

1 bis 2 Sekunden Brenndauer explodierte diese Rakete mit lautem Krach. Die 4 kg Schwarzpulver flogen heraus und steckten sofort das Flugzeug in Brand. Ich drückte das Flugzeug langsam auf Fahrt, um die Flammen zum Abreißen zu bringen, was nach ca. 20 m Höhenverlust gelang. Nachdem ich das Flugzeug glatt gelandet hatte, versuchte ich den Brand zu löschen. Dadurch, daß die Isolierung der elektrischen Drähte verbrannt war, bekamen die Kupferleitungen Kontakt, und die zweite Rakete brannte auf dem Boden aus. Nach dem Ausbrennen wurde das Flugzeug völlig gelöscht.

Es ist anzunehmen, daß die Explosion der ersten Rakete durch heftige Erschütterungen derselben auf einem Lastwagen hervorgerufen ist, dadurch, daß das zu einer glasartigen Masse gepreßte Pulver gerissen ist und somit ein Durchbrennen eintrat. Die Splitterwirkung durch die Explosion war schwach. In der Hauptsache riß der stählerne Mantel der Rakete lang auf, und es flog der Boden heraus. Die ganze Rakete durchriß ihre Befestigung und fiel aus der Maschine heraus. Dadurch, daß der Einbau provisorisch vorgenommen war, konnte der herumfliegende Pulversatz bis in den Führersitz gelangen und brannte meine Bekleidung unwesentlich an.

Dadurch, daß die Rakete nicht direkt am Flügelaufhängespannt anlag, konnte der herausfliegende Boden diesen Spant etwas eindrücken.

Dieser Vorfall gab folgende Lehren:

Der Raketerraum ist gegen den übrigen Raum des Flugzeuges durch einen geschlossenen Brandspant vollständig abzuschließen (Abb. 11).

Der Raketeneinbau ist so vorzunehmen, daß die Raketeböden fest an diesem Brandspant anliegen.

Hinter dem Brandspant dürfen im Raketerraum keinerlei brennbare Konstruktionsteile mehr liegen und auch der Tragflügel ist in der Nähe desselben mit unbrennbarem Material zu bedecken.

Sämtliche elektrischen Zündleitungen müssen im Raketerraum mit Asbest oder Glasperlen isoliert sein.

Außer dem normalen Reihenschalter zum Zünden der Raketen muß ein Massenschalter vorgesehen sein, der bei Unregelmäßigkeit im Raketerraum die gesamte Zündanlage kurzschließt.

Jede Rakete muß für sich in einer Stahlrohrhülse sitzen, so daß bei einer ev. Explosion Brennsatz und Hülse nach rückwärts herausfliegen.

Diese einzelnen Stahlrohrhülsen müssen gegeneinander isoliert sein, damit keine zu große Erwärmung der Raketen untereinander eintritt.

Die gesamte elektrische Zündinstallation muß mit allergrößter Sorgfalt durchgeführt sein, damit absolute Garantie gegeben ist, daß nicht durch ungewollte Kontakte statt einer Rakete unter Umständen das ganze Aggregat zur Entzündung kommt.

Soweit diese Vorversuche ein Urteil zulassen, kann man schon heute sagen, daß der Raketenantrieb für Flugzeuge durchaus möglich erscheint.

Bei der Anbringung des Raketengagregates in dem Flugzeug »Ente« lag das Gewicht dieser Raketen ungefähr 1 m hinter dem Maschinenschwerpunkt, so daß es nötig war, dieses Gewicht durch Gegengewichte in der Rumpfspitze (an einem Hebel von ca. 2 m Länge) auszugleichen. Da aus jeder Rakete ca. 4 kg Pulver ausbrennen, ergibt sich schon, daß eine derartige Anordnung ohne besondere Trimmeinrichtung (Laufgewichte od. dgl.) nicht möglich ist, daß also der Raketerraum in den Schwerpunkt der Maschine verlegt werden muß.

Die ziemlich lange Stichflamme (ca. 1 m) beim Ausbrennen der Rakete dürfte den Einbau bei Normaltypen unmöglich machen. Für eine dezentrale Anordnung (rechts und links vom Rumpf unter den Flügeln oder an Auslegern) halte ich den Raketenantrieb für nicht sicher genug, so-

lange es sich nicht um ein Flugzeug handelt, welches nach Ausfall einer Seitenrakete unbedingt im Geradeausflug zu halten ist und solange Explosionsgefahr der Rakete überhaupt noch besteht.

Versuche mit neuartigen Flugzeugtypen¹⁾.

Von A. Lippisch.

Bericht des Forschungsinstitutes der Rhön-Rossitten-Gesellschaft e. V.

Überblickt man den Entwicklungsgang der Flugtechnik von ihren Anfängen bis in die Jetztzeit hinein, so kann man eine stetig zunehmende Typisierung der verschiedenen Flugzeuggattungen feststellen. Die anfänglich recht große Mannigfaltigkeit der Bauformen wurde gezwungenermaßen durch eine bereits in der Vorkriegszeit auf den rein militärischen Verwendungszweck hin gezüchtete Bauart verdrängt. Dies kam in der Hauptsache dadurch, daß, falls die Flugzeugbau betreibenden Firmen lebensfähig bleiben wollten, tiefeinschneidende Veränderungen am äußeren Aufbau à conto eines möglichen Fehlschlages fallen gelassen werden mußten. So blieb die ganze Entwicklung auf einen Standardtyp beschränkt, der nur mehr in der Tragwerkskonstruktion (verspannt, verstrebt, freitragend, Ein- oder Mehrdecker) variiert wurde. Dieser Normaltyp ist bekanntlich charakterisiert durch vorne liegendes Tragwerk und dahinterliegende zentral angeordnete Leitwerke.

Man hat aus dieser Entwicklung heraus den Schluß gezogen, daß der heutige Normaltyp des Flugzeuges schlechthin »der Flugzeugtyp« ist und bleiben wird.

Wer es dennoch heute wagt, etwas von der festgelegten Marschroute Abweichendes durchzuführen, der wird immer Gefahr laufen, seine notwendigerweise mit Kinderkrankheiten behafteten Neukonstruktionen in Vergleich gezogen zu sehen mit dem durch jahrzehntelange Entwicklung hochgezüchteten Normaltyp. Deshalb werden oftmals solche für die Zukunft fruchtbringenden Arbeiten im Keime erstickt und lediglich als Kuriosa der staunenden Nachwelt überliefert.

Wenn ich es heute übernehme, Ihnen einiges über unsere Versuche mit anders gearteten Flugzeugtypen mitzuteilen, so möchte ich in erster Linie feststellen, daß es sich um den Beginn einer Versuchsreihe handelt, die fortzuführen heute nur eine Frage von Zeit und Geld bedeutet.

Ich habe eingangs vom Normaltyp des Flugzeuges gesprochen im Gegensatz zu anderen möglichen Bauformen. Ich möchte Ihnen deshalb zuerst eine allgemeine schematische Übersicht über die überhaupt möglichen Typen des Drachenflugzeuges geben (Abb. 1). Neben dem Normaltyp können wir zwei weitere Bauformen charakterisieren, nämlich den Tandemtyp und den Ententyp. Sie sehen hier eine schematische Zusammenstellung dieser Flugzeuggattungen.

