

Untersuchung über den optimalen Leichtbau von Segelflugzeugtragflächen

Von K. Beckel, Dipl.-Ing., Siblingen (Schweiz)

1. Zusammenfassung

Bei einem Hochleistungssegelflugzeug beträgt das Flügelgewicht je nach Spannweite ca. 60 % bis 75 % des Rüstgewichtes. Es ist deshalb angebracht, bei der Auslegung des Flügels besondere Anstrengungen zur Gewichtsverminderung zu unternehmen. Für den Segelflugzeugkonstrukteur ist es nun von grosser Bedeutung, die minimal erreichbaren Gewichte für die verschiedenen Kombinationen von Bauweise und Materialwahl bei Einhaltung bestimmter Anforderungen (zulässige Materialspannungen und zulässige Verformungen) zu kennen. Bei der Vielzahl der möglichen Kombinationen erscheint dies auf den ersten Blick als ein sehr umfangreiches Unterfangen, bei näherer Betrachtung allerdings zeigen sich gewisse Gesetzmässigkeiten, welche die Aufgabe wesentlich erleichtern. Anhand eines mit Erfolg eingesetzten Hochleistungssegelflugzeuges der Standardklasse (Standard Elfe S3 und S4, Konstrukteur und Hersteller A. Neukom, Segelflugzeugbau, Neuhausen am Rheinfall, Schweiz) werden diese Zusammenhänge dargestellt, wobei dieses Beispiel durchaus repräsentativ für einen weiten Bereich von Hochleistungssegelflugzeugen nicht nur der Standardklasse ist. Allerdings beschränkt sich diese Untersuchung nur auf den Holm und die tragende Schale. Alle Rippen, Beschlüge sowie Querruder und Bremsklappen sind nicht eingeschlossen.

2. Anforderungen an den Flügel

An den Flügel werden die folgenden Anforderungen gestellt:

1. 1,5fache Sicherheit gegen Bruch bei gleichzeitigem Auftreten von:
 - maximalem Tragwerkslastvielfachem von $n = +5,33/-3,0$ (1)
 - max. Flügeltorsion (in der Regel bei v_{max} und $n = -3,0$)
 (Für die Optimaluntersuchung ist es ausreichend, wenn nur die symmetrischen Manöverfälle ohne Klappenfälle untersucht werden. Da die betrachteten Materialien alle ein Streckgrenzenverhältnis grösser als 1,5 haben, wird die ganze Untersuchung mit den Bruchlastwerten durchgeführt.)
2. Verdrehung bei maximaler Flügeltorsion nicht über $\theta = 0,5^\circ/m$ an der

Flügelwurzel und linear abnehmend bis $\theta = 0,2^\circ/m$ am Flügelende.

3. Bis zu $2/3$ der sichern Last keine Beeinträchtigung der Profilgeometrie infolge Beulung. Auch darf durch Zeiteinwirkung keine Profilveränderung entstehen.

4. Möglichst glatte Oberfläche (Laminarprofile).

Hinsichtlich der Durchbiegung des Flügels wird keine Einschränkung gemacht. Die Bedingung der Verdrehsteifigkeit ist gemessen an den heute im Einsatz stehenden modernen Hochleistungssegelflugzeugen relativ hoch und mag manchem Leser vielleicht zu streng erscheinen. Abgesehen davon, dass selbst bei einer doppelt oder dreifach so grossen zulässigen Verdrehung die relative Güte der einzelnen Lösungen zueinander sich nicht verändert (wie sich später zeigen wird), kann heute auf Grund der gemachten Erfahrungen gesagt werden, dass bei dem steten Streben nach höheren Geschwindigkeiten die heutigen Hochleistungssegelflugzeuge eindeutig zu torsionsweichen Flügeln besitzen. Dies zeigt sich nicht nur durch Aerger mit Flattererscheinungen, sondern auch durch den häufig beobachteten Abfall der aerodynamischen Güte bei hohen Geschwindigkeiten. Infolge der aeroelastischen Verdrehung des Flügels entsteht eine von der elliptischen stark abweichende Auftriebsverteilung und damit ein erhöhter induzierter Widerstand. Bei dem hier näher untersuchten Hochleistungssegelflugzeug wurde für eine Geschwindigkeit $V_{EAS} = 240 \text{ km/h}$ und $n = 1,0$ eine Zunahme des Gesamtwiderstandes infolge der Flügelverdrehung von 4–5 % ermittelt, was eine gleiche relative Verschlechterung des Gleitwinkels zur Folge hat. Wenn man nun bedenkt, dass die Verhältnisse bei den meisten Hochleistungssegelflugzeugen noch bedeutend ungünstiger liegen, so wird die gestellte Steifigkeitsforderung verständlich.

3. Grundsätzlicher Aufbau des Flügels

Der Grundriss ist in Bild 1 dargestellt. Der tragende Teil ist aus Bild 2 ersichtlich.

Der Holm ist in konventioneller Gurt-Steg-Konstruktion aufgebaut und liegt

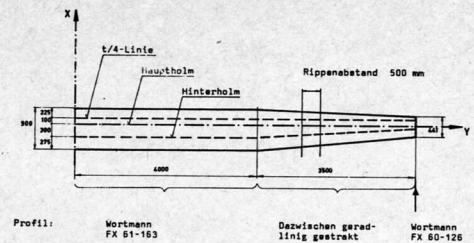


Bild 1

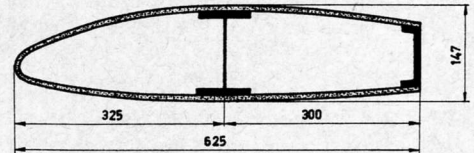


Bild 2

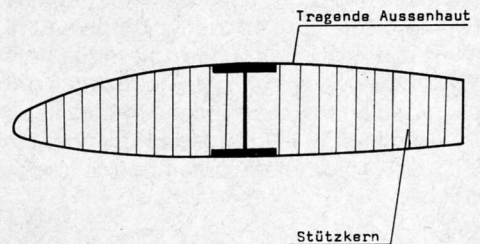


Bild 3

an der Stelle der grössten Profildicke. Als Stegmaterial soll in jedem Fall das gleiche oder ein ähnliches Material wie für die Gurten verwendet werden. Für die Schale kommt aus Gründen der geforderten hohen Profiltreue und Oberflächengüte nur eine Sandwichkonstruktion in Frage. Bei anisotropen Schalen wie Sperrholz und GFK sind die Fasern der tragenden Deckschichten diagonal verlegt. Eine andere Möglichkeit bestünde im Ausfüllen des ganzen Hohlraumes mit einem sehr leichten Stützmaterial (Honigwaben) und nur einer Aussenhaut (Bild 3).

