

Zu den flugmechanischen Grenzwerten von Hängegleitern

1. Vorbemerkungen

Hängegleiter unterscheiden sich von Flugzeugen (und Segelflugzeugen) in wesentlichen Punkten.

1. Flugzeuge sind in der Regel 3-achsig aerodynamisch gesteuert, Hängegleiter werden durch Schwerpunktverlagerung gesteuert
2. Flugzeuge erreichen statische Stabilität um die Querachse (Längsstabilität) in der Regel durch ein Höhenleitwerk, bei Hängegleitern wird diese Stabilität durch Pfeilung in Verbindung mit Schrängung und / oder durch S-Schlag-Profile erreicht.
3. Flugzeuge sind weitgehend starr aufgebaut. Die durch die aerodynamischen Kräfte erzeugten Veränderungen an der Tragfläche sind vernachlässigbar. Hängegleiter sind sehr flexibel. Die durch die aerodynamischen Kräfte erzeugten Veränderungen an der Tragfläche sind nicht vernachlässigbar. Aeroelastische Einflüsse bewirken wesentliche Eigenschaften dieser Fluggeräte.

Auf Grund dieser anomalen Bauweise ergeben sich bei flugmechanischen Betrachtungen an Hängegleitern sehr ungewöhnliche Voraussetzungen:

- Jede flugmechanische Betrachtung an Hängegleitern muß zuerst klären, welche Schwerpunktlage für die Untersuchung gelten soll, denn der Schwerpunkt ist in weiten Bereichen veränderlich.

Alle Experten auf dem Gebiet der Flugmechanik von Hängegleitern sind sich einig, dass die quasistatischen Messungen in Windkanälen bzw. Testfahrzeugen dann den schlechtesten Fall (worst-case) simulieren, wenn die Masse des Piloten in die Pilotenaufhängung verlegt wird. Dies entspricht einer praktischen Flugsituation, in der ein Pilot den Steuerbügel aus den Händen verloren hat (im englischsprachigen Raum als sog. „hands-off“-Messung bezeichnet).

- Bei herkömmlichen Flugzeugen sind die bei einer Geschwindigkeit und bei einer Tragflächengröße gewonnenen dimensionslosen Luftkraftbeiwerte (abgesehen vom Einfluß durch die Reynoldssche Zahl) übertragbar auf andere Geschwindigkeiten und auf andere (geometrisch ähnliche) Tragflächengrößen.

Durch die aeroelastischen Deformationen ergibt sich bei Hängegleitern sowohl bei anderen Geschwindigkeiten als auch bei anderen Tragflächengrößen eine Änderung der Form und damit keine geometrische Ähnlichkeit mit der ursprünglich vermessenen Fläche. Anders ausgedrückt, die Luftkraftbeiwerte verändern sich mit der Geschwindigkeit und (auch bei anscheinend geometrisch ähnlicher Bauweise) mit der Tragflächengröße. Eine Übertragung auf andere Tragflächengrößen und / oder andere Geschwindigkeiten ist auf Grund der hierbei anderen Deformationen nicht möglich.

- Bei herkömmlichen Flugzeugen ergeben die Momentenbeiwerte der statischen Längsstabilität (c_m) im Lilienthalschen Polardiagramm weitgehend eine Gerade. Bei Hängegleitern ist dies nicht der Fall. Durch die aeroelastische Deformation ist der Wert c_m/d_{α} über dem Anstellwinkel in weiten Grenzen veränderlich.
- Nach herkömmlicher Lehrmeinung ist für die statische Längsstabilität eines Flugzeuges Voraussetzung, dass im gesamten erreichbaren Anstellwinkelbereich die Forderung $d_{c_m}/d_{\alpha} < 0$ erfüllt ist. Dies gilt nicht für Hängegleiter (!). Ohne auf den flugmechanischen Hintergrund näher einzugehen sei hier darauf hingewiesen, dass ein großer Teil aller Hängegleiter statisch stabil fliegt, obwohl bei erreichbaren Anstellwinkeln $d_{c_m}/d_{\alpha} = 0$ oder sogar $d_{c_m}/d_{\alpha} > 0$ vorliegt. Typisch hierfür ist die nachfolgende Momentenkurve, die an einem Hängegleiter bei 60 km/h ermittelt wurde.