Den Tandemtyp sowie den nachfolgenden Ententyp kann man sich aus der Normalform entstanden denken durch fortlaufende Verkleinerung der Tragfläche zugunsten einer entsprechenden Vergrößerung der Höhenleitwerksfläche. Bekanntlich ist die statische Längsstabilität dieser drei Bauformen bei Verwendung normaler Flügelquerschnitte abhängig von der Forderung, daß die vorausfliegenden Flächen stets den größeren spezifischen Auftrieb besitzen müssen. Betrachten wir nun einmal die Gesamtheit aller Horizontalfächen als Flugflächen, so ist leicht einzusehen, daß der Auftrieb dieses ganzen Flächenaggregats vom Normaltyp zum Ententyp hin ansteigt, daß also das notwendige Konstruktionsgewicht zur Erzeugung eines bestimmten Auftriebs beim Ententyp am geringsten ausfallen müßte. Muß man doch beim Normaltyp trotz der meistens geringfügigen Belastung des Höhenleitwerks mit wechselnden Extrembelastungen rechnen und danach die Konstruk-

¹⁾ Vortrag, gehalten auf dem Flugtechn. Sprechabend der WGL am 13. 4. 28.

tionsteile dimensionieren. Das heißt, gewichtlich sind die drei Bauformen gleichwertig, in bezug auf den Auftrieb ist der Ententyp wohl vorteilhafter.

Betrachtet man fernerhin die Art der Höhensteuerwirkung, so ist leicht einzusehen, daß die Verhältnisse beim Ententyp günstiger liegen.

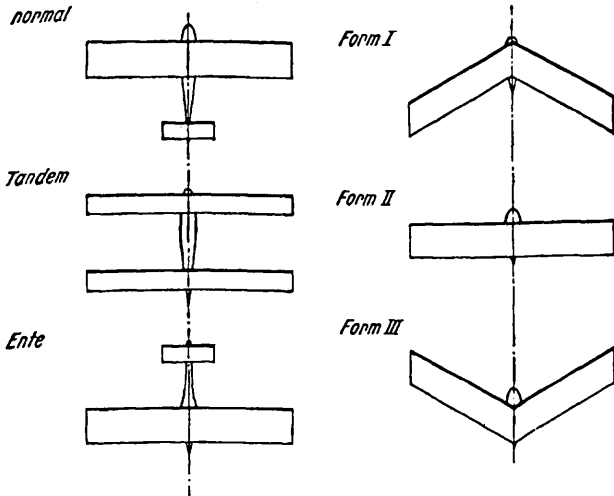


Abb. 1. Übersicht der Bauformen.

Während nämlich beim Normaltyp Höhensteuer durch Verminderung des Gesamtauftriebs erzeugt wird, tritt beim Ententyp beim Höhensteuer-Geben Auftriebssteigerung ein. Auch in anderer Beziehung bietet die Entenbauart Vorteile, was nur nebenbei erwähnt werden mag; gefahrloses Überziehen, vorteilhafte Landeeigenschaften, Möglichkeit des Druckschraubenantriebes sind weitere Merkmale. Als Flugboot ist der Ententyp ebenfalls wegen besserer Starteigenschaften recht brauchbar.

Über den Tandemtyp liegen in bezug auf die aerodynamischen Eigenschaften zweier Tragflächen hintereinander nur wenig Messungen vor. Immerhin kann auf Grund Eiffelscher Messungen das Anwachsen des Gesamtauftriebs

Aus rein konstruktiven Gründen wird man wohl stets ein Flächenaggregat, bestehend aus einer großen Haupttragfläche und ein oder mehreren kleineren Höhenleitwerksflächen, wählen.

Bei dem Vergleich mit anderen Typen muß man in den Konstruktionsgewichtsanteil des Höhenleitwerks die zur Verbindung desselben mit der Haupttragfläche notwendigen Bauteile des Flugzeuges (Rumpf oder ähnliches) mit einbeziehen. Es ist also stets noch ein Zuschlag vorhanden, der nur dann ganz fortfallen könnte, wenn man alle Horizontalflächen in einen in sich statisch stabilen Flügel vereinigt.

Dies ist zweifellos der radikalste Weg, um alles nicht unbedingt nötige Beiwerk aus Gründen der aerodynamischen Güte sowie der Konstruktion zu vermeiden. Die möglichen Formen solcher inhärent stabilen Typen lassen sich in einfachster Weise aus den eingangs gezeigten Grundformen ermitteln, in dem man unter Beibehaltung der Gesamtflächengröße ein Ineinanderschmelzen von Tragfläche und Höhenleitwerk durch entsprechende Pfeilstellung erreicht.

Sie sehen hier die aus den drei Grundformen entstandenen schwanzlosen Bauarten (Abb. 1). Der Normaltyp geht über in den bisher öfter verwendeten Dunne- oder Zanoniatyp, der in einigen Abarten mit Pfeilstellung nur in den Außenflügeln (Wenksche Form) ebenfalls mit Erfolg gebaut worden ist.

Aus dem Tandem entsteht durch Zusammenschmelzen eine gerade Fläche ohne jegliche Pfeilstellung. Die Stabilitätsbedingung wird durch Verwendung eines druckpunkt-festen Profils erreicht. Die Ente geht über in eine Form mit negativer Pfeilstellung. Dieser bisher unbekannt Typ wurde vom Vortragenden durch Versuche in den Jahren 1921 bis 1922 festgestellt. In Analogie mit der Flügelstellung der Adlervogel beim Kreisen nenne ich dies die »Bussardform«.

Wir überblicken nun die mannigfaltigen Ausbildungsmöglichkeiten des Flugzeuges und müssen uns fragen, welche besonderen Eigenschaften den verschiedenen Typen anhaften. Die Forderung statischer Stabilität ist bei den leitwerkslosen Flugzeugen wiederum die gleiche, in dem die vorausliegenden Flügelteile den größeren spezifischen Auftrieb besitzen müssen.

Deinentsprechend ist die Dunneform einer elliptischen Auftriebsverteilung am meisten angenähert und ergibt dadurch den geringsten induzierten Widerstand. Dies drückt

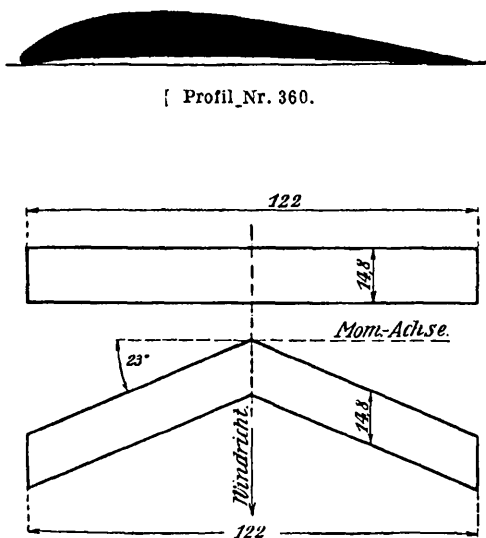
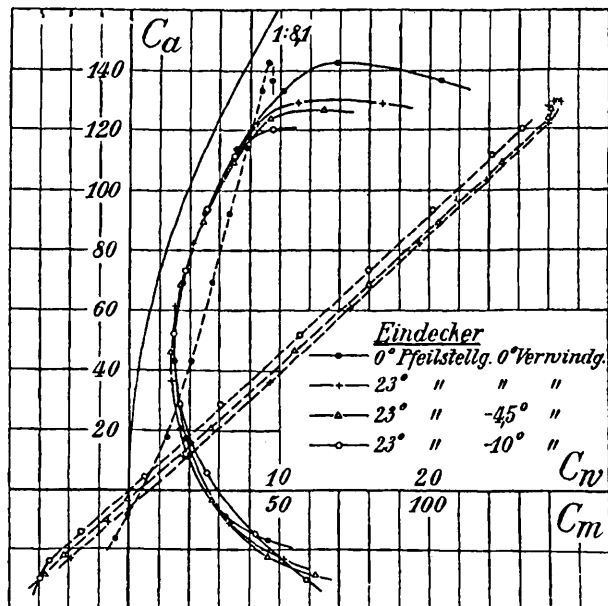


Abb. 2. Polaren eines pfeilförmigen und verwundenen Flügels.



als gesichert angesehen werden. Konstruktiv erscheinen die vom Rumpf zu übertragenden Torsionskräfte schwierig und bedingen einen besonders kräftigen statischen Aufbau.

sich in den guten Gleitwinkleigenschaften solcher Bauformen aus, wobei allerdings der Höchstauftrieb hinter dem des Normaltypes zurückbleibt (Abb. 2¹⁾).