Diese Bauweise führt aber nur bei sehr dünnen Flügeln auf Gewichtsvorteile, was in dem untersuchten Beispiel für den grössten Teil des Flügels nicht zutrifft. Nur in einem Teil des Aussenflügels wäre damit ein Gewinn verbunden. Aus fertigungstechnischen Gründen aber wurde von einer Doppelbauweise Abstand genommen.

4. Materialwerte

4.1 Holmgurtmaterial

Der Holm nimmt fast die ganze Biegung des Flügels auf. Weil ein Versagen katastrophale Folgen hätte und weil praktisch keine Inspektionsmöglichkeit gegeben ist, muss der Holm grundsätzlich nach Safe-life-Gesichtspunkten gebaut werden. Besondere Beachtung verdient das Versagen infolge Er-

müdung. In Bild 4 sind die Wöhlerkurven der Schwellfestigkeit der untersuchten Gurtmaterialien, gemittelt aus einer grossen Zahl von Angaben, dargestellt [2] bis [9]:

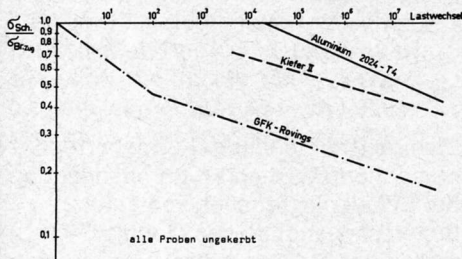


Bild 4

Während beim Leichtmetall, aber auch beim Kieferholz, der Festigkeitsabfall praktisch erst nach einer grösseren Zahl Lastwechsel beginnt, nimmt die Festigkeit der GFK-Rovings schon mit dem ersten Lastwechsel ab. Dementsprechend wurde beim GFK-Roving die statisch erreichbare Zug-Bruchlast auf $2/3$ reduziert, während für Druck die volle statische Festigkeit eingesetzt wurde. Es wird sich aber zeigen, dass der GFK-Holm in den meisten Fällen wegen seines verhältnismässig niedrigen Wertes E/σ_{Br} , ohnehin nicht ausdimensioniert werden kann, ohne dass die Schalenteile überdehnt werden. Beim Leichtmetallholm soll auf der Zug- und der Druckseite 2024-T4 (AlCuMg2) verwendet werden. Auf das hochfeste 7075-T6 (AlZnMgCu1,5) wird aus Gründen der grossen Ermüdungsanfälligkeit und der schwierigen Verarbeitung verzichtet (Tafel 1).

4.2 Tragende Deckschichten

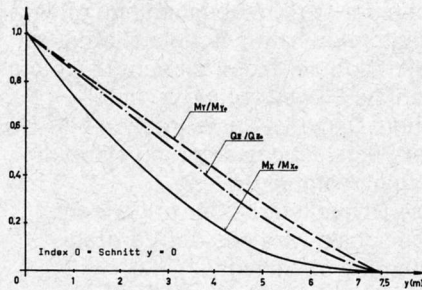
Hier wurden keinerlei Abzüge wegen Ermüdungsgefährdung gemacht, da es sich später zeigen wird, dass für die Schale in allen Fällen nur die Steifigkeitsanforderungen von Bedeutung sind (Tafel 2).

4.3 Kernmaterialien

Für Papier- und Alu-Waben wurden sehr leichte Waben gewählt. Beim Schaumstoff werden zwei Raumgewichte untersucht, wobei das leichtere aus Verarbeitungsgründen als untere Grenze anzusehen ist. Beim Balsaholz streuen die Raumgewichte ebenfalls erheblich. Es wurde ein leichteres bis mittleres Holz gewählt (Tafel 3).

5. Schubbeanspruchung der Flügel-schale und Flügelverdrehung

Für den untersuchten Flügel sind nun gemäss den Voraussetzungen von Abschnitt 2 die folgenden Lastverteilungen massgebend (Bild 5).



M_x = Biegemoment um x-Achse $M_{x0} = 1880$ mkp
 M_y = Torsionsmoment um y-Achse $M_{y0} = 143$ mkp
 M_z = Querkraft parallel zur z-Achse $Q_{z0} = 1040$ kp

Bild 5

Für die Stelle $y = 0$ ergeben sich aus der Querkraftbeanspruchung und der Torsionsbeanspruchung die folgenden Schubflüsse (Bild 6):

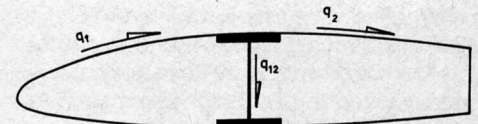


Bild 6

	q_1 (kp/cm)	q_2 (kp/cm)	q_3 (kp/cm)
Querkraft Q_{z0}	$-1,56$	$+1,56$	$+71,0$
Torsionsmoment M_{y0}	$+10,3$	$+10,4$	$-0,1$

Sichere Lasten:

Aus diesem Resultat ist zweierlei ersichtlich:

1. Der Torsionsschubfluss verteilt sich praktisch so, als ob kein Holmsteg vorhanden wäre. Somit lässt sich der Torsionsschubfluss angenähert wie folgt berechnen:

$$q_{1T} \approx q_{2T} \approx q_T = \frac{M_y}{2F}$$

Tafel 1: Werte der Holmgurtmaterialien.

	GFK-Rovings 55 Gew. % Glas	Kiefer II	Leichtmetall 2024-T4
σ_{Br} (kp/cm ²)	$+5000/-4500$	$+1000/-530$	± 4400
E (kp/cm ²)	300 000	170 000	700 000
γ (g/cm ³)	1,80	0,55	2,80
σ_{Br}/γ (km)	$+27,8/-25,0$	$+18,2/-9,6$	$\pm 15,7$
E/γ (km)	1670	3100	2500

Die obenstehenden Daten wurden aus folgenden Veröffentlichungen zusammengestellt: GFK-Roving: [4], [6], [10]. Kiefer II: [3], ergänzt durch eigene Messungen. Leichtmetalle: Werkstoff-Leistungsblätter.

