

EINIGE NEUE KONSTRUKTIONSRICHTLINIEN FÜR DEN BAU VON LEISTUNGS-SEGELFLUGZEUGEN

von HEINZ KENSCHKE.

Im Bau von Leistungsseglern, ob Doppelsitzern oder Einsitzern, ist man heute bei konventionellen Bauweisen und Bauformen in Holz auf einem Leistungsstand angelangt, der durch beste Gleitzahlen um 30 und beste Sinkgeschwindigkeiten um 0,6 m/s charakterisiert werden kann, wobei als auffallendste geometrische Form das Seitenverhältnis mit einem Wert von durchschnittlich 18 genannt sei, bei Flächenbelastungen von 20 - 25 kg/m².

Die Forderungen nach ausreichender Biege- und Verdrehsteifigkeit des Tragwerks, die sowohl für die Festigkeit als auch für die Flugeigenschaften einzuhalten sind, werden nicht erlauben, über dieses Seitenverhältnis wesentlich hinauszugehen, ohne von der üblichen Bauweise abzugehen und damit grosse Zugeständnisse an den geldlichen Aufwand zu machen.

Der Leistungssprung von der Gleitzahl 30 auf die von 40, der heute bei einigen Seglern gemacht ist, war nur möglich durch einen zusätzlichen Bauaufwand, der in Geld ausgedrückt das drei- bis vierfache desjenigen für einen normalen Segler der gleichen Grösse mit der Gleitzahl 30 beträgt. Das Ziel aller derartigen Entwicklungen zu besseren Leistungen ist aber, dieselben auch an einer Vielzahl von Exemplaren zu verwirklichen, um alle Flugsporttreibenden an dieser Leistungssteigerung teilhaben zu lassen und damit den Flugsport in grösserer Breite wirksamer zu gestalten. Das bedeutet aber die Notwendigkeit, billiger zu bauen. Der vorliegende Bericht hat die Aufgabe, die hierzu vorhandenen Möglichkeiten zu diskutieren.

Das für eine gute Gleitzahl massgebliche Widerstandsproblem wird auf im wesentlichen 2 Möglichkeiten zu lösen versucht. Einmal durch Vergrösserung der Flügelstreckung, zweitens durch Verringerung des Profilwiderstandes, nachdem erkannt ist, dass man durch Laminarhaltung der Grenzschicht am Flügel an Profilwiderstand entscheidende Beträge einsparen kann. Bei den folgenden Betrachtungen wird vorausgesetzt, dass selbstverständlich die **schädlichen** Widerstände auf dem kleinstmöglichen Betrag gehalten werden, dass aber auch Sonderformen, wie schwanzlose Bauweisen, wegen der durchaus noch nicht gelösten Flugeigenschaftsfragen ausserhalb der Betrachtung bleiben müssen. Damit soll aber nicht gesagt sein, dass an der Lösung der schwanzlosen Bauweisen, eben wegen ihrer unbestrittenen Möglichkeit der Einsparung beträchtlicher Widerstandsanteile, nicht mit aller Energie weitergearbeitet werden soll.

Nach den klassischen Entwurfsgrundsätzen wird auch heute noch mit gutem Recht ein grosses Seitenverhältnis zur Erzielung guter **Bestgleitzahlen** gewählt, weil der induzierte Widerstand einen grossen Anteil am Gesamtwiderstand hat. Jedoch haben die damit erzielbaren Vorteile ihre Grenzen. Zunächst ergibt sich bei Steigerung des Seitenverhältnisses das schon erwähnte Problem der Beherrschung der Flügel-Biege- und Verdrehsteifigkeit. Die kritische Grenze des Seitenverhältnisses bei noch ausreichenden Steifigkeiten kann jedoch durch Wahl anderer Bauweisen, z.B. durch weitgehende Auflösung des Biegeträgers. Verlegung der tragenden Biegequerschnitte in die Nähe der Flügelhaut, ausreichende Stützung dieser Haut durch Rippen usw. sicherlich noch um einen gewissen Betrag hinaufgesetzt werden. Die Metallbauweise verspricht ebenfalls noch eine Steigerung des Seitenverhältnisses. Derartige Lösungen sind aber teuer und werden nur an einzelnen Stücken ausführbar bleiben, da für Segelflugzeuge, deren Kaufpreis höher liegt als zur Zeit derjenige für normale Leistungssegler, nicht genügend Kaufkraft vorhanden ist.

Als zweite Grenze für grössere Seitenverhältnisse müssen die Flugeigenschaften angesehen werden. Das Verhältnis der Trägheitsmomente um alle drei Achsen wird infolge des Anwachsens derjenigen um die Längs- und um die Hochachse ungünstiger. Gleichzeitig werden aber die

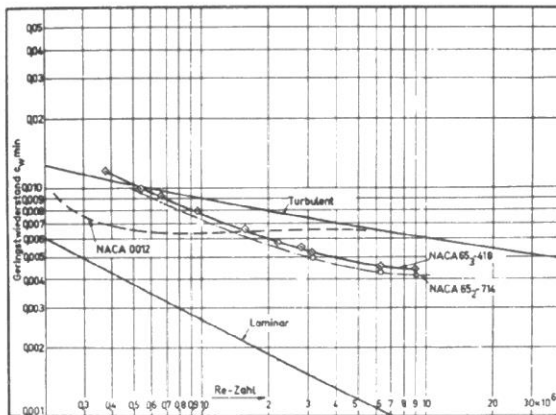


Bild 1. Abhängigkeit des Profilwiderstandes 65₂-714 von der Re-Zahl. Beide Achsen im logarithmischen Massstab.

Bild 2. Abhängigkeit des Profilwiderstandes 65₂-714 von der Re-Zahl. Beide Achsen im linearen Massstab.