¹⁾ Siehe Ergebnisse d. AVA Gött. II. Lief. S. 53.

Bedenken muß man hierbei, daß zu einer Vergleichsrechnung beim Normaltyp stets die Summe aus Tragfläche und Höhenleitwerksfläche als auftriebserzeugend eingesetzt werden muß, so daß man auch hier auf kleinere Auftriebs-

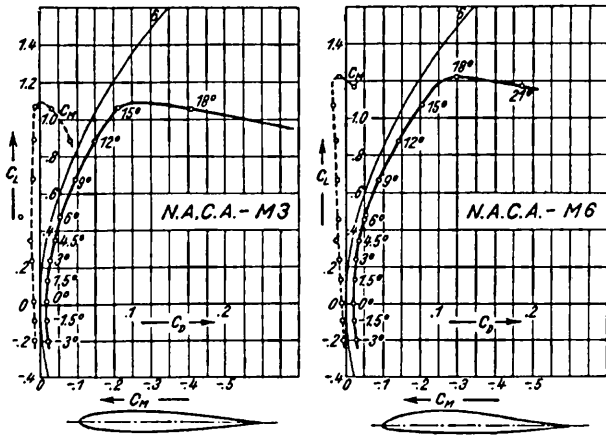


Abb. 3. Messungen druckpunktfester Profile.

Siehe Report Nr. 221 des National Advisory Committee of Aeronautics. Die eingetragenen C_{D0} -Parabeln sind ohne Korrektur der Windkanalbeeinflussung.

beiwerte kommt. Immerhin beträgt der Auftriebsabfall solcher schwanzlosen Formen 5 bis 10%.

Form II hat die normalen Eigenschaften des druckpunktfesten geraden Flügels. Neuere Messungen bei großen Kennwerten haben gezeigt, daß der Höchstauftrieb auch bei solchen Profilen nicht wesentlich unter dem üblichen Maß zurückbleibt. Wichtig hierbei ist die Erkenntnis, daß diese symmetrischen oder doppelt gewölbten Querschnitte bei Vergrößerung der Reynoldsen Zahl sich in bezug auf

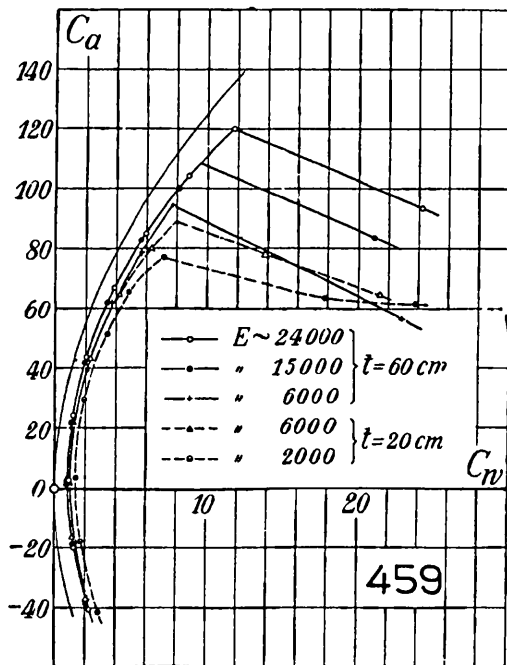


Abb. 4. Messungsergebnisse eines symmetrischen Profils bei verschiedenen Kennwerten.

Höchstauftrieb und Widerstand wesentlich verbessern (Abb. 3 und 4).

Überhaupt ist ja in dieser Beziehung noch manches Gebiet unerforscht geblieben. So wirkt z. B. eine Verdickung der Profilnase ebenfalls auf den Höchstauftrieb günstig ein,

was durch eine durch uns ausgeführte systematische Profiluntersuchung klargelegt wurde. Sie sehen hier das Profil R. R. G. 2 Göttingen Nr. 652 im Vergleich mit dem Juokowski-Profil gleicher Dicke und Wölbung. Wenn auch diese Untersuchung unter anderen Gesichtspunkten durchgeführt wurde, so zeigt sie doch bereits die Überlegenheit dieser neuen Umrißform (Abb. 5).

Beim druckpunktfesten Flügel ist vor allen Dingen der konstruktive Gewinn beträchtlich. Erhält man doch in allen stetigen Fluglagen gleiche Beanspruchungen und erst beim Abreißen tritt eine geringfügige Rückwanderung des Druckzentrums ein. Früher vertretene Ansichten, daß symmetrische Profile für Tragflügel ungeeignet sind, haben heute keine Gültigkeit mehr.

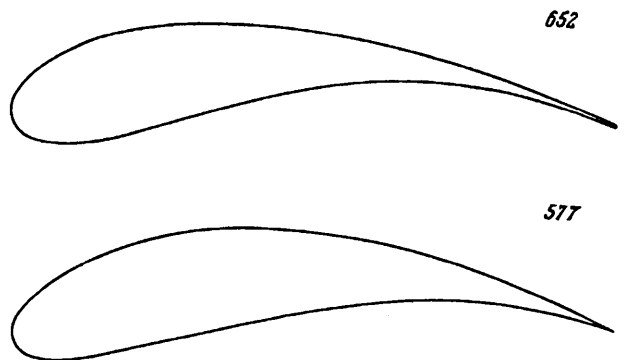
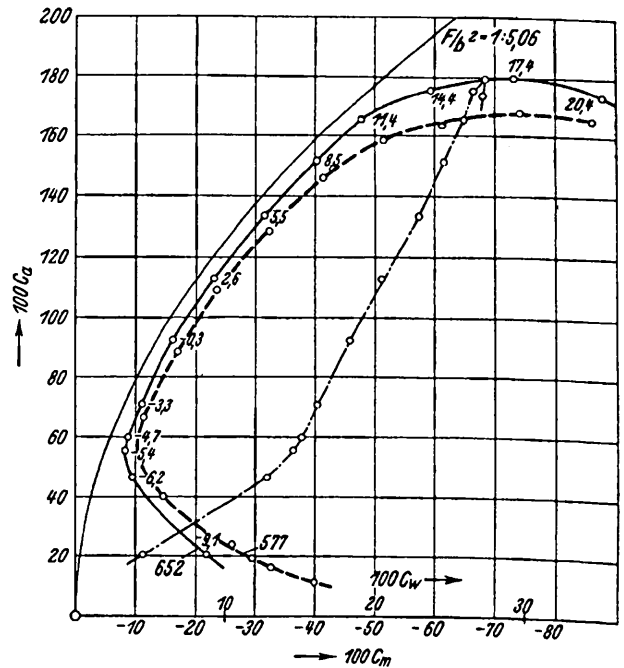


Abb. 5. Polaren der Profile 577 und 652.

Form II ist also wohl die denkbar einfachste Anordnung, und ich glaube, daß gerade dieser Bauart in Zukunft die größte Beachtung zu schenken ist. Wie nachher noch näher erläutert, haben unsere anfangs sehr skeptisch aufgenommenen Versuche die guten Flugeigenschaften dieses Typs klar beweisen können.

