

VERSLAGEN EN VERHANDE-
LINGEN VAN DEN RIJKS -
STUDIEDIENST VOOR DE
LUCHTVAART.

AMSTERDAM.

DEEL II - 1923.

I N H O U D.

Blz.

INLEIDING.

RAPPORT A. 51.

Onderzoek van een inrichting tot verkorting van den landingsuitloop en uitzweeflengte van vliegtuigen..... 1

Expériences sur un mécanisme réduisant la longueur de roulement et de vol plané à l'atterrissage des avions.

Experiments with a device shortening the landing run and glide of an aeroplane.

Untersuchung einer Vorrichtung zur Verkürzung des Landungsauslaufes und der Ausschwebelänge.

RAPPORT A. 29.

Onderzoek naar den invloed van een uitsnijding in den vorrand van het draagvlak van het Fokker F III-vliegtuig op de aerodynamische eigenschappen..... 13

Expériences sur l'influence d'une échancrure dans le bord d'attaque de l'aile de l'avion Fokker F III sur les caractéristiques aérodynamiques.

Experiments on the influence on the aerodynamic properties of cutting away part of the leading edge of a Fokker F III wing.

Untersuchung über die Beeinflussung der aerodynamischen Eigenschaften eines Fokker F III Eindeckers durch einen Ausschnitt im Vorderrande des Flügels.

RAPPORT V. 20.

Drijfproeven, verricht met een model van het Fokker F III vliegtuig..... 37

Essais à modèle flottant d'un avion de transport type Fokker F III.

Floating-experiments made with a model of the commercial aeroplane type Fokker F III.

Schwimmversuche, ausgeführt an einem Modell des Fokker F III Verkehrsflugzeugs.

RAPPORT A. 64.

- Weerstandsmeting van vliegtuigwielen en -koelers.. 49
 Essais sur la résistance de roues et de radiateurs.
 Experiments on the resistance of aeroplane wheels
 and radiators.
 Widerstandsmessung von Flugzeugrädern und Kühlern.

RAPPORT A. 42.

- Invloed van een afwijking van den juisten stand
 van snelheidsmeters op de aanwijzing..... 65
 Influence d'une déviation de la position normale
 sur le fonctionnement des indicateurs de vitesse.
 Influence of a deviation from the mean position
 on the readings of airspeed indicators.
 Einfluss einer Abweichung aus der richtigen Lage
 auf die Anweisung der Geschwindigkeitsmesser.

RAPPORT A. 48.

- Onstabiele trillingen van een draagvlak-klap
 systeem..... 73
 Oscillations instables d'un système composé
 d'une aile et d'une aileron.
 Unstable osciallations of a wing-aileron system.
 Instabile Schwingungen eines Flügel-querruder
 Systems.
-

INLEIDING.

Nadat in het laatst van 1921 een eerste reeks verslagen verschenen was, moesten de uitgaven met het oog op het streven naar bezuiniging van de Regeering van af begin 1922 sterk verminderd worden.

In verband hiermede werd een deel van het personeel met ingang van Januari 1923 ontslagen.

Het leidend personeel kon echter grootendeels behouden worden en bestaat uit de ingenieurs:

dr. ir. E.B. Wolff, directeur;
ir. A.G. von Baumhauer 1) , onderdirecteur;
ir. C. Koning, afdeeling voor aerodynamica;
F.H. Reyneker, } afdeeling voor vliegtuigbouw;
ir. H.J. v.d. Maas 2) }
ir. L.J.G. van Ewijk, afdeeling voor materialen;
C. Kuipers, afdeeling voor motoren.

De chemische analyses, die door deze sterke inkrimping van den dienst in aantal verminderden, worden nu uitgevoerd door den scheikundig adviseur van de marine dr. Simon Thomas. Uit den aard der zaak heeft deze vermindering der uitgaven tot gevolg gehad, dat de werkzaamheden slechts in een sterk vertraagd tempo konden worden gedaan.

In December 1921 werden eenige mededeelingen ingezonden naar het Internationaal Congres te Parijs; in Juni 1923 werd medegewerkt aan het Internationaal Congres te Londen.

Behalve dat het aantal onderzoekingen sterk vermindert moest worden, ontbrak veelal de tijd om de verkregen resultaten uit te werken en geschikt te maken voor publicatie, zoodat nog een aanzienlijke hoeveelheid materiaal op bewerking wacht.

Door de vriendelijke medewerking van de Redactie van "De Ingenieur" werd het mogelijk de verslagen, die gereed konden worden gemaakt, dadelijk in dit blad op te nemen, zoodat deze eerder ter kennis van belanghebbers konden worden gebracht.

De overdrukken van deze verslagen in "De Ingenieur" werden gebundeld tot deel II der Verhandelingen, terwijl tevens een verslag werd opgenomen, dat in verkort vorm op het Congres te Londen was ingediend.

1) Benoemd met ingang van 1 October 1921.

2) " " " " 16 October 1923.

Onderzoek van een inrichting tot verkorting van den landings- uitloop en uitzweeflengte van vliegtuigen.

Rapport A 51.



RAPPORT A 51.

Onderzoek van een inrichting tot verkorting van den landingsuitloop en de uitzweeflengte van vliegtuigen.

Uittreksel.

a. Grondgedachte, waarop de inrichting berust.

Door het opzetten van een aantal klappen, welke in normalen vliegtoestand in of op het bovenvlak van het draagvlak liggen, wordt een verstoring van de strooming veroorzaakt. Deze verstoring heeft vergroting van de drift en vermindering van de lift tengevolge. Onderzocht werd, of de remmende werking, welke hiervan het gevolg is, voldoende groot is om de inrichting practisch bruikbaar te doen zijn voor het verkorten van den landingsuitloop en wat in dit geval de gunstigste opstelling der klappen is.

b. Beschrijving van de modellen.

Voor het onderzoek werd een model van het draagvlak van het Fokker FII-vliegtuig, schaal 1 : 20, gebruikt. De verschillende opstellingen van de klappen zijn aangegeven in fig. 1.

c. Beschrijving der metings- en berekeningsmethode.

De windkrachten werden met de Eiffelsche balans gemeten bij invalshoeken van $+ 8^\circ$, $+ 12^\circ$ en $+ 16^\circ$ en een V_L -waarde van ong. $3.56 \text{ M}^2/\text{sec}$. Er werd geen correctie aangebracht voor den invloed van den tunnelwand. Voor een enkel geval werden de landingsuitloop en de snelheid tijdens het uitloopen voor een vliegtuig met en zonder landingsinrichting berekend.

d. Resultaten.

De absolute lift- en drift-coëfficiënten zijn gegeven in Tabel I; voor invalshoek $+ 12^\circ$ zijn de toename van C_x en de afname van C_y in fig. 2 uitgezet in percenten van de waarde der coëfficiënten voor het oorspronkelijke draagvlak.

Voor de belangrijkste modellen zijn deze ook gegeven in Tabel II, terwijl Tabel III de verandering van de lift: drift-verhouding voor deze modellen bevat.

e. Getallenvoorbeeld.

Voor een bepaald geval werd de landingsuitloop uit modelgegevens berekend; een landingsinrichting overeenkomstig model 14m gaf hier 30 pCt. verkorting. In fig. 3 zijn de kwadraten van de snelheden tijdens het uitloopen voor dit geval uitgezet. De verkorting van de uitzweeflengte is, in percenten uitgedrukt, gelijk aan de in Tabel III gegeven vermindering van C_y/C_x .

f. Conclusie.