2. Zweck der flugmechanischen Untersuchungen an Hängegleitern

Die Grenzwerte der statischen Längsstabilität müssen bei Hängegleitern nicht nur (wie bei herkömmlichen Flugzeugen und Segelflugzeugen) einen stabilen stationären Flug sicherstellen. Im Gegensatz zu herkömmlichen Flugzeugen treten zwei weitere Forderungen auf.

1. Trotz der oben beschriebenen positiven Bereiche der Ableitung der Momentenkurve ($d_{cm}/d_{\alpha} > 0$) darf bei keiner Schwerpunktlage außerhalb des Trimmfluges eine „zweite Stabilität“ auftreten. In der Anfangszeit der Drachenfliegerei kam es häufig zu einem solchen zweiten stabilen Flugzustand bei sehr kleinen Anstellwinkeln. Die Gleiter flogen mit einem Gleitwinkel von etwa 1:1 und einer Geschwindigkeit > 100 km/h. Der Flugzustand war häufig irreversibel und in den meisten Fällen für den Piloten tödlich. Unter dem Begriff „Fluttersturz“ sind diese Störungen in die Geschichte des Hängegleitens eingegangen. Wesentlich für die Eindämmung des Fluttersturzes sind positive Nickmomente im höheren Geschwindigkeitsbereich, insbesondere bei kleinen Anstellwinkeln.

Heute spielt der Fluttersturz bei der Beurteilung von Flächen nur noch eine untergeordnete Rolle. Nicht zuletzt dank der vom DHV eingeführten Prüfverfahren und der bei diesen Prüfungen geforderten Mindestwerte gilt der Fluttersturz heute als „ausgestorben“.

2. Bei Hängegleitern tritt eine weitere Störung auf, die bei herkömmlichen Flugzeugen weitgehend unbekannt ist. Es handelt sich dabei um eine sehr schnelle Nickbewegung, die teilweise in Sekundenbruchteilen zu einem Überschlag nach vorne führt. Im deutschsprachigen Raum wird dieser Überschlag als „Tuck“, im angloamerikanischen Sprachraum als „tumbling“ bezeichnet.

Über den aerodynamischen Hintergrund des Tuck gibt es bisher unter den Experten keine einheitliche Auffassung. Sicher und allgemein anerkannt ist jedoch, dass die folgenden zwei flugmechanische Eigenschaften die Tuck-Wahrscheinlichkeit reduzieren:

- Hohe positive Nickmomente bei kleinen Anstellwinkeln, insbesondere bei niedrigen Geschwindigkeiten.
- Hohe Nickdämpfung der Tragflächen. (Die Nickdämpfung wird in der Flugmechanik herkömmlicher Flugzeuge in der Regel als quasistationär behandelt. Dies ist bei Drehbewegungen, bei denen ein Gleiter innerhalb von Sekundenbruchteilen in den Rückenflug dreht, kaum mehr gerechtfertigt.)

Sicher ist, dass neben diesen beiden Werten auch noch andere Parameter (z. B. polares Massenträgheitsmoment um die Querachse, Schwerpunktlage, Steifigkeit des Gleiters etc.) den Ablauf des Tuck beeinflussen.

Unbekannt ist bisher der quantitative Einfluß der verschiedenen Parameter.

Wesentlichste Grundlage für die Forderungen zur Nickstabilität ist eine weitgehende Verhinderung von Tucks.

3. Zur Berechnung von c_m -Werten

Für die Berechnung von c_m -Werten ist anzusetzen

$$c_m = M / (\rho/2 * v^2 * F * l_{my}) \quad (1)$$

wobei gilt

- c_m = Momentenbeiwert und die Querachse
- M = Drehmoment um die Querachse
- ρ = Luftdichte
- v = Geschwindigkeit
- F = Tragflächengröße (Projektion auf die x-y-Ebene)
- l_{my} = Bezugsflügelteufe

(Anmerkung: Um die Lesbarkeit auch bei einer Übertragung per e-mail zu gewährleisten werden griechische Buchstaben wie z. B. ρ , Integral etc. ausgeschrieben.)

