

11355

30

~~11355~~

1008

~~LANGLEY SUB-LIBRARY~~

TECHNICAL MEMORANDUMS

NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS

No. 1033

WIND-TUNNEL INVESTIGATIONS OF DIVING BRAKES

By D. Fuchs

Luftfahrtforschung
Vol. 15, Nos. 1-2, January 20, 1938
Verlag von R. Oldenbourg, München und Berlin

NACA LIBRARY
LANGLEY MEMORIAL AERONAUTICAL
LABORATORY
Langley Field, Va.

RECEIVED
LANGLEY FIELD
NOV 20 1942

Washington
November 1942



NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS

TECHNICAL MEMORANDUM NO. 1033

WIND-TUNNEL INVESTIGATIONS OF DIVING BRAKES*

By D. Fuchs

SUMMARY

Unduly high diving speeds can be effectively controlled by diving brakes. But their employment involves at the same time a number of disagreeable features: namely, rotation of zero lift direction, variation of diving moment, and the creation of a potent dead air region.

1. Braking effect.— The point of attachment at the wing (rear position) has the greatest influence on the braking effect; forward positions afford stronger braking action than rearward positions. At zero lift the effect is approximately the same whether the brakes are mounted on the upper or the lower surface; the mounting on the lower surface is accompanied by a marked slowing down of braking effect at increasing lift. The aspect ratio of the brake has as little effect on the braking action as the lateral position.

For the decision of the question of suitable location the braking effect can, therefore, be largely discounted, provided the brakes are placed as far forward as possible, the span being preferably so disposed that only one of the trailing edge flaps is hit by the dead-air region.

2. Rotation of zero lift direction.— The mounting of diving brakes on top of the wing produces a positive rotation (sight impairing), under the wing, a negative rotation (sight improving) of zero lift direction. The absolute amount of the angle of rotation can be reduced by a greater aspect ratio or by locating the brakes closer to the fuselage.

*"Windkanaluntersuchungen an Bremsplatten." Luftfahrtforschung, Bd. 15, Lfg. 1/2, Jan. 20, 1938, pp. 19-27.

3. Variation of diving moment.— Limited to the explored backward positions of the brake up to about 30 percent of the chord, the sign of the moment change is (as under 2) determined by the disposition on the upper or lower surface of the wing. (Upper surface: noseheavy; bottom surface: tailheavy additional moments.) The limitation to the front portion of the profile was dictated by the fact that the split flaps mounted at the lower surface produce, as is known, additional noseheavy moments. It follows, moreover, that there always exists a point of attachment for the brake on the lower surface of the wing for which the additional moments become equal to zero. The absolute amount of moment change of the investigated brake arrangements can be reduced, as before, by greater aspect ratio and placement closer to the fuselage.

Since the diving brakes must be mounted near the spars for reasons of strength, that is, in the fore part of the profile, the use of the bottom surface is advisable because the additional tailheavy moment here unloads the diving moment. The sign of the additional moment can be explained by means of pressure distribution measurements. It was found that the low pressure behind the brake, when mounted on the lower surface of the wing, must furnish a tailheavy additional moment. The pressure distribution measurements are invaluable for static purposes, since the conventional methods under such severe disturbances render a precalculation impossible.

4. Avoidance of unwanted dead-air region effects.— Experiments in the dead-air region of the brake indicate that the provision of a gap between wing and brake affords considerable amelioration of the unwanted effects of the dead-air region. It was proved by measurements on a model airplane and on a normal wing that the provision of a gap is only beneficial, since the braking effect in any event does not slacken and the effect on diving moment and zero lift direction becomes at the same time less.

I. DISTRIBUTION OF THE BRAKE SURFACES ON THE WING

a. Distribution on Upper and Lower Surface of Wing

Brakes of 105-millimeter span each and 36.7 square centimeter area, or altogether of 73.4 square centimeter or 1.65 percent of the wing area, were mounted on a model

of 1.64 meters span with an elliptical area of 0.446 square meter on each wing half. The model wing had twist and was complete, that is, was fitted with horizontal and vertical tail surfaces, as the tests were intended to include the longitudinal moment changes of the whole airplane, hence inclusive of any eventual effects on the tail.

The tests were made with the following arrangements:

1. Brake 100 percent on lower surface
2. Brake 57 percent on lower surface and 43 percent on upper surface
3. Brake 43 percent on lower surface and 57 percent on upper surface
4. Brake 100 percent on upper surface

The reference quantities for the aerodynamic force coefficients are:

$$F = 0.446 \text{ m}^2 \quad \text{wing area}$$

$$t = 0.346 \text{ m} \quad \text{maximum chord}$$

The moment reference point was 133.5 millimeters behind the envisaged wing nose in fuselage center, that is, at 38.6 percent of the maximum wing chord. The results of the tests made at $v = 30 \text{ m/s}$ air speed are provided with the usual corrections for open jets with elliptical section for drag and angle of attack (reference 1).

The test data are shown in figure 1 along with a reference measurement of the model without brakes. The additional drag, referred to the brake area, is shown in figure 2 (denoted with Δc_{wB}).

1. Drag.-- The minimum profile drag of these arrangements is located at widely varying c_a values. Hence the polars, viewed from $c_a = 0$ in direction of ascending c_a values, present entirely different aspects.

While the drag increases continuously with the brakes disposed on the "upper surface only," there still is a considerable loss in braking effect with the brake mounted on the "lower surface only." Of the drag increment existing at $c_a = 0$ only 55 percent remain at $c_a = 0.3$.

This phenomenon is noteworthy, because of the marked decrease in braking effect attending a pull-out from a dive with brake flap extended on the lower surface. It is plainly visible in figure 2.

An unusual feature is that the drag coefficients of the brakes assume such high values. Those of the same aspect ratios freely exposed give drag coefficients of the order of magnitude of 1.1 to 1.4 (reference 2). However, it is entirely comprehensible that a multiplication of drag is obtainable by mutual effect between brake and wing, especially if the former is located on top of the wing.

2. Variation of longitudinal moment.— These variations are very considerable. To estimate the approximate magnitude of change of normal force coefficient necessary at the horizontal tail surfaces which balances the produced change in longitudinal moment, we put

$$\Delta c_{nH} = \frac{Ftq}{F_H t_H q_H} \Delta c_{m_0}$$

(Subscript H denotes the horizontal tail surfaces.)

In our example it is

$$\Delta c_{nH} \approx 3 \Delta c_{m_0}$$

Extension of the brake area with arrangement "flap below only" produces a variation in diving moment of $\Delta c_{m_0} = -0.07$ and of $\Delta c_{m_0} = +0.07$ with arrangement "flap above only." Hence the normal force coefficient on the horizontal control surface must change by about $\Delta c_{nH} = \pm 0.21$ which in any event requires an elevator deflection of about 6° on the assumption of $\frac{dc_{nH}}{d\alpha} = 4$ and $\frac{d\alpha}{d\beta} = 0.5$.

Noteworthy also is the sign of the moment variation, because it is contrary to natural expectation: A brake flap under the wing produces a tailheavy rather than a noseheavy moment. This is solely because of the change in pressure distribution on the profile, as will be explained elsewhere.

Still another noteworthy feature is the change of direction of the longitudinal moment line ($c_m = f(c_a)$ in the illustration) which is especially marked on the arrangement "brake flaps below only." Referred to maximum chord at mid-center of the wing there is in this instance a 11.3 percent chordwise backward displacement of the neutral point. The other moment lines of this picture are not rectilinear; hence the definition of the neutral point, that is, of the point in the airplane referred to which the longitudinal moment becomes independent of the angle of attack, does not apply to it.

3. Zero lift direction.— The change in zero lift direction, so important for the visibility conditions, amounts to $\pm 2^\circ$ with this arrangement. Notable also is the change in $\frac{dc_a}{d\alpha}$, which drops from 4.1 without brake to 2.8 with brake flaps, or almost by a third.

As to the advantages of mounting the brakes on top or under the wing it may be briefly stated that at vanishing lift the additional resistances are equal. For take-off, that is, for increasing c_a , the mounting on top of the wing would be more favorable since here, in contrast to mounting it under the wing the additional resistance still increases. Nevertheless one is forced to mount the brake under the wing because there only the rotation of the zero lift direction is in negative, that is, visibility improving, direction. Added to that, the diving moment is decisive for the strength of the wing against distortion. But, in turn, this is decreased only when the brake flap is mounted under the wing; the change of moment due to the brake acts, in this instance, unloading on the diving moment. One of the investigated intermediate solutions with brakes fitted on top and under the wing is constructively much more difficult to achieve.

b. Effect of Brake Span and Lateral Position

The employment of brake flaps conditions the appearance of a powerful wake behind the brake. The modern airplanes are fitted with some sort of trailing-edge flaps which are struck by the dead-air region. One will attempt to so dispose the span of the brakes that only one of these is struck. But, inasmuch as a definite

braking effect is to be achieved, a certain size is required.

The problem of effect of brake aspect ratio is therefore of as much interest as that of their lateral position.

The results of such measurements are shown in figures 3 and 4. Figure 3 is for brakes mounted on top and under the surface. In figure 4, where the brake is mounted under the wing, the effects of three different arrangements are visible:

1. Two aspect ratios in fuselage vicinity
2. Two aspect ratios approximately in the center of the semispan
3. Effect of the lateral position of brake

The additional resistances referred to brake area are shown in figure 5.

