

Mitteilungsblatt Nr. 6

der Internationalen Studienkommission für den motorlosen Flug
(ISTUS)

Juni 1938

Vorträge über motorlosen Flug

gehalten auf der Istus-Tagung Mai 1937

in Wien und Salzburg

Herausgegeben vom Präsidium der Internationalen Studienkommission
für den motorlosen Flug, Darmstadt, Flughafen

MÜNCHEN UND BERLIN 1938
VERLAG VON R. OLDENBOURG

Vorträge über motorlosen Flug

gehalten auf der Istus-Tagung Mai 1937

in Wien und Salzburg

Herausgegeben vom Präsidium der Internationalen Studienkommission
für den motorlosen Flug, Darmstadt, Flughafen

Mit 135 Abbildungen

MÜNCHEN UND BERLIN 1938
VERLAG VON R. OLDENBOURG

Inhaltsverzeichnis

(Vorträge der Istus-Tagung Mai 1937 in Wien und Salzburg)

- A. Pröll*, Die Bedeutung des Segelfluges für die Gesamtluftfahrt.
- Kampé de Fériét*, Recherches sur la turbulence au centre atmosphérique national de vol sans moteur de la banne d'ordanche.
- Schwabl*, Aerologische Untersuchungen an österreichischen Segelfluggeländen.
- Tollner*, Luftströmungen im Bereiche von Gletschern.
- F. Eredio*, Le correnti aeree ai margini dei boschi.
- E. Ekhart*, Die Tageszeitenwinde der Alpen.
- A. Lippisch*, DFS-Rauchkanal. — Windstromanlage zur Sichtbarmachung zweidimensionaler Strömungsvorgänge.
- W. Siępniewski*, Certains problèmes de l'économie et de l'utilisation des Motoplaneurs.
- H. Jacobs*, Die Entwicklung der deutschen Leistungssegelflugzeuge.
- Bartsch*, Der Anteil Österreichs an der Entwicklung im Segelflugzeugbau.
- Schünemann*, Bruchversuche an Segelflugzeugen.
- M. Beyer-Desimon*, Die Überprüfung der Verkehrssicherheit von Segelflugzeugen.
- G. Simone*, Règles pour la réception des planeurs.
- U. Nannini*, Il volo senza motore strumento per la preparazione spirituale e tecnica dei futuri piloti d'aeroplano.
- H. Schreiber*, Erfahrungen in der Schweiz im Umschulen von Segelfliegern auf Motorflug.
- H. Spreng*, Die Bedeutung der psychologischen Eignungsprüfung für die Schulung der Segelflieger.
- J. Kunz*, Segelflug als olympischer Wettkampf.

Die Bedeutung des Segelfluges für die Gesamtluftfahrt.

Von Professor Dr.-Ing. A. Pröhl, Hannover.

Vor 16 Jahren hatte ich die Ehre, im österreichischen Aero-Club einen ersten Vortrag über den Segelflug zu halten, in dem ich für das damals noch wenig bekannte Wunder des motorlosen Fliegens Interesse zu wecken suchte. Der Segelflug war die Sensation des Tages geworden, denn eben erst war den hannoverschen Studenten Blume, Hentzen und Martens der erste Stundenflug ohne Motor von der Wasserkuppe aus geglückt. Die Begeisterung über diese Tat war groß; sie wurde denn auch gebührend gefeiert, und ein ad hoc entstandener Gesang mit dem Kehrreim »Wir brauchen keinen Propeller mehr« schien eine Periode ungeahnter Flugmöglichkeiten einzuleiten. Die technische Phantasie eilte weit voraus: Eingeweihte Kreise diskutierten schon eifrigst den dynamischen Segelflug, und manche hofften sogar von ihm in naher Zukunft eine weitgehende Unabhängigkeit vom Motor.

Diese Erwartungen haben sich freilich so schnell noch nicht erfüllt, und wenn wir den Fortschritt in diesen 16 Jahren bloß an der Vergrößerung der Entfernung (Flugstrecke von 20 bis 500 km) und an der Flugdauer, die sich auch wesentlich erhöht hat, messen wollten, so würden wir der Meinung sein können, der Segelflug hat sein Ziel erreicht und besitzt kaum mehr weitere Möglichkeiten.

Ist eine solche resignierte Auffassung berechtigt? Selbst wenn sie es wäre, dürften wir die Augen nicht verschließen vor den wirklich großen Errungenschaften und Vorteilen, die uns der motorlose Flug gebracht hat. Denn zunächst ist festzustellen, daß der heutige Stand der Segelflugrekorde doch schon sehr beachtlich ist: Entfernung 500 km, Höhe 6000 m (Flugdauer an die 40 h).

Darüber hinaus hat er sich in ungeahnter Weise zu einem glänzenden Volkssport, zu einem Hilfsmittel für wertvolle wissenschaftliche Versuche, sowie auch als hervorragende Schulung für den Motorflieger entwickelt. Besitzt der Segelflug aber auch einen gewissen Wert für den Motorflug selbst, und wie ist sein praktischer Nutzen für die Gesamtluftfahrt zu beurteilen?

Daß diese Frage schon oft gestellt und auch mehrfach beantwortet wurde, ist wohl verständlich. In den Vorträgen der RRG. 1929 haben Hoff und Hirth in bejahendem Sinne zu ihnen Stellung genommen. Heute überblicken wir schon einen Zeitraum von 18 Jahren motorlosen Fliegens, und heute haben wir auch eine gewisse Distanz zu den Ereignissen gewonnen. So wollen wir denn noch einmal die Frage aufwerfen, was brachte und was bringt der motorlose Flug für die Gesamtluftfahrt?

Da interessiert uns zunächst einmal die Theorie der Luftfahrt. Das Segelflugzeug gestattet wegen der Abwesenheit störender Motor- und Schraubeneinflüsse eine viel klarere Einsicht in die flugmechanischen Verhältnisse, und dazu ermöglicht es Beobachtung des Mediums, also die Untersuchung aerologischer Fragen. Uns allen sind heute die Begriffe Hangwind, Böigkeit, Thermik, Wolkenflug u. a. geläufig geworden, und es ist, nebenbei bemerkt, auch hier wieder die Erfahrungstatsache festzustellen, daß aus der dauernden Beschäftigung weiter Kreise mit einer bestimmten Erkenntnisgruppe immer wieder neue Fortschritte erwachsen.

Die Geschichte des Segelfluges zeigt diese Entwicklung überaus deutlich, und das Bemerkenswerte dabei ist, daß fast immer die theoretischen Fortschritte zuerst durch praktische Flüge einzelner Pioniere eingeleitet werden konnten. Nur wenige Beispiele dazu:

Wohl hatte man sehr bald die strömungstechnischen Grundlagen des Hangwindes auf Grund der ersten gelungenen Dauersegelflüge erkannt. Aber eine systematische Strömungsforschung der vertikalen Bewegungen in der Atmosphäre ist nicht ohne den Mann zu denken gewesen, der in besonderer Weise die wissenschaftliche und praktische Entwicklung des Segelfluges gefördert hat, Johannes Nehring. Er war es, der auf Anregung von Prof. Georgii den ersten Flug zur Ausnutzung thermischer Verhältnisse vornahm und dem dann auch der erste viertelstündige Thermikflug im Jahre 1926 gelang. Ebenso führte er auch 1927 die ersten Segelflüge im Reibungsaufwind an der Küste von Rossitten aus, und ihm gelangen — ebenso auf Veranlassung von Prof. Georgii — auch die ersten Wolkenflüge. Thermikeinflüsse hatte man freilich schon in der ersten Zeit der Motorfliegerei beobachtet, als man die Sonnenböen und „Luftlöcher“ über bestimmten Geländearten kennen und fürchten lernte. Aber eine genauere Kunde brachte erst das Segelflugzeug und dann die aus ihm entstandenen Kleinflugzeuge, die erstmals beim Zugspitzflug (Botsch 1925) ganz auffallende und bis dahin unerklärte Aufwindwirkungen in der freien Atmosphäre erkennen ließen. Aber erst die systematischen Untersuchungen von Georgii u. a. wiesen die Bedingungen nach, unter denen das Thermiksegeln möglich wäre. Diese Untersuchungen folgten den ersten Versuchen von Nehring auf dem Fuße nach.

Nur kurz erwähnt sei in diesem Zusammenhang der berühmte Gewittersegelflug von Max Kegel (1926), der den Anlaß zum Studium der Gewitterfronten und der entsprechenden Segelflugmethode gegeben hat, weiter daß dieses Gebiet praktischer Aerologie besonders auch von Prof. Kampé de Fériet und von polnischen Wissenschaftlern bearbeitet wurde.

Aus diesen Beispielen mögen wir erkannt haben, wie sehr die Kenntnisse der Aerologie, also der Eigenart des Mediums durch die Erfordernisse des Segelfluges vorbereitet und vermittelt werden. Von den praktischen Folgerungen dieser Tatsache für den Verkehrsflieger werden wir nachher noch hören.

Segelflugversuche waren es auch, die über manche grundsätzliche Fragen der Flugmechanik Auskunft geben konnten. Bei der Betrachtung des Böeneinflusses auf Motorflugzeuge, auch bei der Frage des Hochreibens von Maschinen vor Hindernissen (Fälle G und H der deutschen Bauvorschriften) ist der bei den Berechnungen einzusetzende höchste Luftkraftbeiwert c_{amax} möglichst nach dynamischen Versuchen, wie es die Vorschriften verlangen, einzusetzen. Man geht dabei von der schon Otto Lilienthal bekannten Tatsache aus, daß bei plötzlicher Beschleunigung der Luftmassen diese Beiwerte erheblich höher werden, als im stationären oder nur allmählich beschleunigten Zustand. Diese offenbar auf Trägheitswirkung beruhende Erscheinung ist von Raethjen bei der Vermessung von Segelflügen wieder-

holt beobachtet und auch richtig gedeutet worden. Allerdings konnten seine Versuche wegen zu geringer Genauigkeit und Größe der Beschleunigungen noch keine eindeutig klaren Resultate erbringen; aber es war der Weg gezeigt, auf dem vielleicht späterhin durch den Segelflugversuch diese für den ganzen Flugbetrieb grundsätzlich wichtige Erscheinung klargestellt werden könnte.

Zu den auch praktisch wichtigen Einwirkungen der Segelflugforschung auf die flugtechnische Aeromechanik ist etwa folgendes zu sagen: Wenn auch die Begriffe Gleitwinkel, Flug- und Sinkgeschwindigkeit, Reichweite usw. schon längst dem Motorflieger geläufig waren, so gewannen sie doch ein neues Gesicht für den Segelflieger, und zwar besonders dann, als man vor einigen Jahren zwei Richtungen im Segelflug bei uns unterscheiden lernte: Ich möchte sie durch ihre Hauptvertreter als Dauer- und Streckensegelflug kennzeichnen.

Für den Dauersegelflug ist es erforderlich, möglichst kleine Steiggeschwindigkeiten am Hang oder in der Thermik ausnützen zu können, damit auch bei geringem Aufwind noch gesegelt werden kann (Dauerrekord). Als typische Vertreter dieser Bauart sind der Vampyr und der noch vollkommener Consul zu nennen. Diesem Typ ist eine kleine Flächenbelastung und eine große Flügelstreckung eigen. Auch die Gleitwinkel sind sehr klein, aber wegen der geringen Flächenbelastung ist die Fluggeschwindigkeit klein und daher auch die in beschränkter Zeit zurückgelegte Strecke nicht groß. Der Übergang zum Weitflug, der in seinen Anfängen schon durch die Nehringschen Forschungsflüge erstrebt war, vollzog sich dann vor allem durch die Arbeiten des Deutschen Forschungsinstituts für Segelflug (Lippisch). Hier wurden die Erfordernisse eines Weitstreckenflugzeuges klar herausgestellt: Größere Flächenbelastung, nicht allzu große Flügelstreckung, dagegen möglichst kleine schädliche Widerstandszahl zur Erzielung hoher Geschwindigkeit bei noch gutem Gleitwinkel. Diese Grundsätze führten zur Konstruktion des Fafnir II, der sich durch seine hervorragenden Leistungen im Fernstreckenfluge ausgezeichnet hat.

Nun ist es besonders bemerkenswert, daß fast die gleiche Entwicklung zur selben Zeit und ebenfalls bewußt der Motorflug mitmachte, der dabei sicherlich viel vom Segelflug angenommen hat. Sehr klar zeigt sich dies in dem Bestreben nach Verringerung des schädlichen Widerstandes. Hatten wir in Hannover vor 15 Jahren durch Ausstattung unseres Vampyr mit fast verschwindenden Rollbällen als Fahrgestell gewissermaßen das moderne einziehbare Fahrgestell schon vorausgeahnt, so kam jetzt — und zwar fast gleichzeitig bei Fafnir II und He 70 — eine organische Verbindung zwischen Rumpf und Flügel zustande, die jedenfalls nicht unwesentlich zu dem großen Erfolg des deutschen Blitzflugzeuges beigetragen hat. Gerade bei diesem Vergleich können wir besonders deutlich den günstigen Einfluß des Segelfluges auf die Motorfliegerei überblicken und zugleich den Werdegang einer fortschrittlichen Entwicklung erkennen. Es war aus theoretischen Erwägungen von Muttray und darauffolgenden eingehenden Laboratoriumsversuchen die Wichtigkeit einer zweckmäßigen Auskleidung des Überganges Flügel — Rumpf erkannt worden. Die Erprobung am Fafnir und die fast gleichzeitige und gleichartige Durchbildung dieses Konstruktionselementes an der He 70 und späteren Bauarten bildet einen schönen Beweis für das erfolgreiche Zusammenarbeiten von Theorie, Laboratoriumsversuch, Segelflugerprobung und praktischer Auswirkung im Motorflug.

Laboratoriumsversuche im fliegenden Segelflugzeug sind schon wiederholt ausgeführt worden. In recht vollkommener Weise hat in Frankreich Herr Abrial eine Apparatur zusammengestellt, welche die Polare im Fluge aufzunehmen gestattete. Sie ist in dem Segelflugzeug »Vautour« schon 1925 in Vauville erprobt worden. Den Kinoapparat verwendeten Wolf Hirth und Lippisch zur Registrierung flugmechanischer Vorgänge beim Segelflug, daneben aber auch zur Demonstration des Zusammenhanges zwischen Steuer-

maßnahmen des Führers und der entsprechenden Reaktion des Flugzeugs. Die Laufbildkammer war zu diesen Versuchen an einem Flügelende angebracht; der Film eignet sich in vorzüglicher Weise für den anschaulichen Unterricht des Segelfligers. Mit dem Segelflugzeug, in dem sich viele Luftmessungen besonders leicht durchführen lassen, kann der allgemeinen Flugmechanik und Aerodynamik ein wertvoller Dienst geleistet werden. Dies gilt auch für Untersuchungen zur Festigkeit der Flugzeuge, der Flugzeugstatik, und hier möchte ich vor allem der wertvollen Arbeiten polnischer Flieger wie der Herren Stepniewski u. a. gedenken, welche ganz systematisch die Festigkeitsfragen im fliegenden Segelflugzeug zu fördern bestrebt waren. Von gleicher Seite stammen auch sehr ausführliche Beschleunigungsmessungen, die im Segelflug bei allen möglichen Flugarten, auch im Kunstflug und beim Auftreten von Böen durchgeführt wurden. Auch hier ermöglichte die vom Motor unbeeinflusste Ablesung eine klarere Einsicht in die rein flugmechanischen Beanspruchungen. Im Motorflugzeug würde dies nicht so leicht und anschaulich möglich sein, weil die — ich möchte fast sagen — brutale Wirkung des Motors viele flugmechanische Feinheiten überdeckt. Diese Untersuchungen polnischer Wissenschaftler sind dann bemerkenswerterweise auch auf die persönliche Note des Flugzeugführers ausgedehnt worden, denn dieser gehört ja zum Segelflugzeug als organischer Bestandteil des Ganzen. Auf jeden Fall vermögen systematische Untersuchungen dieser Art wichtige Fortschritte für unsere Kenntnisse auf dem Gebiet der Flugzeugstatik bringen.

Hatten wir es bisher hauptsächlich mit der theoretischen Seite unserer ursprünglichen Fragestellung zu tun, so sei nun auch mit einigen Worten des rein praktischen Einflusses gedacht, welchen der Segelflug auf die Gesamtluftfahrt ausübt.

Wir sprachen ja schon von Einzelheiten bezüglich der Konstruktion, wie sie etwa durch das Studium der Rumpfform zu günstigen Erfolgen auch beim Motorflugzeug geführt hat. Hierzu ist auch die Entwicklung der Mitteldeckerbauart zu rechnen, deren Vorzüge aus den Muttrayschen Versuchen folgend durch die guten Leistungen des »Fafnir II« bestätigt wurden. Diese für kleinsten Gesamtwiderstand besonders geeignete Bauart wird sicherlich noch für Motorflugzeuge mehr als bisher ausgenutzt werden.

Sehr beachtenswert ist dann noch die Entwicklung des schwanzlosen Flugzeugs geworden, bei dem wiederum die Aufeinanderfolge: Modellversuch — Segelflugerprobung — Motormaschine — zum erfolgreichen Ende geführt worden ist. Schwanzlose Flugzeuge sind besonders durch die Darmstädter Schule und die Flüge von Groenhoff systematisch gepflegt und bekannt geworden; aber auch bei diesem Problem hat sich die internationale Zusammenarbeit bewährt. Der Pterodaktyl-Typ des Engländers Hill, die Parabola russischer Konstrukteure gingen ähnliche Wege wie die Untersuchungen des deutschen Forschungsinstitutes, und in England wiederum sind die größten Einheiten dieser Art gebaut worden, so das Kampfflugzeug von Westland Hill, »Mark V« mit 700 PS Rolls-Royce-Motor. Da dieser schwanzlose Typ für viele Zwecke ausgezeichnete Eigenschaften besitzt (große Wendigkeit, große Geschwindigkeitsspanne, ganz freies Schußfeld nach hinten), so steht wohl zu erwarten, daß diese Bauart sich noch in erheblich größerem Maße durchsetzen wird.

Wieder andere Beispiele für die Befruchtung des Motorfluges durch den motorlosen finden wir bei Einrichtungen für günstigsten Start und Landung. Das Gummiseil, mit dem unsere Segelflugzeuge abgeschleudert werden, war das Vorbild für den Katapultstart, der heute schon bis zu Einheiten von 14 t Abfluggewicht weitgehende Verwendung findet. Für die Starthilfe bei schwerbelasteten Flugzeugen auf engen Flugplätzen wird vielleicht auch einmal der Flugzeugschlepp Verwendung finden, wie ich ihn vor etwa zehn Jahren vorgeschlagen habe. Der Vorgang verläuft insofern allerdings etwas anders als bei den bekannten Segelflugzeugschleppen: Dort hebt sich das leichtere ge-

schleppte Segelflugzeug früher vom Boden und fliegt meist höher als die Schleppmaschine, während bei den vorgeschlagenen Verfahren die leichtere »Hilfsmaschine« vor und über dem zu schleppenden Flugzeug fliegt.

Ähnliches ist auch über die Landevorrichtungen zu sagen. Das verschwindende Fahrgestell war schon — wie früher erwähnt — bei den ersten Leistungssegelflugzeugen (z. B. Vampyr) durch halbversteckte Rollbälle oder flache Kufen bekannt geworden; die Landung des motorlosen Gleiters auf der Kufe kann vielleicht als Vorbild für Sonderkonstruktionen beim Motorflugzeug später einmal Bedeutung gewinnen. Es wäre nämlich durchaus möglich, solche Maschinen ganz ohne Fahrgestell zu bauen, sie grundsätzlich beim Start zu katapultieren und entsprechend auf der Kufe oder einer dazu hergerichteten Rumpfunterseite zum Landen zu bringen. Daß dies durchaus im Bereich der Möglichkeiten liegt, haben wiederholte unbeabsichtigte Notlandungen von Maschinen mit eingezogenem Fahrgestell auf dem Rumpfe bewiesen. Trotzdem diese Rümpfe keinesfalls dafür hergerichtet waren, ist verhältnismäßig nur wenig Schaden angerichtet worden.

Ein Flugzeugtyp, den das Segelflugzeug besonders befruchtet und beeinflußt hat, ist der Motorsegler. Vielleicht wird durch ihn einmal der Weg für eine wirkliche Popularisierung der Luftfahrt, für das sog. Volksflugzeug, geebnet werden.

Die Geschichte des Motorseglers ist fast so alt wie die des Flugzeugs selbst. Denn schon Lilienthal wollte seine gelungenen Gleitflüge durch Einbau eines ganz leichten Motors verlängern. Sein frühzeitiger Tod ließ diese Versuche nicht ausreifen. Und auch die Brüder Wright haben Gleit- und Segelflüge erledigt, ehe sie an den Motoreinbau dachten, der dann in folgerichtiger Entwicklung ihren Drachengleiter zum ersten wirklichen Motorflugzeug umwandelte.

Die Tatsache, daß ein gut konstruiertes Gleitflugzeug verhältnismäßig nur sehr geringe Antriebsleistung zum Horizontalflug braucht, führte auch weiterhin immer wieder zu neuen Projekten leichter Motorflugzeuge mit schwachen Motoren. Die Folge verschiedener Wettbewerbe für solche Leichtflugzeuge war dann aber bald eine unbeabsichtigte Höherzüchtung, so daß die Gefahr bestand, daß die ganze Leichtflugzeugbewegung langsam wieder in die Gattung der Normalflugzeuge einschwenkte. Auch hier war eine Scheidung von zwei Entwicklungsrichtungen notwendig geworden: Einmal das Leichtmotorflugzeug, das eine Art Volksflugzeug mit leichtem und billigem Motor sein sollte, das aber wie das bekannte Auto des kleinen Mannes mit steigenden Ansprüchen doch wieder zum starken Motorflugzeug heranwuchs. Auf der anderen Seite entwickelte sich der bewußte »Motorsegler«, bei dem der ursprüngliche Charakter als Segelflugzeug erhalten blieb, und dessen Maschine ähnlich wie bei Segelschiffen eben auch nur ein Hilfsmotor bleiben sollte. Bei Flaufen sollte er einspringen oder auch wieder abgestellt werden, auch sollte er das selbständige Erreichen von Thermikregionen ohne Schlepperhilfe ermöglichen, endlich auch den Selbststart gewährleisten. Dies aber setzte folgerichtig zweierlei voraus: Die Möglichkeit, den Motor jederzeit im Fluge an- und abzustellen und dazu die Notwendigkeit alle von ihm herrührenden störenden Widerstände für den reinen Segelflug zu beseitigen, vor allem auch die stehende Luftschraube irgendwie unschädlich zu machen.

An der klaren Aufstellung dieser Begriffsbildungen hat sich die ISTUS stark beteiligt, besonders durch die hervorragenden Arbeiten ihrer polnischen, französischen und italienischen Mitglieder, sowie des Deutschen Forschungsinstituts für Segelflug. Dieses einträchtige Zusammenarbeiten so vieler Nationen an einem Sonderzweig der Luftfahrt unterstreicht gewiß dessen Wichtigkeit.

Es möge hier eine allgemeine Bemerkung eingefügt werden: Die Gewöhnung an ein gut eingeführtes und bewährtes Verkehrsmittel, wie es das heutige Motorflugzeug ist, engt leicht den Blick dafür ein, daß es auch noch andere Mög-

lichkeiten gibt, und daß der Gedanke der Luftfahrt nicht Monopol dieses einen erfolgreichsten Vertreters ist, sondern daß es noch andere Wege gibt, um der Gesamtluftfahrt zu dienen. Und das ist gerade das Schöne und Wertvolle am Segelflug, daß er Ursprung und Bindeglied zugleich für verschiedene denkbare Richtungen ist. Ebenso werden auch manche neue Einrichtungen und Erfindungen, die für die Luftfahrt wichtig sein können, zweckmäßig zuerst am motorlosen Gleiter ausprobiert werden können.

Um nur einige zu nennen: So sind es zunächst die Versuche mit dem Raketenantrieb, der ja theoretisch wegen des schlechten Wirkungsgrades bei Dauerbetrieb und geringen Geschwindigkeiten nicht gerade vielversprechend ist. Es kann sich praktisch also nur um kurzzeitige gesteigerte Kraftwirkungen durch Raketenhilfe handeln, wie sie wesentlich in drei Fällen vorkommen können: Starthilfe, Überbieten von Geschwindigkeitsrekorden und kurzdauernde Antriebsimpulse beim Segelflug. Die erste Möglichkeit habe ich schon vor längerer Zeit für den Start von Wasserflugzeugen vorgeschlagen, und das ist m. W. auch versucht worden. Von der zweiten Anwendung kann man sich nach dem Vorschlag von Schrenk für kurzzeitige Rekorde Erfolg versprechen. Die dritte Anwendung ist sowohl am Modell als auch im Gleitflugzeug erprobt worden durch die Flüge von Stamer mit einer Raketenente von Lippisch. Es ist eigentlich schade, daß äußere Umstände (Brand) diese Versuche vorzeitig zum Abbruch gebracht haben, denn sie haben das erreicht, was man von ihnen erwartet hatte, und es ist wahrscheinlich mit einer betriebssicheren Bauart des Rückstoßers ein Erfolg im Sinne des vorhin erwähnten motorisierten Seglers zu erwarten. Denn die Bedingungen für den Raketenantrieb sind gerade hier gegeben: Kurze Dauer (Flautenüberwindung), genügende Kraftwirkung und kleine Widerstände des antreibenden Raketenmotors.

Eine weitere Entwicklungsmöglichkeit ist durch das Muskelkraftflugzeug vorgezeigt. Das Für und Wider desselben ist in den letzten Jahren wiederholt erörtert worden, und es kann mit der Beantwortung von drei Fragen gekennzeichnet werden:

1. Wie groß muß die kleinste erforderliche Leistung sein?
2. Wie groß ist die sicher erreichbare Muskelleistung? (Diese als Funktion der Flugdauer beurteilt.)
3. Welcher Antriebs- und Propulsionsmechanismus gewährt die günstigste Leistungsumsetzung, und welches ist sein Wirkungsgrad?

Aus der Beantwortung dieser Fragen ergibt sich diejenige Fluggeschwindigkeit, welche die weiteste Flugstrecke verbürgt.

Segelflugerfahrungen sind es auch hier gewesen, die die erste Frage beantworten lassen; für die zweite liegen schon Versuchskurven von wenigen Sekunden (Kurzleistung) bis zur Dauerleistung vor; Frage 3 ist am wenigsten geklärt. Eine praktisch brauchbare Lösung des Problems würde es erlauben, den Muskelantrieb bei intermittierendem Betrieb im Überlandflug — also auch wieder zur Überwindung von Flaufen — zu benutzen. Dazu müßte freilich die Segelfähigkeit des Flugzeuges bei abgestelltem Muskelantrieb unvermindert bestehen bleiben. Auch hier ergibt sich die Forderung einer nicht störenden Schraube oder eines organischen Antriebes, wie er vielleicht durch den Schwingenflug grundsätzlich denkbar wäre. Damit sind aber viele und ganz neuartige Fragen aufgeworfen, deren praktische Lösung noch in weitem Felde liegt.

Daß das Muskelkraftflugzeug als Sportobjekt theoretisch und bis zum gewissen Grade auch praktisch möglich ist, daß es auch in engem Bereich entwicklungsfähig ist, haben die bisherigen Versuche gezeigt, für deren Bewertung m. E. allerdings die beim üblichen Gummiseilstart mitgegebene Energie abgezogen werden mußte.

Fragen wir endlich nach unmittelbaren Anwendungen des Segelflugzeuges für den Luftverkehr, so ist allerdings darauf hinzuweisen, daß ein geregelter Flug von einem bestimmten Startpunkt nach einem gegebenen Zielort —

und zwar zu jeder Zeit — heute noch nicht denkbar ist wegen der noch zu großen Windabhängigkeit. Aber die bisherigen Fortschritte, die das Segelflugzeug vom Hang weg in die freie Atmosphäre zu den Wolkenflügen und schließlich zur Ausnutzung der unsichtbaren Thermik führten, lassen die Hoffnung nicht ganz unberechtigt erscheinen, daß es auch einmal gelingen wird, mit größerer Unabhängigkeit vom Winde zu segeln, sei es durch irgendeines der vorhin besprochenen Hilfstriebwerke, sei es auch durch geschickte Ausnutzung der Windenergie und ihrer Verschiedenheit in wechselnden Höhen. Hier ist gewiß noch vieles zu erforschen, und ich möchte keinen übertriebenen Hoffnungen Raum geben, wenn ich bei dieser Gelegenheit an eine Idee von Wolfmüller erinnere: den Differenzflug. Zwei Segelflugzeuge sind durch ein langes Seil gekuppelt und fliegen in sehr verschiedenen Höhen, in denen die Windströmungen nach Richtung und Geschwindigkeit verschieden sind. Verfolgt man die hier vorliegenden Verhältnisse genauer, so läßt sich theoretisch wenigstens mit der Möglichkeit rechnen, daß ein solches Segelfluggespann seinen Kurs auch unter kleinem Winkel gegen die herrschende Windrichtung nehmen, also kreuzen kann. Nimmt man dann noch eine willkürliche Veränderlichkeit der Flügelflächen und der Seillänge hinzu, so kommt man zu weiteren Möglichkeiten und allerdings auch sehr verwickelten Vorgängen, die ohne Rechnung, vor allem aber auch ohne Versuche, sich nicht übersehen lassen. Es wäre aber immerhin denkbar, daß eine solche dreidimensionale Segelerei (im Sinne eines Schiffers) erlernbar sein wird nach entsprechender Übung und durch instinktiv veranlagte Führer.

Für den unmittelbaren Verkehr, wie er sich jetzt entwickelt hat, wäre noch der Anwendung des Segelflugzeugs als Anhänger zu gedenken. Dies kommt vielleicht weniger für das große Motorflugzeug in Betracht, obwohl man damit Zwischenlandungen an kleinen Flugplätzen vermeiden könnte, und für letztere bestimmte Fluggäste durch ein mehrsitziges Segelflugzeug absetzen würde. Solche Anhänger sind schon gebaut und verwendet worden; sie beeinträchtigen aber die Geschwindigkeit des Hauptflugzeuges zu sehr. Günstiger stellen sich die Verhältnisse in der Anwendung auf das Luftschiff, um die mit einer Zwischenlandung verbundenen sehr großen Kosten und Gefahren zu vermindern. Das Absetzen eines Segelflugzeuges für Zwischenlandplätze macht wohl kaum Schwierigkeiten (Versuche am mitgeführten Motorflugzeug!). Zusätzliche Widerstände können weitgehend vermieden werden, wenn das Flugzeug nahezu ganz im Luftschiff verstaut wird und das Gewicht eines viersitzigen Seglers wird kaum mehr als 500 kg betragen; es wird außerdem doch nur während eines Teiles der Fahrtstrecke mitgeschleppt.

Ein sehr wichtiges Gebiet, in dem das Segelflugwesen für die Gesamtluftfahrt wertvolle Dienste leisten kann, ist die Schulung und Ausbildung des Flugzeugführers. Weil aber die damit zusammenhängenden Fragen in zwei Referaten auf unserer Tagung besprochen werden sollten, so möchte ich mich hier mit der Feststellung begnügen, daß in sehr vielen, wenn auch nicht in allen Fällen eine vorherige Segelflugschulung die Ausbildung des Motorfliegers fördert. Aber auch der umgekehrte Fall, daß nämlich ein Motorflieger späterhin noch einen Segelfluggkursus mitmacht, ist beachtenswert, besonders für den Verkehrspiloten. Es ist eine Summe vieler kleiner wertvoller Erfahrungen, die die Segelflugkenntnis vermittelt, wie dies vor einigen Jahren Herr Riedel in einem außerordentlich interessanten

Vortrag dargelegt hat. Ein so geschulter Verkehrsflieger wird z. B. Böen instinktiv vorher fühlen und sie durch entsprechendes Fliegen für seine Maschine und die Fluggäste unschädlich machen. Er wird auch plötzliche thermische Aufwinde vermeiden, die bei schnellen Maschinen durch stoßartige Beanspruchungen Gefahr für die Festigkeit bringen können. Andererseits wird er Vorteile aus dynamischen Aufwinden ziehen können, wie sie jedem Segelflieger geläufig sind, z. B. den Aufwind vor einer Gewitterfront zum Steigen ausnützen, ohne die Geschwindigkeit zu verringern.

Wenn wir alle hier aufgeführten vielverzweigten Einflüsse des motorlosen Fluges auf die Gesamtluftfahrt überdacht haben, so müssen wir dessen großen Wert vorbehaltlos anerkennen. Für uns, die wir uns in der ISTUS zusammengefunden haben, ist das ja mehr oder weniger selbstverständlich. Nicht aber für Fernerstehende, die immer noch die Frage aufwerfen: Hat der Segelflug überhaupt noch eine Zukunft?

Für uns ist die Antwort nicht zweifelhaft. Aber vielleicht ist es in Hinsicht auf solche Fragen angebracht, einen Blick in eine sehr weite Zukunft zu tun, in der manche der uns heute noch reichlich zur Verfügung stehenden Energiequellen versagen werden. Wenn wir es recht betrachten, so treibt unsere heutige Generation einen fast verantwortungslosen Raubbau an den Energievorräten unserer Brennstoffe. Nach zuverlässigen Forschungen und bei dem steigenden Bedarf unserer Motore werden die Ölvorräte der Welt in etwa 50 Jahren erschöpft sein, Braunkohlengänge vielleicht in 100 Jahren, und nur die Steinkohle dürfte uns noch 1000 Jahre zur Verfügung stehen. Wenn auch sicherlich noch neue Vorkommen erschlossen werden und diese im Vergleich zur Menschheitsgeschichte geringen Fristen noch etwas verlängern können, so wird doch wahrscheinlich in der Zwischenzeit die Not den Menschen dazu zwingen, neue Energiequellen zu erschließen, welche aus der Sonnenstrahlung stammen und uns dauernd zur Verfügung stehen. Bisher konnten wir nur einige davon und auch diese nur in sehr geringem Maße ausnützen, und das sind vor allem die Windkräfte (denn die ausnutzbaren Wasserkräfte machen nur wenig Prozente unseres gesamten Energiebedarfes aus). Die Windkraft ist aber in moderner Weise im großen noch kaum ernstlich verwendet worden, obschon Projekte und Ansätze dafür vorliegen. Windkraftwerke sind technisch möglich, aber die enormen Anlagekosten (auch für die Aufspeicherung der Energie) verbieten vorläufig ihre Verwirklichung, ebenso wie dies bei Ebbe- und Flutkraftwerken der Fall ist. Das dürfte sich aber ändern, wenn einmal die Brennstoffvorräte zu Ende gehen.

Ist es da zuviel gewagt, sich auszumalen, daß eine spätere Zukunft, welche solche Windkräfte gewiß in weiterem Maße ausnützen muß, auch das Segelflugzeug noch viel mehr pflegen wird, als es bisher geschehen? Werden sich dann nicht Mittel und Wege finden, den Segelflugbetrieb so auszugestalten, daß ein Zielflug beliebiger Art möglich wird, vielleicht zunächst noch mit intermittierendem Sparbetrieb durch Hilfsmotor oder Rakete? Wir wissen es nicht und können auch nicht sagen, welche neuen Forschungen bis dahin vorliegen, die eine solche Zukunft denkbar und in mancher Hinsicht vielleicht begrüßenswert erscheinen lassen. Aber das eine erkennen wir, daß wir allen Anlaß haben, die Segelflugforschung weiterzutreiben, um für jede Art von Zukunftsaufgaben aufs beste gerüstet dazustehen.

Recherches sur la Turbulence Atmosphérique au Centre National de Vol sans Moteur de la Banne d'Ordanche.

Prof. Kampé de Fériet, Lille.

L'étude de la Turbulence Atmosphérique, en France, a été confiée en Avril 1935 par le Ministère de l'Air, à une Commission qui a pour but de coordonner l'ensemble des recherches entreprises sur ce sujet; cette Commission, présidée par M. Wehrle, Directeur de l'Office National Météorologique, comprend comme Membres:

MM. Baldit, Sous Chef de Section technique à l'O.N.M.,
Benard, Professeur à la Sorbonne,
Dedebant, Chef du Service Scientifique de l'O.N.M.,
Dupont, Chef de la Section Aérodynamique du Service Technique de l'Aéronautique,
Idrac, Professeur à l'Institut Océanographique,
Kampé de Fériet, Directeur de l'Institut de Mécanique des Fluides,
Metral, Professeur au Conservatoire National des Arts et Métiers.

La mort devait malheureusement interrompre bientôt la collaboration si fructueuse de P. Idrac, qui fut un précurseur dans le défrichement de ce domaine, presque vierge encore à l'époque où il l'aborda.

La Commission de la Turbulence Atmosphérique s'est d'abord préoccupée de réaliser un outillage adapté à l'étude de la structure fine de l'Atmosphère. En particulier elle a adopté pour la mesure de la vitesse du vent tant au sol qu'en vol, un appareil que nous désignons sous le nom d'anémoclinomètre I.M.F.L.

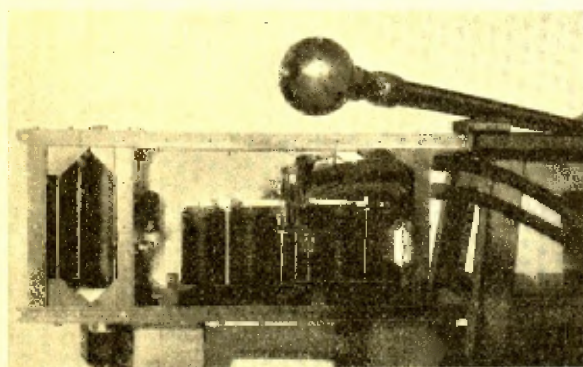


Fig. 1

Cet appareil (fig. 1) étudié et réalisé à l'Institut de Mécanique des Fluides de Lille, détermine le vecteur vitesse du vent en grandeur et en direction, au moyen de la mesure de trois différences de pression:

- a) la différence entre la pression totale P_T , prise au col d'un venturi dont l'axe perce horizontalement la sphère et une pression de référence P_S définie par un ensemble de trous répartis uniformément sur toute la surface de

la sphère, donne la valeur de la vitesse V par la formule:

$$P_T - P_S = 1,4 q$$

$$\left(q \text{ pression dynamique, } q = \rho \frac{V^2}{2} \right).$$

- b) La différence entre les pressions P_H et P_V de deux trous placés symétriquement par rapport à l'axe du Venturi dans un plan horizontal donne l'Azimut A :

$$P_H - P_V = 0,05 q A.$$

- c) La différence entre les pressions P_H et P_V de deux trous placés de la même façon que les précédents mais dans un plan vertical donne le site S :

$$P_H - P_V = 0,05 q S.$$

L'avantage essentiel de l'anémoclinomètre, par rapport aux autres appareils similaires, réside dans l'idée, due à mon collaborateur M. André Martinot-Lagarde, de placer la prise de pression totale P_T au col d'un venturi: la mesure de la grandeur de la vitesse est ainsi rendue indépendante dans de larges limites de ses variations de direction; en effet le coefficient de q dans la formule (a) ne varie pas plus de 3% tant que le vecteur vitesse ne fait pas avec l'axe du Venturi un angle supérieur à 45°. Les sphères simplement percées de trous, qui avaient été utilisées antérieurement par quelques chercheurs, étaient pratiquement inutilisables, car le dépouillement nécessitait des approximations successives, la mesure de la grandeur et de la direction de la vitesse réagissant mutuellement l'une sur l'autre.

Cette propriété caractéristique, laissant la latitude au vecteur vitesse de se déplacer à l'intérieur d'un angle de 90° dans les deux plans horizontal et vertical, permet dans les études aérologiques, après avoir orienté l'anémoclinomètre dans la direction moyenne du vent de la laisser fixe sans avoir besoin de la monter sur une girouette, comme c'est le cas pour l'anémomètre classique à dépression de Dines.

Dans le premier type d'anémoclinomètre, réalisé en 1935 par mon collaborateur M. Jean Sauvegrain, la sphère d'un diamètre de 12 cm. était portée par une hampe verticale; ceci produisait une dissymétrie dans l'écoulement qui fut reconnue nuisible.

Le type actuel a fait l'objet d'une mise au point approfondie de la part de mon collaborateur M. Rollin, qui a étudié ses caractéristiques (durée de réponse, sensibilité, etc. ...) au moyen de l'installation qui sera décrite plus loin; il a aussi déterminé les diamètres optima pour l'ouverture du Venturi, les paires de trous horizontale et verticale, les tuyaux qui conduisent aux manomètres. La hampe est maintenant horizontale dans le prolongement de l'axe du Venturi. Le diamètre de la sphère a été abaissé à 8 cm.

M. Rollin a construit un manomètre triple à enregistrement optique qui donne sur une seule bande de papier sensible à grande vitesse de déroulement, les trois courbes V , A , S ; le seuil peut ainsi descendre jusqu'à 0,1 s.

Au cours de l'étude un problème très important s'est posé, qui semble n'avoir pas jusqu'à présent éveillé suffisamment l'attention: c'est celui du rapport entre les échelles de temps et d'espace.

Nous aurions pu augmenter énormément la sensibilité de l'appareil, en plaçant les capsules manométriques à l'intérieur même de la sphère et en enregistrant les pressions avec un quartz piézoélectrique; on pouvait espérer descendre de cette façon jusqu'aux rafales de $\frac{1}{100}$ ou peut être même de $\frac{1}{1000}$ de seconde; mais l'encombrement de ce dispositif conduisait à utiliser des sphères de 30 à 40 cm. de diamètre. Or comme les microparticules dont le passage dure un temps aussi court ont précisément un diamètre de cet ordre de grandeur, notre précision eût été illusoire; c'est à cette occasion que nous est apparu en pleine clarté ce principe souvent méconnu: pour effectuer des mesures sur une microparticule (vitesse, température, pression, etc. . .) on ne doit placer à son intérieur qu'un instrument qui soit suffisamment petit par rapport à elle, qui ne commence pas par la faire éclater avant de l'étudier. . .

Jusqu'à présent on s'est presque toujours contenté de tarer les anémomètres selon une méthode qu'on pourrait appeler statique, en les plaçant dans un courant d'air à vitesse uniforme; mais on possède très peu de résultats sur la manière dont ils réagissent dans un courant d'air à vitesse variable; cette étude paraît cependant la préface indispensable de toute recherche sérieuse sur la turbulence; quel crédit accorder à une courbe anémométrique, lorsqu'on ne connaît pas dans quelles limites elle déforme la réalité.

Les recherches les plus importantes ont été effectuées par Wilhelm Schmidt, mais il a dû malheureusement se borner à des variations de vitesse, beaucoup trop lentes pour notre objet, de l'ordre d'une dizaine de secondes, obtenues en imprimant des pulsations d'ensemble à la vitesse d'une soufflerie.

Une des premières décisions de la Commission de la turbulence atmosphérique a été la création, à la grande Soufflerie de l'Institut de Mécanique des Fluides de Lille, d'un équipement complet pour l'étude du comportement d'un anémomètre dans un courant d'air à vitesse rapidement variable. Ce matériel se compose de 2 appareils.

Le premier appareil a pour but de résoudre le problème suivant: sachant que le courant d'air passe par une série de maxima et de minima dont la période est connue, comment réagit l'anémomètre.

Il est évident que pour chaque type d'anémomètre existe une période minima au-dessous de laquelle il ne réagit plus; pour certaines périodes il peut d'autre part se produire, en vertu des phénomènes de lancer, une résonance critique. Le dispositif très simple, dont l'idée est due à M. André Martinot-Lagarde, consiste en une hélice coupe-vent, qui tourne dans la veine de la Soufflerie en avant de l'anémomètre dans un plan normal à l'axe de la Soufflerie; elle fait périodiquement varier la vitesse du courant d'air frappant l'anémomètre, qui se trouve tantôt dans le courant général de la Soufflerie, tantôt dans le sillage de la pale; en réglant la vitesse de rotation de l'hélice on peut réaliser toute période inférieure à 30 s., la durée de passage d'une pale étant dans ce cas limite de 4,2 s.

Pour étudier ensuite l'effet d'une rafale brusque sur l'anémomètre on le place sur un chariot se déplaçant perpendiculairement à la veine de la Soufflerie; l'appareil part d'une vitesse nulle et passe à la vitesse constante du jet de la Soufflerie en traversant une couche limite entourant cette veine, dont l'épaisseur ne dépasse pas 0,25 m.; en réglant la vitesse du chariot (variable de 0,10 à 1,50 m./s.) et la vitesse du courant d'air dans la veine (de 0 à 65 m./s.) on peut réaliser à volonté une rafale d'amplitude donnée et d'accélération donnée.

Les différents types d'anémomètres en service dans les stations météorologiques ont été successivement soumis à cet ensemble de tests; en outre on s'est servi de l'installation pour mettre au point l'anémo-clinomètre I.M.F.L.

En même temps que se poursuivaient en laboratoire les créations ou les mises au point de l'appareillage, la Commission de la Turbulence atmosphérique a tenu à donner une nouvelle et vive impulsion aux recherches effectuées sur le terrain, en transformant en un centre de recherches aérologiques de premier ordre, les postes que l'Office National Météorologique et l'Institut de Mécanique des Fluides de Lille entretenaient chaque été, depuis 1932, auprès du Camp National de Vol sans Moteur de la Banne d'Ordanche.

Le choix de ce point me paraît particulièrement heureux, car le contact permanent avec le Vol sans Moteur est un élément de progrès indispensable à l'Aérologie. Les courants ascendants de l'ordre de 1 à 10 m./s., qu'utilisent les planeurs, sont précisément la manifestation du mouvement des particules à l'échelle de l'Aérologie; si l'on passe à l'échelle supérieure, dans la particule synoptique, sur une surface horizontale de 10^8 m^2 , ces courants ascendants sont à peu près compensés par des courants descendants; de telle sorte que les particules synoptiques ne sont plus animées que de mouvements verticaux très lents de l'ordre du cm. par s. et exceptionnellement du décimètre par s., sur la surface des fronts chauds, où se forment les vastes zones pluvieuses des Alto-Stratus.

La collaboration avec le Vol sans Moteur, en obligeant à travailler constamment à l'échelle convenable, pour pouvoir donner des renseignements utiles aux pilotes, constitue une condition très favorable aux recherches; en outre dans certains cas le planeur, qui perturbe moins l'atmosphère que l'avion, fournit le moyen le meilleur d'emporter en l'air des appareils de sondage.

L'équipe de F.O.N.M., sous la direction de M. Baldit, assure tout d'abord le service quotidien d'un poste normal, indispensable pour placer les recherches aérologiques dans le cadre exact de la situation météorologique générale; on ne doit pas perdre de vue, en effet, que les particules, objet des études de l'Aérologie, sont logées comme des microparticules à l'intérieur des particules synoptiques; la situation décrite par la carte synoptique les conditionne donc à l'étage supérieur. En particulier le gradient de la température T en fonction de l'altitude z :

$$\beta = - \frac{dT}{dz}$$

joue un rôle fondamental pour la turbulence atmosphérique; il est, en effet, classique qu'une atmosphère sèche est en équilibre stable ou instable selon que

$$\beta < \beta_0 \quad \beta > \beta_0$$

β_0 désignant le gradient adiabatique (1° par 100 m.); plus généralement Richardson, Taylor et Prandtl font dépendre, dans une couche où la vitesse moyenne du vent est $V(z)$, l'amortissement des perturbations turbulentes de la position du coefficient:

$$r = \frac{g(\beta_0 - \beta)}{T \left(\frac{dV}{dz} \right)^2}$$

par rapport à une valeur critique r_0 que la théorie de Taylor conduit à prendre égale à $\frac{1}{4}$ et celle de Prandtl à 2; dans une couche z où $r > r_0$, les perturbations s'amortissent, la turbulence s'éteint; au contraire si $r < r_0$ les perturbations s'amplifient, la turbulence augmente.

L'analyse frontologique et l'identification de la nature des masses d'air (tropical, polaire et leurs subdivisions: polaire arctique, polaire maritime, polaire continentale, etc. . .) baignant le poste sont indispensables pour permettre une interprétation correcte des mesures de turbulence; en effet, l'air polaire nous parvient habituellement froid en altitude et relativement réchauffé par contact avec le sol, dans les couches basses; il correspond donc, en général, à un gradient $\beta(z)$ suradiabatique et par conséquent à une atmosphère instable thermiquement; pour une raison inverse

l'air tropical est souvent stable; bien entendu ces principes généraux comportent de nombreuses nuances.

Les sondages de température à la verticale de la Banne sont effectués au moins deux fois par jour par un avion Potez 25, partant de l'Aérodrome d'Aulnat à Clermont-Ferrand; en outre plusieurs fois par jour un des collaborateurs de l'O.N.M. exécute des sondages partiels (jusqu'à 500 m. ou 1000 m. au dessus du poste) à bord d'un motoplaneur Stan.

Pour étudier la distribution des courants et des remous sur le massif de la Banne, M. Baldit, dont les travaux sur la Météorologie du Relief terrestre font autorité, a adopté comme méthode privilégiée celle des ballons équilibrés dont il suit la trajectoire par des visées à deux théodolites; il a ainsi accumulé depuis plusieurs années une riche documentation, dont il poursuit méthodiquement le dépouillement et l'interprétation.

Pendant les campagnes 1935 et 1936 la plus grande part de l'activité de l'équipe de l'Institut de Mécanique des Fluides de Lille a été consacrée au fonctionnement d'un groupe de trois anémoclinomètres, placés à une hauteur de 2 m. 50 à 3 m. (dans un même plan horizontal) au sommet d'un triangle équilatéral de 10 ou de 20 m. de côté; à la vitesse de déroulement de 2 cm. par minute, il a été réalisé ainsi pendant l'été dernier plus de 250 m. d'enregistrements.

L'étude de la corrélation entre les enregistrements simultanés des trois anémoclinomètres permet d'abord une première statistique des microparticules dont le diamètre est inférieur au côté du triangle équilatéral. En outre, lorsqu'un des côtés du triangle est orienté selon la vitesse moyenne du vent on peut en déduire la vitesse de propagation des perturbations tourbillonnaires, qui n'est pas nécessairement égale à la vitesse du vent, comme on semble souvent l'admettre. Enfin le simple examen des trois courbes relatives à un des anémoclinomètres donne des renseignements statistiques sur la fréquence relative des tourbillons à axe horizontal ou vertical et sur leur intensité.

Une documentation intéressante a été également obtenue par une méthode de visualisation très simple, qui consiste à cinématographier le filet de fumée décrit par une fusée traceuse tombant d'une hauteur de quelques centaines de mètres: on peut dépouiller rapidement des films en projetant une vue sur 8 (l'intervalle correspondant à 8 vues est égal à 1 s.), sur une feuille de papier sur laquelle on dessine très facilement la forme du filet de fumée; les déformations dans le temps de la courbe ainsi tracée manifestent les mouvements relatifs des diverses microparticules traversées par la fusée.

L'aspect de la collection de dessins obtenus par cette méthode me paraît suggestif et susceptible de fournir des résultats quantitatifs sur l'allure de la turbulence au voisinage du sol; la figure 2 montre la déformation successive du filet de fumée d'une fusée tombant d'une hauteur d'une centaine de mètres au-dessus du sol à 340 m. de l'appareil cinématographique pendant la journée du 20 septembre 1935 (belle journée, ciel clair, vent faible, courant thermique actif ayant permis aux planeurs de monter à 1200 m. au-dessus de leur point de départ): l'évolution des microparticules tourbillonnaires, leur allure différente au ras du sol ou à l'altitude de 100 m. sont qualitativement mises en évidence sur un tel croquis; en outre on croit apercevoir vers le haut de la figure la présence d'une surface de discontinuité des vitesses dans la couche d'air traversée.

Je signalerai encore la recherche poursuivie par mon collaborateur M. Blanc parce que je la crois susceptible d'applications à l'Aéronautique, en fournissant un moyen

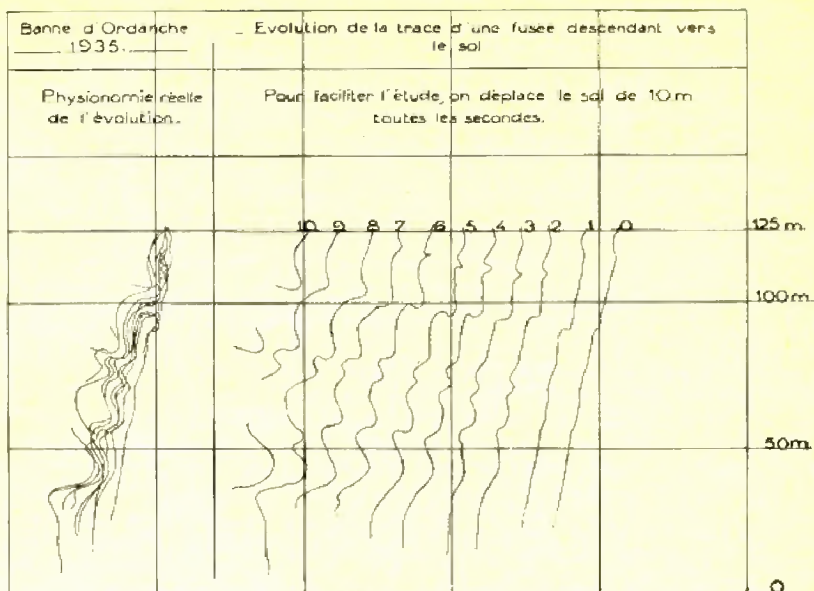


Fig. 2.

relativement simple de donner un coefficient numérique global caractérisant la turbulence à un moment donné dans une région de l'atmosphère; cette méthode est basée sur les idées théoriques de G. I. Taylor concernant la diffusion turbulente des fumées; si on prend une pose suffisamment longue d'une fumée, par exemple, une fumée d'usine, on obtient sur la plaque une tâche aux bords assez bien définis qui a une forme parabolique; le paramètre de cette parabole est égal, d'après Taylor, au coefficient de turbulence K du courant qui entraîne cette fumée; M. Blanc a pris plusieurs centaines de clichés sur lesquels il a mesuré des valeurs de K allant de 100 à 1200; pour apprécier la valeur de ce coefficient il faut évidemment confronter ces résultats avec les mesures directes de la turbulence fournies par les autres méthodes.

Pendant la dernière campagne de la Banne d'Ordanche les recherches au sol ont été conjuguées avec des mesures en vol, sur l'initiative et sous la direction de M. L'Ingénieur en Chef Dupont; les résultats obtenus au cours de ces premiers essais, qui ont comporté 16 séances de vol d'une durée totale d'environ 25 heures, sont déjà suffisamment fructueux pour que l'Avion-laboratoire apparaisse dès maintenant comme un des moyens d'investigation les plus puissants que possède la Commission.

L'avion équipé par les soins de M. Dupont, était un multiplace Cimateur, Potez 540 choisi à cause de ses dimensions importantes (envergure 22 m. 2, masse 7 tonnes) et surtout de sa grande stabilité, en vue de séparer plus facilement la part des perturbations atmosphériques et des réactions de l'appareil; il emportait les instruments suivants:

- Un accélérographe Baudouin, comportant trois lames de quartz piézoélectrique, mesurant les accélérations instantanées parallèlement à l'axe de giration de l'avion; une des lames était placée sur le plancher de l'avion, au voisinage du centre de gravité, les deux autres aux extrémités de chaque aile.
- Un anémoclinomètre porté par une hampe de 1 m. 20 environ en avant du fuselage; il mesurait, en ce point la grandeur de la vitesse relative de l'air et les deux angles d'incidence et de dérive (dérapiage).
- Un appareil Askania enregistrant sur la même bande sensible, quatre spots correspondant à la mesure de:
 - la pression (altimètre);
 - la vitesse (venturi);
 - la température (thermomètre à résistance);
 - l'inclinaison de l'appareil par rapport à la verticale (pendule amorti).

d) Un météorographe O.N.M. mesurant la température, la pression et l'état hygrométrique.

En outre l'observateur placé dans la tourelle avant, photographiait le ciel à intervalles très rapprochés, de manière à pouvoir reconstituer le déroulement de ses aspects caractéristiques.

Le programme des essais comportait:

- 1° Le survol fréquent de la Banne d'Ordanche, à des hauteurs allant de 100 à 500 m., dans quatre directions croisées de manière à étalonner les mesures faites en vol par rapport aux mesures des appareils similaires placés au sol.
- 2° Des vols de longue durée, au dessus de contrées variées, pour dégager l'évolution de la turbulence en fonction de l'orographie dans ce but l'avion a accompli les voyages suivants: Aulnat-Pau-Aulnat; Aulnat-Lyon-Aulnat; Aulnat-Marignane; Marignane-Istres-Porquerolles-Marignane; Marignane-Aulnat.
- 3° Des vols d'exploration au-dessous, autour et à l'intérieur des nuages de convection: cumulus et cumulonimbus; trois séances ont été consacrées à cette recherche (fig. 3 et 4).

Les figures 3 et 4 montrent quelques exemples des enregistrements fournis par l'anémoclinomètre et par l'accélérographe (bande inférieure de la figure, plus longue que les autres, car la vitesse de déroulement était plus grande que celle des manomètres enregistreurs Richard).

La figure 3 se rapporte à un passage de l'avion à 300 m. au-dessus de la crête Puy-Loup-Banne d'Ordanche, dans

une violente bourrasque où la vitesse du vent au sol atteignait 25 m/s. L'intensité des rafales est mise en évidence par la courbe de vitesse de l'anémoclinomètre qui saute brusquement de 140 à 190 km/h., tandis que le dérapage oscille rapidement à plusieurs reprises entre -8° et $+8^\circ$. Pour l'accélérographe un déplacement de 1 cm. du spot (l'échelle de la reproduction est donnée par un quadrillage près du repère R, dont les mailles ont 1 cm.) correspond à gr.; la courbe médiane donne l'accélération du centre de gravité; les deux autres les accélérations en bout d'aile. Au passage le plus critique, on voit que l'avion ayant une accélération générale égale à 1 gr., amorce un mouvement de rotation très rapide autour de son axe longitudinal, une des ailes accusant une accélération de $+4$ gr. 5 l'autre de -4 gr. 5.

La figure 4 donne l'aspect d'un enregistrement obtenu par beau temps, la turbulence qui se manifeste étant due aux courants de convection thermique, au dessus de la chaîne des Puys.

Au cours d'un des voyages, l'avion volant contre le vent dans une bourrasque de NW, le 27 septembre, au-dessus des monts du Forez, dans la région d'Ambert, essaya de franchir le col de la croix de l'Homme Mort, au-dessous de nuages de pluie traînant très bas sur la ligne de crête, mais pris dans le rabattant du col et se trouvant trop bas pour le franchir, le pilote, environ 50 m. avant le col, «leva» brusquement son appareil sur une aile pour le faire virer; au cours de cette manœuvre la courbe inférieure montre que l'accélération atteignit $+10$ gr. sur l'aile haute...

