

Kunststoffsegelflugzeug FS 24 Phönix

Von H. Nägele und R. Eppler, Akaflieg, Stuttgart

1. Der Verlauf der Entwicklung

Die Konstrukteure des Phönix hatten schon im Jahre 1951 beschlossen, auf privater Basis ein leistungsfähiges Segelflugzeug zu entwickeln und zu bauen. Es war von vornherein beabsichtigt, von den derzeit üblichen Wegen der schweren Segelflugzeuge mit hoher Flächenbelastung abzugehen, was jedoch weniger mit großen Flügelflächen als mit geringem Gewicht erreicht werden sollte. Aus diesem Grunde wurde eine neuartige Schalenbauweise entwickelt, die als Hauptwerkstoff Balsaholz mit einer versteifenden Außenhaut aus einer Papier-Leim-Schichtung hatte. Die Vorzüge und auch die Tücken des Balsaholzes waren den Konstrukteuren vom Flugmodellbau her wohl bekannt, und eine große Zahl von Festigkeitsversuchen bestätigte die gewichtlichen und festigkeitsmäßigen Vorzüge der Bauweise. Der Rumpf konnte als reine Schale ausgeführt werden, der Flügel enthielt noch einen Holm.

Leider zog sich der Bau dieses Modells aus finanziellen Gründen sehr in die Länge. Er mußte sogar im Laufe der Zeit eingestellt werden, als die rein äußeren Schwierigkeiten unüberwindlich wurden. Die Kapitulation wurde vielleicht auch dadurch erleichtert, daß inzwischen sowohl in den Schalenbauweisen als auch in der Aerodynamik so große Fortschritte erzielt wurden, daß ein neuer, wesentlich verbesserter Entwurf lohnender erschien als die Fertigstellung des alten. Glücklicherweise konnte die Akademische Fliegergruppe Stuttgart für die Unterstützung dieses neuen Entwurfs das Land Baden-Württemberg gewinnen, das den Bau und auch weitere Bauweisen-Forschungen finanziell ermöglichte.¹ So konnte diese neue Entwicklung im Laufe der Jahre fertiggestellt werden, obwohl sich naturgemäß bei gänzlich neuen Wegen laufend neue Probleme und Schwierigkeiten ergeben. Nachdem sich in der fliegerischen Erprobung inzwischen die angewandten Grundsätze voll bestätigt haben, erscheint es richtig, über das neue Flugzeug ausführlich zu berichten.

2. Die Bauweise

Das Balsaholz als Füllstoff für die Sandwich-Schale wurde beibehalten. Als Außenhaut bot sich jedoch in letzter Zeit das glasfaserverstärkte Polyesterharz an. Damit kann die Außenhaut in beliebigen Formen aufgebracht werden, und sie erhält trotzdem eine außerordentliche Festigkeit. Ausführliche Festigkeitsversuche zeigten außerdem, daß die Kombination von Balsaholz und glasverstärktem Polyester besonders günstige Festigkeiten ergab, da beide Werkstoffe voll zum Tragen herangezogen werden können. Die Bruch-

¹Auch an dieser Stelle danken wir dem Landesgewerbeamt Baden-Württemberg bestens, insbesondere Herrn Dipl. Ing. Hammer, der die Entwicklung mit so großem Interesse und Verständnis verfolgte, daß auch neue, zusätzliche Schwierigkeiten überwunden werden konnten.

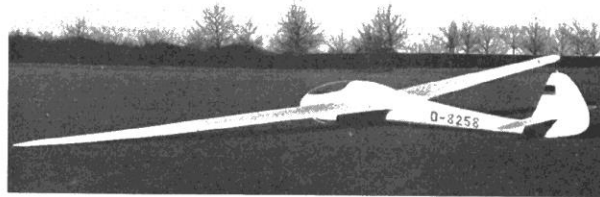


Fig. 1. Gesamtansicht am Anfang

dehnungen sind so ähnlich, daß beide Werkstoffe auch in der Kombination nahezu ihre Höchstspannungen erreichen. Selbstverständlich weist speziell das Balsaholz große Unsicherheiten und Streuungen auf. Dies konnte in Kauf genommen werden, weil die erzielten Festigkeiten im Verhältnis zum jeweiligen Gewicht so günstig waren, daß bei immer noch relativ geringem Gewicht hohe Sicherheitszahlen angesetzt werden konnten.