Tafel 2: Materialwerte der tragenden Deckschichten.

Die Indices bedeuten: II parallel den Fasern. - # unter 45° zu den Fasern.

	GFK Diagonalgewebe 45 Gew. % Glas	Birken- sperrholz 15 % Feuchtigkeit	Leichtmetall 2024-T3
σ_{BrII} (kp/cm ²)	$+2050/-1050$	$+680/-330$	± 4400
$\sigma_{Br\#}$ (kp/cm ²)	$+1350/-950$	$+370/-260$	± 4400
$\tau_{Br\#}$ (kp/cm ²)	860	300	2600
E_{II} (kp/cm ²)	120 000	78 000	700 000
$E_{\#}$ (kp/cm ²)	84 000	38 000	700 000
$G_{\#}$ (kp/cm ²)	60 000	38 000	270 000
γ (g/cm ³)	1,62	0,74	2,8
σ_{Br}/γ (km)	$+12,6/-6,5$	$+9,2/-4,4$	$\pm 15,8$
E_{II}/γ (km)	740	1050	2500
$G_{\#}/\gamma$ (km)	370	515	965

Die Angaben wurden den folgenden Quellen entnommen: GFK-Diagonalgewebe: [2], [4], [6], [10], ergänzt durch eigene Versuche. Birken-Sperrholz: [3], ergänzt durch eigene Versuche. Leichtmetall: Werkstoff-Leistungsblätter.

Tafel 3: Werte der Kernmaterialien.

Indices: II Parallel zu den Deckschichten. - $\perp$ Senkrecht zu den Deckschichten.

	Papierwaben	Aluwaben	Schaumstoff	Balsaholz
γ (g/cm ³)	0,05	0,04	0,06	0,12
σ_{BrII} (kp/cm ²)	-	-	$+5/-3,5$	$+10/-7$
$\sigma_{Br\perp}$ (kp/cm ²)	-15	-17	$+5/-3,5$	$+10/-7$
τ_{BrII} (kp/cm ²)	9	10	2,5	5,0
E_{II} (kp/cm ²)	0	0	150	300
$E_{\perp}$ (kp/cm ²)	1800	2700	150	300
G_{II} (kp/cm ²)	630	900	75	150
$E_{\perp}/\gamma$ (km)	360	675	25	30
G_{II}/γ (km)	126	225	12,5	15

Die Angaben wurden den folgenden Quellen entnommen: Papierwaben: [11], [12]. Aluwaben: [13]. Schaumstoff: [14], [15]. Balsaholz: [3].

wobei F die von der Mittellinie der Schale umschlossene Fläche bedeutet.
2. Der Querkraftschubfluss kann für die nachstehende Untersuchung als einzig vom Holmsteg übertragen angenommen werden.

Beide Ueberlegungen gelten über die ganze Spannweite, da einerseits die Verläufe von M_y und Q_z beinahe proportional sind und andererseits die Verteilung der Einheitsschubflüsse über die Spannweite auch nur unwesentlich ändert. Diese Resultate sind charakteristisch für praktisch alle einholmigen Tragflügel mit grossem Seitenverhältnis. Ein weiteres Merkmal des Einholmers ist die Tatsache, dass der Schubmittelpunkt stets sehr nahe an den Holmsteg zu liegen kommt.

Ein weiteres wichtiges Ergebnis lässt sich durch Vergleich der minimal notwendigen Stärke der tragenden Deckschichten aus der Festigkeits- und der Verformungsbedingung von Kap. 2 finden. Die totale Wandstärke beider tragenden Deckschichten zusammen $s_{tot.}$ wird:

1. Auf Grund der Materialfestigkeit $\tau_{Br.}$

$$s_{tot. \tau} = \frac{M_y j}{2 F \tau_{Br.}}$$

2. Auf Grund der Verdrehbedingung $\theta_{zul.}$

$$s_{tot. \theta} = \frac{M_y U}{4 F^2 G \theta_{zul.}}$$

wobei:

M_y Sicheres Torsionsmoment
 j Bruchlastfaktor = 1,5
 F Von der Schalenmittellinie umschlossene Fläche
 $\tau_{Br.}$ Schubbruchspannung der tragenden Deckschicht

Im untersuchten Beispiel ergibt sich für die Deckschichtmaterialien von Tafel 2 im Schnitt $y = 0$:

	Aus Materialfestigkeit $s_{tot. \tau}$ (mm)	Aus Verdrehung $s_{tot. \theta}$ (mm)
GFK	0,18	2,0
Birken-Sperrholz	0,52	3,1
Aluminium 2024-T3	0,06	0,43

Die minimale Wandstärke ist in allen Fällen eindeutig aus der Verdrehsteifigkeit gegeben. Selbst beim Birken-Sperrholz erfordert die Steifigkeitsbedingung immer noch eine 6mal grössere Wandstärke als die Festigkeitsbedingung. Diese Erscheinung wird noch ausgeprägter dort, wo sich der Flügel verjüngt, da die Querschnittsfläche F schneller als der Umfang U abnimmt. Für unsere Untersuchung lässt sich somit eine dritte wichtige Feststellung angeben:

3. Die Materialbeanspruchungen der Schale aus der Flügeltorsion brauchen in erster Näherung nicht beachtet zu werden.

Neben der Verformungsbedingung der Flügeltorsion ist die Schale allerdings hinsichtlich der Materialbeanspruchung durch die Flügelbiegung zu untersuchen. Damit ist das Vorgehen bei einer Flügeldimensionierung eindeutig wie folgt festgelegt:

1. Die Gesamtstärke der tragenden Flügelschale wird aus der Verdrehbedingung festgelegt.
2. Die Dicke des Sandwichkerns wird optimiert. Dies ist erreicht, wenn die Beulspannung in y-Richtung gleich der Knitterspannung in y-Richtung wird (siehe auch Kap. 6).
3. Die Dehnung des Sandwichs bei Erreichen der Zug- und Druckfestigkeit wird mit der entsprechenden Holmgurtdehnung verglichen.
4. Ist die zulässige Holmdehnung grösser als die zulässige Sandwichdehnung, so wird der Biegeanteil des Sandwichs bei maximal zulässiger Dehnung des Sandwichs festgelegt. Ist die zulässige Sandwichdehnung grösser, so wird der Biegeanteil des Sandwichs bei maximal zulässiger Holmdehnung festgelegt.
5. Entsprechend der nun bekannten Holmdehnung und dem dem Holm verbleibenden Restbiegemoment werden die Holmgurtquerschnitte bestimmt.