Door het aanbrengen van klappen op het draagvlak, waarvan de afmetingen en plaatsing overeenkomen met die van het model 14m, wordt de drift bij een invalshoek van $+12^\circ$ 98 pCt. vermeerderd, de lift 36 pCt. verminderd. Door deze klappen bij de landing op te zetten kan een aanzienlijke verkorting van den landingsuitloop verkregen worden. Uit modelgegevens berekend, werd een verkorting van 30 pCt. gevonden. Door de grootere snelheidsvermindering wordt tevens het gevaar bij botsingen tijdens het uitloopen verminderd.

De voor het uitzweven benodigde lengte kan eveneens door deze inrichting verminderd worden. Uit de modelgegevens werd hiervoor een vermindering van 54 pCt. gevonden.

RAPPORT A 51.

Expériences sur un mécanisme réduisant la longueur de roulement et de vol plané à l'atterrissage des avions.

Résumé.

a. Principe du mécanisme.

Une aile est munie de volets qui épousent la surface dorsale de l'aile ou bien sont retirés dans le profil pendant le vol normal. En dressant ces volets de telle façon qu'ils se présentent face au vent, l'écoulement de l'air autour du profil est perturbé ce qui entraîne l'augmentation de la traînée et la réduction de la poussée. Par conséquent l'effort freinant

l'avion pendant le roulement est augmenté. On a fait des essais au modèle afin de savoir si le freinage serait assez considérable pour rendre le mécanisme d'utilité pratique et, si tel est le cas, de déterminer la position la plus efficace des volets.

b. Description des modèles.

Pour les expériences on a employé un modèle de l'aile du monoplan Fokker FII à l'échelle 1 : 20. Les différentes positions des volets sont indiquées dans la fig. 1.

c. Description des méthodes d'essai et de calcul.

Les mesures des poussées se faisaient à l'aide de la balance Eiffel aux incidences de $+ 8^\circ$, $+ 12^\circ$ et $+ 16^\circ$ et pour une valeur de V d'environ $3.56 \text{ m}^2/\text{sec}$. On n'a pas appliqué des corrections pour l'influence des parois du tunnel. A titre de comparaison on a calculé la longueur de roulement et la vitesse pendant le roulement d'un avion normal et d'un avion muni du mécanisme de freinage.

d. Résultats.

Les coefficients absolus de poussée et de traînée sont réunis dans le Tableau I. Dans la graphique fig. 2 l'accroissement de C_x et la diminution de C_y sont représentés en p. 100 de la valeur des coefficients trouvés pour l'aile normale. Les coefficients des modèles les plus importants sont aussi donnés dans le Tableau II tandis que le Tableau III indique la variation du rapport $C_y : C_x$.

e. Exemple numérique.

Pour un cas spécial le roulement après l'atterrissage est calculé d'après les résultats des essais. Un mécanisme de freinage conforme au modèle 14m réduisait la longueur de roulement de 30 p. 100. Dans la graphique fig. 3 les carrés des vitesses pendant le roulement sont représentés pour ce cas. La distance parcourue en vol plané est réduite dans la même proportion que le rapport $C_y : C_x$, donné dans le Tableau III.

f. Conclusions.

En munissant une aile de volets dont les dimensions et l'arrangement sont analogues au modèle 14m, la traînée à l'incidence de 12° est augmentée de 98 p. 100 tandis que la poussée est diminuée de 36 p. 100. En dressant ces volets au moment de toucher le sol on peut obtenir une réduction importante de la longueur de roulement. D'après des calculs basés sur les résultats d'essais au tunnel, cette réduction est

de 30 p. 100. En même temps, le danger de collisions est amoindri, parce que l'avion se ralentit plus tôt.

De même la distance parcourue pendant le vol plané peut être réduite. En se basant sur les résultats des essais au tunnel, on trouve une réduction de 54 p. 100.

REPORT A 51.

Experiments with a device shortening the landing run and glide of an aeroplane.

Summary.

a. Principle on which the mechanism is based.

If a wing is provided with a number of flaps on the upper surface, these flaps lying flat on this surface or being drawn into the wing during normal flight, moving of the flaps so that they become exposed to the wind will disturb the flow of air around the wing. By erecting small flaps, lying during normal flight in or on the upper surface of the aerofoil, the flow around the wing will be materially disturbed. In consequence the drag will be increased and the lift diminished, thereby increasing the forces which slow down the aeroplane during the landing run. Experiments were made with the purpose of determining whether this „braking effect” is sufficient to warrant the use of some such device on actual aeroplanes. If so, the best arrangement of the flaps was to be found.

b. Description of models.

For the experiments a 1 : 20 scale model of a Fokker F II aeroplane wing was used. Various arrangements of flaps are indicated in fig. 1.

c. Methods of test and calculation.

Wind forces were measured with the Eiffel balance at angles of incidence of $+ 8^\circ$, $+ 12^\circ$ and $+ 16^\circ$. The value of V_L was $3.56 \text{ M}^2/\text{sec.}$ approx. No corrections were applied for influence of the wind channel walls. The length of landing run and speed during this run were calculated for an aeroplane with and without landing device.

d. Results.

Absolute lift and drag coefficients are given in Table I; the increase of C_x and the decrease of C_y at an incidence of $+12^\circ$ are plotted in fig. 2 in % of the coefficient values of the original wing. For the more important models these values are also given in Table II; the change of the lift : drag ratio is given in Table III.

e. Numerical example.

For a special case the landing run was calculated from model data; a landing device similar to that of model 14m gave a reduction of 30 per cent. In fig. 3 the squares of the speeds during the run are plotted. The distance covered by the machine during a glide is reduced by the same percentage as the lift : drag ratio given in Table III.

f. Conclusion.

If a wing is fitted with flaps of dimensions and position similar to model 14m at an angle of incidence of $+12^\circ$ the drag increases with 98 per cent, the lift decreases with 36 per cent. Erecting the flaps at the moment of landing will considerably shorten the landing run. A calculation based on model data shows a reduction of 30 per cent. As the aeroplane slows down sooner, the danger of collisions during the run is lessened.

The distance covered in gliding into the aerodrome also can be shortened. Model data show a possible reduction by 54 per cent.

BERICHT A 51.

Untersuchung einer Vorrichtung zur Verkürzung des Landungsauslaufes und der Ausschwebelänge.

Auszug.

a. Grundlagen der Vorrichtung.

Wenn auf der Saugseite eines Tragflügels einige Klappen angeordnet sind, welche beim normalen Fluge entweder sich an den Flügel anschmiegen oder im Profil eingeschwenkt sind, kann durch Aufsetzen dieser Klappen eine Störung des Luftstromes hervorgerufen werden; zufolge dieser Störung werden Widerstand und Auftrieb vermehrt bzw. verringert. Es wurde untersucht ob die dadurch erzielte Bremswirkung beim Auslauf so gross ist dass eine derartige Vorrichtung in

der Praxis mit Erfolg verwendbar wäre. In diesem Falle war die günstigste Anordnung der Klappen zu bestimmen.

b. Beschreibung der Modelle

Es wurde für die Messungen ein Flügelmodell des Fokker F II Eindeckers im Maszstab 1 : 20 benutzt. Die untersuchten Anordnungen der Klappen sind in der Fig. 1 dargestellt.

c. Beschreibung der Mess- und Rechnungsverfahren.

Die Luftkräfte wurden mit der Eiffel'schen Wage gemessen bei Anstellwinkeln von $+ 8^\circ$, $+ 12^\circ$, $+ 16^\circ$ und einem Kennwert V_l von etwa $3.56 \text{ m}^2/\text{sek}$. Der Einfluss der Kanalwände wurde nicht berücksichtigt. Für einen Fall wurde die Auslaufstrecke sowie die Geschwindigkeit während des Auslaufes für ein Flugzeug mit bzw. ohne Landevorrichtung berechnet.

d. Ergebnisse.