Die Verarbeitung des Kunststoffes ist im Grunde einfach. Die Glasgewebe können frei aufgelegt und das Harz ganz gewöhnlich von außen eingestrichen werden. Deshalb mußte bei der Formgebung auf die Außenhaut der Schale nirgends Rücksicht genommen werden. Die Füllschicht aus Balsaholz ist aber ebenfalls in nahezu beliebigen Formen leicht herstellbar, da das Balsaholz sehr gut zu bearbeiten und zu leimen ist. Speziell macht auch die stetige Änderung der Füllschichtdicke in der Flügelschale keine Schwierigkeiten. Mit der Faserichtung des Holzes wird der Kraftfluß berücksichtigt, ebenso mit der Fadenrichtung der aufgelegten Gewebe. Geht an einer Stelle die Beanspruchung im wesentlichen nur in eine einzige Richtung, dann wird kettverstärktes Gewebe verwendet, in dessen Ketttrichtung 90 % aller Glasfasern liegen (1). So ist es möglich, überall die tragenden Materialien an der günstigsten Stelle und in der richtigen Richtung anzubringen, wodurch sich erhebliche Gewichtseinsparungen ergeben.

Eine bekannte Schwierigkeit bei der Verarbeitung von Polyestern im Handauflageverfahren ist die Tatsache, daß alle Polyester eine unangenehm klebrige Oberfläche ergeben, wenn sie unter Zutritt von Luftsauerstoff polymerisieren. Deshalb wird meist mit geschlossenen Formen gearbeitet, was jedoch bei einem Flügel von 8 m Halbspannweite noch nicht in Frage kommt. Auch das Abdecken mit Folien ist nicht möglich, da es bei den relativ komplizierten Oberflächenformen eines Segelflugzeugs zu Wellen führt, die nachher wieder mühsam abgeschliffen werden müssen. Diese Schwierigkeiten wurden mit einem für Lackzwecke von der Firma Chr. Lechler hergestellten Spezialpolyester umgangen, der bis zur Luftoberfläche vollständig polymerisiert. Ihm können sogar in den Schichten, die nachher an der Oberfläche liegen, ohne wesentliche Festigkeitsverminderung schon Farbstoffe beigemischt werden, so daß die

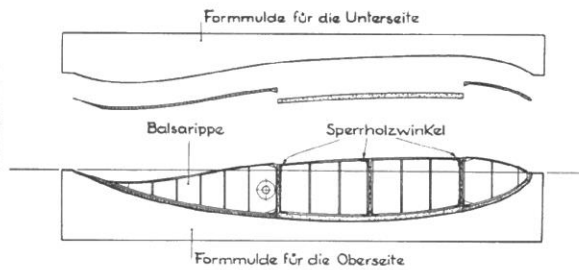


Fig. 2. Reihenfolge der Flügelherstellung

Endlackierung ganz dünn gehalten werden kann. Möglicherweise kann sie später vollständig unterbleiben. Inzwischen hat sich an Stelle von Polyester das Epoxydharz noch besser bewährt, mit dem allerdings noch keine Einfärbeversuche durchgeführt wurden.

So erschien insgesamt die neue Bauweise für einen reinen Schalenbau geeignet, bei welchem die Vorteile der Schale nicht nur für die Oberfläche, sondern auch für alle tragenden Teile ausgenützt werden. Es war vielleicht vermessen, eine derartige Neuentwicklung in dem ganz kleinen Rahmen einer Akademischen Fliegergruppe in Angriff zu nehmen, nachdem schon viele große Firmen an solchen Kunststoffbauweisen arbeiteten und bislang noch nicht gewagt hatten, die letzten Konsequenzen zu ziehen. Die hinsichtlich Gewicht, Formtreue und Herstellungsmöglichkeit in Aussicht stehenden Fortschritte waren aber so verlockend, daß der Schritt gewagt werden mußte. Außerdem war auch noch nirgends mit der speziellen Kombination von Balsaholz und glasfaserverstärkten Kunstharzen gearbeitet worden, und erst diese Kombination ermöglichte alles. (Eine Patentanmeldung dafür läuft noch.) Alle anderen bisher in Frage kommenden Schaum- oder Wabenstoffe sind dem Balsaholz als Füllstoff bei Sandwich-Schalen noch weit unterlegen.