6. Knitterspannungen

Bei Sandwichschalen berechnet sich die kritische Druckspannung für örtliche Instabilität, die sog. Knitterspannung, gemäss der Formel [14], (Bild 7):

$$\sigma_{m.} = 0,5 \sqrt[3]{E_D E_K G_K}$$

wobei:

E_D Elastizitätsmodul der Deckschichten
 E_K Elastizitätsmodul des Kerns senkrecht zu den Deckschichten
 G_K Schubmodul des Kernmaterials

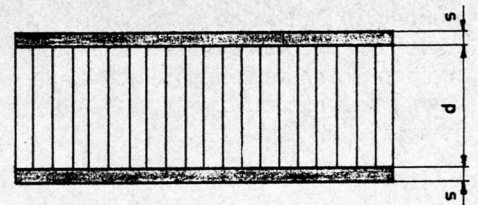


Bild 7

Die nach vorstehender Formel errechneten theoretischen Knitterspannungen der Schalenmaterialien von Tafel 2 (unter Verwendung des Moduls $E_{\#}$) sind in der Tafel 4a zusammengestellt.

Diese theoretischen Knitterspannungen liegen mit Ausnahme des Schaumstoffkerns alle über der Druckfestigkeit der Deckschichten, was natürlich nicht möglich ist. Obige Formel wurde mit dem Elastizitätsmodul des elastischen Bereichs errechnet, somit hat sie nur für diesen Bereich Gültigkeit. Aus Druckversuchen mit Sandwichplatten ist bekannt, dass die Druckfestigkeit der Deckschichten nie ganz erreicht wird. Mangels genauerer Unterlagen wird nun die effektive Knitterspannung (etwas willkürlich) nicht grösser als 90 % der Materialdruckfestigkeit angenommen. Die massgebenden effektiven Knitterspannungen gemäss Tafel 4b.

Es zeigt sich, dass mit Ausnahme von Birken-Sperrholz-Deckschichten die Knitterspannungen bei Schaumstoffkernmaterial wesentlich unter denjenigen mit andern Kernmaterialien liegen. Wenn nicht andere, schwerwiegende Vorteile damit verbunden sind, so ist die Verwendung von Schaumstoff aus Gewichtsgründen abzulehnen, ausgenommen bei Sperrholzdeckschichten. Der Einfachheit halber beschränken wir uns für die weiteren Untersuchungen auf den Schaumstoff mit 0,10 g/cm³ Raumgewicht.

Tafel 4a: Theoretische Knitterspannungen (kp/cm²).

Deck-schicht	Kernmaterial				
	Papier-waben $\gamma = 0,05$	Alu-waben $\gamma = 0,04$	Schaumstoff $\gamma = 0,06 \quad \gamma = 0,10$		Balsaholz $\gamma = 0,12$
GFK	2300	2930	490	780	5 950
Birke	1760	2250	375	600	4 550
Alu 2024-T 3	4660	5950	1000	1580	12 100

Tafel 4b: Effektive Knitterspannungen.

Deck-schichten	Kernmaterial				
	Papier-waben $\gamma = 0,05$	Alu-waben $\gamma = 0,04$	Schaumstoff $\gamma = 0,06 \quad \gamma = 0,10$		Balsaholz $\gamma = 0,12$
GFK	855	855	490	780	855
Birke	235	235	235	235	235
Alu 2024-T 3	3960	3960	1000	1580	3960

7. Optimale Dicke des Sandwichkerns

Die optimale Dicke des Sandwichkerns ergibt sich aus der Bedingung, dass die Beulspannung gleich der Knitterspannung wird. Aus Fertigungsgründen soll für den ganzen Flügel nur eine Kernstärke zur Anwendung gelangen. Als kritisch bezüglich Beulen ist das hintere Feld der Flügeloberseite anzusehen (Druckseite). Der Krümmungseinfluss ist gering, die Schale soll als eben betrachtet werden. Die kritische Beulspannung errechnet sich nach der Formel (Bild 8):

$$\sigma_{Kr} = 3k E_D \left(\frac{d_m}{b} \right)^2 \varphi$$

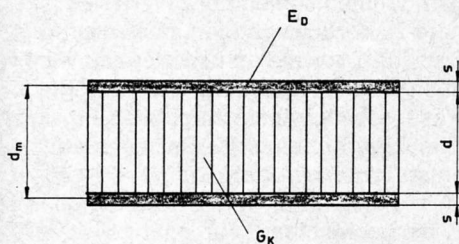


Bild 8

Es bedeuten:

- Faktor 3:** Für Sandwichschalen anzuwenden. (Gilt nur für beidseitig gleiche Deckschichten.)
- k** Beulfaktor
- E_D** Elastizitätsmodul der Deckschichten
- d_m** Mittlerer Abstand der Deckschichten
- b** Feldbreite
- φ** Faktor zur Berücksichtigung der Schubweichheit des Kerns

Der Faktor φ kann näherungsweise wie folgt berechnet werden [14]:

$$\varphi \approx \frac{1}{1 + \frac{\sigma_{Kr} \cdot 2s}{G_K \cdot d_m}}$$

mit:

- σ_{Kr0}** Kritische Beulspannung bei absolut schubstarrem Kern
- G_K** Schubmodul des Kerns

Im hier untersuchten Beispiel liegt d_m für alle Kombinationen zwischen 6 und 8 mm. Der Einfachheit halber wird für die weitere Untersuchung generell d = 7,0 mm angenommen.

