flex,mittel} = -c_{M,A=0}(\varepsilon_{A=0,v})/(\alpha_{S,M=0}(\varepsilon_{trim}) - \alpha_{A=0}(\varepsilon_{A=0,v}))$. Ergänzend ist der ebenfalls s-förmige Verlauf des Auftriebs-Beiwertes $c_A(\alpha)$ dargestellt.

Die beiden Berechnungs-Dreiecke aus $\alpha_{A=0}$ mit $c_{M,A=0}$ und $\alpha_{S,M=0}$ für die ε_{trim} - und die $\varepsilon_{A=0}$ -Werte, liegen auf der α -Achse umso weiter auseinander, je mehr sich die ε_{trim} - und die $\varepsilon_{A=0}$ -Werte unterscheiden, je flexibler ein Flügel ist. Der Verlauf von $c_{M,S}(\alpha)$ und $c_A(\alpha)$ ist dann umso s-förmiger. Für einen vollkommen starren Flügel sind die ε -Werte konstant, so dass $c_{M,S}(\alpha)$ und $c_A(\alpha)$ geradlinig verlaufen.

Keht sich die Schränkung für negative Anstellwinkel bzw. für $\alpha < \alpha_{A=0}$ um, wie z.B. bei einem Flügel ohne Schränkungsanschlänge oder dem mehr oder weniger symmetrisch geformten Zanoniasamen, ergeben sich zwei begrenzt nick-stabile Trimmflug-Zustände. Lässt man einen Zanoniasamen senkrecht fallen, so dreht er sich je nach Anfangsdrill mal in die 'normale' Fluglage mit $\alpha_{S,M=0}(\varepsilon_{trim})$, mal in den 'Rückenflug'.

Bild 8.7 zeigt schließlich die Ergebnisse von Messungen an einem von mir zu Testzwecken umgebauten Bullet Spectrum 12 (SP-12) von Jos Guggenmos. An diesem Beispiel aus der Praxis wird noch einmal erläutert, wie sich Merkmale der Konstruktion auf die Nick-Stabilität und die Leistung eines Flexiblen auswirken.

Das ursprüngliche Gerät, ein alter Hochleister mit Turm und Segelabspannung, wurde im Januar 1989 vom DHV noch nach den Kriterien von Michael Schönherr für ein max. Startgewicht von 125 kp zugelassen. Neben den Beiwerten für den Auftrieb, den Widerstand und das Nick-Moment wurden Druckpunktverläufe, 'Körper-Verschiebungs- und Steuerkraft-Diagramme' sowie Geschwindigkeits-Polaren ermittelt und bewertet. Das Gerät mit 12 m Spannweite, wegen seiner hohen und eleganten Zuspitzung auch 'Die Sichel' genannt, erregte

damals Aufsehen und weckte mit seiner Streckung von 10,5 hohe Erwartungen, bei den Messfahrten zeigte der Flügel dagegen nur eine durchschnittliche Leistung.

Eine nur durchschnittliche Leistung hätte man allerdings schon anhand konstruktiver Merkmale vermuten können: Die Sprogs außen waren wegen der hohen Zuspitzung mit -18 Grad auf eine eher höhere Mindestschränkung eingestellt, als bei Hochleistern damals üblich. Der Flügel hatte ein auch außen noch hoch gewölbtes Profil mit einem starken S-Schlag. Das Gestell des 34 kp wiegenden Gerätes war wegen der einfachen Gelenke zwischen den Querrohren und den Flügelrohren und aufgrund der hohen Spannweite weich und torsionsschwach. Der VG-Weg betrug nur etwa 8 cm. Alles Faktoren, die auf eine hohe Schränkung im Trimmflug sowie einen hohen Widerstand hinweisen, so dass keine überragende Gleitzahl zu erwarten war.

Die Geschwindigkeits-Polare, für ein Startgewicht von 105 kp und unter Einbeziehung eines nicht näher spezifizierten Standard-Wertes für den Piloten-Widerstand errechnet, ergab bei loser VG eine maximale Gleitzahl bei 40 km/h von knapp $12 \pm 0,5$. Das entsprach dem Durchschnitt damaliger Hochleister. Bei voller VG betrug die maximale Gleitzahl bei ebenfalls 40 km/h sogar nur $11 \pm 0,5$. Vmtl. macht das Segel aufgrund der geringen Biegesteifigkeit des Flügelrohrs hinten auf, wenn man die Struktur mehr spreizt. Mehr Biegung erhöht durch einen etwas größeren Hebel auch die Torsion. Evtl. liegt das Segel dann zudem auf den Sprogs auf. All dies wirkt sich auch auf das Null-Auftrieb-Moment negativ aus, wie die Daten unten zeigen.

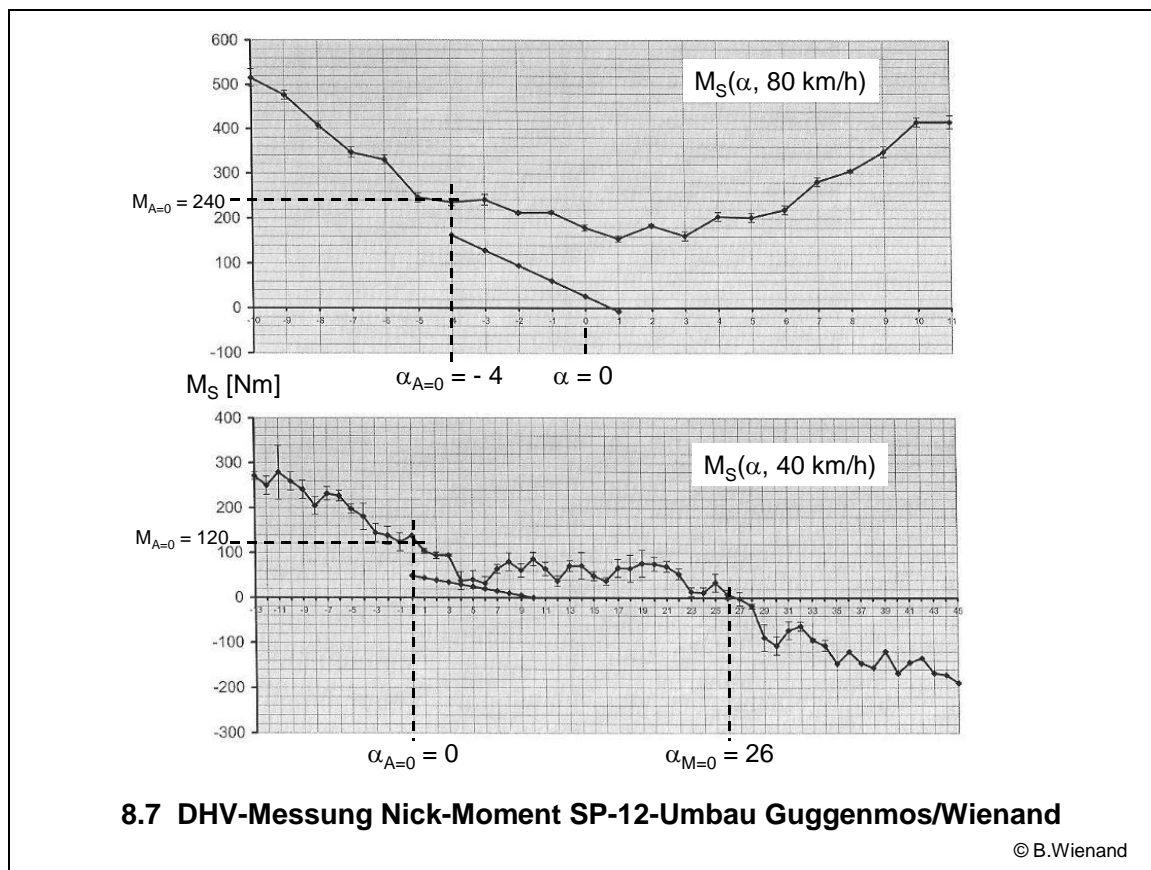
Aus den Rohdaten ließ sich für den reinen Flügel, also ohne Pilot, bei einer Tragkraft von gut 110 kp bei 40 km/h und loser VG als maximale Gleitzahl etwa 15,5 bei einem Anstellwinkel des Kielrohrs von etwa 18 Grad errechnen, bei voller VG etwa 13,0 bei 19 Grad.