Comparing figure 1 with figure 3, the result is qualitatively the same. Quantitatively the additional resistance is also of the same order of magnitude (see fig. 2) but the variations in zero lift direction and in diving moment have decreased somewhat.

The data of figures 4 and 5 show very little difference. Neither the aspect ratio nor the lateral position has any appreciable effect on the additional resistance. On approaching the fuselage, like for an enlargement of the aspect ratio, the variation in zero lift direction and in the diving moment decreases. But the effects are so small compared to constructive considerations and wake effect problems, that they are not decisive.

II. EFFECT OF GAP BETWEEN BRAKE AND WING

For the practical design the question of minimizing the unwanted effects of the dead-air region was of greatest importance. Unfortunately the vibration phenomena occurring on the impacted flaps at the trailing edge (split flaps, ailerons) could not be investigated with the very heavily constructed wind-tunnel model, since it would have postulated at least approximate similarity of

elastic properties. Because the available model was designed according to standard practice and the design and construction of an elastically similar model was impossible within the allotted time, some wake studies behind brake flaps were made instead. The disturbed zone was scanned over its extent by total-head tube and tuft survey. These investigations like the tests with sailplane (reference 3) brakes appeared to be the most appropriate solution for reducing the dead-air region.

Figure 6 gives the results of total-head measurements (Δp_g) in the dead-air region behind the brake mounted under the wing, the region of maximum Δp_g being regarded as nucleus, and the region where Δp_g drops to zero as mixed region. The "spilling effect" through the slit in the plane of measurement behind the brake is plainly evidenced by a smaller Δp_g .

To explore the effects of the gap on the remaining aerodynamic quantities experiments were made on

- a) A complete airplane model and
- b) On a rectangular wing

The airplane model was the same used in the previously described tests. Two different types of brakes were measured ($200 \times 18.4 \text{ mm}^2$ or 1.65 percent of the wing area and $287 \times 25 \text{ mm}^2$ or 3.2 percent of the wing area), the gap width being varied from zero to 1.33 times the height of the plate. The large surface was also farther away from the fuselage and farther back from the nose of the wing.

The rectangular wing ($b = 1.50 \text{ m}$, $t = 0.3 \text{ m}$, $F = 0.45 \text{ m}^2$) was of constant profile (maximum thickness 10 percent of chord at 30 percent chord and maximum camber 2 percent at 40 percent chord). The brake was 20 millimeters high and continued across the span, making its area $1.5 \times 0.02 = 0.03$ square millimeters or 6.67 percent of the wing area. Its distance back of the nose was 20 percent of the chord.

The test data are reproduced in figures 7, 9, and 11. The braking effect is shown in figures 8, 10, and 12 plotted against the width of gap along with the rotation of the zero lift direction and the displacement of the

diving moment. The two quantities are reduced to plate area = 1 percent of wing area for comparison.

The gap has, as is seen, little influence on the braking effect. Moreover, since the variations in zero lift direction and in diving moment become less, the presence of a gap is actually of advantage from the aerodynamic point of view.

The effect of rearward position of plate, as reflected in figures 8 and 10 is also noteworthy; in figure 10 it results in a loss of braking effect, although in coincidence with a decrease in zero lift direction and diving moment change. Nevertheless it is more beneficial if the design permits the plate to be located farther forward, where less area is required and the slight impairment of the other characteristics is balanced by smaller plate dimensions.

The comparatively low braking resistance of the rectangular wing is due to the fact that the interference effect of the brake flap cannot extend spanwise. The rectangular wing therefore exemplifies the plane problem.

III. PRESSURE DISTRIBUTION ABOUT A PROFILE WITH BRAKE FLAPS

The previously mentioned change in longitudinal moment in the presence of a brake flap carries a prefix contrary to expectations: The mounting under the wing effectuates a tailheavy moment. This phenomenon is illustrated on pressure distribution measurements, which moreover are valuable for static investigations as well, since the customary calculation methods for predicting the pressure distribution about a profile fail when diving brakes are involved.

These measurements had been made in the Göttingen laboratory before the Heinkel wind tunnel was completed. The employed rectangular wing had a 1.0-meter span by 0.25-meter chord. Its constant profile had a maximum camber of 2.4 percent of the chord (at 40 percent chord), and a maximum thickness of 16.5 percent of the chord. The pressure measurements were made at midspan of the wing at $v = 30$ meters per second. The brake flap was mounted at 48 percent of the chord.

The result is shown in figure 13. There is a distinct pressure before the flap. The tailheavy moment, however, is due to the not inconsiderable low pressure behind the flap. The effect of this low pressure predominates. The local pressure jump induced by the flap is of the order of the dynamic pressure.

Translation by J. Vanier,
National Advisory Committee
for Aeronautics.

REFERENCES

1. Nuttray, H.: Über die Grosse der Berichtigungsbeiwerte für Widerstand und Anstellwinkel bei Freistrahlen von elliptischem Querschnitt. Luftfahrtforschung, Bd. 12 (1935) Lfg. 8, p. 265.
2. Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, II. Lieferung, München 1923, Verlag Oldenbourg, p. 34, Zahlentafel 41.
3. Jacobs, Hans, and Wanner, Adolf: DFS Dive-Control Brakes for Gliders and Airplanes. T.M. No. 926, NACA, 1940.

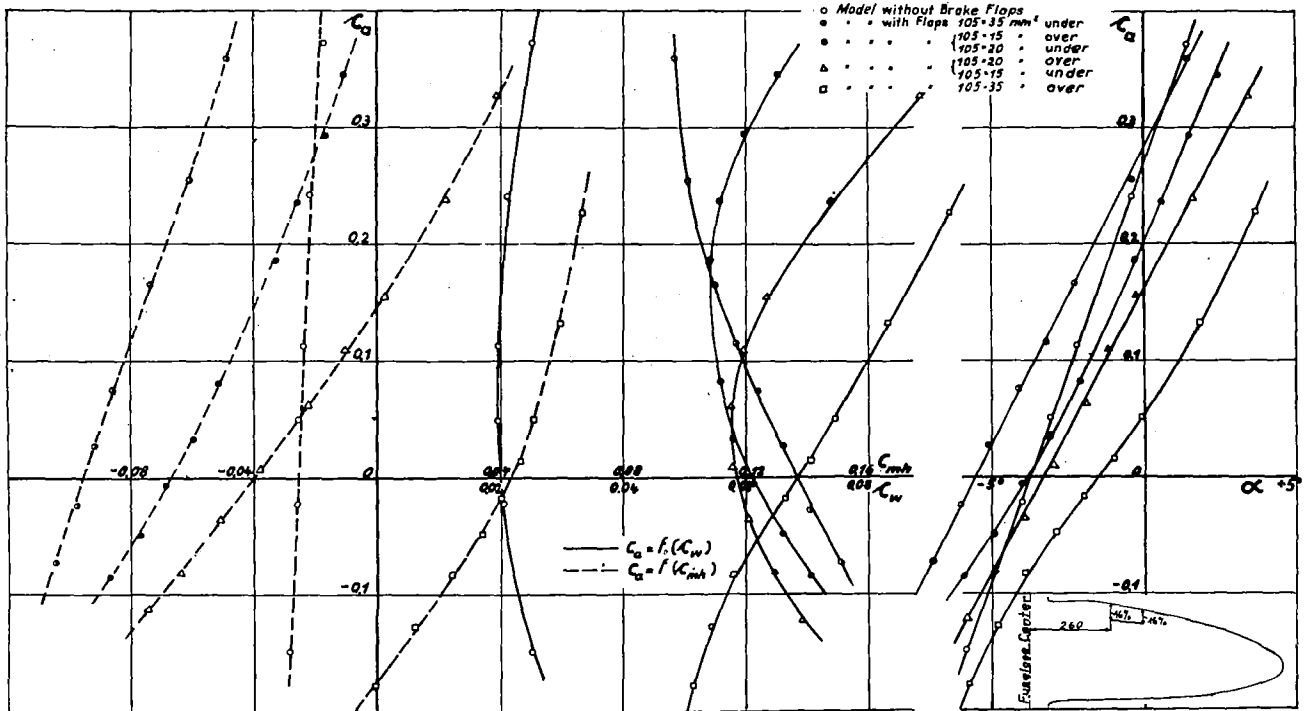


Figure 1.- Diving brakes mounted on top and under the wing.

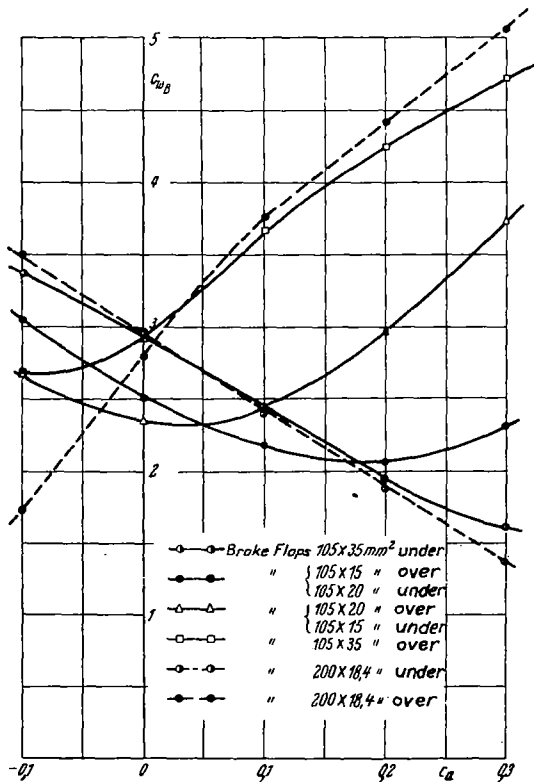


Figure 2.- Braking effect of diving brakes mounted on top and under the wing; effect of mounting at different positions.