3. Konstruktion und Herstellung

Die Rumpfschale wurde auf einem hölzernen Innenkern gebaut. Es wurde zuerst die Füllschicht auf dem Kern verleimt, wobei von vornherein kleine Krafteinleitungsstellen und der Haubenrand in Hartholzlamellierung verstärkt ausgeführt wurden. Ein Trennmittel sorgte dafür, daß sich die Schale später leicht vom Kern lösen ließ. Auf dem Kern wurde noch die Außenhaut aus Glasgewebe und Polyester aufgebracht. Danach wurde die Schale in eine obere und eine untere Hälfte aufgeteilt, abgehoben und die innere Haut noch eingelegt. In die untere Rumpfhälfte wurde anschließend Flügelbrücke, Sitz, Steuerung usw. eingebaut, die obere Hälfte wieder aufgesetzt und mittels Glasgewebeüberlappung verleimt. Die Beulsteifigkeit der Schale ist so groß, daß keinerlei zusätzliche Aussteifungen erforderlich waren.

Für die Plexiglashaube wurde am Rumpfkern mittels Glasmatten und Polyester eine Negativform abgeformt. In

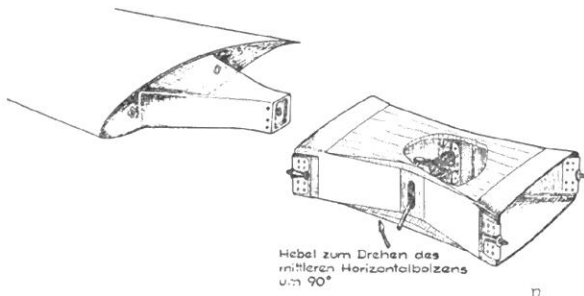


Fig. 3. Flügelverbindung

diese Mulde hinein wurde die Haube geblasen, so daß sie sich der Kontur gut anpaßt. Dieses Verfahren ist an sich nicht üblich, bewährt sich jedoch nach anfänglichen Schwierigkeiten gut.

Für den Flügel wurden zwei sehr genaue Formmulden der Außenkontur hergestellt. Auf ihnen konnte die Flügelober- und unterseite jeweils in ihrer endgültigen Form hergestellt werden. Dabei wurden zuerst die Außenhäute eingelegt, darauf das Balsaholz verleimt und die Innenhaut noch zugefügt. Nachdem auf die Oberseite des Flügels die Rippen und Stege aufgesetzt waren, konnte die Unterseitenschale in drei Teilen aufgelegt werden, wobei die am meisten beanspruchten Stege und Verleimungen unter guter Kontrolle standen (vgl. Bild 2). Sämtliche Beschläge und Antriebe für Querruder und Bremsklappen wurden vor der Verleimung schon eingebaut. Querruder und Klappen wurden jedoch erst nach der Verleimung aus der Flügelschale herausgeschnitten, so daß sich eine einwandfreie Einpassung in die Kontur ergab.

Das Flügelprofil besitzt zwischen 15 und 55 % seiner Tiefe eine gute Dicke. Dieser Bereich wurde verstärkt, wenn hohe Biegemomente aufzunehmen waren. Die Stärken der Kunststoffaußenhaut und der Balsaholz-Füllschicht wurden dabei überall so festgelegt, daß gegenüber Beulung und Normalspannung die gleiche Sicherheit vorhanden ist. Dies gelang mit dem Einbau von drei Stegen bei 15, 35 und 55 % der Flügeltiefe, die gleichzeitig noch die Querkraft und einen Teil der Torsion aufnehmen.

Die Einleitung der Kräfte in die Flügelschale wurde der neuen Bauweise angepaßt. Es wurden im wesentlichen die Glasgewebelagen der verstärkten Flügelzone direkt in einen Flügelstummel und dessen Stege eingeführt. Die Aufhängung erfolgt nach einer wohl auf W. Hütter zurückgehenden Idee in drei parallelen, in einer rohrförmigen Flügelbrücke befestigten Bolzen, deren mittlerer mit einem Bajonettverschluß zur endgültigen Verriegelung und Sicherung versehen ist (Bild 3).