Die absoluten Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte sind gegeben in Zahlentafel I; die Zunahme von C_x und die Abnahme von C_y in Prozente der Beiwerte des ursprünglichen Flügels beim Anstellwinkel $+ 12^\circ$ sind eingetragen in der Abb. 2. Für die wichtigsten Modelle sind diese Daten gleichfalls gegeben in Zahlentafel II, während Zahlentafel III die Aenderung des Verhältnisses Auftrieb : Widerstand zeigt.

e. Zahlenbeispiel.

Für einen bestimmten Fall wurde der Auslauf auf Grund der Modelldaten durchgerechnet. Eine Landevorrichtung gemäss Modell 14m ergab 30 vH. Verkürzung. In Abb. 3 sind die Quadrate der Geschwindigkeit während des Auslaufes dargestellt. Die Verkürzung der Ausschwebestrecke ist prozentual gleich der Abnahme des in Zahlentafel III gegebenen Verhältnisses $C_y : C_x$.

f. Schlussfolgerung.

Eine gemäss Modell 14m mit Klappen ausgerüstete Tragfläche erfährt beim Anstellwinkel $+ 12^\circ$ eine Zunahme des Widerstandes um 98 vH.; der Auftrieb wird um 36 vH. verringert. Aufsetzen der Klappen beim Landen ergibt eine beträchtliche Verkürzung der Auslaufstrecke. Aus einer sich auf Modelldaten stützenden Rechnung wird eine Verkürzung um 30 vH. gefunden. Durch die grössere Verzögerung der Auslaufgeschwindigkeit verringert sich gleichfalls die Gefahr der Zusammenstösse.

Durch die Vorrichtung kann ebenso die zum Ausschweben nötige Strecke verkürzt werden. Aus Modelldaten wurde eine Verkürzung um 54 vH. gefunden.



Onderzoek van een inrichting tot verkorting van den landingsuitloop en de uitzweeflengte van vliegtuigen.

Rapport A 51

Rijksstudiedienst voor de Luchtvaart, Amsterdam.

(Met afbeeldingen.)

Doel van het onderzoek.

Ter verbetering van de tegenwoordige vliegtuigen en ter vergrooting van de veiligheid van het luchtverkeer kan op verschillend gebied naar verbetering gestreefd worden.

Bij het onderstaande onderzoek was de bedoeling een eenvoudige, weinig kostbare en daarbij lichte verandering aan de bestaande vliegtuigen te ontwerpen, waardoor het landen vereenvoudigd en verbeterd wordt.

Zoolang vliegtuigen vóór het tot rust komen na aanraking van den grond een langen weg moeten afleggen, zal een noodlanding gevaar opleveren voor passagiers, lading en het vliegtuig zelf, terwijl de landingsterreinen groote afmetingen moeten hebben.

Hierbij zij opgemerkt, dat bij de beoordeeling van den landingsuitloop rekening moet worden gehouden met de snelheid, waarmee het vliegtuig op den grond komt en met den z.g. glijhoek, d.i. de hoek, waaronder het vliegtuig met afgezette motor in glijvlucht kan dalen.

In het algemeen beschouwt men een vliegtuig als veiliger, naarmate men vanuit een bepaalde hoogte in een grooteren cirkel kan landen. Men heeft dan meer tijd en dus meer gelegenheid een landingsplaats te zoeken en heeft een grootere keus tusschen verschillende terreinen.

De bestuurder moet dan echter zorg dragen dat de horizontale snelheid, waarmee hij op den grond komt, beneden een zekere grens blijft, daar anders de poging om met den staart op den grond te komen, waardoor de invalshoek vergroot wordt, tot gevolg kan hebben, dat het vliegtuig óf weer door de daardoor veroorzaakte grootere hefkraft van de vleugels van den grond opstijgt, óf in elk geval slechts met zeer weinig gewicht op den grond drukt. In de meeste gevallen is dan ook de uitloop van dergelijke vliegtuigen lang.

Door de hieronder beschreven inrichting wordt nu bereikt, dat de eigenschappen van de draagvleugels zoodanig door den bestuurder door een eenvoudige manipulatie kunnen worden gewijzigd, dat hij den glijhoek van zijn vliegtuig kan

veranderen, en, nadat de grond bereikt is, de uitloop aanmerkelijk kan worden verkort.

Dit wordt bereikt doordat de drift van de vleugels, dus de weerstand van de lucht tegen de voortbeweging, zeer aanzienlijk wordt vergroot, terwijl de lift tegelijkertijd kleiner wordt, zoodat de beginsnelheid van den uitloop veel groter kan zijn zonder dat gevaar bestaat voor een hernieuwd opstijgen.

Zoowel voor civiele vliegtuigen, als voor militaire- en race-toestellen kan dit van belang zijn.

Overzicht.

Door het aanbrengen van klappen op het bovenvlak van het draagvlak kunnen de landingsuitloop en uitzweeflengte van een vliegtuig sterk verkort worden. Het rapport bevat de resultaten van een windtunnelonderzoek van deze inrichting en een hierop gebaseerde berekening van de te verwachten verbetering.

1. Grondgedachte, waarop de inrichting berust.

Bij verschillende onderzoekingen is gebleken, dat een kleine verstoring van de strooming over het bovenvlak van een draagvlak onder daarvoor gunstige omstandigheden een grooten invloed kan hebben op de geheele strooming (1). Op de plaats, waar de inleidende verstoring optreedt, worden wervels gevormd, die de onder normale omstandigheden voorkomende wervelvrije strooming van het oppervlak doen loslaten. Deze wervels worden, terwijl zij zich zijdelings uitbreiden, door de strooming langs het draagvlak-oppervlak meegevoerd. Er ontstaat dan plaatselijk een strooming, die gelijk op de bij een draagvlak boven den kritischen hoek optredende. De verandering van den stroomingstoestand heeft in het algemeen tengevolge, dat de lift verminderd en de drift vermeerderd wordt.

Van dit verschijnsel kan gebruik gemaakt worden om den landingsuitloop van een vliegtuig te verkorten. Wordt namelijk gedurende den tijd, dat het vliegtuig na de landing over den grond loopt, een dergelijke verstoring aangebracht, dan zullen de vertragende krachten vergroot worden. De drift werkt direct vertragend, terwijl ook de vermindering van de lift door vergrooting van de kracht op wielen en staartsteun remmend werkt. Ook is het mogelijk door een dergelijke inrichting het uitzweven vóór de landing te beperken, daar

(1) Hiervoor kan verwezen worden naar het rapport A 29: Onderzoek naar den invloed van een uitsnijding in den voorrand van het draagvlak van het Fokker F3-vliegtuig op de aerodynamische eigenschappen, hetwelk binnenkort in *De Ingenieur* zal worden gepubliceerd.

door het kleiner worden der lift-driftverhouding de glijhoek grooter wordt.

Een verstoring, als hier bedoeld, kan verkregen worden door op het bovenvlak van het draagvlak een aantal klappen aan te brengen, welke in normalen vliegtoestand op of in het draagvlak-oppervlak liggen en bij de landing of bij het uitzweven opgezet kunnen worden. Het onderzoek had nu ten doel na te gaan of hiermede een dusdanige remmende werking verkregen kan worden, dat de inrichting praktisch nut op kan leveren, en, zoo dit het geval is, hoe dan de opstelling moet zijn om zonder constructieve bezwaren een zoo gunstig mogelijke werking te verkrijgen.

