

# Einige Beispiele zu Konstruktion und Bau von hochbeanspruchten Segelflugzeugteilen aus Glasfaserkunststoff\*

Mitteilung der Akademischen Fliegergruppe Darmstadt

Von Dipl.-Ing. ALFRED PUCK, z. Z. Deutsches Kunststoff-Institut, Darmstadt

## Übersicht

Durch Verbesserung der Oberflächengüte von Segelflugzeugen, insbesondere von deren Tragflächen, lassen sich merkliche Steigerungen der Flugleistungen erzielen. Wegen seiner vorzüglichen Formbeständigkeit gewinnt in diesem Zusammenhang Glasfaserkunststoff (GFK) Bedeutung als Werkstoff für den Bau von Leistungssegelflugzeugen.

Da GFK ein relativ hohes spezifisches Gewicht aufweist, ist seine Anwendung für großflächige, nichttragende Beplankungen unvorteilhaft. Eine Gegenüberstellung von Kennwerten für die «Leichtbaugüte» von GFK und herkömmlichen Flugzeugwerkstoffen läßt aber den Einsatz von GFK als tragendem Werkstoff möglich erscheinen und, unter bestimmten Voraussetzungen, sogar eine Verringerung der Baugewichte erwarten.

Ferner bieten die technologischen Besonderheiten der kunstharzgebundenen Faserwerkstoffe Möglichkeiten zur Senkung des Arbeitsaufwandes bei der Herstellung großflächiger Segelflugzeugteile.

Einige Beispiele für verschiedene Bauweisen von Tragflächen, Rümpfen und Leitwerken werden anhand von ausgeführten Versuchskonstruktionen unter besonderer Beachtung der Schalenbauweise diskutiert.

Eine von der Akademischen Fliegergruppe Darmstadt entwickelte GFK-Schalenbauweise für Tragflächen erfordert keine Negativformen oder Formkerne und ermöglicht deshalb auch eine rationelle *Einzelfertigung* von Versuchs-Flugzeugmustern in GFK-Bauweise.

## 1. Glasfaserkunststoff zur Oberflächenverbesserung

Auf vielen Gebieten des gesamten Flugzeugbaus ist man seit einiger Zeit bestrebt, durch Verbesserung der Oberflächengüte Leistungssteigerungen zu erzielen. Dies zeigt sich sehr deutlich auch im Segelflugzeugbau. Lohnend erscheint die Oberflächenverbesserung vor allem an der Tragfläche, bei der die Verwendung von Laminarprofilen sich leistungssteigernd auswirkt, wenn durch geeignete Bauweisen scharfe Forderungen nach «Wellenfreiheit» und «Profiltreue» erfüllt werden [1, 2].

Von wenigen Ausnahmefällen abgesehen, blieb bis heute Holz der für den Segelflugzeugbau bevorzugte Werkstoff. Die Bemühungen, die Holzbauweise den verschärften Forderungen hinsichtlich Oberflächengüte anzupassen, sind bekannt. Die Sperrholzbeplankung wurde sehr weit oder ganz über das Profil nach hinten gezogen. Entweder wurden die Beplankungsstärken groß und die Rippenabstände klein ausgeführt oder die Sperrholzhaut durch synthetische Schaumstoffe oder Leichthölzer ausgesteift. Dadurch konnten teilweise beachtliche Verbesserungen der Oberflächengüte erzielt werden [3]. Es gelang aber nicht in allen Fällen, ein Verwerfen der Oberfläche über längere Zeit zu verhindern. Häu-

fig mußte die gute Oberfläche auch durch nicht unerheblichen zusätzlichen Gewichts- und Arbeitsaufwand erkauft werden.

Ein neuer Weg zur Erzielung hoher Oberflächengüte zeichnet sich durch die zunehmende Verwendung von Glasfaserkunststoff (im folgenden kurz GFK genannt) ab. Dieser Verbundwerkstoff ist erwiesenermaßen sehr formbeständig, auch unter schwankenden Umweltbedingungen. Zudem läßt er sich durch seinen schichtweisen Aufbau aus Gewebbahnen oder Strängen beliebiger Länge bequem zu sehr großen Bauteilen, auch mit veränderlicher Wandstärke, verarbeiten, ohne daß Schäftungen oder andere Verbindungen nötig sind. Das spezifische Gewicht von Glasfaserkunststoff ist aber zwei- bis dreimal so groß wie das üblicher Flugzeugbau-Hölzer. Seine Anwendung als bloßer Verkleidungswerkstoff ohne mittragende Funktion würde daher unerwünscht zu hohe Baugewichte zur Folge haben. Dieser Umstand veranlaßte uns zu Untersuchungen über Möglichkeiten des Einsatzes von GFK als mittragendem oder alleintragendem Werkstoff.

Will man sich über die Eignung eines Werkstoffes für tragende Elemente in Leichtbaukonstruktionen ein Urteil bilden, so muß man zunächst feststellen, von welchen Werkstoffdaten das Gewicht einer Konstruktion bei vorgegebener Belastung bestimmt wird. Welche Werkstoffkennwerte hierfür maßgebend werden, hängt nun wiederum von der gewählten konstruktiven Lösung ab.

## 2. Tragfläche mit GFK-Holm und GFK-Torsionsschale

### 2.1 GFK-Holm

Maßgebende Beanspruchung für einen Tragflügel ist im allgemeinen die Querkraftbiegung. Beim «klassischen» Biegeträger, dem Holm, wird das Gewicht im wesentlichen durch das Gewicht der Gurte bestimmt. Diese werden normalerweise nach der Zug- und Druckfestigkeit des Gurt-Werkstoffes dimensioniert. Das Gewicht der Holmgurte je Längeneinheit ist dann proportional der Summe der Reziprokwerte von spezifischer Zugfestigkeit und spezifischer Druckfestigkeit. In der folgenden Zahlentafel sind Kennwerte für einige

	Gewicht $W \sim \frac{1}{\sigma_{Zf}} + \frac{1}{\sigma_{Df}}$	Durchbiegung $f \sim \frac{G_z + G_d}{E}$
Kiefer I	100%	100%
Kiefer II	76%	87%
IV Bu	74%	122%
Duraluminium	73%	101%
GFK (Roving)	35%	282%

Abb. 1 Graphische Darstellung für Gewichte und Durchbiegungen von Holmen mit gleichen Bruchlasten

Holmwerkstoffe angegeben. Kunststoffholme wird man vorteilhaft mit Glasfasersträngen, sogenannten Rovings, aufbauen. Am interessantesten sind die letzten drei Spalten der Tabelle. Roving-GFK hat die höchste spezifische Zugfestigkeit und die höchste spezifische Druckfestigkeit, allerdings aber den niedrigsten spezifischen Elastizitätsmodul.

\* Gekürzte Fassung eines Vortrages am 8. OSTIV-Kongreß, Juni 1960, Köln (Deutschland), mit einem Nachtrag zur weiteren Entwicklung im Jahre 1961

Zahlentafel 1 Kennwerte für Holmwerkstoffe

	Spez. Gewicht	Zugfestigkeit	Druckfestigkeit	E-Modul	Spez. Zugfestigkeit	Spez. Druckfestigkeit	Spez. E-Modul
	$\gamma$ p/cm <sup>3</sup>	$\sigma_z$ kp/mm <sup>2</sup>	$\sigma_d$ kp/mm <sup>2</sup>	E kp/mm <sup>2</sup>	$\sigma_z/\gamma$ km	$\sigma_d/\gamma$ km	E/ $\gamma$ km
Kiefer I	0,51	8,0	4,0	1100	15,7	7,8	2160
Kiefer II	0,54	11,5	5,5	1800	21,3	10,2	3340
T V Bu	0,85	12,0	12,0	1800	14,1	14,1	2120
Duraluminium	2,80	40	40	7250	14,3	14,3	2590
GFK (Roving) <sup>1</sup>	1,75	60	40-55 <sup>2</sup>	3500	34	23 ÷ 31 <sup>2</sup>	2000

<sup>1</sup> Es handelt sich um Werte aus neueren Messungen, die beim Tränken der Rovings in Ziehdüsen mit Sicherheit erreicht werden

<sup>2</sup> Die niedrigeren Werte gelten für Platten von etwa 4 mm Dicke; die höheren beziehen sich auf Dicken von etwa 10 mm

Unter Benutzung dieser Werte ergeben sich die in Abb. 1 graphisch dargestellten Gewichte und Durchbiegungen für Holme mit Gurten aus den verschiedenen Werkstoffen. Das Gewicht eines GFK-Holmes beträgt demnach nur etwa ein Drittel des Gewichtes eines Holmes aus Kiefer I für gleiche Bruchbelastung; der GFK-Holm hat dabei aber gegenüber dem Holzholme beinahe die dreifache Durchbiegung. (Dieser Vergleich ist unter der Annahme entstanden, daß für beide Holme die ausnutzbare Bauhöhe die gleiche ist. In Wirklichkeit liegen die Verhältnisse für GFK etwas günstiger, da wegen der kleineren Gurtquerschnitte die Profilhöhe besser ausgenutzt werden kann als bei Holzgurten.)

Wir stoßen hier bereits auf die Tatsache, daß man bei Ausnutzung der GFK-Festigkeiten relativ große Verformungen zu erwarten hat. Ein biegeweicher, aber sehr torsionssteifer Flügel kann erwünschte Eigenschaften haben; im allgemeinen wirkt sich Biegeweichheit aber nachteilig auf die Beanspruchungen des Tragflügels aus [4, 5, 6]. Die Beschäftigung mit tragenden GFK-Bauteilen im Flugzeug zieht in den meisten Fällen Aeroelastizitäts-Untersuchungen nach sich.

Aus der Zahlentafel 1 kann man aber auch errechnen, daß ein GFK-Holm (mit gleicher Dicke von Zug- und Druckgurt), welcher die gleiche Steifigkeit wie ein ausdimensionierter Kiefer-I-Holm haben soll, 95% des Gewichtes und 2,5fache Bruchlast des Holzholmes aufweist. Beim Vergleich mit Kiefer II ergibt sich für das Gewicht des GFK-Holmes gleicher Steifigkeit 145% bei 2,9facher Bruchlast. Wenn man die viel bessere Ausnutzung der Bauhöhe durch die kleinen GFK-Querschnitte berücksichtigt, kann man aus den zuletzt genannten Zahlen folgern, daß man GFK-Holme mit der Steifigkeit üblicher Holzholme bei etwa gleichem Gewicht mit um den Faktor 3 erhöhter Sicherheit gegen Bruch bauen kann.