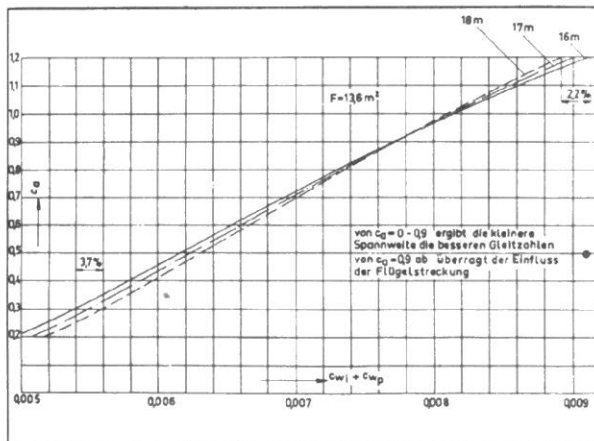
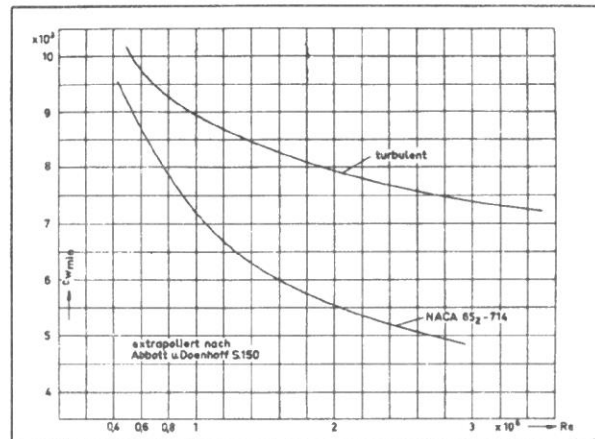


Bild 3. Flügelwiderstand in Abhängigkeit von Re-Zahl und Seitenverhältnis. Es sind die jeweils der Auftriebsbeizahl zugeordneten stationären Flugzustände betrachtet.

Wende- und die Rollgeschwindigkeiten infolge wachsender Spannweiten geringer. Da wir optimale Gleitzahlen, also solche um 40, anstreben, scheiden die sogenannten Kleinsieger, die heute für Gebrauchszwecke mit gewissem Recht propagiert werden, aus, weil bei ihnen sich der schädliche Rumpfwiderstand nicht proportional mit der Spannweite oder dem Tragflächeninhalt verkleinern lässt, sondern auf einem konstanten Betrag bleibt und somit relativ zum Gesamtwiderstand mit kleiner werdendem Flügel wächst.

Aber noch aus einem anderen Grunde sind der Verkleinerung der Flugzeuge, aber auch der Vergrößerung des Seitenverhältnisses, Grenzen gesetzt. Mit der Beantwortung dieser Frage kommen wir zu Punkt 3, nämlich zu der Frage: verbessert ein grösseres Seitenverhältnis wirklich die Leistungen entscheidend? Zur Beantwortung ist zunächst eine andere Frage zu klären, nämlich: ist die beste Gleitzahl tatsächlich das entscheidende oder das einzige Leistungskriterium für ein Segelflugzeug?

Der moderne Leistungssegelflug trachtet offensichtlich nach einem wirtschaftlicheren Betrieb. Die Zeit, in der ein Ueberlandflug von 200 oder 300 km als überragende Leistung und als Leistungsmaßstab für einen Segelflieger betrachtet wurde, kann als Vergangenheit angesehen werden. Derartige Streckenflüge haben allenfalls noch lokale Bedeutung. Die notwendigen Rücktransporte, die an Fahrkilometern durchschnittlich das dreifache der geflogenen Strecke betragen, verteuern den Segelflugbetrieb in nicht mehr zu verantwortender Weise, nachdem neue Leistungsmaßstäbe in Form der Zielflüge und Rundstreckenflüge mit Rückkehr und Geschwindigkeitswertung gefunden wurden. Diese Leistungen verlangen ein Segelflugzeug mit guter Marschgeschwindigkeit, um auch gegen den Wind voranzukommen. Aber auch wenn man an örtliche Wettbewerbe oder sogar an Ueberbietung der Streckenweltrekorde oder an grosse Zielflugstrecken bei mässiger Windgeschwindigkeit denkt, wird gute Marschgeschwindigkeit bei guter Gleitzahl verlangt.

Die Vergrößerung des Seitenverhältnisses verbessert die Gleitzahl entscheidend im Bereich hoher Auftriebsbeizahlen, also geringer Geschwindigkeiten. Der Einfluss des geringeren induzierten Widerstandes bei kleineren Auftriebsbeizahlen, also grösseren Geschwindigkeiten, wird geringer, er wird sogar von dem Einfluss des geringeren Profilwiderstandes infolge grösserer Reynoldszahl bei grösserer Flügeltiefe, also kleinerer Spannweite und kleinerem Seitenverhältnis, überdeckt. Eine grobe Untersuchung für ein Segelflugzeug mit $13,6 \text{ m}^2$ Flügelfläche und einer Flächenbelastung von 30 kg/m^2 bei veränderlichem Seitenverhältnis weist das nach. Dabei ist ein Profil der NACA 6-Reihe berücksichtigt, dessen Profilwiderstand mit der Re-Zahl gemäss Bild 1 (siehe Seite 80) veränderlich ist. Beide Achsen haben dabei logarithmischen Maszstab. Bild 2 (siehe Seite 80) zeigt diese Kurve noch einmal in linearem Maszstab. Das Bild 3 (Seite 80) zeigt, dass bei Auftriebsbeizahlen unter $c_a = 0,9$ die kleinere Spannweite 16 m gegenüber 18 m die besseren Gleitzahlen ergibt. Diese Ueberlegung ist für den Entwurf von Leistungsflugzeugen entscheidend und kann eine Erklärung für die relativ guten Flugleistungen mancher Flugzeuge mit mittleren Seitenverhältnissen sein.