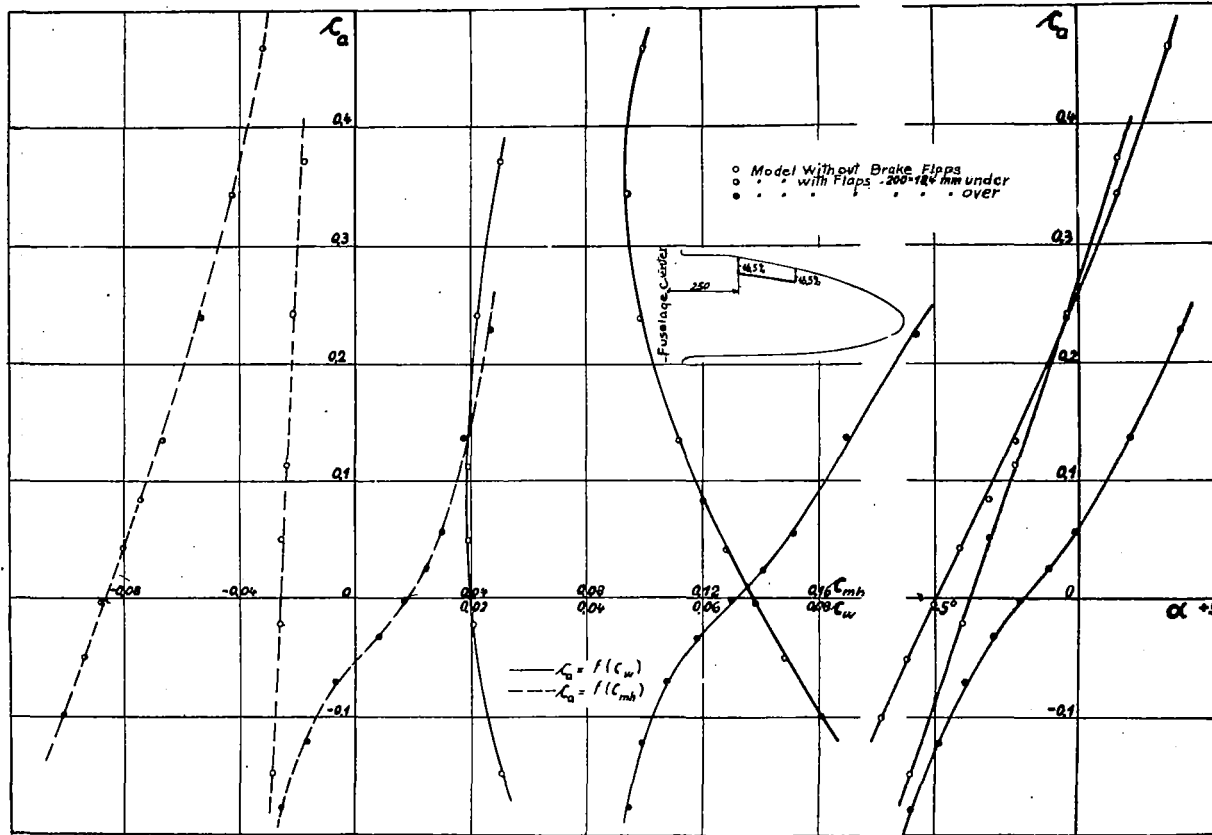


Figure 3.- Diving brakes on top and under the wing.

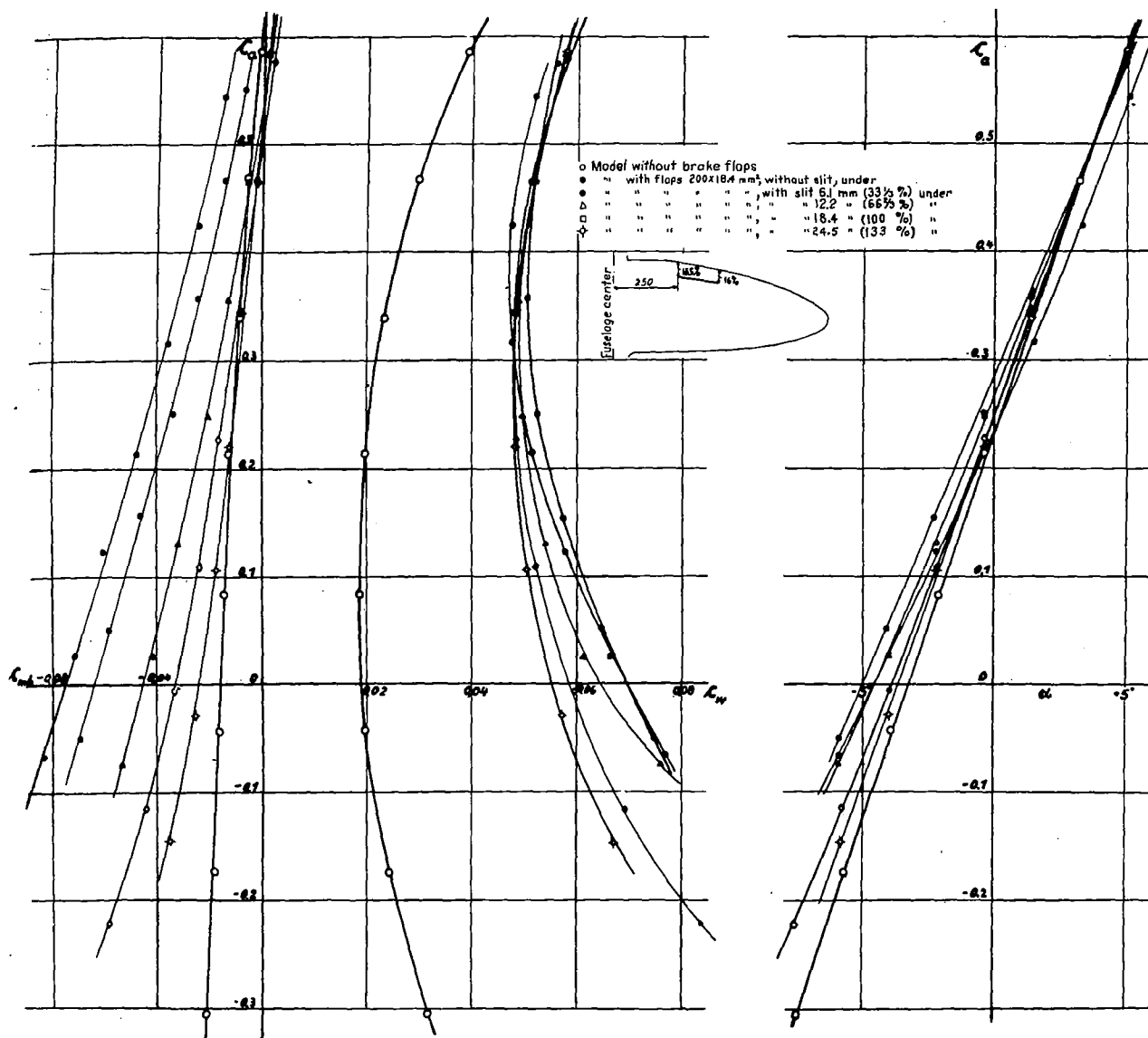


Figure 7.- Brakes with different gap widths.

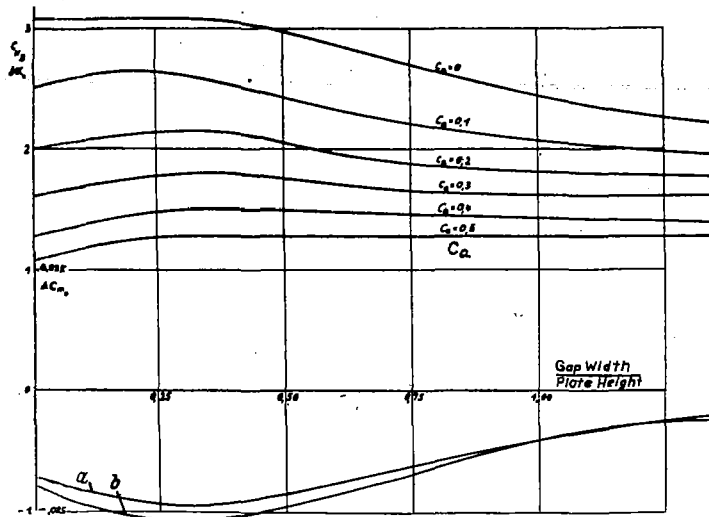


Figure 8.- Braking effect, change of zero lift direction and of diving moment with various gap widths. (to Fig. 7)
 a ΔC_{m_0} (brake = 1%)
 b $\Delta \alpha_0$ (wing area)

Figure 10.- Braking effect - change in zero lift direction and diving moment. (to Fig. 8)
 a ΔC_{m_0} (brake = 1%)
 b $\Delta \alpha_0$ (wing area)