## 2.2 Krafteinleitungsbeschläge für GFK-Holme

Die mechanischen und technologischen Eigenschaften der kunstharzgebundenen Faserwerkstoffe fordern vollkommen neue Wege in der Konstruktion der Krafteinleitungselemente. Richtungweisend sind auf diesem Gebiet Arbeiten von Hütter und Hänle, die zur sogenannten Roving-Spanntechnik führten [7, 8]. In großen Windkraftflügeln mit 34 m Durchmesser ebenso wie in Hubschrauber-Rotoren werden harzgetränkte Rovings um eine größere Zahl von Schraubenbolzen des Anschlußflansches herumgeführt. Solche Luftschrauben sind vorwiegend durch Fliehkräfte auf Zug beansprucht. Bei Segelflugzeugflügeln ergeben sich besondere Schwierigkeiten für die Konstruktion von Krafteinleitungs-

elementen aus der Notwendigkeit, schnelllösbare Verbindungen anzuwenden. Je Holmgürt darf demzufolge in der Regel nur ein Bolzen vorgesehen werden. Weil die Krafrichtung im Gurt sich umkehren kann, muß der Beschlag in der Lage sein, sowohl eine hohe Zugkraft als auch eine hohe Druckkraft vom Holmgürt auf den Bolzen zu übertragen. Zweckmäßigerweise führt man alle Glasfasern um das Bolzenauge herum und von dort ausgehend in den eigentlichen Holmgürt. Auf diese Art erhält man eine hervorragende Anpassung des Faserverlaufs im Werkstück an den Kraftfluß. Wegen der im Flugbetrieb zu erwartenden Richtungswechsel der Gurtkraft müssen die Glasstränge zwischen das «Zug-Auge» und eine «Druck-Kappe» eingebracht werden (vergleiche Abb. 2a), die eine ringförmige Kammer bilden.

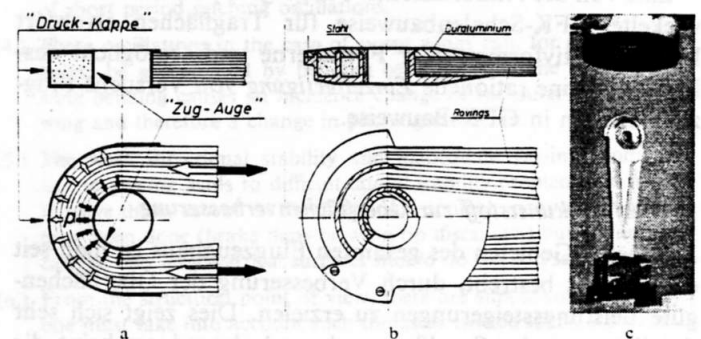


Abb. 2 Krafteinleitungs-Beschlag für einen Holmgürt aus GFK

- a) Prinzipskizze
- b) konstruktive Ausführung
- c) Holmgürtende mit Krafteinleitungs-Beschlag aus Dural

Wir haben einen GFK-Holm-Hauptbeschlag aus Duraluminium ausgeführt, und zwar als Drehteil, von dem nach dem Drehen einige Partien weggeschnitten wurden. Um die Flächenpressung  $p$  zwischen GFK und Metall herabzusetzen, wurden zwei koaxiale Ringkammern vorgesehen (Abb. 2b). Abb. 2c zeigt einen solchen Beschlag an einem Holmgürtende vor dem Bruchversuch, bei dem über einen durch das Auge gesteckten Bolzen eine Druckkraft eingeleitet wurde. Durch Versuche, die im Deutschen Kunststoff-Institut, Darmstadt, durchgeführt wurden, konnte nachgewiesen werden, daß mit Beschlägen dieser Art so große Kräfte in den GFK-Holm eingeleitet werden können, wie sie zur vollständigen Ausnutzung der Festigkeit des Gurtwerkstoffes nötig sind; der Bruch erfolgt außerhalb des Beschlages im Holmgürt.

### 2.3 GFK-Torsionsschale

Ein I-Holm allein gibt dem Flügel praktisch keine Torsionssteifigkeit; auch die Drehsteifigkeit eines Kastenholmes ist normalerweise niedrig. Zur Erzielung einer ausreichenden Torsionssteifigkeit benötigt man also beim Holmflügel im allgemeinen noch eine Torsionsschale.

Unter gleichen Bedingungen, das heißt insbesondere bei gleichen geometrischen Umrissen, gleichen Torsionsmomenten und gleichem zulässigem Verdrehwinkel, ist das Gewicht einer Torsionsschale im wesentlichen umgekehrt proportional dem spezifischen Schubmodul  $G/\gamma$  der Schalenhaut. Dieser Kennwert ist in der folgenden Zahlentafel 2 für einige Werkstoffe eingetragen.

Zahlentafel 2 Kennwerte für Torsionsschalen-Werkstoffe

	Spez. Gewicht $\gamma$ p/cm <sup>3</sup>	Faser- richtung	Schubmodul	Spez. Schubmodul $G/\gamma$ km
			G kp/mm <sup>2</sup>	
Sperrholz	0,9	längs	100	111
		diagonal	350	390
GFK (Glasgewebe) 1,6		längs <sup>3</sup>	320	200
		diagonal <sup>4</sup>	640	400
Duraluminium	2,8	-	2900	1050

<sup>3</sup> quadratisches oder unidirektionales Glasgewebe (vergleiche Abschnitt 3.1)

<sup>4</sup> quadratisches Gewebe

Ebenso wie bei Sperrholz ist für GFK der Schubmodul (und auch die Schubfestigkeit) bei diagonaler Faserrichtung höher als bei Längsrichtung der Fasern. Die spezifischen Schubmoduln für diagonalgefaserten GFK und Diagonalsperrholz unterscheiden sich nicht nennenswert.

Die Werte für Duraluminium zeigen, daß eine Torsionsschale aus diesem Werkstoff sehr dünnwandig und leicht ausfallen könnte, wenn die dabei auftretenden Stabilitätsprobleme konstruktiv gelöst würden. Über Stabilitätsprobleme bei GFK-Konstruktionen wird später noch einiges auszuführen sein.

### 3. Reine Schalenkonstruktionen mit GFK

#### 3.1 Allgemeine Betrachtungen, Werkstoff-Kennwerte

Die reine Schalenbauweise wurde bisher bei Segelflugzeug-Tragflächen selten angewandt. Sie erscheint aber für die Verwendung von GFK als tragendem Werkstoff besonders geeignet.

Mit längsgefasertem GFK lassen sich hohe Zug- und Druckspannungen in Faserrichtung übertragen. Die Zahlen-

tafel 2 zeigt auch einen relativ hohen spezifischen Schubmodul für GFK mit Faserverlauf in Längsrichtung (200 km). Ordnet man also den längsorientierten Werkstoff, der zur Aufnahme der aus der Biegebeanspruchung des Flügels resultierenden Zug- und Druckspannungen dienen soll, nicht wie bei einem Holm in ziemlich kompakten Querschnitten, sondern in Form einer dünnwandigen geschlossenen Schale an, so hat ein derartiger Biegeträger auch bereits eine beachtliche Torsionssteifigkeit. Im allgemeinen braucht man diese Schale dann zusätzlich nur noch mit einer dünnen Schicht aus diagonal orientiertem Werkstoff zu belegen, um eine ausreichende Verdrehsteifigkeit zu erreichen.

Für die Wahl einer bestimmten Bauweise können auch Fragen der Fertigungstechnik ausschlaggebend sein. Glasgewebe sind in Breiten bis zu 1,5 m und beliebiger Länge erhältlich. Durch Aufeinanderichten (Laminieren) verschieden langer Gewebelagen kann man sehr rationell in einem Arbeitsgang breite, schalenförmige Bauteile mit abgestufter Wandstärke herstellen. Schäftungen wie bei Holzschalen, oder Nietungen, wie bei Metallschalen, entfallen dabei.

Zur Erzielung hoher Zug- und Druckfestigkeiten in einer Vorzugsrichtung auf Kosten der Festigkeiten in anderen Richtungen verwendet man unidirektionale Glasgewebe, bei denen im Gegensatz zu quadratischen Geweben in der einen Richtung mehr Glasfasern verlaufen als in der dazu senkrechten Richtung. Auf diese Weise kann man den Werkstoff an den in manchen Flugzeugteilen vorherrschenden einachsigen Spannungszustand anpassen. Wegen der durch das Verweben bedingten Welligkeit der einzelnen Glasfäden blieben die Werte für die mechanischen Eigenschaften von GFK mit Gewebeverstärkung zunächst erheblich niedriger als die von GFK mit Rovingverstärkung. Seit einiger Zeit werden aber auch parallelliegende, dünne Rovings mittels weniger Querfäden zu Gewebematten zusammengefaßt. Bei der Verarbeitung solcher Gewebe kann man die einzelnen Glasfäden praktisch wellenfrei und parallel im Kunstharz einbetten. Dies ist ein sehr wesentlicher Faktor, durch den die Druckfestigkeit eines Glasfaserkunststoffes günstig beeinflusst wird, die nach [9] als «innere Knickfestigkeit» des Glasfasergerüsts gedeutet werden kann. Gerade im Kunstharz eingebettete Glasstränge knicken erst bei höheren Lasten, als sie für vorgekrümmte Faserbündel gefunden werden. Bei Anwendung einfacher Verarbeitungsverfahren lassen sich zwar beim Laminieren von Glasgeweben keine so hohen Glasgehalte und damit keine so hohen Festigkeiten erreichen wie beim Ziehen von Rovings durch Düsen; dafür sind dann aber auch die spezifischen Gewichte geringer, und den Leichtbaukonstrukteuren interessieren ja in erster Linie die *spezifischen* Festigkeiten und Moduln. Einige Durchschnittswerte für GFK mit Glasgewebeverstärkung im Vergleich zu GFK mit reiner Rovingverstärkung sind in der folgenden Zahlentafel 3 angegeben.