Die Kurve Bild 3 zeigt den Verlauf der Summe aus Profilwiderstand und induziertem Widerstand. Betrachtet man die untersuchten Grenzwerte der Spannweite von 16 und 18 m, so ist der Flügel mit 18 m Spannweite bei $c_a = 1,2$, also im Langsamflug, demjenigen mit 16 m Spannweite um 2,2% unterlegen. Bei einem $c_a = 0,3$ jedoch ist der 16 m-Flügel demjenigen mit 18 m Spannweite um 3,7% überlegen. Für das gesamte Flugzeug sind diese Werte kleiner, die Zahlen betragen dann 1,5% Ueberlegenheit für das Flugzeug mit 18 m Spannweite im Langsamflug, 2,5% Ueberlegenheit des Flugzeuges mit 16 m Spannweite im Schnellflug. Diese Zahlen mögen klein erscheinen, um einen Vorteil des 16 m-Flugzeuges im Schnellflug zu rechtfertigen, zumal die Ueberlegenheit mit wachsendem c_a kleiner wird. Stellen wir aber die Frage umgekehrt, nämlich lohnt sich eine Ueberlegenheit von 1,5% im Langsamflug, um eine Vergrößerung der Spannweite bei gleicher Fläche um 2 m zu rechtfertigen? Die Bestgleitzahl, bei $c_a = 0,9$ angenommen, ist in beiden Fällen gleich.

Diese Erkenntnis erleichtert den Entwurf und die Konstruktion moderner Leistungsflügel wesentlich und bringt andererseits geringe spezifische Flügelgewichte. Da die Forderung nach hoher Marschgeschwindigkeit hohe Flächenbelastungen voraussetzt, wirkt sich das zugunsten einer höheren Beladefähigkeit aus, wenn man nicht vorzieht, den Gesamtentwurf für höhere Festigkeitsforderungen, insbesondere für höhere Lastvielfache und höhere

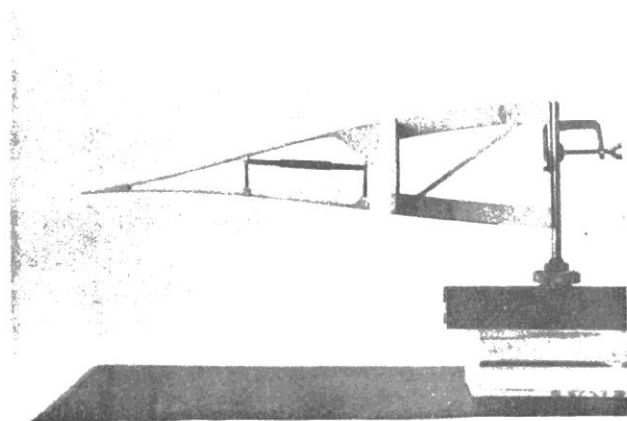


Bild 4. Konstruktion der Rippen des
Musters HKS 1 im Bereich der
elastischen Wölbung.
(Für Langsamflug und Quersteuerung
hier Normalstellung).

Bild 5. Wie Bild 4.
Hier Wölbung nach unten.

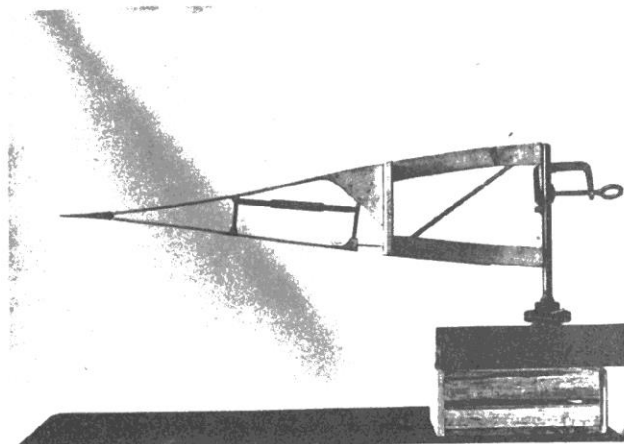
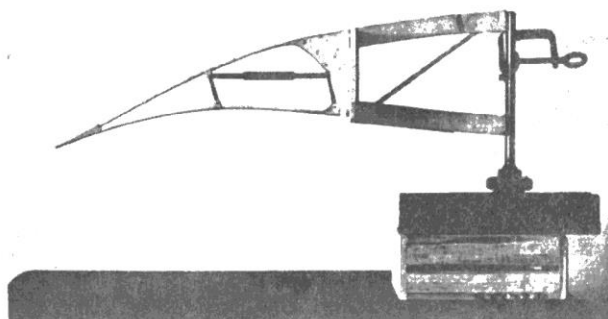


Bild 6. Wie Bild 4.
Hier Wölbung nach oben (Schnellflug).

Geschwindigkeiten, auszulegen, die automatisch zu höheren Bauteilgewichten führen.

Die zweite Möglichkeit zur Leistungssteigerung besteht, wie bereits gesagt, darin, grosse Laufstrecken der laminaren Grenzschicht zu erzielen. Die aerodynamische Forschung hat gezeigt, dass bei der Wahl günstiger Geschwindigkeitsverteilung über das Flügelprofil mit weit zurückliegendem Umschlagpunkt von laminarer zu turbulenter Strömung entwerfen lassen, die auch bei den Reynolds-Zahlen des Segelfluges von $0,5$ bis $3 \cdot 10^6$ Geringst-Widerstandsbeiwerte ergeben, die nur etwa 50% derjenigen normaler Profile betragen.