Der fertige Flügel wurde eingehenden Belastungsversuchen unterzogen², sowohl in bezug auf Biegung als auch in bezug auf Torsion. Er war dabei in einem Bock gelagert, der die gleichen Hauptbeschläge enthielt wie die Flügelbrücke des Rumpfes. Die Spannungen wurden an einer ganzen Anzahl von Stellen mittels Dehnungsmeßstreifen ermittelt, außerdem die Durchbiegungen und Verdrillungen mittels eines Nivellierinstrumentes. Der Abfang-Fall mit hoher Geschwindigkeit und vierfacher Erdbeschleunigung, der im Flug nur über Sekunden aufrechterhalten wird, war in den Versuchen bis zu 30 Min. lang nachgebildet, ebenso der Sturzflugfall, für den sich bei dem hinten gewölbten Profil sehr hohe Torsionsmomente ergaben. Die Belastung mit 1,3-facher stationärer Last wurde 3 Tage lang aufrechterhalten. Bei keinem der Belastungsversuche zeigten sich nennenswerte bleibende Verformungen, obwohl die Bauvorschrift solche in

² Diese Versuche wurden in Zusammenarbeit mit der Firma Bölkow-Entwicklungen KG, Stuttgart-Flughafen, durchgeführt. Auch ihr sind wir für ihr großzügiges Entgegenkommen äußerst dankbar.

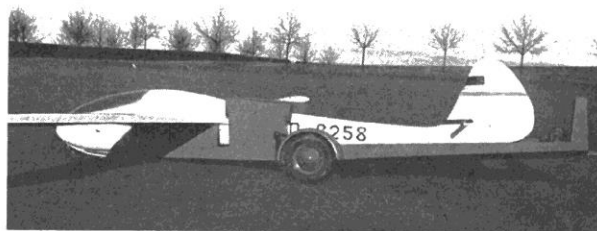


Fig. 4. Montage der Flügel auf dem Transportwagen

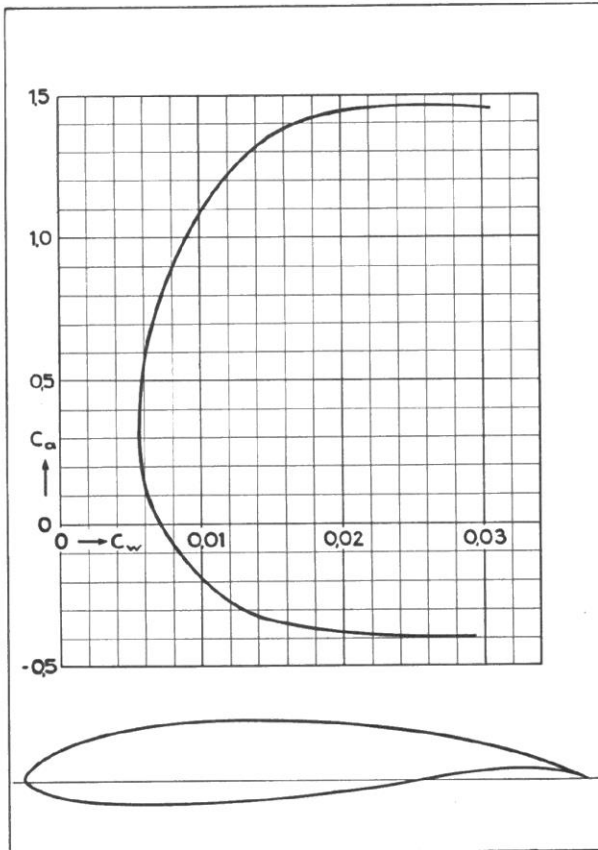


Fig. 5. Flügelprofil und gemessene Polare

gewissem Umfang zuläßt. Auch die gemessenen Spannungen waren überall weit unter den zulässigen Werten. Die Durchbiegung wurde beim Abfangfall mit etwa 42 cm gemessen. Der Flügel ist naturgemäß gegenüber gewöhnlichen Flügeln wesentlich steifer.

Der Fluß der Hauptkräfte ist gut zu übersehen. Die Flügelbrücke geht über 40% der Flügeltiefe und ist in diesem ganzen Bereich mit der Rumpfschale verleimt, wodurch die Torsion übertragen wird. Die Querkräfte sind hauptsächlich auf Sitz, Windenschleppkupplung und Kufe abzuleiten. Da alle diese Stellen nur geringe Entfernung von der Flügelbrücke haben, bot sich insgesamt ein infolge kleiner Ausmaße leichter und trotzdem fester Verband an, der Flügelbrücke, Sitz, Kupplung und Kufe zusammenfaßt. Auf eine besondere Bugkupplung wurde verzichtet, da auch Flugzeugschlepp ohne Schwierigkeiten mit der Schwerpunktkupplung ausgeführt werden kann.