Aus den Beiwerten des Nick-Moments ergaben sich bei einer Fläche von $13,8 \text{ m}^2$ und einer einheitlich für alle Geräte angenommenen Bezugslänge von 4,94 m (statt der Bezugsflügelteufe des SP-12 von ca. 1,3 m) Null-Auftrieb-Momente für 40, 70, 90 und 110 km/h bei loser VG von etwa 180, 340, 340 und 320 Nm, und bei voller VG von etwa 190, 330, 300 und 240 Nm. Dies entspricht der Charakteristik eines weichen Gestells, siehe Bild 2.2. Die Werte liegen aber deutlich über den später festgesetzten und bis heute gültigen Grenzwerten. Dennoch wurde der Abfall des aufrichtenden Moments ab einer Geschwindigkeit von 90 km/h bei loser VG und ab bereits 70km/h bei fester VG im Testbericht kritisch vermerkt.

Der SP-12-Umbau unterscheidet sich gegenüber dem Original wie folgt: Die äußeren Sprogs sind tragend und können zur Kurvensteuerung gegensinnig in ihrer Schränkung im Bereich -11 bis -6 Grad (bei einer Neutralstellung von -8 Grad) verändert und vom Piloten über die Basis angesteuert werden. Zusätzlich hat das Gerät innere Sprogs, ebenfalls tragend und auf etwa -5 Grad eingestellt. Innerer und äußerer Sprog sind jeweils über eine durchgehende Querstrebe miteinander verbunden, die am Querrohr etwa 1,5 m vom Kielrohr entfernt befestigt ist. Durch diese Querstrebe wird dann das Obersegel über seine Latten gehalten. Das ursprünglich schwimmende Kielrohr wird mittig gehalten, die VG wird nicht genutzt und nach dem Spannen des Segels fixiert. Außen wurde die Wölbung der Latten stark reduziert, der S-Schlag fast ganz rausgenommen.

Das Gerät hat auf dem Messwagen bei 40, 60, 80, 90 und 100 km/h etwa folgende Null-Auftrieb-Momente erreicht: 120, 200, 240, 200 und 150 Nm. Klar weniger als das Original, bei einem Sicherheitsabschlag von 10 km/h aber noch ausreichend für eine Zulassung bis 80 km/h. Für 40 und 80 km/h zeigt Bild 8.7 den Verlauf des Nick-Moments.

Für 80 km/h wird der Gradient für Anstellwinkel $\alpha > 3$ Grad positiv, da die Schränkung stark zunimmt und zu weiter vorne liegenden Druckpunkten führt, siehe auch Bild 8.4. Der Flügel will sich noch weiter anstellen, was einen Verlust der Nick-Stabilität bedeutet, und der Verlauf hat für den gewählten Haltepunkt bzw. Schwerpunkt keinen Nulldurchgang mehr. In einer solchen Situation, z.B. bei einer starken Böe von vorne oder von unten oder nach einem Abfangen aus hoher Geschwindigkeit, muss sich der Pilot nach vorne ziehen, damit sich der Flügel nicht weiter anstellt.



Aber auch schon für 60 km/h hat der gemessene Nick-Moment-Verlauf keinen Nulldurchgang. Von 410 Nm bei – 9 Grad fällt das Moment auf 130 Nm bei 3 Grad und steigt dann wieder auf 260 Nm bei 16 Grad. Dies könnte an der weichen Struktur des SP-12 liegen, die bei größeren Anstellwinkeln zu einer starken Schrängung des Flügels führt. Das Moment könnte aber auch in einem etwas zu weit hinten gelegenen Haltepunkt gemessen worden sein, denn für einen weiter vorne liegenden Haltepunkt hat ein Nick-Moment-Verlauf einen negativeren Gradienten, der Verlauf ist um den Punkt des Null-Auftrieb-Moments im Uhrzeigersinn gedreht, siehe Bild 7.1. Für 40 km/h läge der Nulldurchgang dann nicht bei $\alpha_{M=0} = 26$ Grad, sondern bei einem (viel) kleineren Anstellwinkel, z.B. dem Anstellwinkel für die maximale Gleitzahl $\alpha_{opt} = 16$, siehe unten. Aus den Basisdaten der Messungen errechnet sich für den reinen Flügel bei einer Tragkraft von gut 115 kp bei 40 km/h eine maximale Gleitzahl von gut 17,0 (SP-12 original 15,5 bei nur 110 kp) bei einem Anstellwinkel des Kielrohrs $\alpha_{opt} = 16$ Grad (original 18), also eine Verbesserung von 1,5 bzw. ca. 10%. Die Datenstichproben für den Trimpunkt sind jedoch sehr klein, so dass die Validität der Ergebnisse begrenzt ist.

Die beträchtliche Streuung der Messdaten entsteht hauptsächlich aus den Beschleunigungen der Massen bei den Messfahrten (Fahrbahnstöße etc.).