Und nun die »Bussard«-Form. Diese Bauart hat mir bei den ersten Versuchen das größte Kopfzerbrechen gemacht. Und es gelang bisher nur ganz bestimmte, auch im Längsschnitt besonders geformte Flügel flugstabil zu bekommen. Die Schwierigkeiten liegen allerdings nicht in der Erhaltung der Längsstabilität, sondern Seiten- und Kursstabilität lassen oft zu wünschen übrig.

Vorteilhaft gegenüber der schwanzlosen Normalform ist der größere Höchstauftrieb, bedingt durch die völlige Auftriebsverteilung. Dieser Umstand ist durch Versuche an Normalflügeln mit nach außen vergrößerten Anstellwinkeln experimentell nachgewiesen¹⁾. Der induzierte Widerstand ist infolge der von der Ellipse abweichenden Auftriebsverteilung größer als der des Normalflügels. Die Tatsache, daß der im Aufwind segelnde Vogel diese Form indessen sinnfällig bevorzugt, ist zumindest ein Zeichen dafür, daß die Auftriebssteigerung auf die Steigzahl günstig einwirkt und die Kurvenfähigkeit verbessert.

Wir erkennen bereits hieraus, daß bei all den Formen, die keine Möglichkeit ergeben, ein zentrales Seitenleitwerk in genügender Entfernung vom Schwerpunkt nach hinten anzubringen, die Forderung der Kursstabilität eine vollständig geänderte Entwicklung des Seitenleitwerks bedingt. Es ist also lediglich beim Normaltyp sowie beim Tandemtyp möglich, zentrale Seitenleitwerke zu verwenden, falls man den Rumpf nicht unnötigerweise verlängern will. Bereits beim Ententyp ist es abwegig, mit zentralem großen Seitenleitwerk zu arbeiten. Man versperrt damit von vornherein den gerade bei diesem Typ verwendbaren Druckschraubenantrieb. Zugschraubenanordnung beim Ententyp bedingt, daß wichtige Bauteile des Flugzeuges in die Schraubenkreisebene fallen und der Sicherheitsfaktor vermindert wird.

Der größte verfügbare Hebelarm für die Seitensteuer ist die Halbspannweite des Flügels, und an allen Modellen und benannten Flugzeugen durchgeführte Versuche haben die Richtigkeit dieser Anordnung bewiesen. Es gelingt auf diese Weise, einen sonst stark leegierigen Typ kurzstabil zu gestalten.

Die Wirkungsweise dieser Seitensteuer ist ja leicht verständlich. Abb. 6 zeigt Ihnen schematisch die Anordnung derselben. Beide Flächen zeigen mit ihrer Wölbung nach außen, so daß sie, normal angeblasen, zwei entgegengesetzt wirkende Momente äußern.

Bezieht man die Luftkräfte auf die Sehne, so zeigt sich, daß in erster Näherung die Krafrichtung normal zu derselben angesetzt werden kann. Bei seitlicher Anblasrichtung wird nun ein Moment entsprechend der Differenz der Luftkräfte

Befinden sich die Flächen in oder vor der Querachse, so ermöglicht eine gegenseitige Schränkung die Stabilisierung. Diese Schränkung ist bei Seitenruderflächen auf der Flügeloberseite bereits vorhanden, wenn dieselben in Flugrichtung stehen, weil die induzierte Strömung auf der Oberseite des Flügels nach hinten innen gerichtet ist.

Wir haben nun unsere Steuer immer so betätigt, daß bei gewollter Richtungsänderung das auf der Innenseite der Kurve befindliche Ruder nach außen gedreht wurde, während das andere Ruder in Normalstellung stehen blieb. Die Unabhängigkeit beider Ruder voneinander bietet die Möglichkeit den Gleitwinkel beim Landen gewollt zu verschlechtern, wenn beide Flächen voll ausgeschlagen werden.

Der wesentlichste Vorteil solcher Endscheibenseitensteuer beruht indessen m. A. in dem Umstand, daß das Moment des Ruders bis zur vollkommenen Querstellung anwächst, während das normale zentrale Seitenruder nur bis zu Ausschlägen von $\pm 20^\circ$ wirkungssteigernd arbeitet. Dieser Umstand ist besonders in abnormalen Fluglagen bei geringer Fluggeschwindigkeit sehr vorteilhaft. Falls man in kritischen Lagen besonders hohe Kursstabilität notwendig hat, kann dies durch gleichzeitiges Schränken beider Ruder leicht erreicht werden.

Die bisher bei unseren Versuchen verwendeten Ruder waren denkbar einfach ausgebildet und werden in der Folgezeit noch manchen Änderungen unterworfen sein. Die prinzipielle Brauchbarkeit derselben konnte jedoch ganz einwandfrei erwiesen werden.

Die Versuche selbst gehen zurück bis auf die ersten Segelflugjahre. Durch Experimentieren mit kleineren Modellen gewann ich die ersten Unterlagen über die besondere Formgebung, und im Winter 1921/22 wurden die ersten abnormalen Gleitflugtypen, ein schwanzloses Flugzeug und eine Ente, beide mit Endscheibenseitensteuer, erbaut. Die schwanzlose Maschine besaß symmetrisches Profil (Gött. 410). Leider war es aus finanziellen Gründen nicht möglich, die Versuche fortzuführen. Erst 1925 konnte ich an den Bau einer zweiten schwanzlosen Maschine »Experiment« herangehen, die auf einer Reihe von Versuchsflügen sich als recht brauchbar erwies. Der Flügel dieser zweiten

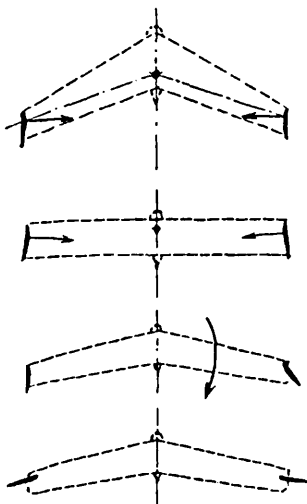


Abb. 6. Schema der Seitensteuerwirkung.

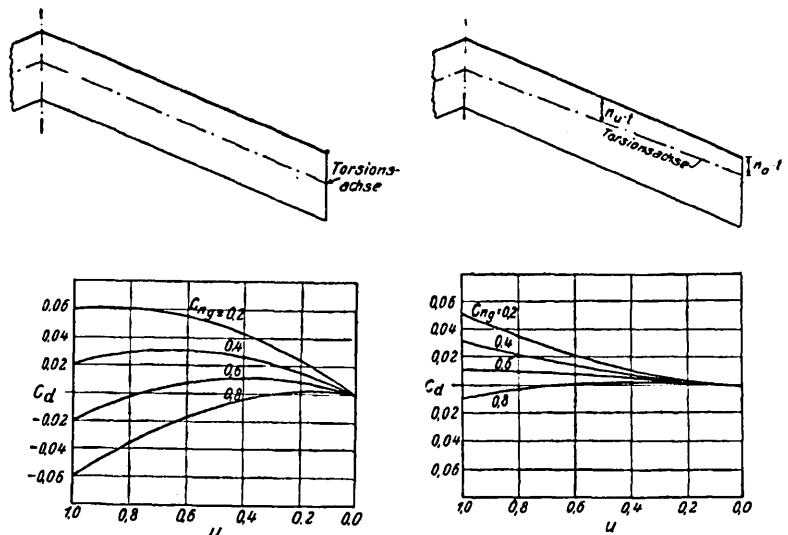


Abb. 7. Vergleichsrechnung der Torsionsbeiwerte pfeilförmiger Flügel mit und ohne Profiländerungen.

an den Seitenruderflächen auftreten. Dieses Moment wird mit wachsendem Seitenverhältnis der Steuerflächen kräftiger, da $\frac{\partial c_n}{\partial \alpha}$ anwächst. Die günstigste Mittelstellung ist derart, daß die Flächen den mittleren Auftrieb zwischen oberem und unterem Abreißpunkt in Normallage erzeugen.