Pour chacun des vols la comparaison des enregistrements de l'anémoclinomètre avec les impressions des observateurs

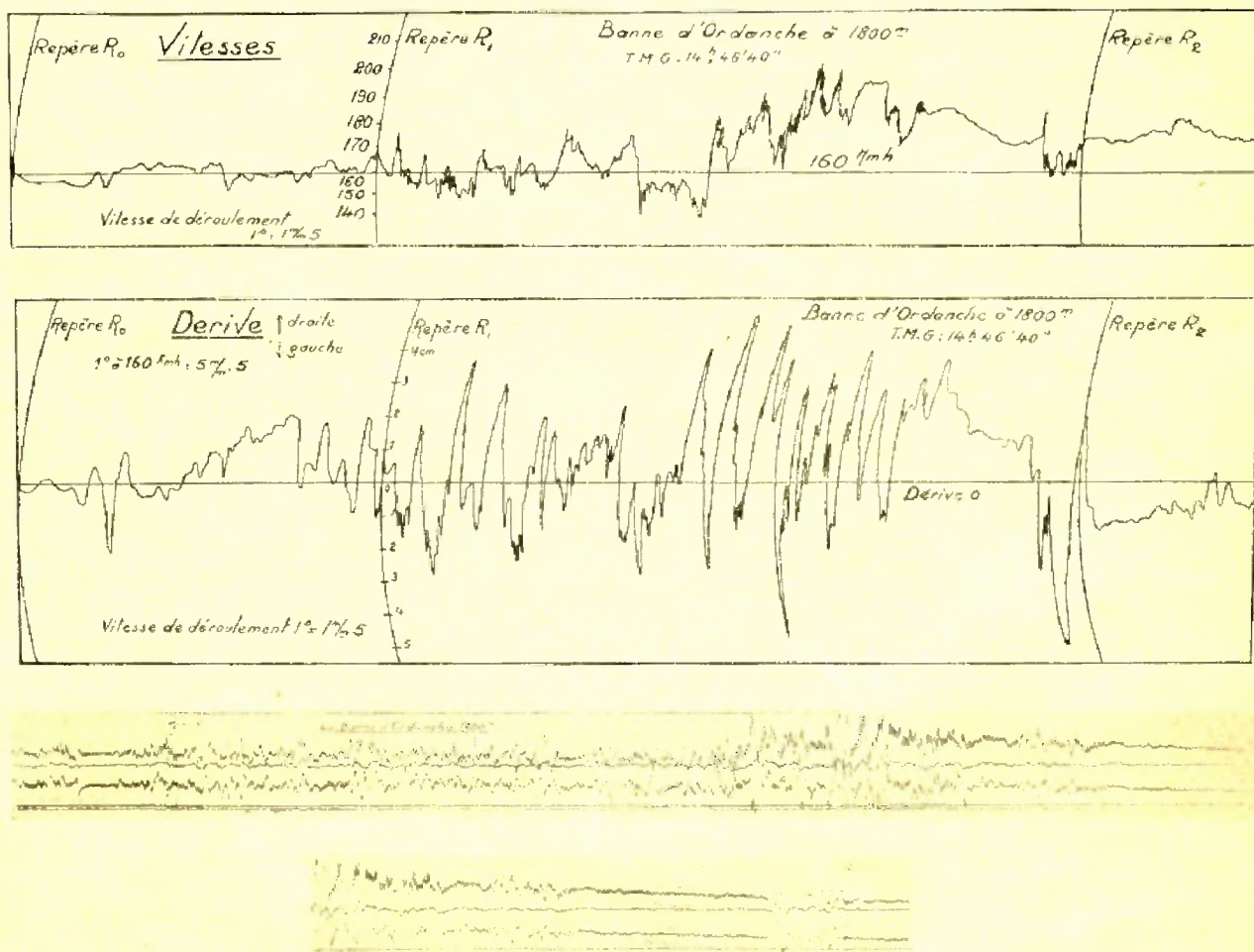


Fig. 3.

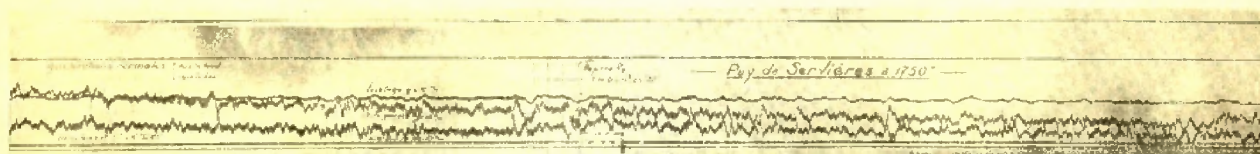
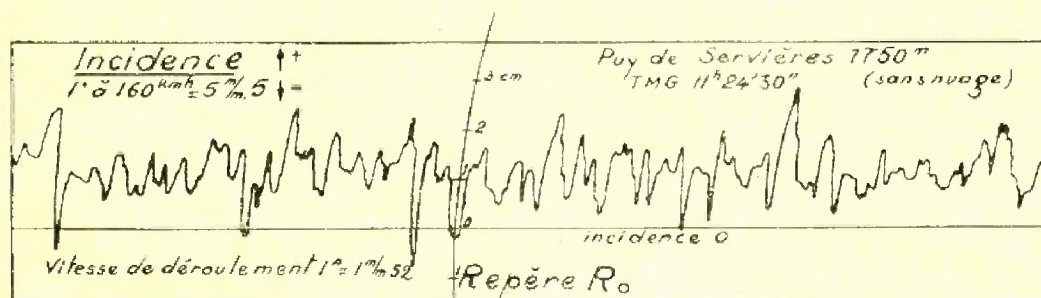
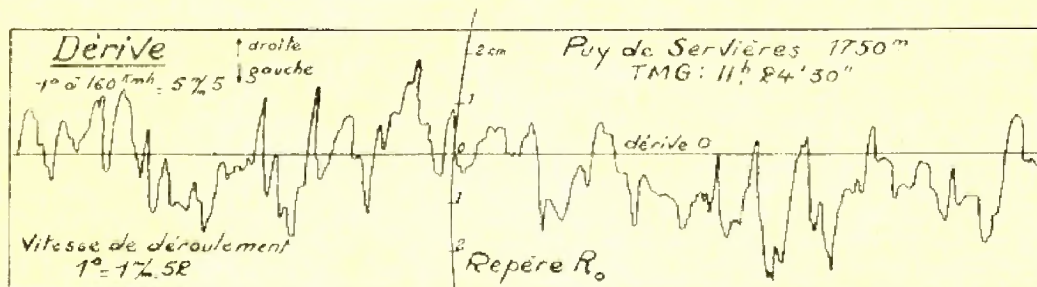
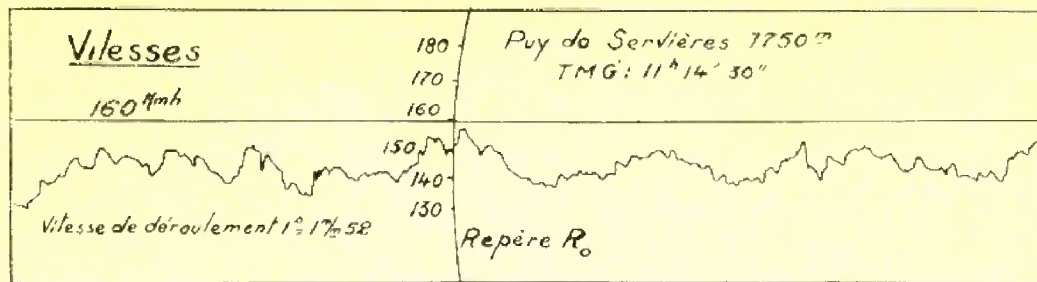


Fig. 4.

fournit une première indication intéressante sur les dimensions des particules turbulentes; c'est ainsi qu'au cours de certains voyages j'ai noté de longs intervalles où je voyais les plumes des trois manomètres violemment agitées, sans que l'appareil ait éprouvé un tangage ou un roulis sensible; ceci prouve que les microparticules traversées étaient de petite dimension par rapport à l'envergure du Potez 540.

La Commission de la Turbulence se préoccupe actuellement de perfectionner encore son matériel expérimental (de nouvelles recherches sont en particulier en cours dans les Laboratoires de l'I.M.F.L.) et de reprendre pendant la prochaine campagne aérologique, avec plusieurs avions laboratoires, l'exploration scientifique de la Turbulence Atmosphérique.

Aerologische Untersuchungen an österreichischen Segelfluggeländen.

Von Dr. Schwabl, Wien.

Seitdem in Österreich die Segelfliegerei im Österreichischen Aero-Club unter der Führung dessen Präsidenten S. D. Fürst U. F. Kinsky einheitlich organisiert, zusammengefaßt und in eine zielbewußte Bahn gelenkt wurde, sind auch hier eine Reihe segelflugmeteorologischer Arbeiten durchgeführt worden. Sie dienten in erster Linie praktischen Zwecken. Neue Fluggelände mußten meteorologisch begutachtet werden, andere, die bereits ausgebaut waren, näher erforscht werden. Darüber hinaus konnten auch einige Fragen wissenschaftlicher Natur untersucht werden.

Von allem Anfang an nahm der leider zu früh verstorbene Direktor der Zentralanstalt für Meteorologie in Wien, Professor W. Schmidt, an diesen Arbeiten reges Interesse und unterstützte sie weitgehendst durch Rat und Tat. Er setzte sich für eine enge Zusammenarbeit des Luftfahrtverbandes mit der meteorologischen Zentralanstalt ein und ermöglichte dadurch eine Reihe wissenschaftlicher Unternehmungen. An dieser Stelle muß aber auch der großzügigen Unterstützung der Flugwetterwarte in Wien-Aspern und ihres Leiters Dr. Kühnert gedacht werden, der immer bereit war, seine Hilfsmittel zur Verfügung zu stellen.

Österreich besitzt mit Jahresbeginn 1937 rund 30 amtlich zugelassene Segelfluggelände (s. Abb. 1). Darunter sind nur 10 als richtige Segelfluggelände anzusprechen, während die übrigen bloß für die Anfängerschulung in Betracht kommen. Die einzelnen Gelände liegen über das ganze Bundesgebiet verteilt. Da Österreich trotz seiner Kleinheit eine Vielfalt von Landschaften aufweist, sind auch die Bedingungen für den Segelflug recht verschieden. Die größten Unterschiede sind naturgemäß zwischen Hochgebirge, Alpenvorland und Flachland gegeben. Besonders im Gebirge wirkt sich die Wettergestaltung auf verhältnismäßig engem Raum verschiedenartig aus. Der Alpennordrand und -ostrand liegen meist bei verschiedenen Wetterlagen im Bereich günstigen Segelfluggewitters. Daß jedes im Gebirgsland gelegene Segelfluggelände seine besonderen meteorologischen Bedingungen aufweist, bedarf keiner besonderen Erklärung. So gab es und gibt es eine große Menge von Fragen zu bearbeiten.

Vielfach war aber die Arbeit dadurch erleichtert, daß auf dem Gebiet der Strömungsforschung im Gebirge gerade in Österreich von einer Anzahl älterer und junger Forscher viel



Abb. 1.

geleistet worden ist. Wenn diese Arbeiten auch ganz unabhängig von irgendwelchen praktischen Zwecken gemacht wurden, bilden sie doch eine wertvolle Grundlage, die man vielfach als Ausgangspunkt für spezielle segelflugmeteorologische Untersuchungen benützen kann. Zwei Vertreter der österreichischen wissenschaftlichen Meteorologie, Dozent Dr. Ekhart aus Innsbruck und Dr. Tollner aus Wien, werden ja noch im Rahmen dieser Tagung Gelegenheit haben, über Fragen der Windströmungen im Gebirge zu sprechen und damit aktuelle Probleme des Segelfluges zu behandeln.

Die wichtigsten österreichischen Segelfluggelände sind: Der Hundsheimkogel bei Deutsch-Altenburg als Wiener Gelände, Wiener Neustadt, dessen Flughafen bisher als zentrales Gelände für Schleppschulung benützt wurde, der Gaisberg bei Salzburg als Standort der Segelflugschule des Österreichischen Aero-Clubs und die Gerlitzen bei Villach als höchster Segelflugberg Österreichs. In zweiter Linie sind der Pfänder am Bodensee, der Pfennigberg bei Linz und die Bürgeralpe bei Mariazell zu nennen.

Als zentrales Gelände, das seine Bedeutung schon durch die Nähe Wiens erhält, muß der Hundsheimkogel bei Deutsch-Altenburg betrachtet werden. Er liegt an der Donau nahe der ungarisch-tschechoslowakischen Grenze. Mit 300 m relativer Höhe steigt er unmittelbar aus der Ebene auf. Die günstige Form und Lage seiner Hänge, sowie die Bodenbeschaffenheit der näheren und weiteren Umgebung schaffen in jeder Beziehung außerordentlich günstige Voraussetzungen für den Segelflug. Von Interesse ist vor allem das Windklima des Hundsheimkogels. Aus einer Arbeit Albert Defants »Die Windverhältnisse im Gebiete der ehemaligen österreichisch-ungarischen Monarchie« geht hervor, daß das Maximum der mittleren Luftversetzung im ganzen betrachteten Gebiet auf das Marchfeld, also in die unmittelbare Nähe des Kogels fällt. Dies läßt sich aus dem Umstand erklären, daß sich das Donautal an der österreichischen Ostgrenze zwischen den Ausläufern der Alpen auf der einen Seite und den Karpathen auf der anderen Seite verengt und auf diese Weise die allgemeine Westströmung beschleunigt. So kommt es, daß im Jahresdurchschnitt an jedem zweiten Tag reiner Hangsegelflug am Hundsheimkogel möglich ist.

Wenn sich auch solcher Art der Wiener Segelflugberg von vornherein als günstig und wichtig erwies, so wandte sich das Interesse doch zunächst einem alpinen Gelände zu, dessen meteorologische Verhältnisse im Gegensatz zu den relativ einfachen des Hundsheimkogels weitaus komplizierter und interessanter erschienen. Außerdem war die erste österreichische Segelflugschule auf einem alpinen Gelände, dem Gaisberg bei Salzburg, errichtet worden. Es war daher naheliegend, zunächst einmal am Gaisberg eine aerologische Untersuchung durchzuführen.

Erstmals wurden dort im Jahre 1934 Pilotballonvermessungen veranstaltet, die im nächsten Jahre anläßlich des ersten alpinen Segelflug-Wettbewerbes im größeren Maßstab fortgeführt wurden. Dabei wurde ausschließlich das Doppelanschnittverfahren benützt.

Der Gaisberg weist eine ins flache Land vorgeschobene exponierte Lage auf. Im Westen und Nordwesten steigen unmittelbar aus der Ebene 800 m hohe Steilhänge auf. Der Gipfel mit einer absoluten Höhe von 1288 m hat kegelförmigen Aufbau und trägt ein Plateau von etwa 300 m Durchmesser. Im Osten und Süden schließt ein unregelmäßig gegliedertes Gelände mit etwa 1000 m hohen Bergen und tief eingeschnittenen Tälern an.

Am Ostfuß des Berges in der Koppel liegt die Segelflugschule. Startstellen befinden sich auf dem Gipfel selbst, ferner auf der 300 m tiefer gelegenen Zistalpe.

Pilotiert wurde an verschiedenen Tagen am Nordfuß im Guggental, im Gelände der Flugschule Koppel an der Ostseite, am Gipfel selbst, auf der Zistalpe und an der Westseite im Tal.

Die allgemeine Windrichtung im Bereich des Gaisberges war der Hochdruckwetterlage entsprechend, die während der ganzen Dauer der Messungen anhielt, verschieden. Der eigentliche Schönwetterwind in Salzburg ist schwacher Ost-

bis Nordostwind. Im Zusammenspiel mit den an Ort und Stelle entstehenden lokalen Luftbewegungen und der Form des Bodenreliefs bildet sich das tatsächlich gegebene Strömungssystem aus.

Die Gipfelform, bei der steile Hänge unvermittelt in ein Plateau übergehen, ließ jene Strömungseigenschaften in besonders krasser Form erwarten, die an anderen Geländen mit ähnlicher Bodenform gefunden worden sind. Tatsächlich war intensive Wirbelbildung an den Hangkanten und Störungen der Strömung im Bereich des Plateaus zu beobachten, und zwar auch dann, wenn der Wind sehr schwach (2 bis 4 m/s) war.

Einige bemerkenswerte Resultate aus dem Gesamtmaterial der Messungen seien im folgenden gegeben. Es konnte u. a. der typische tägliche Gang der Strömungen für ausgesprochenes Hochdruck- und Strahlungswetter an der der Flugschule Koppel zugewendeten Nordostseite des Gaisberges erfaßt werden.

Bei Sonnenaufgang wehte am Boden allgemein der Hangabwind, der in der nächtlichen Abkühlung der Hänge seine Ursache hat. Der erste um 6.12 Uhr gestartete Ballon zeigt, daß seine Mächtigkeit um die Zeit schon sehr gering geworden ist (s. Abb. 2). Darüber weht genau entgegengesetzt ein schwacher Ostsüdostwind talaufwärts. Um 6.50 Uhr ist dieser Wind bis zum Boden durchgedrungen, die kalte Schicht am Boden ist bereits überall verschwunden. Die Luftschichtung ist aber noch in allen Höhen sehr stabil. An keiner Stelle gibt es eine positive Aufwindkomponente. Der nächste gegen 9 Uhr gestartete ausgewogene Ballon deutet dagegen schon auf Labilität in den unteren Luftschichten hin. Außerdem hat der Wind gedreht. Ein schwacher Hangwind am Nordosthang des Gaisberges hat sich ausgebildet. Er reicht um die Zeit aber bloß bis zur halben Höhe des Hanges. Dort dreht er um 90° in die alte Richtung zurück. Im Niveau dieses Richtungssprunges, der mit der Gipfelhöhe des Schwebballones zusammenfällt, ist offenbar die Grenze jener Luftschicht gelegen, die bis zu dieser Zeit vom Boden her labilisiert worden war. Im Laufe des Vormittags

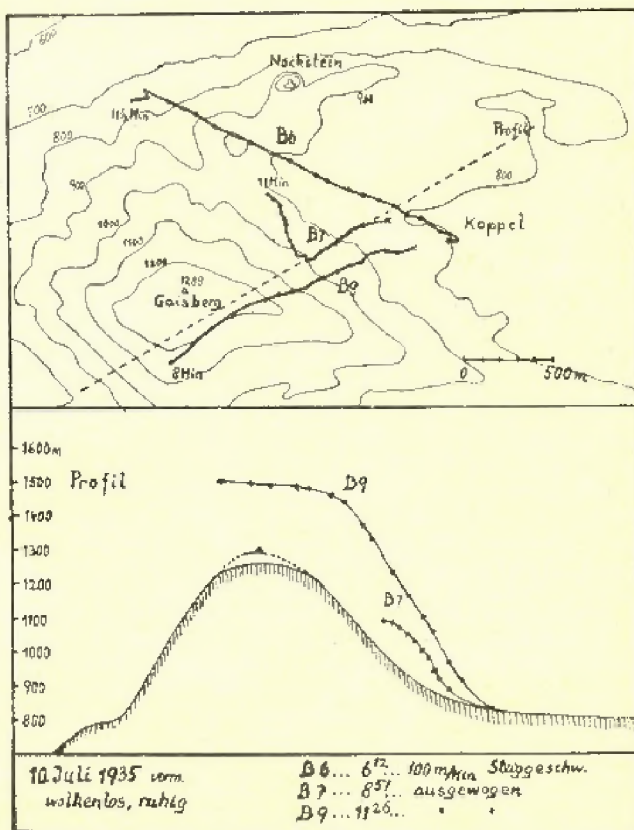


Abb. 2.

wächst die labile Schicht langsam in die Höhe. Auch die horizontale Windkomponente nimmt allmählich zu. Ein um 11.30 Uhr gestarteter Schwebeball steigt mit dem Aufwind bereits bis 1490 m über N. N. ohne seine ursprüngliche nordöstliche Richtung zu ändern. In dieser Höhe scheint die Inversion, die der Müncher Aufstieg am Morgen und Abend zeigt, den ganzen Tag über bestehen zu bleiben und jede Vertikalbewegung zu unterbinden. Die Höhererstreckung des Aufwindes hat damit um etwa 11 Uhr ihren größten Wert erreicht. Innerhalb dieser Schicht läuft an dem Tage der lokal bedingte tägliche Gang der Strömungen ab. Die Aufwindstärken schwanken natürlich, da sie zum Teil thermisch bedingt sind, nehmen aber im allgemeinen im Verlauf

Vermessungen der thermischen Vertikalbewegungen bei fast vollkommener Windstille und starker Einstrahlung gemacht werden. Die Ballone wurden auf der Zistelalpe gestartet, einem Rücken, zu dem von Westen und Osten steile Hänge aufsteigen. Um einerseits die vertikalen Luftbewegungen im Raume darüber möglichst lange erfassen zu können und andererseits den Ballon in die Höhe zu bringen, wurden Ballone mit ganz kleiner Steiggeschwindigkeit (20 bis 60 m/min) verwendet. Die Steiggeschwindigkeit war wohl quantitativ nicht zuverlässig zu bestimmen, es kam aber auch nur darauf an, die groben und relativen Änderungen der Vertikalbewegung zu erfassen. Da Änderungen von einigen Metern pro Sekunde vorkommen, erwies sich die Methode als recht

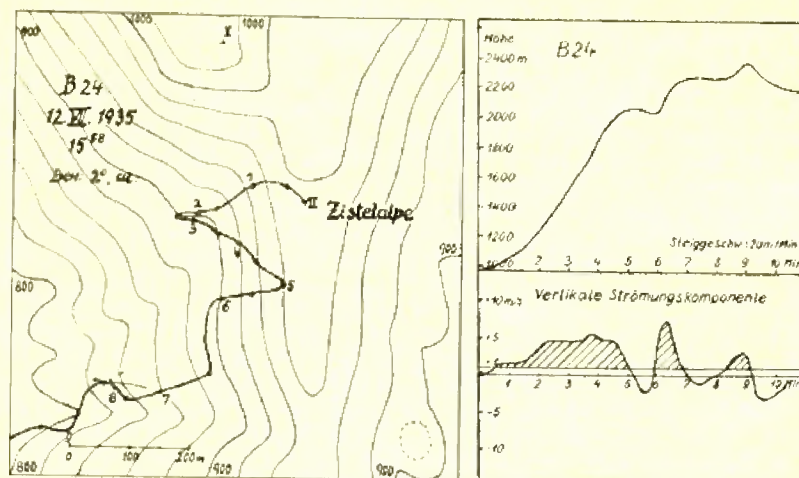


Abb. 3.

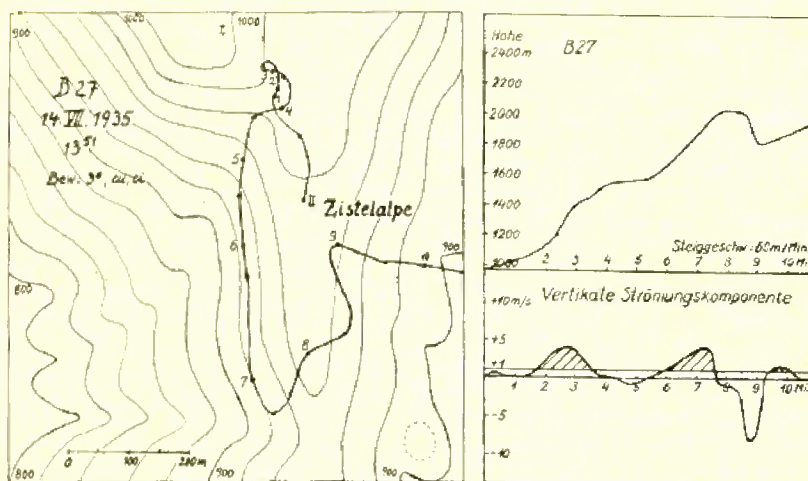


Abb. 4.

des Tages zu. Um 16 Uhr kommen die stärksten Aufwinde von 3 und 4 m/s in bestimmten Höhen vor. Gleichzeitig ist auch die Horizontalgeschwindigkeit gestiegen. Dabei scheint die größere Geschwindigkeit langsam von oben herunterzudringen. Während also am Vormittag die Luft von unten her allmählich labilisiert wurde, tritt am Nachmittag eine Durchmischung ein, in deren Gefolge der Höhenwind von oben herunterwandert. Etwa eine Stunde vor Sonnenuntergang tritt am Boden eine Umkehrung der Windverhältnisse ein. Der hangabwärts wehende Wind hat bereits eingesetzt. Darüber weht entgegengesetzt der Wind, der bereits zurückgedreht hat und sich damit der Richtung nähert, die um 6 Uhr früh in der Höhe registriert worden war. Damit ist der Zustand vom Morgen wieder hergestellt.

An zwei anderen Tagen, am 12. und 14. Juli, konnten im Bereich der Zistelalpe, im Süden des Gipfels, aufschlußreiche

brauchbar. Sie wurde später auch bei der Vermessung der Vorgänge in Lee der Zistelalpe verwendet, wo durch Variierung der Steiggeschwindigkeit der ganze in Betracht kommende Luftraum vermessen werden konnte.

Die Pilotierungen vom 12. und 14. Juli ergaben nun in Höhen bis rund 1400 m über der Zistelalpe (2400 m über N. N.) wechselnde Vertikalbewegungen bis zu ± 10 m/s Geschwindigkeit bei ganz kleinen horizontalen Geschwindigkeiten (s. Abb. 3 und 4). Es waren Pulsationen mit einer Periodenlänge von 2 bis 4 min deutlich zu erkennen. Die dabei auftretenden Vertikalgeschwindigkeiten waren außerordentlich hoch. An den bestrahlten Hängen schien sich die überwärmte Luft explosionsartig abzulösen, ein Vorgang, der an anderen Tagen auch durch die Beobachtung von kleinen Wolkenfetzen in Hangnähe deutlich wurde. Erst wenn die Ballone eine gewisse Höhe erreicht hatten und in

die wenn auch schwache Gradientströmung getaucht waren, entfernten sie sich aus dem Gebiet dieser Ablösungen und zeigten dann eine vertikale Luftbewegung von nahe 0 an. Diese Vorgänge, vor allem die starke Vertikalböigkeit scheinen für die Geländeform im Osten des Gaisberges charakteristisch zu sein.

aus. Dann hört er aber auf. Über dem Tal selbst ist in der Höhe eine neutrale Zone von ganz kleinen vertikalen Geschwindigkeiten um 0 herum merklich; und erst in größerer Höhe und dort, wo die Hänge der östlich gelegenen Berge ihre Wirkung tun, wird wieder der Aufwind wirksam, der aber in erster Linie in der labilen Schichtung seine Ursache hat.

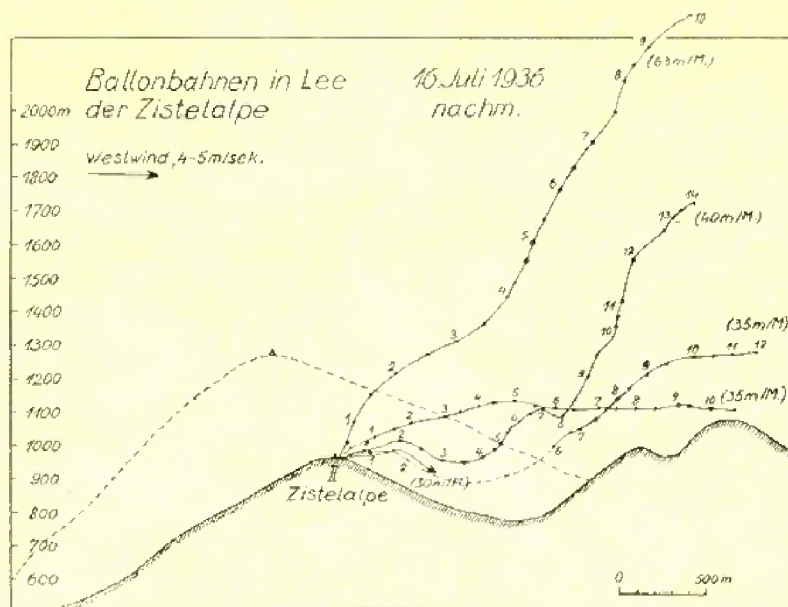


Abb. 5.

Bei Wind war eine Überlagerung von reinem Hangaufwind und thermischem Aufwind zu erwarten. Wie sich diese im Bereich der Zistelalpe tatsächlich auswirkte, war aus einer Meßreihe am 16. Juli zu ersehen. Eine Reihe von Ballonen mit kleiner aber verschiedener Steiggeschwindigkeit wurde gestartet (s. Abb. 5). Es gelang tatsächlich den ganzen Raum östlich der Zistelalpe zu bestreichen. Dabei waren

Im vorigen Jahre wurde der höchste Segelflugberg Österreichs, die Gerlitzen in Kärnten, einer näheren Untersuchung unterzogen. Die Gerlitzen erhebt sich als einer der nordseitigen Grenzberge des Klagenfurter Beckens 1910 m über dem Meer und 1400 m über dem Talboden. Der wichtigste, wegen seiner Länge auffallende Segelhang ist gegen Süden gerichtet. Ihm vorgelagert ist der Ossiacher See. Der

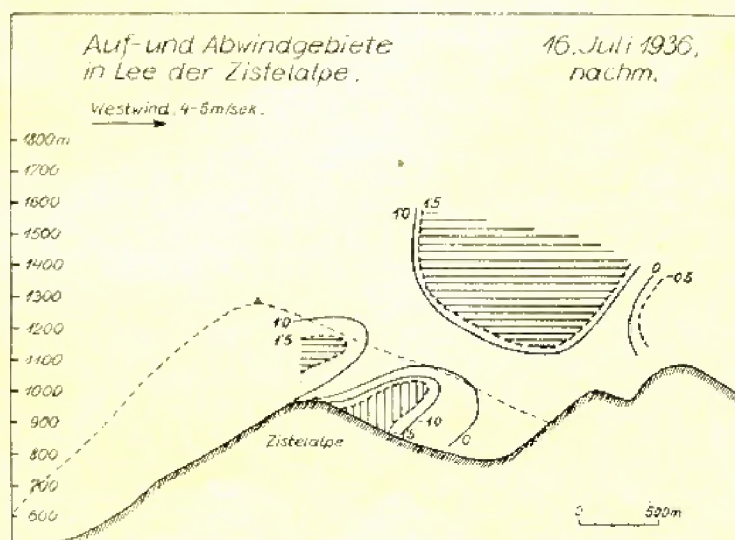


Abb. 6.

Kontrollen über die Richtigkeit der gemessenen Steiggeschwindigkeit möglich. Der herrschende Westwind hatte eine Geschwindigkeit von 4 bis 5 m/s. Von Interesse war insbesondere die Verteilung der vertikalen Strömungskomponenten (s. Abb. 6). Die Auswertung ergab folgendes: Das Tal in Lee erzeugt unter wahrscheinlicher Wirbelbildung in den unteren Schichten Abwinde von mehr als $1\frac{1}{2}$ m/s. Der Hangaufwind in Luv reicht über dem Kamm noch hin-

Westhang fällt hufeisenförmig in das sogenannte Treffener-tal ab.

Die allgemeinen meteorologischen Bedingungen, im besonderen die Luftströmungsverhältnisse des Gerlitzengebietes, sind hauptsächlich durch die Lage südlich des Hauptkammes der Zentralalpen und durch die Eigenheit des Klagenfurter Beckens bestimmt. Auf fast allen Seiten von hohen Gebirgskämmen umschlossen sind die tiefer gelegenen

Teile gegen den Wind ziemlich abgeschirmt, während die Berggipfel ebenso häufig starken Winden ausgesetzt sind wie irgendein hoher Berg der Alpen. Im Zusammenspiel der verschiedenen lokalen Faktoren, Berg und Tal, Land und See, Wandhängen und Almböden treten meist recht komplizierte Windsysteme auf. Die Gerlitzten wird so zu einem ausgesprochen »alpinen« Gelände.

Allgemein bekannt sind die Eigenheiten des Kärntner-Klimas, die auch für den Segelflug Bedeutung haben. Während die häufig auftretende winterliche Bodeninversion in verschiedener Hinsicht für den Segelflug ungünstige Bedingungen schafft, ändern sich im Frühjahr die meteorologischen Verhältnisse rasch. Während sich die Höhen nur langsam erwärmen, kann sich die immer intensiver werdende Sonnenstrahlung am Grunde des Beckens voll auswirken. Die Schichtung wird instabil.

Die Messungen, die in die Zeit vom 12. bis 25. Juli 1936

Die Funktion des Lokalwindes im Gerlitzengebiet wurde an einer Reihe von Tagen mit gleichmäßigem Strahlungswetter vom Boden aus studiert. Dabei ergab sich, daß durchwegs über dem See eine Ostströmung herrschte, die im Talwind des Treffenertales ihre direkte Fortsetzung fand (s. Abb. 7). Die Schicht dieses lokalen Windes hatte um die Mittagszeit eine vertikale Erstreckung von 600 bis 900 m. Darüber wehte Süd- bis Südwestwind. Der Hangwind an den Steilhängen erstreckte sich bloß auf einem schmalen Bereich und war unregelmäßig. Verständlich ist, daß in den bodennahen Schichten der vom See her streichenden Luft keine beachtlichen Aufwindablösungen festgestellt werden konnten. Bloß in Einzelfällen und in größerer Höhe wurden nachmittags Aufwinde von 1 m/s gemessen.

Im großen und ganzen stellt das Gerlitzengebiet mit seinen verschiedenartigen Einflüssen auf den Strömungsverlauf ein äußerst interessantes Fluggelände dar.

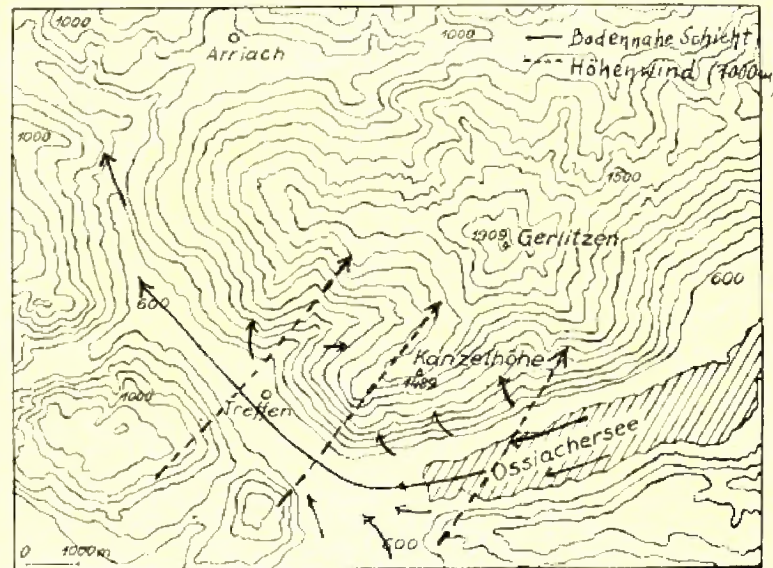


Abb. 7

fielen, ließen darüber hinaus eine Reihe von Sonderheiten erkennen. Im Gegensatz zum Gaisberg ist die Gipfelform der Gerlitzten eine relativ sanfte Kuppe, die durch ihre Form und vollkommene Kahlheit keinen Anlaß zu ausgeprägten Wirbelbildungen zu geben vermag. Dies hat zur Folge, daß sich insbesondere bei Westwind die Strömung der Geländeform ziemlich genau anpaßt. Dementsprechend wurden bei Horizontalgeschwindigkeiten von 10 bis 12 m/s über dem Westhang vertikale Geschwindigkeiten von 2,8 bis 3 m/s gemessen.

An den mächtigen sonnenbestrahlten Hängen bilden sich bei Strahlungswetter naturgemäß starke thermische Aufwinde aus. Dabei wurde beobachtet, daß ausgeholzte Teile in den Waldbeständen des westlich gelegenen 500 m tieferen Kanzelrückens außerordentlich intensive Thermikablösungen bewirkten, im Gegensatz zu der mit Almböden bedeckten Gipfelkuppe.

Bei der Kürze der Zeit und der notwendigen Beschränkung der Mittel war es bisher nur möglich einen ganz kleinen Teil von Fragen zu studieren. Die Untersuchungen werden aber fortgesetzt werden.

Im vorigen Jahre wurde bei der Iustus-Tagung in Budapest die Anregung gegeben, daß die einzelnen Länder die Eigenschaften ihrer wichtigen Segelfluggelände untersuchen und die Resultate in irgendeiner Form veröffentlichen sollten — sicherlich ein nützlicher Gedanke in einem Zeitpunkt, da Streckenflüge über die Grenzen des eigenen Landes hinaus keine Seltenheit mehr sind. Die Anregung sollte nicht übergangen werden. Wenn in Hinkunft an österreichischen Segelfluggeländen meteorologische Arbeiten durchgeführt werden, wird jedenfalls auch dieser Gedanke dabei nicht außeracht gelassen werden.

Luftströmungen im Bereiche von Gletschern.

Vortrag von Dr. Tollner, Wien.

Ein ausführlicher Auszug ist erschienen in der Zeitschrift »Der Pilot«, III. Jahrgang, Heft 7.

Le correnti aeree ai margini dei boschi.

Von Prof. Filippo Eredio, Roma.

Al fine di studiare l'influenza del bosco Mediterraneo e delle Pinete litoranee sul clima, la R. Stazione Sperimentale di Selvicoltura di Firenze in collaborazione alla Sezione Idrografica di Firenze, per incarico del Sottosegretario per

Un primo osservatorio venne situato dentro la foresta (figura 1^a) un secondo fu posto ai margini del bosco e un terzo lontano del bosco in pianura libera da vegetazione arborea (figura 2^a).



Fig. 1.

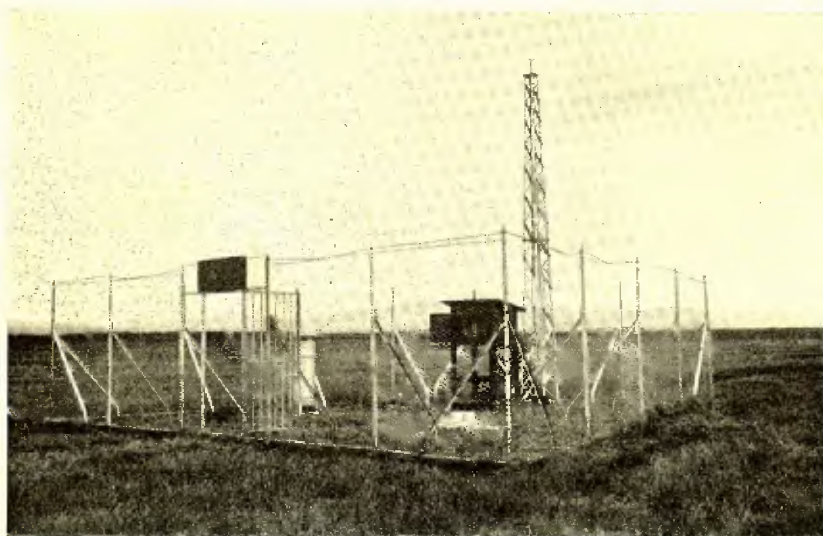


Fig. 2.

la Bonifica Integrale, iniziò nel 1932 una serie di esperienze. In tre località; particolarmente ritenute idonee vennero installati tre gruppi di osservatorii meteorologici sperimentali; e funzionano tuttora regolarmente; termoigrografo, anemografo, pluviografo, evaporimetro.

Nella pineta Migliarino, larga zona boschiva che si estende da Pisa a Livorno, e nella pineta di Cecina, striscia di bosco litoranea (larga circa 160 m.), e nel Forteto, zona di bosco a ceduo lontano dalla costa, in alcuni giorni dei mesi estivi, degli anni 1934—1935 e 1936, vennero eseguiti



Fig. 3.

sondaggi con palloni frenati adoperando sferici di 6000 e 8000 m³ ai quali era sospeso un meteorografo a distanza sufficiente dal cavo.

Lo sferico fu dapprima elevato fino a 500 m. e quivi fu mantenuto per 6 ore consecutive; dopo lo stesso sferico fu elevato fino alla quota di 1000 m. e mantenuto ancora per 6 ore consecutive. Contemporaneamente fu sollevato uno sferico al disopra del bosco e un altro al disopra del suolo nudo; e dopo 6 ore furono ritirati i due sferici e qualche



Fig. 4.

ora più tardi (cioè dopo il tempo necessario per cambiare la carta del registratore e per rifornire di idrogeno gli sferici) furono trasportati gli sferici in auto insieme agli apparecchi nell'altro bosco per ripetere le sopradette operazioni.

Nella figura 3^a è indicata la manovra di sollevamento dello sferico entro il bosco e nella figura 4^a la manovra di recupero.

Durante le esperienze vennero effettuate osservazioni con palloni piloti per le eventuali modificazioni del tempo attraverso la direzione e la velocità del vento alle diverse quote.

Inoltre ad intervalli vennero lanciati dei paracadute zavorrati impiegando il sistema riprodotto dalla figura 5^a. Ad un palloncino si attacca un paracadute di carta tipo giapponese zavorrato; e a breve distanza e congiunto col filo del palloncino si colloca una miccia che si consuma totalmente dopo 30 secondi.

Al palloncino si dà una forza ascensionale di 150 grammi all'atto del sollevamento si accende la miccia e dopo 30 secondi, dopo cioè che il palloncino aveva raggiunto l'altezza di circa 80 m. il paracadute zavorrato si distaccava e gli



Fig. 5.

spostamenti successivi erano in armonia alle correnti ascendenti del momento.

Seguendo ad occhio le successive posizioni del paracadute si avevano elementi sufficienti per interpretare le concomitanti correnti ascendenti.

Dall'insieme di queste esperienze deduciamo che la superficie degli alberi si comporta come una superficie che invia continuamente del calore nell'aria libera. Ossia durante il giorno la superficie degli alberi si comporta come il suolo nudo al tramontare del sole; cosicchè questa superficie è durante il giorno più fredda del suolo e al contrario di notte.

Il gradiente termico fino all'altitudine di 500 m. è più elevato al disopra del bosco e così abbiamo trovato correnti d'aria deboli ma sufficienti per favorire le prime fasi del volo senza motore per gli alianti che si trovano nelle vicinanze.

Il gradiente orizzontale barico è soltanto frazione del millibar mentre il gradiente termometrico è di quasi mezzo grado, condizioni nell'insieme sufficienti per provocare una ristretta circolazione locale.

Al fine di precisare questa circolazione per diversi periodi dell'anno, esaminiamo particolarmente le registrazioni termometriche tenuto conto della relativa installazione.

Esaminiamo dapprima le osservazioni termometriche relative alla fascia costiera di Cecina e indichiamo con S_1 — S_2 — S_3 le tre stazioni ivi installate la cui relativa ubicazione orografica risulta dalla figura 6^a. La stazione S_1 si trova dentro il bosco, la S_2 è situata ai margini del bosco verso terraferma e la S_3 si trova nella pianura retrostante in località scoperta, senza alberi, senza fabbricati e alla distanza di circa 800 m. dal battente della costa.

Consideriamo separatamente le temperature medie delle massime e delle minime: invero l'indagine fu condotta sui valori medi decadici, però per non riportare molti dati, ci limitiamo a trascrivere le medie mensili. Dall'ispezione della sottostante tabella emergono alcuni fatti da mettere in evidenza.

		G	F	M	A	M	G	L	A	S	O	N	D
Media delle massime	I	9,2	10,2	13,6	16,4	20,1	23,4	26,8	27,3	24,8	20,5	15,3	12,4
	II	9,7	10,8	14,3	17,3	20,8	24,1	27,8	28,4	26,1	20,6	15,4	12,6
	III	10,4	11,3	14,2	16,8	20,8	24,2	27,6	27,9	25,8	21,3	16,3	13,3
Media delle minime	I	2,8	2,5	5,6	8,1	11,3	14,3	17,4	17,5	16,2	12,7	8,6	5,9
	II	3,3	3,0	5,8	8,5	11,3	14,6	17,4	17,6	16,5	12,9	8,8	6,3
	III	3,0	2,5	5,3	7,7	10,8	13,9	17,2	17,2	16,0	12,7	8,7	6,0

La media delle temperature massime all'esterno del bosco è sempre superiore a quella dell'interno, vi è però qualche mese in cui, la temperatura ai bordi del bosco è superiore sia pure di poco a quella dell'aria libera.

Potrebbe interpretarsi questo aumento sia per discesa di massa d'aria dalla chioma del bosco, sia per una quasi calma che si manifesta per ristagno delle anzidette masse alla base del bosco.

La temperatura minima è sempre più bassa sul suolo nudo e si può dire che vi è poca differenza tra la temperatura dell'interno a quella ai bordi del bosco. Cosicché nelle prime ore del giorno si stabilisce un gradiente termico diretto dalla pianura verso il bosco specialmente dal marzo al settembre. Nel periodo invernale è meno sentita la differenza tra le diverse temperature, però con lieve tendenza ad aumento verso l'esterno.

Possiamo quindi concludere come al mattino si genera una corrente diretta dalla pianura verso il bosco durante il periodo invernale, mentre negli altri mesi avviene tutto il contrario. Cioè condizioni analoghe a quelle che si verificano nell'epoca delle temperature massime, ossia con la corrente diretta dal bosco verso la pianura.

Passiamo ora a considerare l'azione esplicata da una larga zona costiera quale risulta dalla situazione delle stazioni termometriche nella zona boschiva di Migliarino. La stazione S_7 è situata nel centro della pineta alla distanza di circa 200 m. dal mare; la stazione S_8 all'orlo della pineta a distanza di 2200 m. dal mare e la S_9 in una zona scoperta a circa 7 km. dal mare (figura 7^a).

Nella tabella seguente vengono indicate le relative medie della massima e della minima temperatura.

		G	F	M	A	M	G	L	A	S	O	N	D
Media delle massime	VII	9,6	10,9	14,0	15,9	20,4	23,4	27,4	26,6	24,6	20,0	14,4	11,2
	VIII	8,8	10,4	13,4	17,0	21,0	25,1	29,1	27,4	24,5	19,3	14,0	11,1
	IX	10,6	12,0	14,8	17,6	22,3	24,9	28,9	27,9	25,9	21,4	15,7	12,1
Media delle minime	VII	1,6	2,5	4,0	8,3	11,3	14,2	17,0	16,0	14,9	11,8	7,3	4,4
	VIII	0,9	2,0	4,3	8,0	10,7	13,9	16,5	16,6	13,9	10,9	6,9	4,3
	IX	2,7	3,1	5,6	8,4	11,6	14,4	17,3	16,5	15,2	12,0	8,1	4,9



Fig. 6.



Fig. 7.

La media delle temperature massime all'interno del bosco è sempre inferiore a quella dell'esterno in tutti i mesi dell'anno. Ai margini del bosco si nota in giugno e luglio aumento della temperatura rispetto all'esterno: pochi decimi ma decisi; mentre la temperatura del margine del bosco è più bassa di quella dell'interno per i mesi di gennaio — febbraio — marzo — ottobre e novembre in modo distinto e di appena un decimo inferiore in dicembre e settembre. Nei rimanenti mesi è più calda.

Quindi nel periodo invernale la temperatura ai margini del bosco è più bassa di quella dell'interno del bosco, mentre in giugno e in luglio è più elevata. Evidentemente su tale distribuzione influiranno le condizioni termiche della chioma del bosco, anzi si può dire che esse regoleranno la circolazione locale che si stabilisce.

Sappiamo che la chioma del bosco, specie nei giorni chiari, è più fredda di quella del suolo e quindi a guisa delle brezze si stabilisce una corrente diretta dalla chioma verso il suolo. Questa corrente scolerà esternamente al bosco e in alcuni mesi si può pensare ad una più attiva differenza termica tra il suolo e la copertura superiore del bosco, e quindi ad una rapida discesa delle masse d'aria, le quali giungeranno alla base del bosco un po' compresse e quindi si riscaleranno alquanto. Di guisa che l'afflusso delle masse d'aria dal bosco verso la superficie più calda del suolo nudo sarà meno intensa in vicinanza al bosco agli strati più bassi.

Nel periodo invernale, i margini del bosco riceveranno meno calore del suolo nudo, perché i raggi solari vi giungono con grande inclinazione. L'interno del bosco, pur essendo più fresco rispetto all'esterno, ha una temperatura inferiore a quella del bordo ove non può manifestarsi con più intensità l'azione calorifica dell'interno.

E tale bordo sarà più freddo della copertura superiore del bosco, e quindi si ha una discesa di aria dal limite del bosco verso il suolo nudo, con afflusso dall'interno verso i bordi e quindi in vicinanza del bosco vi sarà una corrente ascendente più forte, però limitata agli strati più bassi.

Nell'inverno la temperatura massima entro il bosco è sempre più bassa di quella dell'esterno ma con minore divergenza.

Risulta distintamente come dal febbraio al luglio la temperatura massima della stazione S_0 è inferiore a quella della stazione S_3 , mentre in agosto e in settembre è invece superiore, di poco, quella della stazione S_3 e nei rimanenti mesi vi è uguaglianza.

Vorrà dire che dal febbraio al luglio, nelle ore del giorno con temperatura elevata al disopra della stazione S_6 vi è una corrente ascendente assai più forte di quella della stazione S_3 , e quindi ad una certa quota si dovrà stabilire come un piano inclinato e spostandosi da S_3 a S_6 si troveranno condizioni termiche più favorevoli perché un alante possa elevarsi.

Riguardo alle minime temperature troviamo che vi è più caldo in S_6 che non in S_3 e quindi nelle prime ore del mattino il gradiente termico è disotto da S_3 a S_6 .

La fascia del bosco, quindi anche limitata modifica il gradiente termico è in modo da favorire una distinta circolazione locale più pronunciata nel periodo della temperatura più elevata.

Azione di una fascia di bosco interno sulle temperature esterne.

A tal'uopo prendiamo in esame le temperature rilevate nella stazione S_6 e nella stazione S_4 posta sul margine di un denso e rigoglioso forteto all'altitudine di m. 40 e rivolta verso la costa. Riportiamo qui appresso le relative temperature medie:

		G	F	M	A	M	G	L	A	S	O	N	D
Media delle massime	VI	10,5	11,8	14,4	17,2	21,2	24,4	28,2	27,6	25,5	20,6	16,3	13,2
	IV	12,1	11,3	15,6	18,0	22,3	25,7	29,7	29,9	27,6	22,7	17,2	14,3
	III	10,4	11,3	14,2	16,8	20,8	24,2	27,6	27,9	25,8	21,3	16,3	13,3
Media delle minime	VI	2,9	3,7	5,8	8,3	11,1	14,7	17,5	17,5	16,4	12,4	8,9	6,1
	IV	3,0	2,2	5,4	7,9	11,2	13,8	16,7	16,4	15,8	12,3	8,2	5,8
	III	3,0	2,5	5,3	7,7	10,8	13,9	17,2	17,2	16,0	12,7	8,7	6,0

Riguardo ai margini del bosco si ha, come si è detto, un graduale aumento dall'interno all'esterno; da ottobre a marzo, si hanno temperature massime inferiori all'esterno in giugno e in luglio. Nei mesi di aprile — maggio — agosto vi è graduale aumento dall'interno all'esterno.

A causa dell'uniformità della regione, possiamo ritenere che questo afflusso procede nello stesso modo lungo tutta la zona litoranea e quindi si produrrà una corrente ascendente sul suolo nudo e una corrente discendente al disopra del bosco.

Come è noto l'aria che si trova nella parte superiore degli alberi è fredda a causa della forte evaporazione dei vegetali che assorbono gran parte del calore solare, inoltre per la irradiazione intensa delle foglie che agisce su una superficie considerevole in rapporto alla loro massa e le impedisce di prendere una temperatura elevata.

L'influenza di una fascia di bosco costiera sulle temperature estreme.

Un'altra stazione S_6 fu collocata sul suolo nudo da vegetazione e quasi alla medesima distanza della stazione S_3 dalla costa. Entrambe le due stazioni si trovano quindi nelle medesime condizioni rispetto alla distanza dal mare, però per la stazione S_3 si frappone fra la propria ubicazione e il mare una fascia di bosco e quindi le correnti aeree provenienti dal mare vi giungono dopo attraversata la zona boschiva.

Nella tabella seguente trascriviamo le medie delle temperature massime e minime delle dette stazioni S_3 e S_6 per periodo anzidetto.

		G	F	M	A	M	G	L	A	S	O	N	D
Media delle massime	III	10,4	11,3	14,2	16,8	20,8	24,2	27,6	27,9	25,8	21,3	16,3	13,3
	VI	10,5	11,8	14,4	17,2	21,2	24,4	28,2	27,6	25,5	20,6	16,3	13,2
Media delle minime	III	3,0	2,5	5,3	7,7	10,8	13,9	17,2	17,2	16,0	12,7	8,7	6,0
	VI	2,9	3,7	5,8	8,3	11,1	14,7	17,5	17,5	16,4	12,4	8,9	6,1

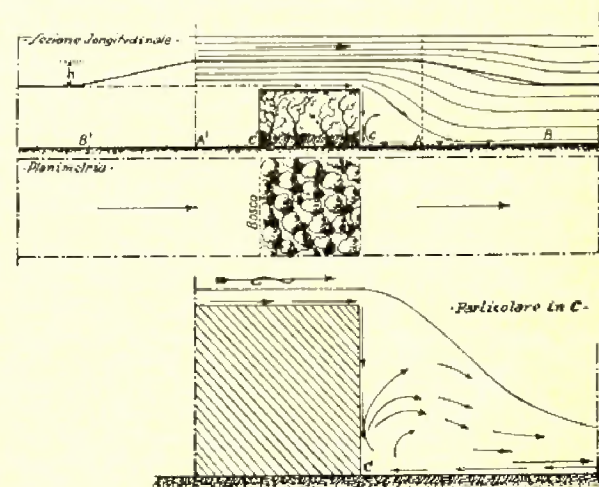


Fig. 8.

L'aumento della temperatura massima della stazione (4) alla base del bosco può attribuirsi come innanzi si disse all'azione delle masse discendenti dalla chioma del bosco verso il suolo nudo più riscaldato e alla rarefazione che si forma in detta stazione.

Allora le masse d'aria affluiranno dalla chioma del bosco verso il suolo nudo e quindi si eleveranno formando una corrente ascendente.

Alla sera avanzata e alle prime ore del mattino avviene una circolazione inversa. Le masse d'aria dalla stazione S_6 si dirigono verso la S_4 e da qui si eleveranno fino alla chioma ritornando al suolo come corrente discendente in S_6 , come è illustrato nella figura 8.^a. E la S_6 avrebbe temperatura minima più elevata per effetto di queste correnti discendenti.

Velocità delle correnti aeree. Le considerazioni anzidette potranno illustrarsi le variazioni nell'andamento diurno delle velocità del vento che si verificano nelle predette stazioni.

Dalle registrazioni della velocità del vento risulta come

nelle varie stazioni il minimo si ha nelle ore notturne dalle 22^h alle 24^h. Nelle prime ore del giorno la velocità aumenta gradatamente e alle 8^h si ha un distinto incremento che culmina col massimo dalle 12^h alle 14^h e dopo diminuisce lentamente con rapido decremento oltre le 20^h.

Come era da attendersi, la velocità ai margini del bosco è superiore a quella dell'interno e un forte aumento si verifica allontanandosi dal manto boscoso.

Siffatto andamento si ritrova in tutte le ore del giorno e della notte, però nelle ore più calde l'aumento di velocità lontano dal bosco è più distinto.

Una disamina particolare richiede il periodo dell'anno che si estende dal giugno all'agosto poiché le poche variazioni profonde del tempo non mascherano l'azione che esplica la diversa copertura del suolo.

Nelle figure 9^a, 10^a, 11^a e 12^a vengono indicate le isoplete della velocità per le stazioni S_2 e S_3 della pineta di Cecina e per la stazione S_4 ai boschi della pineta Migliarino e per la stazione S_6 in pianura.

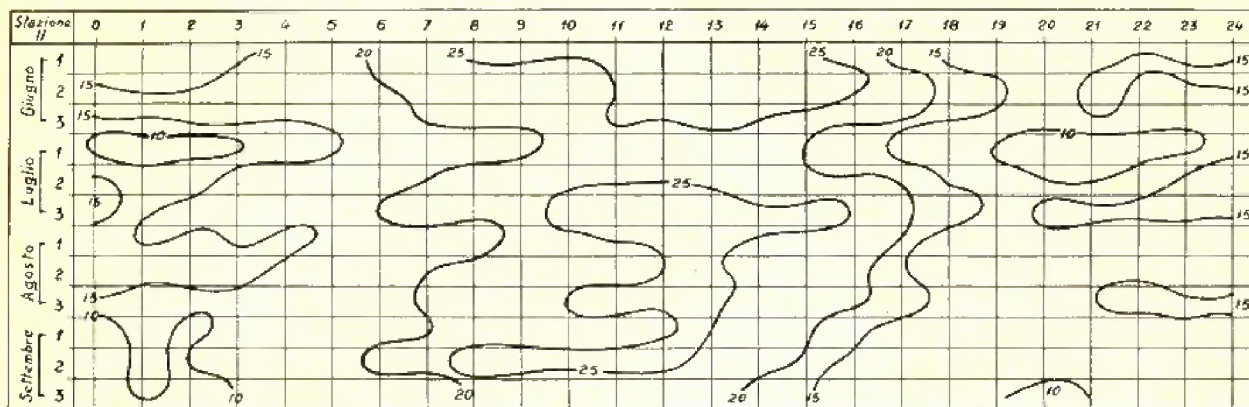


Fig. 9.

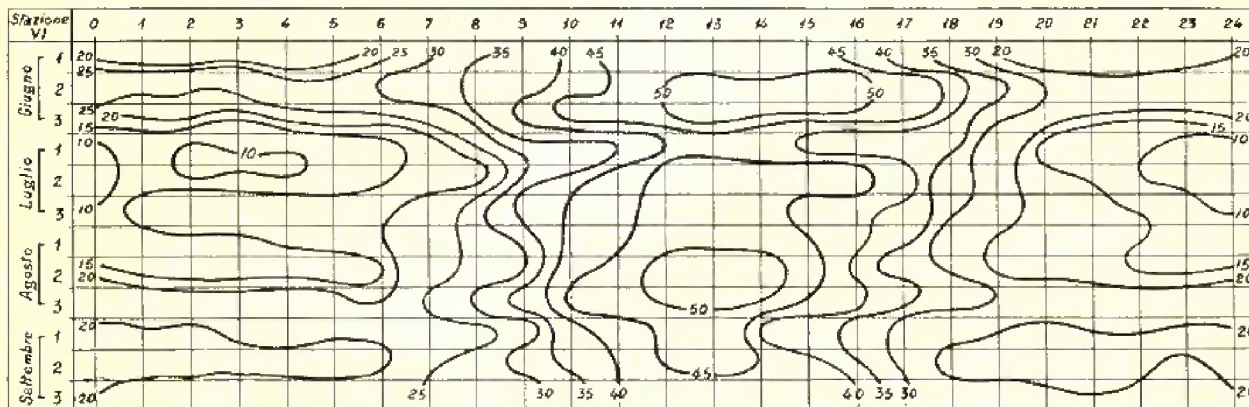


Fig. 10.