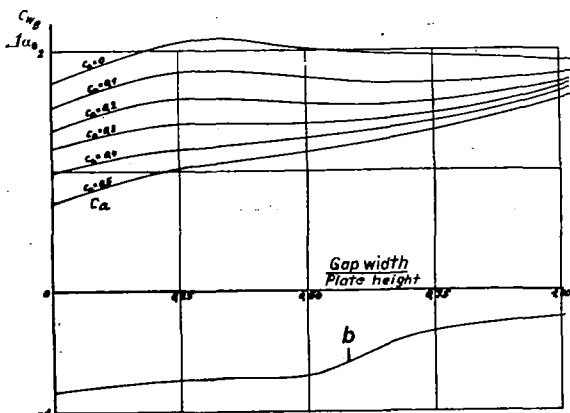
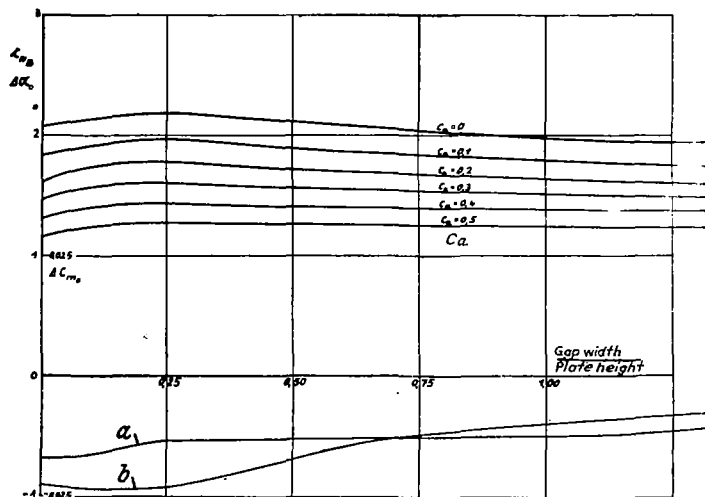


Figure 12.- Braking effect and change in zero lift direction. (to Fig. 11)

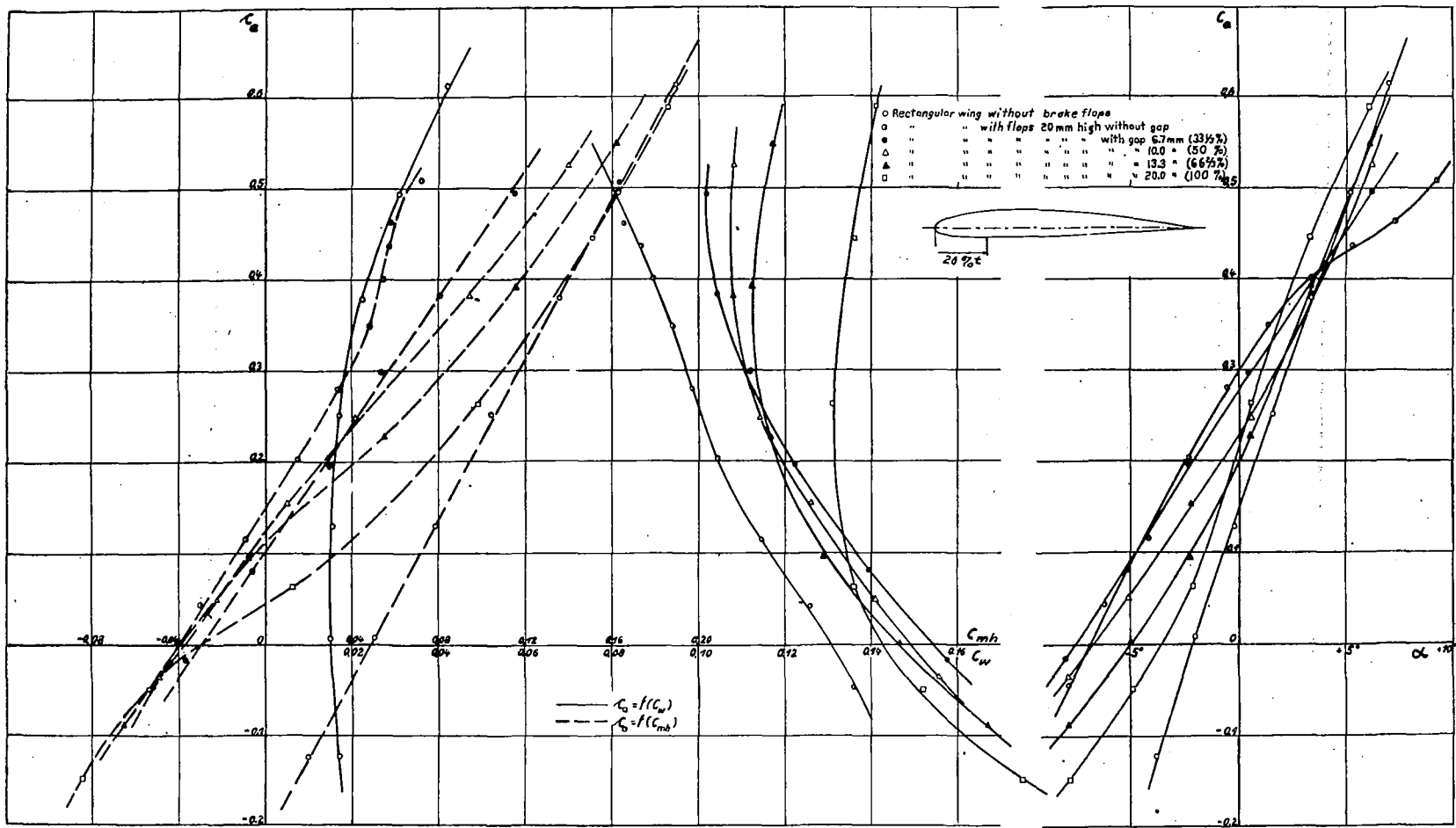


Figure 11.- Rectangular wing with continuous brakes and various gap widths.

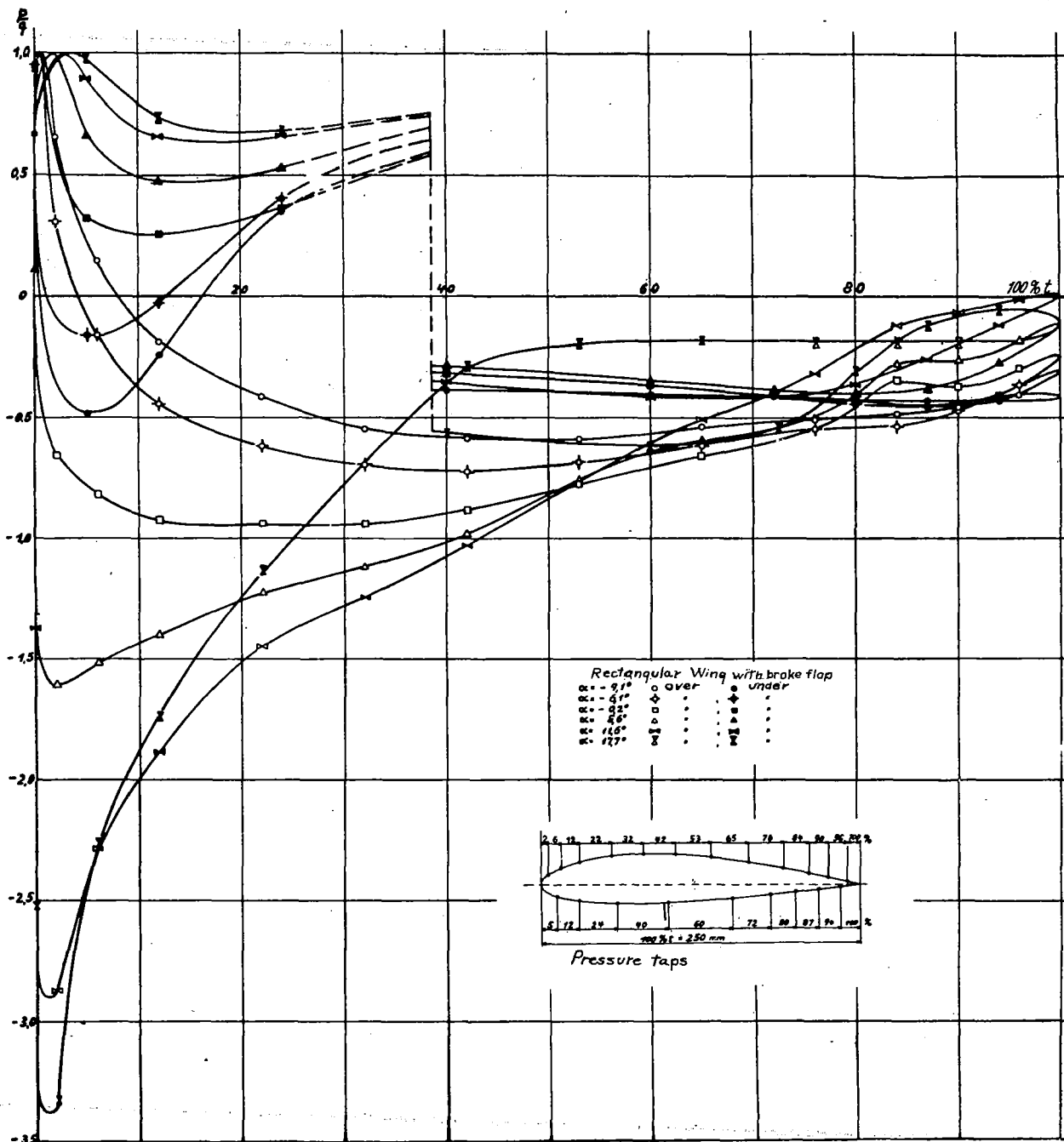


Figure 13.- Pressure distribution on rectangular wing with brake.