Zahlentafel 3 Kennwerte für GFK

	Spez. Gewicht	Zug- festigkeit	Druck- festigkeit	E-Mod.	Spez. Zug- festigkeit	Spez. Druck- festigkeit	Spez. E-Mod.
	$\gamma$ p/cm <sup>3</sup>	$\sigma_z$ kp/mm <sup>2</sup>	$\sigma_d$ kp/mm <sup>2</sup>	E kp/mm <sup>2</sup>	$\sigma_z/\gamma$ km	$\sigma_d/\gamma$ km	E/ $\gamma$ km
GFK (unidirektion. Gewebe)	1,6	40	24 ÷ 35 <sup>5</sup>	2400	25	15 ÷ 22 <sup>5</sup>	1500
GFK (Roving)	1,75	60	40 ÷ 55	3500	34	23 ÷ 31	2000

<sup>5</sup> Die niedrigeren Werte gelten für eine Wandstärke von etwa 1 mm, die höheren für etwa 4 mm dicke Lamine (vergleiche [9])

### 3.2 Krafteinleitung in Schalen

Wenn zum Zwecke des einfachen Straßentransportes die Segelflugzeugtragfläche geteilt ausgeführt werden muß, gestaltet sich beim reinen Schalenflügel das Krafteinleitungsproblem etwas schwieriger als beim Holmflügel. Da beim Segelflugzeug auf eine Schnellmontagemöglichkeit nicht verzichtet werden sollte, darf auch bei der Schalenbauweise jeder Flügel nur wenige (meistens drei bis vier) Anschlußpunkte aufweisen. Abb. 3a zeigt eine Lösung für die Krafteinleitung in Schalen, die auf Anregungen von U. Hütter zurückgeht und im «Phönix FS 24» von Nägele und Eppler konstruktiv verwirklicht wurde. Durch die «Querkraft-Auflagerung» des Anschlußstummels wird das Biegemoment aus dem Flügel allmählich in eine Flügelbrücke übergeführt, die im Rumpf eingebaut ist. Für die sehr hohen Querkräfte (Auflagerkräfte) in den Stegen des Anschlußstummels und der Flügelbrücke ist gegenüber einem normalen Flügelanschluß ein gewisser Werkstoffmehraufwand nötig.

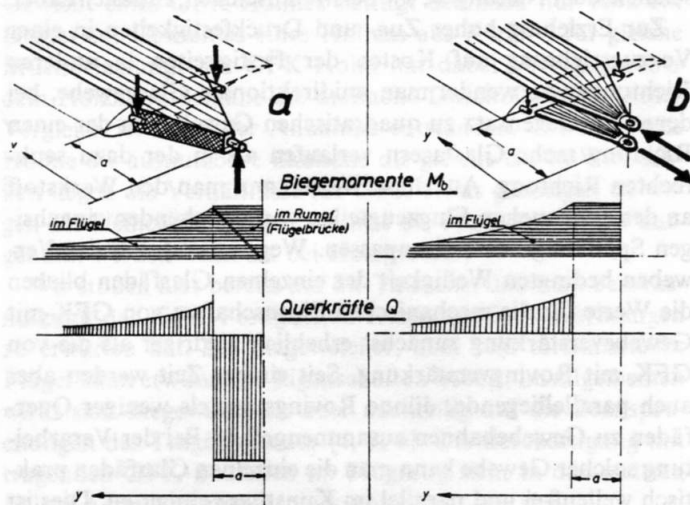


Abb. 3 Grundsätzliche Möglichkeiten der Krafteinleitung in Schalen bei Berücksichtigung der Schnellmontagefähigkeit

Auftretende Kräfte und Beanspruchungsgrößen

a) Querkraft-Auflagerung

b) Überleitung der Längskräfte

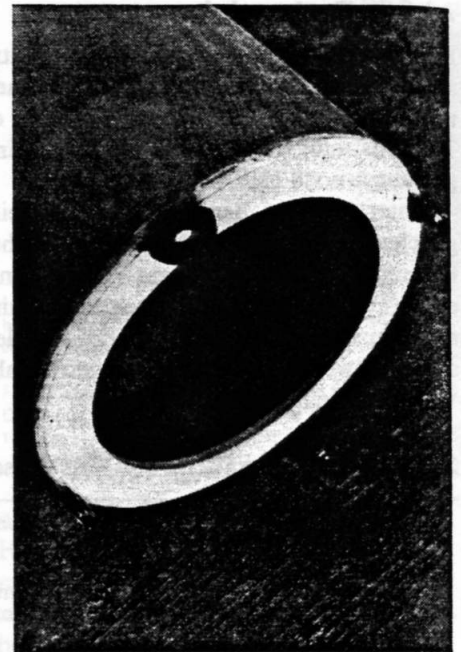
Diese Verstärkung der Schubstege kann vermieden werden, wenn die in Abb. 3b skizzierte Beschlagsanordnung gewählt wird, die für Holmflügel allgemein üblich ist. Vom Beschlag ausgehend, verlaufen Glasstränge strahlenförmig in das Bauteil und verteilen die Kraft in die Schale. Abb. 4 zeigt die Anwendung dieser Krafteinleitungsart an der Rumpfröhre des Segelflugzeuges D-35, die an ein Stahlrohr-Rumpfboot angeschlossen wird. Die Beschläge selbst sind konstruktiv ähnlich ausgeführt wie die eingangs erwähnten Duraluminium-Beschläge für Holmgerüste (Abb. 2).

Eine Stummel-Auflagerung nach dem Prinzip der Abb. 3a war im ersten Entwurf der D-35 für das V-Leitwerk vorgesehen, dessen Außenteile in das mit dem Rumpf fest verbundene Mittelteil eingesteckt wurden, wie es in Abb. 5 sichtbar ist.

### 3.3 Betrachtungen zur optimalen Auslegung von GFK-Schalen

Der Erzielung einer hohen Torsionssteifigkeit mit erträglichem Werkstoff-, das heißt Gewichts-aufwand kommt bei Anwendung neuerer Laminarprofile [1, 2] erhöhte Bedeutung zu. Mit diesen kann man sehr kleine Widerstandsbeiwerte und

Abb. 4 Rumpfröhre mit Krafteinleitungselementen zum Anschließen an eine Fachwerkkonstruktion



große Höchstauftriebsbeiwerte erreichen, wenn man relativ hohe Momentenbeiwerte bei kleinen Profildicken in Kauf nehmen kann. Wir haben eingehende Betrachtungen über die Erzielung einer geforderten Torsionssteifigkeit mit geringstmöglichem Werkstoffaufwand angestellt. Die Ergebnisse können in drei Optimalregeln zusammengefaßt werden (vergleiche Abb. 6 und 7):

1. Man Sorge dafür, daß an jeder Stelle des Umfangs der Torsionsröhre die Schubsteifigkeit ( $Gt$ ) der Schalenhaut den gleichen Betrag hat, das heißt (Schubmodul  $\times$  Wandstärke) für unidirektionales Laminat + (Schubmodul  $\times$  Wandstärke) für diagonal orientiertes Laminat soll auf dem ganzen Umfang konstant sein (vergleiche Abb. 6 links).

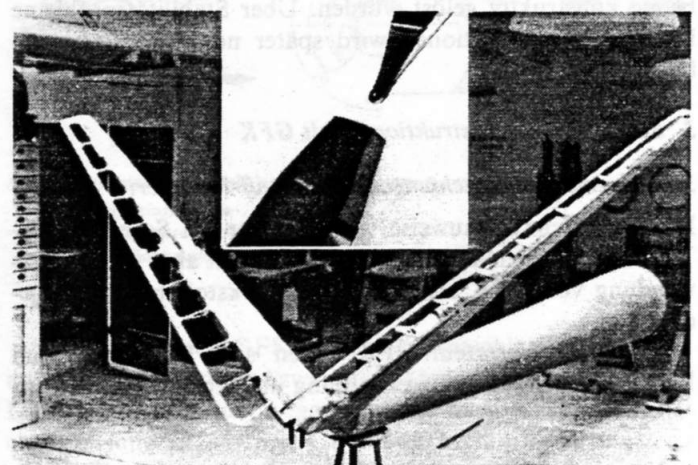


Abb. 5 Anschluß von Leitwerkteilen durch Querkraft-Auflagerung

Im Idealfall würde die Werkstoffverteilung für die Haut eines Schalenflügels danach etwa folgendermaßen aussehen: Unidirektionales Laminat für die Biegebeanspruchung würde nur in den Partien des Profils angeordnet werden, wo die Bauhöhe groß ist; entsprechend den unterschiedlichen Festigkeiten für Zug und Druck auf der Profilloberseite dicker als auf der Profilunterseite. Dafür ist dann aber auf der Profil-

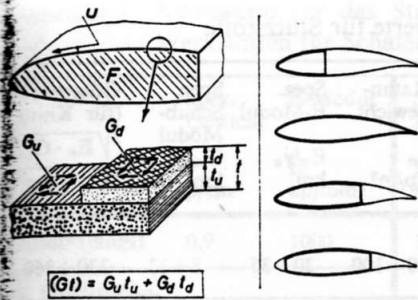


Abb. 6 Skizzen zur optimalen Bemessung eines Torsionsröhren-Querschnittes

unterseite das zusätzliche Diagonallaminat für Torsionssteifigkeit etwas dicker als das Diagonallaminat auf der Oberseite. Profillinse und eventuell vorhandene Stege sollten nur aus Diagonallaminat bestehen. Auf jeden Fall sollte aber auf dem Umfang der tragenden Schale die Summe von Schubmodul  $\times$  Wandstärke für die benutzten Werkstoffe konstant sein.

2. Das Verhältnis von Umfang  $U$  zu umschlossener Fläche  $F$  der Torsionsröhre muß so klein wie möglich gewählt werden.

Abb. 6 zeigt auf der rechten Seite, auf welche Weise verschiedene tragende Schalen in ein vorgegebenes Profil gelegt werden können. In der Abbildung nimmt das Verhältnis  $U/F$  von oben nach unten ab; die unterste Ausführung weist etwa das für dieses Profil kleinstmögliche  $U/F$  auf.

Die beiden zuerst genannten Regeln sollten möglichst in jedem Querschnitt der Torsionsröhre befolgt werden. Man muß nun aber weiter die Frage nach der günstigsten Verteilung der Schubsteifigkeit ( $Gt$ ) der Schalenhaut über die Längsrichtung  $y$  (beim Flügel Spannweitenrichtung) stellen, bei der mit geringstmöglichem Gewichts Aufwand der Verdrehwinkel  $\phi$  am Flügelende auf ein vorgeschriebenes Maß begrenzt wird (vergleiche Abb. 7). Die Theorie liefert eine weitere Optimalregel:

$$3. (Gt)_{opt} = K \cdot \frac{\sqrt{M_t}}{F}, \text{ wobei } K \text{ eine Konstante ist.}$$

Für die GFK-Schale heißt das: Die örtliche Schubsteifigkeit der Schalenhaut soll so über die Spannweite verteilt werden, wie die Quadratwurzel aus dem örtlichen Torsionsmoment  $M_t$ , dividiert durch die jeweilige umschlossene Fläche  $F$ .