Für die volle Nutzbarmachung dieser geringen Profilwiderstände der sog. Laminarprofile ist jedoch Voraussetzung, sowohl den gesamten Profilumriss mit der theoretisch richtigen Umrissform in grösste Übereinstimmung zu bringen, als auch örtliche Abweichungen von der theoretischen Umrissform in Form von Welligkeit oder der sog. Sandrauhigkeit fernzuhalten. Diese Notwendigkeit stellt bisher nicht gekannte Anforderungen an die Baugenaugigkeit. Es kann zunächst den Anschein haben, als ob man Baugenaugigkeiten in der Grössenordnung von $0,1$ mm der Profilform in der Holzbauweise nicht darstellen könnte, zumal man bei Holz mit ständiger Formveränderung infolge des Arbeitens des Holzes bei veränderlichem Feuchtigkeitsgehalt und veränderlichen Temperaturen der Luft zu rechnen hat. Die Wahl der Metallbauweise liegt daher nahe, da das Metall diesen Formveränderungen nicht unterworfen ist. Jedoch hat man bei einer Metallbehütung eines Flügels infolge der geringen verwendeten Blechstärken mit der Erscheinung des sog. Beulens zu rechnen. Die kritischen Beulbeanspruchungen von Metallhautfeldern üblicher Grösse liegen zum Teil unterhalb der stationären Belastung im Fluge. Bekannt sind die Beulerscheinungen der Flügelhaut bei einigen modernen Verkehrsflugzeugen. Will man die kritische Beulbeanspruchung erhöhen, so ist man zur Verkleinerung der Felder durch Einnieten von Versteifungsprofilen gezwungen. Eine Verkleinerung der Felder erhält man auch durch weitgehende Auflösung der Holmgurte und Verteilung derselben über einen grossen Bereich der Flügeltiefe. Die notwendige Nietung erfordert besondere Erfahrungen, Sonderwerkzeuge und trägt durchaus nicht zur Verbesserung der Oberfläche bei, die nachträglich durch beträchtliche Spachtelarbeit vergütet werden muss. Abgesehen von diesen Nachteilen wird sich die Metallbauweise nur in einzelnen Fällen, wo entsprechende Erfahrungen vorliegen, durchsetzen.

Die Erzielung der für die diskutierte Leistungsklasse notwendigen Oberflächengüte durch Anwendung der Holzbauweise mit entsprechenden Modifikationen wurde bei uns an einem Entwurf eines Doppelsitzers, der HKS 1, die an den Meisterschaften teilnimmt, untersucht. Ich darf hier über die Erfahrungen berichten, wobei ich mich im wesentlichen auf den Flügelbau beschränke. Ich möchte daher vorwegnehmen, dass die Schwanz-Leitwerke in der gleichen Bauweise hergestellt sind wie der Flügel, dass zur Vermeidung von schädlichen Flügelwiderständen keine Querruder und Wölbungsklappen üblicher Bauweise verwendet wurden, sondern durch Wölbungsänderung im hinteren Drittel des Flügelprofils sowohl symmetrische als auch unsymmetrische Auftriebsänderung erzielt wird. Die gute Formhaltung des Rumpfvorderteils bis zur Flügelhinterkante wurde dadurch erreicht, dass die gesamte Haut auf einem genau vorgearbeiteten Kern aus Sperrholzstreifen sphärisch aufgebaut wurde. Weitere Konstruktionseinzelheiten sind aus der deutschen Fachpresse zu entnehmen.

Für den Flügel wurde die Forderung gestellt, genaueste Profilhaltung und Oberflächen-glätte bis mindestens hinter dem theoretischen Umschlagpunkt von laminarer zu turbulenter Grenzschicht zu erzielen. Der breite Holm aus Schnittholz mit drei Holmstegen lag mit seiner Hinterkante in 50% der Flügeltiefe, was dem theoretischen Umschlagpunkt entspricht. Die genaue Profilkontrolle wurde auf der Oberseite bis zu 70%, auf der Unterseite bis zu 50% der Flügeltiefe durchgeführt.

Bei Anwendung normaler Bauweise, d.h. Aufbau eines Flügels aus Holm, Rippen und einer Sperrholz-Beplankung mit Sperrholzstärken von $0,8$ bis $2,5$ mm, ist auf jeden Fall mit einem Einfallen des Sperrholzes an den Leimkanten zu rechnen, das bei üblichen Bauweisen bis zu 1 mm gegenüber der Rippenkontur betragen kann und auf jeden Fall an den Holmkanten schädliche Unstetigkeiten ergibt. Auch bei Verkleinerung der Felder, also kleinem Rippenabstand, ist mit einem Einfallen in der Grössenordnung von $0,3$ mm zu rechnen, die durch Schleifen und Spachteln nicht zu beseitigen sind, da schon bei stationärer Belastung des Flügels im Fluge infolge der Durchbiegung des Holmes mit weiteren Verformungen der Flügelhaut zu rechnen ist. Es musste also von vornherein für eine entsprechende Stützung der Haut gesorgt