Windkanaluntersuchungen an Bremsplatten.

Von D. Fuchs.

Bericht der Ernst-Heinkel-Flugzeugwerke, Seestadt Rostock.

Aerodynamisch gut durchgebildete Flugzeuge erhalten im Falle des Sturzfluges unerwünscht große Endgeschwindigkeiten. Ein einfaches Mittel, um diese auf ein erträgliches Maß zurückzuführen, sind Bremsplatten. Obgleich die wichtigsten Eigenschaften derartiger Bremsplatten schon bekannt waren, reichten die vorhandenen Messungen nicht aus, um alle sich ergebenden Fragen zu beantworten. Das Ausfahren von Bremsplatten bewirkt bekanntlich nicht nur eine Vergrößerung des Widerstandes, sondern es treten noch Veränderungen des Längsmomentes und der Nullauftriebsrichtung auf. Weiter besteht die Möglichkeit, daß das Tomwasser hinter der Bremsplatte andere Flugzeugteile trifft und diese in ihrer Wirksamkeit beeinträchtigt oder gar zu Schwingungen anregt. Alle diese Erscheinungen kann man jedoch durch geeignete Wahl der Anbringungsstelle am Flügel beeinflussen. Bei der Aufstellung des Versuchsplanes war aber zu berücksichtigen, daß man aus konstruktiven Gründen in der Auswahl der Anbringungsstelle nicht frei ist. Die Kräfte, die an solchen Platten angreifen, sind bei den sehr großen Geschwindigkeiten beträchtlich. Man ist also gezwungen, um die nötige Festigkeit zu erreichen, die Platte in der Nähe der Holme anzubringen. Auch das Auftreten einer positiven Drehung der Nullauftriebsrichtung ist wegen der damit verbundenen Sichtverschlechterung unerwünscht. Daher war es notwendig, sich an Hand von Meßergebnissen die einzelnen Einflüsse bei Anbringung von Bremsklappen klarzumachen und die geeignetste Anordnung auszuwählen.

Im Windkanal der Ernst-Heinkel-Flugzeugwerke wurden einige systematische Versuchsreihen durchgeführt, deren Ergebnisse im folgenden zusammengestellt sind.

Gliederung.

- I. Verteilung der Bremsflächen auf dem Flügel.
 - a) Durch Anbringung auf Flügelober- oder Unterseite.
 - b) Durch Änderung des Seitenverhältnisses und durch Verschiebung in seitlicher Richtung.
- II. Einfluß von Spalten zwischen Flügel und Klappe auf die aerodynamischen Eigenschaften.
 - a) An einem vollständigen Flugzeugmodell.
 - b) An einem Rechteckflügel.
- III. Druckverteilung um ein Profil mit Bremsplatten.
- IV. Zusammenfassung.
- V. Schrifttum.

I. Verteilung der Bremsflächen auf dem Flügel.

a) Verteilung der Bremsflächen auf Ober- oder Unterseite des Profils.

An einem Modell, dessen Spannweite 1,64 m bei einer elliptischen Fläche von 0,446 m² betrug, wurden auf beiden Flügelhälften Bremsplatten von je 105 mm Spannweite und 36,7 cm² Fläche angebracht, insgesamt also 73,4 cm² oder 1,65 vH der Flügelfläche. Der Flügel des Modells besaß Verwindung, und das Modell war vollständig, besaß also auch Höhen- und Seitenleitwerk, da die Versuche auch über die Längsmomentenänderungen des ganzen Flugzeuges, also einschließlich einer etwa möglichen Höhenleitwerksbeeinflussung, Aufschluß geben sollten.

Es wurden vier Meßreihen durchgeführt:

1. 100 vH der Bremsfläche auf der Unterseite,
2. 57 vH der Bremsfläche auf der Unterseite, 43 vH auf der Oberseite,

3. 43 vH der Bremsfläche auf der Unterseite, 57 vH auf der Oberseite,
4. 100 vH der Bremsfläche auf der Oberseite.

Die Reizungsgrößen für die Luftkraftzahlen sind:

$$\begin{aligned} \text{Flügelfläche } F &= 0,446 \text{ m}^2 \text{ und} \\ \text{größte Tiefe } t &= 0,346 \text{ m.} \end{aligned}$$

Der Momentenbezugspunkt liegt 133,5 mm hinter der gedachten Flügelnahe in Mitte Rumpf, also in 38,6 vH der größten Flügeltiefe. Die Ergebnisse der bei $v = 30$ m/s durchgeführten Versuche sind mit den üblichen Korrekturen bei Freistrahlen mit elliptischem Querschnitt für Widerstand und Anstellwinkel versehen [1].

In Abb. 1 sind die Meßergebnisse zusammengestellt nebst einer Reizungsmessung des Modells ohne Bremsplatte.

In Abb. 2 sind die zusätzlichen Widerstände, auf die Bremsfläche bezogen, aufgetragen (Reizzeichnung $\Delta c_{m\alpha}$).

1. Widerstand. — Die Minima der Profilwiderstände dieser Anordnungen liegen bei sehr verschiedenen c_a -Werten. Dadurch bekommen die Polaren, von $c_a = 0$ in Richtung wachsender c_a -Werte betrachtet, ganz verschiedene Aussehen: Während bei der Anordnung »Platten nur oben« der Widerstand dauernd wächst, tritt bei der Anordnung »Platten nur unten« noch ein beträchtlicher Verlust an Bremswirkung auf. Von dem bei $c_a = 0$ vorhandenen Widerstandszuwachs sind bei $c_a = 0,3$ nur noch 55 vH vorhanden. Diese Erscheinung ist beachtenswert, da beim Abfangen aus dem Sturzflug beim Ausfahren einer Bremsklappe auf der Flügelunterseite die Bremswirkung stark nachläßt. Man erkennt das sehr deutlich auf Abb. 2.

Besonders auffallend ist, daß die Widerstandszahlen der Bremsplatten so große Werte annehmen. Platten gleichen Seitenverhältnisses liefern freiführend gemessene Widerstandszahlen in der Größenordnung 1,1 bis 1,4 [2]. Es ist aber durchaus verständlich, daß durch gegenseitige Beeinflussung zwischen Platte und Flügel, besonders wenn sich die Platte auf der Saugseite befindet, eine Vervielfachung des Widerstandes zu erreichen ist.

2. Längsmomentänderung. — Sehr beträchtlich sind auch die Längsmomentänderungen. Um die Größenordnung der um Höhenleitwerk notwendigen Änderungen der Normalkraftzahl abzuschätzen, die die entstehende Längsmomentenänderung ausgleicht, werde gesetzt

$$\Delta c_{m\alpha} = \frac{F t q}{F u l q u} \Delta c_{m\alpha}$$

(Der Zeiger α gilt für »Höhenleitwerk«.)

In unserem Beispiel wird

$$\Delta c_{m\alpha} \approx 3 \Delta c_{m\alpha}$$

Wir bekommen durch das Ausfahren der Bremsfläche eine Änderung des Sturzflugmomentes $\Delta c_{m\alpha} = -0,07$ bei der Anordnung »Klappe nur unten« und $\Delta c_{m\alpha} = +0,07$ bei der Anordnung »Klappe nur oben«. Die Normalkraftzahl am Höhenleitwerk muß sich also um etwa $\Delta c_{m\alpha} = \pm 0,21$ ändern, wozu immerhin ein Ruderausschlag von etwa 6° notwendig

ist, wenn man $\frac{dc_{m\alpha}}{d\alpha} = 4$ und $\frac{d\alpha}{d\beta} = 0,5$ annimmt. Bemerkenswert ist auch das Vorzeichen der Momentenänderung.

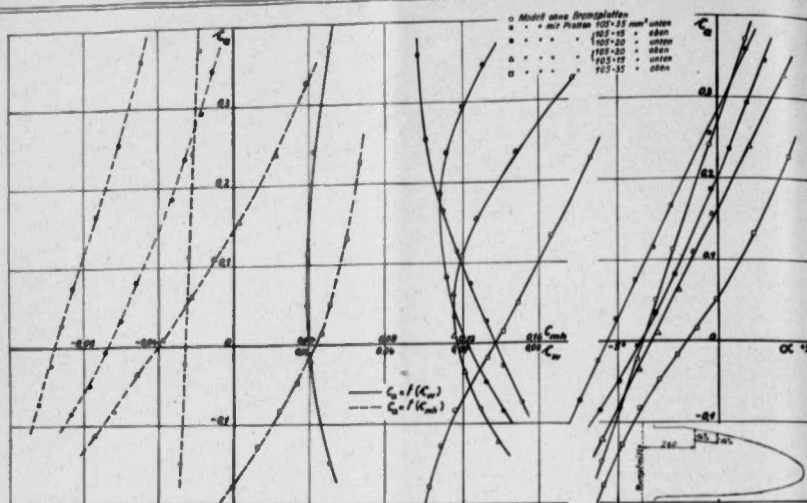


Abb. 1. Messergebnisse mit Bremsplatte auf Flügelober- und Unterseite.

da es dem primitiven Gefühl widerspricht: Eine Bremsplatte unter dem Flügel erzeugt kein kopflastiges, sondern ein schwanzlastiges Moment. Dies ist nur aus der Veränderung der Druckverteilung am Profil zu verstehen, auf die am Schlusse dieses Berichts noch eingegangen wird.