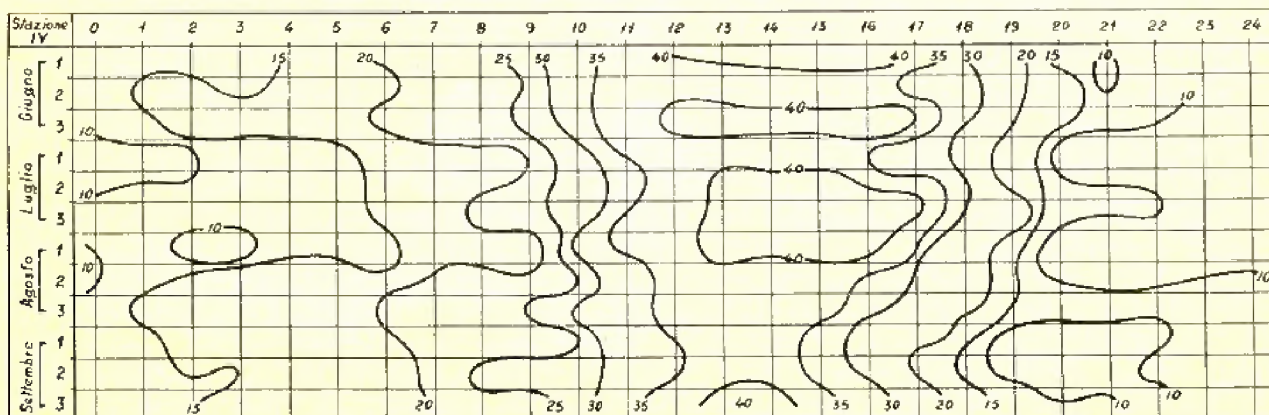


Fig. 11.

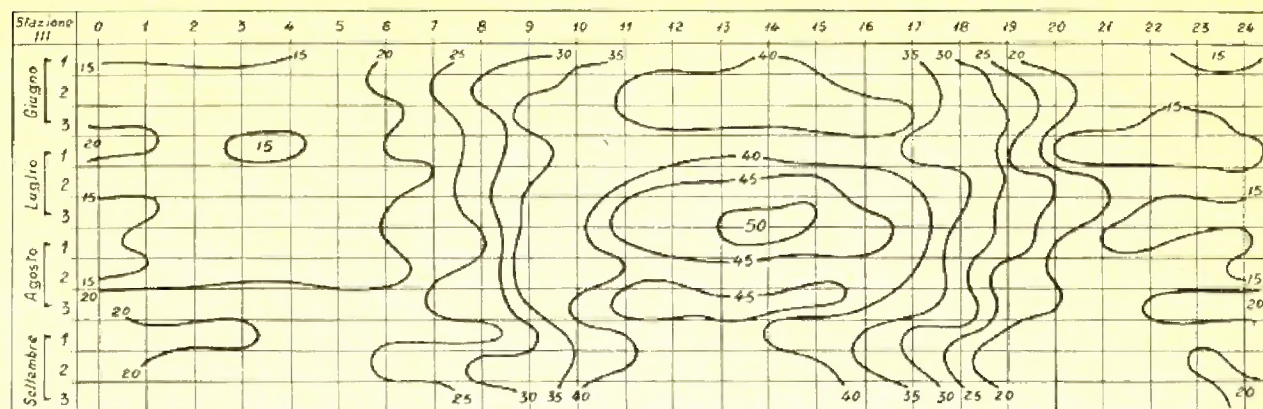


Fig. 12.

Nella stazione III è distinta la variazione diurna col massimo spiccato tra le 13^h e le 15^h e il minimo delle ore notturne; è molto distinto l'aumento della velocità tra le 7^h e le 10^h e il decollamento tra le 18^h e le 20^h.

Nella stazione II le variazioni diurne sono meno accentuate e manca il distinto massimo delle ore meridiane.

Nella stazione IV, anch'essa situata ai bordi del bosco la variazione diurna è più marcata perchè più direttamente esposta all'azione delle correnti aeree provenienti dalla costa e quindi si distinguono chiaramente gli incrementi e i decrementi prima e dopo dalle ore di massima.

La registrazione della stazione S_6 si distingue da quella della stazione S_3 per una maggiore variazione nelle diverse ore del giorno e per un più netto distacco tra il massimo e il minimo. La libera esposizione alle correnti aeree fa sì che nella stazione S_6 non si espliciti alcuna azione ritardatrice o correttiva come quella esplicita dal manto boscoso nella stazione S_3 . E sono più marcate in S_6 gli accrescimenti e decrementi nel periodo precedente e seguente alle ore di maggiore velocità.

Da quanto abbiamo esposto discendono le seguenti conclusioni:

1) — Una fascia boschiva costiera, anche molto ristretta, modifica notevolmente l'andamento della tempe-

tura dell'aria delle località circostanti. Cosicché una stazione costiera (A) non molto distante dal mare, ha temperature più elevate di quelle di una stazione (B) in simili condizioni di esposizione, ma con una fascia boschiva vicina alla costa.

2) — Se una stazione (C) trovasi sotto l'influenza di una zona boschiva su di essa si verifica un afflusso di masse di aria piuttosto fredde a guisa di scorrimento dal bosco verso la stazione.

3) — Se due stazioni (C) e (D) si trovano in posizione tale che la prima (C) riceva l'afflusso di masse di aria dal bosco e l'altra (D) lontana da siffatto afflusso, nel periodo più caldo dell'anno si verifica in (C) una corrente ascendente più intensa di quella che si ha sopra la stazione (D). Cosicché un aliante sollevandosi sulla stazione (C) e dirigendosi verso la stazione (D) si trova in condizioni favorevoli per una crescente ascendenza, cioè la zona boschiva intensifica l'azione delle correnti ascendenti sulle località ad essa prossime.

4) — Il manto boschivo attenua l'efficacia delle correnti aeree ma non influisce nel periodo diurno sia per le epoche di massimo e di minimo, sia per gli intervalli di maggiore variazione.

Die Tageszeitenwinde der Alpen¹⁾.

Von Doz. Dr. E. Ekhardt, Innsbruck.

Der Vortrag brachte eine zusammenfassende Darstellung des neuesten Standes unserer Kenntnisse über die alpinen Tageszeitenwinde. Nach einer kurzen Erläuterung der neueren theoretischen Grundlagen wurden die vorzüglich durch die Innsbrucker Strömungsforschungen gewonnenen Beobachtungsergebnisse über Tal- und Hangwinde, sowie deren obere Rückströmungen und Abarten (wie «Maloja-winde») besprochen und durch Lichtbilder veranschaulicht. Die Bedeutung des Studiums der periodischen Gebirgswinde erhellt einerseits aus der Tatsache, daß es sich hier um wohl

definierte echte Zirkulationsströmungen handelt, die das Bild der alpinen Windverhältnisse in entscheidender Weise bestimmen, andererseits aus dem großen Interesse, das ihnen mit Rücksicht auf den aufblühenden alpinen Segelflugsport auch von praktischer Seite her zukommt. Die systematische und in engem Einvernehmen mit der Wissenschaft gepflogene Förderung der Erforschung noch ungelöster Probleme dieser für das Verständnis der Strömungserscheinungen im Gebirge so wichtigen Windsysteme wäre eine äußerst lohnende und dankenswerte Aufgabe der deutschen Segelfliegerei.

¹⁾ Ein ausführliches Referat erscheint in «Die Naturwissenschaften», Jhg. 1938, Heft 2, S. 21.

DFS-Rauchkanal. — Windstromanlage zur Sichtbarmachung zweidimensionaler Strömungsvorgänge.

Von Alexander Lippisch, Darmstadt.

Zur Sichtbarmachung von Strömungsvorgängen in Luft werden einerseits in die Strömung eingeführte Rauchnengen, weiterhin im Strömungsfeld angebrachte Stofffäden oder auch durch Heizdrähte erwärmte Luftschichten verwendet. Bei der Darstellung von Strömungsvorgängen durch Rauch ergeben sich insofern Schwierigkeiten, als der Rauch meist nur kurze Strecken zusammenhält und es demnach nicht möglich ist, ein größeres Stromfeld zu untersuchen. Andererseits hat die Sichtbarmachung von Strömungsvorgängen mit Hilfe von Rauchfäden den Vorzug, daß der wahre Verlauf der Stromlinien sichtbar gemacht werden kann, ohne daß die Gesamtströmung dabei wesentlich gestört wird.

Die Sichtbarmachung von Strömungen ist nicht nur für Unterrichtszwecke, sondern auch für wissenschaftliche Untersuchungen von entscheidender Bedeutung und die DFS hat daher Versuche eingeleitet, um die einwandfreie Darstellung von Strömungsvorgängen mit Hilfe von Rauchfäden zu klären. Da die Versuche sich bewußt auf die Darstellung zweidimensionaler Strömungsvorgänge beschränken sollten, wurde die hierfür vorgesehene Windstromanlage so entworfen, daß die Versuchsstrecke, in der die Strömungsvorgänge sichtbar gemacht werden sollten, seitlich durch Glaswände begrenzt ist, so daß der Kanal an dieser Stelle den Querschnitt eines hohen schmalen Rechtecks besitzt.

Das Zerfallen des Rauches in einer normalen Windstromanlage wurde in erster Linie darauf zurückgeführt, daß die Strömung nicht vollkommen wirbelfrei ist. Es wurde daher zuerst dafür gesorgt, daß durch eine entsprechende Gleichrichteranlage eine absolut gleichförmige Strömung gewährleistet werden konnte.

Führt man nunmehr innerhalb der Gleichrichteranlage Rauchfäden ein, so gelingt es unter Einhaltung bestimmter Geschwindigkeitsverhältnisse ein Zusammenhalten der Rauchfäden auf größere Längen zu erreichen. Bei dem von der DFS entwickelten Rauchkanal werden auf diese Weise auf 1,00 m Höhe des sichtbaren Strömungsfeldes 60 Rauchfäden erzeugt, die längs des Sichtfeldes von 1,50 m erhalten bleiben.

Als Material zur Raucherzeugung wird vermodertes Holz verwendet, das in einem besonderen Rauchofen unter Luftabschluß verbrannt wird und dessen Dämpfe nach einer Reinigung von den Holzteerdestillaten einen trockenen, gut sichtbaren Rauch erzeugen.

Die Windströmung im Kanal wird durch zwei Ventilatoren erzeugt, die an den beiden Enden des Kanals angebracht sind. Durch entsprechende Einstellung der Geschwindigkeit der beiden Ventilatoren kann der Druck im Kanal reguliert werden, so daß hoher Unterdruck in dem Stromlinienfeld vermieden wird. Infolge der Raucherzeugung kann die Windstromanlage nicht im Kreislaufsystem arbeiten, sondern es muß dauernd frische Luft durch die Gleichrichteranlage angesaugt werden.

Die Versuche haben gezeigt, daß eine gut sichtbare Stromliniendarstellung in diesem Kanalsystem bis zu 20 m/s möglich ist. Eine weitere Steigerung der Windgeschwindigkeit konnte aus betriebstechnischen Gründen in dieser Anlage

nicht durchgeführt werden. Jedoch bestehen keine prinzipiellen Schwierigkeiten, die Strömungsvorgänge auch bei höheren Geschwindigkeiten nach diesem System sichtbar zu machen.

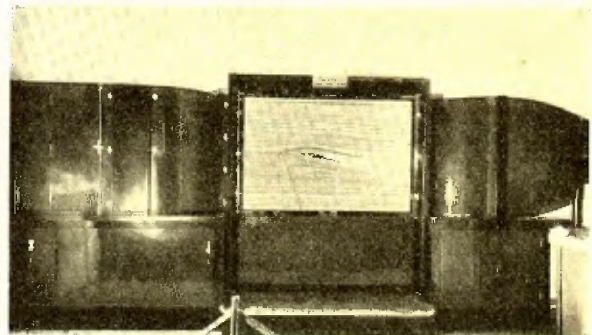


Abb. 1.

Abb. 1 zeigt den Rauchkanal im Laboratorium der DFS. Man erkennt die Gleichrichteranlage, durch die die Frischluft durch einen Lüfter eingeführt wird und in der sodann die Rauchfäden erzeugt werden. Es folgt die Versuchs-

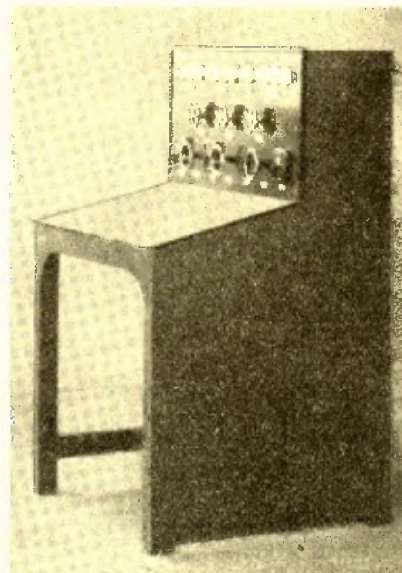


Abb. 2.

strecke zwischen den Glaswänden, sodann das zweite Gebläse, das die Luft absaugt. Hinter dem Kanal befindet sich die Raucherzeugeranlage mit Rauchofen und Kondensator. Um die Rauchfäden besonders gut sichtbar zu machen, werden diese durch seitlich hinter der Versuchsstrecke angebrachte Lampen beleuchtet.

Die zwischen den Glaswänden angebrachten Modelle sind so eingerichtet, daß von einem Versuchsstand aus drei verschiedene Antriebe für Anstellwinkel, Ruderklappen und ähnliches während des Versuchs bedient werden können. Diese Antriebe sind in einem waagerechten Rohr so untergebracht, daß sie vom Beschauer aus durch das Modell ver-

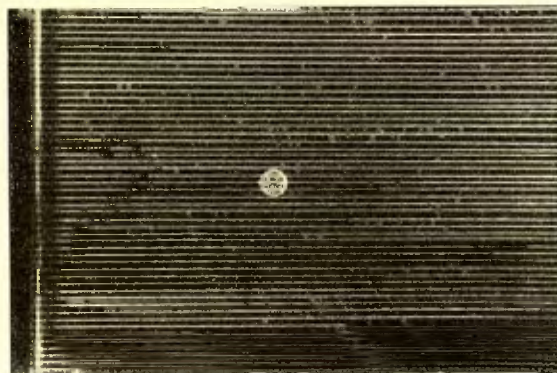


Abb. 3.

deckt werden und dadurch das Bild selbst nicht stören. Die Modelle sind aus Holz angefertigt und schließen sich vollkommen dicht an die Glaswände an, so daß eine einwandfreie zweidimensionale Darstellung gewährleistet ist. Von einem Versuchsstand aus kann weiterhin die Windgeschwindigkeit und die Raucherzeugung geregelt werden.

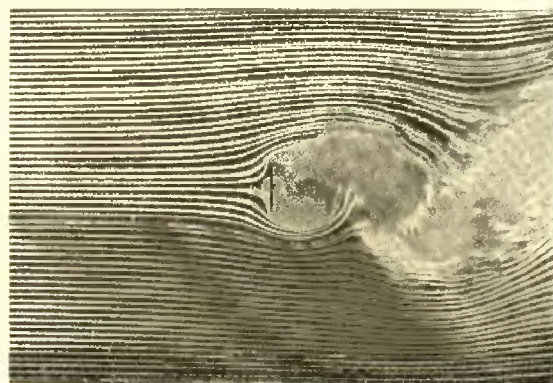


Abb. 4.

Abb. 2 zeigt den Versuchsstand mit Regler und Modellsteuerung.

Der nach diesem Prinzip aufgebaute Windkanal erzeugt ein durch Rauchlinien sichtbar gemachtes Feld einer Parallelströmung, wie dies Abb. 3 zeigt. Die Begrenzung des Strömungsfeldes bedingt, daß die Wölbung der Stromlinien an diesen Grenzen bereits abklingt und man bei Übertragung der Strömungsvorgänge auf den freien Raum eine entsprechende Korrektur des Strömungsbildes vornehmen muß.

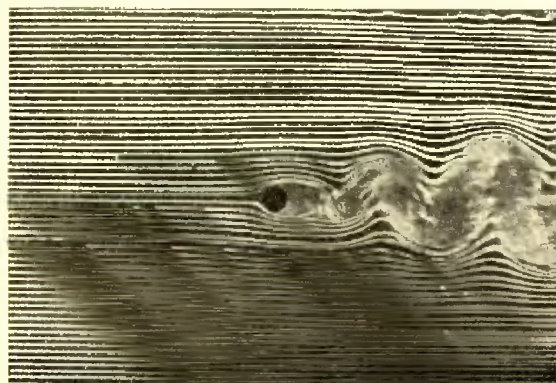


Abb. 5.

Abb. 4 zeigt die Strömung um eine senkrechte Platte, die hinter sich eine Kármán-Wirbelstraße auslöst. Man erkennt deutlich die periodische Ablösung der Wirbel, die die ganze Breite des Sichtfeldes beeinflussen.

Abb. 5 und 6 zeigen die Umströmung eines Kreiszylinders im Bereich kleiner und größerer Reynoldszahlen.

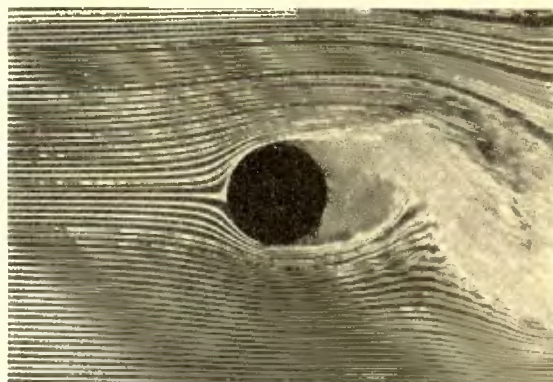


Abb. 6.

Abb. 7 zeigt die Strömung um ein Stromlinienprofil mit der Umrißfunktion $y = (1 - x) \sqrt{x}$ und dem Dickenverhältnis 1:3.

Man erkennt auch den durch Grenzschichttreibung erzeugten Totluftbereich am Ende des Stromlinienkörpers.



Abb. 7.

Die nächsten Abbildungen zeigen die Strömung um ein Tragflügelprofil (Clark Y) bei verschiedenen Anstellwinkeln. Man erkennt den Beginn des Abreißen auf dem rückwärtigen Teil der Saugseite bei mittleren Anstellwinkeln und sodann bei größeren Anstellwinkeln das vollständige Abreißen der Saugseite, bei dem das Profil ähnlich wie die gerade Platte eine kräftige Kármánstraße auslöst. Die gleiche Erscheinung in dem negativen Anstellwinkelbereich ist ebenfalls durch einige Abbildungen erläutert.

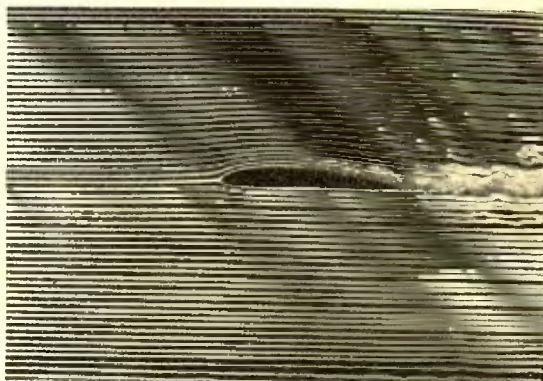


Abb. 8.

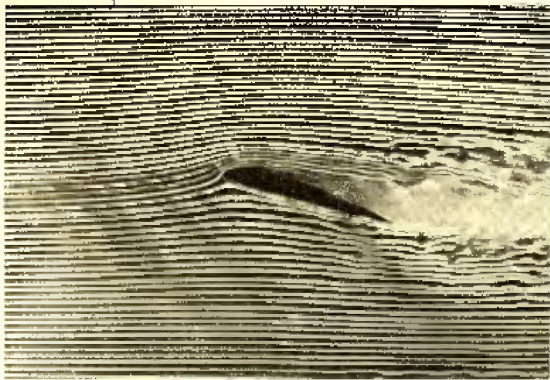


Abb. 9.

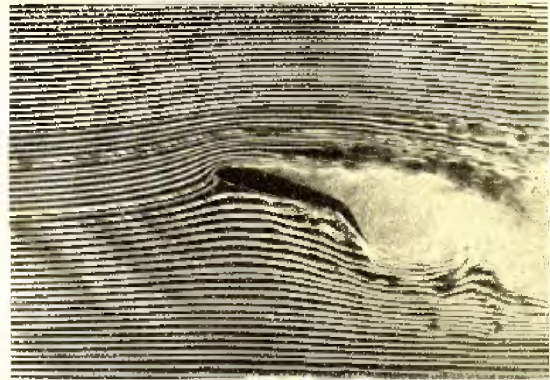


Abb. 13.

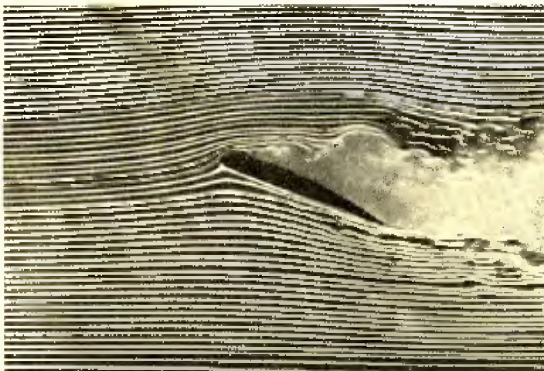


Abb. 10.

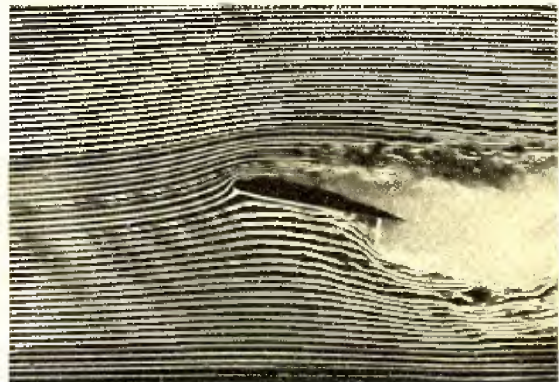


Abb. 14.

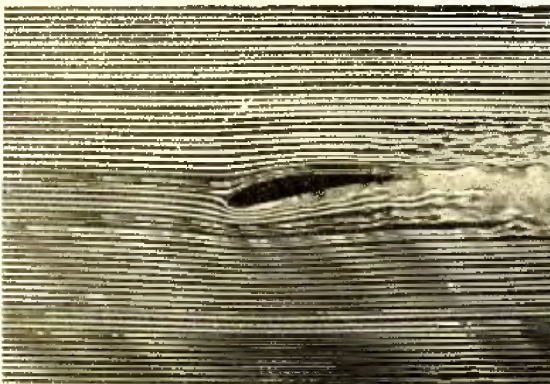


Abb. 11.

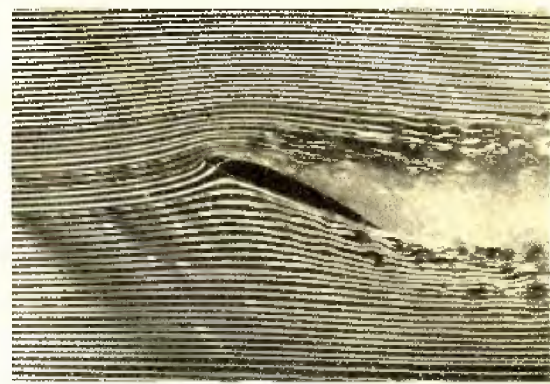


Abb. 15.

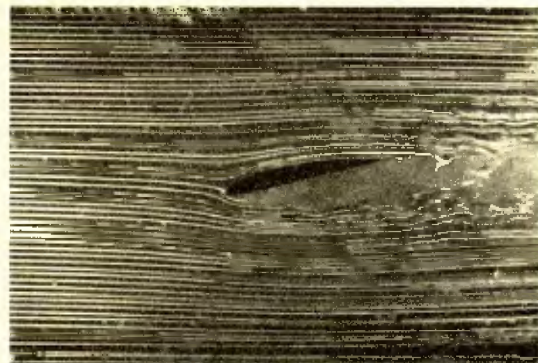


Abb. 12.

Sehr interessant gestaltet sich die Untersuchung von Strömungsvorgängen bei Betätigung von Ruderklappen und Einrichtungen zur Erhöhung des Auftriebs. Die folgenden Abbildungen zeigen hiervon einige Beispiele, wobei das Strömungsbild des Flügels bei größeren Anstellwinkeln mit offenem und geschlossenem Slot bemerkenswert ist. Auch die Wirkung, die das Absaugen der Grenzschicht zur Auftriebserhöhung hervorruft, läßt sich in dem Kanal mit sichtbaren Stromlinien gut verfolgen.

Die Abb. 16 und 17 zeigen die Strömung um ein Flügelprofil mittlerer Dicke bei größeren Anstellwinkeln mit und ohne Absaugung.



Abb. 16.

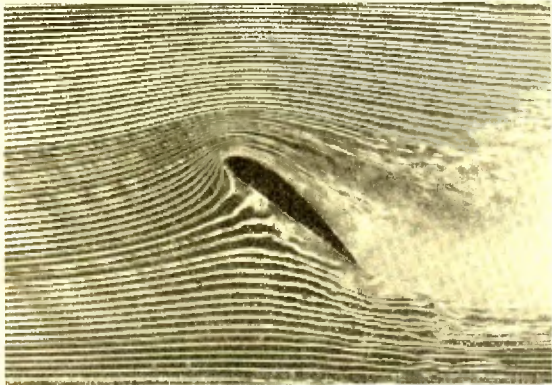


Abb. 17.

Auch räumliche Strömungen lassen sich innerhalb gewisser Grenzen mit Hilfe dieses Rauchkanals darstellen. Abb. 18 zeigt das Wirbelsystem hinter einem geraden Flügel, wie es auch aus der Tragflügeltheorie bekannt ist.

Es lassen sich wohl noch eine ganze Anzahl von Beispielen geben, die interessante Strömungsvorgänge veranschaulichen. Jedoch ist das nicht der Sinn des vorliegenden Aufsatzes, der

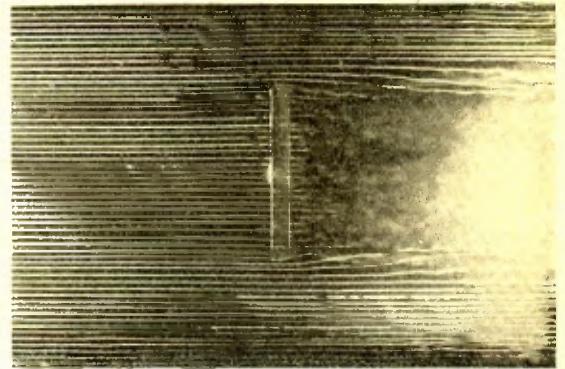


Abb. 18.

dem Leser im wesentlichen erläutern soll, welche Möglichkeiten zur Untersuchung von Strömungsvorgängen mit Hilfe des DFS-Rauchkanals gegeben sind.

Es hat sich an Hand der bisher durchgeführten Versuche gezeigt, daß eine solche Anlage wertvolle Aufschlüsse über die Stromvorgänge liefert und bei Entwicklung neuartiger Vorrichtungen die Möglichkeit bietet, günstige Ausführungsformen zu entwickeln.

Certains Problèmes de l'Economie et de l'Utilisation des Motoplaneurs.

Dipl.-Ing. Wiesław Stępniewski, Lwów Pologne (ITS).

Les notations

Q [kg]	poids total en vol,
S [m ²]	surface portante,
N [CV]	puissance du moteur,
η	rendement d'hélice,
c_{xp}	coefficient de la traînée profilare,
c_{xs}	» » » nuisible,
c_x	» » » du motoplaneur,
c_y	» de la portance,
λ	allongement,
$\frac{Q}{S}$ [kg/m ²]	charge par m ² ,
$c_{xn} = c_{xp} + c_{xs} \cong c_{xmin}$	coefficient de la traînée de calcul,
$\varepsilon = \frac{c_y}{c_x}$	finesse,
v_y [m/s]	vitesse de descente en vol plané,
v_y' [m/s]	» » » sans consideration de la traînée d'hélice,
v [m/s]	» du vol horizontal,
v_{ec} [m/s]	» » » en utilisant minimum d'énergie sur distance donnée,
v_A [m/s]	» d'ascension au sol,
L [m]	distance du vol,
P [kg/m]	l'énergie effective pour vol sur distance L ,
w [m/s]	vitesse du vent.

Au point de vue de l'énergie, on peut diviser les problèmes de l'économie des motoplaneurs en deux groupes:

1. problèmes de l'exploitation optimum de l'énergie de l'atmosphère pour le vol des motoplaneurs et
2. problèmes de l'utilisation optimum de l'énergie du combustible emporté.

Toutefois, en considérant ces problèmes et en déduisant des conclusions pour les constructeurs, il faut constamment comparer ces conclusions avec les critères d'utilisation, il faut toujours prendre en considération que la satisfaction entière aux exigences de l'économie ne restreint pas trop la liberté d'utilisation pratique et la liberté de vol de ces appareils.

Dans l'examen des problèmes susmentionnés nous nous servirons, autant que possible, des méthodes analytiques, car ces méthodes permettent une meilleure analyse de l'influence de différentes quantités et paramètres de construction.

En calculant les performances de la manière normale, on doit se servir de la polaire obtenue par des essais en soufflerie soit sur la maquette de l'appareil, soit sur l'aile, au moins, sur le profil. En tous cas, la base des calculs est la mesure des coefficients de portance et de traînée qui ne sont pas liés par aucune courbe pouvant être exprimée facilement par une formule mathématique dans toute son étendue. Mais si l'on veut se servir de la méthode analytique qui, comme nous avons dit plus haut, est la méthode la plus convenable pour évaluer l'influence des paramètres particuliers de construction, il est nécessaire d'établir une simple relation analytique approchant le mieux la

polaire, au moins dans l'étendue d'utilisation normale des angles d'incidence. Nous avons choisi dans ce but, comme l'équation de la polaire, l'équation de la parabole de la traînée induite, déplacée dans le sens de l'axe positif de la valeur constante (fig. 1)

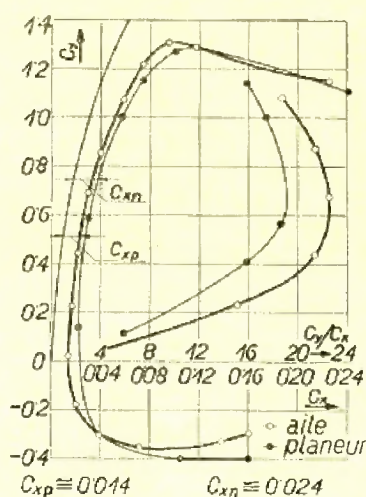


Fig. 1.

$$c_{xn} = c_{xs} + c_{xp} \cong c_{xmin}.$$

L'équation de la parabole remplaçant la polaire sera¹⁾

$$c_x = c_{xn} + \frac{c_y^2}{\pi \lambda} \quad (1)$$

L'équation de la parabole ainsi établie contient des paramètres ayant une signification définie pour le constructeur et parlant à son imagination de construction. L'allongement λ ainsi que $c_{xn} \cong c_{xmin}$ sont des grandeurs bien concevables pour le constructeur et la détermination de leur influence sur les performances et les problèmes d'économie peut et doit lui fournir des indications concrètes.

J'ai choisi comme les autres grandeurs caractéristiques de la discussion de nos problèmes: la charge unitaire de la surface portante $\frac{Q}{S}$ et la puissance effective par unité de la surface portante $\frac{\eta N}{S}$.

Charge par m² est une grandeur bien familière non seulement pour les constructeurs, mais aussi à une partie considérable d'utilisateurs des planeurs et des motoplaneurs. De même la puissance par unité de la surface portante est une grandeur fréquemment employée par les constructeurs, surtout par ceux utilisant des diagrammes logarithmiques dans les calculs des performances.

¹⁾ Schrenck, Lippisch et les autres s'en sont servis d'une méthode pareille dans leurs problèmes de la mécanique du vol.

En se servant de l'équation de la polaire (1) et en employant les grandeurs comme: charge par m² et charge unitaire de la puissance, on peut établir des relations analytiques entre performances et ces grandeurs, et — ce qui est le plus important — discuter l'influence de ces grandeurs sur les performances et les questions d'économie du vol des motoplans.

Vitesse de descente. Il existe la relation bien connue entre la vitesse de descente et la composante horizontale de la vitesse du vol:

$$v_y = \frac{v_x}{\epsilon} \quad (2)$$

où ϵ est la finesse du motoplan en vol plané (c'est-à-dire, compte tenu de la résistance d'hélice) et

$$v_x = \sqrt{\frac{Q}{S} \frac{2g}{\delta} \frac{1}{c_y}}$$

En introduisant c_x de (1) dans (2) nous obtenons

$$v_y = \sqrt{\frac{\pi c_{xn} \lambda + c_y^3}{\pi \lambda c_y \sqrt{c_y}}} \cdot \sqrt{\frac{Q}{S} \frac{2g}{\delta}} \quad (3)$$

et prenant

$$\frac{\partial v_y}{\partial c_y} = \frac{\partial}{\partial c_y} \left(\frac{\pi c_{xn} \lambda + c_y^3}{\pi \lambda c_y \sqrt{c_y}} \sqrt{\frac{Q}{S} \frac{2g}{\delta}} \right) = 0$$

nous trouvons c_y correspondant à la vitesse de descente minimum.

$$c_{y \min} = \sqrt[3]{3 \pi \lambda c_{xn}} \quad (4)$$

Introduisant (4) en (3) nous aurons

$$v_{y \min} = \sqrt{\frac{Q}{S} \frac{2g}{\delta}} \sqrt[4]{\frac{256 c_{xn}}{27 \pi^3 \lambda^3}} \quad (5)$$

et au sol

$$v_{y \min} \approx 3,04 \sqrt{\frac{Q}{S}} \sqrt[4]{\frac{c_{xn}}{\lambda^3}} \quad (5a)$$

L'expression (4) fournit des indications générales relatives à la position sur la polaire de l'étendue de la vitesse minimum de descente ainsi que (5) donne l'influence d'allongement de trainée nuisible et de charge par m² sur la valeur de cette vitesse. Nous y voyons également que l'influence de l'allongement paraissant au cube est supérieure à l'influence des résistances nuisibles et de la trainée profilair, qui sont de première puissance. Nous voyons aussi que l'étendue des vitesses minimum de descente se déplacera vers le haut au fur et à mesure que l'allongement λ et c_{xn} s'augmentent.

En comparant les valeurs calculées de l'expression (4) et de (5) nous constatons pour la plupart des planeurs et motoplans essayés dans la soufflerie, des divergences surtout pour la valeur de c_y correspondant à la vitesse minimum de descente. Cette divergence est due principalement à ce que la trainée de profil augmente considérablement par suite de variations de l'état de la couche limite et la polaire prend la courbure caractérisant les grands angles d'incidence. Il convient donc, dans tous les calculs et dans toutes les considérations sur l'influence des grandeurs de construction sur la vitesse de descente, d'employer comme valeur de comparaison non pas la vitesse de descente minimum, mais la vitesse de descente correspondante à la finesse maximum, car dans ces points les polaires réelles et la parabole de remplacement adoptée par nous ne diffèrent en général, que très peu¹⁾.

¹⁾ Comme conclusion pratique en marge des ces considérations sur la divergence entre $c_{y \min}$ calculé à qui doit correspondre la vitesse minimum de descente et en réalité, on peut constater qu'il est nécessaire, afin d'exploiter toutes les possibilités d'obtenir une petite vitesse de descente, que nous donnent un grand allongement et des faibles résistances nuisibles et trainée profilair, d'éliminer les causes entraînant une augmentation subite de la trainée due au changement de l'état de la couche limite lors de l'écoulement autour des profils.

Parmi les moyens les plus simples, on doit citer les soins qu'il faut appliquer pour obtenir la surface des ailes la plus polie que possible ce qui pour des nombres de Reynolds correspondant aux planeurs et motoplans augmente la portance maximum et réduit la différence aux grands angles d'attaques entre la parabole de remplacement et la polaire.

$$\epsilon = \frac{c_y}{c_x} = \frac{\pi \lambda c_y}{c_{xn} \pi \lambda + c_y^2} \quad (6)$$

en prenant

$$\frac{\partial \epsilon}{\partial c_y} = \frac{\partial}{\partial c_y} \left(\frac{\pi \lambda c_y}{c_{xn} \pi \lambda + c_y^2} \right) = 0$$

nous trouvons

$$c_{y \max} = \sqrt{c_{xn} \pi \lambda} \quad (7)$$

et en introduisant (7) en (6) nous aurons

$$\epsilon_{\max} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi \lambda}{c_{xn}}} \quad (8)$$

et en tenant compte, que $v_y = \frac{v_x}{\epsilon}$, donc $v_{y \max} = \frac{v_{x \max}}{\epsilon_{\max}}$ nous obtenons finalement

$$v_{y \max} = 2 \sqrt{\frac{Q}{S} \frac{2g}{\delta}} \sqrt[4]{\frac{c_{xn}}{\lambda^3}} \quad (9)$$

et au sol

$$v_{y \max} \approx 3,4 \sqrt{\frac{Q}{S}} \sqrt[4]{\frac{c_{xn}}{\lambda^3}} \quad (9a)$$

Nous y voyons que la vitesse de descente à la finesse maximum ne diffère de la vitesse de descente minimum que par une petite différence des valeurs du coefficient fixe. La forme des expressions, donc aussi l'influence de l'allongement et de la grandeur c_{xn} , sont les mêmes.

Pour la représentation graphique de la relation entre la vitesse de descente en vol à la finesse maximum et les grandeurs de construction que nous avons adoptées, nous

traçons $\sqrt[4]{\frac{c_{xn}}{\lambda^3}}$ comme une fonction de c_{xn} pour différentes valeurs de paramètre λ . La vitesse de descente pour une valeurs définie de paramètre $\frac{Q}{S}$ est une fonction linéaire de $\sqrt[4]{\frac{c_{xn}}{\lambda^3}}$. Cette dépendance nous traçons à la coté droite de la figure 2 et nous pouvons trouver la vitesse de descente en vol à la finesse maximum (étant donnés λ ; c_{xn} ; $\frac{Q}{S}$) comme valeur de coordonné du point d'intersection d'une droite parallèle à l'axe horizontal (tracé du point donné par λ et c_{xn}) avec une droite correspondante à une valeur donné $\frac{Q}{S}$.

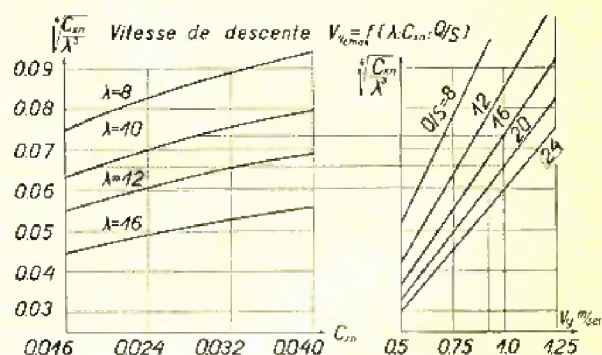


Fig. 2.

Vitesse en vol horizontal. On trouve facilement les relations exprimant l'influence des grandeurs de construction adoptées sur la vitesse du vol horizontal, en partant des relations bien connus

$$75 \eta N = Q \frac{c_x}{c_y} v$$

et prenant valeur c_x de (1) et exprimant c_y en fonction de la vitesse du vol horizontal et de la charge unitaire de la surface portante ($c_y = \frac{2g}{\delta} \frac{Q}{S} \frac{1}{v^2}$) on obtient ainsi l'expression suivante:

$$75 \frac{N}{S} = c_{xn} \frac{\delta}{2g} v^3 + \frac{2g}{\delta} \left(\frac{Q}{S} \right)^2 \quad (10)$$

et près du sol

$$1200 \eta \frac{N}{S} = c_{xn} v^3 + 256 \frac{\left(\frac{Q}{S} \right)^2}{\pi \lambda c_{xn}} \quad (10a)$$

Cette équation indique que la puissance nécessaire au vol horizontal se compose de la puissance nécessaire à surmonter la traînée du profil et es résistances nuisibles:

$c_{xn} \frac{\delta}{2g} v^3$ et de la puissance correspondant à la traînée induite: $\frac{2g}{\delta} \frac{\left(\frac{Q}{S} \right)^2}{\pi \lambda c_{xn}}$.

Nous ne pouvons pas trouver à l'aide des simples opérations algébriques des racines de l'équation (10). Pour discuter l'influence des grandeurs de construction, est plus comode représenter l'équation (10) par la méthode suivante (fig. 3): pour des diverses valeurs des paramètres λ et $\frac{Q}{S}$

nous traçons $\frac{2g}{\delta} \frac{\left(\frac{Q}{S} \right)^2}{\pi \lambda v} = f(v)$. Pour diverses valeurs de c_{xn} nous traçons $\frac{\delta}{2g} c_{xn} v^3 = f(v)$ d'une telle manière, que l'échelle V sera commune.

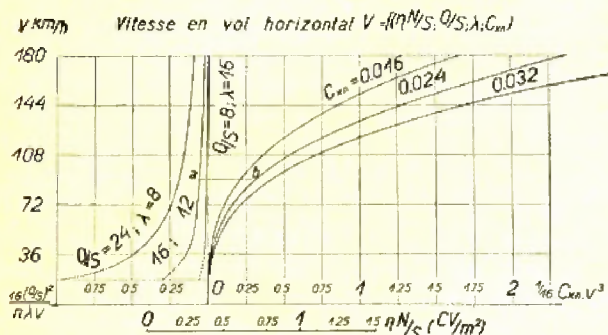


Fig. 3.

La longueur de la tranche entre les points d'intersection de la ligne horizontale (tracée par points correspondant à une vitesse donnée sur l'échelle verticale) et des courbes données au diagramme gauche par λ et $\frac{Q}{S}$, et sur diagramme droit par c_{xn} , représente dans une échelle la valeur de la puissance nécessaire au vol horizontal avec telle vitesse pour motoplaneur caractérisé par des paramètres de constructions $\left(c_{xn}; \lambda; \frac{Q}{S} \right)$. Au contraire, étant donné $\frac{\eta N}{S}$ nous pouvons trouver pour caractéristiques générales définies $\left(c_{xn}; \lambda; \frac{Q}{S} \right)$ vitesse du vol horizontal en mettant les extrémités de la tranche représentant valeur $\frac{\eta N}{S}$ sur courbes $\frac{2g}{\delta} \frac{\left(\frac{Q}{S} \right)^2}{\pi \lambda v} = f(v)$ et $\frac{\delta}{2g} c_{xn} v^3 = f(v)$. Le point d'intersection de la tranche avec l'échelle verticale donne la vitesse cherchée.

L'allure des courbes sur fig. 3 démontre nettement que la valeur des résistances minimum devient décisive dans la question de la vitesse du vol horizontal au fur et à mesure qu'on s'écarte du vol à la puissance minimum.

Le problème du vol le plus économique. Le problème du vol le plus économique, avec moteur en marche peut être défini comme la détermination des critères de la vitesse du vol à laquelle la consommation d'énergie par unité du poids total en vol sur une distance franchie donnée sera minimum.

Admettant que la consommation d'énergie nécessaire pour franchir distance L est P , et que le poids total en vol est Q , nous cherchons une telle vitesse du vol que l'expression $\frac{P}{Q}$ sera minimum.

Par vent nul, ce problème se réduit au banal et bien connu cas du vol à la finesse maximum. L'examen de cette question devient plus intéressant, si l'on admet la présence du vent horizontal. Pour simplifier nous supposons que le vol a lieu dans la couche du vent dont la vitesse est w . Nous allons examiner le cas du vent contraire qui doit fournir les critères relatifs aux vitesses du vol qu'il faut atteindre pour pouvoir franchir, par vent contraire les plus longues distances possibles, avec consommation minimum du combustible.

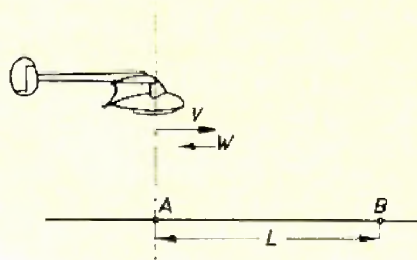


Fig. 4.

En prenant les déterminations de la fig. 4 nous pouvons écrire:

$$dL = (v - w) dt \quad (11)$$

et

$$dP = Q \frac{c_x}{c_y} v dt \quad (12)$$

en exprimant dt de (12) et en mettant dans (11), nous obtenons

$$dP = Q \frac{c_x}{c_y} v \frac{dL}{v - w} \quad (13)$$

Travail nécessaire pour franchir distance L avec vitesse v par vent contraire w sera:

$$P = \int_0^L Q \frac{c_x}{c_y} \frac{v}{v - w} dL.$$

En général à cause de la consommation du combustible $Q = f(L)$, mais pour des motoplaneurs où le poids du combustible ne dépasse 10—12% du poids total, nous pouvons admettre $Q = \text{const}$. Etant donné que $\frac{c_x}{c_y} = \text{const}$, alors et $v = \text{const}$. Ensuit en supposant que aussi $w = \text{const}$, nous obtenons

$$P = Q \frac{c_x}{c_y} \frac{v}{v - w} L \quad (14)$$

ou

$$L = \frac{c_y}{c_x} \frac{v - w}{v} \frac{P}{Q} \quad (15)$$

Nous transformons (14) de la manière suivante: en exprimant $Q \frac{c_x}{c_y} v = 75 \eta N$ de (10) nous obtenons

$$P = S \left(c_{xn} \frac{\delta}{2g} v^3 + \frac{2g}{\delta} \left(\frac{Q}{S} \right)^2 \right) \frac{1}{v - w} L \quad (16)$$

et pour $L = 1$

$$\frac{P'}{Q} = \left(c_{xn} \frac{\delta}{2g} \frac{1}{\left(\frac{Q}{S} \right)} v^3 + \frac{2g}{\delta} \frac{Q}{S} \right) \frac{1}{v - w} \quad (17)$$

et au sol

$$\frac{P'}{Q} = \left(\frac{1}{16} c_{xn} \frac{1}{Q} v^3 + 16 \frac{Q}{\pi \lambda v} \right) \frac{1}{v - w} \quad (17a)$$

Pour trouver la vitesse la plus économique, il faut trouver l'extremum d'expression (17).

$$\frac{\partial \left(\frac{P}{Q} \right)}{\partial v} = \frac{\partial}{\partial v} \left[\left(\frac{\delta}{2g} c_{xn} \frac{1}{Q} v^3 + \frac{2g}{\delta} \frac{Q}{\pi \lambda v} \right) \cdot \frac{1}{v-w} \right] = 0$$

et l'équation pour la vitesse la plus économique sera:

$$\frac{\delta}{2g} \pi \lambda c_{xn} (2v^5 - 3wv^4) = \frac{2g}{\delta} \left(\frac{Q}{S} \right)^2 (v-w) \quad (18)$$

et au sol:

$$\frac{1}{16} \pi \lambda c_{xn} (2v^5 - 3wv^4) = 16 \left(\frac{Q}{S} \right)^2 (v-w) \quad (18a)$$

(au cas du vent arrière le deuxième et dernier termes changent des signes).

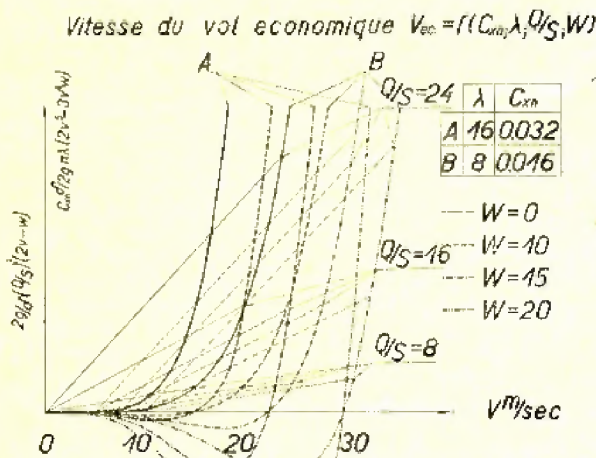


Fig. 5.

Nous ne pouvons pas trouver les racines de l'équation (18) à l'aide des simples opérations algébriques; pour discuter nos problèmes il est plus comode représenter l'équation (18) graphiquement. Cette représentation graphique conduit à une famille des paraboles du cinquième degré par rapport à v ces paraboles changent ses formes à cause du changement des paramètres λ ; c_{xn} ; w , et aux faisceaux des droites dont le cosinus directeur dépend de $\frac{Q}{S}$ et dont le point d'intersection avec l'axe horizontal déplace de zéro à droite, à la moitié de la vitesse du vent contraire. Les points d'intersection des droites et paraboles respectives déterminent les racines de notre équation, donc les plus économiques vitesses du vol horizontal. Fig. 6 représente d'une manière plus comode les vitesses les plus économiques par rapport à la vitesse du vent contraire en tenant compte des caractéristiques générales du motoplaneur.

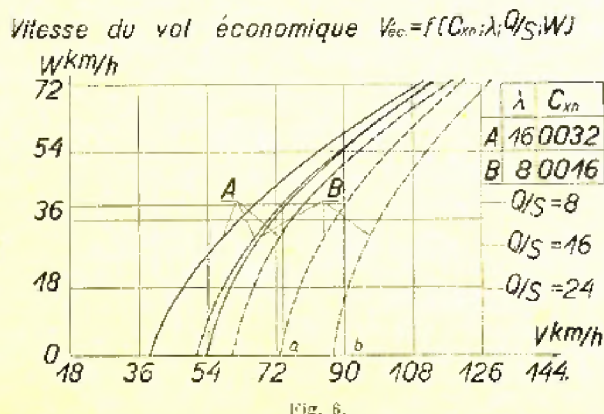


Fig. 6.

Vitesse ascensionnelle au sol. Afin de confronter les conclusions concernant l'influence des grandeurs particulières de construction sur les performances liées aux problèmes de l'économie du vol, il est important de trouver l'influence de ces paramètres sur la vitesse ascensionnelle au sol, la longueur du décollage et la pente de la trajectoire de la montée. Je ne répéterais pas les considérations concernant les deux derniers problèmes que j'ai l'honneur de présenter au Congrès précédent de l'Istus, je me bornerai à l'examen de la vitesse ascensionnelle au sol et à l'angle d'incidence correspondant à la finesse maximum. Le choix de l'angle d'incidence correspondant à la finesse maximum, a été fait pour les mêmes raisons, que le choix comme vitesse de comparaison de la vitesse de descente à la finesse maximum.

On obtient la vitesse ascensionnelle au sol, correspondant à la finesse maximum, en se basant sur le bilan de la puissance, savoir que la puissance effective du moteur est égale à la somme de la puissance nécessaire au vol horizontal et de la puissance utilisable à la montée.

$$75 \eta N = v_{A \max} Q + Q \frac{c_x}{c_y} v$$

d'où

$$v_{A \max} = \frac{75 \eta N}{Q} - v \frac{c_x}{c_y}$$

mais $v \frac{c_x}{c_y} = v'_{y \max}$ (où $v'_{y \max}$ est la vitesse de descente en vol à la finesse maximum sans considération de la traînée supplémentaire d'hélice arrêtée), et en considérant que

pour le vol au sol $v_{y \max} \approx 3,4 \sqrt{\frac{Q}{S}} \sqrt{\frac{c_{xn}}{\lambda^3}}$ (c_{xn} ici est sans considération de la traînée d'hélice arrêtée), nous obtenons

$$v_{A \max} = 75 \eta \frac{N}{Q} - 3,4 \sqrt{\frac{Q}{S}} \sqrt{\frac{c_{xn}}{\lambda^3}} \quad (19)$$

Nous y voyons, que la vitesse ascensionnelle à la finesse maximum est égale à la différence entre la vitesse qui serait atteinte, si la puissance entière du moteur était utilisée dans la montée, et la vitesse de descente à la finesse maximum.

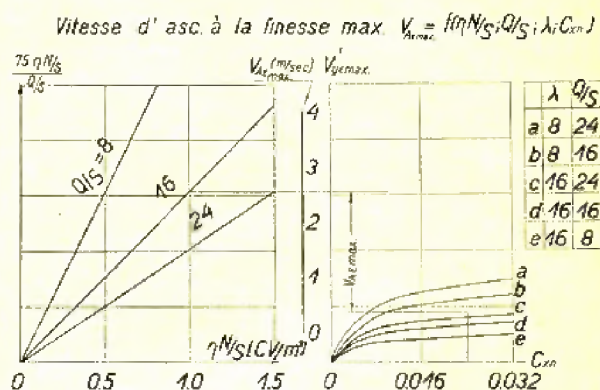


Fig. 7.

À gauche du diagramme 7 pour diverses valeurs du paramètre $\frac{Q}{S}$ nous traçons $\frac{75 \eta N}{Q/S} = f\left(\frac{\eta N}{S}\right)$, c'est à dire des valeurs des vitesses ascensionnelles en considération, que toute la puissance est utilisée pour l'ascension; à droite sont représentés $v'_{y \max} = f(c_{xn})$ pour diverses valeurs des paramètres λ et $\frac{Q}{S}$. La vitesse ascensionnelle au sol nous trouvons comme la différence des ordonnées des points relatifs sur les courbes au diagramme gauche et droite.

Table 1.

Motoplaneur	$\frac{0.65N}{S}$ CV/m ²	G/S kg/m ²	λ	V_{max} km/h	V_A m/sec	V_y m/sec	c_{xn}
BG 15/1	0.78	20	7.8	105	12	18	0.0315
Avia 50	1.08		8.2				
Horten	1.35*	16.4	8.4	150		10	0.015
SFAN 4	1.27	24.2	8.7	115			0.046(3)
SFAN 2	1.00	19.1	8.8	115	123		0.034
BAC	0.56	17.3	9.4				
Bak	0.985	18.9	10.3	110	15	12	0.0315
D-Maikafer#	0.670	18.3	10.8	95			0.039
ITS-8	0.690	17.2	11.0	115	13	0.9	0.0262
SS-2	0.595	15.8	12.4	102	10		0.0186
ITS-8w	1.000	18.6	12.5				
Avia 60	0.900	18.1	12.5				
Bley M-Kondor	0.715	21.6	14.0	90	0.9	12	0.042

* $\eta = 0.72$

Les relations entre les performances et les grandeurs de construction étant établies, on peut procéder à la discussion détaillée des problèmes qui nous intéressent.

En comparant différents motoplaneurs déjà construits (table 1) et au cours de voler, nous voyons que les allongements sont compris dans les limites $\lambda = 7,8$ à $\lambda = 14$, les charges par m² $\frac{Q}{S} = 16,4 - 24,2$, et les charges unitaires de la puissance, calculées en admettant pour tous les appareils un rendement de l'hélice égal $\eta = 0,65$, oscillent de $\frac{\eta N}{S} = 0,585$ à $\frac{\eta N}{S} = 1,35$ (exceptionnellement). Dans le but statistique, on a calculé aussi les valeurs c_{xn} (résultant des relations établies) en se basant sur la vitesse maximum et la puissance maximum du moteur pour un rendement de l'hélice égal à 0,65.

Il existe la bien connue définition officielle des motoplaneurs établie par l'Istus et approuvée par la F. A. I. Toutefois, je suis d'avis que, s'il s'agissait d'une définition moins officielle, mais exprimant mieux l'essentiel des motoplaneurs, on doit la formuler comme suit:

1. La vitesse de descente moteur coupé, doit permettre d'utiliser les courants d'air ascendants fréquemment rencontrés; elle ne doit donc pas être supérieure à 1—1,2 m/s.

2. L'énergie du combustible doit être utilisée en vol avec moteur en marche de la manière la plus économique possible. La vitesse de croisière ne doit donc être inférieure à la vitesse du vol économique aussi en cas du vent contraire qu'on peut souvent rencontrer, c'est à dire $w = 30-40$ km/h.

3. Il doit exister la possibilité, en tout cas de besoin, d'avoir recours à l'énergie du combustible, c'est à dire la mise en marche du moteur en vol doit être possible.

4. La vitesse de croisière, outre les conditions d'économie, ainsi que la longueur du décollage, et la vitesse ascensionnelle au sol doivent être telles que la liberté du vol ne sera pas trop gênée (mais il semble que $v_{cl} \geq 1,3$ m/s et $v_{max} \geq 160$ km/h remplissent ces conditions).

Je crois utile que les motoplaneurs conservent la possibilité d'atterrir sur la béquille, ce qui a rendu des services si grands aux planeurs en raison d'indépendance du terrain d'atterrissage.

Il me semble, que l'idée de motoplaneurisme ainsi conçu constitue le développement naturel et logique de l'idée de l'aviation sans moteur, en permettant d'utiliser complètement toutes les expériences de l'aviation sans moteur accumulées dans la domaine de la possibilité d'utilisation de l'énergie de l'atmosphère au vol et en élargissant considérablement ces possibilités par l'emploi du moteur. Il est vrai que l'emploi du décollage remorqué par automobile, treuil et, particulièrement avion, a rendu l'aviation sans moteur plus indépendante du terrain, mais toutes ces méthodes d'application de l'énergie mécanique au planeur n'ont lieu qu'au décollage.

De plus en égard à la nécessité de disposer d'un terrain plus grand et d'un groupe organisé d'hommes, ces méthodes gênent considérablement la liberté du vol des planeurs, ce qui est la condition indispensable d'une pleine possibilité d'utilisation de l'énergie de l'atmosphère.

Les vitesses de descente moteur coupé d'un nombre considérable d'appareils dits aujourd'hui motoplaneurs, dépassent largement les vitesses que l'on peut admettre comme valeur maxima pour les planeurs d'entraînement. Ce phénomène est probablement dû à ce que les constructeurs n'ont pas payé assez d'attention à obtenir des appareils de race, en admettant des traînées de profil et des résistances nuisibles trop grandes. Ces résistances augmentées encore par la résistance de l'hélice calée ont pour conséquence que les vitesses de descente d'un nombre considérable des motoplaneurs, sont trop élevées, bien que leurs allongements et charge par m² ne diffèrent trop des mêmes caractéristiques des planeurs d'entraînement. D'autre part, l'obtention des vitesses de descente très petites par l'emploi des grands allongements plus élevés, charge par m² plus petite (danger en vol par l'air agité) ou par d'autres moyens augmentant les frais de construction, ne semble pas être justifiée et doit être considérée comme une autre extrême exagérée; un moteur qu'on peut mettre en marche à chaque instant réduit notablement la nécessité d'utiliser au vol des courants ascendants très faibles.

Nous voyons du diagramme 2 que si l'on veut d'obtenir des vitesses de descente avec l'hélice calée de l'ordre raisonnable pour un motoplaneur, et si l'on emploie les allongements $\lambda = 10 - 12$ les charges par m² doivent être $Q/S = 16-20$ kg/m² et la somme des traînées de profil et des résistances nuisibles, autrement $c_{xn} = \sim c_{x_{min}}$, doit être compris entre $c_{xn} = 0,024-0,032$ (sans considération de la traînée de l'hélice calée). En se basant sur les valeurs des allongements pratiquement admissibles au point de vue de construction, sur les charges au m² et en tenant compte des résistances minima actuellement possibles à obtenir, nous voyons que si nous voulons avoir les vitesses maxima en vol horizontal de l'ordre $v_{max} = 100-130$ km/h les charges de la puissance doivent être comprises dans les limites $\frac{\eta N}{S} = 0,6 - 1 \frac{CV}{m^2}$.