2. Beschrijving van de modellen.

Als model werd een bestaand model van het draagvlak van het Fokker F-II-vliegtuig (draagvlak model No. 14) gebruikt (2). De schaal van dit model is 1:20; het is uitgevoerd in gepolitoerd mahoniehout. Een tekening van het model is met de hoofdmaten gegeven in fig. 1 (op blz. 1046).

In fig. 1 zijn voorts de verschillende wijzen aangegeven, waarop de klappen op het model geplaatst werden, hierbij wordt iedere toestand door een afzonderlijke modelletter aangegeven. De klappen waren rechthoekjes van 9×20 m.M. van dun koperplaat. Zij komen dus in afmetingen overeen met klappen van 180×400 m.M. voor het vliegtuig op ware grootte. Bij de eerste modellen werden de klappen verbonden door een koperdraad van 1.5 m.M. dikte, die op halve hoogte aan de achterzijde vastgesoldeerd was. Ongeveer 5 m.M. buiten de uiterste klappen werd de draad rechthoekig omgebogen. De uiteinden werden toegespitst en dienden om het geheel op het model vast te prikken. Daar bij het onderzoek bleek, dat deze bevestigingsstaaf een niet te verwaarloozen invloed kan hebben, werden bij de verdere modellen (*h t/m. m*) de klappen ieder afzonderlijk met behulp van een aan de achterzijde gesoldeerde pen vastgezet. Bij alle modellen was het vlak van de klappen loodrecht op het koordvlak van het draagvlak en evenwijdig aan de langsliggers; de onderrand der klappen lag in het bovenvlak van het draagvlak, met uitzondering van het model *j*, waar een spleet van 1 m.M. opengelaten werd.

3. Beschrijving van de metings- en berekeningsmethode.

Het onderzoek werd uitgevoerd in den R. S. L. windtunnel bij een windsnelheid van ongeveer 27.5 M./sec. De gemiddelde

(2) De proeven betreffende de aerodynamische eigenschappen van dit model werden gepubliceerd in Rapport A 19. Verslagen en Verhandelingen van den Rijksstudiedienst voor de Luchtvaart. Deel I, blz. 74.

draagvlakdiepte van het model was 129⁵ m.M., zoodat dus de Vl waarde hier 3.56 M²/sec. is. Voor ieder model werden met de Eiffelsche balans bij invalshoeken van + 8°, + 12° en + 16° de windkrachten gemeten. De keuze van deze invalshoeken geschiedde op grond van de overweging, dat de invalshoek van het vliegtuig, wanneer dit met wielen en staartsteun op den grond staat, ongeveer 12° is, terwijl de hoeken in de omgeving hiervan van belang kunnen zijn voor het uitzweven.

De wijze, waarop deze krachtenmeting de bijbehorende ijking en de meting der windsnelheid uitgevoerd werden, werd reeds vroeger beschreven (3).

Uit de gemeten krachten werden de absolute lift- en driftcoëfficiënten berekend met behulp van de formules:

$$R_y = C_y \frac{\gamma}{g} O V^2.$$

$$R_x = C_x \frac{\gamma}{g} O V^2.$$

Hierin is:

R_y = lift, verticale ontbondene van de windkracht in K.G.

R_x = drift, horizontale ontbondene van de windkracht in K.G.

C_y, C_x = absolute lift-, resp. driftcoëfficiënt.

γ = S.G. van de lucht in K.G./M³.

g = versnelling van de zwaartekracht in M./sec².

O = oppervlak van het draagvlak in M².

V = relatieve windsnelheid in M./sec.

Voor eenige speciale gevallen werd voorts de landingsuitloop en de snelheid gedurende het uitloopen berekend met behulp van de formules (4):

$$l = \frac{1}{2A} \frac{A V_o^2 + B}{B}$$

$$V^2 = -\frac{B}{A} + \left(V_o^2 + \frac{B}{A} \right) e^{-2Ax}$$

Hierin is, behalve de reeds bovengenoemde notaties:

l = lengte van den landingsuitloop in M.

V_o = snelheid op het oogenblik, dat het vliegtuig den grond raakt, de z.g. landingsnelheid in M./sec.

x = door het vliegtuig over den grond afgelegde weg in M. voor het bereiken van de snelheid V (voor $V = 0$ is $x = l$).

$$A = \frac{\gamma}{g} O \frac{C_x - f C_y}{m}$$

$$B = f g.$$

(3) Rapport A 7. Verslagen en verhandelingen van den Rijksstudiedienst voor de Luchtvaart. Deel I, blz. 43.

(4) REYNEKER. Het landen van vliegtuigen. *Het Vliegveld*, Maart 1922, blz. 56.

f = coëfficiënt van de wrijving tusschen de wielen en staartsteun en den grond.

m = massa van het vliegtuig in K.G. sec.²/M.

Bij het gebruiken van deze formules dient op het volgende gelet te worden:

1°. Zij gelden slechts voor constante waarden van C_x en C_y , dus voor constanten invalshoek bij het uitloopen; aangenomen werd hier, dat het vliegtuig bij de landing dadelijk met wielen en staartsteun op den grond staat en dat de invalshoek hierbij 12° is (zie in het begin van dit punt).

2°. De waarde van den wrijvingscoëfficiënt f is onzeker; zij hangt af van de gesteldheid van het landingsterrein en van de verdeeling van de krachten over de wielen en den staartsteun. Als een betrouwbare waarde, welke in overeenstemming was met die, gevonden uit eenige metingen van uitlooptengten, werd hier $f = 0.1$ aangenomen.

3°. Bij de hier uitgevoerde metingen werd het drukmiddelpunt (aangrijpingspunt van de windkrachtresultante) niet bepaald. Dit geeft een onzekerheid in de in het vorige punt genoemde verdeeling van de krachten. Deze werd bij de berekening buiten beschouwing gelaten op grond van de volgende overweging: de uitloop kan in twee deelen verdeeld worden: het eerste met groote, het tweede met kleine snelheid. Gedurende het eerste deel is als remmende kracht de drift overwegend, gedurende het tweede deel echter de wrijving over den grond. In het eerste deel is de lift groot en kan dus de ligging van het drukmiddelpunt een invloed van beteekenis hebben op de krachtenverdeeling op wielen en staartsteun. De remmende kracht van de wrijving is echter klein; een verandering van f als gevolg van een gewijzigde krachtenverdeeling heeft dus weinig invloed. In het tweede deel is de lift klein en wordt de krachtenverdeeling hoofdzakelijk bepaald door de ligging van het zwaartepunt. Een belangrijke verandering van f is hier niet te verwachten.

4°. Bij de berekeningen werd hier gebruik gemaakt van de resultaten, zooals zij door de modelproeven verkregen waren. Er werd geen correctie aangebracht voor een mogelijk aanwezig v -effect, de resultaten der berekening hebben dus alleen vergelijkingswaarde.

De invloed van de vermindering van de lift-driftverhouding kan als volgt beoordeeld worden. Uit de evenwichtsvoorwaarden der op het vliegtuig werkende krachten bij het uitzweven met afgezetten motor volgt, dat de lift-driftverhouding gelijk is aan de cotangens van den glijhoek, dus

$$\alpha = \text{bg cotg. } \frac{C_y}{C_x}$$

De glijhoek α is de hoek, welken de baan van het vliegtuig maakt met een horizontaal vlak. De horizontale projectie y

van de baan, welke het vliegtuig af moet leggen om bij het uitzweven een hoogte h te verliezen, is

$$ij = h \cot g. \alpha = h \frac{C_y}{C_x}$$

Deze lengte is dus evenredig met de lift-driftverhouding.

INVALSHOEK $+ 12^\circ$.