Bemerkenswert ist auch noch die Änderung der Richtung der Längsmomentenlinie (in der Darstellung $e_m = f(\alpha)$), die insbesondere bei der Anordnung »Platte nur unten« beträchtlich ist. Bezogen auf die größte Tiefe in der Mitte des Flügels ergibt sich in diesem Falle eine Wanderung des Neutralpunktes um 11,3 vH der Flügeltiefe nach hinten. Die anderen Momentenlinien dieses Bildes sind nicht geradlinig, so daß die Definition des Neutralpunktes, nämlich des Punktes im Flugzeug, auf den bezogen das Längsmoment unabhängig vom Anstellwinkel wird, auf sie nicht zutrifft.

3. Nullauftriebsrichtung. — Die Änderung der Nullauftriebsrichtung, die für die Sichtverhältnisse bedeutsam ist, beträgt bei dieser Anordnung $\pm 2^\circ$. Beachtenswert ist auch die Änderung von $\frac{dc_x}{d\alpha}$, das von 4,1 ohne Platte auf 2,8 mit Platten abnimmt, also fast um ein Drittel kleiner wird.

Zusammenfassend ist zur Frage, ob die Platte auf der Ober- oder Unterseite des Flügels günstiger angebracht wird, folgendes zu sagen:

Bei verschwindendem Auftrieb sind die zusätzlichen Widerstände einander gleich. Für den Abflangvorgang, also für wachsendes c_x , wäre die Anbringung auf der Oberseite günstiger, da hier, im Gegensatz zur Unterseite, der Zusatzwiderstand noch wächst. Man ist jedoch gezwungen, die Platten auf der Unterseite anzubringen, weil nur dort die Drehung der Nullauftriebsrichtung in negativer, also sichtverbessernder Richtung erfolgt. Es kommt noch hinzu, daß für die Festigkeit des Flügels gegen Verdrehung im allgemeinen das Sturzflugmoment maßgebend ist. Dieses wird jedoch wieder nur bei Anbringung der Klappen auf der Unterseite verkleinert, die durch das Totwasser getroffen werden. Man wird versuchen, die Spannweite der Bremsklappen so einzurichten, daß nur eine dieser Klappen getroffen wird. Da aber eine bestimmte Bremswirkung erzielt werden muß, ist eine bestimmte Plattengröße erforderlich.

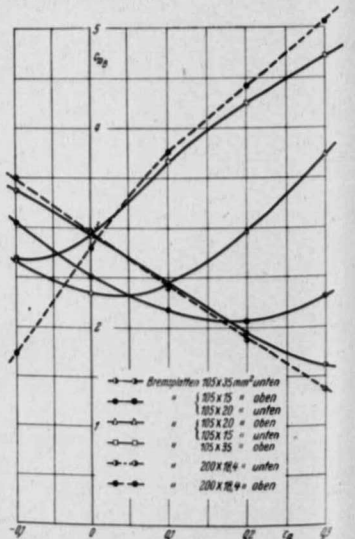


Abb. 2. Bremswirkung bei Anbringung auf Flügelober- und Unterseite. Starke Einflüsse bei Anbringung in verschiedenen Lagen am Profil.

b) Einfluß von Plattenspannweite und Seitenlage.

Das Anbringen von Bremsplatten bedingt das Auftreten eines sehr kräftigen Totwassers hinter der Platte. Die heutigen Maschinen besitzen an der ganzen Hinterkante des Flügels irgendwelche Klappen, die durch das Totwasser getroffen werden. Man wird versuchen, die Spannweite der Bremsklappen so einzurichten, daß nur eine dieser Klappen getroffen wird. Da aber eine bestimmte Bremswirkung erzielt werden muß, ist eine bestimmte Plattengröße erforderlich.

Die Frage nach dem Einfluß des Seitenverhältnisses der Platten besitzt darum ebenso großes Interesse wie die Frage nach der seitlichen Lage der Platten.

In Abb. 3 und 4 sind die Ergebnisse solcher Messungen zusammengestellt. In Abb. 3 findet man noch einmal eine Anbringung auf Ober- und Unterseite für eine Platte mit fast der doppelten Spannweite wie in Abb. 1. Aus Abb. 4 kann man für Anbringung der Platte auf der Unterseite die Einflüsse für drei verschiedenen Anordnungen erkennen:

1. zwei Seitenverhältnisse in Rumpfnähe (die ausgefüllten Zeichen),
2. zwei Seitenverhältnisse etwa in der Mitte der Halbspannweite (die offenen Zeichen),
3. Einfluß der Seitenlage für eine Platte (die ausgefüllten und offenen Vierecke).

In Abb. 5 sind die zusätzlichen Widerstände, auf die Plattenfläche bezogen, aufgetragen.

Vergleicht man zunächst Abb. 1 und 3 miteinander, so erkennt man qualitativ das gleiche Ergebnis. Quantitativ ergibt sich der zusätzliche Widerstand in der gleichen Größe (s. Abb. 2), dagegen sind die Änderungen der Nullauftriebsrichtung und die Änderung des Sturzflugmomentes etwas kleiner geworden.

Die in Abb. 4 und 5 zusammengestellten Ergebnisse unterscheiden sich nur wenig. Es gilt auch hier, daß sowohl das Seitenverhältnis als auch die Seitenlage den Zusatzwiderstand nur wenig beeinflussen. Bei Annäherung an den Rumpf werden ebenso wie durch die Vergrößerung des Seitenverhältnisses die Änderung der Nullauftriebsrichtung und die Änderung des Momentes verkleinert. Die Einflüsse sind jedoch so gering, daß sie gegenüber konstruktiven Erwägungen und den Fragen nach der Wirkung des Totwassers nicht entscheidend sind.

II. Einfluß von Spalten zwischen Platte und Flügel.

Für die praktische Ausführung besaß die Frage, wie man die sehr unangenehmen Einflüsse des Totwassers verkleinern

könne, die größte Wichtigkeit. Leider ließen sich die auftretenden Schwingungserscheinungen an den beaufschlagten Klappen an der Flügelhinterkante (Landeklappen, Querruder) mit dem sehr schwer gebauten Windkanalmodell nicht untersuchen, da dies zu mindest ungefähre Ähnlichkeit der elastischen Eigenschaften vorausgesetzt hätte. Da das vorhandene Modell in normaler Bauweise hergestellt war und die Konstruktion und der Aufbau eines elastisch ähnlichen Modells in der zur Verfügung stehenden Zeit nicht möglich war, wurden zum Ersatz Totwasseruntersuchungen hinter den Bremsplatten angestellt. Dabei wurde das gestörte Gebiet sowohl mit einer Gesamtdrucksonde auf seine Ausdehnung abgetastet wie auch mit der Fadensonde qualitativ beobachtet. Diese Untersuchungen ließen ebenso wie die Versuche mit Segelflugzeugen [3] Platten mit einem Spalt zwischen Platte und Flügel als die geeignetste Lösung zur Verringerung des Totwassers erscheinen.

In Abb. 6 ist das Ergebnis einer solchen Untersuchung, bei Anbringung der Platte auf der Unterseite, zusammengestellt. Es wurden in verschiedenen Ebenen hinter der Bremsplatte Gesamtdruckverluste (Ap_p) gemessen, in einer Ebene, die kurz hinter der Bremsplatte lag, in zwei verschiedenen Höhen. Als Totwasserkern wurde die Zone angesehen, in der der Gesamtdruckverlust den jeweils höchsten Wert annahm, als Mischzone das Gebiet, in dem Ap_p auf Null abfällt. Beachtenswert ist, daß die »Spulwirkung« durch den Schlitz in der Meßebene hinter der Platte deutlich an einem kleineren Ap_p zu erkennen ist.

Nachdem diese Frage geklärt war, mußten die Einflüsse des Spaltes auf die übrigen aerodynamischen Größen untersucht werden. Es wurden daher Versuche durchgeführt:

- a) mit einem vollständigen Flugzeugmodell,
- b) mit einem Rechteckflügel.

Das Flugzeugmodell war das gleiche, das bei den oben beschriebenen Versuchen Verwendung fand. Mit diesem Modell wurden zwei verschiedene Plattensorten durchgemessen ($200 \times 18,4 \text{ mm}^2$ oder 1,65 vH der Flügelfläche und

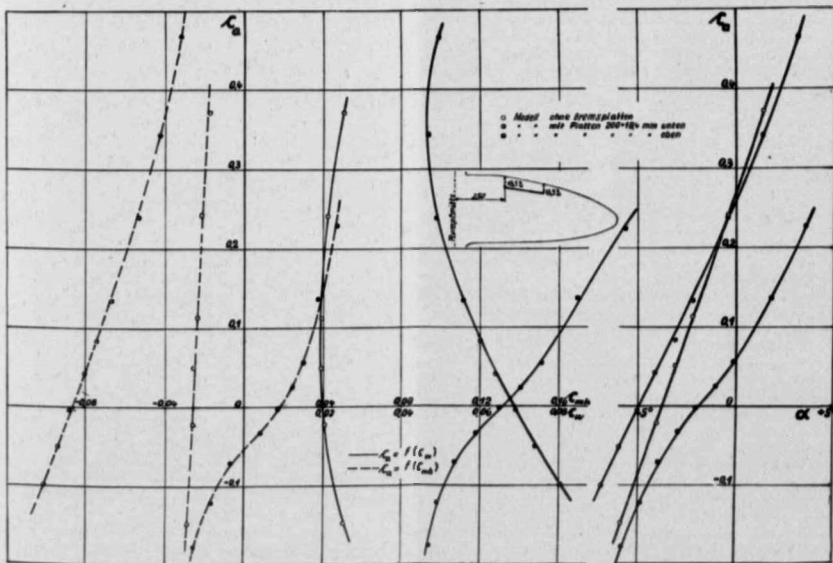


Abb. 3. Messergebnisse mit Bremsplatten auf Flügelober- und Unterseite.