Das Höhenruder wird mit einer Stoßstange angetrieben, das Seitenruder mit Seilen, Querruder und Klappen mit Torsionswellen, die mit kleinen Zahnradgetrieben stark übersetzt sind. Die Übersetzung ergibt geringe Torsionsmomente und hohe Steifigkeit. Alle Antriebe liegen innerhalb der Kontur.

Für die Schnellmontage ergaben sich bei den gewählten Anordnungen besonders einfache Lösungen. Gleichzeitig mit dem Einsetzen der Flügel in die drei Bolzen der Flügelbrücke greifen die Trennstellen der Torsionswellen für Querruder und Klappen ineinander ein. Auch das Höhenleitwerk wird mit automatischem Ruderanschluß von vorn in die Aussparung am Seitenleitwerk eingeschoben und verriegelt. Der Transportwagen ist so kurz gehalten, daß der Rumpf durch ein leichtes Anheben der Deichsel auf die Kufe aufgesetzt werden kann. Die Flügel können deshalb einge-

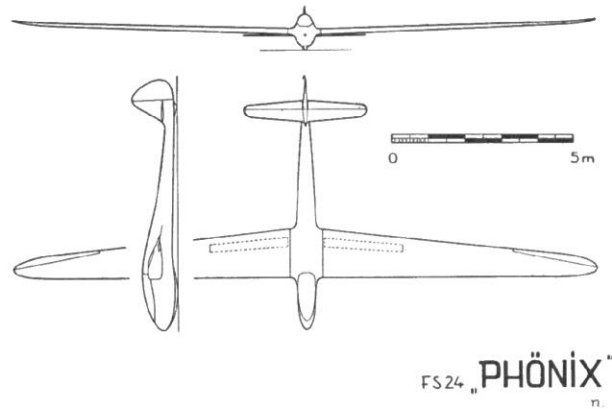


Fig. 6. Übersichtszeichnung

setzt werden, so lange der Rumpf noch auf dem Anhänger steht (vgl. Bild 4). Danach wird der Rumpf am Anschluß für das Höhenleitwerk hochgehoben und der Anhänger unten weggezogen.

4. Auslegung und Aerodynamik

Die Auslegung des Entwurfs erfolgte genau nach den früher schon niedergelegten Prinzipien (2). Es wurde damals schon darauf hingewiesen, daß unter Umständen ein Gewinn an Steiggeschwindigkeit im thermischen Aufwind für die mittlere Überlandgeschwindigkeit wichtiger ist als extrem hohe Geschwindigkeiten im Geradeausflug. Es wurde demnach auf besonders günstigen Kreisflug großer Wert gelegt. Die dadurch erforderliche kleine Flächenbelastung steht guten Gleitzahlen bei extrem hohen Geschwindigkeiten entgegen. Gerade in diesem Bereich kann aber auch ohne Erhöhung der Flächenbelastung durch gute aerodynamische Gestaltung außerordentlich viel gewonnen werden. Der gesamte Entwurf wurde aber nicht im Hinblick auf Sinkgeschwindigkeit oder Gleitzahl ausgelegt, sondern allein die mittlere Reisegeschwindigkeit beim Überlandflug gab den Maßstab ab. Sowohl der sehr sorgfältig gestraakte Rumpf, die Auswahl bzw. Berechnung des Flügelprofils, Rumpfeinstellwinkel, Flächenbelastung, Flügelstreckung und alle einflußreichen Einzelheiten wurden immer so festgelegt, daß die mittlere Reisegeschwindigkeit ihr Optimum erreicht. Die einzige Größe, die hierbei nicht systematisch erfaßt werden konnte, war die Aufwindstärke und -verteilung. Die hier erforderlichen Annahmen wurden relativ schwacher Thermik zugeordnet. Es zeigte sich, daß dadurch auch in starker Thermik nur geringe Nachteile hinsichtlich Reisegeschwindigkeit entstanden.

Bei der Berechnung des Flügelprofils verlangte die Forderung günstiger mittlerer Reisegeschwindigkeit einerseits bei niedrigen Auftriebsbeiwerten extrem geringen Widerstand, andererseits aber auch für den Kreisflug hohe Maximalauftriebe. Diese beiden Bedingungen konnten mit Hilfe eines neuen Berechnungsverfahrens für Flügelprofile erfüllt werden (3). Das entstandene Flügelprofil weist bei niedrigen Auftriebsbeiwerten eine fast vollständig laminare Oberseite auf, bei hohen Auftriebsbeiwerten eine laminare Unterseite. Es wurde in der Aerodynamischen Versuchsanstalt Göttingen im Windkanal eingehend untersucht. Die ermittelte experimentelle Polare ist im Bild 5 wiedergegeben (4).