Vermeerdering van de drift-
coëfficiënt in pCt.

Vermindering
van de liftcoëf-
ficient in pCt.

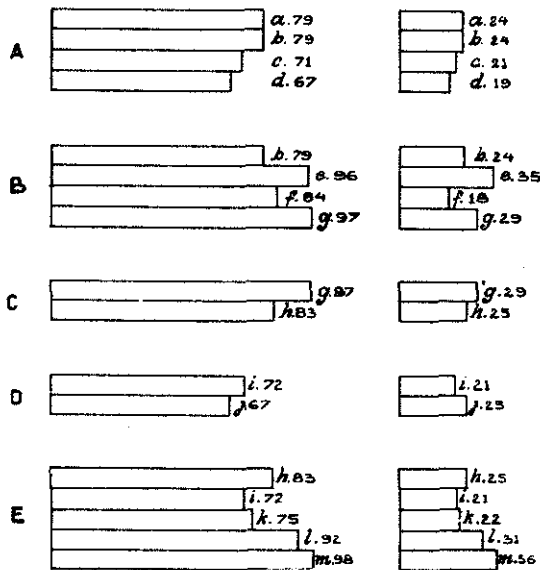


Fig. 2. R. S. L. Amsterdam.

4. Resultaten van het onderzoek.

De waarden van de lift- en driftcoëfficiënten en van de lift-driftverhoudingen zijn in tabel I gegeven. Voor vermindering van den landingsuitloop is, zooals reeds in punt 3 opgemerkt werd, de invalshoek $+ 12^\circ$ het belangrijkste. Deze zal hier dus alleen voor vergelijking der lift- en driftcoëfficiënten gebruikt worden. In fig. 2 zijn de resultaten voor $i = + 12^\circ$ op de volgende wijze voorgesteld. Voor ieder model werd de toename van C_x en de afname van C_y uitgedrukt in pCt. van die van het oorspronkelijke model. De horizontale afmeting der vakjes in de figuur stelt de grootte van deze af- of toename voor, het bijgeschreven getal de getallenwaarde.

In de volgende beschouwing zullen, tenzij anders aangegeven, deze percenten als vergelijkingswaarden gebezigd

worden. In de figuur zijn, voor betere onderlinge vergelijking, de modellen in eenige groepen samengevat (*A t/m E*). Voor de voor praktische uitvoering belangrijkste groep *E* zijn bovendien de getallenwaarden der af- en toenamen in tabel 2 verzameld.

Invloed van den afstand van de klappen tot den voorrand van het draagvlak (Groep *A*, model *a t/m d*).

De afstanden van 10 en 20 m.M. (model *a* en *b*) zijn praktisch gelijkwaardig, bij verdere vergrooting neemt de werking af (model *c* en *d*.) Het model *C* is echter constructief voor het hier bedoelde vliegtuig het best uitvoerbaar, daar hier de klappen boven den voorrand van den voorlangsligger staan. De afname der werking t.o.v. van *a* en *b* (8 pCt. van C_x , 3 pCt. van C_y) weegt niet op tegen de constructieve voordeelen.

Invloed van het aantal en den onderlingen afstand van de plaatjes bij aanwezigheid van een verbindingsstaaf (Groep *B*, model *b, e, f, g*).

Vermeerdering van het aantal klappen (model *e*) geeft, zooals te verwachten was, vergroote werking. Merkwaardiger is daarentegen de invloed van het wegnemen der middelste klappen. Wordt van drie klappen de middelste weggenomen (model *b* $\rightarrow$ model *f*), dan worden lift en drift beide vergroot. Deze vergrooting bedraagt 5 pCt. Wegnemen van de drie middelste klappen van vijf (model *e* $\rightarrow$ model *g*) geeft alleen een vergrooting van de lift (6 pCt), terwijl de drift praktisch onveranderd blijft. Deze resultaten deden een invloed vermoeden van de verbindingsstaaf.

Invloed van de verbindingsstaaf (Groep *C*, model *g* en *h*).

Deze modellen verschilden alleen in het ontbreken van de verbindingsstaaf. Het wegnemen van deze (model *h*) geeft 14 pCt. vermindering van de drift en 4 pCt. vermeerdering van de lift. Daar de verbindingsstaaf bij de ware grootte uitvoering niet voor zal komen, werd zij bij de volgende modellen (*h t/m m*) weggelaten. Vergelijkt men het model *h* met model *b*, dan blijkt, dat de werking van twee ver uit elkaar geplaatste klappen grooter is dan van drie dicht bij elkaar geplaatste. Dit wijst er op, dat de invloed van een klap zich zijdelings uitbreidt en de storingsgebieden in het laatste geval elkaar gedeeltelijk overdekken. Bij onderzoek van de strooming met een dunnen draad bleek, dat de zijdelingsche begrenzingslijn van het storingsgebied een hoek van 45° (op het oog geschat) maakt met de windrichting.

Invloed van een spleet onder de klap (Groep *D*, model *i, j*).

Om constructieve reden kan het noodig zijn, dat tusschen de klap en het draagvlak-oppervlak een spleet open blijft. Bij een spleetbreedte van 1 m.M. voor het model heeft deze een merkbaren invloed (5 pCt. vermindering van de drift, 4 pCt. vermindering van de lift). Deze invloed is echter niet van dien aard, dat zij een spleet als ontoelaatbaar kenmerkt.

Bepaling van den voor praktische uitvoering meest gunstigen vorm (Groep *E*, model *h, i, k, l, m*).

Voor praktische uitvoering voor het hier beschouwde vliegtuig is het gewenscht de klappen op den voorlangsligger te plaatsen. Dit geeft eenige vermindering van de werking (model $h \rightarrow i$, zie ook groep A). Verder is het gewenscht met zoo weinig mogelijk klappen te kunnen werken en deze zoo dicht mogelijk bijeen te houden. De werking van 2 klappen (model i) werd niet voldoende geoordeeld, het tusschenvoegen van een klap (model k) had weinig uitwerking (vergelijk ook groep B). Het bijvoegen van 2 klappen aan de buitenzijde geeft aanzienlijke verbetering (model 5 l) (driftvermeerdering 17 pCt., liftvermindering 9 pCt.). Verder uit elkaar plaatsen geeft een verdere verbetering (driftvermeerdering 6 pCt., liftvermindering 5 pCt.). Dit laatste model werd, zoowel wat de aerodynamische eigenschappen als de mogelijkheid van constructieve uitvoering voor het beschouwde vliegtuig betreft, als praktisch bruikbaar beschouwd. De reminrichting bestaat hierbij uit 5 klappen van 9×20 m.M. met onderlinge afstanden van 120 m.M. (hart op hart gemeten) op den voorlangsligger. Vergeleken met het oorspronkelijke draagvlak bedraagt bij een invalshoek van 12° de vermeerdering van de drift 98 pCt., de vermindering van de lift 36 pCt.

Invloed op de lift-driftverhouding. De afname van deze verhouding t. o. v. die voor het oorspronkelijke draagvlak werd uitgedrukt in pCt. van deze laatste.

Voor groep E zijn deze waarden voor alle invalshoeken gegeven in tabel III. In deze tabel zijn zoowel de veranderingen van de lift-driftverhouding t. o. v. het oorspronkelijke model voor het draagvlak alleen, als voor een compleet vliegtuig opgenomen. Deze laatsten werden verkregen door rekening te houden met den invloed, welken de romp en verdere onderdeelen van het vliegtuig hebben op de lift- en driftkrachten. Hierbij werd gebruik gemaakt van de reeds vroeger verkregen resultaten met een model van het Fokker F_{II} -vliegtuig (4). De vermindering der lift-driftverhouding neemt af met toenemenden invalshoek; voor het model 14 m bedraagt zij echter bij $i = +16^\circ$ voor het volledige model nog 54 pCt., hetgeen dus volgens het in punt 3 behandelde overeenkomt met een verkorting van de voor uitzweven benodigde lengte met 54 pCt.