Die Bezugsflügeltiefe ergibt sich nach

$$l_{my} = 1/F \int l^2(y) dy \quad (2)$$

wobei gilt

das bestimmte Integral ist von $-s/2$ bis $+s/2$ zu bilden
 $-s/2$, $+s/2$ = die Halbspannweite der Fläche
 l = die Flügeltiefe an der Stelle y

Häufig wird vereinfachend anstelle von l_{my} der Wert der mittleren Flügeltiefe l_m gesetzt.

$$l_m = F / b \quad (3)$$

wobei gilt

l_m = mittleren Flügeltiefe
 b = Spannweite.

Eine solche Vereinfachung ist beim Vergleich von Tragflächen mit geometrisch ähnlichem Grundriß ohne weiteres zulässig.

Verändert sich dagegen die Funktion $l = f(y)$, so führt diese Vereinfachung zu einer groben Verfälschung der c_m -Werte.

Bei Hängegleitern, bei denen sowohl Konstruktionen mit weitgehend konstanter Flügeltiefe über der Spannweite (Beispiel: Starrflügel, bei denen sowohl die linke als auch die rechte Fläche mit der gleichen Form hergestellt werden) als auch Konstruktionen mit annähernd dreieckigem Flügelgrundriß über der Halbspannweite auftreten (Beispiel: Anfängergeräte) ist eine Vereinfachung der c_m -Ermittlung durch Einsatz von l_m schlichtweg falsch.

Der hier auftretende Fehler kann sehr hohe Werte annehmen.

Für Dreiecksflächen, der ursprünglichen Flächenform von Hängegleitern, gilt

$$l_{my} / l_m = 4/3 = 1,33$$

Für Flächen mit konstanter Flügeltiefe gilt

$$l_{my} / l_m = 1$$

hier ergibt sich demzufolge im Vergleich zur Dreiecksfläche ein Fehler von rund 25% (!).

Selbst für elliptische Tragflächen ergibt sich noch

$$l_{my} / l_m = 1,08$$

also im Vergleich zur Dreiecksfläche ein Fehler von rund 19 %.

Weltweit werden nur bei 3 Organisationen flugmechanische Untersuchungen an Hängegleitern durchgeführt (BHPA in England, HGMA in USA und DHV in Deutschland). Bei der BHPA und bei der HGMA werden die c_m -Werte über l_m , also fehlerhaft, ermittelt.

4. Warum beim DHV nicht mit den Nickmoment-Beiwerten, sondern mit den absoluten Werten der Nickmomente gearbeitet wird.

Es gibt eine Reihe von Gründen, die den DHV veranlassen, nicht mit den Nickmoment-Beiwerten, sondern mit dem absoluten Nickmoment zu arbeiten.

1. Die Erfahrung zeigt, dass nicht die Beiwerte, sondern die Absolutwerte des Nickmomentes ausschlaggebend für die Verhinderung des Tucks sind. In den Fällen, in denen die vom DHV gesetzten Grenzwerte des Nickmomentes signifikant unterschritten wurden, traten gehäuft Tucks auf. Meist wurde die Unterschreitung der Mindestwerte erst durch die Häufung von Tucks erkannt. Solche Häufungen von Tucks beim Unterschreiten der Mindestwerte waren unabhängig von der Tragflächengröße.
2. Es ist augenscheinlich, dass schnelle Drehbewegungen um die Querachse bei hoher aerodynamischer Dämpfung weniger wahrscheinlich sind als bei geringer Dämpfung.

Ausschlaggebend ist nicht der Beiwert der Dämpfung, sondern der Absolutwert. Vereinfacht ausgedrückt: Ein Ruderboot kentert leichter als ein Ozeandampfer, selbst wenn das Ruderboot eine maßstäbliche Verkleinerung des Ozeandampfers ist.

Kleine Tragflächen haben (auch bei geometrisch ähnlichem Grundriß) naturgemäß eine geringere aerodynamische Dämpfung als größere Flächen. Wenn vorgebracht wird, durch die absoluten Grenzwerte des DHV müßten kleine Tragflächen mehr Stabilität bringen als große Flächen, so ist dem entgegenzusetzen, das kleine Fläche ihre geringere Dämpfung mit höherer statischer Stabilität kompensieren müssen. Nur so erreichen sie annähernd die gleiche Sicherheit gegenüber dem Tuck.