Quant à la question d'emploi des charges de la puissance par surface portante je suis d'avis qu'on ne doit pas aller trop loin pour ne pas obtenir (en ayant une assez faible charge par m²) des trop petits C_y en vol à la vitesse maximum, à moins que la charge au m² plus élevée ne rende possible le vol à plus grands C_y . Le danger du vol à C_y trop petits réside dans l'air agité où les rafales verticales plus ou moins violentes, peuvent entraîner une surcharge dangereuse du motoplaneur, ou au moins des remous très désagréables.

Si l'on considérait comme critère unique de la vitesse maximum la possibilité du vol économique par vent contraire de l'ordre 30—40 km/h, alors des charges de la puissance ne dépassant pas $\frac{\eta N}{S} = 0,4 - 0,5 \frac{CV}{m^2}$ suffiraient complètement pour toute l'étendue des possibilités des motoplaneurs (d'après notre définition). Toutefois, ces vitesses quoique fondées au point de vue d'économie, peuvent être considérées trop petites même par un touriste aérien passionné, dans le cas où l'on envisageait l'emploi du moto-

planeur comme un moyen de communication. Pour cette raison les vitesses max. et de croisière de presque la totalité de motoplaneurs sont bien supérieures aux vitesses économiques. Ça augmente la vitesse de parcours, mais ne permet pas d'utiliser complètement l'énergie du combustible. Ainsi par exemple la vitesse économique du motoplaneur ITS-8, même en vol par vent contraire d'une vitesse $w = 10$ m/s, doit être $v_{ec} \cong 85$ km/h, donc aussi sa vitesse de croisière doit posséder une valeur pareille. En réalité, la vitesse de croisière est $v = 105$ km/h, ce qui augmente la consommation de l'énergie nécessaire au transport de l'unité du poids total sur une distance donnée de l'ordre de 49%.

Outre le critère d'utilisation relatif aux vitesses du vol horizontal possibles à atteindre, il est important de se rendre compte que si la valeur $\frac{\eta N}{S}$ en égard de la vitesse ascensionnelle au sol soit suffisante. Si l'on admet que la valeur minimum de la vitesse ascensionnelle doit être $v_{ar, \max} \geq 1,2 - 1,5$ m/s et en considérant charge par m^2 et allongement déjà fixés, nous voyons que la puissance par m^2 doit être de l'ordre $\frac{\eta N}{S} = 0,7 - 1 \frac{CV}{m^2}$.

En terminant, je me permet de présenter les résultats de quelques études sur les motoplaneurs en Pologne:

L'Institut de la Technique de l'Aviation sans Moteur (ITS), en cherchant à réaliser pratiquement l'idée de motoplaneurisme, a projeté et construit le motoplaneur expérimental ITS-8 avec le moteur Köller 18 CV. Les essais en vol ont jusqu'ici donnés les résultats approximatifs suivant:

Vitesse max.	115 km/h.
» de croisière	105 »
» de descente moteur coupé . . .	0,9 m/s.
» ascensionnelle au sol	1,3 »

En construction on a cherché en général à conserver la forme la plus pure possible d'un planeur. On a donc cherché

à réduire au minimum les résistances, par le carénage soigné et l'élaboration aérodynamique de tous les éléments, le moteur inclus, ainsi que par un fini soigneux des surfaces extérieures du motoplaneur. Les résultats ont prouvé l'utilité du travail soigneux de finissage. La vitesse de l'appareil soigneusement poli et muni de toutes les carènes dépassait de 20 km/h environ celle de l'appareil seulement celloné sans carènes et c. t.

On a cherché d'obtenir des qualités de vol pareilles à celles d'un planeur et on a conservé les possibilités de toute sorte de décollage de planeur — au sandow, au treuil, et à l'avion. Pour faciliter le décollage on se sert d'une petite roue escamotable en vol. On peut atterrir aussi sur la héquelle que sur la roue.

On travaille actuellement sur l'évolution de ce motoplaneur.

Parmi les autres motoplaneurs réalisés en Pologne qui suivent également les principes généraux de la possibilité d'une large utilisation au vol des courants ascendants de l'atmosphère, on doit citer le motoplaneur Bak (Taon) de M. Kocjan, muni aussi d'un moteur Köller, et dont la silhouette ressemble plus à celle d'un avion de faible puissance. Les résultats obtenus au cours des vols d'essais sont les suivants:

Vitesse max.	110 km/h.
» de croisière	100 »
» de descente moteur coupé . . .	1,2 m/s.
» de l'ascension au sol	1,5 »

J'ai cherché à vous exposer dans mes considérations théoriques ainsi que dans les exemples des réalisations pratiques, ici cités, que le travaux sur les motoplaneurs en Pologne sont dirigés au point de vue d'économie très poussée. On considère que le motoplaneur doit être un appareil pouvant pleinement utiliser l'énergie de l'atmosphère, tout en gardant les qualités qui le qualifient comme moyen de tourisme aérien et de petit transport.

Die Entwicklung der deutschen Leistungssegelflugzeuge.

Von Hans Jacobs, Darmstadt.

Wenn ich heute über die Entwicklung der deutschen Leistungssegelflugzeuge sprechen möchte, tue ich dies in der Annahme, daß gerade im Rahmen der Istus für dieses Thema Interesse vorliegt, da ja in den letzten vier, fünf Jahren in vielen Staaten eine sehr intensive, erfolgreiche eigene Entwicklung von Leistungssegelflugzeugen eingesetzt hat.

Aufgabe meines Vortrages soll es sein, einen Überblick über die Entwicklung der Leistungssegelflugzeuge zu geben, und in dem gestellten engen Rahmen soll versucht werden, die wesentlichen Leistungssegelflugzeuge zu zeigen, die seit dem Anfang der Segelfliegerei entstanden sind und Einfluß auf die später entwickelten Flugzeuge gehabt haben. Weiter sollen die heute als modern geltenden Leistungssegelflugzeuge, die ja in ihren Konstruktionsgedanken auf die Anfangsentwicklung zurückgeführt werden können, näher beschrieben werden.

Würde man vom heutigen Standpunkt die Entwicklung der Leistungssegelflugzeuge betrachten, die seit dem Anfang der Segelfliegerei Jahr für Jahr entstanden sind, so würde man dieser schwerlich gerecht werden. Von wesentlichem Einfluß auf die heutigen Segelflugzeuge waren drei Flugzeuggruppen, und zwar die Flugzeuge von Klemperer, Aachen, die Segelflugzeuge von der Akaflieg der Techn. Hochschule Hannover und die Segelflugzeuge der Akaflieg Darmstadt, hieran schließen sich später Flugzeuge der Münchener Akaflieg, der akademischen Fliegergruppe Breslau usw. Später nahmen zwei größere Richtungen, neben denen die Darmstädter Entwicklung weiterlief, auf die Segelflugzeugkonstruktion maßgebenden Einfluß an und zwar die Konstruktion der Rhön-Rossitten-Gesellschaft bzw. heute der Deutschen Forschungsanstalt für Segelflug und außerdem die Konstruktionen von Wolf Hirth. Es wird nicht möglich sein, entweder nach Jahren oder rein nach der Entwicklung fortlaufend die Entstehung und Bedeutung der einzelnen Muster zu schildern, da der Stoff zu sehr miteinander verbunden ist.

Gezeigt werden sollen alle Segelflugzeuge, welche in der Entwicklung Besonderheiten oder neue Wege zeigen. Aufgabe kann es nicht sein, sämtliche Flugzeuge, die einmal konstruiert und gebaut worden sind, aufzuzählen.

Man muß nicht annehmen, daß die Flugzeuge von Anfang der Segelfliegerei, mit denen die ersten großen Leistungen der damaligen Zeit geflogen wurden, in unserem heutigen Sinne Leistungssegelflugzeuge waren. Für die heutigen Begriffe würden die damaligen Leistungssegelflugzeuge als Übungssegelflugzeuge anzusehen sein.

Eine Konstruktionsrichtung, die am Anfang der Segelfliegerei von großer Bedeutung schien, war die der flügelgesteuerten Flugzeuge, d. h. die übliche Steuerung des Flügelanstellwinkels über ein Höhenleitwerk sollte durch direkte Anstellwinkeländerung des Flügels ersetzt werden, um dadurch möglichst kurzzeitige und plötzliche Anstellwinkeländerungen hervorrufen zu können. Der hier zugrunde liegende Gedanke ist der, unter Auswertung des seinerzeit viel besprochenen »Knoller-Betz-Effektes« den

dynamischen Segelflug zu ermöglichen. Die Konstruktionen in dieser Richtung schlossen sich jedoch im übrigen eng an die gleichzeitig entwickelten normalgesteuerten Segelflugzeuge an, so daß sie für die Entwicklung des heutigen Leistungssegelflugzeugs ohne historische Bedeutung sind.

Als das erste Segelflugzeug, aus dem die Entwicklung der Leistungssegelflugzeuge herzuleiten ist, kann der »Schwarze Teufel« von Klemperer, Aachen, der Flugwissenschaftlichen Vereinigung angesehen werden, welches 1920 unter Klemperer als Sieger aus dem ersten Rhönwettbewerb mit einem Entfernungsflug von 1,8 km hervorging. Es ist das erste Segelflugzeug mit einem dreiholmigen, freitragenden Flügel und einer Spannweite von 9,5 m. Auffällig ist die Tiefdeckerbauweise und die Anordnung von zwei verkleideten Kufenträgern. Der Bau dieses Flugzeugs ist außerordentlich leicht. Es fanden noch weitgehend, außer den heute üblichen Baustoffen, Pappe und Bambus Verwendung. Das spezifische Flügengewicht betrug für dieses Flugzeug 1,6 kg/m², eine Zahl, die mit unseren heutigen Festigkeits- und Steifigkeitsforderungen unerreichbar erscheint.

Der nächste Wettbewerb 1921 bringt nach dem »Schwarzen Teufel« als Weiterentwicklung die »Blaue Maus« von derselben Gruppe. Die Änderungen gegenüber dem »Schwarzen Teufel« sind gering. Der Führer, der bei dem »Schwarzen Teufel« sehr weit aus dem Rumpf herauschaute und hiermit eine einwandfreie Strömung störte, wurde tiefer angeordnet. Das Rüstgewicht wurde von 65 kg auf 53 kg gesenkt. Mit der »Blauen Maus« stellte Klemperer den ersten Segelflugaufrekorde von 13 min auf.

Im gleichen Jahr 1921 erscheint der »Vampyr«, der mit einem Schlag dem Leistungssegelflugzeug den Entwicklungsweg zeigte und zwar in aerodynamischer wie auch konstruktiver Richtung. Von dem Gedanken ausgehend, ein Flugzeug mit möglichst geringer Sinkgeschwindigkeit zu schaffen, wurde geringer Luftwiderstand angestrebt. Die sonst üblichen Doppeldecker, verspannten Flugzeuge, Bootsmaschinen oder ähnliche Bauweisen wurden verlassen; es entstand, vielleicht angeregt durch den »Schwarzen Teufel«, ein freitragender Hochdecker von 12,6 m Spannweite, bei dem der Führer unter dem Flügel sitzt. Der Führerraumabschnitt wird durch ein Leder verkleidet, so daß nur noch der Führerkopf im Luftstrom liegt.

Von großer Bedeutung war weiter für die Entwicklungsmöglichkeiten des Segelflugzeuges die beim »Vampyr« erstmalig gezeigte einholmige Flügelbauweise mit drehsteifer sperrholzbeplanter Flügelnase, so daß hiermit der Weg gewiesen wurde, leichte Flügel von großer Spannweite mit genügender Steifigkeit gegen Drehung und Biegung zu entwerfen und auszuführen. Wie groß die Bedeutung dieser Bauweise ist, kann man aus der Tatsache ersehen, daß fast sämtliche heute fliegenden Leistungssegelflugzeuge noch einholmige Flügel mit drehsteifer Sperrholznase aufweisen.

Die Quersteuerung des Flugzeuges wurde mittels Querruder erzielt. Der Flügel ist dreiteilig, eine Bauweise, die durch Montage- und Transportgründe einerseits und durch statische Gründe andererseits bedingt und für lange Zeit

im Segelflugzeugbau vorherrschend war. Der Flügel ist auf dem Rumpf an drei Punkten gelagert und gegen Flügel-drehlandungen noch durch kurze Streben zwischen Rumpf und Flügelhauptholm abgestrebt. Der Rumpf ist eckig mit typisch stark heruntergezogener Rumpfschnauze, eine Formgebung, wie sie später noch bei vielen Segelflugzeugen wiederkehrte. Ursprünglich wurden diese Formen gewählt aus aerodynamischen Rücksichten, und heute wird der Rumpf nach vorne mehr abfallend entworfen, da sich so eine Verbesserung der Sicht ergibt. Für die Landung des »Vampyr« waren drei drehbar gelagerte Lederbälle vorgesehen und halbe Bälle an den Flügelaußenenden, um diese bei Landungen zu schützen. Diese Bälle waren widerstandsmäßig auch ein Fortschritt gegenüber den Fahrgestellen mit Rädern oder doppelten Kufen, wie sie z. B. der »Schwarze Teufel« zeigte. Man glaubte Doppelkufe bzw. auch zwei Lederbälle od. ähnl. aus Landungsgründen nicht aufgeben zu können, bis dieses Vorurteil durch Flugzeuge mit zentraler Kufe beseitigt wurde.

Dieser bahnbrechende Entwurf stammt von Prof. Made- lung und wurde in Zusammenarbeit mit Blume, Henze und Martens in der Akaflieg der Techn. Hochschule, Hannover, durchkonstruiert. Wie beachtlich die Konstruktion war, zeigte schon der Wettbewerb 1921, in dem das Flugzeug unter Führung von Martens, außer einem 7,5-km-Flug Wasserkuppe—Hilders, eine Reihe von Flügen über 2 min durchführen konnte. Im Wettbewerb 1922, an welchem der »Vampyr« nach Durchführung einiger Änderungen wieder teilnahm, wurde unter Martens der berühmte Einstundenflug, und unter Henze der Flug von 3 h 10 min durchgeführt, die ersten ganz großen Segelflüge. Schon 1921 hatte der »Vampyr« auf die in den nächsten Jahren erscheinenden Segelflugzeuge als Vorbild gewirkt. Jedoch davon später. Ein Beispiel, wie stark der »Vampyr« als das Flugzeug galt, zeigt folgende kleine Geschichte:

Espenlaub, der in so vielen alten Rhöngeschichten die Hauptrolle spielte, brauchte für ein neues Flugzeug unbedingt das Profil vom »Vampyr«, welches jedoch von den Konstrukteuren dieses Flugzeuges streng geheim gehalten wurde. Espe holte sich das Profil bei Nacht und Nebel. Er kroch mit einer Sperrholzplatte und Bleistift bewaffnet in das betreffende Zelt und fertigte sich von dem Profil eine genaue Schablone an. Als Lippisch, der damals als Konstrukteur bei Weltensegler arbeitete, dann für ein Segelflugzeug verschiedene Profile aufriß und sich mit Espe darüber unterhielt, meinte dieser nach einigem Zögern: ach, das ist ja alles nichts, sehen Sie sich dieses Profil an und holte die verborgen gehaltene Sperrholzplatte hervor.

Als Weiterentwicklung der Hannoveraner kam nach dem »Vampyr« der »Greif« heraus. Wahrscheinlich wäre der »Greif« wieder ein guter Schritt vorwärts gewesen, da ein runder Rumpf, geringerer Rumpfquerschnitt, zwei Bälle als Landehilfe in einer Ebene auf eine wesentliche Verbesserung der aerodynamischen Eigenschaften schließen lassen, jedoch wird sich die Änderung der Führerkopf-anordnung in einem Ausschnitt in der Flügelnase als sehr leistungsverschlechternd ausgewirkt haben, da hier die Strömung am Mittelflügel bei Erreichen höherer Auftriebswerte abreißen mußte.

Eine kühne Konstruktion des Jahres 1922 verdient im Anschluß an den »Vampyr« erwähnt zu werden, da sie erstmalig eine freitragende Spannweite von 17 m zur Ausführung bringt, eine Konstruktion von Espenlaub-Balsholz, die sicher vielen Konstrukteuren den Mut gab, sich an noch größere Spannweiten zu wagen, wie dieses dann auch bald die Konstruktion »Konsul« der Darmstädter 1923 zeigte. Als konstruktive Tat ist die »E 3« als Markstein der Segelflugzeuggeschichte zu werten, da sie die vom »Vampyr« gezeigte Richtung verfolgte, durch größere Spannweite und Vermeiden von schädlichen Widerständen, wie Streben, Verspannung oder ähnl., bessere Leistungen zu erzielen.

Mit den Flugzeugen »Edith« und »Geheimrat« kam die Akaflieg Darmstadt im Jahre 1922 in die Rhön. Mit diesen

Flugzeugen begann eine Entwicklung von Segelflugzeugen in der Akaflieg Darmstadt, die lange Zeit in der Konstruktion von Leistungssegelflugzeugen führend waren.

Das Segelflugzeug »Edith« ist ein einfach aufgebauter verstreuter Hochdecker, mit zweiteiliger, zweiholmiger Fläche, viereckiger Rumpf mit oben aufgesetzter Schneide, die den Flügelzusammenschluß trägt. Die »Edith« zeigte in ihrem Aufbau schon die Merkmale, aus denen von Lippisch und Stamer über die »Bremen« das billige und in den Jahren 1926 bis 1930 viel geflogene Übungssegelflugzeug »Prüfling« für den Gruppennachbau entwickelt wurde.

Der »Geheimrat« zeigte die Beeinflussung durch den »Vampyr«, jedoch ist er unter die flügelgesteuerten Flugzeuge zu rechnen. Hervorzuheben ist ein Flug unter Hackmack von 1½ h und einer Startüberhöhung von 320 m. Für die Entwicklung wesentliche Gesichtspunkte zeigte dieses Flugzeug nicht.

Die schon früher erwähnte Darmstädter Konstruktion »Konsul«, ein freitragendes Leistungssegelflugzeug von 18,7 m Spannweite, die im Wettbewerb 1923 herauskam, zeigte dann alle Merkmale unserer heutigen Leistungssegelflugzeuge, große Spannweite, runden Rumpf, normale Steuerung, gute Führerunterbringung usw. Im nächsten Jahre 1924 kam von Schatzky, der der Akaflieg Darmstadt angehörte, mit der für den mittelhessischen Luftfahrtverein konstruierten »Roemryke Berge« heraus, mit der Nehring die ersten großen Streckenflüge durchführte.

In den Jahren 1924 bis 1925 wurde die Idee des Segelflugzeuges und insbesondere die Konstruktion in Wort und Schrift heiß unkämpft. Man sah mit den Segelflugzeugen »Konsul«, »Roemryke Berge« usw. die Entwicklung als abgeschlossen und glaubte nicht mehr an wesentliche Leistungssteigerung durch Weiterentwicklung der vorhandenen Segelflugzeuge. Diese Ansichten sind in gewisser Beziehung richtig gewesen. Mit den vorhandenen Flugzeugen wären, wenn man von den teilweise noch recht mangelhaften Flugeigenschaften absieht, Flugleistungen möglich gewesen, wie sie mit unseren heutigen normalen Leistungssegelflugzeugen durchgeführt werden. Es fehlten aber klare Erkenntnisse über weitere Segelmöglichkeiten unter Ausnutzung sämtlicher Energiequellen des Luftmeeres. Auch die Flugzeugführer kamen durch die Hangfliegerei über Dauerflüge und gestreckte Gleitflüge nach vorheriger Startüberhöhung nicht mehr hinaus. So sollten durch technische Wettbewerbe neue Konstruktionswege angeregt werden, die eine Erhöhung der Segelflugleistung bringen sollte.

Aus dem Bedürfnis, neue Wege für den Segelflug zu suchen, wurde der Rhön-Rossitten-Gesellschaft im Jahre 1925 ein Forschungsinstitut angegliedert, dessen Hauptaufgabe die Erforschung des Luftmeeres mit neuen Energiequellen für den Segelflug und die Entwicklung neuer Segelflugzeugmuster sein sollte.

Das Jahr 1926 brachte einen großen Umschwung und damit den Beginn einer neuen stürmischen Aufwärtsbewegung des Segelfluges, und zwar sind hier von ausschlaggebender Bedeutung die fliegerischen Leistungen von Nehring auf »Roemryke Berge« und von Max Kegel auf »Kegel« gewesen. Es ist erforderlich, auf diese beiden Flüge näher einzugehen, da sie mit der Entwicklung der Leistungssegelflugzeuge eng zusammenhängen. Sie zeigten ganz eindeutig, daß die schon vielfach als hoffnungslos angesehene Entwicklung richtig war, daß mit den vorhandenen Segelflugzeugen noch größere Leistungen möglich wären, bei richtiger Ausnutzung von Hang- und sonstigen Aufwinden.

Der Flug von Kegel im Gewitter von der Wasserkuppe nach Gompertzhausen (55 km) ließ die kräftigen und noch unerforschten Aufwindströmungen in der Atmosphäre unabhängig vom Gebirge erkennen.

Der Flug von Nehring von der Wasserkuppe zu der 5,5 km entfernten Milseburg mit Rückkehr zur Wasserkuppe war eine Ganzleistung fliegerischen Könnens, und bewies auch hier, daß außer dem Können des Flugzeugführers das bisher entwickelte Segelfluggerät den gestellten Aufgaben leistungsgemäß genügte.

Nehring baute dann in den nächsten Jahren die Hangfliegerei zu einer besonderen Wissenschaft aus, die vielen unserer heutigen Segelflieger nur noch dem Hörensagen nach bekannt ist. Der Streckenflug wurde von 60 km (1927) auf 70 km (1928) mit der »Darmstadt« verbessert. Diese Flüge, mit reinem Hangwind durchgeführt, wurden durch gründliches Studium des Geländes, jedes Hügels bei verschiedenen möglichen Windrichtungen, das gegenseitige Abschirmen von Hängen, gefährlichen Leegebieten usw. für jeden Kilometer durchgearbeitet und festgelegt.

Nach dieser kurzen mehr fliegerischen Betrachtung des Leistungssegelfluges soll wieder auf die technische Entwicklung zurückgegangen werden, da, wie schon oben erwähnt, gerade durch diese fliegerischen Leistungen eine intensive Entwicklungstätigkeit bei den verschiedenen Stellen einsetzte. Hoffmann von der Akaflieg Darmstadt brachte im Jahre 1926 die »Westpreußen« heraus, die in der Entwicklungsrichtung der Darmstädter Schule »Konsul« und »Roemryke Berge« liegt. Ein Hochdecker mit einer freitragenden dreiteiligen Fläche von 16 m Spannweite. Die »Westpreußen« wurde in Deutschland an verschiedenen Stellen nach den Zeichnungen nachgebaut. Einige dieser Flugzeuge wurden noch bis in die Jahre 1933 bis 1934 geflogen. Die erste »Westpreußen« wurde für Ferdinand Schulz gebaut.

Im Jahre 1927 kam dann die »Darmstadt I« als freitragendes Segelflugzeug von 16 m Spannweite mit ausgezeichnete Leistung heraus, die von der Akaflieg Darmstadt konstruiert wurde. Mit diesem Flugzeug konnte Nehring unter anderem 1927 seinen Streckenflug-Weltrekord von 61 km und 1928 von 71 km, in reinem Hangaufwind geflogen, aufstellen.

Bei normaler Flächenbelastung von 12 kg/m² wurde die »Darmstadt« im wesentlichen auf guten Gleitwinkel bei guter Sinkgeschwindigkeit gezeichnet. Das in den Vordergrundstellen des guten Gleitwinkels war eine Forderung, die sich damals aus der Hangsegelei ergab. Von Hang zu Hang mußten aufwindlose oder auch Abwindgebiete überbrückt werden, wobei weniger die Sinkgeschwindigkeit maßgebend war, als der beste Gleitwinkel. Im Gegensatz zu der »Darmstadt« kam dann aus der gleichen Schule 1932 das »Windspiel« heraus, das unter ganz anderen Gesichtspunkten entworfen wurde, als die Darmstadt. Doch davon später.

Aus der »Darmstadt I« wurde dann die »Darmstadt II« entwickelt und durch Vergrößerung der Spannweite von 16 auf 19 m die Leistung noch verbessert.

Mit dem Jahre 1928 setzte, ausgehend vom Forschungsinstitut der RRG, eine neue Entwicklungsreihe von Segelflugzeugkonstruktionen ein. Der Segelflug war durch die letzten beiden Jahre 1926 bis 1927 durch die Erfolge in der Rhön und die Erfolge der Gleit- und Segelflugschulung stark verbreitet worden. Durch das Forschungsinstitut wurden die Zeichnungen für Anfänger- und Übungsflugzeuge seit dem Jahre 1926 abgegeben, und es wurde ein dringendes Bedürfnis, ein billiges und einfach zu bauendes Leistungssegelflugzeug für den Nachbau in den Gruppen zu haben und diesen Flugzeugtyp einem größeren Kreise von Gruppen zugänglich zu machen, da ja nicht alle Gruppen über erfahrene Konstrukteure verfügten. Aus diesen Erwägungen heraus entstand der »Professor«, ein mit einem V-Stiel abgestrebter Hochdecker mit zweiteiliger Fläche, einholmig mit drehsteifer Flügelnahe. Der Rumpf hatte sechseckigen Querschnitt. Von Lippisch, der den Entwurf ausführte, wurde Wert auf einen möglichst klaren und einfachen Aufbau gelegt, so daß Gruppen, die ein Anfänger- und Übungsflugzeug gebaut hatten, ohne besondere Schwierigkeiten einen solchen Bau durchführen konnten. Auffällig ist für die damalige Zeit der lange Rumpf, durch den angenehme Höhenrudereigenschaften erzielt werden.

Die Frage der Nachbauflugzeuge wurde in den folgenden Jahren umstritten. Viele sahen in dem Leistungssegelflugzeugbau nach Zeichnungen das Ende der allgemeinen Konstruktionsfreudigkeit in der Segelflughbewegung. Unsere Segelflughbewegung wäre jedoch ohne die Nachbauzeichnungen für Segelflugzeuge jeder Art nie in eine solche

Breite gewachsen. Gewiß sind durch den Verkauf preiswerter Zeichnungen eine Reihe neuer Konstruktionen unterblieben, doch die wesentlichen Stellen, die die Erfahrungen und die ausreichende Vorbildung hatten, haben weiter konstruiert. Es unterblieben in der Hauptsache die Laienkonstruktionen, die nur in seltenen Fällen zu einem Erfolg geführt haben. Es sind weiter auch andererseits, angeregt durch die von den verschiedensten Seiten herauskommenen Konstruktionsunterlagen, neue Flugzeuge entstanden.

Mit »Professor« und »Rhöngeist« bewies Kronfeld sein fliegerisches Können und die Leistungsfähigkeit dieser neuen Flugzeugmuster im Rhönwettbewerb 1928. Mit dem »Rhöngeist« schaffte Kronfeld den ersten 100-km-Flug am Teutoburger Wald.

Aus dem »Professor« wurde dann von Lippisch die »Wien« entwickelt, die in jeder Beziehung aerodynamisch gegenüber dem »Professor« verfeinert wurde; aus 16 m wurden 19 m Spannweite und das Seitenverhältnis von 1:14 auf 1:20 erhöht. Als Profil: G6 549 mit verdickter Nase und etwas stärker gewölbt. Der Rumpf wurde rund und im Querschnitt möglichst klein gehalten, um weitestgehend Widerstand zu vermeiden. Es wurde auf geringe Sinkgeschwindigkeit hingearbeitet, geringe Flächenbelastung, da auch noch geringste Aufwinde zum Segeln ausgenutzt werden sollten. Daß diese Eigenschaften erreicht wurden, zeigte sich auch eindeutig im nächsten Wettbewerb. Kronfeld konnte mit der »Wien« noch fliegen, wenn viele bereits landen mußten. Kronfeld erhöhte dann mit dem gleichen Flugzeug den Streckenrekord von 100 auf 150 km.

Vom reinen Hangflug wurde jetzt auch die Verbindung zum Wolkenflug hergestellt. Kronfeld nutzte zum erstenmal diese Möglichkeiten aus, die schon im Jahre 1925 von Prof. Georgii als vorhanden angesehen wurden und auch durch systematische Wolkenflüge mit Motorflugzeugen durch die RRG erforscht wurden. Die Erweiterung der Segelflugmöglichkeiten stellte jetzt auch größere Anforderungen an die Instrumentierung der Segelflugzeuge. Bisher wurde im wesentlichen mit Geschwindigkeitsmesser und Höhenmesser geflogen. Jetzt kamen Kompaß und Variometer hinzu und bald ergab sich aus dem Wolkenflug die Notwendigkeit, Blindfluggeräte einzubauen. Kronfeld war der erste, der im Wettbewerb 1928 ein Variometer mitführte.

Nach der Beschreibung des Segelflugzeugmusters »Wien« muß nochmals auf das Jahr 1927 zurückgegriffen werden. Die Münchener Akaflieg kam mit ihrem ersten Leistungssegelflugzeug heraus, welches noch einen, besonders in der Rumpfformgebung starken Vampyrcharakter zeigt. Neu ist am »Münchner Kindl« die Flügelbauweise, und zwar wurde die sperrholzbeplante drehsteife Flügelnahe, die noch mit Längsstegen ausgesteift wurde, zur Aufnahme der Biegekräfte herangezogen. Der aus Außenhaut und Stegen bestehende dünnwandige Kastenholm nimmt nun Biegung und Verdrehung gleichzeitig auf, während sonst bei Holm und Flügelnasen jede dieser Beanspruchungen im wesentlichen getrennt durch Holm und Sperrholznahe laufen muß. Bei geschickter Ausdimensionierung dieser Bauweise kann im Flügelgewicht durch die bessere Ausnutzung des Baustoffes Gewicht erspart werden. Das »Münchner Kindl« hatte eine Spannweite von 15 m.

Als eine Weiterentwicklung des »Münchner Kindl« kann der im Jahre 1928 herausgekommene »Kakadu« angesehen werden. Ähnlich wie beim »Münchner Kindl« wurden die Biege- und Torsionskräfte durch die mit Stegen versteifte Flügelnahe aufgenommen. Der freitragende Flügel von 19,2 m wurde erstmalig für eine derartig große freitragende Spannweite zweiteilig ausgeführt. Vorteile liegen in der einfachen Montage und Demontage und im einfachen Aufbau, da man ja gegenüber der dreiteiligen Bauweise einen Satz Hauptholm- und einen Satz Querruderleitungsbeschläge weniger benötigt. Die im Jahre 1928 am Rhönwettbewerb teilnehmende Maschine hatte einen ungewöhnlich dicken und auch kurzen Rumpf, so daß Flugeigenschaften und Flugeleistungen nicht befriedigten. Für das nächste Jahr

wurde ein schlanker und längerer Rumpf konstruiert, der insbesondere die Leistungen erheblich verbesserte. Am »Kakadu« wurde auch erstmalig das von Lippisch entwickelte Profil Gö 652 verwandt, welches über einige Jahre durch seine guten Messungsergebnisse als das Segelflugprofil galt, wenn die Konstruktion im wesentlichen auf Erzielung einer kleinen Sinkgeschwindigkeit abgestellt wurde.

Im Herbst 1930 befand sich die von Kupper Akaflieg, München, entworfene »Austria« im Bau, die aber erst in den Jahren 1931 bis 1932 unter Kronfeld zum Einsatz kam. Dieses Flugzeug stellte in seinen Abmessungen ein Extrem dar. Ohne besondere Rücksicht auf Kurvenwendigkeit und gute Handlichkeit des Flugzeugs sollte ein Minimum an Sinkgeschwindigkeit bei sehr gutem Gleitwinkel erzielt werden. Die gestellten Aufgaben sind leistungsmäßig mit diesem Entwurf sicher erreicht worden, doch im Jahre 1932 bei einem Wolkenflug verlor die »Austria« beide Flügelaußenenden, wahrscheinlich durch Flügelschwingungen, und wurde bei dem Absturz restlos zerstört. Die Wendigkeitsforderungen und die in den Wolken auftretenden Beanspruchungen werden, abgesehen von den unverhältnismäßig hohen Unkosten, ein derartiges Flugzeug wohl kaum für die Leistungssegelfliegerei als eine brauchbare und rentable Lösung anzusehen gestatten. Als Profil wurde in dem freitragenden, vierteiligen Flügel durchweg Gö 652 verwandt. Für den Schnellflug wurden die über die gesamte Hinterkante laufenden Querruder (insgesamt 6 Ruder) vom Führer, unabhängig vom Knüppel, durch einen seitlich angeordneten Hebel trimmbar ausgeführt. Und damit aus dem stark gewölbten Profil für den Schnellflug die Wölbung verkleinert.

Der Rumpf zeigte eine sehr markante Ausführung. Der Führer ist in einer Art Boot untergebracht, während das Tragwerk hoch auf einem Hals sitzt, der aus dem Boot herauswächst. Durch diese Art der Konstruktion wurde für die große Spannweite der genügende Bodenabstand für die Flügelaußenenden und eine geringe Rumpfoberfläche erzielt.

Aus dem Rumpfhals wächst wiederum ein dreh- und biegungssteifes Rohr heraus, welches das Höhenleitwerk und das Doppelseitenruder trägt. Die Seitenruder können normal für Kursänderungen gebraucht, aber auch für Gleitwinkelverschlechterungen gegenläufig ausgetreten werden, so daß sie als Bremsen wirken. Weiter ist hervorzuheben die praktische Ausführung der Flügelzusammenschlüsse, die alle automatisch ohne Verkleidung oder Klappen durch kleine Bohrungen mittels Vierkantschlüssel von der Flügelunterseite an dem jeweiligen Flügelstoß bedient werden können. Die Fläche ist vollkommen glatt bis auf die auf der Unterseite herausstehenden kleinen Querruderantriebshebel und zugehörigen Stoßstangen.

Nach der »Wien« kam dann im Jahre 1930 der »Fafnir«. Dieses Flugzeug zeigte ein vollkommen neues Gesicht. Lippisch schwebte bei dem Entwurf neben vielem anderen eine besonders gute aerodynamische Verbindung zwischen Rumpf und Flügel vor. Ein Gedanke, der beim »Fafnir« noch nicht zu vollkommener Zufriedenheit ausfiel. Diese fand erst am »Fafnir II« die zufriedenstellende Lösung. Der »Fafnir« ist ein freitragendes Flugzeug, Schulterdecker mit einer Spannweite von 19 m, der Flügel ist in der Vorderansicht nicht geradlinig oder mit Y-Form ausgeführt worden, sondern zeigt einen mövenähnlichen Knick, wie ihn in früheren Jahren in anderer Form schwanzlose Konstruktionen von Wenk zeigten. Der Flügelnick wurde gewählt, um dem Flugzeug eine gute Kursstabilität und den Flügelnenden genügend Bodenfreiheit zu geben. Der starke Trapezflügel wurde aus Gründen guter Querstabilität im Langsamflug außen geschränkt. Am Rumpfanschluß wurde das Profil Gö 652 am Flügelnick auf das bewährte Segelflugprofil Gö 535 und nach außen auf ein Clark-Y-Profil gestrakt. In der drehsteifen Nase wurden vor dem Hauptholm noch ein Stützholm eingezogen, um eine möglichst große Biegesteifigkeit des Flügels zu erreichen.

Der Führer ist zum erstenmal vollkommen im Rumpf untergebracht. Der Kopf ist durch eine rüsselartige Verkleidung, die in den Flügelzusammenstoß hineinwächst, gegen Hagelschlag geschützt. Die erste Form dieser Verkleidung, die rund in das Flügelmittelstück eingeführt ist, bewährte sich nicht, da durch die seitlichen Schaulöcher in der Kopfverkleidung und die ungünstige Flügelausrundung im Mittelflügel die Strömung abriß. Durch eine Änderung, wie sie die Abbildung zeigt, wurde dann dieser Fehler vollkommen behoben. Unter vielen anderen Flügen, die Groenhoff mit dem »Fafnir« durchführte, soll hier nur der Frontenflug von München nach Kaden (270 km) erwähnt werden, der lange Zeit Weltsreckenrekord war und erst im Jahre 1934 von Dittmar mit »Fafnir II« auf 375 km verbessert wurde.

Wie der Rumpf der »Wien« von Kronfeld, war der Rumpf des »Fafnir I«, um mit einem möglichst kleinen Rumpfquerschnitt auszukommen, Groenhoff angemessen worden. Der »Fafnir« wurde nach dem Absturz von Groenhoff umgebaut, doch verlor er mit dieser Änderung sein charakteristisches Aussehen, welches stark an ein vorsintfluthches Tier erinnerte.

Zu erwähnen ist noch, daß bei den Flugzeugen »Professor«, »Wien« und »Fafnir« der lange Rumpf auffällt, der deshalb gewählt wurde, um die Flugeigenschaften um die Quer- und Hochachse für den Piloten angenehm zu gestalten.

Als weitere Konstruktion des Jahres 1930 erscheint die »MS II« von Mayer, Aachen. Die Aachener hielten bei diesem Neuentwurf den bei der »MS I«, einem Übungssegler, beschrittenen Weg bei, mit einfachen Mitteln ein Flugzeug mit guten Leistungen zu schaffen. Mit den beiden Flugzeugen »MS I« und »MS II« trafen die Aachener nach einer langen Pause wieder aktiv in die Entwicklung der Segelflugzeuge ein.

Der Flügelbau der »MS II« zeigte keine neuen Gesichtspunkte. Der Rumpf ist im Aufbau möglichst einfach gehalten. Er ist eckig, mit Längsurten, die durch Diagonalen und Stege zu einem Fachwerk zusammengeschlossen wurden. Das Rumpffende ist mit Stoff bespannt. Höhen- und Seitenleitwerk, beide mit Flossen, sind ungewöhnlich groß. Mayer wollte durch die Gestaltung der Ruder möglichst gute Stabilitäten für den Wolkenflug erzielen. Es gelang Mayer im Jahre 1932 mit diesem Flugzeugmuster eine Reihe sehr wertvoller Wolkenflüge, die er im Geradeausflug (Wolkenbänke) bzw. Wolkenstraßen oder im Kurvenflug nach oben durchstieß. Er schaffte diese Flüge, ohne besondere Schwierigkeiten zu haben.

Mit den Flügen von Mayer, deren Gelingen von ihm besonders auf die guten Stabilitätseigenschaften des Flugzeugs zurückgeführt wurden, tauchte auch zum erstenmal das Problem auf, Wolkenflug mit Höhenruder ohne Flosse (Pendelruder) oder Ruder mit Flosse, große oder kleine Längsstabilität. Für den Konstrukteur ist das Pendelruder angenehmer, weniger Gewicht, einfacher Aufbau und billig. Ruder mit Flosse hat gegenüber den eben aufgeführten Vorteilen nur Nachteile. Die Entscheidung in dieser Frage wird der Flugzeugführer haben, wenn er durch viele systematische Wolkenflüge mit beiden Ruderarten Vor- und Nachteile erkennt.

Die einfache Rumpfbauweise der »MS II« hat sich in Holzausführung in den weiteren Jahren nicht durchsetzen können, da kleine Beschädigungen einer Diagonalen, Verleimung, Ausknicken durch örtliche Beanspruchung eines Gliedes den Rumpf flugunsicher macht. Erst mit Stahlrohr konnte diese Art der aufgelösten Rumpfbauweise für das Segelflugzeug Eingang finden.

Das Jahr 1930 steht noch leistungsfiegerisch gesehen im Zeichen der Fronten- und Gewitterflüge. Der eigentliche, uns heute so selbstverständliche Thermikflug mit fast vollständiger Loslösung vom Hang und Gebirge ist nur in Ansätzen vorhanden. Kronfeld fliegt unter anderem mit der »Wien« von der Wasserkuppe nach Marktedwitz im Gewitter und Anfliegen von Gebirgen (164,8 km).

Bei einer ähnlichen Sturmwetterlage wie im Wettbewerb 1932 segeln 1930 gleichzeitig 17 Flugzeuge am Westhang. Eines geht zu Bruch. Im Jahre 1923 gingen von 6 fliegenden Flugzeugen 5 zu Bruch. Viele Flügelbrüche. Sicher ist das fliegerische Können der Führer erheblich besser, doch auch das Fluggerät ist in den Jahren erheblich weiter entwickelt worden. Dies gilt besonders für die Detailkonstruktion, die auf den Erfahrungen der langen Jahre aufbaute. Aber auch aus den Erfahrungen der Rhönwettbewerbe kristallisierten sich die Mindestforderungen an die Festigkeit der Segelflugzeuge heraus, die von der Technischen Kommission der Rhönwettbewerbe in den Richtlinien für den Bau von Segelflugzeugen zusammengefaßt und herausgegeben wurden, die dann später die Grundlage für unsere heutigen Bauvorschriften geworden sind. In diesem Zusammenhang muß kurz auf die «Toko», die von den Anfängen der Rhönwettbewerbe bis zum Jahre 1933 in allen Wettbewerben die technische Prüfung des Segelfluggerätes durchführte, erwähnt werden. Sie setzte sich im wesentlichen aus den Männern zusammen, die seit langen Jahren die technische Entwicklung verfolgt haben, und aus Männern, die selbst auf konstruktivem und aerodynamischem Gebiet aktiv gearbeitet haben. Es bleibt das Verdienst dieser Einrichtung, daß sich von Jahr zu Jahr, von Wettbewerb zu Wettbewerb der Bauzustand der Leistungssegelflugzeuge, die im Gruppenselbstbau entstanden waren, verbesserte. Weiter entwickelte sich aus dieser Technischen Kommission die Bauprüferorganisation, die, heute über das ganze Reich verteilt, ehrenamtlich den Bau und Wartungszustand der Gleit- und Segelflugzeuge prüft.

Die Segelflugbewegung umfaßte immer größere Kreise. 1931 wird der Schleppsegelflug mit Motorflugzeugen erprobt und eingeführt. Damit wird der Leistungssegelflug unabhängig vom Rhönwettbewerb. In ganz Deutschland können Leistungsflüge durchgeführt werden; durch den Hindenburgpokal für die beste segelfliegerische Leistung, verbunden mit neuen wissenschaftlichen Erkenntnissen, ergab sich weiter der Ansporn, das ganze Jahr zu fliegen und jede sich bietende segelfliegerische Gelegenheit auszunutzen. Otto Fuchs fliegt nach Flugzeugschlepp mit Thermik von Berlin nach Frankfurt/Oder, Groenhoff fliegt nach Flugzeugschlepp von München nach Kaden (270), Groenhoff, Hirth und Kronfeld fliegen nach Flugzeugschlepp im Wettbewerb stundenlang mit thermischem Aufwind. Hirth fliegt bei wolkenlosem Himmel und fast Windstille von der Wasserkuppe nach Brühl (193 km).

Warum diese Aufzählung? Der Flugzeugschlepp eröffnete viele neue Möglichkeiten. Gruppen, die kein Gelände für Segelflug haben, können Leistungsflüge machen. Es werden billige Übungs- und Leistungssegelflugzeuge für den Nachbau und Kauf benötigt. Die nächsten Jahre bringen dann viele Flugzeugmuster, für die der oberste Gesichtspunkt «einfach und billig» war. Gewiß unterblieb durch die Schaffung vieler Nachbautypen die Konstruktionstätigkeit an vielen Stellen, wie dies ja auch schon bei dem Flugzeugmuster «Professor» bereits erwähnt wurde. Doch ohne diese billigen Nachbauflugzeuge, wie «Grunau Baby», «Rhönbussard», «Alexander der Kleine», «Rhönadler», «Condor» usw. wäre die heutige Breite des Leistungssegelflugzeugs nicht erreicht worden, wie dies ja auch besonders eindrucklich die Jahre 1933 bis 1935 zeigten.

Der Flugzeugbau Kassel, erst unter Leitung von Kegel, dann von Fischer, brachte die Flugzeuge «Kassel 20» und «Kassel 25» heraus. Beide Flugzeuge wurden für eine billige Serienherstellung entworfen. Es konnten weitgehend Teile von der einen Type für die andere ohne Änderung verwendet werden. Die beiden Flugzeugmuster unterschieden sich nur in bezug auf ihre Flügel, die wechselweise verwendet werden konnten.

Das Jahr 1931 brachte dann den «Alex den Kleinen», ein von Thoenes, der aus der Münchener Akaflieg stammte, konstruiertes kleines, leichtes Schulleistungsflugzeug. Ein treitragender Hochdecker von 14 m Spannweite mit fast rechteckigem Flügelgrundriß. «Alex der Kleine» war eine

ausgesprochene Schwachwindmaschine mit guten Flugeigenschaften und Leistungen, die auch im Gruppennachbau in vielen Exemplaren hergestellt wurde.

Auch das Jahr 1932 ist reich an Neuentwicklungen. Es stehen jedoch neben der Forschungsentwicklung des «Windspiels» der Akaflieg Darmstadt die Konstruktionen für den Gruppennachbau im Vordergrund. Dieses Jahr bringt das Übungssegelflugzeug «Grunau Baby I», welches in Zusammenarbeit des Flugzeugbau Schneider mit Wolf Hirth entstand, und besonders als Weiterentwicklung des «Grunau Baby II», welches auch für die Durchführung kleiner Leistungssegelflüge eingesetzt wurde und wird.

Zwei Flugzeugmuster, die bei den Gruppen für den Nachbau und Leistungsbetrieb gerne eingesetzt wurden und heute noch werden, sind der «Rhönadler» und der «Condor», die beide der Wasserkuppenschule entstammen. Beide Flugzeugmuster zeigen keine neuen wesentlichen Gesichtspunkte, haben aber bei einfacher Konstruktion und mittlerer Spannweite gute Leistungen und gute Flugeigenschaften.

Der «Rhönadler» sollte neben guten Leistungen besonders billig und einfach in der Herstellung sein. Sämtliche Komplikationen, die eine Verteuerung gebracht hätten, wurden bewußt weggelassen. Daß diese Aufgabenstellung erreicht wurde, zeigt der Preis dieses Flugzeugmodells, der heute noch unter M. 2000,— liegt. Der «Rhönadler» ist ein Hochdecker mit zweiteiligem Flügel, die geradlinig stark trapezförmig nach außen verjüngt sind, mit sehr großem Querruder. Als Profil kam ein abgeändertes Gö 652 mit geringer Wölbung zur Verwendung.

Für Forschungszwecke wurde das Leistungssegelflugboot «Seedler» entworfen, welches außer dem reinen Forschungszweck auch bei Gruppen Verwendung finden kann, die keinen geeigneten Flugplatz, aber einen größeren See in der Nähe haben oder an brandungsfreien Steilküsten bei Start und Landung auf dem Wasser für Segelflug selbst im Gebirgs- und thermischen Aufwind eingesetzt werden kann. Da Landungen auch auf dem Boden durchgeführt werden können, ist ein normaler Flugbetrieb mit diesem Flugzeug auf einem Flugplatz oder Hang möglich.

Für den «Seedler» wurden die Flügel vom «Rhönadler» mit einigen Änderungen übernommen. Der Rumpf wurde flugbootartig ausgebildet, die genügende Querstabilität wurde durch außen im Knick angeordnete Stützwimmer erzielt. Auf die Konstruktion des «Seedlers» soll hier nicht näher eingegangen werden. Er wurde nur der Vollständigkeit halber erwähnt.

Im gleichen Jahre wurde von Dipl.-Ing. Krämer und Heini Dittmar der «Condor»-Entwurf durchgeführt. Er ist ein Hochdecker mit starkem Flügelknick, einholmiger Bauweise mit drehsteifer Nase und die Flügel mit V-Strebe zum Rumpf abgefangen. Zur Vereinfachung des Entwurfs und der Konstruktion wurde der Rumpf und das Leitwerk des «Fafnir» übernommen. Im Jahre 1935 wurde der «Condor II» vom Technikum Weimar weiterentwickelt. Der gesamte Aufbau blieb der gleiche. Für den Flügel wurde ein dünneres und geringer gewölbttes Profil verwendet, um den Gleitwinkel und die Sinkgeschwindigkeit bei höheren Fluggeschwindigkeiten zu verbessern.

Mit dem «Windspiel» schuf die Akaflieg Darmstadt ein ganz leichtes Leistungssegelflugzeug. Aufgabe dieses Flugzeugs war es, kleinste Aufwindenergien auszunutzen. Hierzu ist größte Wendigkeit einerseits und geringste Sinkgeschwindigkeit andererseits notwendig. Mit einem derartigen Flugzeug kann man anders ausgedrückt an Thermiktagen früher anfangen und auch später aufhören zu segeln oder auch an Tagen mit sehr zerrissener Thermik, in der Flugzeuge mit größerer Spannweite sich nicht mehr halten können, durch größte Wendigkeit noch kleinsten Aufwindfeldern Aufwindenergien entnehmen. Ein weiterer Gesichtspunkt des kleinen, leichten Flugzeugs ist die Möglichkeit, sofort jede Böe zu spüren, da der Pilot bei den 60 kg, die das «Windspiel» wog, schwerer als das Flugzeug ist und so jede Beschleunigung leicht gefühlt wird. Der Führer hat mehr als bei jedem anderen Flugzeug den Eindruck des Fliegens, während sonst

durch die große Masse des Flugzeugs der Führer mehr das Gefühl bekommt, er wird geflogen. Der Eindruck der obigen Betrachtung: man fliegt bzw. man wird geflogen, wurde immer durch die Piloten Fischer und Hanna Reitsch hervorgehoben.

Diese Betrachtungen über das »Windspiel«, ein Flugzeug mit kleiner Spannweite und geringem Gewicht, könnte den Eindruck erwecken, daß die gesamte Segelflugzeugentwicklung auf dem falschen Kurs läge. Wie immer bei allen technischen Dingen kann auch hier mit einem Fluggerät nicht für alle Wetterlagen und den hieraus ergebenden Aufgaben ein Flugzeug die Bestlösung darstellen. Für die gestellten Aufgaben, Ausnützung geringster Aufwindenergien, zerrissener Thermik usw. wird die kleine leichte Maschine überlegen sein, jedoch bei Wetterlagen, wo normale Aufwindenergien, Windthermik, Fronten usw. vorhanden sind, kommt das Flugzeug mit der großen Spannweite und damit dem besseren Gleitwinkel und Geschwindigkeitsbereich bei gleichen Bedingungen weiter als das kleinspannweitige Flugzeug, wie dies auch in vielen Fällen die Ergebnisse der Rhönwettbewerbe gezeigt haben. Außerdem kommt hinzu, daß das extrem leicht gebaute, kleinspannweitige Flugzeug wesentlich teurer wird, als Flugzeuge von mittlerer und größerer Spannweite. Dieses ist ein wichtiger Gesichtspunkt für die Verwendung in größeren Kreisen.

Der kleine Hochdecker mit einer Spannweite von 12 m und einem ungeteilten trapezförmigen Flügel, Spindelform mit geschlossener Führerkopfverkleidung mit normaler Festigkeit wurde mit einem Gewicht von 63 kg hergestellt. Dies allein ist außer den guten fliegerischen Eigenschaften, die das Flugzeug zeigte, ein kleines Meisterwerk. Es würde hier zu weit führen, über alle die Gedanken und Arbeiten zu berichten, die in Verbindung mit dem »Windspiel« auftraten und durchgeführt wurden. Es müssen einige kurze Hinweise auf das wesentliche dieser Konstruktion genügen. An dem einholmigen Flügel mit drehsteifer Nase sind Querruder auf der ganzen Hinterkante des Flügels angeordnet, die auf Langsam- und Schnellflug vom Führer während des Fluges getrimmt werden können. Das Seitenruder hat zur Erhöhung der Wirksamkeit eine drehbare Flosse, so daß bei Seitenruderausschlag diese mit verdreht wird und ein gewölbtes Profil entsteht. Der Pilot Fischer führte mit dem »Windspiel« eine Reihe beachtlicher Flüge durch, die die Leistungsfähigkeit dieses Modells unter Beweis stellten.

Im Zusammenhang mit dieser kleinspannweitigen Maschine ist es noch interessant, darauf hinzuweisen, daß immer wieder in den Jahren 1930 bis 1932 die Frage der Spannweitenbeschränkung diskutiert wurde, und zwar wollte man die Segelflugzeuge in Klassen unterteilen, um einerseits die Entwicklung der kleinspannweitigen Flugzeuge zu fördern und andererseits zu verhindern, daß Segelflugzeuge mit immer größeren Spannweiten, wie dies auch die »Austria« zeigte, entwickelt wurden. Die Frage der Klasseneinteilung der Segelflugzeuge nach der Spannweite ist dann durch die fliegerische Entwicklung überholt worden, da sich besonders durch das Thermiksegeln zeigte, daß die Segelflugzeuge mit größten Spannweiten die erforderliche Wendigkeit verlieren und damit die Entwicklung auf Flugzeuge mit mittleren Spannweiten von 16 m und max. 19 m beschränkt bleiben wird. Dies schließt jedoch nicht aus, daß für besondere Aufgaben und Forschungszwecke auch in Zukunft noch Segelflugzeuge mit wesentlich größeren Spannweiten entworfen und gebaut werden.

Wie der »Rhönadler« wurde auch der »Rhönbussard« für den Gruppennachbau und Serienbau von Hans Jacobs als kleines billiges Segelflugzeug entworfen und konstruiert. Maßgebend waren bei dem Entwurf, bei kleiner Spannweite noch ausreichende Leistungen bei sehr guter Wendigkeit zu ermöglichen. Der Aufbau des »Rhönbussard« ist normal. Als kleines Leistungssegelflugzeug hat er sich gut bewährt und ist bei günstigen Wetterlagen auch für Fernflüge von über 300 km mit Erfolg eingesetzt worden.

Wolf Hirth, durch seine vielen hervorragenden Leistungsegelflüge bekannt, brachte in Zusammenarbeit mit Dr.

Wenk im Jahre 1933 das »Moazagotl« heraus. Durch sehr stark ausgeprägten Flügelknick, leichte Pfeilform und nach hinten gezogene Querruder erhält das »Moazagotl« ein sehr charakteristisches Aussehen, welches bei der späteren Weiterentwicklung »Minimoa« beibehalten wurde. Der starke Knick, die Pfeilform des Flügels und der erforderliche Schränkungssprung im Bereich des Knickes durch die zunehmende Flügeltiefe geben eine feste Kurvenlage, gute Kurs- und Längsstabilität, Eigenschaften, die besonders für den Blindflug wichtig und wertvoll sind. Der Flügel mit einer Spannweite von 20 m in zweiteiliger Ausführung, einholmig mit drehsteifer Flügelnase ist mit einer Strebe abgelenkt. Die Drehkräfte werden durch ein kräftiges Schulterstück und einen Stützholm, der weich aus dem Hauptholm herausläuft, am Rumpf abgesetzt. Um die Flügelbelastung und damit die Reisegeschwindigkeit bei Streckenflügen zu erhöhen, konnte ein während des Fluges abwerfbarer Wasserballast mitgeführt werden, eine Maßnahme, die auch später bei vielen Segelflugzeugen angewandt wurde, da bei bestimmten Wetterlagen eine geringe Vergrößerung der Sinkgeschwindigkeit in Kauf genommen werden kann, während sich eine wesentliche Verbesserung der Reisegeschwindigkeit und Sinkgeschwindigkeit bei höheren Geschwindigkeiten ergibt. Aus dem »Moazagotl« wurde dann, wie schon oben erwähnt, 1935 bis 1936 für die Serienherstellung im Flugzeugbau Schempp die »Minimoa« entwickelt, auf die später noch eingegangen wird.

Der »Fafnir II« oder »Sao Paulo« ist die Weiterentwicklung des »Fafnir I«. Für den Entwurf einer günstigen Rumpfflügelverbindung vom »Fafnir I« wurde Muttray, Göttingen, angeregt, Untersuchungen und Messungen für günstige Flügelrumpfübergänge im Windkanal durchzuführen. Unter Zugrundelegung dieser Messungen führte Lippisch, DFS, den Neuentwurf des »Fafnir II« durch. Der Flügel wächst harmonisch aus dem Rumpf heraus. Der Rumpf wurde zu einem Teil des Flügels ausgebildet. Sämtliche Längsschnitte durch den Rumpf haben Profilform und wurden Schnitt für Schnitt gerechnet, so daß für die Auftriebsverteilung im Bereich des Rumpfes kein Abfall des Auftriebs gegenüber dem Flügel eintritt. Aus der Abbildung sind einige Flügelschnitte und die sich anschließenden Schnitte durch den Rumpf gezeigt. Wie schon der »Fafnir I« hat auch der »Fafnir II« durch diesen vollkommen neuen Entwurfsgedanken ein ganz besonderes Aussehen. Kurz zusammengefaßt sollen sämtliche Teile, die wie der Rumpf für die Unterbringung des Führers ein notwendiges, aber widerstandserzeugendes Bauglied sind, zur Auftriebszeugung mit herangezogen werden, denn die ideale Lösung würde ja mit dem vollkommenen Verschwinden des Rumpfes im Flügel erreicht werden.

Wie der »Fafnir I« hat die »Sao Paulo« einen freitragenden Flügel mit schwachem Knick und einholmiger Bauweise, mit drehsteifer Nase. Die Flügel wurden an einem Mittelstück, das aus dem Rumpf herauswächst, angeschlossen. Gleich bei einem der ersten Flüge im Jahre 1934 flog Heini Dittmar den damaligen Streckenweltrekord von 375 km.

Nach dem Rhönwettbewerb 1934, der eine Reihe größerer Streckenflüge bei Windthermik brachte, unter denen von Dittmar mit dem »Fafnir II« der damalige Streckenrekord aufgestellt wurde, zeigte sich deutlich der Wert eines schnellen Flugzeugs für diese besondere Wetterlage. Aus dem »Rhönbussard« wurde der »Rhönsperber« entwickelt, da sich der »Bussard« durch eine Reihe guter Streckenflüge besonders für diese Wetterlage als recht geeignet erwiesen hatte. Aus dem Hochdecker »Rhönbussard« wurde ein zweiteiliger Mitteldecker mit etwas vergrößerter Spannweite mit gleichen Flügelquerschnitten u. ähnl. Grundrißform. Die bei Mitteldeckern bisher übliche Bauweise mit einem festen Mittelstück am Rumpf, an das die Flügel beiderseitig angeschlossen werden, wurde verlassen. Der Hauptholm wird durch die Rumpfwand gesteckt und die beiden aus dem Flügel herausschauenden Hauptholmstumel in der Mitte des Rumpfes zusammengeschlossen. Die

Flügeldrehkräfte werden über dem Hinterholm an den Rumpfen abgesetzt. Diese Bauweise bringt erhebliche Gewichtersparnis, da die Hälfte der sonst erforderlichen Hauptbeschläge und größere Verbandskonstruktionen im Rumpf gespart werden. Bei dem »Rhönsperber«, der wie der »Rhönadler« und »Rhönbussard« für den Serienbau entworfen wurde, wurde auf die Ausgestaltung des Führerraumes besonderer Wert gelegt: verstellbarer Führersitz, verstellbare Fußhebel, sämtliche Steuerungsteile und Seile liegen unter einem festen Tretboden.