5. Getallenvoorbeeld.

De invloed van de landingsinrichting, zooals die uitgevoerd was aan het model m , op de uitlooplengte en de snelheid tijdens het uitloopen werd berekend met behulp van de in punt 3 gegeven formules. Hierbij werd verder gebruik gemaakt van de bij vroegere metingen gevonden resultaten van een model van het F_{II} -vliegtuig (4). Voor de berekening voor het ongewijzigde vliegtuig werden deze resultaten onge-

(4) Zie het in noot 2 vermelde rapport A 19.

wijzigd overgenomen, terwijl voor het vliegtuig met landingsinrichting een correctie aangebracht werd, overeenkomende met het verschil in eigenschappen tusschen de draagvlakmodellen 14 en 14 m. Als verdere gegevens voor de berekening werden aangenomen: gewicht van het vliegtuig $G = 2000$ K.G. draagvlakoppervlak $O = 42$ M², wrijvingcoëfficiënt $f = 0.1$, landingsnelheid $V_0 = 22.6$ M./sec. De landingsuitloop voor het ongewijzigde vliegtuig bedraagt 234 M., die voor het vliegtuig met landingsinrichting 164 M., zoodat hierdoor een verkorting van 30 pCt. verkregen wordt.

De snelheid tijdens het uitloopen is van belang, wanneer er gevaar bestaat op een botsing, zooals bij een noodlanding op beperkt terrein. Hierbij komt het aan op de kinetische

VERGELIJKING VAN DE BEWEGINGSENERGIE TIJDENS HET UITLOOPEN.

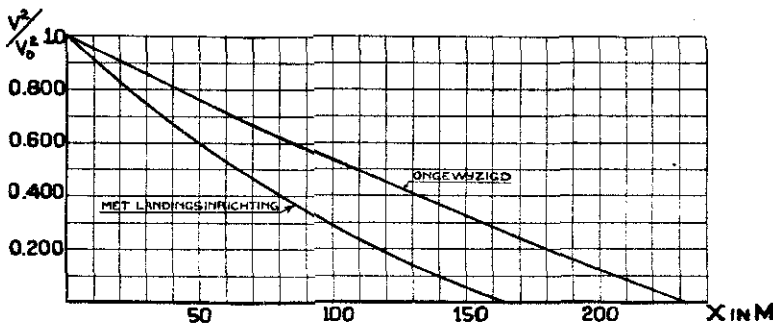


Fig. 3.

R. S. L. Amsterdam

energie, welke het vliegtuig nog bezit nadat het een zekeren afstand over den grond afgelegd heeft. Om deze reden zijn de snelheden niet als zoodanig, doch de kwadraten van deze, gedeeld door V_0^2 in fig. 3 uitgezet als functie van den afgelegden weg x . Uit deze figuur blijkt, dat het vliegtuig met landingsinrichting de helft van zijn kinetische energie verloren heeft na 65 M., het ongewijzigde eerst na 108 M. Voor 75 pCt. der kinetische energie zijn deze waarden resp. 108 en 168 M.

6. Conclusie.

Door het aanbrengen van klappen op het draagvlak, waarvan de afmetingen en plaatsing overeenkomen met die op het model 14 m, wordt de drift van het draagvlak bij een invalshoek van 12° met 98 pCt. vermeerderd, de lift met 36 pCt. verminderd.

Worden deze klappen gebruikt als landingsinrichting, d. w. z. worden zij bij normaal vliegen in of op het draagvlakoppervlak gelegd en zoodra het vliegtuig den grond raakt opgezet, dan kan hierdoor een aanzienlijke verkorting van den landingsuitloop verkregen worden. Uit modelgegevens berekend werd een verkorting van 30 pCt. gevonden. Door

de grootere snelheidsvermindering wordt tevens het gevaar bij botsingen tijdens het uitloopen verminderd.

Door deze inrichting wordt tevens de voor het uitzweven benodigde lengte verminderd. Uit de modelgegevens werd hiervoor een vermindering van 54 pCt. gevonden.

Afgesloten November 1922.

TABEL I.

No. Model	$i = + 8^\circ$			$i = + 12^\circ$			$i = + 16^\circ$		
	C_x	C_y	C_y/C_x	C_x	C_y	C_y/C_x	C_x	C_y	C_y/C_x
14	0.042	0.592	14.05	0.060 ⁵	0.692	11.41	0.086 ⁵	0.726 ⁵	8.38
14a	0.080 ⁵	0.442 ⁵	5.49	0.108	0.527	4.87	0.137	0.598 ⁵	4.36
14b	0.082	0.421 ⁵	5.16	0.108	0.525 ⁵	4.87	0.137 ⁵	0.603	4.39
14c	0.080 ⁵	0.445 ⁵	5.56	0.103 ⁵	0.548	5.29	0.131 ⁵	0.620 ⁵	4.72
14d	0.076 ⁵	0.458	5.98	0.101	0.559	5.53	0.128	0.642	5.03
14e	0.094	0.368	3.92	0.118 ⁵	0.451 ⁵	3.81	0.148 ⁵	0.521 ⁵	3.52
14f	0.084 ⁵	0.464	5.48	0.111	0.565 ⁵	5.11	0.134 ⁵	0.622 ⁵	4.63
14g	0.093 ⁵	0.403 ⁵	4.32	0.119	0.490 ⁵	4.12	0.143 ⁵	0.568	3.86
14h	0.085 ⁵	0.422 ⁵	4.97	0.110 ⁵	0.519 ⁵	4.69	0.131	0.597 ⁵	4.57
14i	0.078 ⁵	0.446 ⁵	5.68	0.104	0.544 ⁵	5.23	0.130 ⁵	0.609 ⁵	4.67
14j	0.078 ⁵	0.419	5.33	0.101	0.520 ⁵	5.16	0.127 ⁵	0.610 ⁵	4.79
14k	0.082 ⁵	0.437	5.32	0.106	0.542	5.11	0.136 ⁵	0.582 ⁵	4.28
14l	0.090 ⁵	0.402 ⁵	4.45	0.116	0.477	4.12	0.143 ⁵	0.535 ⁵	3.74
14m	0.094 ⁵	0.376 ⁵	3.98	0.119 ⁵	0.445	3.71	0.147	0.491 ⁵	3.35

TABEL II.

Model No.	$i = + 12^\circ$	
	toename van C_x in pCt.	afname van C_y in pCt.
	voor het draagvlak alleen.	
14	0	0
14h	83	25
14i	72	21
14k	75	22
14l	92	31
14m	98	36

TABEL III.

Model No.	Afname van C_y / C_x in pCt.					
	draagvlak alleen			compleet vliegtuig		
	$i = + 8^\circ$	$i = + 12^\circ$	$i = + 16^\circ$	$i = + 8^\circ$	$i = + 12^\circ$	$i = + 16^\circ$
14	0	0	0	0	0	0
14h	65	59	45	59	52	39
14i	60	54	44	53	48	38
14k	62	55	49	56	49	42
14l	68	64	55	62	58	49
14m	72	68	60	66	62	54

OVERZICHT VAN DE WIJZEN, WAAROP DE KLAPPEN OP DE VERSCHILLENDE MODELLEN GEPLAATST WERDEN.

DRAAGVLAKMODEL N^o 14.