8. Gewicht der Schale

Der Verlauf der Deckschichtstärke s = 0,5 · s_{tot} in Spannweitenrichtung y wird angenähert:

$$\frac{s}{s_0} = \frac{M_y}{M_{y0}} \cdot \frac{U}{U_0} \left(\frac{F}{F_0} \right)^2 \cdot \frac{q}{\sigma} \approx \frac{M_y}{M_{y0}} \left(\frac{t_0}{t} \right)^3 \cdot \frac{q}{\sigma}$$

Für das untersuchte Beispiel ergibt sich der folgende Verlauf von s/s₀ (Bild 9):

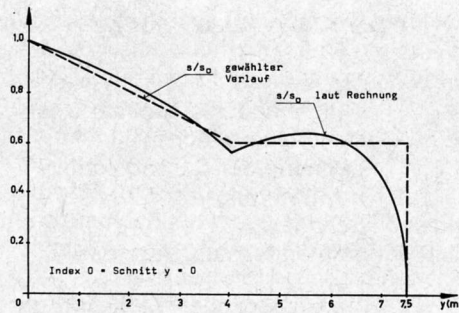


Bild 9. Verlauf von s/s₀

Für die weitere Berechnung soll der Verlauf von s/s₀ nach der gestrichelten Kurve aus Bild 9 gewählt werden. Das Gewicht der Schale wird dann:

$$G_{Sch} \approx \int_0^{l/2} \rho_{Sch} \cdot 4 \int_0^{d/2} t \cdot s_{tot} \cdot t_0 \int_0^{d/2} \frac{s}{s_0} dy \approx \rho_{Sch} \cdot s_0 \cdot A$$

Im hier untersuchten Beispiel wurde für A = 172 000 cm² gefunden.

Für das Gewicht der tragenden Deckschichten des ganzen Flügels wurden schliesslich folgende Werte ermittelt:

Werkstoff	(g/cm ³)	s _{tot} (cm)	Deckschichtgewicht G _{sch} (kp)
GFK	1,62	0,20	55,6
Birke	0,74	0,31	39,4
Alu 2024-T3	2,80	0,043	20,6

Es zeigt sich also, was aus dem E/γ-Vergleich bereits hervorging, dass Aluminium 2024-T3 das beste Deckschichtmaterial darstellt; an zweiter Stelle kommt Birkensperrholz und an dritter Stelle GFK.

Für das Gewicht des Kernmaterials und der Verleimung mit den Deckschichten wurden die folgenden Annahmen getroffen:

Für die Verleimung beider Deckschichten mit dem Kern wurden 500 g/m² eingesetzt. Mit der Flügeloberfläche (tragende Schale) von 17,60 m² ergibt sich somit ein Leimgewicht (ganzer Flügel) G_{Leim} = 0,5 · 17,6 = 8,8 kp.

Für das Gewicht des Kernmaterials des ganzen Flügels (mit durchgehend 7 mm Kernmaterialstärke) wurden die folgenden Werte ermittelt (einschliesslich Verleimung):

Werkstoff	(g/cm ³)	G _{Kern} (kp)	G _{Leim} (kp)	G _{tot} (kp)
Papierwaben	0,05	6,2	8,8	15,0
Alu-Waben	0,04	5,0	8,8	13,8
Schaum	0,10	12,4	8,8	21,2
Balsa	0,12	14,8	8,8	23,6

9. Massgebende Dehnungen von Holmgurten und Schale

Im Berührungspunkt der Schale und der Holmgurten besitzen beide Teile dieselbe Dehnung in Y-Richtung ε_y. Damit kein Teil überdehnt wird, ist die geringere zulässige Dehnung massgebend. (Der Kern wird dabei nicht berücksichtigt, in der Annahme, dass dieser ohnehin eine viel grössere zulässige Dehnung als Holmgurten und Deckschichten besitzt.) Für die untersuchten Werkstoffkombinationen sind die massgebenden Dehnungen in den nachstehenden Tafeln 5a und 5b zusammengestellt.

Tafel 5a: σ_{Br}##/E##-Werte für Holmgurtmaterialien.

Holmgurtmaterial	σ _{Br} ##/E## · 10 ³
GFK-Rovings	+16,7/-15,0
Kiefer II	+ 5,9/- 3,1
Alu 2024-T4	± 6,3

Tafel 5b: σ_{Br}##/E##-Werte für Deckschichtmaterialien.

Deckschicht	Kernmaterial			
	Papierwaben	Aluwaben	Schaum	Balsaholz
GFK	+16,1/-10,2	+16,1/-10,2	+16,1/-9,3	+16,1/-10,2
Birke	+ 9,7/- 6,2	+ 9,7/- 6,2	+ 9,7/- 6,2	+ 9,7/- 6,2
Alu 2024-T3	+ 6,3/- 5,7	+ 6,3/- 5,7	+ 6,3/- 2,3	+ 6,3/- 5,7

Tafel 6: Gesamt-Holmgewichte für ganze Biegung auf Holm, d. h. Biegeentlastung der Schale unberücksichtigt.

Holm	Decke	Kern	Gewichte (kp)		
			Gurten	Steg + Verbindung	Gesamt
GFK	GFK	alle ohne Schaum	12,28	8,20	20,48
	GFK	Schaum	13,06	8,20	21,26
	Birke	alle	16,32	8,20	24,52
	Alu	alle ohne Schaum	25,60	8,20	33,80
	Alu	Schaum	52,12	8,20	60,32
Kiefer II	GFK	alle	24,40	6,20	30,60
	Birke	alle	24,40	6,20	30,60
	Alu	alle ohne Schaum	24,40	6,20	30,60
	Alu	Schaum	33,60	6,20	39,80
	Alu	alle	16,24	8,60	24,84
Alu	Birke	alle	16,36	8,60	24,96
	Alu	alle ohne Schaum	17,12	8,60	25,72
	Alu	Schaum	34,86	8,60	42,46

Massgebend sind jeweils die geringeren $\sigma_{Br} \# / E \#$ -Werte der Deckschichten oder der Holmgurten, wobei + für die Unterseite, - für die Oberseite des Flügels gilt. Dabei ist aber zu berücksichtigen, dass zufolge der sichern Abdeckung des negativen Abfangfalles auf der Unterseite der Wert $\sigma_{Br} \# / E \#$ nicht mehr als $\frac{5,33}{3,3} = 1,78$ mal den Wert auf Oberseite betragen darf.