Flügel von Hochleistern (Serien-Geräten) von 2007-2009 erreichten nach Aussage des DHV (Christof Kratzner) auf dem Messwagen, also ohne Pilotenwiderstand, eine Gleitzahl von 22-24. Eine für mich überraschend hohe, fast unglaubliche Zahl, denn mit Pilot müsste dann im Flug eine Gleitzahl von etwa 19 statt nur 15 erreicht werden. Nimmt man anhand von Fotos eine Schrängung von – 15 Grad an, so errechnet das Programm Nurflügel von Frank Ranis ohne Pilot die plausible Gleitzahl 20. Und auch noch eine Gleitzahl 20 zeigt im Vergleich zur Gleitzahl 15,5 des SP-12 bzw. zu Geräten Ende der 80-er Jahre, welche Leistungssteigerung bei Flexiblen durch die geringere Schrängung aufgrund höherer Segelspannung, steiferer Gestelle und festerem (und dichterem) Tuch erreicht werden konnte, so dass sogar neue straff gespannte Turmhochleister alte Turmlose übertreffen.

9 Welches Risiko kann mit der losen Pilotenaufhängung entstehen?

Die Schlaufe der Pilotenaufhängung kann nur Zugkräfte übertragen. Bei einer heftigen Negativ-Beschleunigung des Flügels, die die Erdbeschleunigung übertrifft, z.B. durch eine Fallböe, kann durch die dann entkoppelten Massen von Flügel und Pilot die Nick-Stabilität kurzzeitig verloren gehen, wenn der Schwerpunkt des Flügels allein hinter dem Neutralpunkt liegt.

Ein Vorteil der fehlenden Übertragung von Druckkräften auf den Piloten ist die geringere Belastung des Flügels bei einer Negativ-Beschleunigung.

Im stationären Gleitflug besteht das Kräftegleichgewicht $R(\alpha, v) + G = 0$ zwischen der resultierenden Luftkraft $R(\alpha, v)$ aus Auftrieb und Widerstand und dem Gewicht $G = M \cdot g$ aufgrund der Masse $M = M_F + M_P$ von Flügel + Pilot und der Erdbeschleunigung $g = -9,81 \text{ m/s}^2$.

Nimmt R zu, z.B. beim Abfangen, entsteht eine Beschleunigung bzw. Kraft nach oben. Die Massen werden schwerer, die Aufhängung des Piloten wird stärker auf Zug belastet.

Nimmt R ab, z.B. durch eine Fallböe oder starkes Ziehen der Basis, entsteht eine Beschleunigung bzw. Kraft nach unten. Bei einem solchen 'Entlaster' bzw. 'Luftloch' werden die Massen leichter, die Aufhängung wird weniger auf Zug belastet.

Mit $R = 0$ fallen Flügel und Pilot mit der Erdbeschleunigung nach unten, die Aufhängeschlaufe ist gar nicht belastet. Die Massen wirken schwerelos, denn ohne eine Gegenkraft ist die Erdanziehung nicht wahrzunehmen.

In dem Maße, in dem das Gewicht des Piloten am Flügel nachlässt, nimmt auch die mögliche Pendelstabilität ab. Sie bietet auch daher keine Sicherheitsreserve für Nick-Stabilität.

In starker Turbulenz kann es vorkommen, dass der Flügel kurzzeitig negativ so angeströmt wird, dass er Abtrieb $R \leq g \cdot M_F < 0$ erzeugt und der Flügel über die Erdbeschleunigung g hinaus nach unten gedrückt wird. Da er sich über die Aufhängeschlaufe nicht auf der Masse des Piloten abstützen kann, fällt der Pilot weiter mit nur g . Der Abstand zwischen Flügel und Pilot verringert sich. Da ein Drachenflügel eine negative Last $R \leq 3 \cdot g \cdot M$ aushalten muss, könnte der Flügel ohne Bruch mit bis zu $b_R \leq 3 \cdot g \cdot M/M_F$ nach unten beschleunigt werden.

Wegen dieser Entkopplung der Massen von Flügel und Pilot ist für die Nick-Stabilität in einem solchen Moment nur der Schwerpunkt des Flügels bei x_{SF} relevant. Damit der Flügel allein nickstabil fliegt, muss sein Schwerpunkt vor seinem Neutralpunkt liegen, $x_{SF} < x_N$. Für einen hinter dem Neutralpunkt liegenden Schwerpunkt $x_{SF} > x_N$ würde das aufrichtende Nick-Moment mit kleineren Anstellwinkeln abnehmen (positiver Gradient) und nach dem kritischen Anstellwinkel des Druckpunkts, $\alpha_{SF,krit,M=0}$, negativ (kopflastig) werden, siehe Bild 8.5. In einem solchen Fall ginge der Flügel auf die Nase und der Pilot würde, sofern er sich am Steuerbügel festhält, nach hinten gedrückt. Eine Fallböe, die den Flügel erst vorne erfasst, erhöht diese Gefahr noch. Auch kann die Strömung bei negativem Anstellwinkel und kleinem Nasenradius auf der Unterseite der meist auch negativ eingestellten Leitfläche abreißen, wodurch das nötige aufrichtende Moment plötzlich ebenfalls verloren geht, was evtl. dem Flair 30 zum Verhängnis geworden ist. Abrupte Fallböen bei turbulenten Bedingungen können dem Piloten auch den Steuerbügel nach unten aus der Hand reißen und den Flügel schlagartig nach vorne kippen, wenn sein Schwerpunkt hinter dem Druckpunkt liegt. Ein Überschlag (Tuck) ist dann sehr wahrscheinlich.

Ähnlich wie bei der Fallböe, allerdings in umgekehrter Richtung, ergeben sich im Scheitelpunkt eines unsauber geflogenen Wingovers oder Loopings unterschiedliche Beschleunigungen von Flügel und Pilot, wenn der auf dem Rücken fliegende Flügel von unten, also bei negativem Anstellwinkel, Auftrieb erfährt und das Gewicht des sich über dem Flügel befindenden Piloten nicht durch Fliehkraft zumindest kompensiert wird. Auch durch einen überzogenen Parabelflug kann der Flügel negativ gegen den Piloten beschleunigt werden.

Wie negativ die Anströmung sein darf, damit für einen Schwerpunkt hinter dem Neutralpunkt noch ein aufrichtendes Moment entsteht, ist aus der Druckpunkthyperbel für $\alpha < \alpha_{A=0}$ zu ersehen. Dieser letzte Sicherheitsbereich in der Gefahrenzone ist umso größer, je weniger weit der Schwerpunkt hinten liegt und je größer der Moment-Beiwert $c_{M,A=0}$ ist, siehe Bild 8.5.

Gefährdet sind Flächen, deren Schwerpunkt durch z.B. große Winglets oder schwere Teile zur Steuerung am Außenflügel weiter hinten liegt.

Trikes mit fester Aufhängung und Geräte mit Cage (Kabine), wie der Swift, sind nicht betroffen.

Das Gütesiegel fordert im Gesamt-Schwerpunkt ein positives Nick-Moment $M_S(\alpha_{R=-G/2}(v)) > 0$ bis zu einer Negativ-Last $-G/2$, siehe Bild 2.2.