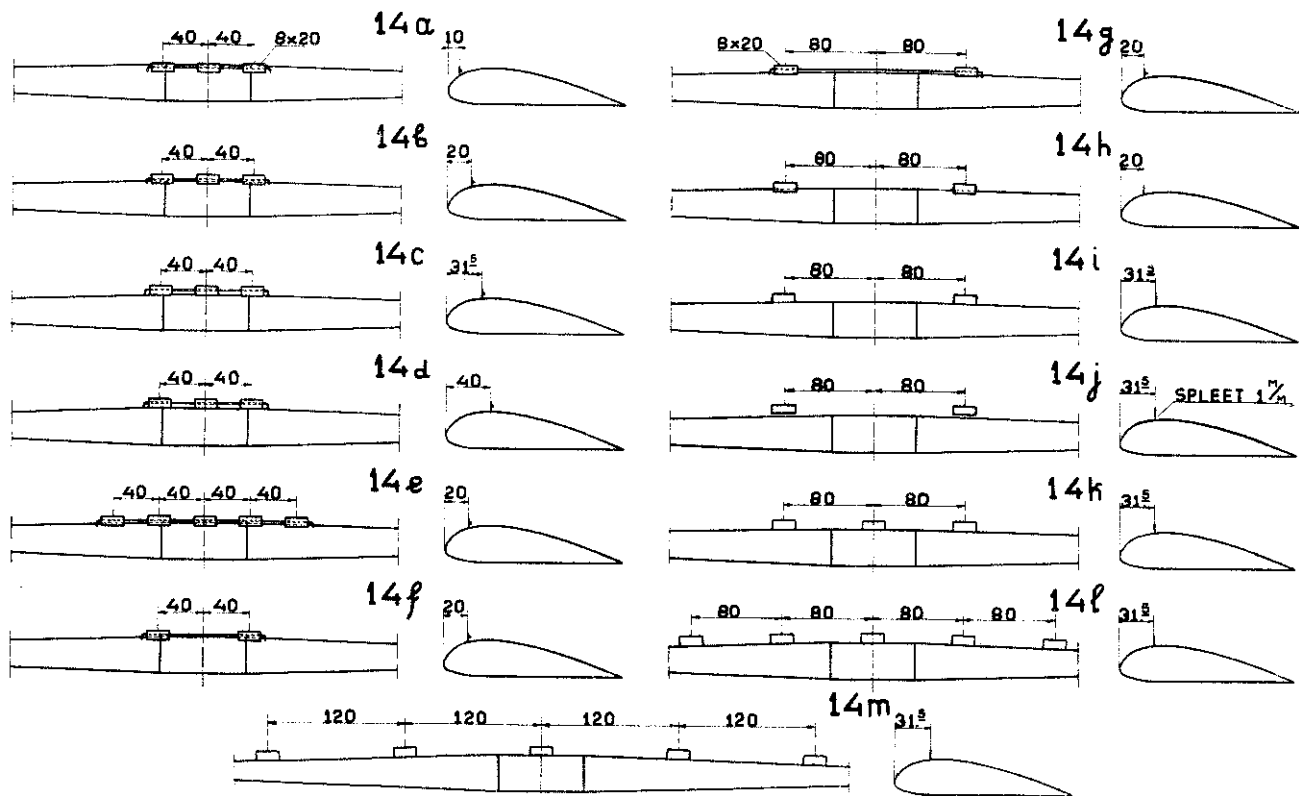
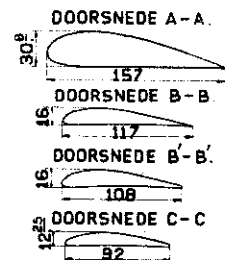
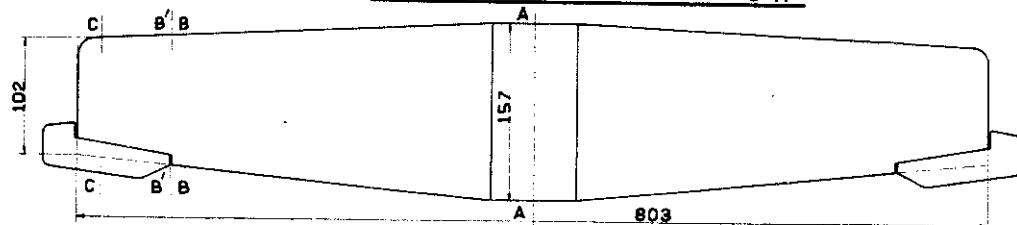


FIG. 1.

Onderzoek naar den invloed van een uitsnij-
ding in den voorrand van het draagvlak
van het Fokker F III-vliegtuig op de
aerodynamische eigenschappen.

Rapport A 29.



RAPPORT A 29.

Onderzoek naar den invloed van een uitsnijding in den voorrand van het draagvlak van het Fokker F III-vliegtuig op de aerodynamische eigenschappen.

Uittreksel.

a. Doel van het onderzoek.

Een vliegtuigmodel, bestaande uit een dik draagvlak en een model van den romp van het F III-vliegtuig, werd onderzocht om na te gaan, welken invloed een uitsnijding in het midden van den voorrand van het draagvlak heeft op de aerodynamische eigenschappen.

b. Wijze van onderzoek.

De lift- en drijfkrachten werden gemeten met verschillende uitsnijdingen. De breedte van de uitsnijdingen was 10 pCt. van de draagvlakbreedte, voor den vorm zie fig. 2. Voor verschillende andere uitsnijdingen (zie fig. 3) werd de drukverdeling op het bovenvlak van den romp achter het draagvlak bepaald. De waarde van V_l (windsnelheid $\times$ gemiddelde draagvlakdiepte) was bij de eerste meting $2.27 \text{ M}^2/\text{sec}$, bij de tweede $2.21 \text{ M}^2/\text{sec}$.

c. Resultaten.

De absolute lift- en drijfcoëfficiënten zijn gegeven in Tabel I en fig. 4; de drukverdelingen in Tabel II en fig. 5 (No. 5 g is het model zonder uitsnijding). Correcties voor invloed van de tunnelwanden werden niet aangebracht.

Uit de resultaten der krachtenmeting werd het benodigd vermogen voor het vliegtuig berekend (draagvlakoppervlak 42 M^2) (Tabel III). Op den drijfcoëfficiënt werd een correctie aangebracht voor de aan het model ontbrekende deelen. Als gevolg van benaderende aannamen bij de berekening geven de getallen slechts vergelijkingswaarden. Vergrooting van de uitsnijding geeft een toename van het benodigd vermogen, die met den invalshoek toeneemt. Voor den ongunstigsten vorm (model 5e) bedraagt deze toename (vergeleken met model 5a)

bij een snelheid van 120 K.M./uur en gewichten van 1200, 1600 en 2000 K.G. achtereenvolgens 26, 46 en 71 pCt. en bij een gewicht van 1600 K.G. en snelheden van 140, 120 en 100 K.M./uur achtereenvolgens 25, 46 en 81 pCt.

d. Conclusie.

Bij het aanbrengen van een uitsnijding als hier bedoeld moet getracht worden deze zoo klein mogelijk te houden in verband met den nadeeligen invloed, welken zij kan hebben op de aerodynamische eigenschappen. Uit de berekeningen blijkt, dat de ongunstigste uitsnijding, welke bij het onderzoek voorkwam, een vermeerdering van het benodigd vermogen kan geven, welke tot 81 pCt. bedraagt.

BERICHT A 29.

Untersuchung über die Beeinflussung der aerodynamischen Eigenschaften eines Fokker F III Eindeckers durch einen Ausschnitt im Vorderrande des Flügels.

Zusammenfassung.

a. Zweck der Untersuchung.