¹⁾ Ergebnisse d. AVA Gött. 1. Lief. S. 67.

Maschine besaß statt des durchlaufenden symmetrischen Profils eine Profilmkehrung.

Der Aufgabenkreis der Flugtechnischen Abteilung des Forschungsinstitutes der Rhön-Rossitten-Gesellschaft gestattete endlich eine systematische Durchführung weiterer Arbeiten.

Um die rein prinzipiellen Fragen zu klären und vor allen Dingen die Wirksamkeit besonderer Steuerungen zu er-

proben, begannen die Arbeiten mit Modellversuchen an großen freifliegenden Gleitflugmodellen. In erster Linie wurde die schwanzlose Form einem genaueren Studium unterzogen.

Die konstruktiven Gesichtspunkte für den Entwurf der Tragflügel waren durch den Umstand gegeben, daß die früher

oder geringe Wölbungsunterschiede im Mittel- und Endprofil aerodynamisch günstiger sind.

Auf Grund unserer Versuche neige ich zu der Ansicht, daß man am geeignetsten mit einem symmetrischen Endprofil arbeitet, da die umgekehrt gewölbten Profile einen ziemlich geringen Auftriebsbereich aufweisen.

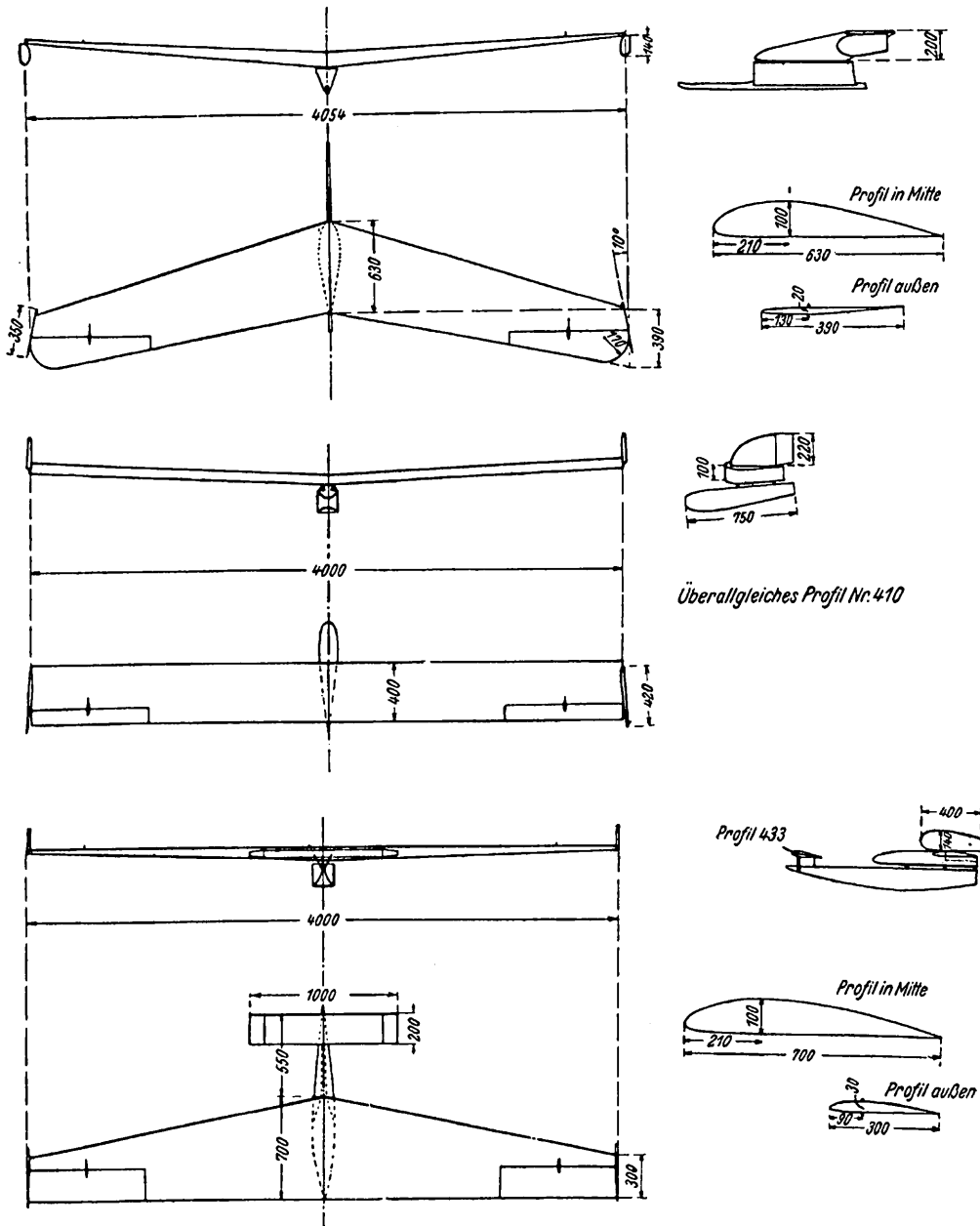


Abb. 8. Übersichtszeichnungen der Modelle.

angewandte gleichseitige Verwindung des Flügels zum Zwecke der Stabilisierung große Torsionsbeanspruchungen im Holmverband ergeben. Um dies zu vermeiden, wurde die Profilwölbung nach außen hin vermindert, ja sogar umgekehrt, so daß ein Ausgleich der Torsionsmomente längs des Flügels eintritt. Man kann in Analogie mit den bekannten Luftkraftbeiwerten einen Torsionsbeiwert in bezug auf eine festgelegte Torsionsachse ableiten, der gebildet ist als

$$C_d = \frac{M_d}{F \cdot t q}$$

Die Resultate einer Vergleichsrechnung sehen Sie hier dargestellt¹⁾ (Abb. 7). Es ist nun noch fraglich, ob große

Ein Modell dieser Form zeigt Ihnen Abb. 8. Darunter sehen Sie als zweites Modell einen Typ nach Form 2, mit symmetrisch profiliertem Flügel. Die Versuche mit diesem Modell waren sehr interessant. Zu dem Typ selbst ist zu sagen, daß die Frage der statischen Stabilität geklärt ist, wenn der Massenmittelpunkt sich unterhalb des Luftkraftzentrums befindet. Das System stellt dann ein gewöhnliches physikalisches Pendel dar. Fraglich erscheint indessen der Umstand, daß eine Dämpfung der um die Querachse auftretenden Schwingungen kaum vorhanden ist und die dynamische Längsstabilität theoretisch nicht ohne weiteres einleuchtet.

Tatsächlich liegt dieser Extremfall so, daß die, die Schwingung einleitenden Momente von gleicher Größenordnung sind wie die dämpfenden Kräfte, so daß tatsächlich in dieser Beziehung keinerlei Besonderheiten auftreten.

¹⁾ ZFM 1926 Heft 24 S. 551.

Das Modell flog im Gegenteil sogar am ruhigsten von allen Typen und zeigte eine durchaus befriedigende Stabilität (Abb. 9).