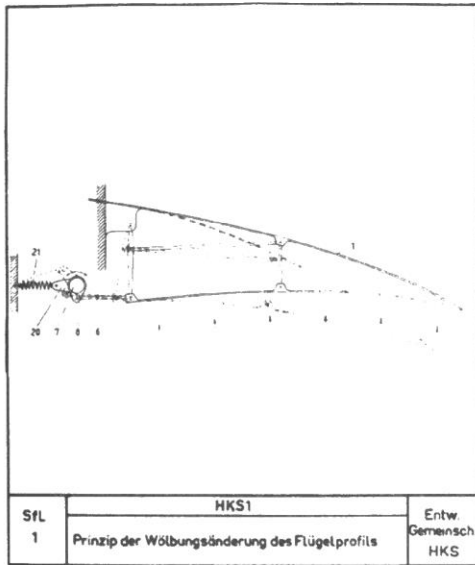


Bild 7

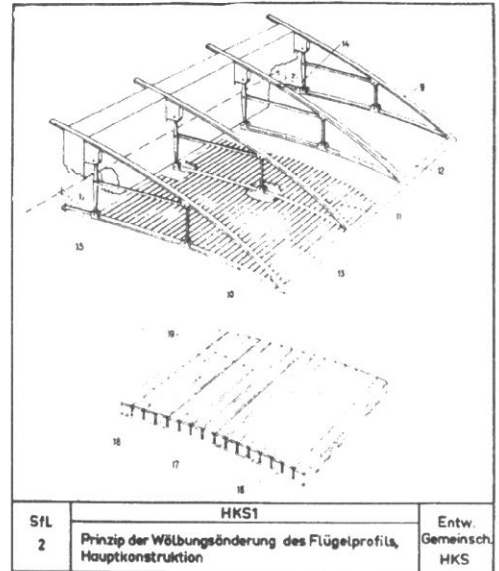


Bild 8

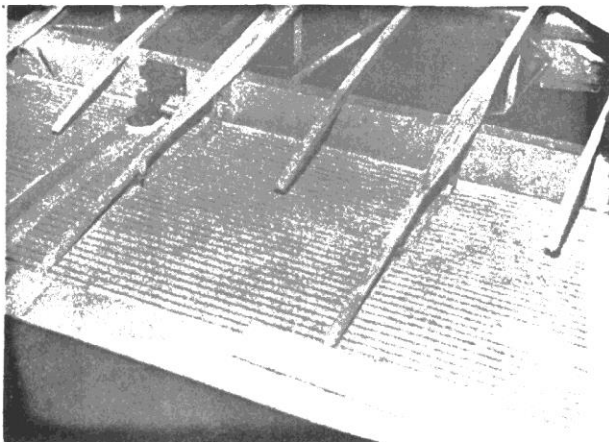


Bild 9. Wölbbare Rippen, ausgeführt an einem Flugzeug des Modells Condor IV.

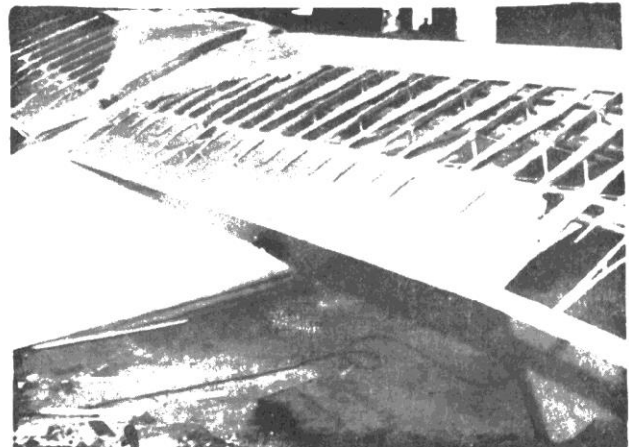


Bild 10. Wölbbarer Flügelteil, ausgeführt an einem Flugzeug des Modells Condor IV.

werden. Dies geschah durch Wahl einer Sandwich-Bauart, wobei als Füllstoff ein Kunststoff-Schaum (Poly-vinyl-chlorid) mit einem spezifischen Gewicht von 0,05 bis 0,06 g/cm³ gewählt wurde. Frühere Untersuchungen an einem Flugzeug vom Baumuster Condor IV, bei der Hautteile mit Balsa-Holz gestützt wurden, zeigte eine nachteilige Wasseraffinität bei einem spezifischen Trockengewicht von 0,13 g/cm³ des Balsa-Holzes. Hiermit ist also Balsa-Holz dem Kunststoff-Schaum wesentlich unterlegen. Der Schaum wurde nach Gesichtspunkten der Wasserbeständigkeit, hoher mechanischer Widerstandsfähigkeit und Bearbeitbarkeit ausgesucht. Da es sich um einen Schaum mit geschlossenen Zellen handelt, ist die Wasseraufnahme, wie auch Versuche durch wochenlanges Lagern in Wasser erwiesen haben, praktisch gleich null. Der Schaum hat gegenüber anderen bekannten Schäumen gleicher Gewichte (etwa Moltopren) ungefähr die doppelten Festigkeiten (etwa 3 kg/cm³ Druckfestigkeit) (etwa 0,2 Grenze).

Bild 11 (siehe Seite 86) zeigt den Flügel Aufbau. Die Reihenfolge der Bearbeitung war die folgende:

An den Hauptrippen, die in 1,2 m Abstand angeordnet sind, sind Rippen mit einem um 7 mm nach innen verlegten Umriss befestigt. Weitere Zwischenrippen des gleichen Umrisses befinden sich in 40 cm Abstand, weitere Rippen aus dem Schaumstoff in 10 cm Abstand. Die beiden inneren Schichten der Haut, bestehend aus 0,6 bis 0,8 mm Sperrholz und 7 mm Polyzell, wurden vor dem Beplanken hergestellt und in diesem verbundenen Zustand auf den Flügel zwischen den Hauptrippen aufgebracht. Die Flügelnase, um die sich die 7 mm dicke Polyzellschicht ohne Wärmebehandlung nicht herumlegen lässt, wurde aus Balsa-Holz aufgebracht. Die so hergestellte Oberfläche, die also bis auf die Flügelnase und die Hauptrippen aus Schaumstoff besteht, wurde durch Hobeln und Schleifen auf die gewünschte Profilform (Profil minus Stärke der Deckbeplankung) bearbeitet. Die Hauptrippen waren vorher genau auf diese Profilform gestraakt und mittels Leichtmetallschablonen kontrolliert. Die Schaumstoffoberfläche brauchte also auf der Kegelmantellinie geradlinig solange bearbeitet zu werden, bis die genau vorhandene Profilkontur der Hauptrippen vom Schleifwerkzeug angegriffen wurde. Der erzielte Genauigkeitsgrad hierbei betrug etwa $\pm 0,2$ mm. Diese Oberflächengenauigkeit lässt sich ohne grossen Arbeitsaufwand erreichen, wenn insbesondere beim Schleifen sinngemäss vorgegangen wird, d.h. wenn genügend lange Schleifleisten verwendet werden, mit denen in Richtung der Spannweite, und zwar möglichst genau auf den Mantellinien des kegelförmigen Flügelkörpers geschliffen wird. Nach dem Aufbringen der Deckbeplankung aus Diagonal-Sperrholz betrug die Genauigkeit der Profilkontur ebenfalls $\pm 0,2$ mm. Die auf diese Weise erzielte Oberfläche liess sich durch Spachteln und Schleifen nach vorangegangener Grundierung relativ leicht auf den gewünschten Genauigkeitsgrad von $\pm 0,05$ mm bearbeiten. Der Arbeitsaufwand für den Flügel in der Qualität, wie Sie sie an dem teilnehmenden Flugzeug beobachten können, beträgt etwa 300 h.