Die absolute Größe der Schubsteifigkeit wird durch den Vorfaktor  $K$  bestimmt. Wie dieser mit dem vorgeschriebenen Verdrehwinkel  $\phi$ , der Momentenbelastung und den geometrischen Gegebenheiten zusammenhängt, ist ebenfalls in der Abb. 7 eingetragen.

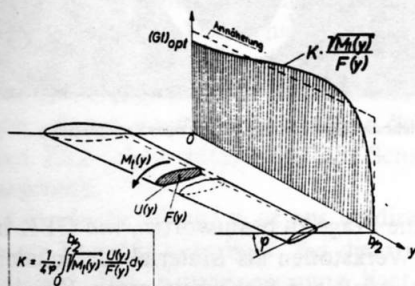


Abb. 7 Skizze zur optimalen Verteilung der Schubsteifigkeit über die Länge einer Torsionsröhre

In der Praxis läßt sich diese Optimalverteilung recht gut annähern, indem man über der ganzen Spannweite eine kon-

stante Schubsteifigkeit ( $Gt$ ) der Schalenhaut verwirklicht. Die Firma Steiger & Deschler (Interglas), Ulm, hat für uns ein endloses Diagonalgewebe in Sonderanfertigung hergestellt, welches im Laminat ein Produkt  $Gt$  ergibt, das genau so groß ist wie das Produkt  $Gt$  für das von uns benutzte unidirektionale Gewebe. In unserer Flügelbauweise beginnt also möglichst überall dort, wo eine unidirektionale Gewebelage aufhört (weil sie wegen der abnehmenden Längsbelastung in der Schale nicht mehr benötigt wird), eine im Hinblick auf Schubsteifigkeit äquivalente diagonale Gewebelage, die aber nur etwa halb so schwer ist wie eine Lage unidirektionales Gewebe (vergleiche die Kennwerte  $G/\gamma$  in Zahlentafel 2).

### 3. 4 Stabilitätsprobleme, Sandwichbauweise, Stützstoffe

Die hohen Festigkeiten von GFK führen bei der Schalenkonstruktion zu kleinen Wandstärken. Um die GFK-Festigkeiten in einem solchen dünnwandigen Bauteil auch wirklich ausnutzen zu können, muß man Stabilitätsbrüche (Beulbrüche) durch Anwendung entsprechender Konstruktionsprinzipien ausschalten. Bei der heute zur Verfügung stehenden Werkstoffpalette liegt es nahe, eine Sandwich-Schalenkonstruktion auszuführen. Sie besteht in einem Verbund von zwei hochfesten Deckschichten, die den überwiegenden Teil der Beanspruchung übernehmen, und einem spezifisch sehr leichten Kern, dessen Anteil an der Belastungsaufnahme bei der Berechnung meistens vernachlässigt werden kann.

Man hat grundsätzlich verschiedene Möglichkeiten der elastischen Instabilität von Sandwichplatten zu unterscheiden (vergleiche Abb. 8):

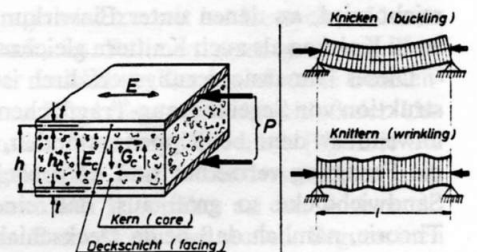


Abb. 8 Aufbau einer Sandwichplatte. Möglichkeiten der Instabilität

1. Langwelliges Knicken (buckling) der Sandwichplatte als Ganzes zwischen ihren Auflagern, z. B. den Rippen, und
2. Kurzwelliges, selbständiges Beulen der Deckschichten, das meistens als Knittern (wrinkling) bezeichnet wird.

Bei der Berechnung der kritischen Belastung für das langwellige Knicken darf im allgemeinen die Schubelastizität des Kernes nicht vernachlässigt werden. Die kritische Knicklast ergibt sich als «Euler-Last» ( $P_{Euler}$ ), multipliziert mit einem Korrekturfaktor ( $k_{Schub}$ ), durch den die Schubweichheit der Kernschicht berücksichtigt wird:

$$(1) P_{Knicken}^{krit} = P_{Euler} \cdot k_{Schub}, \text{ wobei } k_{Schub} = \frac{1}{1 + \frac{P_{Euler}}{G_c \cdot h_c}}$$

$$(1a) P_{Euler} \approx \frac{\pi^2 \cdot E \cdot \frac{th^2}{2}}{l^2} \left[ \frac{kp}{cm} \right]$$

In der Gleichung für die Euler-Last, die hier für den Fall der momentenfreien Auflagerung und fehlenden seitlichen

Stützung angegeben ist, finden wir als einzige Werkstoffgröße den Elastizitätsmodul  $E$  der Deckschichten. Der Schubkorrekturfaktor enthält einen Schubmodul  $G_c$  (siehe Abb. 8) und die Höhe  $h_c$  des Kernes.

Die Gleichung für die kritische Knitterlast ist anders aufgebaut:

$$(2) \quad P_{\text{Knittern}}^{\text{krit}} \approx 1,6 \cdot t \cdot \sqrt[3]{E \cdot E_c \cdot G_c} \left[ \frac{\text{kp}}{\text{cm}} \right]$$

Demnach ist die kritische Druckspannung in den Deckschichten, bei der Knittern eintritt:

$$\sigma_{\text{Knittern}}^{\text{krit}} \approx 0,8 \cdot \sqrt[3]{E \cdot E_c \cdot G_c} \left[ \frac{\text{kp}}{\text{cm}^2} \right]$$

unabhängig von den Abmessungen der Sandwichplatte und wird allein durch Elastizitätsgrößen der Deckschichten und des Kernes bestimmt (vergleiche Abb. 8). Dies rührt daher, daß Spannungen im Kern mit wachsender Entfernung von den Deckschichten sehr schnell abklingen.

Ein von Flüge und Marguerre entwickeltes Verfahren zur optimalen Auslegung druckbeanspruchter Sandwichplatten [10, 11] ermöglicht es, bei vorgegebener Last  $P_{\text{krit}}$ , einem vorgegebenen Rippenabstand (oder Stegabstand)  $l$  und einer gewählten Werkstoffkombination für Deckschichten und Kern, die Deckschichtstärke  $t$ , die Kernhöhe  $h_c$  und das Raumgewicht  $\gamma_c$  des Kernes so zu berechnen, daß man das absolute Gewichtsminimum für die Sandwichplatte erhält. Die Theorie zeigt, daß dieses Gewichtsminimum mit Sandwichplatten erreicht wird, an denen unter Einwirkung einer Last  $P_{\text{krit}}$  sowohl Knicken als auch Knittern gleichzeitig eintreten müßten.

Dieses Dimensionierungsverfahren ist jedoch für die Konstruktion von Segelflugzeug-Tragflächen normalerweise kaum anwendbar, denn bei Rippenabständen, die mit Rücksicht auf die Fertigung vertretbar sind, fällt nach dieser Methode die Sandwichdicke so groß aus, daß eine Voraussetzung der Theorie, nämlich daß beide Deckschichten die Belastung zu gleichen Teilen tragen, bei weitem nicht mehr erfüllt ist. Ist die Sandwichdicke nicht mehr klein gegen die Profildicke, so handelt es sich nicht mehr um ein Knickproblem, sondern um Knickbiegung. Im übrigen ist die durch das Profil gegebene Bauhöhe dann schlecht ausgenutzt.

Anders liegen die Verhältnisse bei Verwendung von Balsaholz als Sandwichkern. Wegen seines hohen Elastizitätsmoduls in Faserrichtung trägt ein längs eingelegter Balsaholzkern einen beachtlichen Teil der Gesamtbelastung der Sandwichplatte. Wir haben jedoch keine weiteren Untersuchungen über Balsa-Sandwich angestellt, weil wir annahmen, daß sich für diese Verbundbauweise keine rationelle Fertigungsmethode finden ließe. Weiter wirkten für den Einsatz von Balsaholz die Schwankungen der mechanischen Eigenschaften dieses Naturproduktes sowie Probleme, die mit der geringen Quer-Festigkeit zusammenhängen, hemmend. Die Entwicklung des «Phönix» [12], der an der Weltmeisterschaft teilnahm, und der «Kria» [13] zeigen aber, daß durch Verwendung von Balsaholz als Sandwichkern hochwertigster Leichtbau möglich ist.

Unser Augenmerk richtete sich in erster Linie auf die spezifisch leichteren künstlichen Stützstoffe, wie Kunststoffschäume und Wabenstoffe (Honeycomb). Für diese gelten die Voraussetzungen der Theorie von Flüge und Marguerre.

Zahlentafel 4 Kennwerte für Stützstoffe

	Raumgewicht $\gamma_c$ kp/m <sup>3</sup>	Spez. E-Modul $E_c/\gamma_c$ km	Spez. Schub-Modul $G_c/\gamma_c$ km	Gütwert (für Knittern) $\sqrt[3]{E_c \cdot G_c/\gamma_c}$ $10^3 \cdot \sqrt[3]{\text{cm}^5/\text{kp}}$
PVC-Schaumstoff <sup>6</sup>	40 ÷ 100	20 ÷ 35	8 ÷ 13	330 ÷ 360
Polyurethan- und Polystyrol-Schaumstoff <sup>7</sup>	25 ÷ 200	16 ÷ 35	8 ÷ 18	370 ÷ 310
Phenolharzgetränkte Papierwaben <sup>8</sup>	25 ÷ 55	320 ÷ 420	120 ÷ 130	2500 ÷ 2100

<sup>6</sup> Nach Firmen-Druckschrift Le Klégécell, Paris, Notice 8, April 1956

<sup>7</sup> Nach Forschungsbericht Nr. 487 des Landes Nordrhein-Westfalen

<sup>8</sup> Nach [14]

Kennwerte für diese Stützstoffkategorie enthält die obige Zahlentafel 4.

Hohe Werte für den spezifischen Elastizitätsmodul  $E_c/\gamma_c$  und den spezifischen Schubmodul  $G_c/\gamma_c$  ergeben niedriges Gewicht der Sandwichplatte [14]. Wenn eine Konstruktion auf Sicherheit gegen Knittern ausgelegt werden muß, ist das Gewicht des Stützstoffes dem in der letzten Spalte der Zahlentafel 4 angegebenen Gütwert umgekehrt proportional. Schaumstoffe weisen, verglichen mit Papierwaben [14], erheblich kleinere Kennwerte auf; teilweise scheiden Schaumstoffe auch wegen der starken Abnahme der elastischen Werte mit steigender Temperatur für die Anwendung im Flugzeugbau aus.