5. Nachweis, dass bei ausländischen Testorganisationen auch bei kleinen Flächen nahezu die gleichen Werte verlangt werden wie beim DHV

Wesentlich bei der Beurteilung heutiger Hängegleiter sind die geforderten Mindestwerte im unteren Geschwindigkeitsbereich. Hier liegen die Daten, die den Tuck verhindern. Der nachfolgende Vergleich bezieht sich daher ausschließlich auf die Grenzwerte bei geringen Geschwindigkeiten.

Da die Nickmomente wie alle Luftkräfte im Quadrat mit der Geschwindigkeit steigen ergeben sich bei der Beurteilung der Nickmomente bei höheren Geschwindigkeiten naturgemäß kaum Probleme. Ausnahmen bilden hier Geräte, die bei höheren Geschwindigkeiten extrem starke Deformationen erfahren, also sehr große Hängegleiter die sehr weich gebaut sind.

Durch entsprechende Mindestwerte des Nullmomentenbeiwertes verlangen ausländische Prüforganisationen bei kleinen Flächen und niedrigen Geschwindigkeiten nahezu die gleichen Grenzwerte wie der DHV. Bei größeren Flächen ergeben sich durch den Einsatz der Beiwerte höhere Grenzdaten als beim DHV.

Da die ausländischen Prüforganisationen mit dem (flugmechanisch falschen) I_m -Wert arbeiten wird auch die nachfolgende Rechnung mit I_m durchgeführt.

Die **HGMA** fordert bei Mindestgeschwindigkeit oder bei 20 mph (= 8,94 m/sec oder 32,19 km/h) einen Nullmomentenbeiwert von mindestens 0,05. Der DHV setzt als Grenzwert bei 40 km/h (11,11 m/sec) einen Mindestwert des Nullmomentes von 50 Nm. Rechnet man den von der HGMA geforderten Wert durch lineare Interpolation um auf 40 km/h, so ergibt sich ein Nullmomentenbeiwert von mindestens 0,044. (Basis: $v_{ne} = 28$ m/sec oder rund 100 km/h.)

Für eine Tragflächengrößen von 11 m² (kleinste bisher vom DHV zugelassene Fläche) bei einer Spannweite von 7,8 m (Spannweite der kleinsten zugelassenen Fläche) fordert die HGMA damit

$$I_m = F / b = 11/7,8 = 1,41 \text{ [m]} \quad (\text{Formel 3})$$

$$\begin{aligned} M_0 &= c_m \cdot \rho/2 \cdot v^2 \cdot F \cdot I_m \text{ [Nm]} \quad (\text{Formel 1 umgestellt}) \\ &= 0,044 \cdot 1,225/2 \cdot 11,11^2 \cdot 11 \cdot 1,41 \text{ [Nm]} \\ &= \text{rund } 51,59 \text{ [Nm]} \end{aligned}$$

also rund 3% mehr als der DHV. (Die hier auftretende Differenz liegt im Bereich der Meßungenauigkeit.)

Bei einer Tragfläche von 12 m² mit einer Spannweite von 9 m ergibt sich

$$I_m = F / b = 12/9 = 1,33 \text{ [m]}$$

$$\begin{aligned} M_0 &= c_m \cdot \rho/2 \cdot v^2 \cdot F \cdot I_m \text{ [Nm]} \\ &= 0,044 \cdot 1,225/2 \cdot 11,11^2 \cdot 12 \cdot 1,33 \text{ [Nm]} \\ &= \text{rund } 53 \text{ [Nm]} \end{aligned}$$

also wieder bis auf 6% der gleiche Wert wie beim DHV verlangt.