Zur rein handwerklichen Schaffung einer derartigen Oberfläche ist folgendes zu sagen:

Das Schleifen und Spachteln von Hand wird immer Ungenauigkeiten ergeben, die nur unter grossem Zeitaufwand genügend klein gehalten werden können. Ein technisch einwandfreies Verfahren wäre es, die genaue und wellenfreie Einhaltung der Profilmantellinie dadurch zu erzielen, dass man das Schleifwerkzeug sich durch mechanische Mittel auf einer Bahn bewegen lässt, die der analytischen Umrissform des Profils entspricht. Diese Forderung wird erfüllt durch sog. Koppelgetriebe, die umso komplizierter sind, je komplizierter die Umrissfunktion des Profils ist. Wir haben bei unserem Entwurf dem Flügel keine Schränkung gegeben und das Profil von der Wurzel bis zur Flügelspitze vollständig gleich gehalten. Auf diese Weise entsteht ein mathematisch genauer Kegel mit dem Querschnitt des Profils, dessen Mantellinien also alle in einer Spitze auslaufen. Ausserdem ergab sich durch Zufall, dass bei dem von uns gewählten Entwurfs- c_a von 0,7 und der Profildicke 14% die Umrissform der Oberseite des Profils im Tiefenbereich von 15 bis 70% bis auf Abweichungen von $\pm 0,3$ mm beim Wurzelprofil an 2 Stellen einem Kreisbogen entspricht. Wir haben die Umrissform daher kurzerhand dem Kreisbogen angeglichen. Dieser Flügel erlaubt die mechanische Oberflächenbearbeitung durch Schleifen mit einem besonders einfachen Koppelgetriebe, nämlich einem einzigen Hebelarm. Bei einem derartigen Flügel wäre also zur mechanischen Oberflächenbearbeitung, zumindest der Flügeloberseite, in dem Bereich von 15 bis 70% der Tiefe ein einfaches Gerät möglich, dass die Bewegung des Schleifwerkzeuges auf einer Kreiskegel-Mantellinie erlaubt. Die Messung der Oberflächengenauigkeit in Richtung der Flügeltiefe war durch die Kreis-

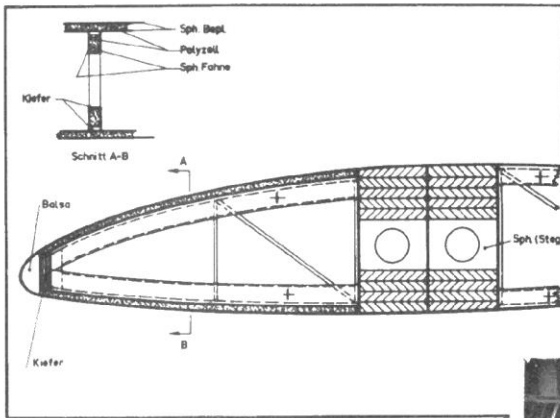


Bild 11. Aufbau des Holmes und der
Flügel Nase des Musters HKS 1.

Bild 13. Flügel des Musters HKS 1 auf
der Helling. Der rechte Teil zeigt den
Holm und die Schaumstoffschichten.

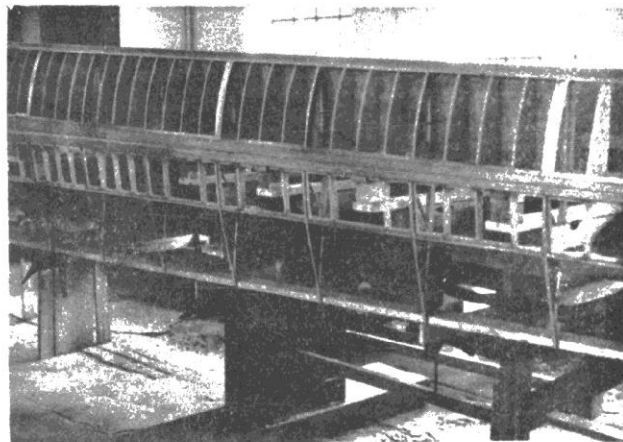
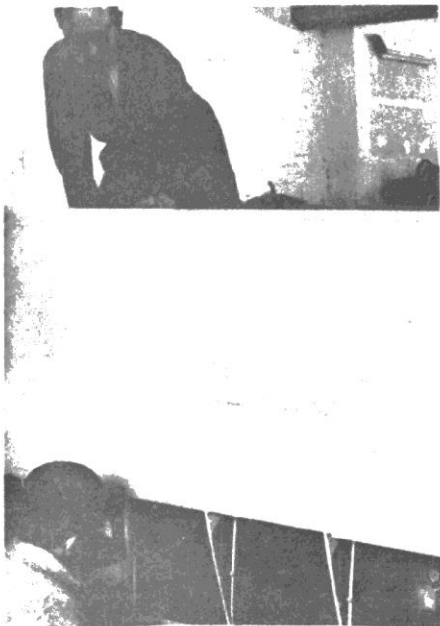


Bild 12. Flügel des Musters HKS 1
auf der Helling.