Um den Schwerpunkt des Flügels mehr nach vorne zu bringen, verstauen manche Piloten die Drachenhülle im Rahmen des Trimm hinter der Nasenplatte ihres Flexiblen oder im Holm ihres Starren. Um zu verhindern, dass dem Piloten die Basis aus der Hand gerissen wird, ist schon in den 80-er Jahren über eine Sicherheitsverbindung (Handschlaufen, lose (und elastische) Leine) nachgedacht worden.

Ungünstig wirkt sich die (lose) Pilotenaufhängung des Drachens auch im Tuck aus. Wird der Pilot von der Basis gerissen, reißt er den Flügel über die Hinterkante fallend (immer wieder) nach vorne herum. Flügel und Pilot drehen sich fallend mit Unwucht (fortlaufend) umeinander.

Ein Vorteil der losen Pilotenaufhängung besteht darin, dass negative Beschleunigungen nur auf die Masse des Flügels wirken und ihn damit weniger belasten, sofern nicht ein nach unten gegen den Piloten gestoßener Flügel oder ein im Looping von oben auf den Flügel fallender Pilot eine höhere Belastungsspitze erzeugen.

10 Was bringt eine Heckflosse?

Das Potential einer Heckflosse liegt zum einen in ihrer Steifheit gegenüber dem Außenflügel, insbesondere dem des Flexiblen, zum anderen in einem größeren Hebel, wenn das Kielrohr noch über die Flügelspitzen nach hinten hinaus ragt. Dies kann die Nick-Stabilität oder/und die Leistung verbessern.

Bei negativer Last (Fallböe) kann die Nick-Stabilität durch eine zu schwere Heckflosse, die den Schwerpunkt des Flügels nach hinten verschiebt, aufgrund der losen Pilotenaufhängung jedoch kurzzeitig abnehmen oder gar verloren gehen.

Lange pflegten insbesondere Nurflügel-Puristen Vorbehalte gegenüber einem 'Zwitter', einem 'Nurflügel' mit Heckflosse. Nachdem es bei Starren jedoch zu Überschlägen und Fällen von Trudeln gekommen war, verfügen inzwischen alle neueren Atos-Modelle über eine Heckflosse am Ende des Kielrohrs. Sie fungiert aufgrund ihres Sockels und ihrer leichten V-Form auch ein wenig als Seitenleitwerk. Seit dem sind kaum noch Tucks oder Fälle von Trudeln aufgetreten.

Seit 2010 bietet Aeros mit dem Combat auch Flexible mit Heckflosse an. Sie soll nicht nur die Nick-Stabilität erhöhen, sondern auch die Flugeigenschaften und das Kurvenhandling verbessern. Selbst mit 2 Grad tiefer eingestellten Schränkungsanschlügen, also auf etwa 4 Grad innen und 6 Grad außen, werden die Anforderungen des Gütesiegels noch übertroffen.

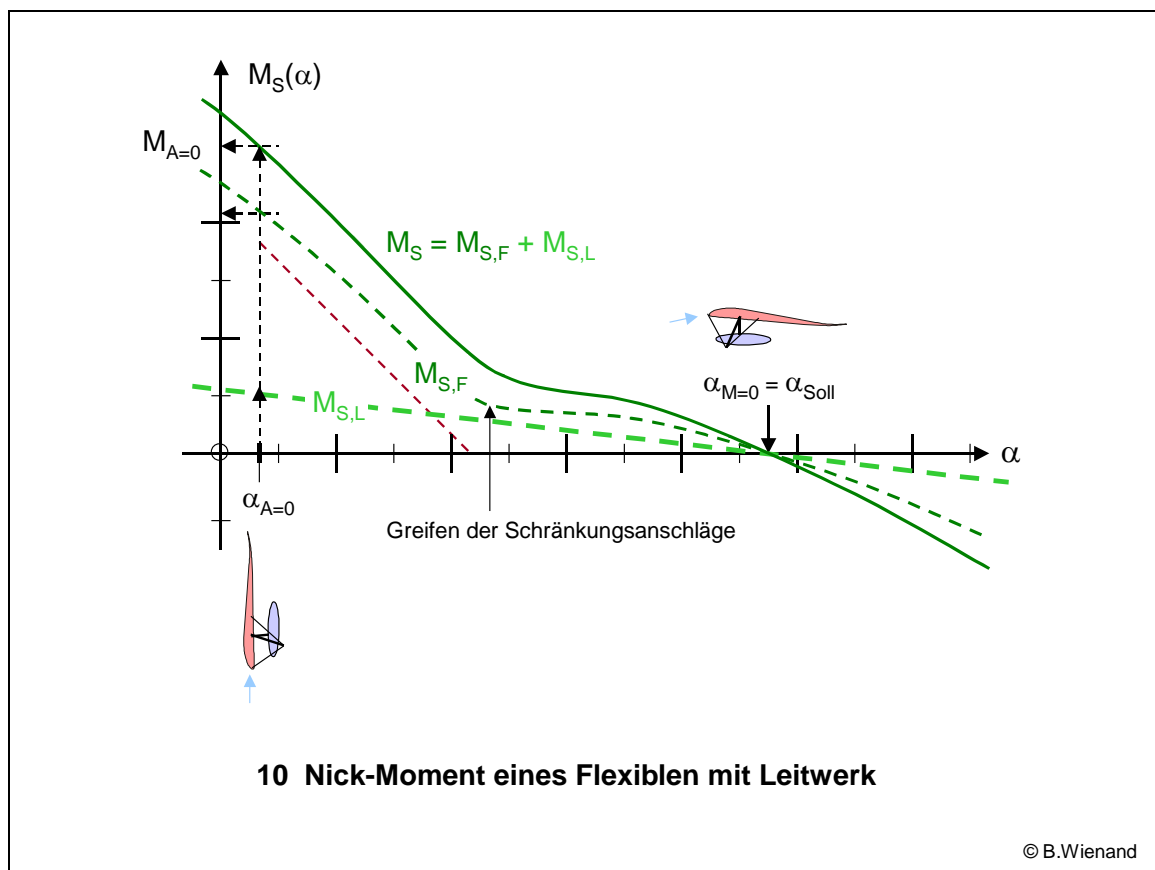
Und tatsächlich erhöht eine Heckflosse die Nick-Stabilität ohne eine Leistungseinbuße, die bei erhöhter Schränkung einträte, bereits dadurch, dass ihre Fläche den Gesamt-Neutralpunkt nach hinten verschiebt und damit den Abstand $x_N - x_S$ zum Gesamt-Schwerpunkt erhöht, wenn man dafür sorgt, dass die Lage des Gesamt-Schwerpunkts erhalten bleibt. Dazu muss sich der Pilot etwas weiter vorne einhängen, denn mit dem Gewicht einer Heckflosse wandert auch der Schwerpunkt des Gerätes nach hinten. Ist das Verhältnis Gewicht/Fläche (G_F/G) der Heckflosse größer als das des Flügels, wandert der Schwerpunkt sogar weiter nach hinten als der Neutralpunkt, so dass sich für das Gerät allein, ohne Pilot, der Abstand Neutralpunkt – Schwerpunkt verringert. Seine Nick-Stabilität nimmt ab oder kann sogar verloren gehen. Aufgrund der losen Pilotenaufhängung nimmt die Gefahr eines Überschlags bei starken Entlastern zu, s.o. Hierin liegt das mögliche Risiko der Nutzung einer Heckflosse, und auch Drachen mit Heckflosse haben sich schon überschlagen.