10. Berechnung des Holmgewichtes ohne Biegeanteil der Schale

Das Holmgurt-Gesamtgewicht wird bei Annahme einer konstanten Spannung über den Gurtquerschnitt und unter der Voraussetzung, dass die Schale an der Flügelbiegung nicht beteiligt ist:

$$G_g = 2 \cdot \frac{2}{3} \cdot \int_0^{h/2} \sigma_{Br} \cdot j \cdot \frac{M_x}{h} \cdot dy = 2 \cdot \frac{2}{3} \cdot \int_0^{h/2} \frac{M_x}{h} \cdot j \cdot \frac{M_x}{h} \cdot dy$$

wobei:

- j = Bruchlastfaktor = 1,5
- h = Abstand der Gurtquerschnittspunkte

Index 0 : Schnitt y = 0

Für den GFK-Holm und den Alu-Holm wurde $h_o = 12,4$ cm gewählt, für den Holzholme $h_o = 10,4$ cm. Für den Holm gesamthaft wurden die folgenden Bauweisen gewählt:

Gurten	Steg	Verbindung Gurt-Steg
GFK-Rovings	GFK-Diagonalgewebe	Verleimung
Kiefer II	Birken-Sperrholz	Verleimung
2024-T4	2024-T3	Vernietung

Zur Bestimmung der Holmstegstärke wurde von den folgenden Voraussetzungen ausgegangen:

- Absolute Beulsteifigkeit bis zur Bruchlast (da die Rippen zu grosse Abstände haben, um als Stützung wirksam zu sein);
- Beachtung der Materialfestigkeit.

Für die Verbindung Gurt-Steg wurden die folgenden Zuschläge gemacht (ganzer Flügel):

GFK-Holm:	Verleimung 2,4 kp
Kiefer II-Holm:	Verleimung 2,4 kp
Alu-Holm:	Nietgewicht - Nietabzug 3,6 kp

Das ermittelte Gesamt-Holmgewicht ist aus der Tafel 6 ersichtlich.

11. Holmgewichte mit Berücksichtigung des Schalenbiegeanteils

Der Biegeanteil der Schale M_{xD} an der Gesamtbiegung M_x in einem beliebigen Schnitt y ist:

$$\frac{M_{xD}}{M_x} = \frac{W_{Dx}}{W_{Dx} + \frac{W_{Dy} \cdot E_D \cdot \epsilon_y}{M_x}} = k(y) \cdot \frac{W_{Dx} \cdot E_D \cdot \epsilon_y}{M_x}$$

Es bedeuten:

- W_D Widerstandsmoment der Deckschicht um x-Achse
- ϵ_y Dehnung der Deckschichten in y-Richtung

Index 0 : Schnitt y = 0

Man darf nun annehmen, dass das

$$\text{Holmgewicht pro Längeneinheit } g = \frac{\Delta G}{\Delta y}$$

(ohne Berücksichtigung der Schalenbiegung) beim In-Rechnung-Setzen der

$$\text{Schalenbiegung im Verhältnis } 1 - \frac{M_{xD}}{M_x}$$

verringert werden kann:

$$\frac{\Delta g}{g} = \frac{M_{xD}}{M_x} = k(y) \cdot \frac{W_{Dx} \cdot E_D \cdot \epsilon_y}{M_x}$$

Der Faktor ξ der Gewichtsverminderung des ganzen Holms zufolge Mittragens der Schale auf Biegung ergibt den Ausdruck:

$$\xi = \frac{G_{\text{Holm, mit Schalenbiegung}}}{G_{\text{Holm, ohne Schalenbiegung}}} = 1 - \int_0^{h/2} \frac{\Delta g}{g} \cdot dy = 1 - \frac{W_{Dx} \cdot E_D \cdot \epsilon_y}{M_x} \int_0^{h/2} k(y) \cdot dy$$

und lässt sich schnell berechnen, wenn

man beachtet, dass das Integral $\int_0^{h/2} k(y) \cdot dy$

für alle Kombinationen gleich ist. Aus der folgenden Tafel 7 sind die korrigierten Holmgewichte zu entnehmen.

Tafel 7: Korrigierte Holmgewichte (unter Berücksichtigung des Biegeanteils der Schale)

Holm	Decke	Kern	ξ (%)	$G_{\text{Holm eff.}}$ (kp)
GFK	GFK	alle ohne Schaum	60	12,2
	GFK	Schaum	62	13,2
	Birke	alle	84	20,6
	Alu	alle ohne Schaum	67	22,6
Kiefer II	Alu	Schaum	82	54,8
	GFK	alle	86	26,2
	Birke	alle	90	27,4
	Alu	alle ohne Schaum	76	22,6
Alu	Alu	Schaum	82	32,6
	GFK	alle	80	19,8
	Birke	alle	86	21,4
	Alu	alle ohne Schaum	67	17,2
	Alu	Schaum	82	35,6

Tafel 8: Totalgewichte für den ganzen Flügel (kp). (Tragende Schale + Holm)

Decke	Kern	Totalgewicht Schale	Holm		
			GFK	Kiefer II	Alu
GFK	Papier-Waben	70,6	82,8	96,8	90,4
GFK	Alu-Waben	69,4	81,6	95,6	89,2
GFK	Schaum	76,8	90,0	103,0	96,6
GFK	Balsaholz	79,2	91,4	105,4	99,0
Birke	Papier-Waben	54,4	75,0	81,8	75,8
Birke	Alu-Waben	53,2	73,8	80,6	74,6
Birke	Schaum	60,6	81,2	88,0	82,0
Birke	Balsaholz	63,0	83,6	90,4	84,4
Alu	Papier-Waben	35,6	58,2	58,8	52,8
Alu	Alu-Waben	34,4	57,0	57,6	51,6
Alu	Schaum	41,8	91,2	74,4	77,4
Alu	Balsaholz	44,2	66,8	67,4	61,4

12. Gesamtgewichte des Flügels

Die Aufaddierung aller Teilgewichte für den ganzen Flügel ist aus der Tafel 8 ersichtlich.