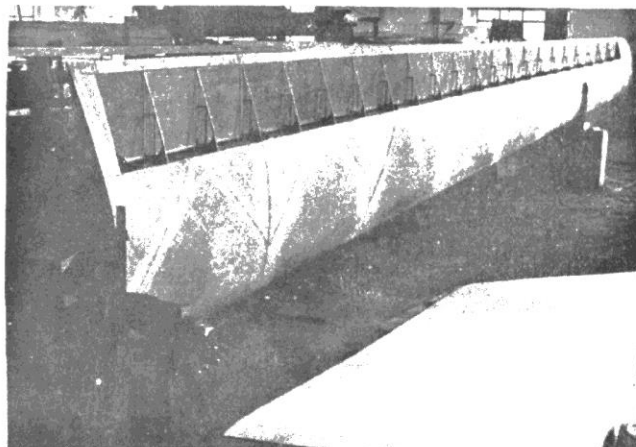


Bild 14. Flügel des Musters HKS 1 fertig.
Bespannung fehlt noch.

bogenform auch besonders einfach, da nur beobachtet zu werden brauchte, dass der Zeiger der Messuhr im Bereich von 15 bis 70% der Flügeltiefe sich nicht oder nur in dem gewünschten zulässigen Bereich von $\pm 0,05$ mm bewegte. Bei der Wahl von Profilen mit anderer als kreisbogenförmiger Kontur ist das Messen der Oberflächengenauigkeit, sofern man es in der gleichen Weise mittels Messuhr vornimmt, wesentlich schwieriger und vor allem zeitraubender, da man ein Bild über die Wellenfreiheit nur durch Auftragung der gemessenen Werte in verzerrem Maszstab auf Millimeterpapier erhält. Andere Kontrollen der Oberflächengenauigkeit, im wesentlichen also der Wellenfreiheit, sind noch nicht versucht. Die optische Kontrolle durch streifendes Licht lässt vorerst, insbesondere während der Bearbeitung, solange also die Fläche nur diffus reflektiert, nur qualitative Urteile zu.

Zu den Erfahrungen mit dieser Bauweise ist folgendes zu sagen:

Zunächst ist bereits die Konstruktion des Holmes eines Flügels derartiger Belastung ein Problem. Ist 20,3, die Profildicke 14%, die stationäre Flächenbelastung 33 kg/m^2 . Die Holmquerschnitte von 220 mm Breite und 50 mm Dicke des Gutes erfordern bereits einen überaus grossen Aufwand an Schnittholz-Material und an Arbeitszeit bei einer Lamellendicke von 10 mm und den üblichen an die Verwendung normalen Schnittholzes zu stellenden Anforderungen der Bauvorschriften hinsichtlich Faserverlauf, Abstand und Lage der Jahresringe, Feuchtigkeit, Splint- und Kernanteil. Der gesamte Holm benötigte $1,5 \text{ m}^3$ Schnittholz zum Preise von DM 1.000,-. Die Ausbeute an Holz beträgt etwa 15%.

Die Beständigkeit der Oberflächengüte ist, wie bereits erwähnt, von den bekannten Eigenschaften des Holzes bei veränderlichen Luftbedingungen abhängig. Bei dem Sperrholz und bei dem Kunststoff waren Veränderungen nicht zu erwarten und sind auch nicht eingetreten. Hingegen sind die vorausgesagten Schwinderscheinungen des Schnittholzes der Holmgurte eingetreten, die Veränderungen der Oberflächenwelligkeit im Holmbereich in der Grössenordnung von $\pm 0,1$ mm verursacht haben. Es ist bei diesen Flügeln notwendig, in Abständen von einem halben Jahr die Oberfläche an der Stelle des Holmes zu kontrollieren und gegebenenfalls nachzuarbeiten, indem neu aufgespachtelt und geschliffen wird. Die sonstigen Erfahrungen sind gut, insbesondere ist die grosse Griff-Festigkeit infolge der steifen Schale hervorzuheben. Nebenher erzielt man durch die Hautstützung eine wesentliche Steigerung der Bruchschubfestigkeit. Durch Torsionsversuche wurde eine Bruchspannung von 330 kg/cm^2 erreicht.

Die hohen Kosten des Holmes neben den sonstigen Nachteilen derart grosser Schnittholz- oder überhaupt Holz-Querschnitte, nämlich dem sehr problematischen Festigkeitsabfall infolge streuender Elastizitätsmoduln innerhalb des Querschnittes, und die Schwinderscheinungen in einem Mass, wie es für die Erhaltung einer wellenfreien Oberfläche unzulässig ist, zwingen zu neuen Ueberlegungen. Es wird möglich sein, bei Beibehaltung der konventionellen Holzbauweise die Holmgurte aus Leichtmetall herzustellen, das man beiderseits durch Aufleimen von Sperrholz mittels bekannter Verfahren (Araldit, Tegofilm) kaschiert und hiernach den Holmgurt wie einen Holzgurt weiter verarbeitet. Dieser aus Sperrholz, Sperrholzwinkeln als Halbzeuge und Dural aufgebaute Holm kostet an Gewicht etwa 60%, an Geldaufwand nur etwa 35% des äquivalenten Schnittholzholmes bisheriger Bauart. Er besitzt nebenbei den angestrebten Vorteil, dass er nicht schwindet und hat grössere Steifigkeit.