Ein Beispiel für eine Sandwichschale mit Papierwaben-Kern ist die in Abb. 9 gezeigte Rumpfröhre der D-35. Sie enthält als einzige zusätzliche Versteifung den im Bild sichtbaren Spant auf der Anschlußseite des Rumpfbotes.



Abb. 9 Rumpfröhre in Sandwichbauweise für ein doppelsitziges Segelflugzeug

Es bleibt nun noch die Frage zu beantworten, wie GFK im Vergleich zu anderen Werkstoffen als Material für Schalenhäute zu bewerten ist. Muß auf Sicherheit gegen Knicken dimensioniert werden, dann ist das Gewicht der Schalenhaut umgekehrt proportional  $E/\gamma$  (siehe Gleichung 1a); für Knittern wird  $\sqrt[3]{E/\gamma}$  maßgebend (siehe Gleichung 2).

Zahlentafel 5 Kennwerte für das Stabilitätsverhalten von Werkstoffen für Schalenhäute.

	Spez. Gewicht	E-Modul	Spez. E-Modul	Gütwert (für Knittern)
	$\gamma$ p/cm <sup>3</sup>	E kp/mm <sup>2</sup>	E/ $\gamma$ km	$\sqrt[3]{E/\gamma}$ cm <sup>2</sup> · $\sqrt[3]{\text{cm}/\text{kp}^2}$
Sperrholz (längs)	0,9	1000	1100	51 500
GFK (unidirektionales Gewebe)	1,6	2400	1500	39 000
Duraluminium	2,8	7250	2590	32 000

Betrachten wir die Werkstoffe Sperrholz, GFK und Duraluminium, die in der Zahlentafel nach steigendem spezifischem Gewicht geordnet sind, so stellen wir fest, daß  $E/\gamma$  mit steigendem spezifischem Gewicht wächst,  $\sqrt[3]{E/\gamma}$  aber mit steigendem spezifischem Gewicht abnimmt. Für den Fall, daß Knicken maßgebend ist, wird Duraluminium eine leichtere Konstruktion ergeben als GFK oder Sperrholz; ist jedoch nur das Knittern von Bedeutung, so ist GFK besser für Schalenhäute geeignet als Duraluminium, aber noch nicht so gut wie Sperrholz.

### 3.5 Einhäutige GFK-Schale mit Waben-Vollkern (Bauweise der Akademischen Fliegergruppe Darmstadt)

#### 3.5.1 Statische Gesichtspunkte

Entwirft und dimensioniert man für ein kleines, einsitziges Segelflugzeug einen GFK-Schalenflügel, so stößt man auf folgende Besonderheiten:

Da die im Flügel wirkenden Kräfte auf eine große Breite (etwa 40 bis 60% der Profiltiefe) verteilt werden und die GFK-Festigkeitswerte hoch liegen, ergibt die Festigkeitsrechnung sehr kleine Wandstärken. In einem weiten Bereich des Außenflügels würde eine einzige Gewebelage zur Übertragung der Kräfte ausreichen. Um eine Sandwichschale herstellen zu können, benötigt man aber mindestens zwei Gewebelagen, je eine für die äußere und innere Deckschicht.

Ferner zeigt sich bei der Bestimmung des Kernwerkstoffes, daß Papierwaben mit einem Raumgewicht von nur 25 bis 30 kp/m<sup>3</sup> für die GFK-Schalenhaut bereits Knitterspannungen ergeben, die oberhalb der GFK-Druckfestigkeit (etwa 30 kp/mm<sup>2</sup>) liegen. Bei Verwendung solcher Waben erhält man nach dem Auslegungsverfahren von Flügelge und Marguerre bei Wahl vertretbarer Rippen- oder Stegabstände aber relativ große Sandwichdicken mit den bereits erwähnten Nachteilen.

Es lag daher nahe, die Sandwichbauweise «entarten» zu lassen. In Gedanken können wir z.B. die Wabenschicht, welche die äußere Deckschicht auf der Profilloberseite stützen soll (Abb. 10), so dick werden lassen, daß sie bis zur Profilunterseite durchgreift. Die innere Deckschicht entfällt damit; man gelangt somit zur einhäutigen Schale mit Waben-Vollkern. Eine solche stützstoffgefüllte Schale ist in Abb. 10 unten dargestellt.

Die eine Schalenhaut ist aus unidirektionalem und diagonalem Laminat aufgebaut. Bei dieser Bauweise gibt es kein Knicken. Die Knitterspannung liegt oberhalb der GFK-Druckfestigkeit; die Werkstoff-Festigkeit wird also voll ausnutzbar. Ferner gelangen bei der einhäutigen Schale alle tragenden Fasern in unmittelbare Nähe der Außenkontur, wo-

durch das Profil statisch bestmöglich ausgenutzt wird. Die Füllung der tragenden Schale mit leichten Waben dürfte bei einsitzigen Segelflugzeugen bis zu etwa 15 m und nicht zu kleinen Streckungen vertretbar sein. Mit Vergrößerung der Spannweite nimmt das Stützstoff-Gewicht jedoch schnell zu; bei geometrisch ähnlicher Vergrößerung wächst es mit der dritten Potenz der Spannweite.

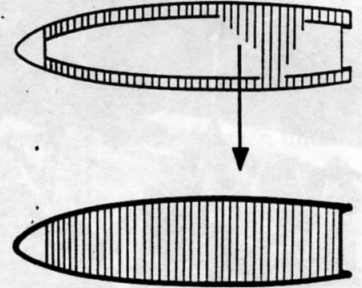


Abb. 10 Übergang von der Sandwichschale auf die stützstoffgefüllte Schale

#### 3.5.2 Verklebungsfragen

Für die einwandfreie Verklebung von GFK-Laminaten mit Papierwaben benötigt man verhältnismäßig große Klebstoffgewichte je Flächeneinheit (etwa 0,3 kp/m<sup>2</sup>). Deshalb wirkt es sich günstig aus, wenn man statt zwei Laminatschichten, wie bei der Sandwichschale, nur eine mit dem Kern zu verkleben braucht, wie es bei der einhäutigen Schale mit Vollkern der Fall ist.

Die Erzielung einer hohen Haftfestigkeit zwischen GFK und Waben ist die wichtigste Voraussetzung für die Anwendbarkeit dieser Bauweise. Die besten Ergebnisse wurden bisher mit einer Haftvermittlerschicht aus Stapelfaser-Glasgewebe erzielt. Über diese Frage wird zurzeit im Deutschen Kunststoff-Institut, Darmstadt, im Rahmen eines größeren Forschungsvorhabens über Leichtbau-Kunststoffe eine Studienarbeit ausgeführt, deren Ergebnisse nach Abschluß der Untersuchungen veröffentlicht werden (siehe auch [9]). Die auf den Wabenkern aufgeklebten Haftvermittlerschichten sind so durchsichtig, daß man alle Klebnähte an den Wabenzellrändern durch bloßes Betrachten von außen begutachten kann. Dies ist im Hinblick auf eine einfach durchzuführende Bauprüfung ein ganz wesentlicher Vorteil des transparenten Glasfaserkunststoffes gegenüber beispielsweise Sperrholz oder Leichtmetallblech.

#### 3.5.3 Baumethode

Der für uns wichtigste Gesichtspunkt für die Wahl der oben beschriebenen Bauweise war folgender: Man kann den Bau der Tragfläche mit dem Aufbau des Wabenkernes beginnen und dann die GFK-Schalenhaut von außen aufbringen. Dadurch wird die vorherige Herstellung von Negativformen oder Formkernen vollständig umgangen, die besonders bei der *Einzelfertigung* von Versuchs-Segelflugzeugen einen recht unerwünschten Aufwand darstellt.

Die Baumethode erfordert vertieftes Wissen um die technologischen und physikalischen Eigenschaften der neuen Werkstoffe; sie ist im übrigen aber sehr einfach gehalten:

Auf einem Hellingbalken wird der Sperrholzsteg (in Abb. 1 teilweise sichtbar) gebogen und verleimt und dann an den Hellingbalken genagelt. Der Steg bildet somit die Ausgangsbasis für den weiteren Flügelaufbau. Der Steg, Rippen im Abstand von 560 mm und eine Nasenleiste bilden das Flügelgerippe, in das quaderförmige Wabenblöcke eingeklebt werden.

Aus statischen Gründen könnte man auf die Rippen ganz verzichten; sie dienen lediglich als Schablonen zum Profilieren und als Hilfsmittel zum Zusammenfügen der einzelnen Wabenblöcke.

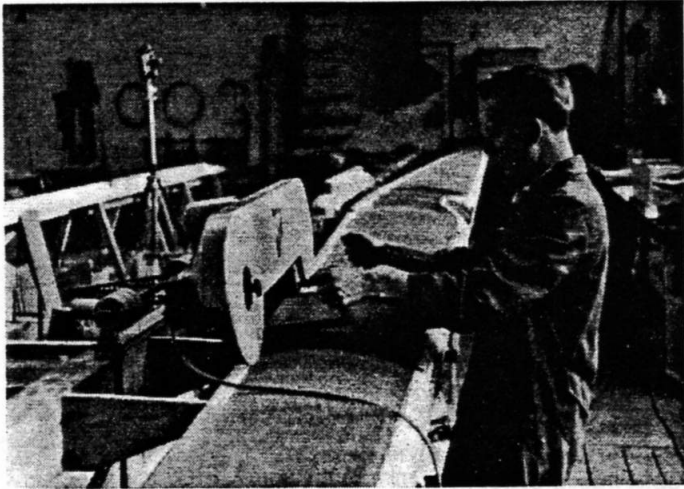


Abb. 11 Profilieren des Wabenkernes mit einer Kontur-Säge

Für das Bearbeiten der Wabenblöcke auf Profilform wurde in Zusammenarbeit zwischen Akaflieg Darmstadt, dem Deutschen Kunststoff-Institut und der Maschinenfabrik Mößner KG, Schwäbisch-Gmünd, eine Kontur-Säge als leichtes Handgerät entwickelt. Dieses Gerät wird auf Laufröllchen über die Rippen geführt, wobei ein Bandsägeblatt den zwischen den Rippen befindlichen Wabenblock auf die durch die Rippen vorgegebene Profilform schneidet (Abb. 11). Der Sägeschnitt ist sauber und so genau, daß ein kurzes Nachschleifen mit einer Straaklatte (Abb. 12) dem Kern bereits die endgültige Form gibt. Durch die Schaffung der Waben-Kontursäge wurde das Bearbeiten der Wabenblöcke auf Profilform zu einem sehr einfachen Arbeitsgang, der in kürzester Zeit ausgeführt werden kann. Um bequem auf beiden Seiten des Profils mit der Kontursäge arbeiten zu können, haben wir den Hellingbalken schwenkbar auf einem Gerüst aus handelsüblichen gelochten Winkeleisen gelagert. Nachdem die Waben-



Abb. 12 Flügelkern für das Segelflugzeug D-34 d auf der Schwenk-Helling. Nachstraaken der Wabenfüllung

blöcke auf einer Seite fertig bearbeitet sind, kann der Flügelkern auf dem Hellingbalken um  $180^\circ$  geschwenkt werden.