Insgesamt ergeben sich die folgenden Daten (vgl. auch die Übersichtszeichnung Bild 6):

Spannweite	16 m
Länge	6,84 m
Höhe	0,95 m
Flügelfläche	14,36 m ²
Flügelstreckung	17,83

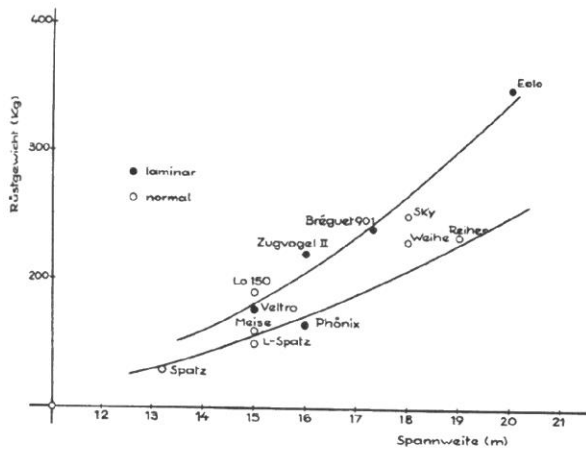


Fig. 7. Zusammenstellung von Rüstgewichten in Abhängigkeit von der Spannweite

Gewichte:

Flügel mit Querrudern	94,9 kg
Rumpf mit Instrumenten	61,3 kg
Leitwerke	8,0 kg
Zuladung	100,8 kg
Fluggewicht	265,0 kg
Flächenbelastung	18,5 kg/m ²

Flugleistungen, errechnet mit experimenteller Profilpolare und 100 kg Zuladung:

Beste Gleitzahl	37
Geschwindigkeit bei bester Gleitzahl	80,1 km/h
Kleinste Sinkgeschwindigkeit	0,51 m/s
Geschwindigkeit bei geringstem Sinken	69,2 km/h
Sinkgeschwindigkeit bei 50 km/h	0,59 m/s
Gleitzahl bei 100 km/h	31

Bild 7 enthält eine Zusammenstellung von Rüstgewichten in Abhängigkeit der Spannweite, die P. und A. Morelli (5) anlässlich ihres Berichtes über die «Veltro» gegeben haben. Die ausgezogenen Linien geben Anhaltspunkte dafür, wie sich das Rüstgewicht mit zunehmender Spannweite bei gewöhnlichen und laminaren Segelflugzeugen ungefähr ändert. Diese Darstellung zeigt klar, welche Gewichtseinsparungen beim Phönix erzielt wurden.

Auch auf angenehme Flugeigenschaften wurde großer Wert gelegt. Die Querruder sollten aus Leistungsgründen möglichst klein gehalten werden. Ihre Wirkung durfte dabei aber nicht kleiner sein als bei üblichen Segelflugzeugen. Aus diesem Grund wurden die Flügelenden elliptisch abgerundet, was neben einer besonders günstigen Auftriebsverteilung auch noch die Anbringung eines aerodynamisch günstigen Querruders ermöglichte. Da eine große Tiefe des Querruders am Querruderanfang und -ende wenig zur Wirkung des Querruders beiträgt, jedoch viel zum zusätzlichen Widerstand bei Querruderausschlag, wurde das Querruder mit anfänglich geringer Tiefe und schräger Achse ausgebildet (vgl. Übersichtszeichnung Bild 6). Ein derartiges Querruder hat schon bei geringer Länge eine gute Wirksamkeit. Damit die schräge Querruderachse verwirklicht werden konnte, mußte der Flügel in seinem Außenteil etwas nach oben gebogen werden. Dies bereitete bei der Herstellung der Formmulden keine zusätzlichen Schwierigkeiten, ergab aber zum Schieberollmoment einen wesentlichen Beitrag. Das Seitenruder wurde relativ groß gestaltet. Bei dem geringen Flügelgewicht und der großen Rumpflänge war auch hier eine gute Wirksamkeit zu erwarten. Die Längsstabilität wurde sorgfältig vorausgerechnet und das fliegerische Gefühl durch eine Federung des Höhenruders unterstützt. Die Landehilfen wurden als Klappen auf der Unterseite ausgebildet (Bild 8). Diese Klappen wirken auftriebser-