Der Flügel des Combat mit $14,2 \text{ m}^2$ hat nach Angaben von Aeros ein $G_F/G \approx 2,5 \text{ kp/m}^2$, die Heckflosse mit $0,25 \text{ m}^2$ ein $G_F/G = 3,0 \text{ kp/m}^2$. Damit wird die Nick-Stabilität eines Combat ohne das Gewicht des Piloten durch die Heckflosse ein wenig beeinträchtigt. Das ist unbedenklich, wenn die Fläche allein über eine entsprechende Stabilitätsreserve verfügt. Beim Atos (C) mit $13,6 \text{ m}^2$ und 35 (39) kp bzw. einem $G_F/G \approx 2,6 \text{ (2,9) kp/m}^2$ trägt die Heckflosse mit etwa $0,44 \text{ m}^2$ und gut 1 kp bzw. einem $G_F/G \approx 2,3 \text{ kp/m}^2$ in jedem Fall zur Nick-Stabilität bei.

Das Potential einer Heckflosse bzw. eines Leitwerks liegt in ihrer/seiner Steifheit gegenüber dem Flügel des Drachen, insbesondere dem Segel des Flexiblen, wie **Bild 10** zeigt. Das Moment aus der Fläche $M_{S,F}$ und aus dem Leitwerk $M_{S,L}$ addieren sich zum Gesamt-Moment $M_S = M_{S,F} + M_{S,L}$.

Während sich der Moment-Gradient des Segels mit kleineren Anstellwinkeln abschwächt, bleibt der Gradient der Heckflosse konstant negativ und erhöht die Nick-Stabilität entsprechend. Damit sich im Trimm nichts ändert, ist sie so eingestellt, dass ihr Null-Moment-Winkel $\alpha_{M=0}$ dem der Fläche entspricht.

Obwohl für Starre eingeführt, erscheint eine Heckflosse daher besonders für Flexible interessant, da das starre Flächenelement die aeroelastische Delle im Nick-Moment-Verlauf des Flügels etwas ausbügelt. Eine weit hinten liegende Heckflosse trägt mit ihrer steifen Fläche auch zur Nick-Dämpfung und mit ihrer Masse auch zur Nick-Trägheit bei.



Der Neutralpunkt zur Erhöhung der Nick-Stabilität ließe sich anstatt durch eine Heckflosse auch durch tiefere Außenflügel nach hinten verlagern, wie z.B. beim Starren Ghostbuster, so dass sich bei gleichbleibender Lage des Gesamt-Schwerpunkts das Stabilitätsmaß ebenso erhöhen würde. Dies wäre sogar mit weniger Zusatzwiderstand und vor allem weniger Zusatzgewicht möglich, also einer geringeren Verlagerung des Geräte-Schwerpunkts nach hinten. Die Nick-Stabilität des Gerätes ohne Pilot würde sich eher verbessern.

Die starre Heckflosse als Leitfläche erzeugt aber selbst im Abwind der Tragfläche noch einen stärkeren Auftriebs-Gradienten und damit auch Moment-Gradienten als zusätzliche Fläche der

besonders nachgiebigen Außenflügel des Flexiblen, die zudem vom Druckausgleich (Randwirbel) betroffen sind. Die starre Heckflosse erhöht nicht nur das Null-Auftrieb-Moment für kleine Anstellwinkel sondern auch das negative Rückstellmoment bei großen Anstellwinkeln, das z.B. beim Abfangen aus hoher Geschwindigkeit bei einem Flexiblen ohne Flosse ganz verloren gehen kann, siehe Bilder 8.4 und 8.7. Mehr Tiefe im Außenflügel dagegen würde bei elastischen Flügeln zur Schränkung beitragen, was zu Leistungseinbußen führt.

Eine Verlagerung von Fläche zum Rumpf (Kielrohr) verringert außerdem die Roll-Dämpfung und Roll-Trägheit, was der Wendigkeit hilft. Auf der anderen Seite geht außen Steuerfläche für das Roll-Moment verloren.

Ein Leistungsgewinn entsteht bereits dann, wenn durch ein stärkeres Rückstellmoment aus der Heckflosse der optimale Anstellwinkel besser (enger und schneller) eingehalten wird.

Ein Leistungsgewinn statt zusätzlicher Nick-Stabilität ist zudem möglich, wenn es die Stabilität aus der Heckflosse erlaubt, den Flügel selbst weniger nick-stabil und dafür leistungsstärker auszulegen, vor allem also weniger Schränkung einzubauen. Das ist für Starre sicher möglich.

Bei Flexiblen kommt es aber darauf an, dass sich das Segel im Trimmflug auch noch unter eine Mindestschränkung ohne Flosse (etwa -6 Grad innen und -8 Grad außen) herabziehen lässt. Die Struktur würde dabei noch höher belastet, das Kurvenhandling noch zäher werden.

Ohne eine Erhöhung der Segelspannung würden aufgrund einer Heckflosse abzusenkende Sprogs dem Segel mehr Spiel geben. Das käme dem Handling zugute, aber auch nur in dem Umfang, in dem eine mäßige Segelspannung mehr Segelbewegung und -wölbung zulässt.

Die teilweise Gewährleistung der Nick-Stabilität durch eine Heckflosse setzt ein stabiles Kielrohr und eine sichere und ggf. einstellbare Befestigung der Flosse auf dem Kielrohr voraus.

11 Wie ergeben sich die Formeln für den Nick-Moment-Verlauf?

Ein linearer Verlauf des Nick-Moments, die Moment-Gerade $M_S(\alpha)$, ist definiert durch:

- Punkt 1 aus dem Null-Auftrieb-Winkel $\alpha_{A=0}$ mit dem Null-Auftrieb-Moment $M(\alpha_{A=0}) = M_{A=0}$.
- Punkt 2 aus dem Null-Moment-Winkel $\alpha_{S,M=0}$ (kurz $\alpha_{M=0}$) mit $M_S(\alpha_{M=0}) = 0$.