Damit die Laufröllchen der Kontursäge genügend Auflagefläche auf den Rippen finden, werden diese als Kastenrippen mit breiten, lamellierten Kieferngurten ausgeführt. Nach Einlegen eines Wabenkernes, dessen Höhe gleich der Breite der Rippengurte ist, wird beiderseitig eine Rippenbeplankung aus 0,4 mm starkem Sperrholz aufgeklebt. Die großen Wabenblöcke für den Flügelkern werden auf eine Länge zugeschnitten, die etwas größer ist als der Rippenabstand. Infolge einer kleinen Vorspannung hält sich ein Wabenblock daher selbst zwischen den Rippen, bis der Klebstoff erhärtet ist, durch den der Wabenblock mit der gesamten Seitenfläche der Rippen verklebt wird. Die Waben übernehmen einen Teil der Querkraft, und der sich daraus ergebende Schubfluß kann wegen der großflächigen Verklebung von einem Wabenblock über die Rippe auf den nächsten übertragen werden.

Die Haftvermittlerfolien (vergleiche Abschnitt 3.5.2) stellt man zweckmäßigerweise zwischen zwei Schutzfolien her, die erst abgezogen werden, wenn die Haftvermittlerfolie maßgerecht für das Bauteil zugeschnitten worden ist. Um eine sichere Klebverbindung zu erzielen, haben wir die Haftvermittlerfolie anschließend noch leicht angeraut und unmittelbar vor der Verklebung in einem Lösungsmittelbad gereinigt. Sofort nach der Trocknung wird eine vom Konstrukteur genau vorgeschriebene Klebmittelmenge aufgetragen und dann die Haftvermittlerfolie von unten gegen den Wabenblock gespannt. Auf diese Weise verhindert man, daß Klebstoff in den Waben versickert; bringt man die Folie von unten gegen die Waben, so ziehen die Wabenzellränder durch Adhäsions- und Kapillarkräfte den flüssigen Kleber an, und es bilden sich gute Klebstoffnähte mit Hohlkehlenform.

Wenn alle Wabenblöcke mit Haftvermittlerfolie beklebt sind, hat man den fertigen Flügelkern vorliegen, der nun bereits eine dichte und feste Oberfläche aufweist, auf der die GFK-Schalenhaut laminiert werden kann.

Nachdem der Hellingbalken so geschwenkt worden ist, daß der Flügelkern mit der Profilmase nach oben zeigt, wird der Kern mit Laminierharz eingestrichen und die erste Gewebbahn der Schalenhaut, von der Nase ausgehend, auf beide Seiten des Profils abgerollt und glattgestrichen. Das Harz dringt dann von unten her in das Gewebe ein und treibt dabei die Luft zwischen den Glasfäden heraus. Notfalls kann man durch leichtes Betupfen mit einem Pinsel nachhelfen. In Bereichen, in denen mehrere Gewebelagen aufeinander laminiert werden müssen, trägt man erneut Harz auf die bereits durchtränkte Gewebelage auf und breitet die nächste, noch trockene Gewebbahn darauf aus. Nachdem alle im «Schichtplan» (vergleiche [9]) vorgeschriebenen Gewebelagen aufgebracht worden sind, wird das noch nasse Laminat mit einer Polyäthylenfolie bedeckt; mit Balsaholzbrettchen kann man jetzt überschüssiges Harz und eventuell noch eingeschlossene Luft aus dem mit der Folie abgedeckten Laminat herausquetschen. Wenn die Schalenhaut ausgehärtet ist, wird die Trennfolie abgezogen und mit zwei Schnitten durch den Sperrholzsteg die tragende Schale vom Hellingbalken getrennt. Zur Erzielung einer ganz glatten Oberfläche muß jetzt nachträglich nochmals etwas Harz aufgetragen werden, das unter dicken Trennfolien glattgestrichen wird. Das Gewicht dieser Harzschicht muß als «totes» Gewicht betrachtet werden. Es bleibt jedoch in erträglichen Grenzen und kann als Preis für die Einfachheit der Bauweise (Einsparung der Negativform) in Kauf ge-

kommen werden. In der Serienfertigung wird man selbstverständlich danach trachten, die bei der beschriebenen Bauweise noch erforderliche mechanische Nachbearbeitung der Oberflächen durch Herstellung der Teile in Negativformen zu umgehen.

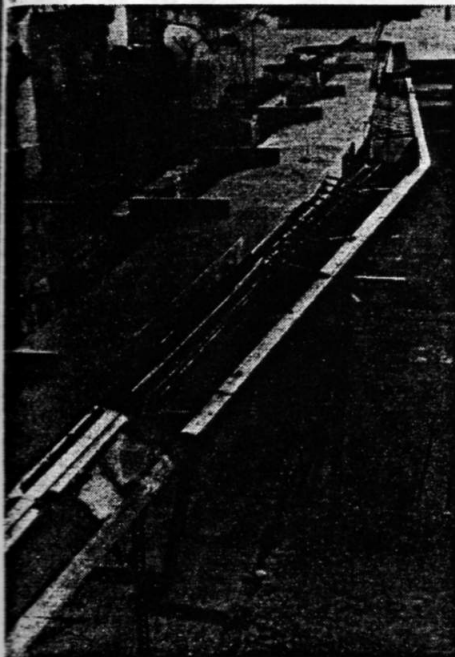


Abb. 13 Tragende Glasfaserkunststoff-Schale während der Montage der Steuerorgane; links im Vordergrund ein wabengefülltes Querruder

Abb. 13 zeigt die fertiggestellte tragende Schale, an die nun Steuerorgane und Endverkleidungen angebaud werden müssen.

### 3.5.4 Bisherige Erfahrungen mit der neuen Bauweise

#### 3.5.4.1 Belastungsversuche an Bauteilen

Um möglichst bald zu Herstellungs- und Betriebserfahrungen mit der beschriebenen Flügelbauweise zu gelangen, wurde eine neue Tragfläche für das Segelflugzeugmuster D-34 als einhäutige Schale mit Waben-Vollkern ausgeführt.

Dieser Flugzeugtyp erschien als besonders gut geeignetes Versuchsobjekt für die Anwendung eines reinen Schalenflügels, weil durch die einteilige Ausführung der Tragfläche (Spannweite 12,65 m) das Herausführen der Längskräfte bzw. Biegemomente aus der Schale umgangen wird. Andererseits müssen aerodynamisch hochwertige Oberflächen und relativ niedrige Baugewichte gefordert werden, wenn mit diesem kleinen Flugzeug etwa gleiche Flugleistungen erreicht werden sollen, wie sie heute moderne Leistungsflugzeuge der Standardklasse aufweisen. Die Verwirklichung solcher Flugleistungen mit einem geringstmöglichen Bauaufwand war von vornherein das erklärte Ziel bei der Entwicklung des Flugzeugtyps D-34. Die neue Kunststoff-Tragfläche für die Version D-34d konnte nun auch mit einem relativ niedrigen Arbeitsaufwand erstellt werden, obwohl wegen der nötigen Anpassung an einen vorhandenen Sperrholzschalenrumpf einige Kompromißlösungen in Kauf genommen werden mußten, die bei einem Neuentwurf eines ganzen Flugzeuges nicht aufgetreten wären.

Recht erheblichen Arbeitsaufwand verursacht jedoch die Festigkeitserprobung einer völlig neuen Bauweise. Es genügt nämlich keineswegs, die Festigkeiten der zur Verwendung kommenden Werkstoffe an kleinen Proben zu ermitteln; vielmehr muß in einem solchen Fall das Verhalten ganzer Bauteile unter Belastung untersucht werden, da nicht alle Sekun-

därbeanspruchungen von vornherein der Berechnung zugänglich sind. Es mußten neue, der Eigenart des neuen Werkstoffes angepaßte Dimensionierungsmethoden und Verfahren zur Berechnung der Verformungen entwickelt und ihre Gültigkeit durch Belastungs- und Bruchversuche an Bauteilen nachgeprüft werden. Dabei erwies es sich als sehr zweckmäßig, beim Bemessen von Bauteilen, die mit Glasfasergeweben aufgebaut sind, nicht mit Festigkeiten, sondern mit «Belastbarkeiten» (Kraft je Einheit der Breite einer Gewebelage) zu rechnen [9, 15]. Diese Belastbarkeit einer Gewebelage im Laminat ist nämlich praktisch unabhängig vom Harzgehalt des Schichtstoffes, der zwangsläufig in einem Großbauteil wie einem Flugzeugflügel gewissen Schwankungen unterworfen ist, wenn nach einfachen Verarbeitungsverfahren, z. B. dem sogenannten Hand-Auflegeverfahren, gearbeitet werden muß.

Die Tragfläche der D-34d wurde mit einem Sicherheitsfaktor  $j = 2,5$  dimensioniert. Insgesamt wurden drei große Versuchsstücke gebaut und mehrfach in Belastungsversuchen geprüft.

Das erste Versuchsstück war ein etwa 2 m langer Abschnitt des Außenflügels, an dem das grundsätzliche Verhalten der wabengestützten Kunststoffschale bei Belastung bis zum Bruch studiert werden sollte. Nach Versuchen zur Ermittlung der Biege- und Torsionssteifigkeiten und einem Dauerstandversuch bei einem Lastvielfachen  $n = 2,5$  trat der Bruch bei zügiger Laststeigerung bei einer Belastung entsprechend 22facher Erdbeschleunigung auf der Zugseite ein, wo nur eine unidirektionale Gewebelage vorhanden war. Die Druckseite – mit zwei Gewebelagen – brach nicht. Die ungewöhnlich hohe Bruchlast erklärt sich daraus, daß der Außenflügel sowohl im Hinblick auf Steifigkeit als auch aus Gründen der Herstellbarkeit (man kann nicht weniger als eine Gewebelage einbauen) gegenüber der Festigkeitsrechnung überdimensioniert werden mußte.