Bei einer Tragfläche von 14 m² mit einer Spannweite von 10 m ergibt sich

$$l_m = F / b = 14/10 = 1,4 \text{ [m]}$$

$$M_0 = c_m * \rho / 2 * v^2 * F * l_m \text{ [Nm]}$$

$$= 0,044 * 1,225/2 * 11,11^2 * 14 * 1,4 \text{ [Nm]}$$

$$= \text{rund } 65 \text{ [Nm]}$$

also eine Forderung rund 30 % höher als beim DHV. Der DHV hält diese höheren Forderungen für nicht erforderlich. Sie behindern die Entwicklung leistungsfähiger Gleiter ohne einen Sicherheitsgewinn zu bringen.

Ähnlich verhält sich ein Vergleich der Grenzwerte der BHPA mit den Grenzwerten des DHV. Die **BHPA** akzeptiert zwar geringere Beiwerte. Sie verlangt diese Beiwerte aber nicht nur beim Nullmoment, sondern auch in einem höheren Anstellwinkelbereich. Dies führt im Endeffekt zu höheren Nullmomentenbeiwerten und damit zu ähnlichen Mindestforderungen.

6. Hintergründe zu den von Herrn Pellicci geforderten Änderungen der Bauvorschriften

Der Hintergrund, warum Herr Pellicci eine Änderung der Bauvorschriften anstrebt, ist banal. Er ist bei der Zulassung mit einer von ihm mit entwickelten Fläche an den gültigen Grenzwerten gescheitert.

7. Grundsätzliches zur Änderung von Bauvorschriften

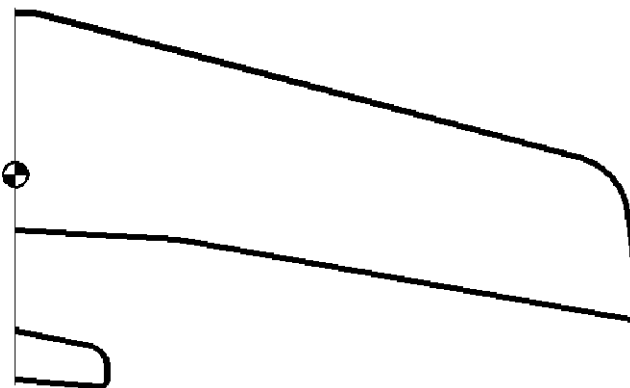
Bauvorschriften können nie einen für alle Zukunft gültigen Endzustand erreichen. Die ständige Weiterentwicklung der Fluggeräte oder neue Erkenntnisse zwingen dazu, Bauvorschriften permanent in Frage zu stellen. Im Falle entsprechender Neuentwicklungen oder neuer Erkenntnisse bezüglich der Flugsicherheit ist eine Anpassung erforderlich.

Dies gilt selbstverständlich auch für die flugmechanischen Grenzwerte zur Nickstabilität.

Der DHV würde einer Änderung der flugmechanischen Grenzwerte sofort und vorbehaltlos befürworten, wenn eine solche Änderung auf Grund neuer Bauformen oder neuer Erkenntnisse bezüglich der Flugsicherheit zweckmäßig erscheint. Der DHV widersetzt sich aber einer Änderung, deren Hintergrund mangelhafte Eigenschaften eines zur Zulassung anstehenden Gleiters sind.

8. Überlegungen zur Änderung der Grenzwerte für die statische Längsstabilität

Die derzeitigen Grenzwerte zur statischen Längsstabilität wurden DHV-intern in den letzten Jahren durchaus in Frage gestellt. Der Hintergrund sind die Entwicklungen eines Herstellers, der neue Tragflächen mit Leitwerk auf den Markt gebracht hat. Diese neue Form wird nachfolgend skizziert.



Solche Geräte haben durch das Leitwerk eine wesentlich erhöhte Nickdämpfung. Da sowohl das Nickmoment als auch die Nickdämpfung wirksame Maßnahmen gegen den Tuck darstellen ist bei

einer Erhöhung der Nickdämpfung durchaus eine Reduzierung der geforderten Nickmomente zur Diskussion zu stellen.

Die hiermit verbundenen Fragen haben sich von selbst gelöst. Der betreffende Hersteller hat bei seiner neuesten Zulassung die geforderten Grenzwerte zur Nickstabilität weit übererfüllt. Ein Einbeziehen der erhöhten Nickdämpfung in die flugmechanische Beurteilung hat sich damit erübrigt.

München, den 17.5.05 / B. Schmidtler