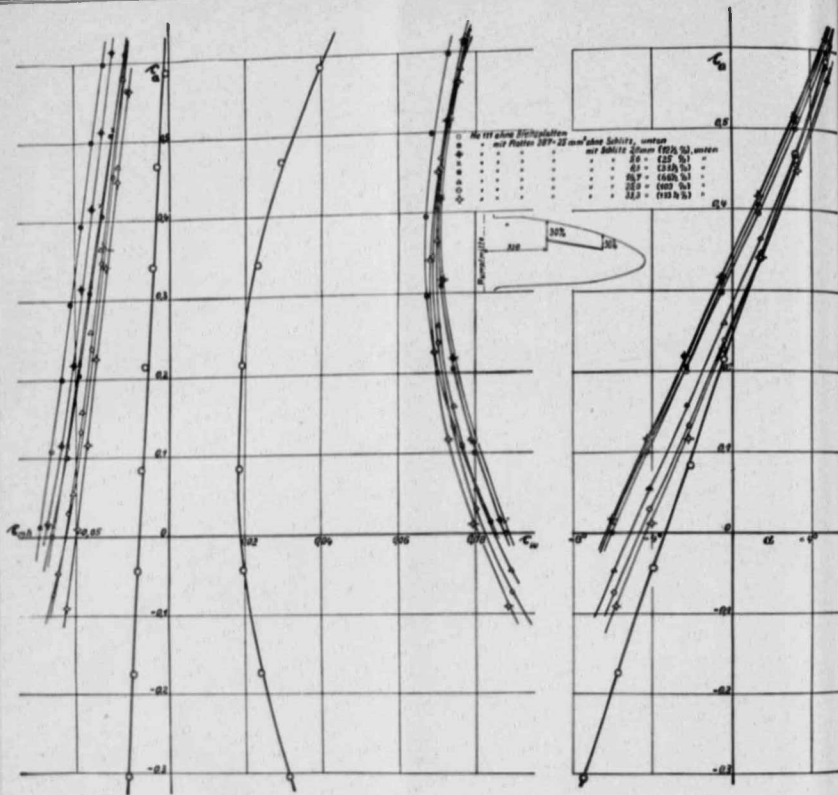


Abb. 9. Messergebnisse am Modell mit größeren Bremsplatten mit Schlitz.

Beeinflussung des Totwassers war ja schon weiter oben hingewiesen worden.

Bemerkenswert ist noch der Einfluß der Plattenrücklage, den man an Hand der Abb. 8 und 10 sehen kann. Das Zurückverlegen der Platte auf Abb. 10 bewirkt einen Verlust an Bremswirkung, allerdings unter gleichzeitigem Kleinerwerden der Änderungen von Sturzflugmoment und Nullauftriebsrichtung. Dennoch ist es günstiger, wenn es die Konstruktion zuläßt, die Bremsplatten weiter vorn anzubringen, da man vorn mit einer kleineren Bremsfläche auskommt und die geringfügige Verschlechterung der anderen Eigenschaften durch die Plattenverkleinerung wettgemacht wird.

Die verhältnismäßig kleinen Bremswiderstände des Rechteckflügels sind darauf zurückzuführen, daß dabei die Störwirkung der Bremsplatte nicht in die Breite wirken kann. Der Rechteckflügel verwirklicht also das ebene Problem.

III. Druckverteilung um ein Profil mit Bremsplatten.

Die oben erwähnte Veränderung des Längsmomentes bei Anwesenheit einer Bremsklappe hatte ein Vorzeichen, das den Erwartungen widersprach: das Anbringen einer Bremsklappe auf der Unterseite eines Profils bewirkt ein schwanzlastiges Moment. Um diese Erscheinung anschaulich zu machen, seien zum Schluß Druckverteilungsmessungen mitgeteilt, die ja auch für statische Untersuchungen Wert be-

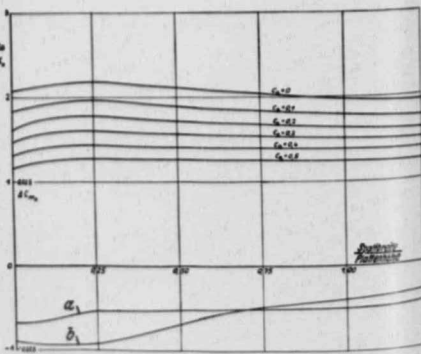


Abb. 10. Bremswirkung, Änderung der Nullauftriebsrichtung und des Sturzflugmomentes von Bremsplatten mit verschiedenem Schlitz (zu Abb. 8).

a. C_{L_0} (Platte = 1 VII Flügelfläche)
b. C_{m_0} (Platte = 1 VII Flügelfläche).

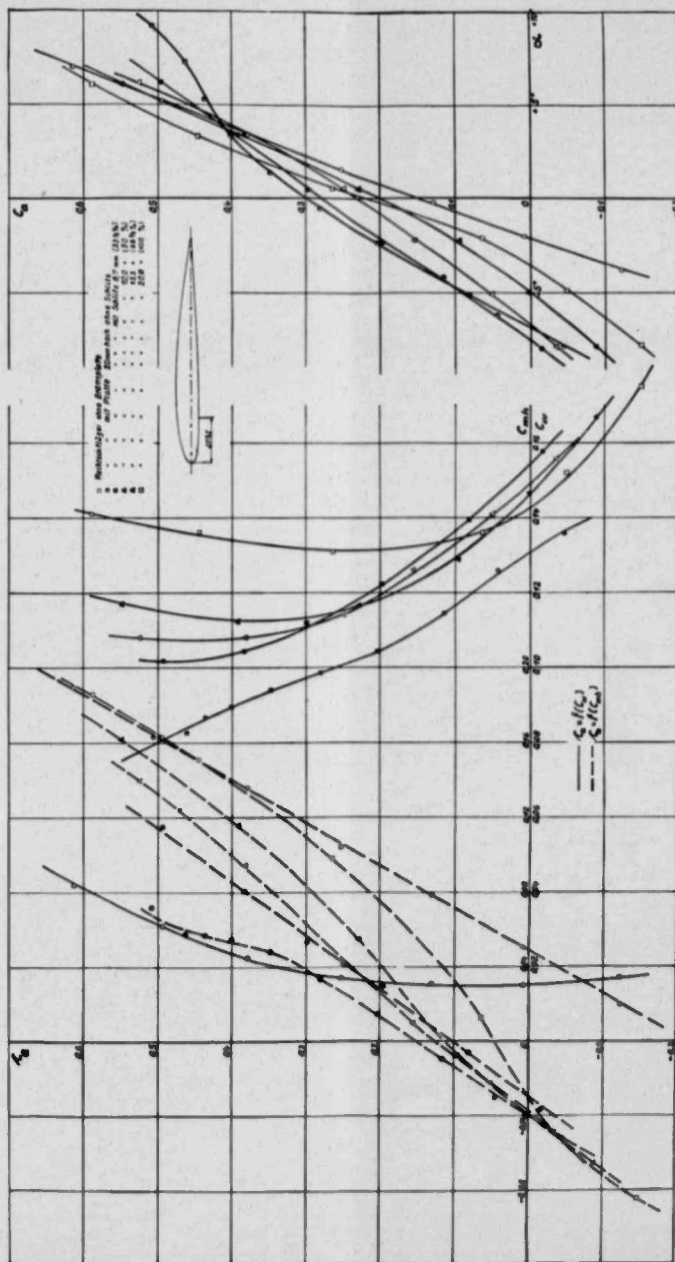


Abb. 11. Messergebnisse eines Rechteckflügels mit durchbrechender Bremsplatte und verschiedenen Schlitzstellungen.

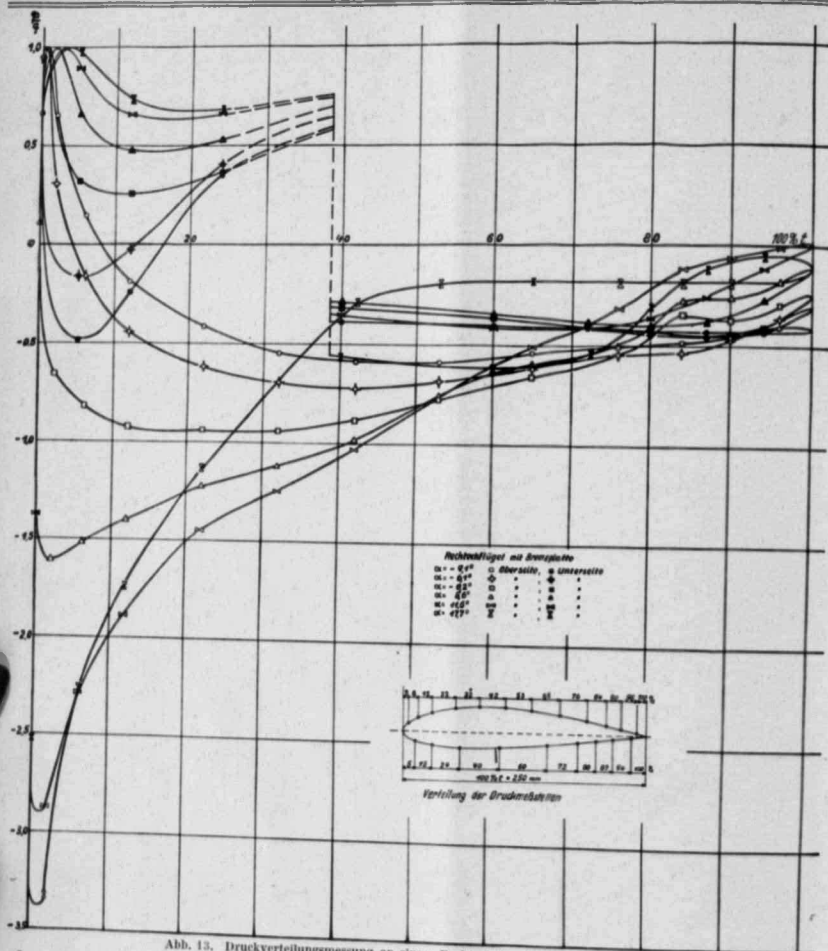
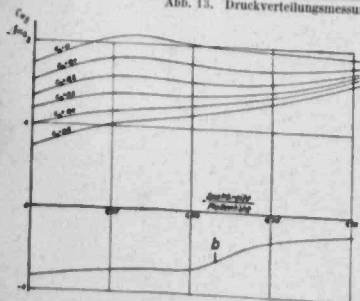