Das zweite, größere Versuchsstück war ein zur Rumpfachse symmetrischer Ausschnitt der Tragfläche mit etwa 5,5 m Spannweite. Es diente dem Festigkeitsnachweis gemäß den Bauvorschriften für Segelflugzeuge (BVS) für die verjüngte Schale im Flügelmitteleil einschließlich der Beschläge für die Flügel-Rumpf-Verbindung. Da dieser Flügelausschnitt auch zur Gewichtskontrolle dienen sollte, wurde er in Originalauslegung gebaut. Daraus folgten allerdings bei der gewählten einfachen Versuchsanordnung (je eine Einzellast an beiden Enden des mit seinen Beschlägen am Boden befestigten Versuchsstückes, Abb.14) örtliche Überlastungen. – Zum Ver-

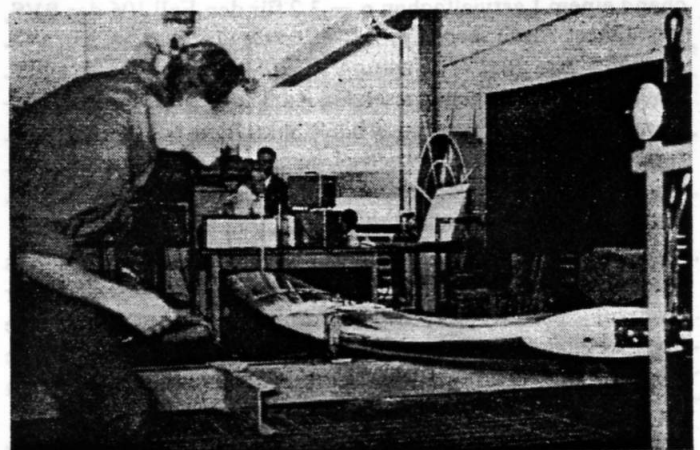


Abb. 14 Statischer Belastungsversuch an einem Tragflügelstück

suchsprogramm gehörten die Nachweise einer durch die BVS geforderten Sicherheit  $j = 2,0$  bei Tangentialbelastung entsprechend den BVS-Fällen 100 und 146 und bei Belastung mit Torsions- und Biegemomenten sowie den zugehörigen Querkraften gemäß Fall 100 und 106. Bei anschließender stufenweiser Steigerung der Belastung entsprechend Fall 106 (schnelles Abfangen) trat der Bruch bei einem Bruchlastvielfachen  $n_{Br} = 9,6$  (erreichte Sicherheit  $j = 2,4$ ) im äußeren Bereich des Versuchsstückes ein, wahrscheinlich infolge der Überlastung durch die zu hohe Querkraft, die ja bei der wahren Belastungsverteilung im Fluge erst in der Mitte der Tragfläche wirksam werden würde. Da vermutet wurde, daß der Bruch nicht durch Überschreiten der Laminatfestigkeit verursacht worden war, reparierten wir das Versuchsstück und prüften es erneut. Es brach diesmal etwas weiter innen bei einem Lastvielfachen  $n_{Br} = 10,4$  (erreichte Sicherheit  $j = 2,6$ ).

Als drittes Versuchsstück wurde eine linke Halbspanweite mit einem Krafteinleitungsfortsatz auf der rechten Seite gebaut und im DVL-Institut für Festigkeit, Mülheim/Ruhr<sup>9</sup>, einer Betriebsfestigkeitsprüfung unterworfen. Während und nach diesen Versuchen wurden statische Biege- und Torsionsversuche nach BVS-Fällen 106 bzw. 100 vorgenommen, die hauptsächlich der Kontrolle der Verformungsrechnung dienten.

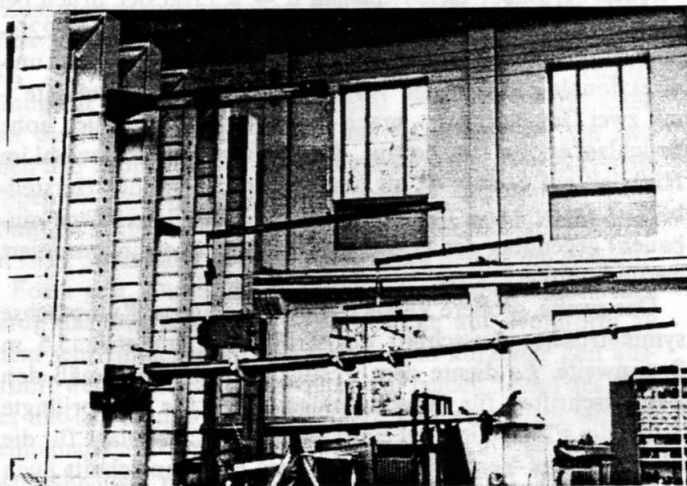


Abb. 15 Dauerversuch bei dynamischer Belastung an einem Flügel mit Originalabmessungen

In einem Einstufen-Betriebsfestigkeitsversuch bei dynamischer Beanspruchung wurde eine obere Belastung entsprechend einem Lastvielfachen  $n = 3,2$  für den Fall 106 der BVS, angenähert durch sechs Einzelkräfte (vergleiche Abb. 15), aufgebracht. Als untere Belastung wirkte das einfache Tragflächengewicht in entgegengesetzter Richtung zur Oberlast. Für einen Lastwechsel wurden 8 bis 9 Sekunden benötigt. Insgesamt wurden 9040 Lastwechsel gefahren, ohne daß irgendwelche Ermüdungsschäden am Versuchsstück festgestellt werden konnten.

Beim anschließenden Bruchversuch (Fall 106) brach dieses Versuchsstück bei einem Lastvielfachen von 7,3 an einer Stelle, die beim Versuchsaufbau durch eine herunterfallende Platte beschädigt worden war. Die GFK-Schale war durch die Schlagbeanspruchung örtlich delaminiert und der Wabenkern

<sup>9</sup> Dem Direktor dieses Instituts, Herrn Professor Dr.-Ing. H. Ebner, der uns die Betriebsfestigkeitsuntersuchung ermöglichte, möchten wir an dieser Stelle besonders danken

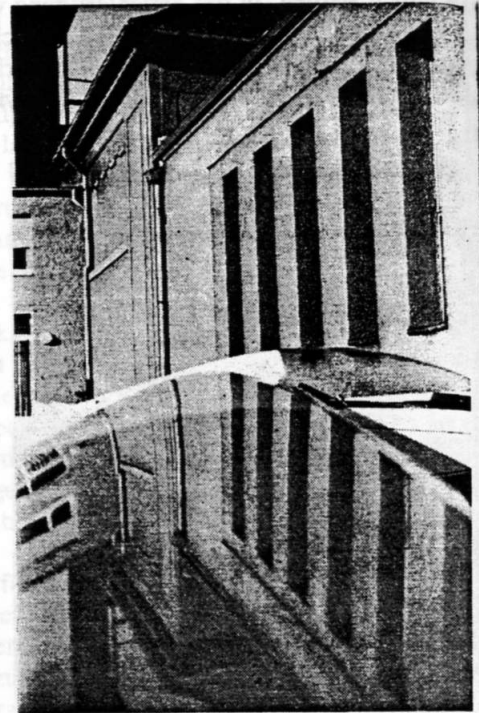


Abb. 16 Spiegelungen auf der D-34d-Tragfläche. Unverzerrte Spiegelbilder lassen auf «Wellenfreiheit» schließen

angestaucht worden. Die verhältnismäßig starke Auswirkung der Schlagbeschädigung auf die Bruchlast des Bauteiles muß auf die durch ein unzuverlässiges Tränkverfahren versprödeten Waben zurückgeführt werden, die aus Termingründen in dieses Versuchsstück eingebaut worden waren. Diese bei der Festigkeitsprüfung an einem beschädigten Bauteil gewonnene Erfahrung führte dazu, für die Originaltragfläche nur «zähe» Waben aus gleichmäßig gehärtetem, vorgetränktem Papier zu verwenden. – Das nach all diesen Versuchen immer noch unbeschädigte Mittelteil des Betriebsfestigkeitsflügels wurde schließlich mit einem Torsionsmoment bis zum Bruch belastet, wobei eine vorhandene Sicherheit  $j = 3,5$  im Fall 100 nachgewiesen werden konnte.

Bei den Belastungsversuchen wurde jeweils nur die tragende Schale, die bis zu 60% der Profiltiefe reicht, geprüft. Die Endverkleidung des Originalflügels<sup>10</sup> besteht aus 3 mm starken PVC-Hartschaumplatten, die beiderseitig mit je einem harzgetränkten, dünnen Glasgewebe belegt wurden.

Es folgen einige Daten für die Originaltragfläche der D-34d:

Spannweite . . . . .	12,65 m
Flügelfläche . . . . .	9,30 m <sup>2</sup>
Profil . . . . .	NACA 64 <sub>3</sub> -618 (durchgehend)

Gewicht (komplett, einschließlich Schempp-Hirth-Bremsen). . . . . 92,7 kp

Verformungen bei einem Fluggewicht von 268 kp (Zuladung 107 kp):

Durchbiegung am Flügelende bei sicherer Last ( $n = 4$ )	0,54 m
Verdrehwinkel am Flügelende im Sturzflugfall (sichere Last)	2,9°

Die durch das Flügeleigengewicht hervorgerufene Flächenbelastung ist bei ganz erheblich verbesserter Oberflächengüte, die sich in Abb. 16 widerspiegelt, die gleiche geblieben wie bei

<sup>10</sup> Bei den folgenden Ausführungen handelt es sich um einen Nachtrag zum OSTIV-Referat, da der Bau der Originaltragfläche erst nach dem OSTIV-Kongreß beginnen konnte. Die Flugerprobung der D-34d wurde im März 1961 aufgenommen

ursprünglichen Holztragfläche, obwohl die absolute Pro-  
 tücke etwas verringert wurde und wegen der nötigen An-  
 passung an den vorhandenen Rumpf einige Kompromißkon-  
 struktionen hingenommen werden mußten. Die Durchbie-  
 gung des GFK-Flügels ist etwa 10% größer und die Verdre-  
 hung etwa um 20% kleiner als die entsprechende Verformung  
 der Holztragfläche bei den gleichen Lastfällen.

#### 3.5.4.2 Untersuchungen im Fluge an der D-34d

Nach Abschluß der vorgeschriebenen Flugerprobung wurde  
 die D-34d unter Leitung von H. Zacher, FFM in München-  
 Riem, einer sorgfältigen Leistungsvermessung unterzogen.  
 Da 1960 die D-34b mit dem Rumpf der jetzigen D-34d und  
 einer Holz-Tragfläche nach dem gleichen Verfahren vermes-  
 sen wurde, läßt sich durch Vergleich beider Messungen eine  
 erhebliche aerodynamische Verbesserung des Flugzeuges  
 durch die neue Tragfläche nachweisen, die vor allem auf die  
 Oberflächengüte der GFK-Tragfläche zurückgeführt werden  
 muß. Für eine umfassende Aussage über die erzielte Lei-  
 stungssteigerung genügt bekanntlich nicht die Angabe einiger  
 Werte, zumal sich in diesem Fall nicht nur die Oberflächen-  
 güte, sondern auch einige geometrische Daten änderten. Es  
 soll daher gelegentlich in der Schweizer Aero-Revue ausführ-  
 licher über die Vermessungen der D-34 berichtet werden.