Mit dieser Bauweise ist jedoch die Forderung, den bisherigen geldlichen Aufwand für ein Leistungsflugzeug nicht zu überschreiten, noch nicht erfüllt, wenn man sich der Erfüllung auch wesentlich genähert hat. Der Schalenaufbau der Flügelbeplankung und die notwendige Oberflächenbearbeitung werden immer einen entsprechenden Mehraufwand erfordern. Ein derartiges Flugzeug mit der Gleitzahl 40 wird gegenüber dem geometrisch gleichen Flugzeug bisheriger Bauart, also mit einer Gleitzahl 30, etwa das doppelte kosten. Wir betrachten damit die Forderung nach optimal billigem Bau noch nicht als vollständig erfüllt, jedoch wird sich mit den bisherigen aerodynamischen Mitteln durch Wahl anderer Konstruktionsweisen bei gleicher Leistung der Preis nicht wesentlich senken lassen. Nur bei grösseren Stückzahlen lässt sich ein Vorrichtungsaufwand rechtfertigen, der die Bauzeiten und damit die Herstellungskosten herabsetzen kann. Jedoch sind, um auch die Vorrichtungen in kaufmännisch einwandfreier Weise abschreiben zu können, hierzu Stückzahlen für industrielle Herstellung erforderlich, die bei dem Preis des Gerätes nicht zu erwarten sind.

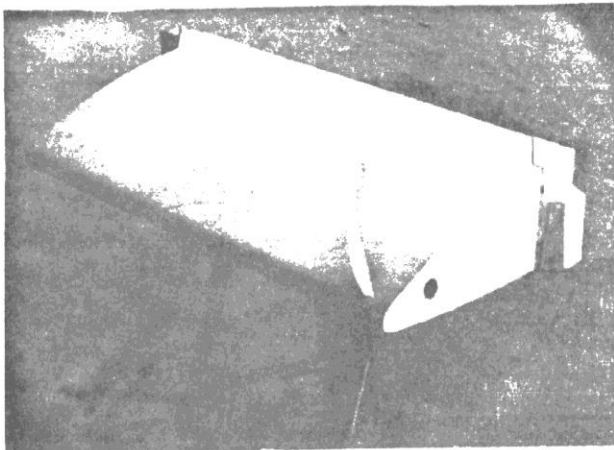
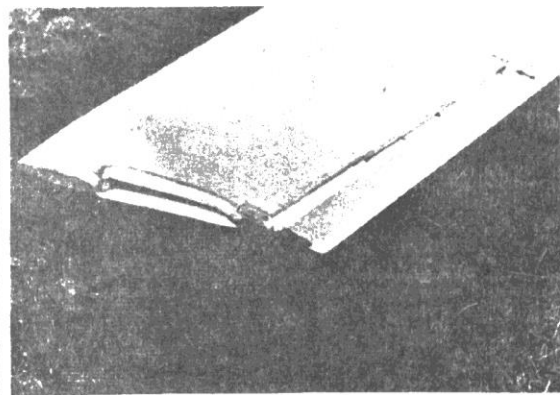
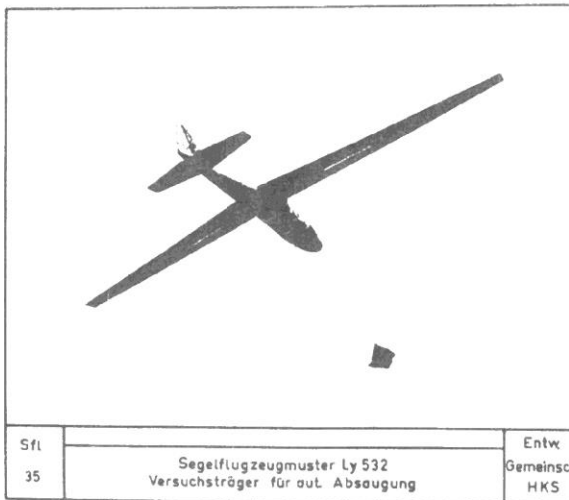


Bild 15. Bruchversuch (Torsion) mit
einem Versuchsstück in der
Konstruktionsweise des Musters HKS 1.

Bild 16



Sfl		Entw
36	Flügelende Ly 532, Absauge und Ausblaseschlitz	Gemeinsch HKS



Sfl		Entw
35	Segelflugzeugmuster Ly 532 Versuchsträger für aut. Absaugung	Gemeinsch HKS

Bild 17

In absehbarer Zeit scheint es also nicht möglich zu sein, Flugzeuge dieser Leistungsklasse zu Preisen heutiger normaler Leistungs-Segelflugzeuge herstellen zu können. Es scheint jedoch möglich zu sein, unter sinnvoller Anwendung der beim Bau dieser Flugzeuge gemachten Erfahrungen auf Flugzeuge kleinerer geometrischer Abmessungen, insbesondere der schon erwähnten sog. Klein Segler, unter Beibehaltung der Leistung heutiger normaler Segelflugzeuge, also unter Erhaltung der Best-Gleitzahl 30, den Herstellungspreis der Flugzeuge dieser Leistungsklasse wesentlich herabsetzen zu können.

Darüber hinaus bestehen einige weitere aerodynamische Möglichkeiten zur weiteren Verkleinerung und Verbilligung der Geräte, indem man durch automatische Grenzschicht-Absaugung und Ausblasung am Flügelende oder durch Ausbildung der Flügelenden nach der Art des Vogelflügels nach dem Prinzip, dass der induzierte Widerstand dem Quadrat der Zirkulation proportional, dass aber bei aufgelöstem Flügelende (Schwungfedern) die Summe der Quadrate der Einzel-Zirkulationen kleiner ist als das Quadrat der Gesamtzirkulation, die effektiven Spannweiten vergrößert. Hierzu sind zweifellos noch eine Reihe von Versuchen an Flugzeugen unter Einschluss exakter Leistungsvermessung notwendig. Anfänge hierzu sind gemacht. Bekannt sind die Versuche von Dr RASPET auf dem Gebiete der porösen Absaugung.

Ferner ist in Deutschland ein Segelflugzeug (Ly 532) gebaut, das aufgrund vorangegangener Windkanalmessungen durch Regenscheit eine erstmalige Ausführung einer automatischen Absaugung und Ausblasung in Verbindung mit Querrudern sehr geringer Tiefe darstellt.