Zur Erhöhung der Sinkgeschwindigkeit für die Landung wurden bei dem »Rhönsperber« zum erstenmal bei Segelflugzeugen Störklappen auf der Flächenoberseite angeordnet, die in einem größeren Bereich des Flügels den Auftrieb vernichten. Die gewählte Anordnung ist in der Herstellung billig und sehr gut wirksam.

Der »Sperber« hat sich als billiges Leistungssegelflugzeug recht gut bewährt. Als gute Leistungsflüge können der 500-km-Flug von Heinemann und der Höhenflug von 6000 m von Steinig erwähnt werden.

Anschließend an die Störklappen des »Sperbers«, die heute in die verschiedensten Segelflugzeugmuster eingebaut sind, sollen noch die von der DFS entwickelten Luftbremsen beschrieben werden.

Zu dem Leistungssegelflug gehört der Wolkenflug, da häufig nur mit diesem alle Möglichkeiten ausgeschöpft werden können.

Unsere Leistungssegelflugzeuge sind aerodynamisch sehr hochwertig und könnten, wenn sie festigkeitsmäßig mitmachen würden, Geschwindigkeiten bis zu 500 km/h erreichen. Bei ungefähr 300 km/h haben sie jedoch die Bruchgrenze erreicht, aber schon bei 230 bis 270 km/h treten bei vielen Segelflugzeugmustern Querruder- und Flügelschwingungen auf.

Bei Wolkenflügen können durch Steuerfehler der Flugzeugführer Geschwindigkeiten auftreten, die schon häufiger zum Abmontieren der Flugzeuge geführt haben.

Eine entsprechende Festigkeitserhöhung würde aber gleichbedeutend mit einer Spannweitenbeschränkung sein und auch zu sehr hohen Rüstgewichten führen. Und gerade unsere neue Entwicklungsrichtung, dünne Flügelquerschnitte, größere Spannweite usw. würden durch Änderung der Lastannahmen eingeengt werden.

Um nun eine erhöhte Flugsicherheit für den Wolkenflug zu erzielen, muß eine Vorrichtung angebracht werden, die das Erreichen der großen Geschwindigkeiten wirksam verhindert.

Dies wird mit den DFS-Luftbremsen auch erreicht.

Der »Rhönsperber« wurde dann in Konstruktion und Bauweise das Ausgangsmuster für eine Reihe weiterer Entwürfe und zwar die Segelflugzeugmuster der DFS »Kranich«, »Habicht«, »Sperber Junior«.

Der »Kranich«, ein doppelsitziges Leistungssegelflugzeug von 18 m Spannweite, im Aussehen ein vergrößerter »Rhönsperber«, wurde entworfen, um ein Flugzeug zu schaffen, welches für die Leistungs- und Blindflugschulung eingesetzt werden kann. Weiter sollten mit diesem Flugzeug Überprüfungsflüge von Segelfliegern durchgeführt werden, um den Stand ihres fliegerischen Könnens festzustellen.

Bei diesem Doppelsitzerflugzeug wurde die Mitteldeckerbauweise gewählt, um auch dem hinten fliegenden Führer bzw. Lehrer besonders nach oben gute Sicht zu geben, die für den Thermikflug erforderlich ist und durch die Hochdeckerbauweise nicht erreicht werden kann, ohne die Führer nebeneinander anzuordnen.

Der »Kranich« kann in seiner Bauweise als normal angesehen werden. Der Flügel hat leichte Pfeilform, um den hinteren Führer im Schwerpunkt anordnen zu können, so daß das Flugzeug einsitzig ohne Ballast geflogen werden kann. Die Hauptholme werden wie beim »Sperber« in Rumpfmitten zusammengeschlossen. Das Flugzeug kann für beide Führer offen oder geschlossen geflogen werden. Bei der geschlossenen Ausführung wird für Blindflugübung

der vordere Teil der Haube mit einem leicht verschiebbaren Vorhang versehen. Der »Kranich« wird an vielen Schulen und beim DFS für die oben geschilderten Aufgaben und außerdem für Forschungsflüge für die Instrumentenerprobung oder meteorologische Aufgaben mit Erfolg eingesetzt. Die Leistungen dieses Flugzeugmusters sind ausreichend, um es auch für größere Streckenflüge mit Erfolg einsetzen zu können.

Das Leistungssegelflugzeug Muster »Merlin« wurde von der Münchner Akaflieg unter Leitung von Egon Scheibe aus dem bewährten doppelsitzigen Leistungssegelflugzeug »Milan« »Mü 10« entwickelt. Eine zweite Ausführung des »Merlin« wurde mit kleinen Änderungen unter dem Namen »Atalante« von Kurt Schmidt im Rhönwettbewerb 1936 mit großem Erfolg geflogen.

Der »Merlin« ist ein Schulterdecker mit zweiteiligem, freitragendem Flügel ohne Knick. Binnholmig mit drehsteifer Flügelnase. Flügel und Leitwerk sind aus Holz, Rumpf und Querruder wurden in Stahlrohr mit Stoff bespannt ausgeführt. Großer Wert wurde auf schnelle und einfache Montage gelegt, der Flügel wurde wie schon bei der »Mü 10« unsymmetrisch geteilt. Beim Montieren wird erst der größere rechte Flügel auf den Rumpf gelegt und mit diesem an drei Stellen verbunden. Der linke Flügel wird dann am Hauptholm mit der rechten Fläche gekuppelt und nur noch am Hilfsholm mit dem Rumpf verbunden. Bei der Hauptholmkuppelung werden durch Umlegen eines Hebels gleichzeitig beide Bolzen in Eingriff gebracht. Das Höhenruder wird nur mittels einer Flügelmutter festgesetzt.

Querruder und Trimmruder an der Hinterkante des Flügels können heruntergezogen werden, um den Auftrieb zu erhöhen und hiermit eine geringere Fluggeschwindigkeit zu erzielen, was besonders das Ausfliegen von kleinen Thermikschläuchen oder schmalen Aufwindgebieten erleichtert.

Die Führeranordnung ist aus der Abbildung zu ersehen. Zur Starterleichterung ist ein vom Führer ein- und ausfahrbares Fahrgestell vorgesehen.

Bei dem Entwurf des »Merlin« ist die Möglichkeit eines Motoreinbaus berücksichtigt worden, so daß er später auch als Motorsegler eingesetzt werden kann.

Die »Minimoa« von Wolf Hirth ist in Zusammenarbeit mit dem Flugzeugbau Schempp entstanden und machte bis zu ihrer letzten Form eine längere Entwicklung durch. Die »Minimoa« ist im Aussehen ein kleines, freitragendes »Moazagott«. Auch hier soll durch leichte Pfeilform, starken Knick und Schräkungssprung im Bereich des Knicks feste Kurvenlage und gute Kursstabilität und Längsstabilität erreicht werden, auf die bereits beim »Moazagott« eingegangen wurde. Die Querruder sind im Innenbereich nicht in der normalen Weise aus dem Flügelumriß herausgeschnitten, sondern laufen aus der Flügelhinterkante mit einem starken Schwung auf volle Querrudertiefe heraus. Durch diese Querruderanordnung, die einen Spalt beim ausgeschlagenen Querruder vermeidet, wird die Flügelliefe ohne Übergang wesentlich erhöht. Der Außentügel wird gegenüber dem Innentügel, um einen Auftriebsprung zu vermeiden, im Bereich des Knicks um einige Grad negativ geschränkt.

Die erste Ausführung der »Minimoa« wurde als Schulterdecker geflogen. Die Sicht für den Führer, der mit seinem Kopf im Flügel saß, hat nicht voll befriedigt, so daß bei der nächsten Ausführung der Flügel tiefer gesetzt wurde und so aus dem Schulterdecker ein Mitteldecker wurde. Die »Minimoa« hatte als Landehilfe eine im Innenbereich des Flügels angeordnete Spreizklappe, d. h. eine Klappe auf der Unterseite der Flügelhinterkante, die vom Führer mittels Hebel ausgefahren werden konnte. Diese bei Motorflugzeugen übliche Landeklappe erzielte nicht die gewünschte Wirkung, da durch eine derartige Klappe der Auftrieb erhöht statt verkleinert wird, so daß die unangenehme Eigenschaft bei kleinen Landeplätzen ein zu langes Ausschweben nicht beseitigt wurde. Es wurden dann später normale Abreißklappen wie beim »Sperber« eingebaut. Durch ein zentrales Rad, welches vom Führer gebremst werden kann,

wird der Start besonders für den Flugzeugschlepp erleichtert.

Die Flächen der »Minimoa« sind so berechnet, daß statt des einsitzigen Rumpfes auch ein zweisitziger Rumpf Verwendung finden kann. Außerdem können die Flächen an einen Rumpf mit eingebautem Motor (Motorsegler) montiert werden. Diese Möglichkeiten erhöhen den Verwendungsbereich der »Minimoa«-Flächen in großem Maße.

Eine Spezialkonstruktion, die nur kurz erwähnt werden soll, ist der »Sperber Junior«, der speziell für Hanna Reitsch aus dem »Sperber« entwickelt wurde. Der Aufbau dieses Flugzeugmusters entspricht dem »Rhönsperber«. Die Spannweite wurde von 15,3 auf 16 m erhöht. Der Rumpf wurde Hanna »angemessen« und erhielt auf diese Weise einen sehr kleinen Querschnitt. Am »Sperber Junior« wurden eine Reihe Fragen der Formgebung studiert, wie z. B. Größe des Flügelknicks, Rumpfflügelübergang, Seitenruderwirksamkeit usw., die später bei einem Neuentwurf der DFS verwendet wurden. Der »Sperber Junior« war das erste Segelflugzeug, welches mit den DFS-Sturzilugbremsen ausgerüstet wurde.

Wenn man die Zeitspanne der Entwicklung, von der ich im vorausgehenden eine Gesamtübersicht gegeben habe, nun noch nach einzelnen Gesichtspunkten durchgeht, so kann man einige Entwicklungslinien erkennen. Es ist jedoch klar, daß bei der Vielgestaltigkeit der deutschen Segelflugzeugentwicklung sich die einzelnen Phasen stark überschneiden haben und sich auch heute nicht mit wenigen Worten in eine bestimmte Linie pressen lassen.

Am Anfang der Entwicklung von Segelflugzeugen, sobald eine klare flugmechanische Formulierung erkennbar wird, war das Entwurfsziel eine geringe Sinkgeschwindigkeit. Später trat mit den Wettbewerbsforderungen nach Streckenflügen eine Verbesserung des Gleitwinkels mehr und mehr in den Vordergrund. Als der erste gute Vertreter dieser Entwicklungsrichtung kann wohl der 1923 herausgekommene »Consul« bezeichnet werden. Diese Phase reicht bis in das Jahr 1930. »Darmstadt I« und »Darmstadt II«, Vergrößerung der Spannweite, Entwicklung »Wien« — »Fafnir I«.

Gleichzeitig wird im Jahre 1930 die Frage der Flugeigenschaften durch einen Vortrag von Kronfeld angeschnitten. Die Forderung nach guten Flugeigenschaften, beginnend mit der Zeit der aufkommenden Wolkenflugtechnik, wird immer wichtiger. Der Flugzeugführer, bei Strecken- und Wolkenflügen durch viele Aufgaben belastet, braucht eine Entlastung seiner rein fliegerischen Tätigkeit. Mangelhafte Querstabilität, besonders beim Überziehen, und zu große Empfindlichkeit des Höhenruders verlangten dauernde aufmerksame Bedienung bei fast allen bis dahin entwickelten Flugzeugen.

Mit den immer größeren Streckenflügen setzte erneut eine Leistungsforderung ein, nämlich die der Geschwindigkeitsspanne, besonders angeregt durch die Windthermikflüge des Wettbewerbs 1934 und 1935. Guter Gleitwinkel bei geringer und höherer Fluggeschwindigkeit, gute Flugeigenschaften sind die Hauptforderungen.

Die Erfahrungen im Wettbewerb 1936 brachten jedoch durch sehr schwache Thermik wieder die starke Forderung nach geringster Sink- und geringster Fluggeschwindigkeit, ohne aber die vorgenannten Forderungen aufzugeben.

Dieser augenblickliche Zustand enthält somit alle Schwierigkeiten der Kompromißbildung untereinander widerstrebender technischer Forderungen in ihrer vollen Schwere, so daß die Lösung der Aufgabe nur durch Einsatz sämtlicher Erkenntnisse ohne Rücksicht auf die Kosten möglich ist.

Der Konstrukteur wird also mehr noch als bisher bei dem Entwurf trennen müssen zwischen Segelflugzeugen für all-

gemeinen Gebrauch, Nachbauflugzeugen od. ähnl. nach dem Leistungssegelflugzeug für Höchstanforderungen. Segelflugzeugentwicklung auf bestimmte Wetterlage erscheint nicht zweckmäßig, da bei einem Flug sämtliche denkbaren Wetterlagen auftreten können.

Die eben verfolgte Linie zeigt eine Reihe interessanter Einzelheiten, welche durch den jeweils vorherrschenden Grundcharakter bedingt sind. Die Entwicklung der Profile z. B. beginnt beim Freitrag mit hochgewölbten und dicken Profilen zur Erzielung eines hohen $c_{a_{max}}$ um während vieler Jahre einem Profil mittlerer Dicke und Wölbung Platz zu machen, z. B. Göttingen 535, welches durch seine große Steigzahl den technischen Forderungen bis zum Auftreten der Forderung nach größerer Geschwindigkeitsspanne genügte und deshalb bis in die letzten Jahre weitgehend Verwendung fand.

Die neuere Entwicklung zeigt auch wieder eine weitgehende Verringerung der Profildicke und Abnahme der Wölbung und zwar bis zu Profilen mit konvexer Unterseite.

Eine entsprechende Betrachtung der Spannweitenentwicklung zeigt zunächst eine durch Leistungsforderung bedingte Steigerung der Spannweiten; die Entwicklung wird rückläufig bei der Aufstellung extremer Wendigkeitsforderung (Thermiksegeln), um dann heute im Hinblick auf alle Forderungen bei brauchbaren Mittelwerten zwischen 17 bis 19 m zu enden.

Die Entwicklung der äußeren Formgestaltung, welche zunächst in der Richtung einer allgemein weitgehenden Verfeinerung verläuft, wie Übergang vom eckigen zum runden Rumpf, Verschalung des Führersitzes usw., zeigt mit dem Auftreten der Flugeigenschaftsforderungen radikale Neuerungen.

1. Sorgfältige Gestaltung des Außenflügels (Profilierung, geringere Wölbung im Querruderbereich).
2. Größere Querrudertiefen, besonders am Querruderende.
3. Hinreichende Schränkung des Außenflügels.
4. Flügelknick (Erhöhung der Seitenstabilität, Fafnir-I-Flügel).

Der heutige Stand zeichnet sich durch sorgfältige Abstimmung von Flügelumriß (Zuspitzung- und Tiefenverteilung und Schränkungsverteilung) aus.

Parallel zu der Segelflugzeugentwicklung wurden die Festigkeitsvorschriften ausgebaut, die besonders im Hinblick auf das Rüstgewicht starken Einfluß auf die Flugzeugentwicklung nehmen, so daß hier kurz darauf eingegangen werden soll.

Bis zum Jahre 1926 wurde nach nicht veröffentlichten, aber stillschweigend anerkannten Festigkeitsforderungen gebaut, die es dem Konstrukteur gestatteten, für unsere heutigen Verhältnisse ungewöhnlich leicht zu bauen, ohne teure Bauweisen anzuwenden. Erst in den Jahren 1926/27 wurden in Zusammenarbeit von Lippisch und Akaflieg-Darmstadt Festigkeitsforderungen aufgestellt und veröffentlicht.

Von der Technischen Kommission wurden diese dann erweitert und von der RRG als Richtlinien für den Bau von Gleit- und Segelflugzeugen herausgegeben.

Hierauf bauten sich die heutigen »Bauvorschriften« auf, die nach den Erfahrungen, dem Stand der Erkenntnisse immer mehr verschärft und detailliert wurden.

Hiermit möchte ich meine Ausführungen schließen und hoffe, daß Ihnen diese einen Überblick über die deutsche Leistungssegelflugzeugentwicklung gegeben haben.

Der Anteil Österreichs an der Entwicklung im Segelflugzeugbau.

Von Ing. Bartsch, Wien.

Es ist für mich besonders schwierig, nach meinen beiden so prominenten Herren Vorrednern noch ein Thema zu bringen, welches Ihre Aufmerksamkeit zu fesseln instande ist. Die Forschungstätigkeit auf dem Gebiete der konstruktiven Weiterentwicklung im Segelflugzeugbau kann unseren bescheidenen österreichischen Mitteln entsprechend nicht mit Ergebnissen aufwarten, wie wir solche aus der geistigen Zentralstelle, welche heute das Deutsche Forschungsinstitut für Segelflug darstellt, zu vernehmen gewohnt sind.

Mein Vortrag zielt darauf ab, Ihnen, meine sehr verehrten Damen und Herren, einen kurzen Bericht über den Stand der Entwicklung von Eigenkonstruktionen in Österreich zu zeigen.

In dieser Hinsicht hat bei aller Bescheidenheit die österreichische Segelfliegerei keinen Grund, das Licht der Fachkritik zu scheuen, um so weniger, als fast alle diese österreichischen Eigenkonstruktionen unter den größten Schwierigkeiten und Opfern ihrer geistigen Urheber zustande gekommen.

Was meine Bilder zeigen, ist Konstruktions- und Entwicklungsarbeit der jungen Männer in der Segelfliegerei von heute, welche ihre Gedanken ins Werk umzusetzen verstanden, und denen auch heute von dieser Stelle aus der gebührende Dank mit freudiger Genugtuung ausgesprochen sei.

Die Reihenfolge der Bilder bedeutet kein Werturteil oder Klassifikation, was ich ausdrücklich hervorheben möchte, wie ich ebenso im voraus um Entschuldigung bitten möchte, wenn ich die eine oder andere Konstruktion und deren geistigen Vater zu erwähnen vergessen haben sollte.

Bruno Gumpert: Baumuster G-2.

Bruno Gumpert ist nicht allein ein bekannter Leistungssegelflieger, sondern auch Konstrukteur, welcher schon im Jahre 1931 aus den im planmäßigen Schulbetrieb gesammelten Erfahrungen einen Schulgleiter G-1 konstruiert und gebaut hat. Im Jahre 1934 wurde von Gumpert in der Weiterentwicklung des Baumusters G-1 ein Schulflugzeug mit der Musterbezeichnung G-2 herausgebracht, welches auf Grund der bisher gemachten reichlichen Erfahrungen seine ausgezeichnete Verwendungsmöglichkeit bewies, und bei vielen Schulungsgruppen als universal verwendbare Ausbildungsmaschine eingeführt wurde (Bild).

Die technischen Daten der G-2 sind: Spannweite 10,4 m, Länge 6 m, Flügelinhalt 13,5 m², Leergewicht 90 kg, Seitenverhältnis 9:1, Gleitwinkel 1:12, Sinkgeschwindigkeit 1,4 m/s, wiederholt erfolgen, Fluggeschwindigkeit 11 bis 17 m/s.

Ursprünglich wurde die G-2 nur für den eigenen Gruppenbetrieb gebaut und war speziell für die Durchführung von B-Flügen und für Auto- und Windenschleppschulung bestimmt. Die besonderen Eigenheiten des zur Verfügung stehenden B-Geländes machten einen besonders raschen Ab- und Aufbau des Schulflugzeuges wünschenswert. Bei der G-2 wurden alle Teile, die bei der Anfängerschulung meist zu Bruch gehen, besonders sorgfältig durchgebildet.

Das Holm-Bruchlastvielfache von 12 wird von keiner anderen Schulmaschine erreicht. Tatsächlich ist die Festig-

keitsziffer der G-2 aber noch bedeutend größer, weil die ganze Maschine mit einer Holzfestigkeit von nur 350 kg/m² für Zug und Druck gerechnet wurde, um auch billiges Material für die angegebene Festigkeitsziffer noch zulassen zu können. Infolge der großen Festigkeit, ohne mit dem Rüstgewicht höher als normal gekommen zu sein, stellt die G-2 nicht nur eine robuste Schulmaschine für vorgeschulte Anfänger und speziell für Auto- und Windenschleppschulung dar, sondern wird auch auf Grund ihrer sehr guten Flugeigenschaften mit Erfolg zur Weiterschulung von Fortgeschrittenen und für C- und amtliche Flieger verwendet. Gumpert konnte seine Maschine bei einem Wind bis zu 17 m/s teilweise mit freigegebenen Rudern fliegen.

Der Flügel wurde mit Hauptholm und Torsionsnase und Hilfsholm ausgeführt und wird mittels einer Profilstahlrohrstrebe gegen den Gitterrumpf abgefangen. Der Vorderholm (Hauptholm) ist ein Brettholm mit Ausnehmungen, der Hilfsholm ein einfacher Brettholm.

Im vorigen Jahr wurde von Gumpert ein Fahrgestell für Anfänger-Schulgleiter gebaut, welches sich auch im rauhsten Schulbetrieb ausgezeichnet bewährt hat.

Erwin Musger: Baumuster Mg-9.

Erwin Musger, ebenfalls einer unserer besten Segelflieger, hat es verstanden, die besonderen Aufgaben, welche die österreichische Segelfliegerei zu stellen gezwungen ist, ausgezeichnet zu lösen. Musgers erste Konstruktion, das Baumuster Mg-II, stammt aus dem Jahre 1930, war ein Leistungssegelflugzeug von 18 m Spannweite, welches von Musger auch selbst gebaut wurde. Mg-II war als freitragender Schulterdecker mit Knickflügel und Pendelruder gebaut. Flächeninhalt 17 m², Flügel trapezförmig mit einer Verjüngung von 1:2,7, Leergewicht 150 kg. Die Flugleistungen und Flugeigenschaften waren sehr gut, leider wurde die Maschine, bevor noch ein größerer Flug unternommen werden konnte, zerschossen.

Aus den Überresten dieser Mg-II hat Musger die Mg-IV, das ist der heutige »Pechvogel«, konstruiert. Die Flächen sind die gleichen geblieben, der Rumpf wurde umgebaut und aus dem Schulterdecker wurde ein Hochdecker mit gedämpftem Höhenruder. Der Flügel der Mg-IV ist zweiholmig, bis zum Hinterholm mit Sperrholz beplankt, Spannweite 17,25 m, Flächeninhalt 16 m², Länge 7,10 m. Rüstgewicht 152 kg, G/F 15 kg/m², Normalfluggeschwindigkeit 55 km/h, Landegeschwindigkeit 40 km/h. Sinkgeschwindigkeit 0,67 m/s erfolgen. Gleitzahl 1:24. Die Maschine ist noch heute in flugfähigem Zustand, und hat bisher ca. 45 Flugstunden hinter sich.

Die Weiterentwicklung dieser Maschine ist die Mg-X, von welcher eine Übersichtsskizze näheres zeigt.

Eine der erfolgreichsten Konstruktionen Musgers ist dessen Leistungsdoppelsitzer Mg-9. Der Grundgedanke zur Schaffung dieses zweiseitigen Leistungssegelflugzeuges lag darin, fortgeschrittenen Flugschülern am Doppelsteuer die Möglichkeit zu geben, die Flugeigenschaften eines aerodynamisch hochwertigen Flugzeuges kennenzulernen und so das Bruchrisiko auf ein Mindestmaß herabzudrücken. Bei der Konstruktion der Mg-9 wurde nun getrachtet, allen Bedürfnissen nach Möglichkeit Rechnung zu tragen, und so

an die Ideallösung möglichst nahe heranzukommen. Dieses Baumuster eignet sich noch ganz besonders für die Heranbildung von Leistungssegelfliegern, d. h. für die Blindflug- und Kunstflugprüfung.

Die Flächenbelastung wurde so gewählt, daß sie sich, wenn die Maschine einsitzig geflogen wird, unter der bei Standardtypen üblichen hält. Zweisitzig geflogen steigt die Belastung etwas über die normale Höhe; mit anderen Worten gesagt, ist dieses Baumuster einsitzig geflogen das gute Segelflugzeug mit geringer Sinkgeschwindigkeit und daher auch für Höhenflüge bzw. Dauerflüge besonders gut geeignet. Als Doppelsitzer ist sie die schnelle Reisemaschine für Streckenflüge, ohne dabei an Sinkgeschwindigkeit besonders viel einzubüßen.

Daten und Leistungen: Spannweite 17,75 m, Länge 7,35 m, Flügelfläche 20,80 m², Flächenbelastung einsitzig 15,8 kg/m², zweisitzig 19,4 kg/m², Leergewicht 245 kg, Zuladung 170 kg bei achtfacher Sicherheit im A-Fall, Seitenverhältnis 1 : 14,6, beste Sinkgeschwindigkeit einsitzig 0,73 m/s, zweisitzig 0,82 m/s, bester Gleitwinkel 1 : 22, Bahngeschwindigkeit bei bestem Gleitwinkel, einsitzig 54 km/h, zweisitzig 65 km/h, kleinste Bahngeschwindigkeit 40 km/h (erflogen), Fluggeschwindigkeit bei 2 m/s Sinkgeschwindigkeit ist 102 km/h.

Der Tragflügel ist einholmig mit verdrehsteifer Nase und mit einer Strebe unter dem Knick abgefangen. Die Querruderbetätigung erfolgt im Rumpf mit Stoßstangen und im Flügel durch Seile. Der Rumpf ist in normaler dreiholmiger Bauweise ausgeführt, wobei der Fluggast im Schwerpunkt sitzt, der zweite Steuerknüppel kann durch Lösen einer Schraube ausgebaut werden. Im Rumpfvorderteil ist ein kräftiger Kiel eingebaut, welcher als Kastenträger ausgebildet ist, und auf welchem vorne der Starthaken und die Ausklinkvorrichtung, im Mittelteil die Doppelsteuerung und die Anschallgurte befestigt sind. Desgleichen sind die Strebenanschlußbeschläge an diesem Kiel angebracht. Durch diese Bauweise wird der Rumpf sehr widerstandsfähig und ist auch groben Landbeanspruchungen gewachsen. Das Höhenleitwerk ist gedämpft, die Ruderbetätigung erfolgt durch Stoßstange und Seile. Die Maschinen dieses Baumusters, welche vorzugsweise nur für Schleppschulung Verwendung finden, sind mit einem bremsbaren Einradfahrgestell ausgestattet, in welchem Falle dann statt der einen Strebe zwei Streben in A-Form zur Verwendung kommen. Am Hang konnte das Baumuster Mg-9 trotz seines hohen Fluggewichtes von über 400 kg bei doppelter Besetzung ohne große Mühe mit einer Startmannschaft von je 4 Mann bei einer Windstärke von ca. 5 m/s gestartet werden. Als kleiner Beweis für die Güte dieser Konstruktion sei erwähnt, daß Musger selbst mit einem Flugkameraden den österreichischen Dauerrekord für zweisitzige Segelflugzeuge mit 8 h 9 min Dauer am 4. Juni 1936 erfliegen konnte.

Eine weitere interessante Konstruktion, das Baumuster Mg-12, wurde von Musger in diesem Jahre geschaffen. Diese Maschine wurde konstruiert, um die Lücke, die zwischen Zögling und Grunau Baby bestand, zu überbrücken. Das Baumuster Falke war wohl auch für diesen Zweck seinerzeit gedacht, ist aber für den Gruppennachbau zu teuer. Die Bedingungen, welche für die Konstruktion der Mg-12 gestellt wurden, waren:

1. Gute Flugeigenschaften und große Eigenstabilität,
2. einfacher Aufbau,
3. größter Schutz des Führers bei Bruchlandungen,
4. billige Bauweise.

Technische Daten: Spannweite 12 m, Leergewicht ca. 135 kg, Flächeninhalt 14 m², Fluggewicht 205 kg, Flächenbelastung ca. 14 kg/m², Flügelstreckung b^2/F 10,6, Gleitzahl ca. 1 : 15, Sinkgeschwindigkeit ca. 1 m/s, normale Fluggeschwindigkeit 50 km/h, 12fache Sicherheit im A-Fall.

Die Maschine ist schleppflugfähig und für diesen Zweck mit Einradfahrgestell vorgesehen. Das Baumuster Mg-12 wurde in der Erstaussführung vor wenigen Tagen fertig-

gestellt und befindet sich hier in Salzburg am Flugfeld zur erstmaligen Flugerprobung.

Die Maschine ist ein abgestrebter Hochdecker mit V-Streben und leichter Pfeilform, Flügelaufbau zweiholmig mit kräftigen Innendiagonalen und großem Querruder, um immer mit kleinen Ruderausschlägen, um ein zu frühes Abreißen der Strömung zu vermeiden, arbeiten zu können. Die Holme sind als C-Holme ausgebildet, gewährleisten eine leichte Reparaturmöglichkeit. Der Rumpf hat einen kräftigen Kiel wie alle Musger-Maschinen und hat oben einen trapezförmigen Baldachin, welcher vorne durch schräge Streben abgefangen ist, wodurch ein guter Schutz des Führers gewährleistet erscheint. Das Rumpfboden vom zweiten Hauptspann an hat tragende Innenversteifung, welche räumlich ausgeführt ist. Die Spanten sind deshalb bloß leichte Formspanten. Der billigen Rumpfbauweise zuliebe wird das Rumpfboden mit je einem Spannseil zum hinteren Strebenknotenpunkt abgefangen. Die Streben sind entweder aus Profilrohr verschweißt oder für den Gruppennachbau volle Holzstreben. Eine genaue Nachrechnung der Gewichte hat ergeben, daß beide Ausführungsformen gewichtlich ziemlich gleich ausfallen. Sämtliche Anschlüsse sind für Schnellmontage ausgebildet.

Motormaschine: Im Jahre 1934 hat Musger auch mit der Konstruktion und dem Bau einer einsitzigen Motormaschine, Baumuster Mg-111, begonnen, welche Maschine in diesen Tagen ihre Musterprüfung macht. Der Grundgedanke dieser Konstruktion war, ein billiges Motorflugzeug in Anlehnung an den Segelflugzeugbau zu schaffen, welches im Betrieb billig ist und von jedem erfahrenen Segelflieger geflogen werden kann. Die Daten dieser Maschine sind: Spannweite 9,5 m, Länge 5,9 m, Leergewicht ca. 200 kg. Die Maschine ist ausgestattet mit einem 20/24-PS-Mercedes-Leichtflugzeugmotor, die Leistungen der Maschine sind: Höchstgeschwindigkeit 138 km/h, Landegeschwindigkeit 60 km/h, Steiggeschwindigkeit in Bodennähe 2,8 m/s, Flächenbelastung 34 kg/m². Die Konstruktion ist so getroffen, daß Motoren bis zum Gewicht von 60 kg eingebaut werden können.

Brüder Hütter:

Weit über die Grenzen der österreichischen Segelfliegerei hinaus sind die Konstruktionen der beiden Salzburger Brüder cand. Ing. Wolfgang und Ulrich Hütter bekannt. Vor allem deren Baumuster H-17.

Den wenigsten bekannt aber ist, daß bei diesem Baumuster nicht etwa eine einmalige Konstruktion gerade zufällig gut gelungen ist, sondern daß die beiden Brüder Hütter schon in viel früheren Jahren trotz ihrer Jugend sich an ungewöhnliche Konstruktionsaufgaben herangemacht und diese mit ganz eigenartigen überraschenden Ideen und auch mit Geschick zu lösen versuchten.

Im Dezember 1930 wurde der Entwurf eines schwanzlosen Nurflügelflugzeuges Baumuster HSL begonnen, lange also vor den schwanzlosen Maschinen der Gebrüder Horten. Die HSL wurde im März 1931 fertiggestellt und umfangreiche Flugversuche am Bisamberg bei Wien durchgeführt, welchen seinerzeit auch Herr Hauptmann Köhl beiwohnte. Es wurden mit dieser schwanzlosen Maschine zahllose Flugsprünge und kleine Gleitflüge durchgeführt, von denen die größten allerdings nur ca. 200 m weit und 1 bis 2 m hoch waren. Das kam aber auch daher, daß zu dieser Zeit die Brüder Hütter selbst erst die allerersten Sprünge auf dem Zögling machten und nicht einmal die A besaßen.

Immerhin war die HSL das erste bemannte Nurflügelflugzeug, welches tatsächlich flog und wirklich als solches anzusprechen war. Andere Maschinen solcher Bauart hatten Endscheiben-Seitensteuer und damit doch eine Art Leitwerk und überdies einen Rumpf, der vorne und auf der Oberseite beträchtlich aus dem Flügel ragte. Aus dem Lichtbild ist die Profilierung und besonders die Profilverdickung im Mittelteil gut zu erkennen.

Auch eine Tandemmaschine Baumuster HP 23 wurde im März 1932 im Entwurf begonnen, konnte aber leider

aus Geldmangel nicht vollendet werden. Die Bilder von den fertiggestellten Flächen der Tandemmaschine, welche als Leistungssegelflugzeug gedacht war, geben einen Eindruck über die winzigen Abmessungen dieser nur mit 9 m Spannweite und 78 cm größter Flügeltiefe projektierten Maschine. Profilierung mit flachgewölbtem amerikanischem Profil, Flügel in einem Stück durchgehend.

Im März 1934 wurde mit dem Entwurf des Baumusters H-17 begonnen, dessen erste Flugversuche schon im August 1934 gemacht werden konnten. Die Veranlassung zu dem Entwurf einer solchen Maschine war wiederum die Notwendigkeit, eine billige Maschine zu schaffen, welche im Gruppenselbstbau leicht und einfach hergestellt werden konnte. Es wurde besonderer Wert auf kleine Abmessungen, geringes Schwergewicht und leichte Montierbarkeit gelegt, um alle Transporte zu erleichtern. Die kleine Spannweite bedingt größtmögliche Wendigkeit zum Segeln auch in kleinen Aufwindgebieten, und damit ist eigentlich fast alles über die Konstruktionsidee dieser erfolgreichen Maschine gesagt. Mehrere österreichische Rekordflüge wurden auf diesem Baumuster von Heini Hütter ausgeführt und beweisen die ausgezeichneten Eigenschaften dieser Konstruktion.

Technische Daten: Spannweite 9,69 m, Länge 4,63 m, Höhe 1,26 m, Flügelfläche 9,20 m², Seitenverhältnis 1 : 10, Flächenbelastung ca. 17 kg/m², Fluggewicht 170 kg, Leergewicht 90 kg.

In der Zwischenzeit ist die Maschine auch in Deutschland mustergeprüft und zugelassen und wird von der Firma Sportflugzeugbau Schempp in Göppingen gebaut und mit Einradfahrgestell ausgerüstet.

Die überraschend guten Flugleistungen der H-17 gaben den Anlaß, auf den gleichen Grundlagen ein rasches und sehr wendiges Hochleistungssegelflugzeug zu schaffen, dessen Aufgabe der Streckenflug sein sollte, und das wegen der relativ kleinen Spannweite allein schon sehr leicht und zugleich auch billig sein würde. Beim Entwurf wurde größte Sorgfalt auf möglichst gleiche Festigkeit aller Teile gelegt, und zu diesem Zwecke wurden ganze Versuchsreihen mit Sperrholzröhren und unsymmetrischen Holmen gemacht.

Auf Grund dieser Überlegungen entstand das Baumuster H-28 in der ersten Ausführung im Sommer 1935.

Technische Daten: Spannweite 12 m, Länge 4,5 m, Höhe 1,05 m, Flügelfläche 8,55 m², Leitwerkfläche 0,92 m², Meergewicht ca. 85 kg, Fluggewicht ca. 175 kg, Gleitzahl 1 : 22, Fluggeschwindigkeit 72 km/h, Sinkgeschwindigkeit 0,92 km/s, achtfaches Lastvielfaches im A-Fall bei 100 kg Zuladung, Endstaudruck 36 G/F.

Die durch Flugkapitän Jensen durchgeführte Flugprüfung, sowie die in der Zwischenzeit selbst gesammelten Erfahrungen veranlaßten die Brüder Hütter, das Baumuster H-28 weiter zu verbessern. Die wesentlichsten Änderungen an dem zweiten Baumuster H-28 im Zuge der Weiterentwicklung sind:

1. Herabsetzen der Flächenbelastung von ca. 25 auf etwa 21 kg/m², und zwar aus Flugleistungsgründen mit Rücksicht auf die Landung und auf die Forderung kleiner Geringstgeschwindigkeit.
2. Tiefer angesetzte Flächen. Dies ergibt eine angenehmere Arm- und Körperhaltung, was eine bessere Raumausnutzung im Verein mit einer bedeutenden Vergrößerung der Sitzhöhe bedeutet. Diese Verbesserung der Platzverhältnisse in der Maschine konnte bereits an einem im Nachbau hergestellten Flugzeugtypen des Baumusters überprüft werden, und
3. Leichter Flügelknick im Verein mit leichter V-Stellung, der Außenflügel aus Stabilitäts- und Flugeigenschaftsgründen.

Auch mit dem Studium des Muskelkraftfluges haben sich die Brüder Hütter im vergangenen Jahre beschäftigt und ein Leistungsprüfungsgerät entwickelt, welches gleichzeitig auch Trainingsgerät ist. Die damit gemachten Erfahrungen und Messungen bilden außerordentlich wertvolle Unterlagen

für das Problem des Muskelkraftfluges, dessen weitere Verfolgung von den Gebrüdern Hütter aus Zeitmangel zurückgestellt werden mußte.

Die bisherigen Leistungen der Brüder Wolfgang und Ulrich Hütter berechtigen zu den besten Hoffnungen, welche die österreichische Segelfliegerei in diese beiden Söhne der schönen Stadt Salzburg setzt.

Walter Kittelberger, ein Bregenzer Segelflieger und Flugzeugbauer hat ein Hochleistungssegelflugzeug, Baumuster WKS III als Abschluß einer Entwicklung von mehreren Jahren geschaffen und wird dieses Baumuster in aller nächster Zeit die Musterprüfung durchführen. Das Hochleistungssegelflugzeug WKS III wurde von Walter Kittelberger in Bregenz konstruiert und in dessen Flugzeugbauwerkstätte in Bregenz gebaut. Die WKS III ist ein freitragender Mitteldecker, welcher hauptsächlich als Streckensegelflugzeug und für Thermikflüge Verwendung finden soll. Aus diesem Grunde mußte eine größte Reisegeschwindigkeit als bei dem früheren Baumuster WKS II erzielt werden, auch wurde die Sicht gegenüber der früheren Maschine bedeutend verbessert.

Die Flächen sind freitragend mit Haupt- und Hilfsholm, ersterer als Kastenholm ausgebildet. Das Profil bis zum Knick ist gleichlaufend und geht von dort nach außen in ein symmetrisches Endprofil über, das Hauptprofil ist vom Profil Göttingen 535 abgeleitet. Der Rumpf ist sehr geräumig, Sitz- und Steuerrumpf sind so angebracht, daß auch ein längeres Fliegen nicht ermüdet. Die gutdurchgebildete Zellenhaube gewährt ausgezeichnete Sicht nach vorne, beiderseits und nach hinten. Höhenleitwerk und Ruder sind geteilt und wachsen seitlich aus dem Rumpf heraus. Das Höhenleitwerk sitzt auf einem tropfenförmigen Stummel und wird im Rumpfinnernen angeschlossen. Das Seitenruder ist ausgeglichen.

Die Flugeigenschaften der Maschine sind sehr gute und konnte damit längere Zeit freihändig geflogen werden. Die Steuerdrücke sind gegeneinander gut abgestimmt. Das Flugzeug wurde mit Geschwindigkeiten bis 160 km geflogen, ohne daß sich Flattererscheinungen gezeigt haben. Die geringste Geschwindigkeit beträgt 45 km/h. Das Lastvielfache beträgt 8 im A-Falle.

Daten: Spannweite 15,2 m, Flügeltiefe 1,20 m, Länge 6,10 m, größte Höhe 1,25 m, Rüstgewicht 165 kg, Zuladung 80 kg, Flächenbelastung 15,2 kg/m².

Franz Swaty:

Herr cand. Ing. Franz Swaty, Mitglied der Segelfliegergruppe Wien Nr. 1 (Akaflieg Wien), hat vor kurzem einen neuen Schulgleiter Baumuster »Pimpf« herausgebracht, welcher durch verschiedene interessante Einzelheiten bemerkenswert ist.

Die steigenden Anforderungen, welche an die Schulmaschinen im Laufe der Entwicklung des Segelfluges und damit auch der Schulungsmethoden gestellt wurden, haben insbesondere beim Zögling verschiedene Verstärkungen bzw. Umkonstruktionen einzelner Bauteile im Laufe der Jahre mit sich gebracht. Der prinzipielle Aufbau wurde beibehalten, und so brachten diese Verstärkungen allmählich eine bemerkenswerte Gewichtserhöhung mit sich, welche wiederum eine Verstärkung einzelner Bauteile im Gefolge hatte. Auch wurden durch die Umkonstruktion des seit über einem Jahrzehnt bestehenden Baumusters Zögling die Herstellungskosten einzelner Teile, insbesondere verschiedener geschweißter Beschläge, erhöht, was wiederum bei verschiedenen Gruppen zu einer Art Entlastungsoffensive und weiterem Herumkonstruieren führte. Allen Versuchen blieb ein durchschlagender Erfolg aber versagt, der alte Zögling mit seinen guten Eigenschaften war zu bekannt, und man nahm gerne seine Nachteile im Kauf, zumal die Vorteile anderer Konstruktionen zu wenig überzeugend waren.

Beim Entwurf des Baumusters »Pimpf« wurden von Franz Swaty andere Wege gegangen als bei den vorher erwähnten Versuchen. Die Abmessungen des Schulgleiters sowie sein Gewicht wurden, soweit dies ohne teure Leicht-

baumethoden möglich war, herabgedrückt, wobei darauf geachtet wurde, die Flächenbelastung nicht wesentlich gegenüber der des Zöglings anwachsen zu lassen. Der gleiche Aufbau von Flügel, Gitterrumpf und Leitwerk des Zöglings wurde im wesentlichen beibehalten.

Technische Daten: Rüstgewicht 52 kg, Fluggewicht 130 kg, Spannweite 8,2 m, Flügelfläche 9,6 m², Flächenbelastung 13,2 kg/m², Länge 4,7 m, Flügelstreckung 1 : 7, Gleitzahl 1 : 11, Sinkgeschwindigkeit 1,1 m/s.

Schon die Fertigstellung der ersten Bauteile bestätigte die Gewichtsannahmen des Entwurfes. Das Baumuster hat inzwischen verschiedene Flugerprobungen durchgemacht und wird in der allernächsten Zeit zur Musterprüfung kommen. Die inzwischen gemachten Erfahrungen bestätigten voll und ganz die Erwartungen des Konstrukteurs.

Der Flügel ist zweiholmig mit Holzdiagonalen ausgekreuzt, die Holme sind in der Mitte verstärkte Brettholme. Der Spannturm ist im Gegensatz zum Zögling durch ein räumliches Fachwerk ersetzt, das durch bessere Lagerung der Steuerteile eine bedeutend geringere Bauhöhe gegenüber dem Zögling zuläßt. Der Hauptspant übernimmt die Flügelkräfte durch eine feste Kastenrippe bzw. über V-förmige Vollholzstreben. Die Beschlüge der Maschine sind möglichst einfach und im wesentlichen ohne schwierigere Schweißstellen gehalten. Das Baumuster wurde vom Konstrukteur außerordentlich gewissenhaft und sorgfältig durchgerechnet und verschiedene Vorversuche durchgeführt, so daß trotz des außerordentlich geringen Leergewichtes die für den Schulungsbetrieb unerläßliche Sicherheit gewährleistet erscheint.

Eine ebenfalls vom cand. Ing. Franz Swaty konstruierte und zur Zeit im Rohbau befindliche Maschine ist der Schulsegler »Kandidat«. Dieses Baumuster wurde von Swaty vor zwei Jahren entworfen und soll wie die Mg-12 von Musger dem Mangel an einer guten und billigen C-Maschine abhelfen. Der Bau dieser Maschine wurde seinerzeit wegen dringender anderer Arbeiten zurückgestellt und hat jetzt die Segelfliegergruppe Wien Nr. 1 (Akaflieg Wien) nach geringfügigen Abänderungen des ersten Entwurfes das Baumuster »Kandidat« im Rohbau fertiggestellt.

Technische Daten: Spannweite 12,2 m, Fläche 14,4 m², Flügelstreckung 1 : 10, Länge 5,8 m, Leergewicht 125 kg, Fluggewicht 215 kg, Flächenbelastung 15,3 kg/m², Gleitwinkel 1 : 16, Sinkgeschwindigkeit 1 m/s.

Den Forderungen billiger Bauweise guter Flugeigenschaften und leichter Reparaturmöglichkeit wurde weitgehend entsprochen. Die V- und Pfeilstellung der Flügel sollen Quer- bzw. Längsstabilität gewährleisten. Der Aufbau wurde einholmig entworfen, obwohl diese Bauart mit Sperrholznase teurer ist als die zweiholmige. Die Sicherheit, sowie der einfache Aufbau der gewählten Ausführung aber waren für die Wahl entscheidend. Die zweiholmige Bauart wurde neben dem aerodynamischen Nachteil des stärkeren Einsinkens der Bspannung und der leichteren Möglichkeit von Baufehlern bei der Herstellung der Aus-

kreuzungen nach reiflicher Überlegung aufgegeben. Der Flügel ist mit einer V-Strebe abgestrebt, deren hinterer Stil die Torsionsmomente des Flügeldes über den verlängerten Querruderhülsholm aufnimmt und dadurch die Torsionsnase entlastet. Der Holm ist ein Kastenholm mit Sperrholzwänden in normaler Ausführung. Um den starken Beanspruchungen im Schubetrieb gewachsen zu sein, wurde der normale Fachwerksrumpf durch eine außerordentlich feste Rumpfgondel mit Holzgitterrumpf ersetzt. Die Gondel ist billig zu bauen, da die Zug- bzw. Druckbeanspruchungen durch Kielwände bzw. durch die Rumpfgurten übernommen werden. Der Führerraum der Maschine ist bequem, ein langer Deckel erleichtert das Ein- und Aussteigen.

Zum Schluß sei noch der von den Mitgliedern der Segelfliegergruppe Graz Nr. 50 (Akaflieg Graz) gebaute und von Herrn Ing. Eduard Walzel konstruierte Motorsegler Baumuster G-20 erwähnt, von dem ich leider nur eine Zusammenstellungszeichnung im Lichtbild zeigen kann. Spannweite: 5,2 m, Fläche 14,7 m², Leergewicht als Segelflugzeug 145 kg, als Motorgleiter 200 kg, Gleitzahl des Segelflugzeuges 1 : 18, Triebwerk 800 cm³ Douglas-Motor, Baumuster Sprite der Aero Engines Ltd. in Kingswood. Die Maschine ist vor wenigen Tagen fertiggestellt worden und hat gestern ihre ersten Flugversuche erfolgreich bestanden. Die Maschine wurde von drei verschiedenen Piloten geflogen, welche unabhängig voneinander ein in jeder Beziehung zufriedenstellendes Urteil über Flugleistungen und Flugeigenschaften abgegeben haben. Anlauf ca. 100 m, Steiggeschwindigkeit in Bodennähe etwas über 3 m/s, die Maschine konnte vollkommen freihändig geflogen werden. Nähere Angaben bin ich nicht in der Lage zu machen, weil außer den gestrigen Erstlingsflügen noch keine Vermessungen durchgeführt wurden. Diese vor mehr als zwei Jahren im Entwurf begonnene Maschine war in erster Linie nur als reines Segelflugzeug gedacht und bildet den Grundstock für unsere weitere Entwicklungsarbeit an der Schaffung eines österreichischen Motorgleiters. Bei dieser Gelegenheit sei zum Schluß noch auf die vielen verdienstvollen konstruktiven Arbeiten und Eigenkonstruktionen der heutigen Segelfliegergruppe Graz Nr. 50 (Akaflieg Graz) hingewiesen, welche schon im Jahre 1922 mit dem Bau von zwei Hängegleitern eigener Konstruktion begonnen hat und in den darauffolgenden Jahren bis 1937 fast jedes Jahr eine neue Eigenkonstruktion herausbrachten.

Meine sehr verehrten Damen und Herren, außer meinem Dank für Ihre Aufmerksamkeit gestatten Sie mir zum Schluß noch zu sagen, daß es uns in der österreichischen Segelfliegerei durchaus bewußt ist, daß wir gegenüber anderen Staaten, gerade auf dem Gebiete der Eigenkonstruktionen, noch vieles aufzuholen haben.

Der Sinn meiner heutigen Ausführungen aber war, zu zeigen, daß wir auch in Österreich in der Lage sind und über geeignete Kräfte verfügen, eigene Konstruktionen zu schaffen, welche uns trotz aller Schwierigkeiten die so notwendige Verbreitung und Erweiterung des motorlosen Fliegens ermöglichen.

Bruchversuche an Segelflugzeugen.

Von Dipl.-Ing. Schünemann, Darmstadt.

Die einzelnen Konstruktionselemente eines Segelfluggzeuges lassen hinsichtlich der Art ihrer Beanspruchung zwei Gruppen von wesentlichem Unterschied erkennen.

Zur ersten Gruppe gehören hierbei alle Teile, die dadurch gekennzeichnet sind, daß ihr Querschnitt längs der Beanspruchungsrichtung entweder konstant ist oder gleichmäßig zu- bzw. abnimmt. Hierunter fallen etwa die durchlaufenden Gurte von Holmen, Fachwerkstäbe, Verspannungen, Zuglaschen, Torsionsröhren usw., also Teile, deren Spannungen einen gleichmäßig stetigen Verlauf aufweisen. — Sie lassen sich meist mit Hilfe der Elementargleichungen der Festigkeitslehre rechnerisch dimensionieren, so daß spezielle Versuche meist nicht erforderlich sind.

Die zweite Gruppe steht hierzu in wesentlichem Gegensatz. Sie enthält einmal die Teile, deren Querschnittsformen längs der Beanspruchungsrichtung Unstetigkeiten aufweisen, wie z. B. einspringende Ecken und Anschnitte in mitttragenden Sperrholzhäuten oder Querschnittserweiterungen und Einschnürungen, die durch Bohrungen oder Füllklotzanordnungen hervorgerufen werden können.

Andererseits umfaßt die zweite Gruppe aber auch Konstruktionselemente, die die Aufgabe haben, einen zunächst gleichmäßig verlaufenden breiten inneren Kraftfluß in ein schmales Band bzw. eine Einzelkraft zusammenzuziehen oder im umgekehrten Sinne die Verteilung vorzunehmen. — Hierunter fällt z. B. das Rumpfanschlußstück einer Tragfläche, in dem der gleichmäßige innere Spannungsfluß der Torsionsnase in zwei Einzelkräfte zusammengezogen wird, so daß die Absetzung des Flügeldrehmomentes in Form eines Kräftepaares auf den Rumpf erfolgen kann. Es gehören weiterhin hierzu mehr oder weniger alle Befestigungsstellen von Beschlägen, an denen die Beschlagkraft auf einen größeren Bereich verteilt werden muß, die Beschläge selbst, Befestigungen von Ruderantrieben und dergleichen.

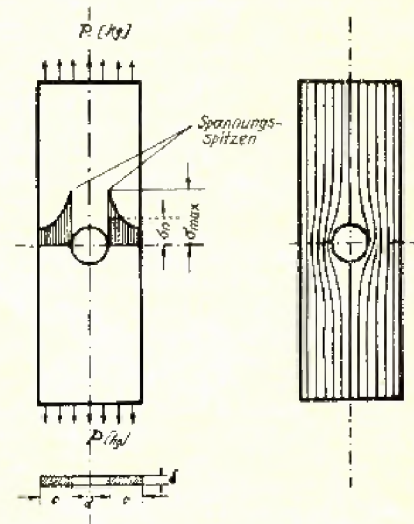
Die unter der zweiten Gruppe erfaßten Konstruktionsteile lassen sich festigkeitsmäßig von einem gemeinsamen Gesichtspunkt aus betrachten. —

Die Erscheinungen in Form von örtlichen Spannungsanstiegen bzw. die gefährlichen Spannungsspitzen sind ihnen gemeinsam, wenn auch die Ursachen verschieden sind. — Beide Arten sind nur auf Grund äußerst roher Annahmen und Vorstellungen rechnerisch zu dimensionieren. Der Statiker muß dabei immer auf der sicheren Seite bleiben, eine Forderung, die sich hinsichtlich des Gewichtes oft ungünstig auswirken kann.

Der beste Weg, auf der einen Seite die hinreichende Festigkeit dieser rechnerisch schwer erfassbaren Teile nachzuweisen und auf der anderen Seite ein Minimum an Gewicht zu erzielen, besteht nun in dem Bruchversuch am fertigen Bauteil. — Die Erfahrungen eines Versuches lassen sich oft auf Grund der angestellten Messungen und Beobachtungen auf andere Konstruktionen übertragen und weisen den Weg zu konstruktiven Verbesserungen, größeren Sicherheiten und auch leichteren Bauausführungen.

Die in diesem Sinne bei dem DFS gemachten Erfahrungen sollen im folgenden einer näheren Betrachtung unterworfen werden.

Durch Abb. 1, die die Beanspruchungen einer Zuglasche mit Bohrung darstellt, sei zunächst der Begriff und das Entstehen einer örtlichen Spannungserhöhung dargestellt. Die Bohrung bewirkt eine Querschnittseinschnürung. Hierbei wird der Kraftfluß besonders an den seitlichen Rändern der Bohrung stark zusammengedrängt, was zu den aus der Abb. 1 ersichtlichen Spannungsspitzen führt. Die maximale Zugspannung σ_{\max} kann hierbei einen vielfachen Betrag, etwa den 2- bis 4fachen Wert der Nennspannung σ_n annehmen.



Nennspannung: $\sigma_n = \frac{P}{F}$ [kg/cm²]; $F = 2c \cdot d$ [m²],
maximale Spannung: $\sigma_{\max} = a \cdot \sigma_n$; $a > 1$ = Formziffer.

Abb. 1.

Ähnliche Erscheinungen würden auftreten, wenn der Kraftfluß durch eine Einzelkraft, z. B. eine Bolzenkraft, zusammengezogen würde.

Während nun die plastischen Werkstoffe wie Stahl in der Lage sind, insbesondere bei ruhender Last, die Spannungsspitzen meist vollkommen dadurch abzubauen, daß nach Erreichen der Fließgrenze ein Ausgleich der Beanspruchungen durch Abfließen der Spannung von den hoch beanspruchten Stellen nach den weniger angestregten Teilen stattfindet, ist Holz, welches sich nicht plastisch verhält, hierzu nicht in der Lage; örtliche Spannungserhöhungen bzw. Spitzen bleiben bis zum Bruch in voller Größe erhalten.

Im Segelflugzeugbau findet nun fast ausschließlich die Holzbauweise Anwendung. Es muß daher den örtlichen Spannungszuständen, die durch Kerbwirkung oder unter

dem Einfluß von Einzelkräften entstehen, besondere Aufmerksamkeit zugewandt werden.

Betrachtet man sich in dieser Richtung nun z. B. den Sperrholzschalenrumpf eines Segelflugeszeuges, so fallen als

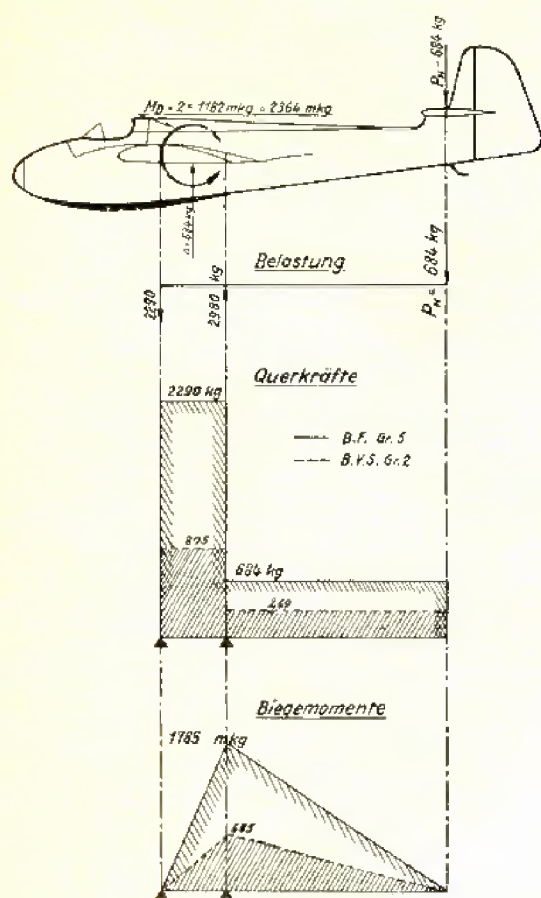


Abb. 2.

Kerbstellen in hoch beanspruchten Bereichen insbesondere der Führersitzausschnitt am Rumpfvorderteil und bei Mitteldeckern der Ausschnitt für die Durchführung der Tragflächenholme im Rumpfmittelteil auf.

Durch den Holmausschnitt entstehen in der tragenden Rumpfwand Querschnittseinschnürungen, die besonders an den einspringenden Ecken örtlich hohe Beanspruchungen sowohl bei A-Fall als auch bei C-Fall-Beanspruchung zustande kommen lassen, wie im folgenden an Versuchsbeobachtungen, die bei dem »Habicht«-Rumpf, einer Mitteldeckerbauart, gemacht wurden, gezeigt werden soll.

Als Lastannahme im C-Fall wurde für den Habicht, einem unbeschränkt kunstflugtauglichen Typ, die Forderung gestellt, daß bei der erreichbaren Endgeschwindigkeit von 420 km/h noch eine Sicherheit gegen Bruch von $j = 2,0$ vorhanden ist. Hieraus ergaben sich die aus Abb. 2 ersichtlichen Bruchbeanspruchungen, wenn man das C-Fall-Rumpfsystem rein achsial als Balken auf zwei Stützen mit einem einseitig überkragenden Ende betrachtet.

Entsprechend der weiten Überkragung des Rumpfes über den verhältnis-

mäßig engen Abstand der Tragflächenanschlüsse erreicht besonders die Querkraft in dem Bereich zwischen dem Vorder- und Hinterholmanschlußspant, d. h. gerade dort, wo sich auch der Ausschnitt für den Holm befindet, ihren Maximalwert. Abb. 3 zeigt die Lage des Holmausschnittes und zugleich die starke Schwächung der Rumpfhaut.

Der Rumpf wurde versuchsmäßig auf seine Tragfähigkeit erprobt.

Zur Veranschaulichung der auftretenden Beanspruchungen sei der Versuchsaufbau näher erläutert (vgl. Abb. 4). Der Rumpf ist hier in Rückenlage an den Hinterholmanschlüssen gegen Zug und an den Vorderholmanschlüssen gegen Druck gelagert. Entgegen den Verhältnissen im Flug wurde als Aktionskraft die Höhenleitwerkslast $P_H = \frac{M_D}{l_H}$ (M_D = Flügeltorsionsmoment; l_H = Abstand des Höhenleitwerkdruckmittels vom Flugzeugschwerpunkt) im Druckmittel des Leitwerks durch Hebelwerkzeug aufgebracht; es stellen sich somit die der Größe des Flügeldrehmomentes und des Auftriebes entsprechenden Vorder- und Hinterholmanschlußkräfte ein. Die Mindestbruchfestigkeit betrug $P_H = 684 \text{ kg}$.