Durch die neue Tragfläche sind die Leistungen der D-34  
 mit denen moderner Segelflugzeuge der Standardklasse ver-  
 gleichbar geworden. Obwohl die GFK-Tragfläche gegenüber  
 der Holztragfläche (Streckung 20,0) bei unveränderter Spann-  
 weite eine auf 17,2 verringerte Streckung aufweist, wurde die  
 beste Gleitzahl von 28,6 auf 31,5 gesteigert. Durch Verringe-  
 rung der Streckung (Vergrößerung der Flügelfläche von 8,0  
 auf 9,3 m<sup>2</sup>) sollte die minimale Sinkgeschwindigkeit verbes-  
 sert werden. Sie beträgt jetzt (für eine häufig vorkommende  
 Zuladung von 90 kp) 0,67 m/s gegenüber 0,76 m/s bei der  
 D-34b mit Holz-Tragfläche. Zu bemerken ist noch, daß die  
 für die Version b angegebenen Werte sich jeweils auf günstig-  
 ste Stellung der Wölbungsklappen beziehen, das heißt also  
 einer Hüll-Polare entnommen sind, wohingegen die neue  
 Tragfläche ohne Wölbungsklappen ausgeführt wurde.

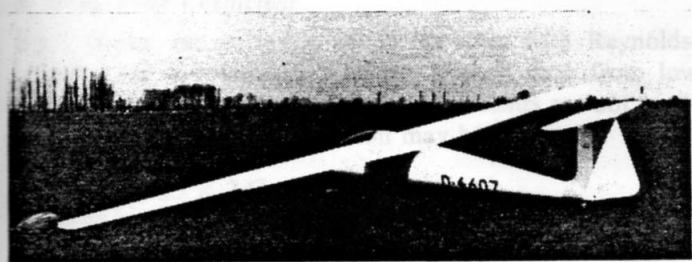


Abb. 17 Segelflugzeug D-34d der Akaflieg Darmstadt mit Glasfaserkunststoff-Scha-  
 lenflügel im Flugbetrieb

Mit der D-34d nahm die Akaflieg Darmstadt im August  
 1961 am Eigenschafts-Fliegen der Idaflieg in Braunschweig  
 teil, bei dem diesmal «ungewöhnliche Flugzustände» unter-  
 sucht wurden. Obwohl der Flügel keinerlei Schränkung be-  
 sitzt, erwies sich das Verhalten des Flugzeuges im überzogenen  
 Zustand als ausgesprochen «harmlos». Mit den jetzt er-  
 reichten Leistungen und ihrer hervorragenden Wendigkeit ist  
 die neue D-34d (Abb. 17) ein hochwertiges Segelflugzeug ge-  
 worden, bei dem Leistungsfähigkeit und Bauaufwand in einem  
 günstigen Verhältnis zueinander stehen.

#### 4. Schlußbemerkungen

Da nun schon eine ganze Reihe positiver Erfahrungen im  
 deutschen Segel- und Leichtflugzeugbau vorliegen, darf man  
 wohl annehmen, daß die Segelflugzeug-Konstrukteure bei  
 neuen Entwürfen in steigendem Maße Glasfaserkunststoff  
 auch im tragenden Verband der Zelle einsetzen werden. Bei-  
 spiele für die Anwendung in statisch untergeordneten Teilen  
 finden sich bereits in vielen neueren in- und ausländischen  
 Flugzeugmustern. Neben den bereits erwähnten Typen  
 «Phönix» und «Kria» weisen zwei weitere deutsche Flug-  
 zeuge, die von E. Hänle gebaute H-30 [7] und der Turbinen-  
 Segler H-30 TS [16], weitgehende GFK-Anwendung im tra-  
 genden Verband auf. Ein weiteres sehr leistungsfähiges Segel-  
 flugzeug dieser Art entstand in neuerer Zeit in der SB 6 der  
 Akademischen Fliegergruppe Braunschweig [17]. Bei allen  
 eben genannten Mustern wird GFK in Kombination mit  
 Balsaholz angewandt, das entweder als mittragender Werk-  
 stoff oder als Stützstoff eingesetzt ist [18]. Erstmals beim  
 GFK-Flügel der Darmstädter D-34d wurde auf Balsaholz  
 verzichtet; alle Hauptbeanspruchungen des Flügels werden  
 hier durch eine reine GFK-Schale aufgenommen, die durch  
 einen Waben-Vollkern gestützt ist.

Es besteht aber nach wie vor die Aufgabe, rationell zu ferti-  
 gende Stützstoffe zu entwickeln, deren mechanische und phy-  
 sikalische Eigenschaften den Anforderungen des Flugzeug-  
 baus noch besser gerecht werden als die bisher eingesetzten.  
 Dimensionierungsmethoden, Konstruktionsprinzipien und  
 vor allem Fertigungsverfahren müssen weiterentwickelt wer-  
 den, damit die Vorteile der neuen Werkstoffe in höchstmög-  
 lichem Maße dem Flugzeugbau und dem Flugsport zugute  
 kommen. Wir hoffen, daß die grundlegenden Arbeiten der  
 Akademischen Fliegergruppen dazu beitragen, diesem Ziele  
 ein Stück näher zu kommen, obwohl die Akafliegs wegen  
 ihrer beschränkten materiellen und personellen Möglichkeiten  
 oft eigene Wege einschlagen müssen, die nicht in erster Linie  
 auf die Belange der Industrie ausgerichtet sein können.

Für die Förderung ihrer Arbeiten auf dem Gebiet der Glas-  
 faserkunststoff-Anwendung im Flugzeugbau, die durch For-  
 schungsaufträge des Bundes-Verkehrsministeriums ermöglicht  
 wurden, dankt die Akaflieg Darmstadt insbesondere den  
 Herren Professor Dr.-Ing. G. Bock, Inhaber des Lehrstuhles  
 für Luftfahrttechnik an der TH Darmstadt; Professor Dr.  
 K.-H. Hellwege, Leiter des Deutschen Kunststoff-Institutes,  
 Darmstadt; Professor Dr.-Ing. H. Wiegand, Inhaber des Lehr-  
 stuhles für Werkstoffkunde an der TH Darmstadt.

#### Literatur

- [1] F. X. Wortmann; Ein Beitrag zum Entwurf von Laminarprofilen  
 für Segelflugzeuge und Hubschrauber. Zeitschrift für Flugwissen-  
 schaften, Bd. 3 (1955), H. 10, S. 333/345.
- [2] R. Eppler: Laminarprofile für Segelflugzeuge. Zeitschrift für Flug-  
 wissenschaften, Bd. 3 (1955), H. 10, S. 345/353.
- [3] H. Kensch: Die Entwicklung des Segelflugzeuges HKS1, Zeit-  
 schrift für Flugwissenschaften, Bd. 2 (1954), H. 1, S. 2/14.
- [4] H. G. Küssner: Beanspruchung von Flugzeugflügeln durch Böen,  
 DVL-Jahrbuch 1931.
- [5] M. Mazovec: Critical Gust, OSTIV-Publication II (1952), S. 11/15.
- [6] H. Krumhaar: Zusammenfassender Bericht über neuere Unters-  
 suchungen zur Frage der Böenbelastung von Flugzeugen. AVA-Mit-  
 teilungen Nr. 21 (1958). Aerodynamische Versuchsanstalt Göttin-  
 gen.
- [7] U. Hütter: Tragende Flugzeugteile aus glasfaserverstärktem Kunst-  
 stoff. Luftfahrttechnik, Bd. 6 (1960), H. 2, S. 33/44.

- [8] U. Hütter: Glass-Fiber Reinforced Plastics as Structural Material for the Aircraft Industry. 16th Annual Technical and Management Conference (1961), Sect. 13-A, Society of the Plastics Industry, Reinforced Plastics Division.
- [9] A. Puck: Zur optimalen Werkstoffausnutzung in dünnwandigen GFK-Großbauteilen. Kunststoffe Bd. 51 (1961), H.9, S.539/546.
- [10] W. Flüge und K. Marguerre: Die optimale Knicklast eines Stabes, der aus zwei durch einen leichten Füllstoff verbundenen Blechen besteht. Deutsche Luftfahrtforschung (1944), Untersuchungen und Mitteilungen Nr. 1360.  
K. Marguerre: Die optimale Beullast einer längsgedrückten, gelenkig gelagerten Platte, die aus zwei durch einen leichten Füllstoff verbundenen Blechen besteht. Deutsche Luftfahrtforschung (1944), Untersuchungen und Mitteilungen Nr. 1360/2
- [11] W. Flüge: The Optimum Problem of the Sandwich Plate. Journal of Applied Mechanics, March, 1952, p.104/108.
- [12] H. Nägele, R. Eppler und H. Langer: Sandwichbauweise aus glasfaserverstärktem Kunstharz und Balsaholz. Luftfahrttechnik, Bd. 4 (1958), H.9, S. 258/262
- [13] Hochleistungseinsitzer KRIA, Thermik Bd. 11 (1959), H.6, S. 115
- [14] H. Bossel, W. Heil und A. Puck: Festigkeit und Steifigkeit von Papierwaben bei Druck- und Schubbeanspruchung. Forschungsbericht Nr.1051 des Landes Nordrhein-Westfalen. Westdeutscher Verlag, Köln und Opladen.
- [15] A. Puck und H. Wurtinger: Werkstoffgemäße Dimensionierungs-Größen für den Entwurf von Bauteilen aus kunstharzgebundenen Glasfasern. Veröffentlichung in Vorbereitung als Forschungsbericht des Landes Nordrhein-Westfalen. Westdeutscher Verlag, Köln und Opladen.
- [16] Deutschland hat einen Turbinen-Segler. Flugwelt, Bd. 12 (1960), H.7, S.267/269.
- [17] SB 6, das Hochleistungs-Segelflugzeug der offenen Klasse. Flug-Revue (1961), H.8A, S. 15/18.
- [18] R. Eppler: Kunststoff-Flugzeugbau - Lösungen oder Aufgaben? Veröffentlichung in Vorbereitung in Kunststoffe, Bd.51 (1961), H.12, S.792/794.