Als drittes Modell wurde ein Entenflugzeug gebaut, um die Wirkung der Endscheibenseitensteuer sowie die Längsstabilität bei kurzrumpfiger Bauart zu untersuchen. Wie

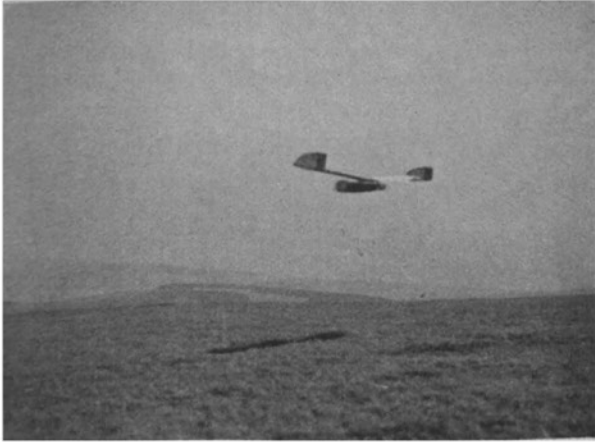


Abb. 9. Flugaufnahme des schwanzlosen Modells nach Form 2.

aus früheren Versuchen bereits zu erwarten war, zeigten sich hier keine besonderen Schwierigkeiten. Das Modell war nur um die Querachse in den Bewegungen träger als die schwanzlosen Typen. Während die Ententypen sonst leicht zu Trudelmovungen neigen, verhinderten die Seitensteuer von vornherein solche Bewegungen. Der Formgebung des Rumpfes allerdings muß man besondere Beachtung schenken. Die beste Rumpfform ist der Körperform der Sumpfvögel mit lang ausgezogenem dünnem Hals angenähert. Führt man den Rumpf als reinen Stromlinienkörper durch, so ergeben sich störende Luftkraftmomente desselben, die die Längsstabilität zunichte zu machen imstande sind. Ein Beispiel hierfür war die Segelflugente Klemperers.

Die drei Modelle wurden auf einer großen Reihe von Flügen genau erprobt.

Der Start vollzog sich ähnlich wie beim Segelflugzeug, in diesem Falle allerdings von einer Startbahn, durch Gummi-

Nach Abschluß dieser Experimente wurde der Bau zweier bemannter Gleitflugzeuge in Angriff genommen, und zwar eine schwanzlose Maschine, ähnlich dem erstgezeigten Modell sowie ein Entenflugzeug. Der Bau eines schwanzlosen Flugzeuges mit geraden symmetrisch profilierten Flügeln konnte leider noch nicht ausgeführt werden.

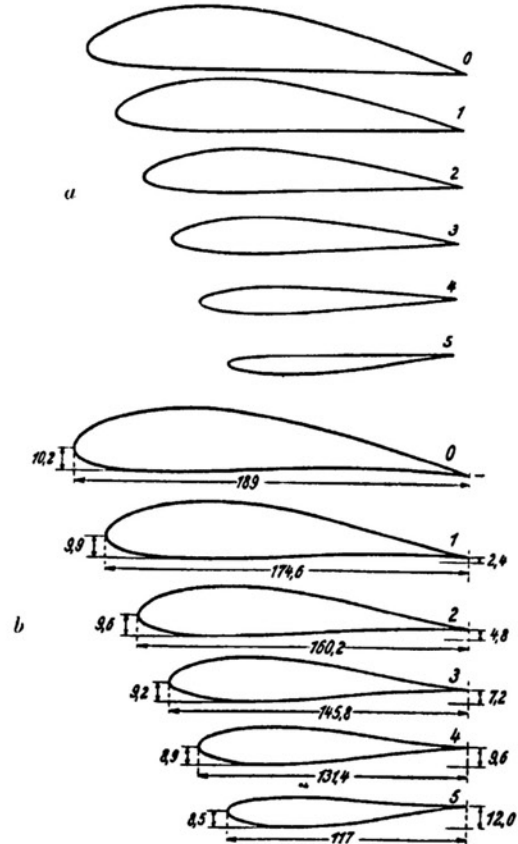


Abb. 11. Flügelprofile des schwanzlosen Flugzeuges. a = erste Form, b = zweite Form.

Für die schwanzlose Maschine wurden Windkanalmessungen durchgeführt, um den Einfluß der Profilform noch-

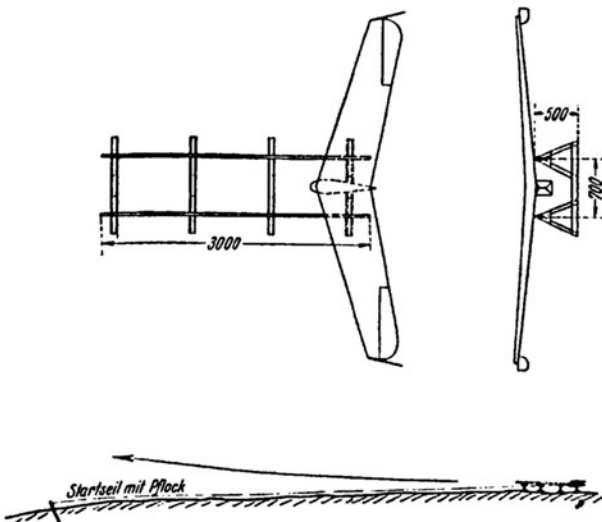


Abb. 10. Modellstartbahn.

seilzug. Damit gelingt es auch im flachen Gelände genügende Flugweiten zu erzielen, um die Wirkung bestimmter Ruderstellungen zu untersuchen. Sie sehen in Abb. 10 die Anlage der Startbahn.

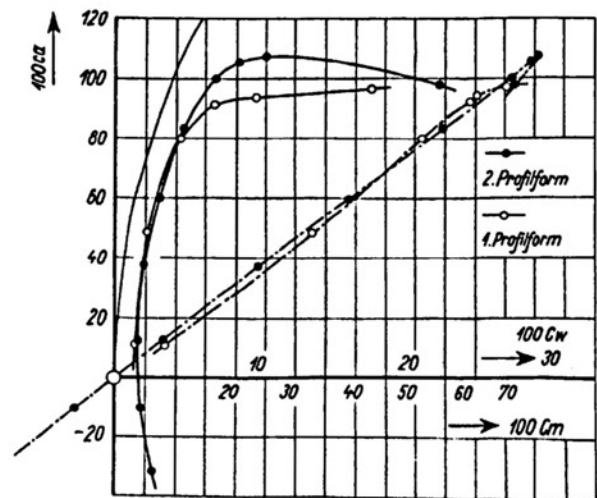


Abb. 12. Polaren des schwanzlosen Flugzeuges nach Messung der A.V.A. Göttingen.

mals klarzustellen. Auch sollten Unterlagen für die Polare geschaffen werden, um Vergleiche durch Flugmessungen anstellen zu können. Dabei zeigte sich ebenfalls, daß dicke, vorn stark gerundete Profile den Höchstauftrieb günstig

beeinflußen. Sie sehen hier die verwendeten Flügelquerschnitte sowie die Ergebnisse der Untersuchungen (Abb. 11 und 12). Allerdings kann man auf Grund der bei kleinen

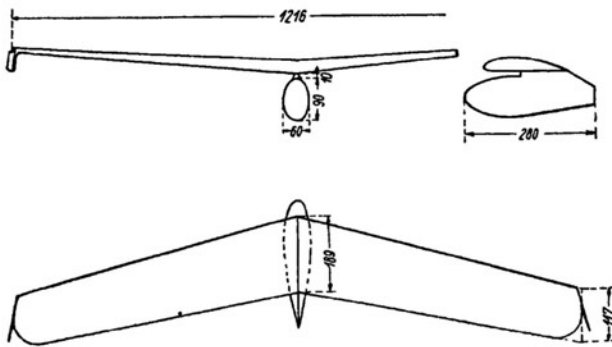


Abb. 13. Windkanalmodell.