Abb. 13. Druckverteilungsmessung an einem Rechteckflügel mit Bremsklappe.

Abb. 12. Bremswirkung und Änderung der Nullauftriebsrichtung (zu Abb. 11). $b = 1,0$ (Platte = 1 vH Flügelfläche).

sitzen, da bei Anbringung von Bremsklappen die üblichen Rechenmethoden zur Bestimmung der Druckverteilung auf ein Profil versagen.

Diese Messungen wurden bereits vor Fertigstellung des Windkanals der Ernst-Heinkel-Flugzeugwerke in der Aerodynamischen Versuchsanstalt Göttingen E. V. durchgeführt. Der hierzu benutzte Rechteckflügel besaß eine Spannweite von 1,00 m bei einer Tiefe von 0,25 m. Sein durchlaufendes gleiches Profil besaß eine größte Wölbung von 2,4 vH der Tiefe (in 40 vH der Tiefe) und eine größte Dicke von 16,5 vH der Spannweite des Flügels bei $\sigma = 30$ m/s ausgeführt. Die Bremsplatte war in 48 vH der Tiefe angebracht.

In Abb. 13 ist das Ergebnis zusammengestellt. Ein Druckanstieg vor der Platte ist deutlich zu erkennen. Das schwanzlastige Moment entsteht jedoch durch die nicht unbedeutlichen Unterdrücke hinter der Bremsplatte. Die Wirkung dieser Unterdrücke überwiegt bei weitem. Der durch die

emsplatte hervorgerufene örtliche Drucksprung ist von der Größe des Staudrucks.

IV. Zusammenfassung.

Die Verkleinerung zu hoher Sturzfluggeschwindigkeiten ist sich wirksam durch das Ausfahren von Bremsklappen zu erreichen. Diese besitzen jedoch außer ihrer Bremswirkung eine Reihe unangenehmer Eigenschaften: Drehung der Nullauftriebsrichtung, Veränderung des Sturzflugmomentes undzeugung eines sehr kräftigen Totwassers. Im einzelnen ergibt sich folgendes:

1. Bremswirkung. Auf die Bremswirkung hat die Anbringungsstelle am Profil (Rücklage) den größten Einfluß, bei vordere Lagen stärkere Bremswirkung besitzen als hinten. Bei $c_a = 0$ ist die Bremswirkung bei Anbringung der Platte auf Ober- oder Unterseite etwa gleich stark. Bei Anbringung auf der Unterseite erhält man bei wachsendem c_a starkes Nachlassen der Bremswirkung. Das Seitenverhältnis der Bremsplatte hat auf die Bremswirkung ebenso großen Einfluß wie die Seitenlage.

Für die Entscheidung der Frage, wo man die Platten schmäbigerweise anbringt, kann man also die Bremswirkung dann ziemlich weitgehend außer Betracht lassen, wenn man dafür sorgt, daß die Platten möglichst weit vorn angebracht werden. Die Spannweite wird man zweckmäßigerweise so einrichten, daß nur eine der Ruderklappen an der derkante des Flügels vom Totwasser getroffen wird.

2. Drehung der Nullauftriebsrichtung. Bei Anbringung der Platten auf der Flügeloberseite erhält man eine (sichtverschlechternde), bei Anbringung auf der Flügelunterseite negative (sichtverbessernde) Drehung der Nullauftriebsrichtung. Die absolute Größe des Drehwinkels 1) verkleinert:

- a) durch größeres Seitenverhältnis,
- b) durch Annäherung der Platte an den Rumpf.

3. Änderung des Sturzflugmomentes. Beschränkt sich auf die hier durchgemessenen Rücklagen der Platte etwa 30 vH der Tiefe, so wird wie unter IV. 2. das Vorzeichen der Momentenänderung durch die Anbringung auf Flügelober- oder Unterseite bestimmt. (Oberseite: flastige, Unterseite: schwanzlastige Zusatzmomente.) Beschränkung auf den Vorderteil des Profils war desnotwendig, weil auf der Unterseite am Auslauf des Profils angebrachte Spreizklappen bekanntlich kopflastige

Zusatzmomente liefern. Daraus folgt übrigens, daß es auf der Unterseite des Profils immer einen Anbringungspunkt für die Platte gibt, für den die Zusatzmomente gleich Null werden.

Die absolute Größe der Momentenänderung der untersuchten Plattenanordnungen wird wie vorher durch größeres Seitenverhältnis und durch Annäherung an den Rumpf verkleinert.

Da die Anbringung von Bremsplatten aus Festigkeitsgründen nur in der Gegend der Holme möglich ist, also im vorderen Teil des Profils, empfiehlt sich die Anbringung auf der Unterseite, da hier durch das schwanzlastige Zusatzmoment eine Entlastung des Sturzflugmomentes eintritt. An Hand von Druckverteilungsmessungen läßt sich eine Erklärung des Vorzeichens des Zusatzmomentes geben. Es zeigt sich, daß der Unterdruck hinter der Platte bei Anbringung auf der Unterseite des Flügels ein schwanzlastiges Zusatzmoment liefern muß. Für statische Zwecke sind die Druckverteilungsmessungen wertvoll, da die üblichen Verfahren bei derartig kräftigen Störungen eine Vorausberechnung unmöglich machen.

4. Vermeidung unangenehmer Totwasserwirkungen. Untersuchungen im Totwasser der Bremsplatte zeigen, daß die Anbringung von Spalten zwischen Flügel und Platte die unangenehmen Wirkungen des Totwassers stark mildern. Durch Messungen an einem Flugzeugmodell und einem Normalflügel wird nachgewiesen, daß die Anbringung von Spalten nur günstig ist, da die Bremswirkung jedenfalls nicht nachläßt und gleichzeitig die Beeinflussung von Sturzflugmoment und Nullauftriebsrichtung geringer wird.

V. Schrifttum.

- [1] H. Muttray, Über die Größe der Berichtigungsbewerte für Widerstand und Anstellwinkel bei Freistrahlen von elliptischem Querschnitt. Luftf.-Forsch. Bd. 12 (1935) Lfg. 8, S. 265.
- [2] Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, II. Lieferung, München 1923, Verlag Oldenbourg, S. 34, Zahlentafel 41. Abgedruckt in Hütte, des Ingenieurs Taschenbuch, I, Berlin 1931, 26. Auflage, S. 390.
- [3] H. Jacobs, Luftbremsen für Segelflugzeuge, Luftwissen Bd. 4 (1937) Nr. 7, S. 207.

TITLE: Wind-Tunnel Investigations of Diving Brakes

AUTHOR(S) : Fuchs, D.
ORIG. AGENCY : (Not known)
PUBLISHED BY : Luftfahrtforschung

ATI- 45489

REVISION

(None)

ORIG. AGENCY NO.

(None)

PUBLISHING AGENCY NO.

Bd 15/LFG 1/2 pp 19-27

DATE	DOC. CLASS.	COUNTRY	LANGUAGE	PAGES	ILLUSTRATIONS
Jan '38	Unclass.	Germany	German	17	diagr, graphs

FOREIGN TITLE: Windkanaluntersuchungen an Bremsplatten (Orig. document not available)

TRANSLATION BY: National Advisory Committee for Aeronautics, Washington, D. C. Nov '42

ABSTRACT:

A wind tunnel investigation was made to determine the possibility of improving the disagreeable features associated with the use of diving brakes. These features are a rotation of the zero lift direction, variation of diving moment, and the creation of a potent dead-air region. It was concluded that the position of the brakes can be largely discounted provided they are placed as far forward as possible. The absolute amount of the angle of rotation and the variation of diving moment can both be reduced by a greater AR or by locating the brakes closer to the fuselage. Experiments in the dead-air region of the brake indicate that the provision of a gap between wing and brake affords considerable amelioration of the unwanted effects of the dead-air region.

DISTRIBUTION: Request copies of this report only from Translating Agency

DIVISION: Aerodynamics (2)
SECTION: Control Surfaces (3)

SUBJECT HEADINGS: Control surfaces - Aerodynamics
(18896) - Brakes, Dive (18896)

AD-B806 915

INDEX

431437