Abb. 5 zeigt in einem Anschauungsbild den ungefähren Verlauf des Kraftflusses in der Rumpfwand im Bereich des Holmausschnittes. Unter dem Zwang der Vorder- und Hinterholmkraft sowie der äußeren Formen des Rumpfes, insbesondere des Holmausschnittes, der sich dem Drang des Zugkraftflusses nach dem Vorderholmspant als starkes Hindernis entgegenstellt, entstehen als örtlich hoch beanspruchte Stellen:

1. der Bereich zwischen dem Führersitzausschnitt und der oberen vorderen Holmausschnittcke. Infolge des dort vorhandenen Engpasses muß der Zugkraftfluß scharf etwa unter 45° nach unten abbiegen, was zu einer verhältnismäßig hohen Schubspannung führt,
2. der Bereich der Rumpfhaut an der unteren hinteren Holmausschnittcke, wo der eingeengte Zugkraftfluß an der Ausschnittkante eine örtlich hohe Zugspannung entstehen läßt,
3. der Bereich unmittelbar an dem Vorderholmspant, wo der Kraftfluß strahlenartig durch die Beschlagskräfte zusammengezogen wird.

Das zugehörige Bild des Bruches (vgl. Abb. 6 u. 8) ist insofern lehrreich, als an sämtlichen erwähnten Bereichen Zerstörungen eingetreten sind.

Es stellten sich nämlich die ersten Brucherscheinungen an der hinteren unteren Holmausschnittcke in Form von

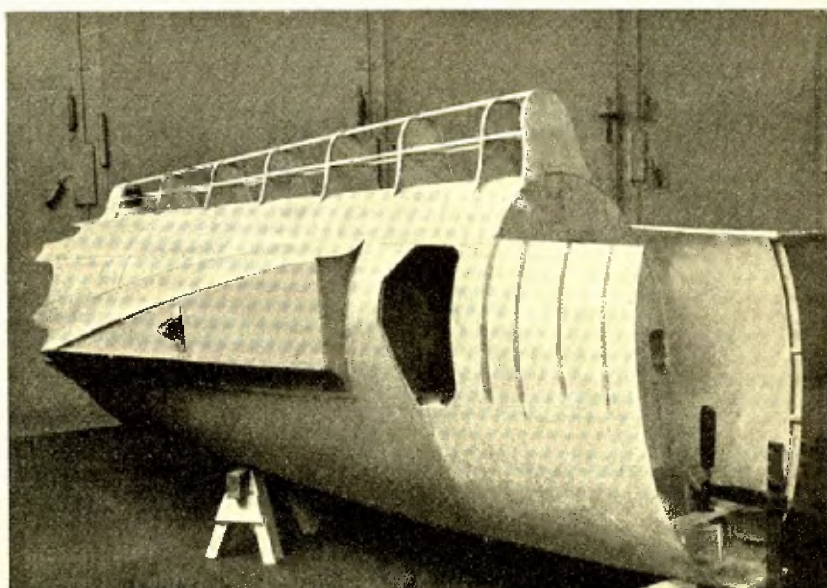


Abb. 3.

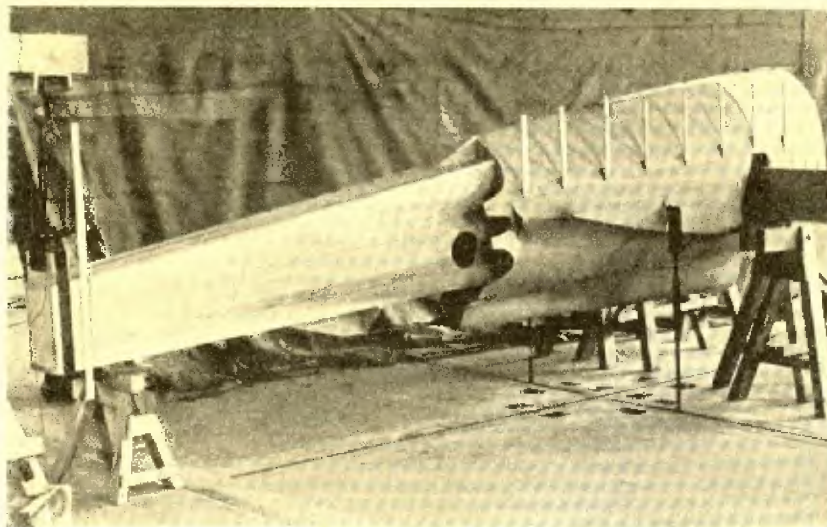


Abb. 4.

Sperrholzzugrissen bereits bei einer geringen Belastung der Gesamtbruchfestigkeit ein (vgl. Abb. 7). Der erst später bei einer Höhenleitwerkslast von $P_H = 930$ kg eintretende Erschöpfungsbruch (Abb. 6) ging so vor sich, daß zunächst der Kopfabfluß vor dem Rückensitzspant in dem unter 1 er-

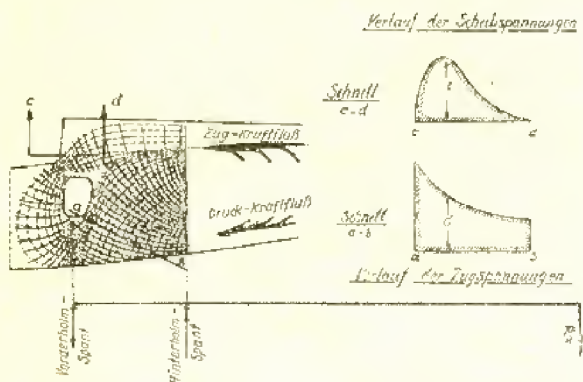


Abb. 5.

wählten Bereich abscherte. Als unmittelbare Folge stellte sich der Bruch in dem Bereich 3 am Vorderholmanschlußspant ein. Die Bruchschubkraft zwischen dem Vorder- und Hinterholmanspann betrug — entsprechend $P_H = 930$ kg — 3110 kg.

Die primären Bruchursachen entstanden, wie ersichtlich, in den einspringenden Ecken bzw. Querschnittseinschnürun-

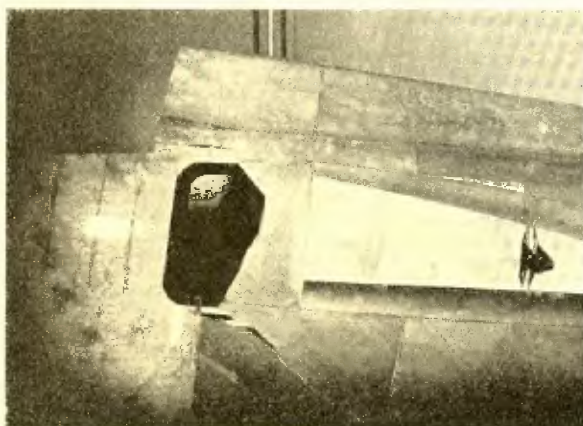


Abb. 6.

gen. Die Höchstbeanspruchungen liegen unmittelbar um den Holmausschnitt herum, insbesondere an seinen Rändern und Ecken. Hieraus ergibt sich als Forderung für die konstruktive Durchbildung derartiger Ausschnitte, daß die Ecken möglichst weitgehend ausgerundet werden, daß man den Rand des Ausschnittes rahmenartig verstärkt, d. h. daß man den tragenden Materialquerschnitt an die örtlich am stärksten beanspruchten Stellen bringt. Es ist somit möglich, die vorhandene Kerbwirkung, die bei Mitteldeckern durch den Holmausschnitt entstehen kann, ohne erheblichen Gewichtsauwand zu beseitigen. Man kann dann auf der anderen Seite durch Schwächung der weniger stark beanspruchten Teile andererseits an Gewicht sparen.

Wie die hintere, tief einschneidende Ecke des Führersitzausschnittes bereits bei der C-Fall-Beanspruchung des Habicht-Rumpfes eine primäre Bruch-

ursache war, so bedeutet sie für den A-Fall, Landefall und die Belastung durch quer zur Flugrichtung gerichtete Schleppseilzüge ebenfalls eine bedeutende Kerbstelle.

Für den Lastfall, »Senkrechter Schleppseilzug nach unten« wurde seiner Zeit der Rumpf des »Condor I« in seiner früheren Ausführung auf seine Tragfähigkeit versuchsmäßig erprobt. — Der Condor-I-Rumpf war in seiner ersten Ausführung insofern fehlerhaft, als die an der Oberkante des Führersitzausschnittes verlaufenden Längsurte beiderseits unmittelbar an dem Rückensitzspant endigten,

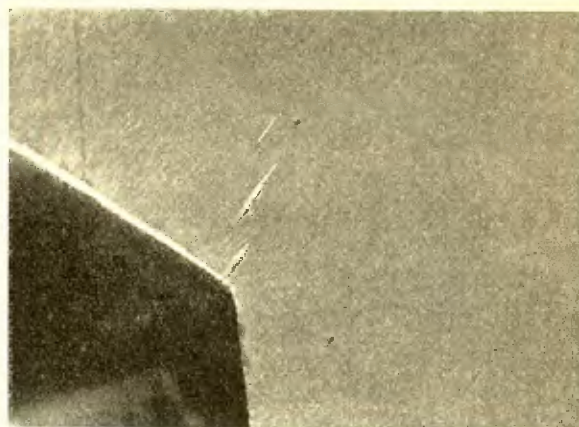


Abb. 7.

wodurch die durch die einspringende Ecke hervorgerufene Kerbwirkung wesentlich erhöht wurde. Der Bruch trat demgemäß im Versuch an diesem höchstbeanspruchten Querschnitt unmittelbar vor dem Rückensitzspant ein, wie im folgenden im Zusammenhang mit den auftretenden Beanspruchungen ausgeführt werden soll.

Abb. 9 u. 10 zeigen die Versuchsanordnung. Der Rumpf befindet sich in Rückenlage. Er ist am Vorder- und Hinterholmanspann sowie durch Verspannungen, die nach ihrer Lage in die Richtung der vorderen Tragflächenstreben fallen, befestigt. Mittels Spannschloß und Dynamometer konnten die Strebenkräfte beliebig eingestellt werden, so daß es zugleich möglich war, den Einfluß dieser Einzelkraft auf das Verhalten der beanspruchten Rumpfhaut zu beobachten. — Auf die Erscheinungen, die hierbei auftraten, wird am Ende des Vortrages eingegangen. — Es sei noch bemerkt, daß die Schleppseilkraftreaktionen am Vorder- und Hinterholmanspann nicht den wirklichen Beanspruchungen im Fluge

entsprechen; es kam im vorliegenden Falle aber nur darauf an, das Rumpfvorderteil zu untersuchen.

Der Bruch ging derart vor sich, daß zunächst bei einem Schleppseilzug von $Z = 272 \text{ kg}$ das Sperrholz der Rumpfhaut in der hinteren Ecke des Führersitzausschnittes gerade

langläuft und zum Rumpfhals abbiegt, wieder eine örtliche höhere Spannung zustande. — Der vollständige Bruch trat dann bei einem Schleppseilzug $Z = 420$ kg durch Ausknicken des Kielgurtes unmittelbar vor dem Rückensitzspant ein (vgl. Abb. 13 u. 14).

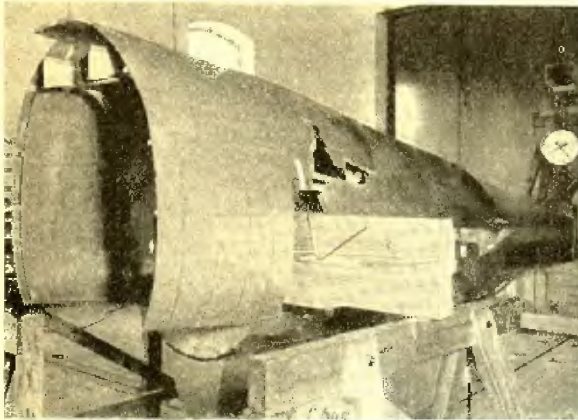
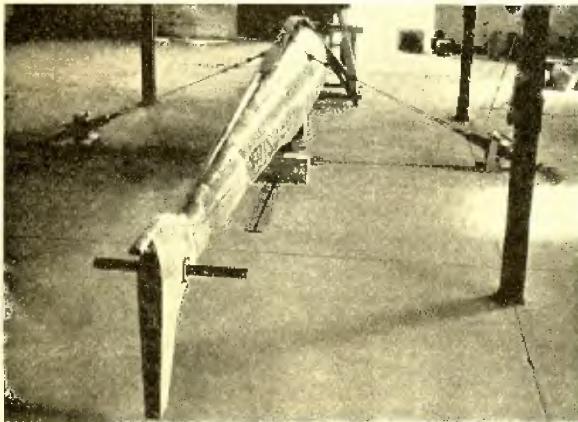


Abb. 8.



Abb. 14.



Add. 9.

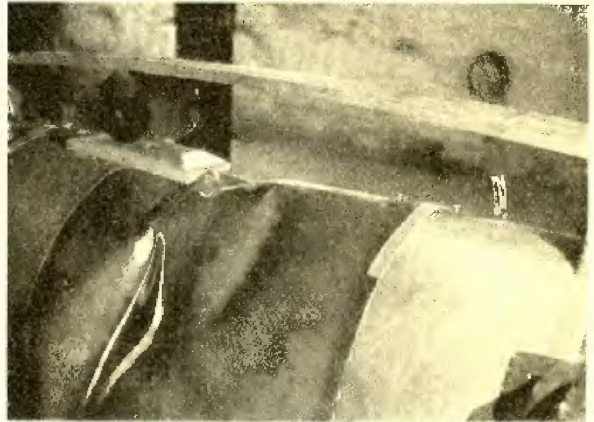


Abb. 12.

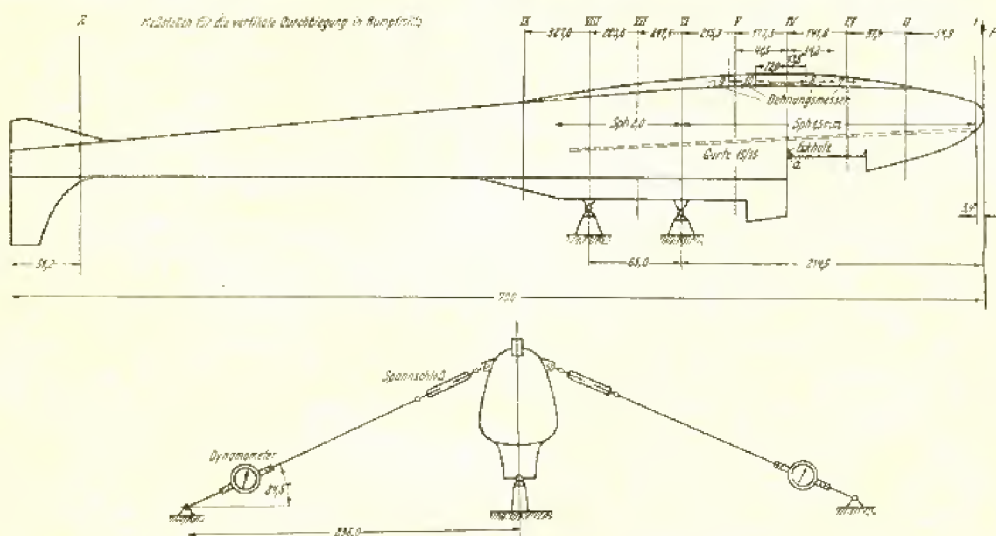


Abb. 10.

am Ende der Obergurtleiste einriß (vgl. Abb. 11). — Abgesehen von der Kerbwirkung, die durch das Endigen dieser Leiste gerade in dem höchstbeanspruchten Querschnitt entsteht, kommt auch durch die Einzwängung des Kraftflusses, der an dem oberen Bereich des Führersitzausschnittes ent-

Unter dem Einfluß der Druckspannungen hatten sich zunächst Beulen beiderseits des Kielgurtes gebildet, die wohl auch eine seitliche zusätzliche Biegung auf den Kielgurt ausübten.

Die angestellten Messungen beweisen recht klar, wie hoch die Kerbwirkung durch den Führersitzausschnitt ist.

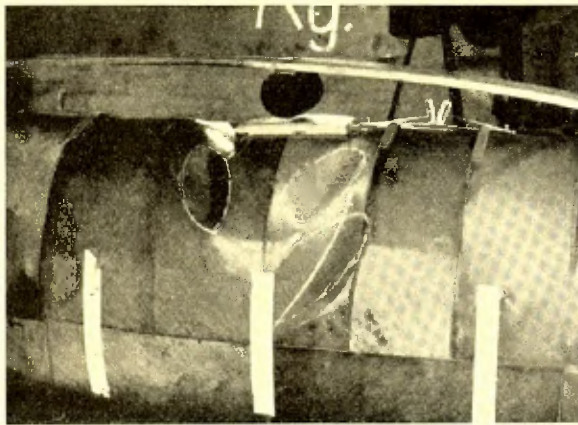


Abb. 13.

Einerseits zeigen die längs des Kielgurtcs gemessenen Dehnungen das durch die Unstetigkeit des tragenden Querschnittes hervorgerufene Spannungsmaximum unmittelbar vor dem Rückensitzspant (vgl. Abb. 14). Der Spannungssprung tritt bei den Laststufen besonders stark zutage, die nach dem Einreißen des Sperrholzes in der hinteren Führersitzausschnittcke aufgebracht wurden, als hier nur noch der untere Bereich des Rumpfes trug.

Andererseits weist aber auch der Knick in dem Verlauf der Biegelinie auf die vorhandene Kerbstelle hin (vgl. Abb. 15).

Um eine Abminderung der Kerbstelle durch konstruktive Maßnahmen herbeizuführen, ist es zweckmäßig, den längs der Oberkante des Rumpfausschnittes verlaufenden Längsgurt nicht nur in das Rumpfhinterteil selbstverständlich durchlaufen zu lassen, sondern ihn auch in dem Bereich der Kerbstelle durch Aufleimer zu verstärken.

Auch eine Verstärkung durch Füllklötze oder Sperrholzdoppelungen an der Ecke des Ausschnittes würde die Gesamttragfähigkeit mittels geringem Gewichts Aufwand wesentlich erhöhen.

Nachdem im vorhergehenden Teil an einigen Beispielen

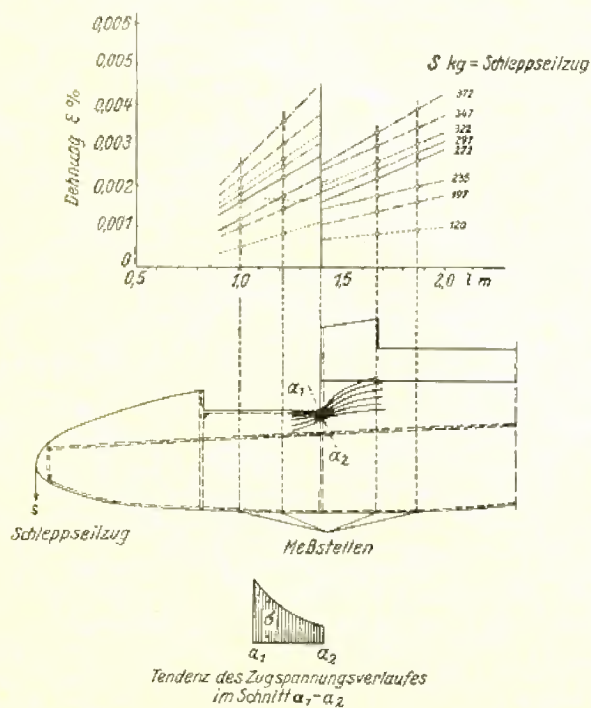


Abb. 14.

das Entstehen von örtlichen Spannungserhöhungen als Folge von Unstetigkeitsstellen des tragenden Querschnittes gezeigt wurde, sollen im folgenden die gleichen Erscheinungen als Folge von Einzelkräften, die an sonst gleichmäßig beanspruchten Konstruktionsteilen angreifen, behandelt werden.

Die Flügelwurzel des von der DFS entwickelten, kunstflugtauglichen Segelflugzeuges »Habicht« (vgl. Abb. 16) wurde hinsichtlich der Aufnahme des Flügeltorsionsmomentes von $M_{Tw} = 1360$ mkg in seinem statischen Aufbau derart ausgeführt, daß die diagonal beplankte Sperrholznase in einer Stärke von 3,0 mm bis zur Wurzelrippe durchgeführt wurde, während der Bereich zwischen dem Holm und der zum Hinterholmanschluß laufenden Diagonalen mit nur 1,0 mm starkem Sperrholz beplankt war.

Der größere Anteil des Flügeltorsionsmomentes verbleibt also in der Nase und wird von dieser auf den vor dem Holm befindlichen Teil der Wurzelrippe, die die Nase scheibenartig faßt, übertragen.

Dieser Anteil des Drehmomentes wird nun als Kräftepaar von den vorderen auf die hinteren Rippengurte über dem

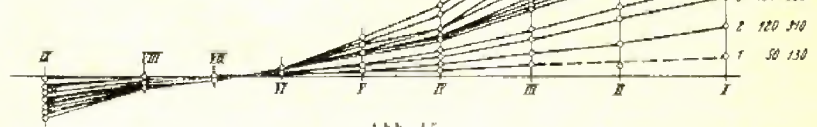


Abb. 15.

Holm übertragen und von dort erst durch die Haupt- und Hinterholmbeschläge auf den Rumpf abgesetzt. Hierbei sind folgende Vorgänge für die Tragfähigkeit von Bedeutung:

1. Bei der Überleitung der Rippengurte über den Holm verläßt der Kraftfluß auf der Zugseite (Oberseite) die Rippengurte und geht in die darüber befindliche Sperrholzbeplankung über, während die Druckkraft auf der Unterseite teils über die Sperrholzbeplankung geleitet wird, teils die Gurte des Holmes quer zur Faser beansprucht.
2. Die Gurte der hinteren Wurzelrippe beeinflussen den Verlauf des Kraftflusses in der Torsionsnase derart, daß sie als Einzelkräfte die Spannungen aus einem größeren Sperrholzbereich strahlenförmig zusammenziehen.

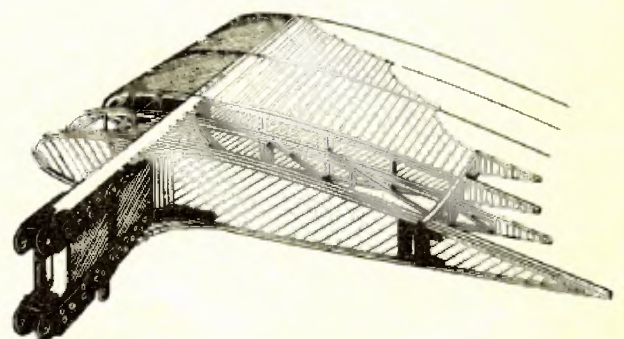


Abb. 16.

Beide Erscheinungen führten in einem Vorversuch ohne die später erwähnten Füllklötze unmittelbar am Holm zu örtlichen Überbeanspruchungen. Es zeigten sich Zerstörungen der Sperrholzbeplankung an der Überleitungsstelle sowie erhebliche Deformationen des Holmgurtes auf der Unterseite durch Druck senkrecht zu Faser.

Zur Verminderung dieser örtlich hohen Spannungen wurden daraufhin Konstruktionselemente eingebaut, die man nach ihrer Wirkungsweise als Spannungsverteiler bezeichnen kann. Sie bestehen (vgl. Abb. 16 u. 17) aus Füll-

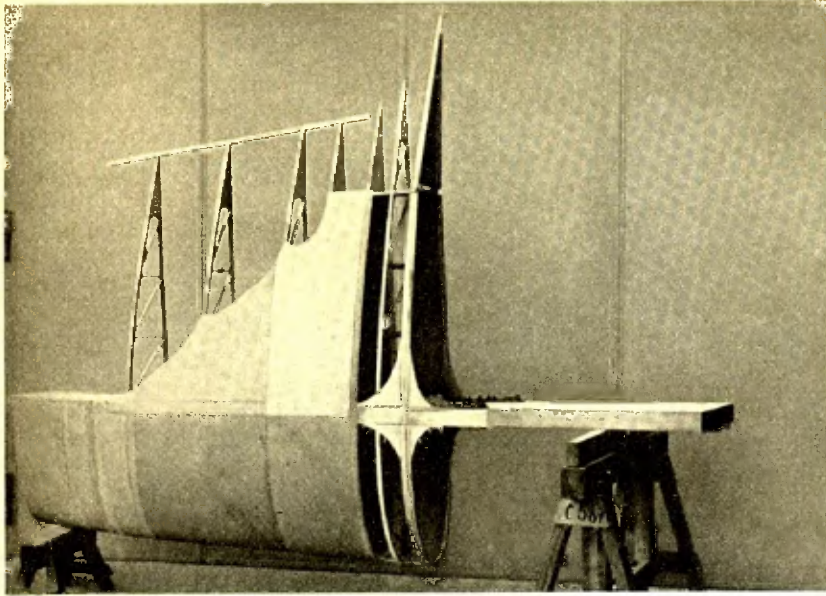


Abb. 17.

klötzen, die unter die hochbeanspruchten Bereiche des Sperrholzes geleimt sind, die stumpf gegen den Holm stoßen und gegen diesen gut eingepaßt sind.

Außerdem wurde der Bereich des Sperrholzes über dem Holm gedoppelt.

Die Wirkung dieser Spannungsverteiler besteht nun darin, daß sie

1. den Kraftfluß, der von dem vorderen Rippengurt auf den hinteren überfließt, in die Breite lenken, da der breitere und stärkere Querschnitt die Kraft anzieht (vgl. Abb. 18),
2. daß der stärkere Querschnitt an sich die Spannungen weiter verringert,
3. daß die Zug- bzw. Druckspannungen nicht so stark aus dem Bereich der angrenzenden Sperrholzbeplankung nach den freien »Einzelkräften« der Rippengurte strahlenförmig zusammengezogen werden. Dieser Vorgang ist aus dem Kraftflußbild Abb. 19 ersichtlich.

Um ein Bild über den Verlauf dieses Kraftflußbildes zu erhalten, wurden die Dehnungen der Sperrholzbeplankung

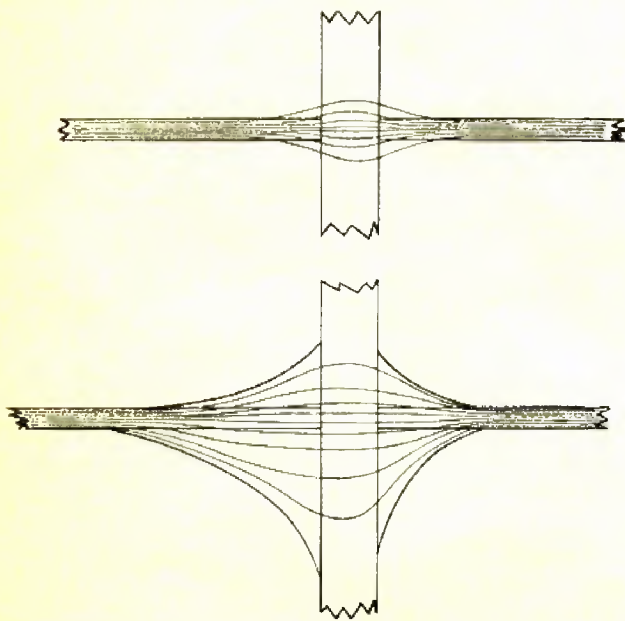


Abb. 18.

auf der Oberseite des Schulterstückes mit Dehnungsmessern, System »Martens Kennedy«, immer jeweils zwischen zwei Rippen in Abständen von 10 cm gemessen. Die Größe und Richtung der Hauptdehnungen wurde aus der Verzerrung des Meßkreises in eine Kurve höherer Ordnung, die durch Messung der Dehnungen in drei verschiedenen Richtungen festliegt, ermittelt.

Die Darstellung ist derart, daß die Größe des Zug- und des Druckkraftflusses umgekehrt proportional dem Abstand der eingetragenen Richtungslinien und im konstanten Dehnungsmaßstab aufgetragen ist.

Aus dem Verlauf des Kraftflusses ist nun ersichtlich, daß die Zugspannungen in dem Bereich, wo das Sperrholz nicht gedoppelt ist, bedeutend stärker auf die Zugkraft des hinteren Rippengurtes an der Holmübergangsstelle zulaufen, als in dem gedoppelten Sperrholz- und Füllklotzbereich. Die Richtung der Hauptspannungen nähert sich hier auffällig mehr der 45°-Richtung, d. h. daß die

Bildung des Zugfeldes abgeschwächt wird. Weiterhin weist der Kraftfluß im Bereich der Holmübergangsstelle ein Maximum auf.

Bei dem Nichtvorhandensein der Verstärkungen würden daher auch die Spannungen selbst unter der günstigen Annahme, daß der Kraftfluß der gleiche wäre, dieses Maximum ebenfalls aufweisen. Dazu käme noch eine weitere Erhöhung der Spannungen dadurch zustande, daß der Kraftfluß in einen engeren Bereich zusammengezogen würde.

Durch die getroffenen Verstärkungen wurde hiergegen erreicht, daß die Beanspruchungen in dem gesamten Bereich wesentlich ausgeglichener sind. Wo der Kraftfluß dicht verläuft, ist der tragende Querschnitt entsprechend stärker. — Insbesondere ist auch durch die Füllklotzanordnung die starke Pressung der Rippendruckkraft auf die quer zur Beanspruchungsrichtung verlaufenden Holzfasern des Holm-untergurtes vermieden.

Ein weiteres Beispiel dafür, daß Einzelkräfte bei einer unzuweckmäßigen Konstruktion oft die ersten Überbeanspruchungen hervorrufen, zeigt ein Torsionsversuch mit einer anderen Tragflächenwurzelaustrführung. Dieser Flügel-Rumpfanschluß war derart ausgeführt, daß das Torsionsmoment durch Beschläge, die sich einerseits unmittelbar an der Nase der Wurzelrippe und andererseits an dem Holm befanden, auf den Rumpf abgesetzt wurde.

Es verlor nun dadurch seine Tragfähigkeit, daß sich zunächst in der 45°-Richtung auf dem Holm-Rumpfbeschlag in der Sperrholzbeplankung der Nase ein örtlich starkes Zugspannungsfeld bildete. Ein solches Zugfeld übt besonders bei einer stark gewölbten Nasenform, die im vorliegenden Fall vorhanden war, eine gewisse Pressung auf die eingeleimten Rippen aus. Unter dem Einfluß dieser Pressung sind dann, wie aus Abb. 20 ersichtlich ist, die Rippen in einem Streifen, der fast unter einem Winkel von 45° genau auf den Hauptholm-Rumpfbeschlag verläuft, eingedrückt.

Auch hier wird durch örtliches Verstärken der Rippenpfosten und -gurte in dem zerstörten Bereich die Gesamttragfähigkeit durch geringen Gewichtsaufwand erhöht werden können.

Eins der wichtigsten Bauglieder bei freitragenden Mitteldeckern ist der biegeungssteife Holmzusammenschluß mit der Holm-Rumpfverbindung. Abb. 21 zeigt eine derartige Beschlagsverbindung, die eine Versuchskonstruktion darstellt.

Die maximalen Beanspruchungen ergaben sich bei der vorliegenden Konstruktion aus der A-Fall-Belastung. Hierbei ergibt sich als — für die Beanspruchungen des Holmes — wesentliches Kraftbild: 1. das Biegemoment der Holme steht

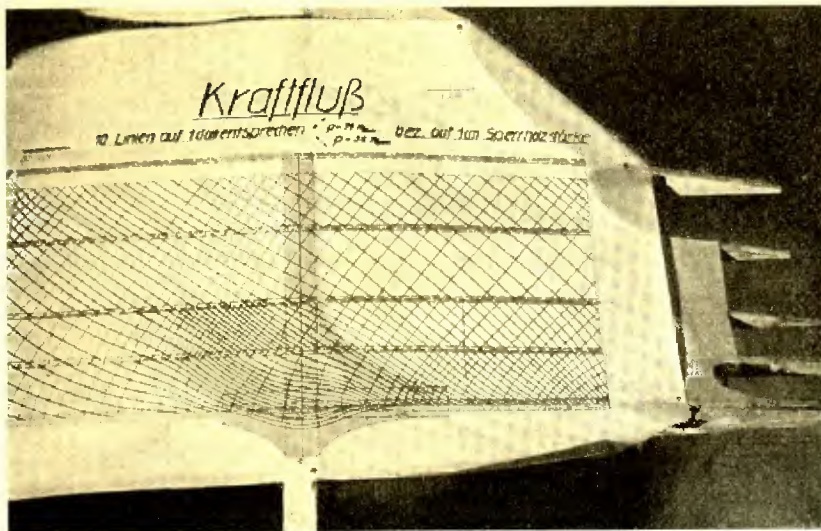


Abb. 19.

in der Konusbolzenverbindung miteinander im Gleichgewicht erzeugt in den Gelenken zwei Einzelkräfte, deren Richtung und Lage die innere Beanspruchung des Holmes wesentlich beeinflußt; 2. die Querkraft jeder Tragfläche wird je an dem Rumpfaufhängebeschlag ebenfalls in Form einer Einzelkraft auf den Rumpf abgesetzt. Sie beeinflußt ebenfalls den Kraftfluß des Holmes wesentlich.

Als in seiner Tragfähigkeit gefährdetster Bereich erschien der Untergurt des Holmes unmittelbar an dem Aufhängebeschlag. Für die inneren Beanspruchungen dieses Bereiches sind folgende Erscheinungen von Bedeutung:

1. der Kraftfluß des Holmuntergurtcs kommt in einem verhältnismäßig breiten Band von dem Außenflügel an und wird unter dem Zwang der Gelenkeinzelfkraft in ein schmaleres Band nach den äußeren Fasern des Holmuntergurtcs hin zusammengezogen (vgl. Abb. 22),
2. die Einzelkraft des Aufhängebeschlages bewirkt ein weiteres Abbiegen des Kraftflusses nach diesen äußeren Fasern,
3. durch die Bohrlöcher werden, wie an dem Beispiel der Zuglasche gezeigt wurde, örtliche Spannungsspitzen erzeugt.

Auf Grund dieser Erscheinungen wurde vermutet, daß die Spannungen des Holzuntergurtcs wesentlich über den

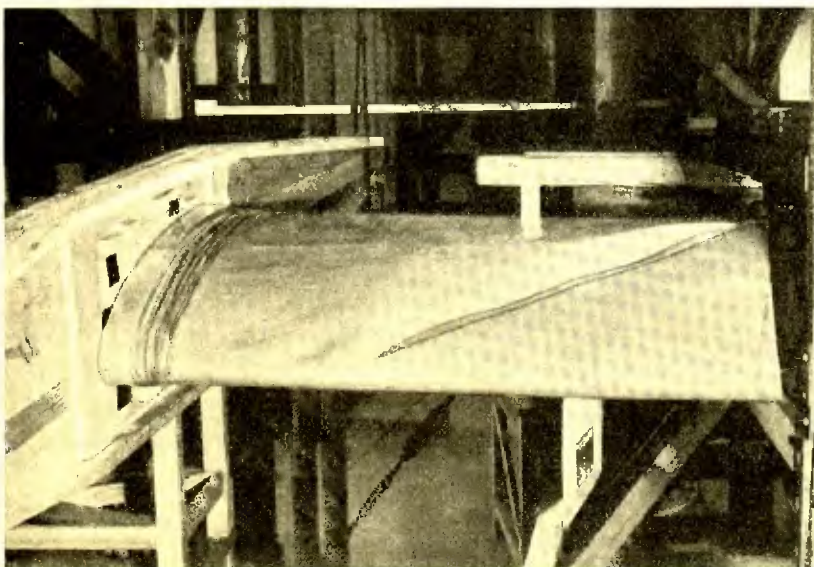


Abb. 20.

Spannungen liegen, die sich nach der Formel $\sigma = \frac{M}{J} \cdot e$ ergeben würden.

Es wurden daher die Dehnungen der äußersten Holzfasern des Holmuntergurtcs (mittels Dehnungsmessern System Martens-Kennedy) längs des Bereiches der Verbindungsaschen bei einer A-Fall-ähnlichen Belastung ermittelt. Es ergab sich hierbei das aus Abb. 23 ersichtliche Bild des Spannungsverlaufes. Gegenüber der Spannung $\sigma = \frac{M}{W}$, mit der oft aus Unkenntnis der wahren Vorgänge gerechnet wird, ergibt sich in dem Bereich der Rumpfaufhängung eine örtliche Spannungserhöhung von über 40%, die leicht die Ursache für eine Überbeanspruchung innerhalb der Grenzen der Lastannahmen bilden kann.

Abgesehen von der vorhandenen Zugspannungserhöhung nehmen auch die Schubspannungen längs der Oberkante der unteren Beschlagslasche gegenüber dem sonstigen Bereich größere Werte an.

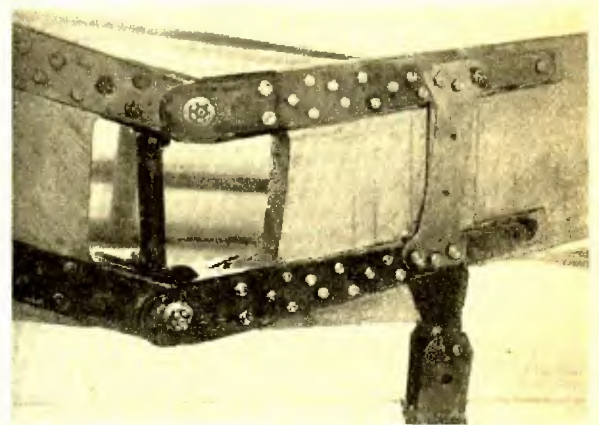


Abb. 21.

Abb. 24 zeigt die Versuchsanordnung.

Abb. 25 zeigt die Zerstörung des Holm- und Untergurtbereiches, einerseits den Schubbruch längs der oberen Bolzenreihe, andererseits den Zugbruch in dem gemessenen Spannungssmaximum.

Es sei hierbei noch erwähnt, daß die Zugspannungen in den Holzfasern, die sich im Bereich der Symmetrieachse der unteren Lasche befinden, noch höhere Spannungen erhalten können als die gemessenen äußersten Holzfasern, da die Gelenkkraft das Bestreben hat, den Kraftfluß in die Schwerlinie der Bolzenbefestigung der Verbindungslasche zu lenken.

Auch dieses Beispiel zeigt wieder, wie unter der Wirkung von Einzelkräften örtlich hohe Spannungen hervorgerufen werden können.

Durch stärkere V-Stellung der Verbindungsaschen nach der Holmmittle hin oder eine Verbreiterung wird wahrscheinlich das Spannungssmaximum erheblich vermindert werden.

Zum Schluß sei noch eine Beobachtung bei dem Rumpfbrechversuch

mit dem Condor 1, unter senkrechtem Schleppseilzug erwähnt.

Es zeigte sich nämlich, wie unter der Wirkung der Einzelkraft der Streben eine außerordentlich starke Beulung der

Rumpfhaut unmittelbar an der Befestigungsstelle der Streben am Rumpf eintrat. Nachdem die Streben entlastet waren, verminderte sich die Einbeulung erheblich (vgl. Abb. 26 bis 28).

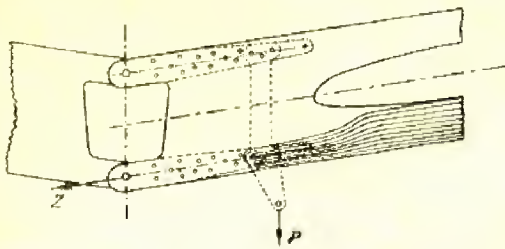
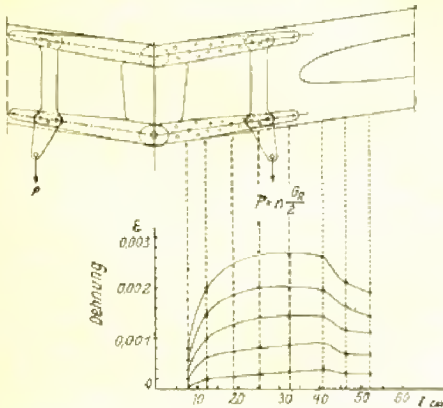


Abb. 27.



Dehnung an der Stelle a in Abhängigkeit der Beschlagkraft P (kg)

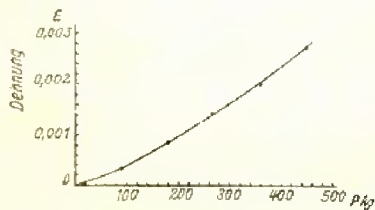


Abb. 28.

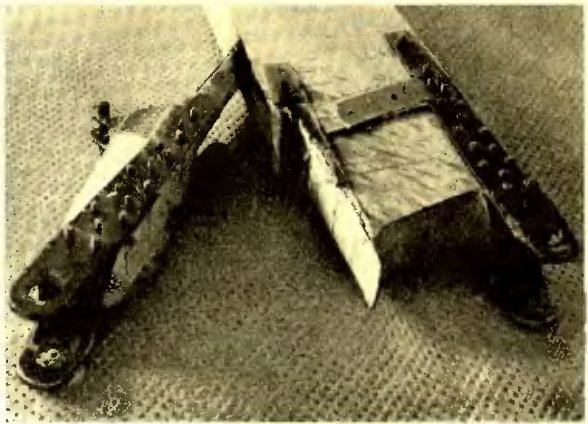


Abb. 25.

Die Ursache wird wahrscheinlich darin liegen, daß die am Spant angreifende Strebenkraft eine Dehnung derselben hervorgerufen hat, die wiederum einerseits eine Wellenbil-



Abb. 26. Schleppseilzug 272 kg, Strebenkraft 0 kg.



Abb. 24.

dung der Rumpfhaut einleitete, andererseits örtliche zusätzliche Spannungen durch Spannung der Rumpfhaut erzeugte.

Man kann hieraus wiederum erkennen, wie verschiedenartig die Folgen der Wirkung von Einzelkräften sein können.

Es ließen sich noch viele andere Konstruktionsteile erwähnen, die ähnlichen Beanspruchungen ausgesetzt sind.

Die angeführten Beispiele haben aber bereits hinreichend gezeigt, daß immer dann, wenn ein Konstruktionsteil Unstetigkeitsstellen im tragenden Querschnitt aufweist oder wenn eine Einzelkraft in einen Spannungszustand von anderer örtlicher Dimension umgeformt werden muß, für den Statiker und Konstrukteur Anlaß zu besonderer Vorsicht geboten ist. Er muß sich bei derartigen Konstruktionsteilen immer eine Vorstellung über den Verlauf des Kraftflusses machen, um die

örtlich hohen Beanspruchungen zu erkennen und um durch geeignete konstruktive Maßnahmen den Gefahren, die sich durch Kerbwirkung ergeben, entgegenzuwirken. Der sicherste Weg bleibt jedoch immer der Versuch am fertigen

Bauteil. Abgesehen von dem Nachweis der hinreichenden Sicherheit ist es hierbei zugleich eine lohnende Aufgabe, durch systematisches Verstärken und Schwächen das Minimum an Gewicht anzustreben.

Abb. 27. Schleppseilzug 272 kg, Strebekraft 500 kg.

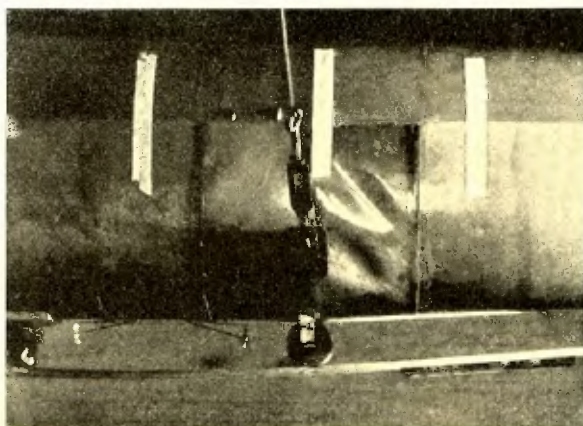
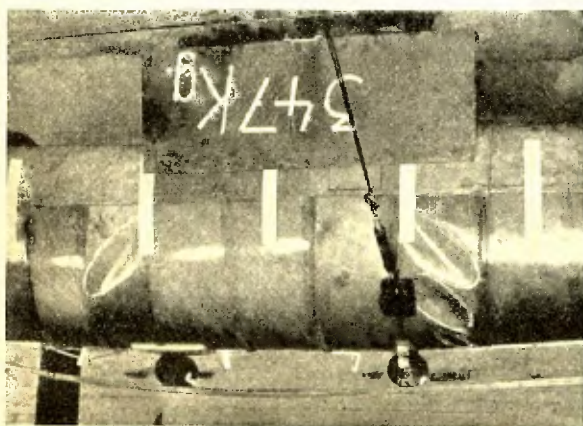


Abb. 28. Schleppseilkraft 347 kg, Strebekraft 500 kg.



Die Überprüfung der Verkehrssicherheit von Segelflugzeugen.

Von Dr.-Ing. Max Beyer-Desimon, Wien.

Mit etwas gemischten Gefühlen habe ich — wenn ich offen sein darf — der freundlichen Aufforderung des Österreichischen Aero-Clubs, im Rahmen der ISTUS-Tagung einen Vortrag zu halten, Folge geleistet. Gemischt deshalb, weil es mir einerseits stets ehrliche Freude bereitet, an allen Bestrebungen, die der Förderung der Fliegerei dienen, nach besten Kräften mitzuarbeiten, und weil es mir auch eine ganz besondere Freude macht, die Teilnehmer der ISTUS-Tagung 1937 auf das herzlichste begrüßen zu können und mit ihnen durch meine heutigen Ausführungen in näheren fachlichen Kontakt zu kommen — anderseits aber, und das ist die Kehrseite, mußte ich bedenken, daß meine fachliche Tätigkeit als Leiter der Prüfstelle für Luftfahrzeuge des B. M. f. H. u. V. einen rein praktisch exekutiven Charakter trägt und daß daher die daraus gewonnenen Erfahrungen keineswegs Ergebnisse wissenschaftlicher Forschungen, wie solche im Rahmen dieser Tagung zur Behandlung gelangen, darstellen können. Wenn ich dennoch heute über die Überprüfung der Verkehrssicherheit von Segelflugzeugen zu Ihnen spreche, liegt der Grund letzten Endes darin, daß ich den Standpunkt vertreten kann, daß jede Maßnahme, die der Erhöhung der Sicherheit des Flugwesens und so auch der Segelfliegerei dient, Beachtung verdient, da einerseits jeder Flugunfall, und insbesondere der technisch bedingte, dem Fluggedanken schweren Schaden zufügt, und da anderseits das erhöhte Vertrauen eines Führers zu seinem Flugzeug auch eine psychologisch verständliche Steigerung seiner Leistungen, die wiederum dem Segelflugwesen zugute kommen, hervorruft.

Der so erfreuliche, durch die tatkräftige Initiative des Österreichischen Luftsportverbandes ermöglichte Aufschwung des österreichischen Segelflugwesens in den letzten Jahren, hat naturgemäß auch die noch junge Prüfstelle für Luftfahrzeuge — dieselbe wurde erst vor knapp 3 Jahren ins Leben gerufen — vor neue Aufgaben gestellt. Es galt, mit einfachen Mitteln konsequent aufbauend, einen Prüfdienst für das Segelflugwesen zu organisieren, dessen grundsätzliche Richtlinien aus unseren bisherigen Erfahrungen entwickelt, nunmehr in der erst kürzlich erschienenen Prüfordnung für Gleit- und Segelflugzeuge festgehalten sind. An Hand dieser Prüfvorschriften möchte ich Ihnen darlegen, wie wir derzeit in Österreich die Prüfung der Verkehrssicherheit von Gleit- und Segelflugzeugen durchführen. Sie werden aus einzelnen Punkten meiner Ausführungen erkennen, wie man es machen soll, aber auch aus verschiedenen Beispielen noch, wie man es nicht machen soll, und hoffentlich aus der Gesamtheit die eine oder andere Anregung schöpfen.

Bevor ich auf den Prüfdienst selbst eingehe, möchte ich Ihnen unter Hinweis auf den in diesem Rahmen gehaltenen Vortrag des Herrn Ing. Bartsch durch die folgenden beiden Lichtbilder einen Überblick über die Entwicklung des Segelflugzeugparks in Österreich und gleichzeitig über die auf den Prüfdienst Bezug habenden statistischen Werte geben. Diese Statistik umfaßt den Zeitraum von 1933 bis zum Mai 1937. Abb. 1 zeigt das zahlenmäßige Anwachsen der in Österreich zum Luftverkehr zugelassenen Gleit- und Segelflugzeuge in

der oberen Kurve, in der darunterliegenden den Abfall der durch Beschädigungen bzw. durch schlechten Bauzustand nicht mehr zum Betrieb zugelassenen Luftfahrzeuge dieser Art.

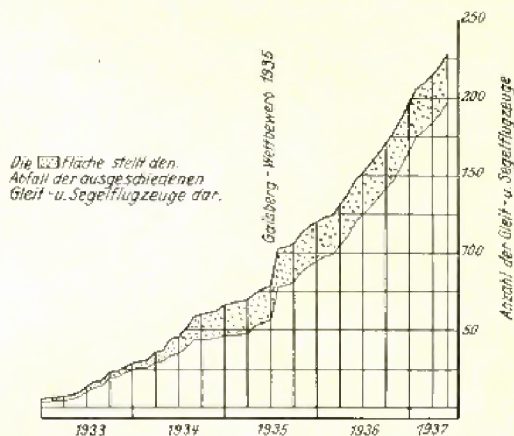


Abb. 1.

Abb. 2 zeigt den zahlenmäßigen Verlauf der Überprüfungen von Gleit- bzw. Segelflugzeugen für den gleichen Zeitraum.

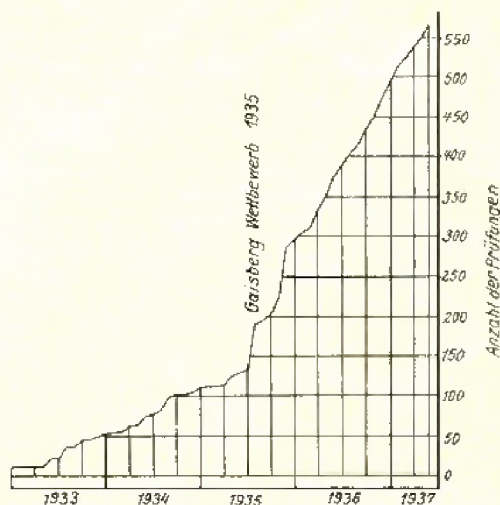


Abb. 2.

Sie sehen daraus auch die ständig wachsende Belastung des Prüfdienstes, dessen Arbeit nur durch die erfolgreiche Tätigkeit meiner Mitarbeiter bei der Prüfstelle sowie durch die Schaffung einer leistungsfähigen Bauprüferorganisation möglich war und die durch enge und verständnisvolle Zu-

sammenarbeit mit dem Technischen Referat des Österreichischen Aero-Clubs (Ö. L. V.) wesentlich gefördert wurde.

Die erwähnte Bauprüferorganisation besteht aus einer Reihe — derzeit 26 — im Flugwesen tätigen und technisch geschulten amtlich bestellten Sachverständigen, die je nach ihrem fachlichen Bildungsgrad als Bauprüfer 1. bzw. 2. Ordnung die laufenden Prüfungen der Segel- bzw. Gleitflugzeuge innerhalb der ihnen zugewiesenen Distrikte auf fallweisen Auftrag der Luftfahrtbehörde durchführen und hierüber an die Prüfstelle für Luftfahrzeuge berichten.

Als Richtlinien für die technischen Anforderungen an Gleit- bzw. Segelflugzeuge gelten in Österreich, insbesondere auch mit Rücksicht darauf, daß etwa 85% unseres Segelflzeugparks in Österreich hergestellte Nachbauten deutscher Baumuster sind, die deutschen Bauvorschriften für Gleit- und Segelflugzeuge, derzeit in der Ausgabe des Deutschen Luftsportverbandes, 3. Auflage.

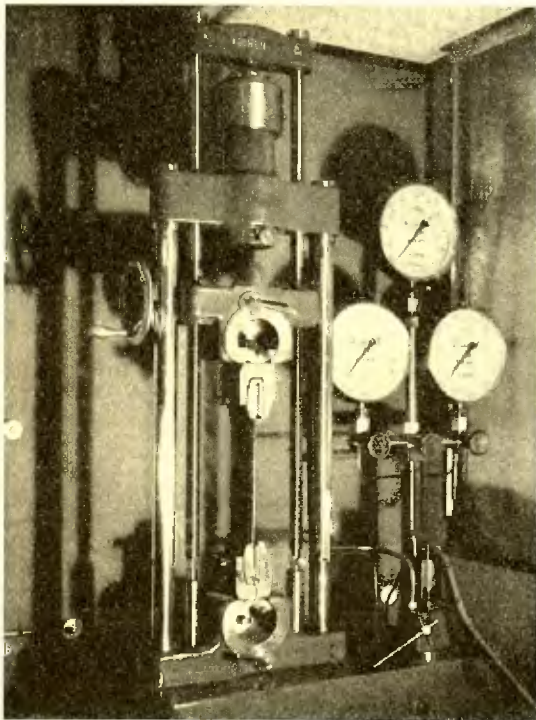


Abb. 3.

Als Arten der Prüfungen an Gleit- bzw. Segelflugzeugen unterscheiden wir:

1. die Musterprüfung: als Prüfung einer Neukonstruktion eines Gleit- bzw. Segelflzeugbaumusters,
2. die Stückprüfung: als Prüfung solcher Gleit- bzw. Segelflzeuge, die nach den Bauunterlagen eines zugelassenen Musters neu hergestellt sind,
3. die Nachprüfung zur Feststellung, ob ein Gleit- bzw. Segelflzeug noch den Anforderungen an die Verkehrssicherheit entspricht.

Die Durchführung der Musterprüfungen erfolgt durch die Prüfstelle für Luftfahrzeuge unter Heranziehung der Bauprüfer 1. Ordnung für Rohbau- und Fertigabnahmen am Musterflugzeug, die Stück- und Nachprüfungen werden für Gleit- und Segelflzeuge durch Bauprüfer 1. Ordnung, für Gleitflugzeuge allein durch Bauprüfer 2. Ordnung im eigenen Wirkungskreis ausgeführt.

Bei sämtlichen Prüfungen wird durch die Prüfstelle großer Wert auf eine sorgfältige Auswahl und Prüfung der zu verwendenden Baustoffe gelegt, und es werden vor Zulassung Festigkeitsnachweise für die Hauptbaustoffe verlangt. Die in ihren Qualitätseigenschaften produktionsgemäß homogenen Baustoffe, wie Bleche, Kaltleim, Besspannungs-

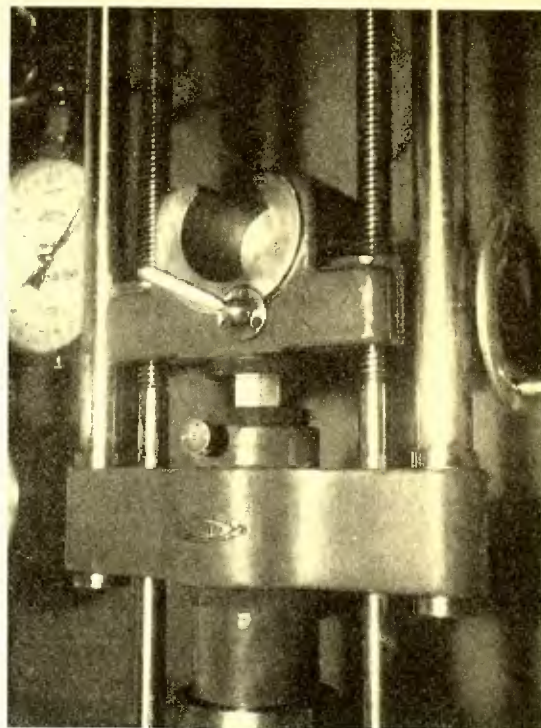


Abb. 4.

stoffe, werden periodisch wiederkehrend festigkeitsmäßig und insbesondere auf das Erreichen der in den Bauvorschriften vorgesehenen Mindestwerte durch die Prüfstelle überprüft, so daß für die Bauherstellung diese Baustoffe in bekannter Qualität zur Verfügung stehen. Bei Hölzern jedoch kann nach den Erfahrungen des Prüfdienstes auch bei sachgemäßer Auswahl nicht mit Sicherheit auf das Erreichen der Mindestwerte gerechnet werden. Aus einer größeren Zahl von Baustoffproben, anscheinend geeigneten Holzinaterialien konnte festgestellt werden, daß etwa 10% der Proben die Mindestfestigkeitswerte bis zu 30% unterschritten haben; selbstverständlich waren in den weit vorwiegenden Fällen auch Überschreitungen dieser Werte bis vielfach 200 bis 300% zu konstatieren. Immerhin hat sich daraus die Notwendigkeit ergeben, die für die Herstellung lebenswichtiger Segelflzeugbauteile verwendeten einzelnen Hölzer einer Festigkeitsprüfung zu unterziehen.

Die bezüglichen Materialprüfungen können bei jeder behördlich autorisierten Materialprüfanstalt durchgeführt werden. Um jedoch einerseits das Verfahren zu vereinfachen und diese Baustoffprüfungen zur Förderung des Segelflzeugwesens auch kostenfrei gestalten, und um andererseits im eigenen Wirkungskreis der Prüfstelle auf diesem wichtigen

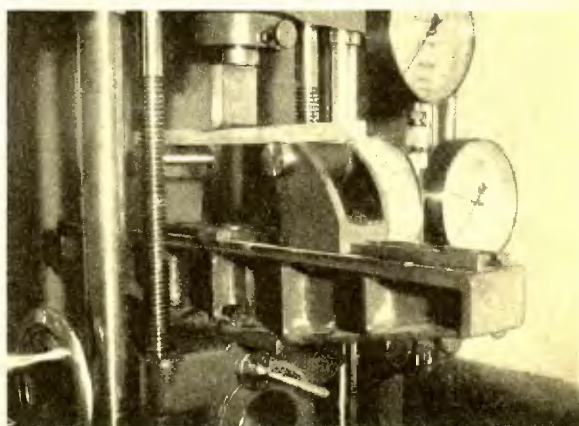


Abb. 5.

Gebiet laufend Erfahrungen sammeln zu können, habe ich bei Ausbau des Prüfdienstes darauf gesehen, daß die wichtigsten technischen Einrichtungen zur Durchführung von Baustoffprüfungen für die Prüfstelle selbst vorgesehen werden. Ich möchte Ihnen nun anschließend einige dieser Apparate und deren Verwendung in einer Reihe von Lichtbildern

Zahl und Entnahme der Proben. Hinzuweisen wäre hier noch auf die Form des Zugstabes, die tunlichst einfach herzustellen ist und die sich nach unseren Erfahrungen gut bewährt hat.