Kennwerten ausgeführten Messungen keine allzu sicheren Schlüsse auf die Ausführung im großen ziehen. Die Form des Windkanalmodells zeigt Ihnen folgende Abb. 13.

Die Polaren hatten geringen Höchstauftrieb bei guten Gleitzahlen. Der Widerstand des Flugzeugs mit Rumpf

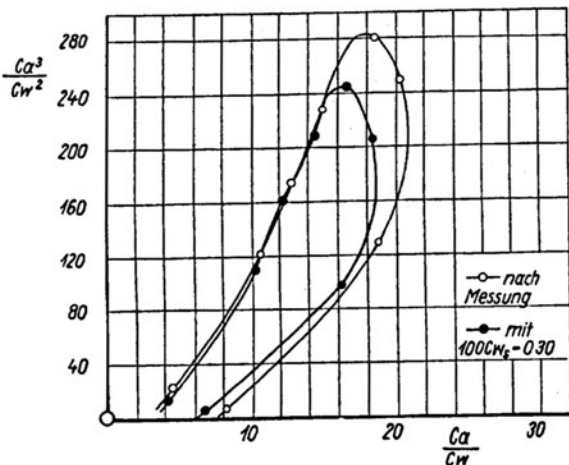


Abb. 14. Steig- und Gleitzahlen des schwanzlosen Flugzeugs.

ist immerhin recht geringfügig und die Gleitzahlen bei dem verwendeten Seitenverhältnis 1 : 8 recht beträchtlich. Dies zeigt Ihnen besonders diese graphische Darstellung der Gleit- und Steigzahlen nach den Messungen mit der

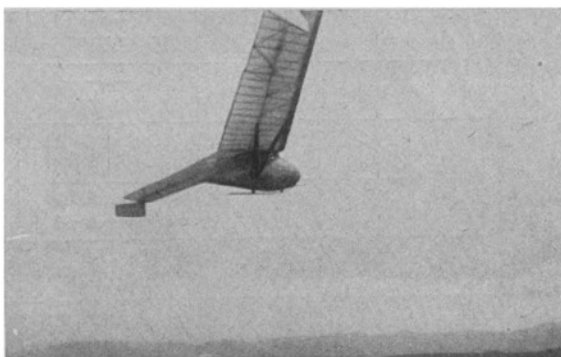


Abb. 15. Schwanzloses Flugzeug, erste Ausführung.

zweiten Profilierung, aus der die aerodynamische Güte dieses Typs deutlich hervorgeht (Abb. 14). Bemerkenswert ist bei diesen Formen der große Abreißbereich, der dadurch zustande kommt, daß nur Teile des Flügels

eine Auftriebsverminderung durch Abreißen erfahren, während die anderen Stellen noch volltragend wirken. Man kann deshalb solche Flugzeuge verhältnismäßig gefahrlos überziehen und mit Hilfe der sehr wirksamen Seitensteuer im Fallschirmflug landen.

Das Flugzeug wurde dann gemäß der zweiten Modellform maßstäblich vergrößert gebaut (Abb. 15). Es besaß also anfangs V-Stellung der Flügel und nach unten angelenkte Seitensteuer. Diese Anordnung erwies sich indessen

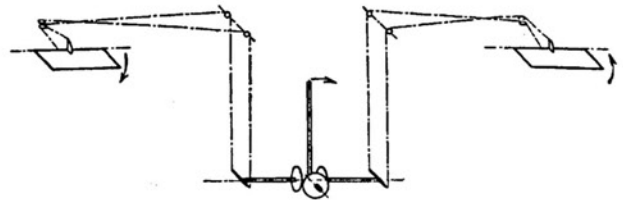


Abb. 16. Höhen- und Querruderschema.

als zu stark seitenstabil, so daß die Verwindung fast wirkungslos blieb.

Ein Schema der Höhen- und Querrudersteuerung zeigt Ihnen Abb. 16. Die Ausführung an unserer Maschine hatte keine Kegelräder, sondern wurde durch Seilzüge betätigt. Die Ruder wirken also gleichzeitig als Höhen- und Querruder, je nach Steuerstellung. In der Folgezeit wurde dann die V-Stellung ganz fortgelassen und die Seitensteuer auf die Flügeloberseite verlegt. Damit haben sich die anfänglichen Mängel gebessert, so daß das Flugzeug unter Nehrings und Stammers Führung eine größere Anzahl von Gleit- und Segelflügen auszuführen imstande war (Abb. 17).

Trotzdem erschien es wünschenswert, die Kursstabilität noch zu verbessern, was durch einen neuen kantig geformten Rumpf sowie späterhin auch durch größere Seitensteuer erreicht wurde. Einen Mangel stellt die für die Höhenruder und Verwindungswirkung nicht besonders günstige Endprofilform dar. Bei gleich aber entgegengesetzten Winkelausschlägen sind die entsprechenden Auftriebsänderungen nicht vollkommen gleich, und es verbleiben kleine aber doch spürbare Höhen- oder Tiefenruderwirkungen, die stabilitätsstörend wirken. Wir werden deshalb in der Folgezeit auf das stärker gewölbte Innenprofil verzichten zugunsten eines symmetrisch profilierten Außenflügels, was ja nach Bekanntwerden der Messungen bei großen Kennwerten auch von vornherein als die richtige Lösung angesehen werden muß.

Das Entenflugzeug wurde unter dem Gesichtspunkt entworfen, daß der Tragflügel dem eines normalen Flugzeuges

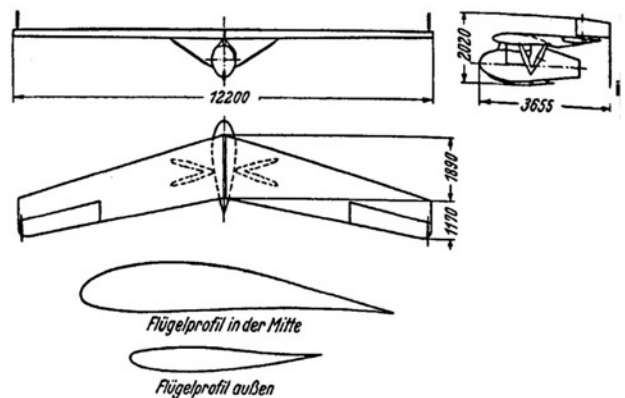


Abb. 17. Übersichtszeichnung des schwanzlosen Flugzeuges »Storch« zweite Form.

entsprach. Es wurde also ein rechteckiges Deck in Anwendung gebracht, mit üblichem mittelstarken Profil. Der Leitwerksabstand wurde möglichst gering gehalten, um die Leegierigkeit durch den langen Rumpfhals zu vermeiden.