13. Schlussfolgerungen

Als Ergebnis dieser Untersuchung lassen sich folgende Schlüsse ziehen:

1. Kernmaterial

Schaumstoff ist nur in Verbindung mit Birkensperrholzdeckschichten zu empfehlen. Alu-Waben geben durchwegs die günstigsten Werte, Papierwaben sind nur unwesentlich schlechter. Balsa gibt deutlich schlechtere Werte. Es ist aber zu berücksichtigen, dass das Balsaholz sowohl an der Biegung wie auch an der Torsion fühlbar mitträgt, was hier unberücksichtigt blieb. (Die Faserrichtung des Balsaholzes entspricht der y-Richtung.)

2. Deckschichten

Eindeutig überlegen ist das Aluminium 2024-T3 als Deckschichtmaterial, gefolgt von Birke und GFK an dritter Stelle. Leider aber wird die Verwendung von Aluminium als Deckschichtmaterial durch zwei Umstände erschwert: Erstens benötigt die Herstellung von Al-Sandwichschalen teure Einrichtung-

gen (Formen, Pressen), deren Anschaffung sich nur für sehr hohe Stückzahlen rechtfertigt, welche im Segelflugzeugbau in der Regel nicht gegeben sind, und zweitens sind Bleche in der erforderlichen sehr geringen Wandstärke gar nicht erhältlich, so dass die ganze Gewichtseinsparung grossenteils illusorisch wird. Ueblicherweise ist 0,3 mm als kleinste gängige Blechstärke anzusehen. In gewissen Fällen kann nun der Uebergang auf einen Vollkernflügel mit nur einer Deckschicht Vorteile bringen. Allerdings ist bei dieser Bauweise mit abermals erhöhtem Fertigungsaufwand zu rechnen.

3. Holm

Mit Alu-Deckschichten ist der Alu-Holm allen anderen überlegen. Mit Birken-sperrholz-Deckschichten ist der Alu-Holm dem GFK-Holm in etwa gleichwertig. Für GFK-Deckschichten ist eindeutig der GFK-Holm vorzuziehen. Die Anwendung des Kieferholmes ist weniger empfehlenswert.

4. Schlussanmerkungen

Von den in der Tafel 8 dargestellten Werkstoffpaarungen sind viele aus Fertigungs- und Unterhaltsgründen abzulehnen. Bisher haben sich die folgenden Bauweisen bewährt (wobei das Kernmaterial unberücksichtigt bleibt):

	Holm	Deckschichten
1	GFK	GFK
2	Kiefer II	Sperrholz
3	Alu	Sperrholz
4	Alu	Alu

Bezüglich der Gewichtswertung gilt die folgende Rangordnung: 4—3—2—1, wobei die Lösungen 2 und 1 praktisch gleichwertig sind. Lässt man zufolge der vorerwähnten Schwierigkeiten die Lösung 4 ausser acht, so bietet sich die Lösung 3 mit Alu-Holm und Sperrholzdeckschichten als zur Zeit günstigste an. Das hier untersuchte Flugzeug wurde denn auch in dieser Bauweise hergestellt. Die Unterschiede zu den übrigen Lösungen sind aber verhältnismässig klein, so dass die Gewichtsvorteile nur dann gewahrt werden können, wenn auch an allen andern Teilen gewichtsoptimierend gebaut wird.

14. Unterhalt und Reparatur der Zelle

Diese Abhandlung ist zwar hauptsächlich den Fragen der Gewichtsoptimierung gewidmet. Da aber bei der Beurteilung einer Bauweise deren Unterhalt- und Reparaturmöglichkeit eine nicht zu übersehende Bedeutung zufällt, soll in diesem Abschnitt in grundsätzlicher Weise darauf eingegangen werden. Die Reparatur der Zelle ist in der Regel, gleichgültig für welche Bauweise,

kein sonderliches Problem, solange es Teile betrifft, welche nicht an der Oberfläche liegen, wie Spanten, Rippen, Stringer und dergleichen. Bei Holmen und anderen noch beanspruchten Teilen ist allerdings grösste Sorgfalt geboten. Bei Oberflächenbeschädigungen hingegen kann die Wiederherstellung einer einwandfreien Oberfläche grösste Schwierigkeiten verursachen, insbesondere bei Tragflächen mit Laminarprofilen. Dies trifft vor allem für die Metallsandwichschale zu, deren einwandfreie Reparatur beinahe ein Ding der Unmöglichkeit darstellt. Man ist dann meistens gezwungen, grössere Teile zu ersetzen. GFK- und vor allem Sperrholzsandwichschalen lassen sich wesentlich leichter reparieren. Die Ausbesserung des Farbauftrages ist allerdings keineswegs problemlos, was im Zusammenhang mit dem Unterhalt erläutert werden soll. Der Unterhalt der Zelle kann, einwandfreie Verarbeitung vorausgesetzt, bei allen gängigen Bauweisen im wesentlichen auf die Erhaltung einer guten Oberfläche beschränkt werden. Dies besteht in erster Linie im mehr oder weniger häufigen Polieren der Oberfläche, mitunter im Ausbessern von Farbschäden. Als Oberflächenschutz stehen heute die folgenden Anstriche im Vordergrund: Als erstes sei der Nitro-Lack genannt. Dieser ist leicht zu spritzen, leicht zu schleifen und zu polieren (auch bei begrenzten Farbschäden). Er neigt aber zur Versprödung und ist nicht sehr wetterfest (Risse). Durch fleissiges Polieren mit einem wachshaltigen Poliermittel kann diesen Nachteilen begegnet werden. Jedoch wird in der Regel ein Nitro-Lackauftrag nicht die ganze Lebensdauer eines Segelflugzeuges überdauern. Heute wird dieser Auftrag nicht mehr oft verwendet, da Nitro-Kombi-Lack (eine Kombination von Nitro-Lack und Kunstharz) hinsichtlich der Verarbeitung weitgehend die Vorteile des Nitro-Lacks besitzt, andererseits bedeutend weniger zur Versprödung neigt und auch wetterbeständiger ist. Bei jährlich einmaligem Polieren der Oberfläche wird bei einwandfreier Verarbeitung ein Nitro-Kombi-Lackauftrag im Laufe der Lebensdauer eines Segelflugzeuges nicht erneuert werden müssen, wobei die Oberfläche gleichbleibend gut erhalten werden kann. Noch wetterfester und noch weniger zur Versprödung neigend ist ein Kunstharzauftrag. Doch ist die Verarbeitung bedeutend schwieriger als in den beiden vorstehenden Fällen. Gefürchtet ist die sogenannte «Orangenhautbildung», die sich praktisch nie ganz vermeiden lässt. Für Laminarprofile stellt