Analoge Blätter sind für die Proben sämtlicher anderer Hauptbaustoffe vorgesehen. Ein solches Blatt: »Probekörper für die Baustoffprüfung von Eisen, Blechen und Bändern« sehen Sie in Abb. 7.

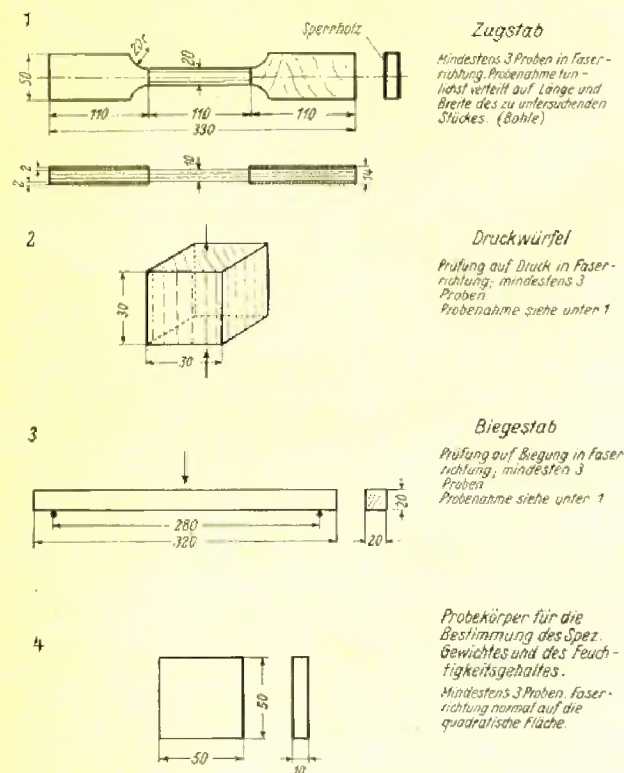


Abb. 6.

zeigen. Das erste Bild zeigt unsere hydraulische Universalmaterialprüfmaschine. Dieselbe wurde als Sonderausführung von der Firma Ernst Krause & Co., Wien, geliefert uns ist unseren Verwendungszwecken besonders angepaßt. Sie besitzt einen Teleskopkolben und ist auf Betrieb mit großen und kleinen Kolben umschaltbar, mit 3 Manometern für verschiedene Laststufen ausgestattet und erreicht einen Meßbereich von 100 kg bis 10 t bei durchaus ausreichender Genauigkeit. Sie ist in der im Lichtbild festgehaltenen Ausstattung für Zerreißversuche zu verwenden (Abb. 3); wie Abb. 4 zeigt, kann sie für Druckproben benutzt werden und schließlich, wie Sie in Abb. 5 sehen, für die Ausführung von Biegeversuchen nach Aufbau eines Biegebalkens Anwendung finden.

Diese Prüfmaschine ist bei der Prüfstelle jetzt bereits seit über 2 Jahren ständig in Betrieb und durch ihre Konstruktion sowie ihren großen Meßbereich, angefangen von Zerreißproben an Spannungsstoffen bis hinauf zu den hohen Bruchlasten von Stählen vielseitig einwandfrei benutzbar.

Um zwecks Einreichung der Probekörper den Antragstellern genaue Richtlinien für die Entnahme und Ausführung der Probekörper zu geben, hat die Prüfstelle hierfür Formblätter herausgegeben, die den Interessenten zugänglich gemacht werden. Ein derartiges Formblatt: »Probekörper für die Baustoffprüfung von Holz« sehen Sie in Abb. 6. Die linksseitige Blattseite stellt die bezüglichen Probekörper für Zug- und Druck und ihre Dimensionen dar, die Vertikalspalte rechts enthält Angaben über die

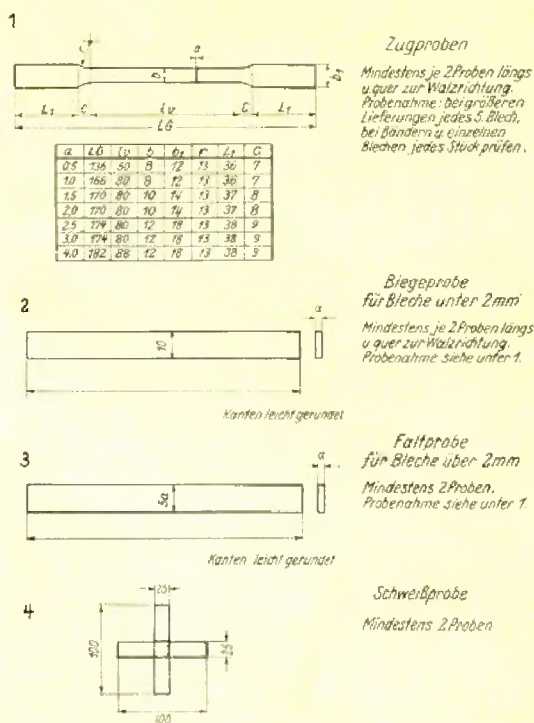


Abb. 7.

Die nächste Aufnahme zeigt durchgeführte Holzproben mit »Polnischer Kiefer«; die obere Probengruppe entsprechendes Material mit 500 kg/cm² Druck und 1105 kg/cm² Zugfestigkeit. Die untere Gruppe nicht entsprechendes Material mit Festigkeiten von 313 kg/cm² und 628 kg/cm² für Druck bzw. Zug. Die Bruchformen sind deutlich sichtbar und für die Qualitäten typisch (Abb. 8).

Wie ich schon bei Besprechung der Probekörper für Holz erwähnt habe, liegt im Rahmen der Prüfung für Holz auch

Verwendung: Segel/Flugzeuge (Holme etc)	Baustoff: Polnische Kiefer	Mindestwerte: Zug: 100 kg/cm ² Druck: 450 kg/cm ²
Druck 502 kg/cm ² 519 kg/cm ² 522 kg/cm ² mittlerer Wert 518 kg/cm ²		Entsprechend
324 kg/cm ² 319 kg/cm ² 297 kg/cm ² mittlerer Wert: 313 kg/cm ²		Nicht entsprechend

Abb. 8.

die Bestimmung des spezifischen Gewichtes und des Feuchtigkeitsgehaltes. Für diesen Zweck hat die Prüfstelle die folgenden Einrichtungen:

1. eine Präzisionswaage für Bestimmung des spezifischen Gewichtes,
2. in Verbindung mit dieser Waage einen Trockenschrank mit elektrischem Heizkörper. Eine in diesem Trockenschrank befindliche, mit der vorerwähnten Waage gekuppelte Waagschale dient zur Aufnahme des Probekörpers. Aus dem Gewichtsverlust bei Trocknung unter Temperaturen von 95 bis 100° bis zum Aufhören der Gewichtsabnahme errechnet sich in üblicher Weise der Feuchtigkeitsgehalt. Zwecks tunlichst genauer Einhaltung der Temperatur im Trockenschrank wurde nachträglich ein Temperaturregler in die Anlage eingebaut, der jedoch auf diesem Bild (Abb. 9) noch nicht festgehalten werden konnte.

Im Zusammenhang mit der Beschreibung der Baustoffprüfeinrichtungen, die durch diverse weitere Apparaturen, z. B. für Sperrholzprüfung, Ermittlung der Brinellhärte, Untersuchung von Schweißproben usw. ergänzt werden, möchte ich noch kurz auf die Prüfung von Spannstoffen hinweisen. Sie sehen in Abb. 10 die Gewebeprobe am Mikroskop mit Fadenzählvorrichtung und in Abb. 11 eine Spannstoffprobe in der Zerreißmaschine. Bemerkenswert hierbei sind die an der Materialprüfmaschine montierten Textilbacken, die in dieser Ausbildung eine zweckmäßige Fassung der Zerreißproben ermöglichen.

Nach diesen Ausführungen über Baustoffprüfungen, die bei sämtlichen Prüfungsarten, wie Muster-, Stück- und Nachprüfungen sinngemäß zur Anwendung gelangen, will ich nun einen kurzen Überblick über den Aufbau und die Durchführung der einzelnen Prüfungsarten geben.

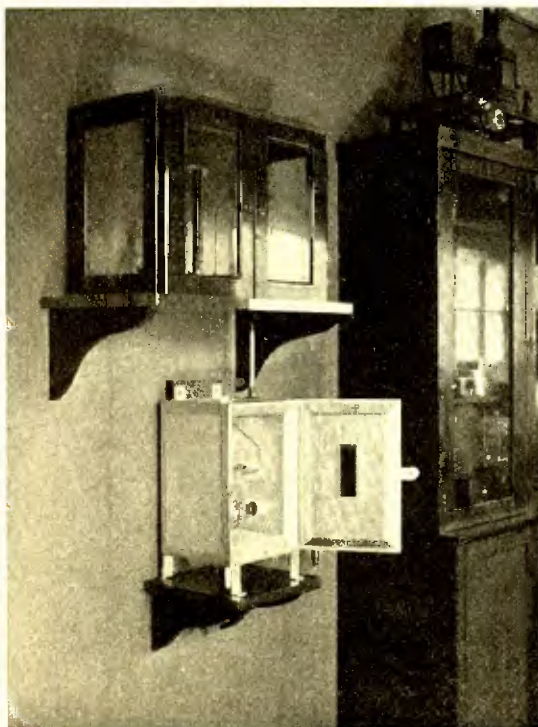


Abb. 9.

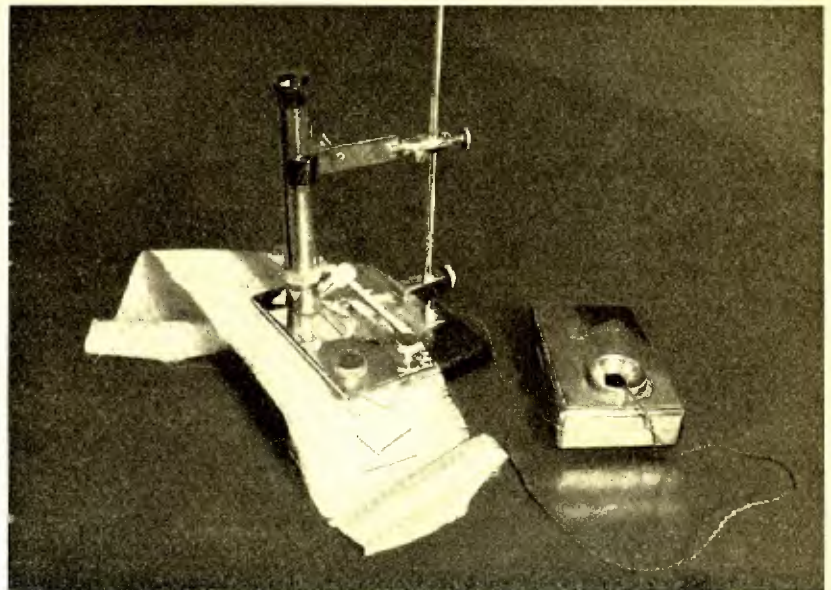


Abb. 10.

Die Musterprüfung als umfassende Beurteilung einer Neukonstruktion besteht aus folgenden Hauptpunkten:

1. Überprüfung der aerodynamischen Festigkeits- und Stabilitätsberechnungen,
2. Prüfung der Baustoffe, insoweit nicht bereits Nachweise hierfür vorliegen,
3. Besichtigung der Einzelteile des Musterflugzeuges, insbesondere der Flügelholme (bei Kastenholmen einseitig beplankt) und Leitwerksteile in halbfertigem Zustand,
4. Rohbauprüfung am Musterflugzeug in montiertem, aber unbespanntem Zustand. Sämtliche Steuerleitungen sind hierbei zwecks Prüfung ordnungsgemäß anzuschließen,
5. Fertigprüfung des Musterflugzeuges in montiertem Zustand. Auf Verlangen des Bauprüfers sind anlässlich der Prüfung einzelne Bauteile zwecks Kontrolle zu demonstrieren. Anschließend an die Fertigprüfung erfolgt eine Rüstgewichtskontrollwägung des vollständig ausgerüsteten Musterflugzeuges sowie eine Feststellung der Schwerpunktlage durch den Prüfer, und
6. aus der Flugprüfung, der besondere Wichtigkeit beizumessen ist.

Die Betriebs- und Flugeigenschaften des Musterflugzeuges werden hierbei durch einen Segelflugzeugführer der Prüfstelle anlässlich von Prüfflügen festgestellt und erprobt. Die Durchführung von Flugleistungsmessungen an Segelflugzeugen hat gleichzeitig im Rahmen der Flugprüfung nach Angabe der Prüfstelle zu erfolgen.

Vor Durchführung der Flugprüfung sind der Prüfstelle mindestens 10 Flüge mit dem Musterflugzeug, die ohne Beschädigung des Musterflugzeuges erfolgt sind, nachzuweisen. Eventuelle durch offensichtliche Führungsfehler hervorgerufene Beschädigungen werden hierbei nicht einbezogen. Das Musterflugzeug ist außerdem dem Flugprüfer vor Beginn der Flugprüfung im Flüge vorzuführen.

Bei Gleit- bzw. Segelflugzeugmustern, die für den Nachbau bestimmt sind, ist zusätzlich ein Gutachten eines fallweise von der Prüfstelle zu bestimmenden erfahrenen Bauleiters als Sachverständigen über die Nachbaureife der Bauunterlagen vorzulegen. Weiterhin ist der Nachweis über die mit einem Flugzeug dieses Baumusters durchgeführten Flüge in der Gesamtdauer von mindestens 3 Stunden bei Gleitflugzeugen und 6 Stunden bei Segelflugzeugen zu erbringen.

Diese letztgenannten Bestimmungen haben in der Prüfungsordnung Aufnahme gefunden, da die Prüfstelle schlechte Erfahrungen damit gemacht hat, daß Musterflugzeuge, gegen deren Zulassung in bezug auf die Verkehrssicherheit zwar

keine Bedenken bestanden haben, nachgebaut wurden, wobei sich dann werkstattmäßig bedingte Änderungen ergeben haben, die im Einvernehmen mit der Prüfstelle nachträgliche Korrekturen der Bauzeichnungen bedingten, zu einem Zeitpunkt, da die Bauzeichnungen bereits den daran interessierten Gruppen zugegangen und womöglich mehrere derartige Segelflugzeuge bereits in Bau waren. Dies soll durch die vorerwähnten Bestimmungen in der Hauptsache künftig vermieden werden.

Änderungen an lebenswichtigen Bauteilen eines Gleit- bzw. Segelflugzeuges sowie nachträgliche konstruktive Maßnahmen, welche die Flug- bzw. Betriebseigenschaften eines geprüften Modells beeinflussen, verlangen naturgemäß eine entsprechende Ergänzung der Musterprüfung, deren Umfang durch die Prüfstelle fallweise festgelegt wird.

Über das Ergebnis der Musterprüfung wird durch die Prüfstelle ein Musterprüfbericht sowie ein Musterprüfschein ausgestellt. Die Nachbaureife eines Baumodells wird im Musterprüfschein besonders vermerkt.

Wir kommen nun zur Stückprüfung, die, wie schon erwähnt, dann zur Durchführung gelangt, wenn es sich um die Überprüfung neu hergestellter Gleit- oder Segelflugzeuge handelt, die nach einem bereits zugelassenen Muster gebaut sind. Die Durchführung von Stückprüfungen ist bei der Prüfstelle zu beantragen, welche daraufhin einen Bauprüfer 1. bzw. 2. Ordnung mit der Vornahme der Prüfung betraut. Die Stückprüfung umfaßt eine Rohbauprüfung einschließlich vorangegangener Besichtigung der Einzelteile sowie eine Fertigprüfung nach Beendigung der Bauherstellung. Anlässlich der Rohbauprüfung ist dem Prüfer der Nachweis zu erbringen, daß die verwendeten Baustoffe den Anforderungen der Bauvorschriften entsprechen. Nach durchgeführter Fertigprüfung und allfälliger Behebung der Beanstandungen ist das betreffende Gleit- bzw. Segelflugzeug durch einen im Besitze eines amtlichen Segelflugzeugführerscheines befindlichen Segelflieger zur Feststellung der Flugeigenschaften noch einer Flugprüfung zu unterziehen. Über das Ergebnis der Stückprüfung wird durch den Bauprüfer ein Prüfbericht, den Sie in der Abb. 12 sehen, ausgestellt.

Allfällige, noch vor Ausstellung einer Zulassung zu behebende Beanstandungen werden in einer diesem Prüfbericht angeschlossenen Beanstandungsliste festgehalten. Je 1 Exemplar dieses Prüfberichtes geht dem Antragsteller und der Prüfstelle für Luftfahrzeuge zu. Dieser Bericht dient dann amtlicherseits als Grundlage für die Ausstellung der Zulassung, die künftighin bei den lediglich nur auf zugelassenen Geländen verwendeten Gleit- bzw. Segelflugzeugen durch

Bauprüfer:		Prüfbericht		Reg. Nr.
		für Gleit- und Segelflugzeuge		Blatt 1
Eintragszeichen			Eigentümer	
Baumuster			Halter	
Werk Nr.	Baujahr	Hersteller		
Art der Prüfung	Stück-Nach-Prüf.	Bauleiter		
Bauzeichnungen (Bezeichnung, Maßstab, Datum)				
Änderungen gegenüber dem Baumuster				
Baustoffe			Befund der Rohbauprüf. am:	
Holz				
Sperrholz			Gewichte kg	
Bleche			linker Flügel	
Röhre			rechter Flügel	
Respannstoffe			Flügelstreben	
Kaltbleim			Rumpf ohne Leitwerk	
			Leitwerk	
			Trimmgewicht (fest)	
			Baugewicht	
Ergebnis der Fertigprüfung am:				
Baugruppe	Befund	Baugruppe	Befund	
Tragwerk		Höhenruder		
Querruder		Seitenleitwerk		
Rumpf		Stenerwerk		
Höhenflosse		Startvorrichtung		
Schwingungszahl bei Wetter	min nach — trocken	Rüstgew.-Wagung	kg	
		Schwerpunktlage		
Antrag für Zulassung, Bemerkungen:				
An die Prüfstelle für Luftfahrzeuge An den Antragsteller Für den Bauprüfer			Ort, Datum, Unterschrift und Stempel:	
Zulassungsvermerke der PzL:				

Abb. 12.

einen Prüfschein ersetzt wird. Einen derartigen Prüfschein sehen Sie nun in Abb. 13. Die Einführung dieses Prüfscheines steht im Zusammenhang mit dem kürzlich erfolgten Beitritt Österreichs zur CINA (Internationale Luftfahr-Convention), derzufolge jedes Luftfahrzeug und somit auch jedes Gleit- und Segelflugzeug, für welches eine amtliche Zulassung ausgestellt wird, entsprechend den internationalen Bedingungen mit dem Hoheits- und Eintragszeichen auf Rumpf und Flächen versehen sein muß. Der Prüfschein gilt somit als Ersatz für eine Zulassung auf die Schulungsmaschinen innerhalb der zugelassenen Gelände und ermöglicht die Vereinfachung, daß diese Gleit- und Segelflugzeuge durch eine lediglich am Rumpf anzubringende Registernummer kenntlich gemacht werden müssen.

Zur Feststellung, ob Gleit- bzw. Segelflugzeuge den Anforderungen der Verkehrssicherheit noch entsprechen, werden schließlich Nachprüfungen vorgenommen, die im Normalfall nach 12 Monaten, außerdem aber nach größeren Reparaturen, insbesondere bei Bruchschäden an lebenswichtigen Bauteilen, durchzuführen sind: die Handhabung ergibt sich sinngemäß aus der Schilderung des Ganges der Stückprüfung. Die Vornahme dieser Nachprüfung erfolgt gleichfalls im eigenen Wirkungskreis der Bauprüfer über Aufforderung der Prüfstelle, die die Prüfberichte dann weiterhin behandelt. Die Auswertung der Prüfberichte gibt auch

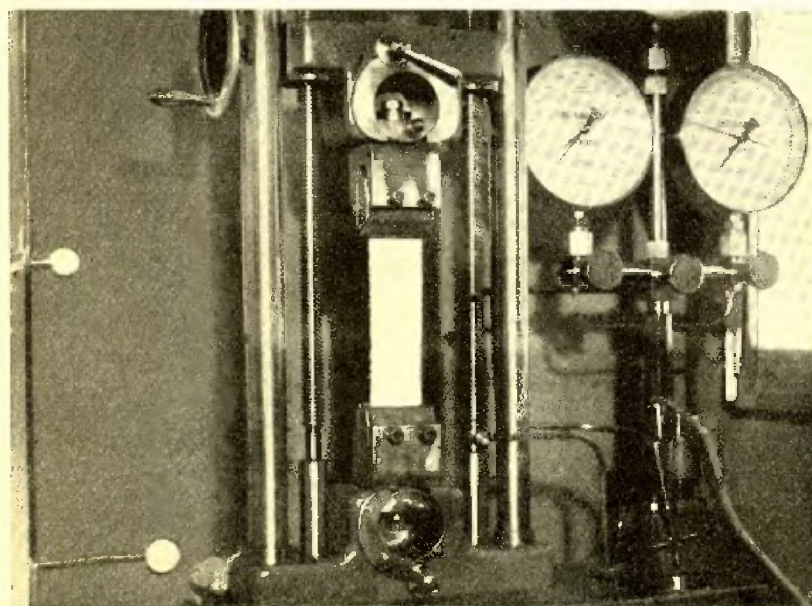


Abb. 11.

wichtige Anhaltspunkte für gegebenenfalls erforderliche, erst aus dem Flugbetrieb hervorgegangene technische Änderungen, die im Einvernehmen mit dem Konstrukteur bzw. Hersteller des betreffenden Baumusters durch die Prüfstelle in einer Änderungsvorschrift festgelegt werden.

reichischen Aero-Clubs (Ö. L. V.)^e zur Verlautbarung gelangen. Diese vorgesehene Regelung möchte ich besonders hervorheben, da erfahrungsgemäß ein entsprechend organisierter Informationsdienst für das Prüfwesen von unbedingter Wichtigkeit ist.

Farbe hellgrau
Format Norm A 5

Prüfstelle für Luftfahrzeuge		Prüfschein für Gleit- und Segelflurzeuge		Reg. Nr.
Eintragungszeichen:		Art. Festigkeitsgruppe:		
Baumuster:		Musterprüfschein vom:		
Werk Nr.:	Baujahr:	Art der Prüfung:		Stück-Nach-Prüfung
Eigentümer:		Hersteller:		
Halter:				
Rüstgewicht:	kg	Zugelassen für: Gleit- und Segelflüge bis zu Windstärken von: m/sec Aufschlepp bis zu einer Geschwdgt. gegen Luft von: km/h Windenschlepp bis zu einer Geschwdgt. geg. Luft von: km/h Flugzeugschlepp bis zur höchstzul. Geschwdgt. von: km/h		
Zuladung:	kg			
Fluggewicht:				
Anzahl der Insassen:				
Schwerpunktlage:				
Höchstzul. Geschwindigkeit im Gleit- bzw. Sturzflug:	km/h	Die Gültigkeit dieses Prüfscheines läuft ab bei Beschädigung lebenswichtiger Teile, läng- stens jedoch am:		
Prüfbericht Nr.	vom			
Die Prüfung dieses Luftfahrzeugs gemäß § 2 bzw. § 19 der 1. Luftverkehrs- verordnung B. G. Bl. 276/1930, in der Fassung der 4. Luftverkehrsverordnung B. G. Bl. 335/1935, hat keine Beschränken gegen dessen Verkehrssicherheit ergeben.				
Wien, den		Für die Prüfstelle für Luftfahrzeuge		

Form Pfl 10

Abb. 13.

Abb. 14 zeigt das diesbezügliche Formular, das fallweise durch Zeichnungen ergänzt wird.

In diesem Zusammenhang möchte ich darauf hinweisen, daß zur Information der Bauprüfer und auch der Hersteller über derartige Änderungsvorschriften sowie über sonstige technische Zulassungsgrundlagen von der Prüfstelle fallweise Rundschreiben herausgegeben werden, die den Bauprüfern im Wege der »Technischen Mitteilungen des Öster-

Ebenso wie die Gleit- bzw. Segelflurzeuge selbst werden auch deren Ausrüstungs- und Zubehörteile geprüft. Obwohl derzeit in Österreich noch keine Vorschrift für die Ausrüstung von Segelflurzeugen mit Bordinstrumenten besteht, ist im Sinne der Prüfvorschriften jedes in ein zugelassenes Segelflurzeug eingebaute Bordinstrument durch die Prüfstelle für Luftfahrzeuge zu überprüfen. Dieser Vorgang wurde bereits seit längerer Zeit bei den in die Segelflurzeuge des Österreichischen Luftsportverbandes eingebauten Instrumenten eingehalten und hat sich bestens bewährt. Die Durchführung der Prüfung von Bordinstrumenten für den Segelflug hat sich auch auf die Qualität der heimischen Produktion derartiger Instrumente in günstigem Sinn ausgewirkt. Einige derartige Instrumente, die in Österreich hergestellt werden, sehen Sie in Abb. 15.

Bundesministerium für Handel u. Verkehr Prüfstelle für Luftfahrzeuge	Änderungsvorschrift für das Baumuster	Nr.					
		Durchführungsart:					
		Beilagen:					
Betrifft:							
Begründung:							
Durchführung:							
Die Durchführung dieser Änderung mit Durchführungsgrad wird gemäß § 2, Absatz 2 der 1. Luftverkehrsordnung B. G. Bl. 276/1930, in der Fassung der 4. Luftverkehrsverordnung, B. G. Bl. 335/1935 für die Zulassung v. Luftfahrzeugen obigen Baumusters zum Luftverkehr in Österreich vorgeschrieben. Für die Prüfstelle für Luftfahrzeuge:							
Wien, am							
Durchführungsgrade:							
1	sofort bei sämtlichen Stücken des Baumusters	2	bis zum nächsten Nachprüfung Überholung	3	bis zum	4	bei sämtlichen Neubauten

Abb. 14.

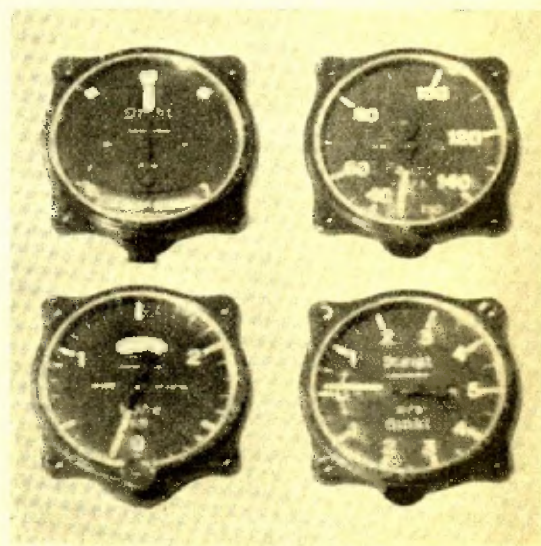


Abb. 15.

Abb. 16 zeigt Ihnen die Prüfanlage für Doseninstrumente, die wir bei der Prüfstelle verwenden. Die zu prüfenden Instrumente sind hierbei unter einer Glasglocke aufgestellt, der Unterdruck wird durch eine Wasserstrahlpumpe erzeugt. Der jeweilige Unterdruck wird mittels eines geeichten Quecksilber-Vakuummeters, welches Instrument zu Vergleichs-

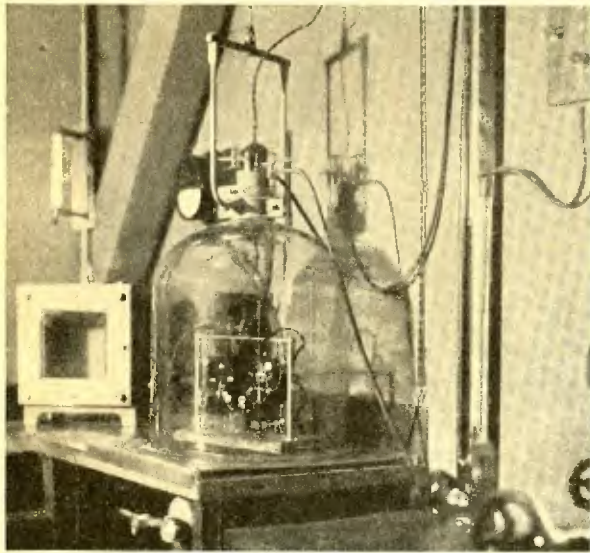


Abb. 16.

seitigen Ausrüstungs- bzw. Zubehöerteile der Gleit- und Segelflugzeuge, mit deren Prüfung die Prüfstelle für Luftfahrzeuge befaßt ist, zu sprechen. Ein in letzter Zeit hinzugekommenes und recht umfangreiches Zubehörstück des Segelflugzeuges muß ich vor Schluß meiner Ausführungen

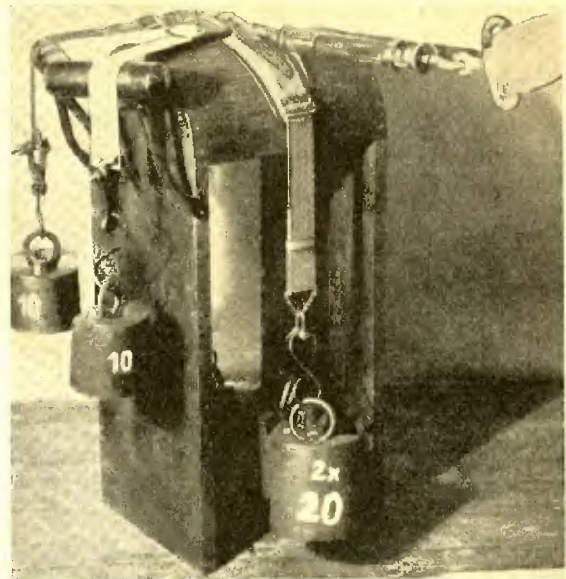


Abb. 17.

zwecken noch mit einem Askania-Saugdruckmesser verbunden ist, mit durchaus ausreichender Genauigkeit gemessen.

Als weiteres Beispiel für die Prüfung von Ausrüstungsstücken möchte ich die von der Prüfstelle durchgeführten Versuche mit in Österreich hergestellten Anschallgurten erwähnen. Abgesehen von Festigkeitsuntersuchungen der einzelnen Bauteile sowie des gesamten Gurtes werden bei neuen Gurtbaumustern stets auch Versuche über die erforderliche Kraft zum Öffnen des Verschlusses bei verschiedenen aus dem Flugbetrieb sich ergebenden möglichen Belastungen vorgenommen. Abb. 17 zeigt die hierfür vorgesehene Anordnung, wobei die Öffnungskraft, die einen bestimmten Grenzwert nicht überschreiten darf, mittels Dynamometers bestimmt wird.

Die in Segelflugzeugen verwendeten Fallschirme werden selbstverständlich gleichfalls überprüft und auf ihre Eignung untersucht, wie Sie in Abb. 18 sehen. Die einzelnen Bahnen der Kalfotte, die Fangleinen, die Begurtung, die Auslösevorrichtung und auch der Verpackungssack müssen eingehend kontrolliert werden.

Diese Besichtigungen werden fallweise durch Probeabwürfe mit Puppe, bei welchen Abwürfen auch die Sinkgeschwindigkeit und sonstigen Leistungsdaten festgestellt werden, ergänzt. Als Beispiel von Beanstandungen anlaßlich der Eignungsprüfung eines ausländischen Fallschirmes zeige ich Ihnen eine Aufnahme (Abb. 19), aus der die Möglichkeit zu ersehen ist, daß eine verschobene Leingurte bei Gebrauch des Fallschirmes einen unzuweckmäßig ausgeführten Verschußkarabiner öffnet. Auf Grund dieser Feststellung wurden die betreffenden Karabinerhaken durch die Herstellerfirma abgeändert.

Es würde zu weit führen, im Rahmen dieses Vortrages über alle einzelnen viel-

noch kurz erwähnen. Es ist dies der Hilfsmotor, der das Segelflugzeug zum Motorflugzeug avancieren läßt. Wir haben zwar bisher nur ein einziges derartiges Exemplar in Österreich, das, obwohl es noch nicht seinen Kinderschuhen entwachsen ist, der Prüfstelle schon hinreichend Kopfzerbrechen gemacht hat.

Die prinzipielle Schwierigkeit besteht darin, daß die durch den Einbau eines Motors bedingten technischen Anforderungen an Motorflugzeuge mit den individuellen Eigenschaften des Segelflugzeuges derart vereinigt werden müssen, daß dessen Leistungsfähigkeit nicht allzusehr verlorengeht.

Die Mindestanforderungen für Berechnung, Bauherstellung und Ausrüstung wurden im vorerwähnten Fall des österreichischen motorisierten Segelflugzeuges durch die Prüfstelle in Anlehnung an die für Motor- bzw. Segelflug-

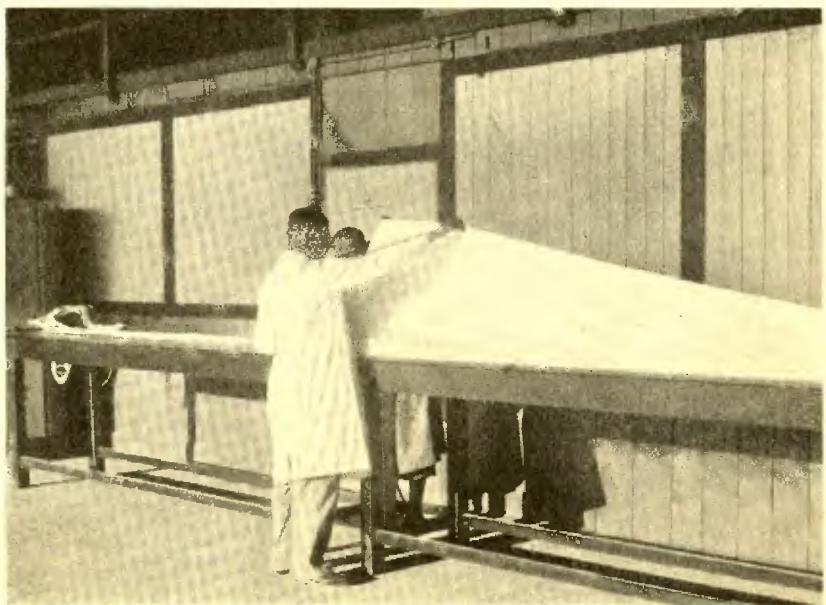


Abb. 18.

zeuge bestehenden Vorschriften festgelegt. Konkrete Richtlinien können erst nach erfolgter Weiterentwicklung und auf Grund Erfahrungsaustausches mit anderen Staaten gegeben werden.

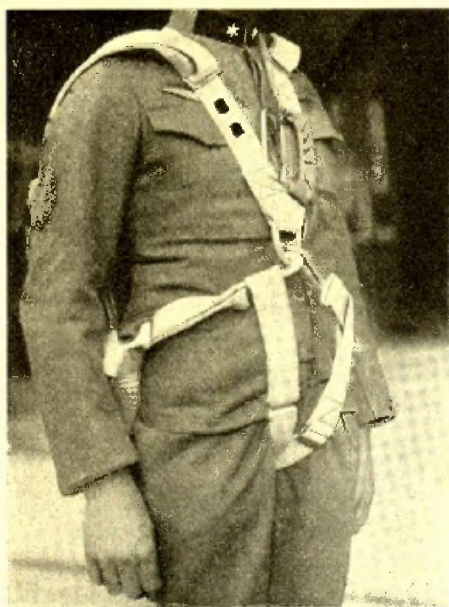


Abb. 19.

Nachdem in Ihnen nun im Zuge meiner heutigen Ausführungen einen kurzen Überblick zu geben versucht habe, wie der technische Prüfdienst für das Segelflugwesen derzeit in Österreich organisiert ist und wie derselbe gehandhabt wird, möchte ich noch die grundsätzliche Tendenz meines Vortrages betonen, die dahin gerichtet ist, durch enzyklopädische Behandlung dieses Fachgebietes an Hand des für Österreich gewählten Systems vor den Teilnehmern der ISTUS-Tagung auf dessen generelle Erfordernisse hinzuweisen, um dadurch eine Anregung für eine engere internationale Fühlungnahme über Fragen des Prüfwesens in diesem Kreise zu geben.

Der Aufbau des Prüfdienstes ist bekanntlich in den einzelnen Staaten verschieden geregelt und wird auch durch vielfach lokale Bedingungen beeinflusst. Immerhin ist eine durch gegenseitigen Erfahrungsaustausch geförderte Vereinheitlichung der für den Prüfdienst geltenden Richtlinien anstrebenswert und im Interesse des gesamten Segelflugwesens gelegen.

Bei allen die Organisation und Durchführung des Prüfdienstes betreffenden nationalen oder internationalen Maßnahmen dürfen aber — sollen diese Maßnahmen von Erfolg begleitet sein — niemals die grundsätzlichen Aufgaben des Luftfahrttechnischen Prüfdienstes außer acht gelassen werden, welche Aufgaben dahin gehen, frei von jeder Überorganisation oder bürokratischen Handhabung der Luftfahrt und so auch dem Segelflug zu dienen, die technische Entwicklung durch Anwendung praktischer Erfahrungen zu fördern und das im Rahmen dieser Entwicklung Erreichte festzuhalten.

Règles pour la réception des planeurs.

Ing. G. Simone, Roma.

Dès que les premiers constructeurs d'avion voulurent examiner la nature des forces appliquées à un avion en vol il a semblé que ceux-ci, en ressemblance des ponts, sont soumis à des efforts variables avec l'assiette de l'avion.

Il n'était pas possible alors de fixer des règles précises comme on fait pour les autres machines mais il fallait envisager, parmi tous les efforts auxquels est soumis un avion pendant le vol, ceux qui peuvent apparaître les plus rudes.

Une fois déterminées les diverses conditions de vol, auxquelles pouvaient correspondre les dits efforts, on vit qu'ils étaient de nature complexe. Il fallait alors examiner avec soin les divers systèmes de forces qui agissent sur la structure d'un avion, et pour en permettre le calcul avec les méthodes de la mécanique, décomposer ces systèmes en forces et couples appliquées dans des plans définis de l'avion.

Une complète exposition sur cette matière a été faite en 1912 par Raisner qui a classifié les divers groupes d'efforts en quatre hypothèses de vol.

Dès cette époque toutes les nations intéressées à la construction d'avions ont fait des études sérieuses et des expériences pour approfondir cette question.

Les moyens modernes ont permis de déterminer avec des essais en vol, soit avec des accélérographes, soit avec des enregistreurs de pression, non seulement les accélérations et donc les forces, mais aussi la distribution de ces forces sur les diverses parties de l'avion.

Malgré cela, les quatre hypothèses déjà formulées par Raisner sont encore à la base des règles pour la réception des avions, que presque toutes les nations ont adoptées. Ces règles ne diffèrent entre elles que par les facteurs de charge et la distribution de la charge.

Si on veut rédiger des règles pour la réception des planeurs, on ne peut pas faire abstraction d'un si riche matériel d'études et d'expériences; mais, pour se maintenir aux simples applications pratiques, il suffit d'examiner les différences qui peuvent exister entre un avion et un planeur en vol.

On voit donc que les quatre hypothèses mentionnées, sauf les facteurs de charge, sont valables soit pour les avions soit pour les planeurs.

En effet, les nations qui jusqu'à présent ont publié des règles pour la réception des planeurs, ont suivi cette méthode.

Par contre, en ce qui concerne les facteurs de charge, on trouve de remarquables différences et l'ISTUS devrait prendre l'initiative d'uniformiser ces règles.

En même temps, un examen des divers règles permettra un premier orientation sur cette question.

Les différentes catégories de planeurs.

La loi italienne (Décret royal du 18 décembre 1933, n. 2348) a adopté, pour l'avion sans moteur en général, la définition suivante:

« alianti (planeur) s'appelle un aérodyne plus lourd que l'air, ayant des ailes, et étant supportée par l'action dynamique de l'air ».

Et, comme sous-espèces:

« libratore (planeur proprement dit) un planeur destiné à parcourir une trajectoire inclinée par rapport à l'horizon, dont le point de départ est situé plus haut que le point d'arrivée; cet appareil ne vise que des buts d'instruction ».

« velaggiatore (voilier), un planeur qui, exploitant opportunément les courants aériens, se maintient, avance et s'élève au-dessus du point de lancement ».

De cette manière on a adopté un mot qui distingue, sans possibilité d'équivoque, l'avion sans moteur des autres catégories de machines volantes, et l'on définit les deux types principaux par rapport à l'emploi: le planeur et le voilier.

Dans la loi mentionnée il n'est pas question de critérium technique permettant de distinguer les deux types, de sorte que le constructeur a la faculté de demander que son appareil soit classé dans l'une ou dans l'autre catégorie.

Le Règlement du Bureau Veritas est par contre plus précis, car il établit trois catégories d'avions:

Cat. A. Planeurs d'école (correspondant aux « libratori » de la loi italienne). Cette catégorie doit remplir les conditions suivantes: posséder un rapport entre charge alaire et allongement, supérieur à 8/9.

Avoir une envergure inférieure à 12 m; des ailes contreventées extérieurement; un plan fixe horizontal ayant une surface au moins égale à celle du gouvernail d'altitude, et un plan de dérive de surface égal tout au moins à un tiers du gouvernail de direction.

Cat. B. (planeurs d'entraînement).

L'unique condition mise à ces planeurs est que la surface du plan fixe horizontal doit au moins égaler celle du gouvernail de profondeur.

Cat. C. (planeurs de grande performance).

Aucune condition particulière n'est imposée. Ils devront simplement satisfaire aux conditions générales de sécurité prévues pour tous les avions.

Évidemment il résulte que le Bureau Veritas s'est soucie dans son Règlement, en distinguant les trois catégories, des qualités de maniabilité des planeurs ou, pour mieux dire, de leur facilité de pilotage, en fixant pour les divers types les dimensions des empennages fixes.

En Allemagne, le Règlement du D. V. L. (Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt) prévoit trois groupes d'appareils sans moteur. Les planeurs proprement dits, dont la définition comporte une envergure inférieure à 11 mètres et un allongement inférieur à 9, appartiennent au premier groupe.

Tous les avions sans moteur qui se trouvent au-dessus des valeurs limites applicables et qui sont affectés aux diverses catégories d'utilisation appartiennent au second groupe.

Le troisième groupe comprend enfin les planeurs expérimentaux.

Comme on voit, les trois règlements diffèrent entre eux, car il n'est pas facile d'établir des limites nettes de

différenciation entre les différentes catégories; c'est pour-quoi le Règlement italien a préféré laisser au constructeur sa liberté d'action.

N'empêche que la répartition des planeurs en classes soit nécessaire; et il serait même désirable que des lignes directives de discrimination fussent arrêtées entre les catégories, et que cela se fit par la voie d'un accord international, qui assurerait une unité de méthode.

La distinction en catégories est d'abord nécessaire pour le calcul et pour la réception statique, étant donné que les charges prévues pour les différentes catégories peuvent aussi différer sensiblement; et en outre, en vue de l'emploi, et pour des buts sportifs, il faudra souvent connaître la catégorie à laquelle le planeur appartient, pour l'admettre ou le refuser dans des compétitions.

Hypothèses de charge.

1^{er} cas. Les règles italiennes exigent le même coefficient de solidité pour les planeurs proprement dits et pour les voiliers, tandis que les voiliers d'acrobatie sont considérés séparément.

A première vue il peut paraître arbitraire qu'on ait mis sous un coefficient unique deux catégories de planeurs d'emploi différent. Les Règles du B.G.A. ne font non plus cette distinction, mais elles demandent un coefficient moins élevé que celui prescrit par les règles du R.I.N.A. (6 au lieu de 7). Par contre le règlement du D.V.L. en 1936 établit le coefficient 6 pour les planeurs et 8 pour les voiliers.

En effet, les planeurs proprement dits, employés essentiellement pour l'école, effectuent des vols de courte durée; il s'ensuit que les efforts auxquels ils sont soumis sont limités, et le coefficient 6 pourrait être suffisant. Les règles du R.I.N.A., demandant un coefficient plus grand, se sont surtout inspirées à deux considérations:

1^o — L'utilisation de plus en plus intense du treuil expose les planeurs à des efforts plus considérables, en même temps qu'il permet d'effectuer des vols à une altitude telle qui permet toute sorte de manœuvres.

2^o — Le coefficient d'un planeur d'école diminue avec le temps, surtout à cause des efforts anormaux dus aux brusques atterrissages; aussi est-il opportun que l'appareil tout neuf possède une résistance grande, voire exubérante.

Si l'on considère enfin que chez le planeur proprement dit le poids n'a qu'une importance secondaire, le coefficient 7, exigé par les règles du R.I.N.A. paraît tout à fait justifié.

Quant aux voiliers, on n'a pas estimé prudent de demander moins (quoique le Règlement de la B.G.A. se contente de 6, coefficient égal à celui demandé pour les voiliers par les vieilles règles de la R.R.G.).

Le coefficient 8 demandé en Allemagne est dû évidemment à ce que le D.V.L. doit avoir regardé comme des appareils d'acrobatie tous les voiliers; et en effet l'exécution de manœuvres acrobatiques avec des voiliers est entrée dans la pratique ordinaire (à remarquer que les vieilles règles allemandes demandaient justement 8 pour les voiliers d'acrobatie).

Mais je crois que les facteurs de charges plus élevés ont été demandés non seulement pour l'acrobatie mais surtout en vue des assiettes dans lesquelles les planeurs peuvent s'engager dans le vol sans visibilité.

Une discussion sur les efforts auxquels peuvent être soumis les avions ou les planeurs dans le vol sans visibilité nous porterait très loin. En effet, aujourd'hui, tous les avions en service sur les lignes régulières font du vol sans visibilité et cependant on ne leur demande pas de facteur de charge plus élevé que le minimum demandé par leur catégorie. Par contre, plusieurs planeurs ont cassé leurs ailes au cours des vols sans visibilité.

En se bornant tout simplement au point de vue pratique de la question, il faudrait distinguer d'abord le vol sans visibilité en air calme de celui en air agité.

Dans le premier cas on admettait, qu'à défaut d'un horizon de repère, l'avion pouvait prendre des assiettes dangereuses sans que le pilote s'en aperçût. Or, avec les modernes instruments de navigation dont les planeurs doivent être fournis, ces cas extrêmes deviennent presque impossibles.

Par contre apparaît plus dangereuse la situation d'un planeur engagé dans une zone orageuse. Ici les différences entre un avion et un planeur sont remarquables.

D'abord l'avion à moteur évite les orages aidé par les services météorologiques et la T. S. F., tandis que pour le planeur l'orage est un élément favorable qu'il utilise bien volontiers.

L'effort plus dangereux pour un planeur qui vole dans une zone orageuse est dû aux rafales.

Je ne veux pas trop approfondir la question qui est très intéressante et qui mérite une étude spéciale, mais je me bornerai à examiner l'action des rafales sur la cellule de l'avion.

La rafale admise dans le calcul des efforts est la rafale instantanée et rectiligne, appelée aussi géométrique, dont la vitesse se compose avec celle du vent relatif en changeant brusquement l'angle d'incidence de l'avion.

Dans la pratique, et pour des rafales montantes et verticales, il s'agit donc du même effort dû au brusque redressement, avec la remarquable différence que le redressement est effectué toujours à la commande du pilote tandis que la rafale est un phénomène indépendant et extérieur. L'effort ainsi engendré est égal à celui dû à une accélération, qui est celle de la gravité, dans le rapport entre le coefficient de portance suivant à la rafale et celui dans le vol normal.

En effet la rafale ne sera pas tout à fait instantanée et donc réduit l'effort engendré.

Il faudrait fixer une valeur du facteur de charge admissible pour l'hypothèse de la rafale, comme on fixe un facteur de charge pour le redressement.

Il faudrait encore fixer la valeur maximum, admise pour la rafale.

Si l'on applique une valeur déterminée de rafale, p. e. 10 m. 1^{re}, à un type moyen de planeur dont on connaît la polaire, on peut calculer les facteurs de charge qui sont donnés par le rapport entre le coefficient de portance sous la rafale et celui en vol normal.

On voit donc qu'avec la même rafale, les facteurs de charge sont en raison directe de la vitesse et en raison inverse de la charge unitaire.

Les planeurs qui ont une petite charge unitaire se trouvent pire que les avions.

Enfin je crois qu'il est opportun de distinguer dans les règles deux catégories de planeurs: la catégorie normale et acrobatique, ce qui répond d'ailleurs à une norme générale.

De cette manière on donne aux voiliers qui ne veulent effectuer que du simple vol à voile la possibilité de garder le poids à vide dans les plus basses limites compatibles avec la sûreté.

En outre, il serait utile de prévoir dans les règles le cas de la rafale.

En ce qui concerne la distribution de la charge, toutes les règles sont en général d'accord, celles qui exigent la distribution exacte suivant les données aérodynamiques aussi bien que celles qui arrêtent des diagrammes généraux, faute de données aérodynamiques.

Une importante précision est nécessaire pour l'interprétation du coefficient de solidité requis par les règles du D.V.L. Ces règles, précisant les modalités pour l'exécution des essais, prescrivent que la charge de solidité soit supportée au moins pendant une minute par la structure d'essai (condition commune aux règles italiennes).

Cette règle attribue une importance réelle au coefficient de solidité.

Le règlement du R.I.N.A. exige encore qu'on effectue les épreuves élastiques au coefficient de contingence (soit à la moitié de la charge de solidité) multiplié par 1,25.

Cette règle est certainement plus pratique, et parvient mieux au but de garantir la sécurité de l'aéronef en vol.

En effet, dans le but d'écarter de plus en plus la possibilité de rupture en vol, il faut que, sous les plus grands efforts réalisables, il ne se produise pas de déformation permanente dans la structure.

Cette garantie peut être regardée comme réalisée lorsque, à la suite d'une épreuve statique, effectuée à la charge de contingence (effort maximum réalisable en vol) augmentée du 25 %, la structure demeure encore élastique.

2^e cas. Pour les avions et dans presque tous les règlements, ce cas est défini avec précision par la vitesse maximale de vol horizontal (ou bien par cette vitesse maximale augmentée d'un certain pourcentage). Dans le cas du vol à voile, cette vitesse ne saurait évidemment pas être définie; aussi fallait-il choisir l'une des vitesses de vol possibles, entre le minimum et le maximum obtenus dans la piqué en chandelle.

C'est de cette idée que sont dérivées presque toutes les règles de réception des planeurs, étant donné une certaine vitesse de vol plané.

Dans le règlement du R.I.N.A., cette vitesse est définie par l'assiette correspondant au

$$C_p = 0,25 \text{ du } C_p \text{ maximum.}$$

Si l'on assume comme C_p maximum et la charge unitaire les valeurs moyennes communes aux bons voiliers, la vitesse ainsi définie est aux environs de 80—90 km. à l'heure, soit à peu près le double de la vitesse minimale.

Les règles allemandes paraissent plus sévères sur ce point; car pour elles le maximum de vitesse en vol plané est défini par la pression dynamique, qui dans ce cas, doit être la moitié de celle requise dans le cas du piqué en chandelle.

Le rapport entre les deux vitesses résulte donc égal à $\sqrt{2} = 1,41$.

Les valeurs maximales sont différentes pour les planeurs et pour les voiliers; en assumant une charge par m² de 10 kg. pour les uns, et de 14 kg. pour les autres, la vitesse définie résulte d'environ 100 km. à l'heure pour les planeurs et de 190 km. pour les voiliers.

Toutefois, tandis que les règles italiennes, tout en admettant une vitesse moins élevée, prescrivent un coefficient égal au 75 % de celui de la première hypothèse, les règles allemandes se contentent du coefficient 1 pour les voiliers, et de 1,5 pour les planeurs. Par conséquent la charge résultera plus grande selon les règles italiennes; mais la véritable différence consiste dans la distribution de la charge. Les règles allemandes admettant une plus grande vitesse, mènent à une distribution de la charge ayant une résultante plus en arrière par rapport à celles dérivant de l'application des règles italiennes.

D'après la deuxième hypothèse, les règles du D.V.L. mettent en relation la charge avec les efforts subis par l'aileron. Dans le cas des règles italiennes ces efforts sont envisagés lors de l'épreuve relative à la première hypothèse du vol avec la charge dissymétrique d'un coefficient.

Les règles de la B.G.A. sont plus générales: La 2^e hypothèse est constituée par le centre de pression arrière; mais l'assiette relative n'est pas précisée. Le coefficient requis est égal à 1.

Les Américains font preuve d'une plus grande précision en arrêtant, pour ce cas, la vitesse correspondante à une inclinaison de la trajectoire de 1:6.

3^e cas. — C'est l'hypothèse classique, de toute règle relative au vol à voile aussi bien qu'au vol à moteur, de la torsion.

Dans les règles italiennes elle se rapporte à la vitesse-limite du planeur; et le moment aérodynamique, faute d'une documentation permettant de le calculer avec précision, peut être conventionnellement donné par la formule: $0,20n Q l$ (n = facteur de charge, Q = poids total de l'avion, l = corde moyenne) où il est tenu compte du coefficient aussi bien que du poids du planeur.

Pour les Allemands, la vitesse-limite est définie par la valeur de la pression dynamique qui doit être égale à 10 ou

25 fois respectivement, à la charge unitaire, selon le cas, s'il s'agit de planeurs ou de voiliers.

En supposant, comme dans le cas précédent, une charge de 10 et 14 kg. par mètre carré, on aura une vitesse-limite de 144 km. à l'heure pour les planeurs, et de 270 km. pour les voiliers.

Ces vitesses ne peuvent être atteintes en réalité que par un vol piqué prolongé (un voilier ayant un rendement de 20, et une charge de 12,6 kg. par mètre carré à une vitesse-limite d'environ 300 km. à l'heure) et il est connu que ce piqué peut être effectué plus facilement dans un vol sans visibilité extérieure.

Le même coefficient est exigé par le Règlement de la B.G.A. en ce qui concerne le piqué en chandelle; il faut entendre que le calcul doit être fait sur la base de la vitesse effective de l'aéronef dans cette condition de vol.

4^e cas. — Il se rapporte à l'atterrissage. Les divergences entre les différentes règles sont minimes.

Empennage: Plan fixe et gouvernail de profondeur. — Les efforts imposés à ces organes sont dus à la reprise après le vol piqué; la plupart des prescriptions contenues dans les règles s'inspirent de cette considération, avec l'exception des règles allemandes qui fixent une charge par mètre carré.

L'application pratique des règles a fait en outre constater que l'effort sur l'empennage horizontal nécessaire pour compenser le moment de torsion de l'aile, est défini, par les règles du R.I.N.A. par la formule

$$P_c = \frac{0,20 n Q l}{a}$$

où: n = facteur de charge; Q = poids total de l'avion; l = corde moyenne; a = distance du centre de gravité à l'axe des charnières de profondeur.

Cette formule donnait lieu souvent à des valeurs trop petites à cause de la petite corde alaire, et du poids total limité. Opportunément on a introduit des valeurs minimums pour la charge d'épreuve. Avec l'introduction de ces minimums, les règles italiennes ne diffèrent pas beaucoup de celles de l'Allemagne.

Les mêmes considérations peuvent être étendues à l'empennage vertical. Même dans ce cas la charge tirée de la formule des règles italiennes étant en fonction de la charge alaire, touchait souvent des valeurs très basses; mais l'opportune détermination des valeurs minimums de la charge d'épreuve permet d'assurer dans tous les cas la solidité de ces organes.

La formule anglaise est également très semblable à l'italienne; la charge y est donnée en fonction de la vitesse minimale.

Ailerons. — Les règles italiennes sont les seules qui donnent la charge d'épreuve des ailerons par une formule qui est une fonction du coefficient et de la charge alaire, sauf la valeur minimum fixée dans le cas où l'application de la formule donnerait lieu à des charges trop basses. Toutes les autres règles fixent simplement la charge d'épreuve, qui ne diffère pas trop de celle qui s'obtient par la formule du R.I.N.A.

Fuselages. — Les Règlements des différents pays ne diffèrent pas trop entre eux en ce qui concerne les charges; il est un cas particulier qui mérite d'être signalé: celui du règlement du D.V.L. qui envisage les efforts dus à l'atterrissage en courbe. Dans ce cas on suppose que le planeur, à l'atterrissage, touche d'une aile le sol: une véritable embardée.

On suppose également que le fuselage soit maintenu au sol par l'adhérence du patin et de la queue et soumis à un moment dû à une traction de 50 kg. appliquée au but de l'aile.

En réalité, étant donné l'absence du train d'atterrissage et la petite hauteur de l'aile au-dessus du sol, cette forme d'atterrissage se produit souvent et il est opportun de prendre des précautions contre les efforts qui peuvent en résulter.

Efforts dus au remorquage. — L'usage de plus en plus répandu de remorquer les planeurs par des moyens mécaniques a fait souvent douter de la solidité des planeurs mêmes en ce qui concerne les nouveaux efforts auxquels on les soumettait, et pour cette raison il est utile d'examiner la question.

Il faut distinguer deux cas :

1 — Remorquage aérien; le planeur est lié à un avion libre dans l'atmosphère.

2 — Remorquage par auto ou par treuil; le planeur est lié à un objet solidaire avec la terre, non pas libre dans l'atmosphère.

Dans le premier cas, les forces extérieures au système planeur-avion (p. e. rafales) agissent sur les deux, car il sont tous deux soumis aux accélérations dues aux variations de vitesse.

Dans ce cas le planeur est comme l'avion soumis aux seules forces aérodynamiques; l'unique surcharge est due à la plus grande vitesse imposée par le remorquage et à la traction exercée par celui-ci. L'effort de traction est déjà prévu pour tous les planeurs qui seront en tout cas lancés par un système quelconque. En conclusion le seul effort additionnel imposé dans ce cas est celui de la vitesse.

Cet effort peut rentrer dans le deuxième cas envisagé plus haut pour l'aile et alors on introduit, dans les règles de réception, ou bien une vitesse maximum de vol horizontal, comme on le fait pour les avions, ou bien on rentre dans le cas déjà prévu de la vitesse maximum de vol plané.

L'admission d'un planeur au remorquage aérien n'exige donc pas des conditions particulières, pourvu que les règles selon lesquelles le planeur a été calculé prévoient, pour le deuxième cas, une vitesse suffisante.

Le remorquage aérien s'effectue en général à une vitesse de 80—100 km. à l'heure, de sorte que tous les planeurs-voiliers devraient être à même de l'effectuer. Une plus grande solidité serait à demander pour ce qu'on appelle « remorquage rapide » où les vitesses susdites sont dépassées. Mais si l'on tient compte de ce que le remorquage rapide n'est pas une nécessité, mais une virtuosité, on pourrait demander qu'il ne soit pas effectué que par des planeurs de la catégorie acrobatique.

Il existe par contre une différence substantielle entre le remorquage par auto ou par treuil, et les conditions ordinaires du vol, en tant que la traction est faite par une machine située à terre et qui n'est donc pas soumise aux mouvements mêmes du planeur.

Dans le cas du vol en liberté, l'excédant de la force sustentatrice, due à une variation d'incidences par rapport au vent relatif, provoque une accélération des masses, où les forces d'inertie de l'aile se compensent avec les forces aérodynamiques respectives. Dans le cas du planeur remorqué, il n'y a pas d'action de décharge due aux forces d'inertie,

parce qu'il n'y a pas d'accélération (le planeur étant lié à un point fixe).