Für diese Punkte lassen sich folgende Faustformeln ableiten:

Die Punkte der Geraden des Nick-Moment-Beiwertes:

$$(1) \alpha_{A=0} \approx \alpha_{AP=0} - 1/2 * (r_v * (\varepsilon_W - \varepsilon_S) + 1/2 * (\varepsilon_W + 3 * \varepsilon_S)) \text{ mit}$$

$$c_{M,A=0} \approx c_{MP,A=0} + dc_A(\alpha)/d\alpha * (\varepsilon_W - \varepsilon_S) * Str/2 * \tan(\varphi) * 1/3 * (r_v - r_v^2), \text{ mit}$$

$$dc_A(\alpha)/d\alpha \approx dc_{AP}(\alpha)/d\alpha * \cos(\varphi) * Str/(Str + 2) \text{ für ideal starre Flächen.}$$

$$(2) \alpha_{S,M=0} - \alpha_{A=0} = - c_{M,A=0}/dc_{M,S}(\alpha)/d\alpha = c_{M,A=0}/(\sigma * dc_A(\alpha)/d\alpha) \text{ oder}$$

$$\alpha_{S,M=0} - \alpha_{A=0} \approx \{c_{MP,A=0}/(dc_A(\alpha)/d\alpha) + (\varepsilon_W - \varepsilon_S) * Str/2 * \tan(\varphi) * 1/3 * (r_v - r_v^2)\}/\sigma.$$

Der Null-Auftrieb-Winkel eines Drachenprofils beträgt etwa $\alpha_{AP=0} \approx -3$ Grad.

Die Flächenrelation $r_v = F_v/F$ ergibt sich für einen Nurflügel aus der Zuspitzung Z_{sp} :

$$r_v = (1 + 1/(1 - Z_{sp}/2))/4, \text{ mit } Z_{sp} = (t_w - t_s)/t_w.$$

ε_W und ε_S sind die Einstellwinkel, t_w und t_s die Flächentiefen an Flügelwurzel und -spitze.

Für die Einstellwinkel wird ein mittlerer linearer Schränkungsverlauf angenommen.

Der Beiwert des Null-Auftrieb-Moments eines Drachenprofils beträgt etwa $c_{MP,A=0} \approx -0,04$.

Der Gradient des Auftriebs-Beiwertes ist $dc_A(\alpha)/d\alpha_{Starre} \approx 0,08$, $dc_A(\alpha)/d\alpha_{Flexible} \approx 0,07$.

Der Gradient des Auftriebs-Beiwertes eines Profils beträgt etwa $dc_{AP}(\alpha)/d\alpha \approx 0,1/\text{Grad}$.

Für einen Pfeilwinkel $\varphi = 20$ Grad (ist auf die t/4-Linie zu beziehen) beträgt $\tan(\varphi) \approx 0,35$.

Für das Stabilitätsmaß $\sigma = (x_N - x_S)/t_B$ ist etwa anzunehmen $\sigma \approx 0,05 = 5\%$.

Die Anstellwinkel-Differenz $\alpha_{S,M=0} - \alpha_{A=0}$ stellt den Abstand des Trimmflugs mit $\alpha_{S,M=0}$ vom Sturzflug mit $\alpha_{A=0}$ dar. Die Gleichungen für die Differenz lassen erkennen, dass sich mit zunehmendem $c_{M,A=0}$ im Zähler der Abstand vom Sturzflug erhöht, mit zunehmendem σ im Nenner reduziert. Für den optimalen Anstellwinkel im Trimmflug $\alpha_{S,M=0} = \alpha_{opt}$ muss für ein gefordertes Stabilitätsmaß σ auch der nötige Beiwert $c_{M,A=0}$ für das Null-Auftrieb-Moment erreicht werden, siehe Bild 5. Dieses Bild zeigt das Zusammenspiel aller Größen, die den Null-Auftrieb-Winkel $\alpha_{A=0}$ und über den Beiwert des Null-Auftrieb-Moments $c_{M,A=0}$ die Anstellwinkel-Differenz $\alpha_{S,M=0} - \alpha_{A=0}$ beeinflussen.

Der Anstellwinkel für bestes Gleiten ergibt sich bei einem ungeschränkten Flügel aus seinem profileigenen Anströmwinkel gegenüber der Profilhöhe für die maximale Gleitzahl, $\alpha_{GlzPmax}$, dem Einstellwinkel ε der Profilhöhe bzw. des Flügels gegenüber der Längsachse x und einem Zuschlag $\Delta\alpha_W \approx 2$ Grad zur Berücksichtigung des induzierten Widerstands aufgrund endlicher Streckung des Flügels und des zusätzlichen Widerstands durch den Rumpf bzw. Piloten:

- $\alpha_{opt} = \alpha_{Glzmax} \approx \alpha_{GlzPmax} + \Delta\alpha_W - \varepsilon.$

Ein geschränkter Flügel kann dagegen nur in einem einzigen Punkt über der Spannweite (Querachse y) optimal angeströmt werden. Für die Tragfläche F_v innen mit ε_v (ε_W) ist der Anströmwinkel zu groß, für die Leitfläche F_h außen mit ε_h (ε_S) $< \varepsilon_v$ zu klein. Schränkung führt also zu Einbußen gegenüber der maximal möglichen Leistung ohne Schränkung. Der beste Kompromiss ergibt sich, wenn die beiden Einstellwinkel ε_v und ε_h mit ihren Flächenanteilen gewichtet eingehen, $\varepsilon = (F_v * \varepsilon_v + F_h * \varepsilon_h)/F$, genau so wie beim Null-Auftrieb-Winkel

- $\alpha_{A=0} \approx \alpha_{AP=0} - (F_v * \varepsilon_v + F_h * \varepsilon_h)/F,$

so dass man mit $-\varepsilon = -(F_v * \varepsilon_v + F_h * \varepsilon_h)/F \approx -\alpha_{AP=0} + \alpha_{A=0}$

- $\alpha_{opt} = \alpha_{Glzmax} \approx \alpha_{GlzPmax} + \Delta\alpha_W - \alpha_{AP=0} + \alpha_{A=0}$

erhält, bzw. die optimale Einstellwinkel-Differenz

- $\alpha_{opt} - \alpha_{A=0} = \alpha_{Glzmax} \approx \alpha_{GlzPmax} + \Delta\alpha_W - \alpha_{AP=0}.$

Typische Werte von Drachenprofilen sind $\alpha_{GlzPmax} \approx 6,5$ und $\alpha_{AP=0} \approx -3$ Grad.

Bei Drachen, deren Flügel sich unter Last verformen, sind die Einflussgrößen des Nick-Moments allerdings nicht konstant. Da die angreifenden Luftkraftvektoren in ihrer Richtung und Stärke vom Anstellwinkel α und von der Geschwindigkeit v abhängen, gilt dies auch für das Moment und seine Einflussgrößen. Wesentlich betroffen ist durch eine Veränderung der Profilwölbung der Beiwert $c_{MP,A=0}$, der zu $c_{MP,A=0}(\alpha, v)$ wird, und durch das nachgebende Segel die Schränkung bzw. der Einstellwinkel der Flügelspitze ε_S , der zu $\varepsilon_S(\alpha, v)$ wird. Bei Flexiblen mit Variabler Geometrie (VG) kann die Segelstellung bzw. Schränkung zudem gezielt verändert werden.