Das Profil des Höhenleitwerks war stärker gewölbt und dessen Fläche normal in Flosse und Ruder geteilt. Die Seitensteuer befanden sich von Anfang an auf der Flügeloberseite. Das Flugzeug zeigte bereits bei den ersten Flügen durchaus zufriedenstellende Flugeigenschaften (Abb. 18). Bei stark böigem Wetter indessen reichte die Höhensteuerwirkung nicht ganz aus, und es war nicht möglich, die Bewegungen um die Querachse sofort zu dämpfen. Die Seitensteuerwirkung war exakt, indessen sind wir auch hier dazu übergegangen, feste Seitensteuerflächen mit angelenkten Rudern einzubauen, da die verhältnismäßig kleinen Seitenruder die ohne dieselben

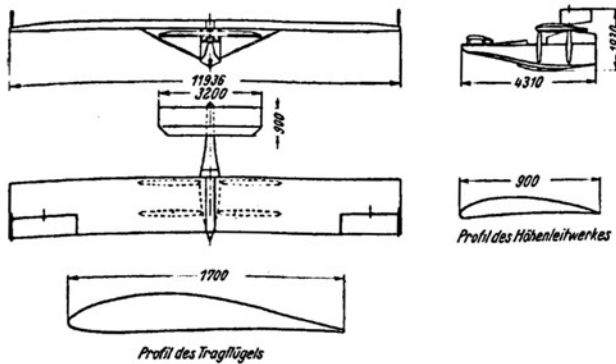


Abb. 18. Übersichtszeichnung des Versuchsflugzeugs 'Ente.'

vorhandene Leegierigkeit nicht vollkommen ausschalteten. Dieser Umstand wird am stärksten in der Querruderwirkung spürbar, da bei solchen Steuerausschlägen eine Rückdrehung die erwünschte Wirkung aufhebt. Abb. 19 zeigt die Maschine im Fluge.

Die angenehmen stabilen Flugeigenschaften des Ententyps kamen trotzdem voll zur Geltung, so daß das Flugzeug fliegerisch sehr gut lag. Klar erwiesen kann heute schon gelten, daß ernstliche Schwierigkeiten beim Ententyp nicht vorhanden sind, so daß es als Motorflugzeug ohne besonderes Risiko auf Grund der von uns erprobten Form baureif ist.

Was gewinnen wir nun mit diesen neuen Typen?

Die schwanzlose Form ist m. A. nach der gegebene Aufbau für das Riesenflugzeug. Verwendet man dicke Flügelquerschnitte, so gelingt leicht eine weitgehende Widerstandsverminderung des ganzen Flugzeuges, wobei notwendigerweise nur mehr die Start- und Landeinrichtung sich außerhalb des Flügels befinden muß. Der Flügelbau wird nicht schwerer als der des Normalflügels, sondern durch Fortfall der Torsionskräfte eher leichter. Der Gewichtanteil vom Rumpf und Höhenleitwerk fällt ganz fort, so daß eine nicht unwesentliche Gewichtsverminderung erreicht werden kann, bei gleichzeitiger Verbesserung der Gütezahlen. Bedenkt man, daß das Flugzeug mit großem Aktionsradius vor allem gute Gleitzahlen aufweisen muß, so erscheint dieser Weg zur Züchtung solcher Streckenflugzeuge der aussichtsreichste.

So verlockend indessen auch solche Gedankengänge sind, so muß man sich doch stets dabei klar werden, daß der Weg bis zu diesem Ziele noch eine Reihe von Einzelfragen streift, deren Klärung einen wirklichen Fortschritt überhaupt erst möglich machen.

Der Wert der kopfgesteuerten Bauarten für Luftverkehrszwecke wird heute wohl kaum mehr ernstlich bezweifelt.

Die Überlegenheit des Ententyps wird sich bei Start und Landung sowie auch rein fliegerisch sehr bald zeigen. Der tragische Ausgang der Focke-Wulff-Versuche beruht doch nur in der schwer zu beherrschenden Seitensteuerung durch Kippen der Höhenleitwerksfläche, besagt aber nichts gegen die Brauchbarkeit des gesamten Typs. Allerdings werden wohl solche neuartigen Bauformen besser und sicherer in kleiner Ausführung als Versuchstypen stufenweise erprobt werden können.

Ich hoffe, Ihnen an Hand meiner Darlegungen ein Bild von unseren Arbeiten in dieser Richtung gemacht zu haben. Sinn und Zweck dieses Vortrages wäre erreicht, wenn es mir gelungen ist, nachzuweisen, daß die Entwicklungsmög-

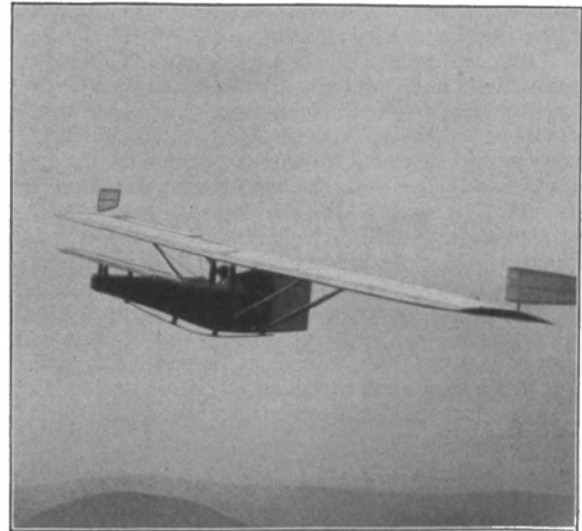


Abb. 19. Entenflugzeug im Fluge.

lichkeiten des Flugzeugbaues heute noch ein großes Stück Neuland umspannen. Die Durchforschung dieser Gebiete bildet einen wesentlichen Beitrag zur gesamten Weiterentwicklung, und es wäre wünschenswert, daß hier die Grundlagen zu einer intensiven Durcharbeitung geschaffen werden.

Buchbesprechungen und -Anzeigen.

Die Bedeutung des Luftverkehrs für das Wirtschaftsleben. Von Dr. A. Wüst. Buchdruckerei Joh. Heider, Bergisch-Gladbach 1927. 8°. 116 S. Preis brosch. RM. 2.

Der Verfasser hat sich in seiner Arbeit — eine Doktor-dissertation — darauf beschränkt, eine Zusammenstellung der einschlägigen Unterlagen zu bringen, als eine kritische Studie zu dem brennenden Problem, »Luftverkehr und Wirtschaft«. In allgemein verständlicher und übersichtlicher Reihenfolge sind die Hauptdaten herausgeschält und das Büchlein eignet sich daher sowohl zur allgemeinen Orientierung als auch zu Nachschlagezwecken. S.

Handbuch des Luftverkehrs. Für den Personen- und Güterverkehr. Bearb. von der Geschäftsstelle der Industrie und Handelskammer zu Düsseldorf 1927. 8°. 40 S.

Der Zweck des kleinen Handbüchleins ist, allen die am Luftverkehr teilnehmen ein Hilfsmittel zu sein in allen Fragen. Von dieser Grundlage ausgehend, enthält es im ersten Teil die Grundzüge des Luftverkehrsrechtes, während der zweite Teil die Organisation des Deutschen Luftverkehrs erläutert. Hier ist u. a. ein genaues Verzeichnis der mit der Deutschen Lufthansa A.-G. arbeitenden Luftverkehrsunternehmen sowie ein Verzeichnis aller Orte, an denen Flugleitungen eingerichtet sind, angeführt. Es folgen dann in großen Zügen die Bestimmungen über den Passagierluftverkehr, die Güter- und Postbeförderung. Das Büchlein, das also alle Grundgesetze und Bestimmungen über den Luftverkehr enthält, ist als Nachschlagehandbuch bestens zu empfehlen. St.

Deutsche Kraftfahrzeug-Typenschau. Ausgabe I: Luftfahrzeuge und Luftfahrzeugmotore. Verlag: Deutsche Motorzeitschrift, Dresden 1927. 4°. Preis brosch. M. 2.

Die Ausgabe 1927 der Deutschen Kraftfahrzeugtypenschau zeigt in bekannter Weise alle neueren von deutschen Firmen geschaffenen Flugzeuge und Motore. Die neue Aus-