dies eine zu grosse Rauheit dar. Ein nachträgliches Schleifen und Polieren ist sehr mühsam und zeitraubend. Bei der Ausbesserung begrenzter Farbschäden muss das ganze Teil neu gespritzt werden. Trotz seiner guten Dauerhaftigkeit muss auch eine Kunstharzoberfläche jährlich einmal poliert werden, sofern die Oberfläche im besten Zustand gehalten werden soll. Der Kunstharz bietet hingegen bei Flugzeugen mit GFK-Schale die Möglichkeit, beim Aufbau der Schale diese gerade einzufärben. Damit entfällt das Farbspritzen des rohen Flügels und seine Nachbehandlung. Voraussetzung sind allerdings Formen allerbesten Oberflächengüte. In der Praxis erweist sich die Realisierung dieser Bauweise sehr schwierig und es kommt häufig zu Rückschlägen. Bei einer Metallschale kann unter Umständen auf einen Farbauftrag gänzlich verzichtet werden. Da aber, je nach der Umgebungsatmosphäre, mit mehr oder weniger Korrosion zu rechnen ist, bedarf auch in diesem Falle die Oberfläche eines gewissen Unterhaltes.

15. Ausblick auf zukünftige Bauweisen

Ganz neue Möglichkeiten ergeben sich dann, wenn die Verwendung von hochfesten und hochsteifen Fasermaterialien (whiskers) wirtschaftlich vertretbar wird. Für Einzelausführungen wird diese Bauweise sicherlich in den nächsten Jahren in Erscheinung treten, im kommerziellen Segelflugzeugbau hingegen wird sie kaum vor 10 Jahren tragbar sein. Doch muss vor übertriebenen Hoffnungen bezüglich der möglichen Gewichtsreduktionen gewarnt werden, weil der Anteil der nicht oder nur wenig beeinflussbaren Komponenten schon heute sehr ins Gewicht fällt. Am Beispiel des hier untersuchten Segelflugzeuges soll eine Abschätzung über die mögliche Senkung des Rüstgewichtes beim Uebergang auf Whiskers-Bauweise gemacht werden. Dabei wird vom Voll-GFK-Flügel ausgegangen. Für diesen Flügel wurden die folgenden Werte gefunden:

Kern (Alu-Waben)	5,0 kp
Glasfasern	30,7 kp
Trägermaterial u. Verleimung (Harz)	45,9 kp
Holm + tragende Schale	81,6 kp

Es soll nun angenommen werden, dass die Glasfasern durch Whiskers mit 40 % des ursprünglichen Glasfasergewichtes ersetzt werden, ausserdem sei eine Senkung des Harzgewichtes um 30 % möglich. Das Kerngewicht bleibe unverändert [16]. So ergibt sich die folgende Gewichtsauflistung:

Kern (Alu-Wabe) unverändert
 Glasfasern = $0,4 \cdot 30,7 =$
 Harz = $0,70 \cdot 45,9 =$
 Holm + tragende Schale

5,0 kp
 12,2 kp
 32,1 kp
 49,3 kp

Es resultiert somit eine Gewichts-
 reduktion der tragenden Komponenten

des Flügels auf $\frac{49,3}{81,6} \times 100 = 61\%$.

Auf Grund von Wägungen am ausge-
 führten Flugzeug ergaben sich
 die folgenden wichtigen Verhältnis-
 zahlen, welche für die weitere
 Berechnung benutzt werden sollen:

$\frac{\text{Gewicht der tragenden Schale und Holm}}{\text{Gesamtgewicht des Flügels}} \times 100 = 68\%$

$\frac{\text{Gewicht der tragenden Rumpfschale}}{\text{Gesamtgewicht des Rumpfes}} \times 100 = 55\%$
 einschliesslich
 Seitenleitwerk

$\frac{\text{Gesamtgewicht des Flügels}}{\text{Gesamt-Rüstgewicht}} \times 100 = 62\%$

Wenn wir nun annehmen, dass das
 Gewicht der tragenden Rumpfschale
 sich ebenfalls auf 61 % senken lässt
 und dass ausserdem auf den rest-
 lichen Komponenten generell eine
 Gewichtsreduktion von 5 % verwirk-
 licht werden kann, so ergibt sich die
 prozentuale Gewichts senkung für
 das ganze Flugzeug wie folgt:

$$62 \cdot (0,68 \cdot 0,61 + 0,32 \cdot 0,95) + 38 (0,55 \cdot 0,61 + 0,45 \cdot 0,95) = 74\%$$

Bei einem jetzigen Rüstgewicht von
 rund 200 kp würde das untersuchte
 Flugzeug in Whiskers-Bauweise in
 etwa 150 kp wiegen, was ohne
 Zweifel einem beachtlichen Fort-
 schritt gleichkäme.

Schrifttum

- (1) FAA Basic Glider Criteria
- (2) MIL-HDBK-17
- (3) ANC-18
- (4) Plastverarbeiter, Heft 1/1966
- (5) Leichtbau der Verkehrsfahrzeuge, Heft 1/1963
- (6) Kunststoffe, Heft 12/1964
- (7) Kunststoffe, Heft 5/1965
- (8) Kunststoffe, Heft 12/1965
- (9) Kunststoffe, Heft 12/1966
- (10) Puck und Wurtinger: Werkstoff-
 gemässe Dimensionierungsgrössen
 für den Entwurf von GFK-Teilen.
 Forschungsbericht des Landes
 Nordrhein-Westf. Nr. 1253
- (11) Douglas «Aircomb» Leistungs-
 blätter
- (12) Festigkeit und Steifigkeit von
 Papierwaben bei Druck- und
 Schubbeanspruchung.
 Forschungsbericht des Landes
 Nordrhein-Westf. Nr. 1051
- (13) CIBA Ltd. Duxford: «Aeroweb»-
 Honeycomb, Leistungsblätter
- (14) H. Hertel: Leichtbau, Springer-Verlag
- (15) Angaben diverser Schaumstoff-
 Hersteller
- (16) Technische Beilage der Neuen
 Zürcher Zeitung vom 13. 10. 1969