L'excédant de la force sustentatrice est équilibré par la traction du câble.

Dans le premier cas la charge sur l'aile est donnée par :

$$n(Q - Qa); \text{ dans le second, par } nQ - Qa$$

où : n = facteur de charge; Q = poids total; Qa = poids de l'aile.

Leur rapport $\frac{nQ - Qa}{nQ - Qa}$ définit la surcharge due au vol

lié par rapport au vol libre. La valeur numérique de ce rapport est d'environ 1,5; on devrait en déduire que le coefficient nécessaire au lancement par voie mécanique soit égal à 1,5 fois le coefficient normal; dans le cas des règles italiennes il devrait être donc de 11,5.

L'effort provoqué par la rafale supportée par l'aéronef lié peut être calculé à l'aide de la formule contenue dans les règles du D.V.L., paragraphe G, où le coefficient de contingence est tiré de

$$M_a = 1 \pm \frac{\rho V n W F}{q c} \cdot \frac{dc_n}{d\alpha}$$

où n est le coefficient pour le cas idéal d'ailes rigides et de rafales brusques; dans notre cas $n = 1$, car nous avons supposé le planeur lié rigidement au sol.

En appliquant la formule susdite au cas d'une rafale de 5 mètres à la seconde (les rafales n'ont jamais une grande violence en proximité du sol) et d'un planeur remorqué à la vitesse de 22 mètres à la seconde, soit de 80 km. à l'heure, on parvient à un coefficient de rupture de 11,8, résultat analogue à celui obtenu d'après la considération précédente.

Ces conditions se rapportent à un cas-limite qui ne se réalise jamais dans la pratique.

En effet, le lien qui tient le planeur ne possède une rigidité complète ($y = 1$) que lorsque le câble se trouve sur la verticale et qu'il est tendu au plus haut degré; dans toutes les autres positions, à savoir pour des angles du câble compris entre 0° et 90°, le câble possède un certain jeu qui permet d'assumer un coefficient de rigidité inférieur à 1.

Dans le voisinage du sol, la vitesse verticale de la rafale est toujours modérée. (En pratique, on pourra exiger un coefficient mineur que celui précédemment calculé.)

L'exposition que je viens de faire est incomplète n'ayant pas consulté les prescriptions anglaises et américaines et aussi les polonaises qui viennent de paraître.

Mais de cette exposition sommaire on peut conclure qu'il n'y a pas de grandes différences entre les règles des différentes nations. Cependant il serait très utile que l'I.S.T.U.S. prenne l'initiative d'organiser des réunions entre les représentants des nations intéressées au but d'échanger leurs points de vue et pour perfectionner et préciser les règles actuelles.

Il volo senza motore strumento per la preparazione spirituale e tecnica dei futuri piloti d'aeroplano.

U. Nannini, Roma.

Il mio primo volo su un «planeur» risale al lontano settembre 1926. Si trattava di un duplice collaudo poiché l'apparecchio era assolutamente nuovo ed io non avevo mai veduto, prima d'allora, un apparecchio senza motore.

Ero un semplice pilota militare, entusiasta di tutti gli aspetti dell'aviazione.

Fra le varie impressioni riportate in tale volo, e nei successivi, una voglio ripetere qui perché si collega direttamente con la tesi che sto per svolgere, ed è stata la sensazione di avere in quel modesto velivolo uno strumento utile per apprendere in forma razionale l'arte del volo. Dopo parecchi anni dai primi esperimenti dei fratelli Wright, io mi rendevo personalmente conto come i pionieri americani avessero potuto trionfare portando felicemente a termine per primi al mondo degli autentici voli.

Essi avevano semplicemente graduato le difficoltà, avevano fatto quello che tutti facciamo da quando, nella più tenera infanzia, cominciamo a reggerci sulle nostre deboli gambe.

Per gradi, piano, piano, escludendo le inevitabili complicazioni del motore, in migliaia di voli, essi hanno appresi i pochi segreti del pilotaggio elementare. Perciò il giorno in cui hanno dotato il loro velivolo di un motore erano già a conoscenza del modo come la macchina avrebbe dovuto essere condotta.

L'aviazione ha poi compiuto i progressi che noi tutti sappiamo e ai quali molti dei presenti hanno validamente contribuito.

E anche l'arte di apprendere il pilotaggio ha dovuto adattarsi alle esigenze e al progresso della tecnica e alla necessità di far presto. Si è così arrivati ad adottare il sistema meno razionale e più dispendioso, il doppio comando.

Se mi permettete un paragone, le scuole di volo a motore sono ora come delle scuole medie alle quali affluiscono scolari che non abbiano in precedenza frequentato le scuole elementari. Di conseguenza, gli allievi prima di conseguire la licenza, debbono per forza di cose ripetere più volte le prime classi per colmare la grave lacuna dovuta alla mancanza di una base, cioè delle scuole elementari.

Ma l'impressione dei primi voli librati, oltre a farmi comprendere i motivi del successo dei fratelli Wright, mi aveva altresì convinto che col volo librato si può dare al giovane oltre a basi tecniche, anche una preparazione dello spirito irraggiungibile con qualsiasi altro mezzo.

Per questo ho proposto a S. E. Balbo l'organizzazione della scuola di volo senza motore Pavullo, la prima sorta in Italia e inaugurata il 1° agosto del 1927.

Tale scuola, come tutte le altre organizzate in Italia dal 1932 in poi, aveva soprattutto lo scopo di predisporre nello spirito e nella tecnica i giovani desiderosi di diventare piloti.

Il volo veleggiato non era nei nostri programmi. I tentativi sporadici compiuti avevano più l'aspetto di esperienza a carattere sportivo che di studi di ordine scientifico.

Per contro, tutte le nostre forze erano portate a cercare di migliorare il metodo d'insegnamento e a perfezionare i sistemi di lancio adeguandoli soprattutto a due condizioni importantissime: rendere il volo librato il più possibile affine al volo con apparecchi a motore, e adattarsi alle nostre condizioni di terreno.

L'Italia è ricca di colline e di montagne, anzi ne ha tante da ostacolare notevolmente lo sviluppo dell'aviazione a motore, ma in tanta abbondanza non è facile trovare terreni che abbiano dolci pendii e non siano coltivati intensamente o alberati.

E' perciò necessario ricorrere alla pianura e precisamente ai campi d'aviazione.

Il lancio ad elastico (che è sempre un perfetto sistema per voli veleggiati di pendio), trasportato in pianura, è ricco di incognite e di pericoli.

Gli incidenti dovuti a lanci troppo forti (insidia che sta più nella natura degli uomini che non nel sistema in se), le variazioni di velocità che l'apparecchio subisce in un lancio di tal genere, la limitata entità dei voli, che con tale sistema si possono compiere in pianura, ci hanno costretto a dare la massima diffusione al lancio meccanico mediante il verricello e a incoraggiare le esperienze tendenti a migliorare il più possibile questo sistema di lancio.

Ne è conseguita l'abolizione integrale al lancio ad elastico — che viene considerato solo un mezzo per lanciare veleggiatori dalle colline — e la creazione di un metodo d'insegnamento del volo librato ispirato ai seguenti concetti:

- a) — oltre ad ottenere come scopo il conseguimento dell'attestato B, (l'attestato A non è considerato) dare all'allievo una istruzione che possa essere effettivamente utile quando dal pilotaggio di alianti passerà alla scuola con aeroplani a motore;
- b) — elevare il più possibile il valore dell'attestato B, portando gli allievi a quota tale per cui la durata dei voli di brevetto è più prossima ai 3 che ai 2 minuti);
- c) — ottenere tali risultati con un minimo rischio da parte dell'allievo.

Reputo intanto necessaria una brevissima descrizione del metodo impiegato nelle nostre scuole, che mi sarà utile per chiudere questa lunga premessa senza della quale non avrei potuto entrare nel vivo della mia tesi.

Il metodo d'insegnamento usato nelle Scuole di volo librato è tale per cui in un solo mese l'allievo è messo in grado di soddisfare abbondantemente alle condizioni imposte per il conseguimento dell'attestato B. Di solito i cinque voli di brevetto hanno una durata media di 2 minuti primi ciascuno e l'allievo compie anche spirali ed evoluzioni a forma di 8.

Per ottenere questo risultato sono sufficienti circa 60 lanci eseguiti con la seguente progressione e sempre mediante l'uso del verricello.

1^a fase. — Strisciare (glissades). L'allievo compie una serie di rette a bassa velocità e senza staccarsi dal suolo. Impara a manovrare i timoni di direzione e gli alettoni (gauchissement) e a prendere dimestichezza nell'uso del «profondeur».

2^a fase. — L'allievo compie una serie di rette a velocità maggiore in modo di sollevarsi a 1 o 2 metri dal suolo. In questa fase, deve abituarsi ad usare anche il «profondeur» in modo da saper correttamente tenere la linea di volo. Questo esercizio è il più importante ed è quello sul quale occorre maggiormente insistere, perchè quando l'allievo conosce bene la linea di volo, può essere portato anche a quota maggiore senza pericoli. Inoltre impara anche l'atterraggio che dev'essere compiuto secondo la stessa tecnica del volo a motore, perciò «seduto».

3^a fase. — L'allievo viene portato progressivamente in quota, dapprima compie planate rettilinee, poi inizia piccoli cambiamenti di rotta che ad ogni volo vengono accentuati sino alla esecuzione di virate di 90° e poi 180°.

4^a fase. — L'allievo viene portato a oltre 120—150 metri di quota e nella discesa compie virate complete, virate a forma di esse, descrive una 8 e deve cercare di atterrare nei pressi del punto di partenza.

Durante tutto il corso i lanci vengono eseguiti in terreno pianeggiante e con verricello. Normalmente l'allievo vola soltanto con alianti monoposti, perciò sempre solo a bordo.

In qualche Scuola il cui terreno è di dimensioni esigue, sono usati con successo alianti biposto — doppio comando — soprattutto per apprendere all'allievo la tecnica del «virage».

Il doppio comando viene però usato soltanto per pochissimi voli e quando si dimostra conveniente. Per certi allievi non è necessario.

Ho voluto di proposito, anche a costo di essere forse profisso, tracciare in sintesi quella che è la storia del nostro volo senza motore, il suo attuale indirizzo e i metodi nostri.

Appare così evidente che, in Italia più che altrove, le finalità del volo senza motore hanno assunto un netto carattere di scuola preparatoria o di avviamento al pilotaggio, o meglio ancora di scuola elementare di pilotaggio.

La constatazione che soltanto una piccolissima minoranza di piloti d'aliante resta tale e si dedica al volo veleggiato è di per sé un indice eloquentissimo.

Per noi il volo librato non è fine a sé stesso e solo raramente è scuola preparatoria per il volo veleggiato. Quasi sempre è l'inizio dell'attività aviatoria di un pilota militare o civile.

E' utile questa scuola, è conveniente dal punto di vista finanziario? vale la pena di far passare i giovani aspiranti piloti attraverso il vaglio delle scuole di volo librato?

Chi dell'indirizzo assunto dal volo a vela italiano ha forse le maggiori responsabilità può in coscienza rispondere affermativamente a questi interrogatori e dimostrarne la fondatezza con argomenti che si appoggiano oltre che su convinzioni e riflessioni, anche su l'osservazione di migliaia di allievi che in circa dieci anni sono passati dalle scuole di volo librato a quello di volo a motore.

I vantaggi di una sana istruzione al pilotaggio di alianti sono soprattutto di ordine spirituale e tecnico. La convenienza dal punto di vista economico a far precedere il volo silenzioso a quello a motore agli allievi piloti è intuitiva ma difficilmente apprezzabile nella sua entità.

Esaminiamo prima il lato spirituale che è senza alcun dubbio il più interessante ed il più conveniente.

Non v'è chi non veda quale magnifica scuola di coraggio, di calma, di senso di responsabilità, di determinazione sia per un giovane in corso di sviluppo fisico e psichico, il volo su un aliante.

Solo a bordo il giovanissimo pilota si abitua, attraverso una razionale graduazione di difficoltà ad avere fiducia in sé stesso e nelle proprie capacità. Questo senso di sano ottimismo temperato dalla esatta valutazione delle proprie

possibilità, riscaldate da una fiducia che è frutto di esperienza e di piccole vittorie, avrà indubbiamente benefiche ripercussioni sullo spirito del pilota.

Il giorno in cui, dopo una serie di lezioni a doppio comando, affronterà il primo volo a solo su un apparecchio a motore, egli non sarà nuovo alla sensazione della solitudine a bordo. Egli sa per esperienza che può benissimo volare senza alcun suggeritore vicino, e si noterà anche nei suoi primissimi voli una tranquillità e una sicurezza che non si riscontrano che raramente negli allievi piloti non provenienti dalle scuole di volo librato.

Dal punto di vista tecnico si può osservare che il volo su aliante potrebbe forse far acquistare all'allievo dei difetti che si potrebbero ripercuotere dannosamente sul pilotaggio degli apparecchi a motore.

E' questo il punto più delicato della questione, e riconosco che, in materia, non tutte le obiezioni sono lontane dalla verità.

E' anche e soprattutto per eliminare o ridurre al minimo questo elemento negativo che il nostro sistema d'insegnamento ha cercato di adattarsi il più possibile alle esigenze del pilotaggio a motore.

In realtà, il lancio ad elastico, obbligando l'allievo a partire con i piedi ben fissati sulla pedaliera per non distaccarli sotto l'impulso del lancio, può ingenerare un'abitudine che riportata nel volo a motore è senza dubbio dannosa. L'istruttore, nella fase di rullaggio che precede il decollo osserva che l'allievo è rigido sulla pedaliera e stenta a seguire i movimenti necessari per mantenere la direzione giusta.

Noterà inoltre che nelle virate l'allievo tende ad abusare dell'uso del timone di direzione e che in atterraggio non eseguirà tempestivamente e non del tutto completa, la manovra necessaria per sedere il velivolo.

Pur ammettendo che tutto ciò è vero, si deve riconoscere che non è molto grave, perchè si può facilmente prevenire.

Infatti posso affermare che per quanto riguarda la partenza il fenomeno è quasi completamente scomparso da quando si è abolito il lancio ad elastico.

Col traino a verricello l'allievo è tenuto a mantenere la direzione ed impara correttamente l'uso del relativo timone.

Tanto per le virate come per l'atterraggio gli istruttori hanno ricevuto delle norme precise che tendono ad evitare gli inconvenienti noti.

L'esecuzione da parte degli allievi di quelle virate piate che per apparecchi di grande stabilità propria non rappresentano un pericolo immediato, sono rigorosamente evitate e prevenute; mentre si richiede che l'atterraggio venga eseguito in modo il più possibile affine a quello degli apparecchi a motore, cioè su tre punti.

Per gli allievi meno pronti a capire si ricorre al volo con alianti biposto doppio comando. Cinque o sei voli sono spesso più che sufficienti.

Ho voluto prima mettere in luce lo stesso quelli che sono i lati negativi del fenomeno, perchè non intendo attenuarne l'importanza.

Sono però convinto che non è nemmeno il caso di aggravarla. I vantaggi, mi riferisco a quelli tecnici, sono tanti e tali che il bilancio resta sempre in favore del volo librato. Basta pensare che mentre chi non ha mai volato deve compiere una serie di voli a doppio comando per ambientarsi, per rendersi conto di tutte le assolute novità dell'ambiente, del mezzo, della visuale, sull'impiego dei comandi e le loro funzioni, l'allievo reduce dal volo a vela è in grado di utilizzare ai fini didattici anche il primo volo a doppio comando. Al secondo egli sa già tenere la linea di volo e compiere i primi virage, con sufficiente correttezza. Per lui di nuovo c'è il motore, la partenza e in parte l'atterraggio. Egli è però un pilota, pilota di un apparecchio più facile e più semplice ma sempre pilota, per lui le lezioni a doppio comando sono da considerarsi come per il passaggio da un apparecchio facile ad uno più difficile. E poichè nel volo librato l'allievo parallelamente all'istruzione tecnica ha ricevuto una educazione spirituale, al momento del decollo si troverà nelle migliori condizioni di spirito per mettere in

alto tutte le cognizioni ricevute, per essere padrone di se stesso e delle proprie azioni. Un pilota d'aliante passando al volo a motore non può dare spiacevoli sorprese.

E' però opportuno rilevare che non è sufficiente una razionale preparazione dell'allievo, ottenuta mediante la costante osservazione dei suoi voli, e la più rigida osservanza a quelle norme d'insegnamento che sono ispirate a fare del volo librato la scuola preparatoria di pilotaggio. Tutto ciò, per quanto bello, non può dare i suoi frutti se non il giorno in cui anche gli istruttori di volo delle scuole di pilotaggio con apparecchi a motore non si saranno profondamente, sinceramente resi conto della grande utilità, anche e soprattutto per loro, di avere molti o tutti, gli allievi in possesso di un buon attestato B.

L'ideale sarebbe che lo stesso istruttore della scuola di volo a vela potesse portare al brevetto su apparecchio a motore i propri allievi. Soltanto l'istruttore di volo a vela conosce profondamente come si formano le abitudini che possono essere nocive per il volo a motore e può a tempo opportuno prevenirle, soltanto egli conosce i grandi benefici apportati dal volo a vela nello spirito e nella tecnica del suo allievo, ed è di conseguenza in grado di interrompere l'istruttoria a doppio comando e di farlo volare da solo.

La sua fiducia è materiata di esperienza. Soltanto lui è in grado di stabilire con esattezza se l'allievo sarà nella psiche così forte come lo è nella tecnica e può di conseguenza evitare dolorosi incidenti, eliminando individui non atti al volo e compiere una preziosa selezione di altissimo significato umanitario.

Il giorno in cui tutti i piloti istruttori conosceranno profondamente il volo librato come scuola preparatoria di pilotaggio, l'umanità avrà compiuto un altro grande progresso.

Signori, non ho inteso con questa mia esposizione di riferire cose del tutto nuove, anzi per il solo fatto che parlo ad esperti di volo a vela dovrei essere convinto di aver sfondato una porta aperta, tuttavia sono stato indotto a diffondermi su questo argomento poichè ho la certezza che molto si può ancora fare per migliorare il metodo di preparazione dei piloti.

Il progresso dell'aviazione è incessante e così il suo sviluppo sia civile che militare, non sarà quindi un titolo di poco conto per il volo a vela se questa bellissima e pur modesta attività aerea potrà dare ancora, così come ha dato all'epoca dei pionieri, un deciso contributo alla formazione delle masse di piloti di domani.

Erfahrungen in der Schweiz im Umschulen von Segelfliegern auf Motorflug.

Von Hermann Schreiber, Bern.

Zusammengefaßt soll eine Beschreibung der Segelflugschulung in der Schweiz erfolgen:

Schülerauswahl. Das Mindestalter für die Segelflugschulung beträgt 18 Jahre. Es steht den Segelfluggruppen frei, für ihre Kandidaten eine psychotechnische Prüfung durchführen zu lassen. Medizinische Prüfung wird nicht verlangt, ebenso ist Militärdiensttauglichkeit nicht vorgeschrieben. Die Schüler rekrutieren sich aus den verschiedensten Volkskreisen: $\frac{2}{3}$ Handwerker und Kaufleute, $\frac{1}{3}$ Studierende.

Schulung. Die Schulung erfolgt bis zur B-Prüfung fast ausschließlich an der Winde. Gummiseilschulung wird in einigen Gruppen für die ersten Rutscher angewendet. In anderen Gruppen wird Gummiseilschulung erst nach der B-Prüfung instruiert. B-Piloten können, sofern sie 30 min Windenübungszeit nach der B haben und Übungsflugzeuge geflogen sind, im Flugzeugschlepp ausgebildet werden. Für den Schleppflugausweis werden wenigstens 8 Schleppflüge verlangt; meistens ist es den Kandidaten möglich, während des Schleppflugkurses ihre C-Prüfung abzulegen.

Segelflugzeuge. Bis zur B werden ausschließlich Zöglingstypen verwendet. Für die Weiterschulung werden Grunau-Baby-Typen eingesetzt.

Die so ausgebildeten Segelflieger haben Gelegenheit, mit staatlicher Unterstützung Motorschulung zu genießen. In untenstehender Zusammenstellung ist der Werdegang dieser Umschulung statistisch erfaßt. Aus dieser Zusammenstellung lassen sich sehr wertvolle Schlüsse auf das gesamte Gebiet der Umschulung von Segelflug auf Motorflug ziehen.

Zu den einzelnen Schülern ist folgendes zu erwähnen:

A. Dieser Schüler wurde in einer militärischen Pilotenschule ausgebildet. Entsprechend der allgemeinen Mentalität unter alten Motorfluglehrern nahm der verantwortliche Fluglehrer absolut keine Rücksicht auf die Vorschulung als Segelflieger des betreffenden Mannes. Die Methode der Motorschulung entsprach alter Überlieferung. Als Schulflugzeug wurde eine veraltete Type (Cage à poule) verwendet. Der Schüler war schon nach etwa 50 Doppelsteuerflügen zum Alleinflug reif, wurde jedoch grundsätzlich nicht vor 100 Doppelsteuerflügen losgelassen. Das rächte sich dann dadurch, daß der betreffende Schüler das Selbstvertrauen in seine Leistung einbüßte und so die Segelflugschulung ihm eigentlich keinen besonderen Vorteil gebracht hat. — Während einiger Zeit trat bei diesem Mann eine Stöpselperiode auf, die sich in Radlandungen auswirkte und auf übertriebene Angst vor dem Abschnüren zurückzuführen war.

B. Hier ist bereits ein Vorteil der Segelflugschulung festzustellen. Der Motorfluglehrer, selber C-Pilot, nahm jedoch vom Segelflieger zu viele Kenntnisse an und setzte sehr viel theoretisches Wissen als selbstverständlich voraus, dies war aber nicht der Fall. Der Schüler sagte daher aus, daß er viele Sachen, welche durch zwei, drei Worte sich vor dem Start hätten erklären lassen, mühselig selber ent-

decken mußte. Der Schüler wollte die Sache gegen Ende der Schulung möglichst gut machen und begann Steuer und Gas krampfhaft zu bedienen, was sich ungünstig auf das Fliegen auswirkte.

C. Dieser Segelflieger mit guter Flugerfahrung machte sehr rasche Fortschritte. Der Motorfluglehrer, selber ein Segelflieger, fand die richtige Methode, um diesen Mann auszubilden.

D. Hier handelt sich es um einen ausnehmend zum Fliegen veranlagten Mann. Ein Fall, der vielleicht unter 500 Kandidaten einmal vorkommt. Der Fluglehrer, welcher sehr viel psychologisches Verständnis und große Erfahrung hatte, nahm, trotzdem er selber nicht Segelflieger war, weitgehendst auf die Segelflugvorschulung Rücksicht und war so in der Lage, die sehr geringe Segelflugvorbildung trotzdem vorteilhaft für die Motorschulung auszunützen.

In den drei letzterwähnten Fällen wurde die Schulung auf der De Havilland ausgeführt.

E. In diesem Fall war der Fluglehrer, welcher Gegner der Segelflugvorschulung war, sich jedenfalls über die anzuwendende Methode nicht ganz im klaren. Der Schüler wurde geschult auf einem Hochdecker AC4, geschlossene Kabine, Sitze nebeneinander. Der Schüler hatte etwas Mühe, sich der pedantischen Flugdisziplin der Motorschulung, welche genau abgezeichnete Schulrunden verlangt, anzupassen.

F. Hier ist der Verlauf als normal zu betrachten. Derselbe Fluglehrer wie bei A, Schulung auf der Motte. Der Hauptfehler dieses Schülers bestand darin, daß er die Kurven mit zu wenig Querlage durchführte, ein Fehler, welcher auf mangelhafte Instruktion im Segelflugunterricht zurückzuführen war. Drei Wochen nach dem ersten Alleinflug hatte dieser Schüler eine Stöpselperiode, welche infolge eines längeren Unterbruches in der Schulung eintrat.

G. Hier handelt es sich um einen bereits gesetzten Mann (Lebendgewicht 195 Pfund), welcher ein begeisterter Freund der Fliegerei war, jedoch mit der Schulung etwas spät anfang. Er wurde durch einen Fluglehrer geschult, dem psychologisches Verständnis nicht besonders eigen war. Die Schulung erfolgte auf der Klemm und wurde mit großen Pausen durchgeführt. Der Fluglehrer war kein Segelflieger. Der Kandidat ist überzeugt davon, daß ihm das Segelfliegen für die Motorschulung viel genützt hat und behauptet, daß er ohne Segelflugschulung kein Vertrauen in die Motorflugschulung gehabt hätte.

H. Dieser Segelflieger mit guter Ausbildung mußte leider vor den Brevet-Flügen die Schulung unterbrechen, sein Schulungsverlauf kann als normal betrachtet werden. Die Schulung erfolgte durch einen Fluglehrer, welcher selber nicht Segelflieger war, jedoch für das Segelfliegen viel Verständnis aufbrachte.

I. Hier handelt es sich ebenfalls um einen Segelflieger mit sehr guter Flugerfahrung. Trotzdem die Schulung durch einen Fluglehrer erfolgte, welcher selber nicht Segel-

flieger war und der Segelflugvorschulung keine Vorteile zusprach, darf die Ausbildung als sehr kurz betrachtet werden. Seine Schulung erfolgte auf der oben erwähnten Type AC4. Vor dem Alleinflug traten bei dem Schüler Hemmungen auf, da er sich plötzlich der großen Verantwortung für das kostbare Motorflugzeug inne wurde. Dieser Schüler ist der Ansicht, daß Lektionen von mehr als 30 min Dauer schädlich sind, da die Motorschulung mehr ermüdet als die Segelflugschulung.

K. Dieser Schüler wurde durch einen Fluglehrer geschult, welcher dem Segelfliegen viel Verständnis entgegenbrachte, selber aber nicht Segelflieger war. Die Schulung erfolgte auf der Bucker-Jungmann. Dieser Schüler machte während seiner Motorausbildung auch noch Segelflugschulung durch. Es zeigte sich, daß dies für seine segelfliegerischen Fortschritte eher ein Nachteil war.

Die Statistik bezieht sich auf die Flüge bis und mit dem Brevet Kategorie I. Dieses Schweizer-Brevet ist ein Vor-Brevet, als Cima-Brevet A. Für diesen Brevet Kategorie I wird verlangt ein Flug über 2500 m, sowie Ziel-landungen ohne Gas aus 500 m Höhe, Fliegen von wenigstens 5 geschlossenen Achtern und Landungen mit Gas (Schlepplandungen). Der Pilot hat das Recht, unter Aufsicht durch den Fluglehrer auf die Kategorie II (internationales Brevet A) sich weiterzubilden.

Für die Kategorie II wird verlangt ein Überlandflug von 200 km, ein Flug mit wenigstens 1 h auf 4000 m, sowie 20 Flugstunden und wenigstens 100 Landungen nach der Prüfung Kategorie I. Die Prüfung für Kategorie II besteht aus Ziellanden mit und ohne Gas, Spiralen und Glissaden. Je 5 Segelflugstunden werden dem Kandidaten für eine Motorstunde angerechnet.

Zusammenfassung. Aus der Statistik ergibt sich, daß ein normaler Segelflieger nach 2 bis 3 h am Doppelsteuer allein fliegt, sowie nach weiteren 3 bis 5 h das Brevet Kategorie I besteht. Eine wesentliche Abkürzung der Motorschulung ist dadurch bewiesen. Ebenfalls ist finanziell ein günstigeres Ergebnis durch Segelflugvorschulung zu erreichen.

Es zeigte sich, daß für die Umschulung von Segelfliegern auf Motorflug die Motorfluglehrer unbedingt Segelflugkenntnisse besitzen müssen, um im richtigen Maße Rücksicht auf die Segelflugvorschulung nehmen zu können. Es lassen sich hier durch Entwicklung einer passenden Schulungsmethode wesentliche Vorteile erzielen.

Als zweckmäßige Methode ist folgende zu nennen:

A. Theoretische Ausbildung. Dieselbe wie für die übrigen Motorschüler, Meteorologie als Wiederholung gedacht.

B. Praktische Ausbildung. Der Schüler sitzt von Anfang an im Hauptsitz des Flugzeugs. Zuerst werden Rollübungen gemacht, welche dem Schüler auf dem Boden das Flugzeug in die Hand geben. Gleichzeitig lernt er da den Motor bedienen. Anschließend werden Flüge gemacht, bei welchen der Fluglehrer Start und Landung durchführt. Sobald das Flugzeug in der Luft ist, übernimmt der Flugschüler das Steuer und fliegt sich auf das Motorflugzeug ein, wie er es mit einer neuen Segelflugzeugtype machen würde: Geradeausflug, Kurven, Spiralen, Glissaden mit und ohne Gasbedienung. Dadurch erhält er das Vertrauen zum Flugzeug in der Luft. Dann folgen kleine Platzrunden, bei welchen hauptsächlich Start und Landung geübt werden. Auf dem Boden und in der Luft wurde durch die Vorübungen das Zutrauen in das Flugzeug erreicht, so daß der Schüler Übergang vom Boden zur Luft wesentlich rascher erfaßt. Hauptfehler, welche bei der Umschulung durch die Segelflieger gemacht werden, sind Radlandungen und Kurvenflüge ohne genügend Querlage. Diese beiden Hauptfehler lassen sich durch eine geeignete Segelflugvorschulung, insbesondere Durchführung von Schwanzlandungen vermeiden.

Diese Versuche sind erst seit dem Jahre 1936 auf breiter Basis in der Schweiz durchgeführt worden, so daß noch nicht abzusehen ist, ob nicht in einer späteren Periode des Motorfliegens Nachteile auftreten. Ich halte es nicht für ausgeschlossen, daß Segelflieger, welche sehr rasch in der Motorschulung vorwärts gekommen sind, nach gewisser Zeit Rückschläge haben, weil ihnen die nötige Motorluffterfahrung (fliegerische Patina) fehlt, welche man nur durch so und so viele Stunden tatsächliches Absitzen in der Kiste erreichen kann.

Die Durchführung der Schulung in kurzen Lektionen möglichst alle Wochen 2- bis 3mal halte ich als geeignet. Wollte man die Schulung noch mehr beschleunigen, so betrachte ich es als ungünstig, da ja Fliegen nicht am Knüppel, sondern im Bett gelernt wird, d. h. die geistige Vorbereitung des Fliegens ist noch wichtiger als die unmittelbare Theorie auf dem Flugplatz.

Auf jeden Fall ist sicher, daß das geeignete Anpassen der Motorschulung an die Segelflugkenntnisse eine ungeahnte und beste rationelle Ausbildung des Sportfliegers ermöglichen wird.

Umschulung von Segelfliegern auf Motorflug.

Name, Jahrgang	Schuljahr	Ausweis bis zum Beginn d. M.-Schul.	Startanzahl	Totalflugdauer	Schulflugzeug-Type	Doppelsteuerflüge	Doppelsteuerstunden	Alleinflüge	Alleinstunden	inkl. Brevetflüge	inkl. Brevetstunden	Anzahl Schultage	Ausbildungsmonate
A 09	33	S; C	114	3 ⁵⁸	13	103	7 ³²	108	20 ²¹	211	27 ⁵³	42	3
B 07	34	S; C	93	2 ²⁵	Moth	47	4 ²⁶	67	8 ²⁴	114	12 ⁵⁰	22	3 1/2
C 06	35	S; C	341	34 ⁰⁷	Moth	31	2 ³⁴	33	3 ²³	64	5 ⁵⁷	17	1
D 08	36	A	60	0 ²⁵	Moth	41	2 ¹⁴	67	4 ²⁶	108	6 ⁴⁰	24	5 1/2
E 12	36	S; C	112	18 ³⁵	A C 4	32	3 ⁰²	50	5 ⁵⁴	54	8 ⁵⁸	18	2 1/2
F 10	36	S; C	160	40 ⁵²	Moth	22	2 ⁰⁸	55	5 ³³	77	7 ⁴¹	18	3
G 97	36/7	B	62	27	Klemm	99	12 ⁴⁷	45	6 ³³	144	19 ²⁰	25	9
H 11	36	S; C	310	20 ³⁰	Moth	53	4 ²⁹	36	3 ⁰⁰	—	—	16	1 1/2
I 08	36	S; C	200	138 ¹⁴	A C 4	29	3 ²⁶	10	1 ³⁴	39	5 ⁰⁰	9	1 1/2
K 18	36/7	B	80	2 ³⁰	Bucker	30	2 ⁰⁰	37	3 ¹⁰	67	5 ¹⁰	12	5

Die Bedeutung der psychologischen Eignungsprüfung für die Schulung der Segelflieger.

Von Dr. H. Spreng, Bern.

I. Allgemeine Bemerkungen zur Methodik der Eignungsprüfungen¹⁾.

Es ist jedem mit dem Flugwesen einigermaßen Vertrauten klar, daß eine Eignungsprüfung vor allem dann bei der Ausbildung von Flugschülern praktischen Erfolg haben wird, wenn die Untersuchung der Kandidaten die Gesamtpersönlichkeit soweit als möglich zu beurteilen sucht.

Mit rein naturwissenschaftlicher Methodik, mit ausschließlichem Messen von Leistungen kommen wir nicht aus. Die Ausbildung der Segelflieger ist zur Hauptsache eine psychologisch-pädagogische Angelegenheit und kann deshalb vor allem von dieser Seite her unterstützt werden. Wir stellen an die Eignungsprüfungen in methodischer Hinsicht folgende Forderungen:

1. Der Prüfungsleiter muß vertraut sein mit dem Segelflug und insbesondere mit der Ausbildung der Segelflieger.

Er muß die Anforderungen, die an den Segelflieger gestellt werden, kennen und selbst miterlebt haben, welche Fähigkeiten und Eigenschaften in der Hauptsache bei der Schulung und dem Training erforderlich sind.

Mit anderem Wort: Keine Eignungsprüfungen »vom grünen Tisch aus«.

2. Was die Methodik selbst betrifft, stellen wir den gesunden Menschenverstand in den Vordergrund.

Die Psychologie des ersten Eindrucks muß hier notwendigerweise eine große Rolle spielen, d. h. der Gesamteindruck, den ein Kandidat dem geschulten Auge des Psychologen macht, muß ausschlaggebend sein.

3. Die bei der Eignungsprüfung verwendeten Apparate sind nur Mittel zum Zweck, d. h. sie sollen dazu dienen, gewisse Fähigkeiten auf ihre normale oder abnormale Entwicklung zu untersuchen.

Darüber hinaus muß bei den gestellten Arbeitsproben vor allem die Art und Weise des Zustandekommens der Resultate, also das Verhalten und Benehmen des Flugschülers als das für uns Wesentlichste sorgfältig beobachtet werden.

5. Die notwendigen Apparate müssen sehr einfach und leicht transportabel sein, da wir die Untersuchungen nicht nur im Institut, sondern irgendwo in einer Baracke eines Flugplatzes oder sonst im Lokal einer entlegenen Segelflugguppe durchführen.

6. Eine mündliche Aussprache über das Ergebnis erfolgt meistens am Schluß der Untersuchungen mit dem Gruppenobmann und dem Fluglehrer.

7. Das Ergebnis der Untersuchung wird zudem in einem kurzen Bericht niedergelegt und an den Gruppenobmann und zugleich an den Oberexperten für Segelflug gesandt. Nur dann kann aber eine Eignungsprüfung für die Schulung der Segelflieger eine Bedeutung haben, wenn das Resultat

der Untersuchung jedem Fluglehrer leicht verständlich ist. Der Schüler hingegen bekommt aus erzieherischen Gründen das Resultat nicht zu Gesicht, d. h. ihm wird nur mitgeteilt, ob er auf Grund der Eignungsprüfung in die Schulgruppe aufgenommen wird oder nicht.

8. Unerläßlich ist endlich eine Bewährungskontrolle, d. h. ein ständiger Kontakt mit den S.F.-Gruppen. Wir müssen wissen, ob die Kandidaten richtig beurteilt worden sind, ob die Schulung normal vorwärts geht, oder ob bei der vorangehenden Eignungsprüfung ein Kandidat zu streng oder gar zu optimistisch, d. h. teilweise oder ganz unrichtig qualifiziert worden ist.

II. Die untersuchten Fähigkeiten.

Der Kürze halber seien die wenigen untersuchten Fähigkeiten nur erwähnt.

1. Das Druckfeingefühl.

2. Das Bewegungsfeingefühl:

a) arhythmisch,

b) rhythmisch,

c) als Schreckreaktion.

3. Die Koordination der Bewegungen.

4. Das Beobachten

a) der pseudo-isochromatischen Tafeln zur Prüfung des Farbensinnes,

b) einer Flugaufnahme.

5. Einfache Intelligenzprüfung.

Die Untersuchung der angeführten Fähigkeiten wäre nun sehr dürftig, wenn nicht bei dem Zustandekommen der Resultate wertvolle, ja ausschlaggebende Beobachtungen gemacht werden könnten.

Das Ergebnis von Druck- und Bewegungsfeingefühl geben uns wohl Anhaltspunkte, ob der Kandidat den Steuerknüppel mehr oder weniger feinfühlig führen wird. Wertvoller aber noch sind durch genaue Beobachtung und Einführung gewonnene Feststellungen, die ganz oder teilweise die Wesensart des Kandidaten betreffen. Der erste Eindruck wird mittelst den Arbeitsproben sozusagen nachgeprüft. Es wird versucht, die typischen Verhaltensweisen jedes Flugschülers herauszufinden. Durch sorgfältige Analyse der Handlungen, Bewegungen, der Mimik, der ganzen Haltung und Gesinnung, nötigenfalls durch Analyse seiner Handschrift, gewinnen wir Anhaltspunkte über gewisse charakterliche Seiten des Untersuchten. Selbstverständlich sind nicht die Verhaltensweisen als solche Charaktereigenschaften. Erst durch sorgfältige Deutung des Verhaltens und Benehmens können wir Schlüsse auf den Charakter ziehen.

Wir lassen vor allem dem gesunden Menschenverstand breiten Spielraum, und dazu muß sich eine gründliche wissenschaftliche Schulung, viel berufliche Erfahrung gesellen, um in relativ kurzer Zeit über die Eignung eines Flugkandidaten etwas aussagen zu können.

¹⁾ Siehe: Spreng, Artikel in der Industriellen Psychotechnik, II. Jahrgang, 1934, Heft II: »Charakterologische Feststellungen an Leistungsproben«, und als allgemeiner Überblick: Spreng, Psychotechnik (angewandte Psychologie), Max Niehans Verlag 1935.

III. Die Resultate der Untersuchungen¹⁾.

Wir lassen hier zwei verschiedene Berichte folgen:

Erstes Beispiel:

Psychotechnisches Institut Bern Segelfluggruppe „.....“,
..... 26. September 1936.

Name „.....“, geb. 1905 Brevet B 1934 (75 Starte)
seither ca. 20 Starte.

Druckfeingefühl: Schwach.

Bewegungen: Schwach.

Reaktionen: Sehr unsicher, langsam, unregelmäßig.

Augen: Leichtes Schielen, daher plastisches Sehen beeinträchtigt.

Allgemeiner Eindruck: Sehr liebenswürdig, aber für sein Alter sehr wenig ausgeglichen. Ausgesprochen unschlüssig.

Selbstgefühl: Ausgesprochen unsicher, fast kindliche Scheu, sehr sensibel, schreckhaft.

Kameradschaftlichkeit: Anhänglich, anschlussbedürftig, noch fast kindliches, naives Gemüt.

Schulen: Mit aller Vorsicht und häufigem Zuspruch.

Eignung: Eignung ungenügend, da trotz seinen 31 Jahren noch kindlich hinsichtlich Empfindlichkeit, Unsicherheit und Unschlüssigkeit.

Zweites Beispiel:

Name „.....“, geb. 1916. Student.

Druckfeingefühl: Durchschnittlich.

Bewegungen: Durchschnittlich.

Reaktionen: Etwas heftig und unregelmäßig.

Allgemeiner Eindruck: Macht vorerst einen flotten Eindruck. Scheint zu wissen, was er will; Sporttyp, dabei nicht ohne weiteres belehrbar; ab und zu etwas oberflächlich.

Selbstgefühl: Nach außen recht bewußt und selbstsicher, innerlich aber noch wenig ausgeglichen. Muß aber auch lernen sich besser anzupassen.

Kameradschaftlichkeit: Selbstdisziplin nicht groß; muß mehr Rücksicht nehmen und seine Ambitionen weniger in den Vordergrund stellen.

Schulen: Strenge Schulung; muß exakter und zuverlässiger werden im Ausführen gegebener Aufgaben.

Eignung: Eignung genügend. Will Militärpilot und evtl. Flugingenieur werden. Muß sich unterordnen lernen und bescheidener werden.

Anschließend an diese zwei Berichte möchten wir nur noch einige Beispiele herausgreifen über Bemerkungen, die dem Fluglehrer Winke zu geben versuchen beim Schulen:

Wenig diskutieren und wenig kritisieren; muß beruhigt werden und lernen, gefühlsmäßiger zu reagieren.

Oder in einem anderen Bericht: Die Schulung darf, besonders auf Drängen v. Sch., nicht übereilt werden. Da eine gewisse innere Unsicherheit durch forsches Auftreten unbewußt überdeckt wird, ist Vorsicht am Platz.

Nicht selten wird empfohlen, den Beginn der Schulung, infolge zu ausgesprochener Jugendlichkeit, um 1 bis 2 Jahre hinauszuschieben.

IV. Die Bewährung der Untersuchungen.

Ende 1936 wurde auf unsere Veranlassung hin vom Zentralsekretariat des Ae.C.S. eine Rundfrage an die sieben Segelfluggruppen gerichtet, die die Eignungsprüfung obligatorisch eingeführt haben.

¹⁾ Siehe: Schweiz. Aero-Revue Nr. 11 (10. Jahrgang) Nov. 1935.

Im ganzen wurden seit 1933 ca. 150 Segelflieger einer kurzen, ungefähr einstündigen individuellen Eignungsprüfung unterzogen. Die praktischen Erfahrungen erstrecken sich aber nur etwa auf 100 Flugschüler, da wegen ungenügender Eignung etwa $\frac{1}{3}$ der Kandidaten nicht in die Fluggruppen aufgenommen wurden.

Aus der Rundfrage ist zusammenfassend folgendes zu sagen:

1. Im allgemeinen sind bei allen Gruppen gute Erfahrungen mit den Eignungsprüfungen gemacht worden.

2. Die Frage, ob die Prüfungen eine wertvolle Hilfe für die Gruppenleitung und namentlich für den Fluglehrer sei, bejahen alle bis auf eine Ausnahme. Ein Ohmann ist nicht ganz positiv, indem er schreibt, ein erfahrener Fluglehrer würde ohnehin schon nach einigen Tagen seine Schüler kennen und zu behandeln wissen. Dieser Einschränkung ist nur beizufügen, daß wir eben nicht in allen Gruppen immer erfahrene Fluglehrer haben, die zugleich ein pädagogisches Geschick und eine gute Menschenkenntnis besitzen.

Drei Monate nach der Umfrage teilt mir übrigens dieser Fluglehrer in einem privaten Brief folgendes mit:

Nach meinen Erfahrungen kann uns die Prüfung nicht immer bestimmt darüber Aufschluß geben, ob ein Schüler geeignet ist. Doch wird sie in jedem Fall dem Fluglehrer eine wertvolle Hilfe sein und ist daher zu empfehlen.

3. Die Übereinstimmung zwischen Prüfungsergebnis und Erfahrung im Flugbetrieb wird von allen als gut bezeichnet. Ohne uns etwa mit der guten Bewährung selbst rühmen zu wollen, dürfen wir auf Grund der erfolgten Umfrage doch mit einer 90 prozentigen Sicherheit der gestellten Diagnosen rechnen.

V. Schlußfolgerung.

Auf Grund der in vier Jahren gemachten Erfahrungen darf man von der psychologischen Untersuchung der Segelflieger in bezug auf deren Ausbildung folgendes sagen:

Die Möglichkeit, in einer Gruppe von Anfang an die ungeeigneten Elemente vom Schulen fernzuhalten, bedeutet ohne Zweifel eine Erleichterung für die Gruppe und insbesondere für den Fluglehrer. Unfälle können selbstverständlich dadurch niemals ganz vermieden, aber doch herabgesetzt werden.

Die im Prüfungsbericht angedeutete Eigenart des Flugschülers und der Hinweis, auf was der Lehrer im besonderen bei der Ausbildung zu achten hat, hilft ihm seine Schüler vom ersten Rutscher an richtig zu behandeln. Durch die Eignungsprüfung wird dem Fluglehrer nicht etwa die Verantwortung abgenommen, sondern er wird nur in seiner nicht immer leichten Aufgabe unterstützt. Der Bericht erspart ihm die Mühe nicht, seine Schüler selbst kennen, richtig beurteilen und behandeln zu lernen, sondern er wird angeregt, die kurz formulierte Charakteristik des Kandidaten im Flugbetrieb nachzuprüfen. Er wird dadurch veranlaßt, sich vielleicht mehr als vorher mit dem immerhin wichtigsten Faktor, mit dem Menschen abzugeben und ihn beim Schulen zweckmäßiger zu instruieren und richtiger zu führen.

Von den sieben unserer wichtigsten Gruppen möchte, nach 2- bis 4jähriger praktischer Erfahrung, keine die Eignungsprüfung mehr missen. Wenn diese psychologische Auslese nicht schon heute bei allen Gruppen obligatorisch eingeführt ist, so nur aus finanziellen Gründen.

Es hat sich gezeigt, daß die psychologisch durchgeführte Untersuchung aller Kandidaten für die Schulung der Segelflieger wertvolle Dienste leisten kann.

Segelflug als olympischer Wettkampf.

Auszug aus dem Vortrag bei der Istus-Tagung von StL-Kapitän Kunz, Berlin.

Der Wunsch, den Segelflug als Wettkampf in die Olympischen Spiele einzureihen, ist bereits seit einigen Jahren lebendig. Seine Verwirklichung scheiterte bislang daran, daß der Segelflug noch nicht die Vorbedingungen erfüllte, die von einer für den olympischen Wettkampf fähigen Sportart verlangt werden.

Inzwischen hat jedoch der Segelflug eine Ausbreitung genommen und eine Vollkommenheit erreicht, die ihn in seinen Leistungen zum mindesten mit allen anderen Sportarten gleichstellt. Um den Segelflugsport dem Internationalen Olympischen Komitee vorzuführen, veranstaltete der Reichsluftsportführer im Einvernehmen mit dem I. O. K. während der XI. Olympischen Spiele 1936 in Berlin ein internationales Segelfliegertreffen mit einer besonderen Olympia-Segelflugvorführung in Staaken. An dem internationalen Segelfliegertreffen beteiligten sich die Nationen: Bulgarien, Italien, Jugoslawien, Österreich, Schweiz, Ungarn und Deutschland.

Begründet auf den hohen Entwicklungsstand des Segelflugsportes wurde im Anschluß an die XI. Olympischen Spiele durch den Reichsluftsportführer an das Internationale Olympische Komitee der Antrag gestellt, den Segelflug als Wettkampf in die Olympischen Spiele aufzunehmen. Die Entscheidung, ob der Segelflug im Jahre 1940 in Tokio in das Programm der Olympiade eingereiht wird, soll in diesem Jahre durch das Internationale Olympische Komitee getroffen werden.

Wenn uns von der nächsten Olympiade auch noch ein Zeitraum von 3 Jahren trennt, so ist diese Zeit für die noch zu treffenden Vorbereitungsarbeiten keineswegs zu reichlich bemessen, und wenn auch die Entscheidung über die Aufnahme des Segelflugsportes in die Olympischen Spiele noch nicht gefallen ist, so muß man sich doch jetzt schon eingehend mit diesem Gebiet befassen.

Als erstes ist es erforderlich, sich mit den charakteristischen Merkmalen des olympischen Wettkampfes vertraut zu machen, um das olympische Segelflugprogramm darauf einzustellen.

Der olympische Segelflugwettkampf wird in seiner Ausführung grundsätzlich verschieden sein von der Art der bisher üblichen Segelflugwettbewerbe. Der Hauptunterschied liegt im folgenden begründet: Die Segelflugwettbewerbe sind auf die Erzielung größtmöglicher Leistungen abgestellt. Es ist bei diesen nicht berücksichtigt, daß ein Wettbewerbsteilnehmer, der an einem Tage einen sehr großen Streckenflug ausführt, am nächsten Tage nicht mit den anderen Teilnehmern starten kann, die weniger große Strecken zurücklegten und dadurch am nächsten Tage am Startort zurück sein konnten. Der Olympiawettkampf verlangt jedoch vollkommen gleiche Bedingungen für alle Wettkämpfer. Diese Forderung muß in der Aufstellung des Programms unbedingt beachtet werden.

Für den Segelflug neuartig und von Bedeutung ist außerdem der olympische Amateurbegriff. An den Olympischen Spielen können nur solche Sportler als Wettkämpfer teilnehmen, die den olympischen Amateurbestimmungen entsprechen.

Für die Zulassung der Teilnehmer an den Olympischen Spielen gelten die Amateurbestimmungen der internationalen Sportverbände. Fehlt für einen Sport der internationale Verband, so trifft das Organisationskomitee im Einverständnis mit dem Internationalen Olympischen Komitee die Bestimmungen. Die Amateurbestimmungen der internationalen Verbände müssen folgenden Mindestforderungen entsprechen:

»Zur Teilnahme darf nicht zugelassen werden:

1. wer wesentlich seinen Sport oder einen anderen berufsmäßig ausübt oder ausgeübt hat,
2. wer für Verdienstentgang eine Entschädigung angenommen hat.

Das Internationale Olympische Komitee behält sich vor Sportarten, deren Amateurbestimmungen im Widerspruch zu den Bestimmungen des Internationalen Olympischen Komitees stehen, nicht in das Programm aufzunehmen.

Über die Mindestforderung des Internationalen Olympischen Komitees hinaus legen die internationalen Verbände teilweise eine wesentliche Verschärfung der für ihre Sportart gültigen Amateurbestimmungen fest. So heißt es in den Amateurbestimmungen des Internationalen Leichtathletik-Verbandes u. a.: »Wer wesentlich mit oder gegen einen Berufssportler zum Wettkampf in leichtathletischen Konkurrenzen startet, wird dadurch zum Berufssportler.«

Der internationale Ruderverband bringt u. a. folgende Begriffsbestimmung: »Amateur ist jeder, der nicht um eines Gewinnvorteiles willen, sondern zu seinem Vergnügen und aus Liebhaberei den Rudersport betreibt und durch den Verband seines Landes als Amateur anerkannt ist. Es kann daher in keinem Falle als Amateur gelten, wer nachstehende Berufe ausübt oder ausgeübt hat:

1. Berufsruderer, Marinesoldaten, . . . und solche Ruderer, die jemals um Geld gerudert haben oder rudern,
2. Ruderer, die an offenen Rennen gegen Personen teilgenommen haben, die unter Absatz 1 aufgeführt sind.«

Ohne auf diese Bestimmungen einzugehen, erscheint für den Segelflugsport folgender Wortlaut des Amateurbegriffs angebracht:

- »1. Ein Amateur darf weder den Segelflug noch den Motorflug berufsmäßig ausüben oder ausgeübt haben, d. h. er darf niemals den Flugsport ausgeübt oder in seiner Ausübung geholfen haben, um seinen Lebensunterhalt zu verdienen oder um einen geldlichen Gewinn zu erzielen.
2. Als berufsmäßige Ausübung gilt auch öffentliches Auftreten gegen Entgelt oder die Annahme von persönlichen Geldpreisen bei Wettbewerben.
3. Wer wesentlich die Amateurbestimmungen übertreten hat, wird zum Berufssportler und kann nicht wieder als Amateurflieger anerkannt werden.«

Das Wettkampfprogramm wird eingeeengt durch folgende für die Olympischen Spiele festliegenden Bestimmungen:

Der gesamte Wettkampf muß innerhalb der für die Olympischen Spiele festgelegten Zeitdauer von 16 Tagen durchgeführt werden.

Der Wettkampf muß für die Teilnehmer unter gleichen Wettkampfbedingungen vollzogen werden.

Die Sieger bzw. die Reihenfolge der Wettkämpfer in der Wertung müssen unmittelbar nach Beendigung des Programms bekanntgegeben werden können.

Die Ausschreibung für den Olympischen Segelflugwettkampf muß also diesen Punkten Rechnung tragen. Dem Segelflug steht an Wettkampfformen zur Verfügung: Dauerflug — Höhenflug — Streckenflug — Zielstreckenflug — Kunstflug. Unter der Annahme, daß etwa 40 bis 60 Segelflugzeuge an dem Wettkampf teilnehmen, scheiden von den genannten Wettbewerbsarten der Dauerflug und der Höhenflug aus. Die Durchführung von Dauerflügen für eine so große Anzahl von Segelflugzeugen unter gleichen Bedingungen scheitert an Auffindung eines hierfür geeigneten Segelhangs. Für das Erreichen von großen Höhen kommt in erster Linie der Wolkenflug in Frage. Dieser läßt jedoch aus Sicherheitsgründen einen Wettkampf unter gleichen Bedingungen nicht zu. Damit dürfte der Dauerflug und der Höhenflug aus dem olympischen Programm ausscheiden. Es bleibt wettkampffähig: Streckenflug, Zielstreckenflug und Kunstflug.

Bei der Bewertung der Streckenflugleistungen wäre jeweils für die größte Tagesleistung 100 Punkte anzurechnen und die weniger großen Strecken entsprechend abzuwerten. Es kann dabei außerdem eine Mindeststrecke gefordert und mit dem Erreichen dieser Mindeststrecke mit der Wertung Null begonnen werden. Eine gleichartige Bewertung kann für den Zielstreckenflug vorgesehen werden. Die Wahl des Zielortes darf jedoch nicht dem Wettkämpfer überlassen bleiben. Vor dem Start ist für sämtliche Wettkämpfer der gleiche Zielort festzusetzen. Der Kunstflug ist aus bestimmten Flugfiguren als Pflichtprogramm zusammenzusetzen. Ein Kürprogramm wird zweckmäßig nicht mit aufgenommen, da erfahrungsgemäß ein Kürprogramm im Kunstflug nicht mit der Genauigkeit punktmäßig bewertet werden kann wie ein Pflichtprogramm.

Für das Gesamtprogramm ist die Frage zu entscheiden, ob die drei Wettkampfformen (Streckenflug, Zielstreckenflug, Kunstflug) als Dreikampf oder getrennt in die Olympischen Spiele aufzunehmen sind. Grundsätzlich sollen bei den Olympischen Spielen nur solche Wettkampfformen getrennt aufgenommen werden, die in ihrer Ausübung verschiedenartig sind in bezug auf den Wettkämpfer, z. B. Kurzstreckenlauf und Langstreckenlauf. Nach diesem Gesichtspunkt kann man den Streckenflug und den Zielstreckenflug auf einen Wettkämpfer vereinigen. Anders ist es jedoch mit dem Kunstflug. Da jedoch der Kunstflug im Segelflug nicht das Charakteristische dieser Sportart darstellt, sondern in erster Linie als wertvoller Bestandteil zur Übung und Erfahrungsbereicherung der Segelflieger im Hinblick auf den Leistungsflug gilt, sollte er in seiner Bedeutung nicht zu sehr hervorgehoben werden. Aus diesen Gründen erscheint es zweckmäßig, die drei Wettkampfformen auf einen Wettkämpfer zu vereinen und zu einem Dreikampf zusammenzufassen.

Das gesamte Segelflugprogramm muß während der 16 Tage der Olympischen Spiele abgewickelt werden. Es wird dafür zweckmäßig folgende Aufteilung vorgenommen:

- 4 Tage Streckenflug,
- 4 Tage Zielstreckenflug,
- 1 Tag Kunstflug.

Das Segelflugprogramm würde damit also 9 Wettkampftage umfassen, wobei die Zwischentage für Schlechtwettertage und Rückholtransporte vorbehalten bleiben. Nach Abschluß der Strecken- und Zielflugtage wird die Wertung hierfür fertiggestellt und der letzte Wettkampftag für den Kunstflugwettkampf bestimmt. Da die Wertung für das Kunstflugpflichtprogramm schnellstens durchgeführt werden kann, ist damit die Gewißheit gegeben, daß kurz nach Beendigung des Gesamtprogramms die Siegerbekanntgabe vorgenommen werden kann.

Unter der Berücksichtigung, daß an jedem Wettbewerbstage maximal die Punktzahl 100 erreicht werden kann, ergibt sich für die höchsterreichbare Punktzahl in der Gesamtwertung:

	höchsterreichbare Gesamtpunktzahl
4 Tage Streckenflug	400
4 Tage Zielstreckenflug	400
1 Tag Kunstflug	100

Als Austragungsort des olympischen Segelflugwettkampfes ist ein Flugplatz mit genügend großen Ausmaßen und Anlagen zu wählen. Unter Einsatz einer größeren Anzahl von Schleppflugzeugen ist es möglich, die Segelflugzeuge in kürzester Zeit auf die zulässige Ausklinkhöhe zu schleppen und damit die Forderung der gleichen Bedingung für alle Teilnehmer zu erfüllen. Ein Segelfluggelände wird immer Beschränkungen aufweisen, die einem olympischen Wettkampf nicht zuträglich sind.

Auch bei dem Fluggerät ist der Gesichtspunkt der gleichartigen Kampfbedingungen zu beachten. Bei dem Fluggerät können grundsätzlich nur 2 Wege beschritten werden, wie dies auch bei den olympischen Segelfahrten durchgeführt wird.

Im ersten Fall werden für das Fluggerät bestimmte Bedingungen für die Konstruktion des Fluggeräts aufgestellt (z. B. obere und untere Begrenzung der Spannweite, des Fluggewichts u. a.). Im anderen Fall, den ich für den richtigeren halte, wird ein besonderes Olympia-Segelflugzeug geschaffen. Beide Wege wurden für das Gerät bei den olympischen Segelfahrten begangen. Hier besteht einmal die 8-m-Klasse und 6-m-Klasse, bei denen die Konstruktion unter gewissen Flächenbestimmungen und Vorschriften frei ist und zum andern die Olympia-Jolle, die nach genauer Bauvorschrift mit bestimmtem Linienriß und Segelriß gebaut werden muß.

Aufgabe der Istus wäre es, nach diesen Gesichtspunkten das olympische Fluggerät zu schaffen. Das olympische Segelfluggerät müßte spätestens Anfang 1939 baufertig bzw. lieferfähig sein. Es ist nicht unbedingt erforderlich, daß das olympische Segelflugzeug das leistungsfähigste der betreffenden Zeit darstellt. Von Bedeutung ist, daß mit dem gleichartigen Fluggerät den Wettkampfteilnehmern gleiche Wettkampfmöglichkeiten gegeben sind.

Hiermit sind in kurzer Darstellung die wichtigsten Gesichtspunkte für den Segelflug als olympischer Wettkampf aufgezeigt. Wie anfangs erwähnt, soll in diesem Jahre die Frage über die Aufnahme des Segelflugsportes in die Olympischen Spiele durch das Internationale Olympische Komitee behandelt werden. Wenn die Entscheidung gefallen ist, ist es Aufgabe der einzelnen Nationen, sich frühzeitig auf den olympischen Wettkampf vorzubereiten.