Wären diese Abhängigkeiten von α und v stark und nicht berechenbar, z.B. völlig zufällig, wären die obigen Faustformeln kaum oder nur sehr begrenzt zu gebrauchen. Die Zusammenhänge sind jedoch weitgehend deterministisch, wenn auch mathematisch nicht ganz einfach zu fassen. Ggf. muss man sich mit einer tabellarischen Darstellung der Zusammenhänge begnügen. Die Berechnungen müssten dann numerisch und iterativ erfolgen.

Die folgenden Kapitel zeigen für Interessierte kurz auf, wie obige Faustformeln hergeleitet wurden.

11.1 Der Null-Auftrieb-Winkel

Der Null-Auftrieb-Winkel $\alpha_{A=0}$ des gesamten Flügels ergibt sich aus der Null-Auftrieb-Bedingung $A(\alpha_{A=0}) = A_v(\alpha_{A=0}) + A_h(\alpha_{A=0}) = 0$. Bei durchgehend gleichem Profil erhält man $\alpha_{A=0}$ aus

- dem mit der Wölbung abnehmenden Null-Auftrieb-Winkel des Profils $\alpha_{AP=0}$, z.B. -3 Grad,
- den Einstellwinkeln von Tragfläche F_v und Leitfläche F_h , ε_v und ε_h bzw. der EWD = $\varepsilon_v - \varepsilon_h$,

- sowie der mit der Zuspitzung zunehmenden Flächenrelation $r_v = F_v/(F_v + F_h) = F_v/F$:
 - $\alpha_{A=0} = \alpha_{AP=0} - \varepsilon_h - \text{EWD} * r_v$.

Bei einem weniger negativen Einstellwinkel ε_h der Leitfläche F_h nimmt $\alpha_{A=0}$ etwas ab, wie bereits anhand von Bild 4.2 zu erkennen war.

Zwischen der Flächenrelation r_v und der Zuspitzung

- $Z_{sp} = (t_w - t_s)/t_w$,
mit t_w = Flügeltiefe der Flügelwurzel und t_s = Flügeltiefe der Flügelspitze,

besteht der Zusammenhang

- $r_v = F_v/F = (1 + 1/(1 - Z_{sp}))/4$.

Aufgrund der Beziehung zwischen der Einstellwinkel-Differenz und der Schränkung,

- $\text{EWD} = \varepsilon_v - \varepsilon_h = -\text{Schr}/2 = -(\varepsilon_s - \varepsilon_w)/2$,

erhält man vereinfacht (wobei $Z_{sp} \leq 0,5$ gelten sollte)

- $\varepsilon_v \approx (3 * \varepsilon_w + \varepsilon_s)/4$ und $\varepsilon_h \approx (\varepsilon_w + 3 * \varepsilon_s)/4$,

und damit

- $\alpha_{A=0} \approx \alpha_{AP=0} - 1/2 * (r_v * (\varepsilon_w - \varepsilon_s) + 1/2 * (\varepsilon_w + 3 * \varepsilon_s))$.

11.2 Das Null-Auftrieb-Moment

Aufgrund der Abhängigkeit des Nick-Moments einer Fläche von ihrem Auftrieb und dem Haltepunkt ergibt sich das Moment aus Tragfläche F_v und Leitfläche F_h im Schwerpunkt S zu

- $M_S(\alpha) = A_v(\alpha) * (x_S - x_{Nv}) + M_{A_v=0,F_v} + A_h(\alpha) * (x_S - x_{Nh}) + M_{A_h=0,F_h}$.

Dabei sind $M_{A_v=0,F_v}$ und $M_{A_h=0,F_h}$ die Null-Auftrieb-Momente von F_v und F_h , x_{Nv} und x_{Nh} ihre Neutralpunkte.

Für den Null-Auftrieb-Winkel $\alpha_{A=0}$ gilt $A_v(\alpha_{A=0}) + A_h(\alpha_{A=0}) = 0$ bzw. $A_v(\alpha_{A=0}) = -A_h(\alpha_{A=0})$, so dass

- $M_{A=0} = -A_h(\alpha_{A=0}) * (x_{Nh} - x_{Nv}) + M_{A_v=0,F_v} + M_{A_h=0,F_h}$.

Diese Beziehung zeigt noch einmal, dass das Null-Auftrieb-Moment $M_{A=0}$ vom Haltepunkt, hier Schwerpunkt S bei x_S , unabhängig ist.

Ein sehr wichtiger Faktor, der $M_{A=0}$ erhöht, ist dagegen der Abstand der Neutralpunkte $x_{Nh} - x_{Nv}$. Er nimmt zu mit der Pfeilung φ , hier bezogen auf die t/4-Linie, und mit der Halbspannweite b bzw. der Streckung

- $\text{Str} = 2 * b/t_m \approx 2 * b/t_B$, mit der mittleren Flügeltiefe $t_m \approx t_B$.

Aus der seitlichen Ausdehnung der Fläche über y und ihrer Pfeilung φ erhält man

- $x_{Nh} - x_{Nv} = (y_{Nh} - y_{Nv}) * \tan(\varphi)$,

und weiter mit $y_{Nh} - y_{Nv} \approx b/2$, sofern die Zuspitzung $Z_{sp} \leq 0,5$,

- $x_{Nh} - x_{Nv} \approx b/2 * \tan(\varphi) \approx \text{Str}/2 * t_B * \tan(\varphi)$.

Der Abtrieb der Leitfläche $A_h(\alpha_{A=0})$ ergibt sich aus dem Gradienten des Auftriebsbeiwertes $dc_A(\alpha)/d\alpha$, der Anstellwinkeldifferenz $\alpha_{A=0} - \alpha_{Ah=0}$, der Leitfläche F_h und dem Staudruck q :

- $A_h(\alpha_{A=0}) = dc_A(\alpha)/d\alpha * (\alpha_{A=0} - \alpha_{Ah=0}) * F_h * q$.

Mit dem oben ermittelten Null-Auftrieb-Winkel des gesamten Flügels $\alpha_{A=0} = \alpha_{AP=0} - \varepsilon_h - \text{EWD} * F_v/F$ und dem der Leitfläche $\alpha_{Ah=0} = \alpha_{AP=0} - \varepsilon_h$ ergibt sich

- $A_h(\alpha_{A=0}) = -dc_A(\alpha)/d\alpha * \text{EWD} * F_h * F_v/F * q * \text{Str}/2 * t_B * \tan(\varphi)$.

Das Null-Auftrieb-Moment wird damit

- $M_{A=0} \approx dc_A(\alpha)/d\alpha * \text{EWD} * F_h * F_v/F * q * \text{Str}/2 * t_B * \tan(\varphi) + M_{A_v=0,F_v} + M_{A_h=0,F_h}$.