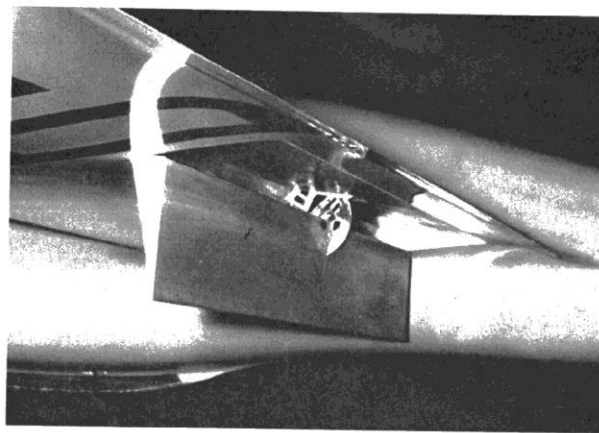


Fig. 8. Die ausgeschlagene Landeklappen. Man beachte die gleichmäßigen Reflexe an der Flügeloberfläche

höhend, wodurch eine geringe Landegeschwindigkeit erzielt wird. Der Gleitwinkel kann durch die Klappen, welche bis 90° Ausschlag erreichen, sehr vergrößert werden, wodurch zusammen mit der geringen Landegeschwindigkeit Landungen auf kleinstem Platze möglich sind.

5. Flugbericht

Das Einfliegen des Phönix ging reibungslos vor sich. Sowohl im Windenschlepp als auch im Flugzeugschlepp an der Schwerpunktkupplung entstanden keinerlei Schwierigkeiten. Die Flugeigenschaften sind als angenehm zu bezeichnen. Die Wirksamkeit aller Ruder ist gut. Die Rollzeit von -45° auf +45° Schräglage ist bei 65 km/h 4 Sekunden. Dieser Wert überrascht vielleicht angesichts der kleinen Querruder. Er entspricht jedoch fast genau der theoretischen Berechnung, nach welcher übrigens anders geformte, größere Ruder kleinere Wirkung haben. Die Landehilfen entsprechen den Erwartungen. Es treten bis zum vollen Anschlag von 90° keine Lastigkeitsänderungen auf; der erreichte Widerstandszuwachs reicht voll aus, denn es sind ausgesprochen steile Landungen möglich.

Die beabsichtigten Kreisflugeigenschaften sind ebenfalls sicher erreicht. Es wurde bei 60 km/h Geschwindigkeit mit 30° Schräglage etwa 15 sek Kreiszeit erreicht, was einem Kreisdurchmesser von etwa 80 m entspricht. Die Sinkgeschwindigkeit bei derartigen Kreisen liegt bei 0,7 m/sek. Mit 45° Schräglage wurden ebenfalls bei 60 km/h 12 sek Kreiszeit erreicht, was 65 m Durchmesser und 1,0 m/sek Sinkgeschwindigkeit ergibt. Auch ein gewisser Erfolg dieser Kreisflugmöglichkeiten hat sich schon eingestellt. Es konnten schon im Dezember Thermikflüge ausgeführt werden, bei welchen andere Leistungssegelflugzeuge keinerlei Segelmöglichkeiten hatten.

Die Flugleistungen scheinen auf Grund grober Leistungsmessungen ziemlich den theoretischen Erwartungen zu entsprechen. Genauere Leistungsmessungen sollen in Kürze durchgeführt werden.

Literaturverzeichnis

1. O. Meyer, Glasfasern für die Verstärkung von Kunststoffen. «Kunststoff-Rundschau», 2 (1955), Heft 3, S. 73, und Heft 4, S. 109.
2. R. Eppler, Die Auslegung von Segelflugzeugen. «Schweizer Aero-Revue», 1956, Nr. 8.
3. R. Eppler, Direkte Berechnung von Tragflügelprofilen aus der Druckverteilung. «Ingenieur-Archiv», 25 (1957), S. 32 bis 57.
4. K. Kraemer, Windkanalmessungen am Profil EC 86 (—3) —914. Aerodynamische Versuchsanstalt Göttingen, Bericht 56/A/05.
5. P. Morelli, Study, Construction and Flight Tests of the High Performance Sailplane CVT-2 Veltro. «Schweizer Aero-Revue», 1957, Nr. 1.