Die Null-Auftrieb-Momente von F_v und F_h , $M_{A_v=0,F_v}$ und $M_{A_h=0,F_h}$, entstehen zum einen aus dem Beiwert des Null-Auftrieb-Moments des Profils, $c_{MP,A=0}$, der bei positiver Wölbung (nach oben) negativ ist, z.B. $c_{MP,A=0} \approx -0,04$, und zum anderen aus ihrer Schränkung bzw. der EWD_{F_v} und

der EWD_{Fh} , die einen positiven Beitrag leisten. Die obigen Berechnungen von $M_{A=0}$ mit der Schränkung des gesamten Flügels sind also für seine Teilflächen F_v und F_h mit deren Schränkung zu wiederholen, und dann auch für deren Teilflächen etc. Die mit den immer kleineren Teilflächen immer kleiner werdenden Beiträge ergeben eine konvergierende geometrische Reihe, so dass sich mit $EWD = -(\varepsilon_S - \varepsilon_W)/2$ und $F_v/F * F_h/F = r_v - r_v^2$ schließlich für den Beiwert $c_{M,A=0} = M_{A=0}/(F * q * t_B)$ ergibt:

- $c_{M,A=0} \approx c_{MP,A=0} + dc_A(\alpha)/d\alpha * (\varepsilon_W - \varepsilon_S) * Str/2 * \tan(\varphi) * 1/3 * (r_v - r_v^2)$.

Der Ausdruck $r_v - r_v^2$ gibt wegen $r_v = F_v/F = (1 + 1/(1 - Zsp/2))/4$ den Einfluss der Zuspitzung wieder. Für die Flächenrelation gilt $r_v(Zsp=0) = 1/2 \leq r_v \leq 3/4 = r_v(Zsp=1)$, so dass $0,25 = 1/4 \geq (r_v - r_v^2) \geq 3/16 = 0,1875$. Dies zeigt, wie Zuspitzung das Null-Auftrieb-Moment mindert.

Den Gradienten des Flügels $dc_A(\alpha)/d\alpha$ erhält man aus dem Gradienten seines Profils $dc_{AP}(\alpha)/d\alpha$ für vollkommen starre Flächen nach folgender Faustformel aus der Tragflügeltheorie:

- $dc_A(\alpha)/d\alpha \approx dc_{AP}(\alpha)/d\alpha * \cos(\varphi) * Str/(Str + 2)$.

Auch hier wirkt sich Streckung positiv aus, während Pfeilung den Gradienten abschwächt. Der Gradient des Profils ist kaum zu beeinflussen. Für übliche Profile gilt $dc_{AP}(\alpha)/d\alpha \approx 0,1/\text{Grad}$.

Für die Null-Auftrieb-Situation mit ihrer (geringen) Schränkung der Fläche und dem sich daraus ergebenden (kleinen) Moment-Beiwert $c_{M,A=0}$ sowie für den Trimmflug mit seiner (hohen) Schränkung und dem sich daraus ergebenden (großen) Null-Moment-Winkel $\alpha_{S,M=0}$ kann auch die Fläche eines Drachens als nahezu starr angesehen werden, wenn sich zwischen dem Gewicht, der Luftkraft und dem Widerstand der Flügelstruktur ein Kräftegleichgewicht eingestellt hat. Für die Berechnungen von $c_{M,A=0}$ und $\alpha_{S,M=0}$ ist daher von dem Auftriebs-Gradienten einer starren Fläche gemäß obiger Faustformel auszugehen.

Da sich bei flexiblen Drachenflügeln eine Erhöhung des Anstellwinkels der Flügelwurzel (Kielrohr) nur teilweise bis zur Flügelspitze fortpflanzt (stattdessen erhöht sich die Schränkung), fällt der tatsächliche mittlere Auftriebs-Gradient zwischen $\alpha_{A=0}$ und $\alpha_{S,M=0}$ schwächer aus, siehe Bild 8.6. Für etwa 40 km/h ist $dc_A(\alpha)/d\alpha$ im Mittel bei voll gespannten Flexiblen gut 10% schwächer, bei Starren knapp 5%.

11.3 Der Null-Moment-Winkel

Schließlich ist noch der Anstellwinkel $\alpha_{S,M=0}$ des Trimmflugs zu finden, für den das Moment im Schwerpunkt S null ist, $M_S(\alpha_{S,M=0}) = 0$. Bei Abweichungen von $\alpha_{S,M=0}$ entsteht im Schwerpunkt ein positives oder negatives Nick-Moment als regelnde Rückstellkraft.

Für einen linearen Nick-Moment-Verlauf $M_S(\alpha)$ ergibt sich

- $(M_S(\alpha_{A=0}) - M_S(\alpha_{S,M=0})) / (\alpha_{A=0} - \alpha_{S,M=0}) = M_{A=0} / (\alpha_{A=0} - \alpha_{S,M=0}) = dM_S(\alpha)/d\alpha$, und hieraus
- $\alpha_{S,M=0} - \alpha_{A=0} = -M_{A=0} / (dM_S(\alpha)/d\alpha)$ bzw. $\alpha_{S,M=0} = \alpha_{A=0} - M_{A=0} / (dM_S(\alpha)/d\alpha)$.

Als maßgeblich für den Moment-Gradienten hatte sich der Abstand zwischen Neutralpunkt und Schwerpunkt, $x_N - x_S$, erwiesen:

- $dM_S(\alpha)/d\alpha = -(x_N - x_S) * dA(\alpha)/d\alpha < 0$,
- $dc_{M,S}(\alpha)/d\alpha = -(x_N - x_S)/t_B * dc_A(\alpha)/d\alpha < 0$.

Hiermit erhält man mit $(x_N - x_S)/t_B = \sigma$ (Stabilitätsmaß) die Anstellwinkel-Differenz:

- $\alpha_{S,M=0} - \alpha_{A=0} = -c_{M,A=0} / dc_{M,S}(\alpha)/d\alpha = c_{M,A=0} / (\sigma * dc_A(\alpha)/d\alpha)$.

Mit vorher ermittelten Werten für $\alpha_{A=0}$, $c_{M,A=0}$ und $dc_A(\alpha)/d\alpha$ ergibt sich dann der Null-Moment-Winkel $\alpha_{S,M=0}$. Setzt man für $c_{M,A=0}$ den oben ermittelten Ausdruck ein, so erhält man:

- $\alpha_{S,M=0} - \alpha_{A=0} \approx \{c_{MP,A=0} / (dc_A(\alpha)/d\alpha) + (\varepsilon_W - \varepsilon_S) * Str/2 * \tan(\varphi) * 1/3 * (r_v - r_v^2)\} / \sigma$.

Für Drachenprofile (Dicke < 12%, Wölbung < 5%, Dicken- und Wölbungsrücklage < 25%) ist $c_{MP,A=0} \approx -0,04$ anzunehmen.