Ein Flugzeugmodell bestehend aus einem dicken Flügel und einem Rumpfmodell des F III Flugzeugs wurde im Windkanal untersucht um den Einfluss eines Ausschnittes in der Mitte des Flügelvorderrandes auf die aerodynamischen Eigenschaften zu bestimmen.

b. Versuchsmethode.

Die Auftriebs- und Widerstandskräfte wurden für mehrere Ausschnitte gemessen. Die Breite der Ausschnitte war 10 vH. der Spannweite; für die Form siehe Fig. 2. Für verschiedene andere Ausschnitte (siehe Fig. 3) wurde die Druckverteilung auf der oberen Rumpfseite hinter dem Flügel bestimmt. Der Kennwert V_l (Windgeschwindigkeit $\times$ mittlere Flügeltiefe) betrug bei der ersten Messung $2.27 \text{ m}^2/\text{sek}$, bei der zweiten $2.21 \text{ m}^2/\text{sek}$.

c. *Ergebnisse.*

Die absolute Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte sind gegeben in Zahlentafel I und Abb. 4, die Druckverteilungen in Zahlentafel II und Abb. 5 (Nr. 5 *g* ist das Modell ohne Ausschnitt). Korrekturen für den Einfluss der Kanalwände wurden nicht angebracht. Auf Grund der Messungsergebnisse wurde die zum Horizontalflug notwendige PSzahl für das Flugzeug in wahrer Grösse (Tragfläche 42 m².) berechnet (siehe Zahlentafel III). Die Widerstandsbeiwerte erfuhren eine Berichtigung für die beim Modell fehlenden Teile. Zufolge der bei der Rechnung gemachten Annahmen geben die Zahlen nur Vergleichswerte. Vergrösserung des Ausschnittes gibt eine Zunahme der nötigen PSzahl, die mit dem Anstellwinkel wächst. Für die ungünstigste Form (Modell 5e) beträgt die Zunahme im Vergleich mit Modell 5a bei einer Geschwindigkeit von 120 km/st und Gewichte von 1200, 1600 und 2000 kg. 26, 46 und 71 vH. Bei einem Gewicht von 1600 kg. und Geschwindigkeiten von 140, 120 und 100 km/st beträgt die Zunahme 25, 46 und 81 vH.

d. *Schlussfolgerung.*

Beim Anbringen eines Ausschnittes soll dieser möglichst klein gehalten werden wegen der sonst auftretenden Verschlechterung der aerodynamischen Eigenschaften. Die Rechnung zeigt, dass von den untersuchten Ausschnitten der ungünstigste eine Zunahme der nötigen PSzahl bis 81 vH. bedingt.

RAPPORT A 29.

Expériences sur l'influence d'une échancrure dans le bord d'attaque de l'aile de l'avion Fokker F III sur les caractéristiques aérodynamiques.

Résumé.

a. *But de l'étude.*

Un modèle d'avion, combinaison d'une aile épaisse et un modèle du fuselage de l'avion F III, fut étudié afin de voir quelle est l'influence d'une échancrure dans la partie médiane du bord d'attaque de l'aile sur les caractéristiques aérodynamiques.

b. Méthode d'expérience.

On a déterminé la poussée et la traînée pour plusieurs formes d'échancrure. La largeur des échancrures était 10 p. 100 de l'envergure; les formes sont indiquées dans la fig. 2. Pour plusieurs autres formes d'échancrure (fig. 3) la distribution des pressions sur la face supérieure du fuselage en arrière de l'aile fut déterminée. La valeur de V (vitesse de l'air $\times$ corde moyenne) était 2.27 m²/sec. pour la première série d'expériences et 2.21 m²/sec. pour la seconde.

c. Résultats.

Les coefficients absolus de portance et de traînée sont donnés dans le Tableau I et la figure 4, la distribution des pressions dans le Tableau II et la fig. 5, (le no. 5 *g* est le modèle sans échancrure). On n'a pas appliqué des corrections pour l'influence des parois du tunnel.

Des calculs basés sur les résultats des expériences donnent la puissance nécessaire au vol horizontal d'un appareil en vraie grandeur (aile de 42 m²). Pour les résultats de ces calculs voir le Tableau III. Les coefficients de traînée sont majorés d'une quantité constante pour tenir compte de la résistance parasitaire des parties qui ne sont pas représentées dans le modèle. En vue des suppositions sur lesquelles est basé le calcul, les résultats doivent être regardés comme des valeurs de comparaison. L'agrandissement de l'échancrure donne une augmentation de la puissance nécessaire croissant avec l'incidence. Pour la forme la plus défavorable (modèle no. 5e) cette augmentation, comparé avec le modèle 5a est de 26, 46 et 71 p. 100 pour une vitesse de 120 Km./h. et des poids de 1200, 1600 et 2000 Kgs. Pour un poids de 1600 Kgs. et des vitesses de 140, 120 et 100 Km./h. l'augmentation est de 25, 46 et 81 p. 100.

d. Conclusion.

Comme les échancrures ont une influence nuisible sur les qualités aérodynamiques de l'avion, le constructeur doit tâcher de les faire aussi petites que possible. Le calcul montre que l'échancrure la plus nuisible parmi les formes étudiées exige une augmentation de la puissance nécessaire qui va jusqu'à 81 p. 100.

REPORT A 29.**Experiments on the influence on the aerodynamic properties of cutting away part of the leading edge of a Fokker F III wing.****S u m m a r y.***a. Purpose of the experiments.*

An aeroplane model consisting of a thick wing and a Fokker F III fuselage was tested to obtain data on the influence of a cut-out in the middle part of the leading edge.

b. Method of testing.

Lift and drag forces were measured for several cut-outs. The breadth of the cut-out was always 10 per cent of the span; for the form see fig. 2. For several other forms (see fig. 3) the pressure distribution on the upper surface of the fuselage was measured. The value of V (wind speed $\times$ mean chord) was $2.27 \text{ M}^2/\text{sec.}$ for the first series and $2.21 \text{ M}^2/\text{sec.}$ for the second series.

c. Results.

Absolute lift and drag coefficients are given in Table I and fig. 4, the pressure distributions are shown in Table II and fig. 5 (Nr. 5g is the model without cut-out). Corrections for the influence of the channel walls are not made.

From the results the power necessary for an aeroplane with a wing of 42 sq. metres was calculated. The drag coefficient was corrected for the parts missing on the model. As approximate assumptions were used for this calculation, the results given in Table III have only comparative value. Enlargement of the cut-out gives an increase of the necessary horse power progressing with the angle of incidence. In the worst case (model 5e) the increase (in relation to model 5a) for a speed of 120 K.M. p. hour and weights of 1200, 1600 and 2000 Kgms. is 26, 46 and 71 %. For a weight of 1600 Kgms. and speeds of 140, 120 and 100 K.M. p. hour the increase is resp. 25, 46 and 81 per cent.

d. Conclusion.

It is necessary to make the cut-out as small as possible on account of the detrimental influence on the aerodynamic properties of the aeroplane. Calculations show that of the cut-outs investigated the worst gives an increase of necessary power up to 81 per cent.

Onderzoek naar den invloed van een uitsnijding in den voorrand van het draagvlak van het Fokker F III-vliegtuig op de aero- dynamische eigenschappen.

Rapport A 29

Rijksstudiedienst voor de Luchtvaart, Amsterdam.

(Met afbeeldingen.)

Overzicht.

De invloed van een uitsnijding in den voorrand van het draagvlak op de aerodynamische eigenschappen werd aan een model onderzocht voor verschillende vormen van de uitsnijding. De invloed hiervan op het benodigd vermogen, welke zeer aanzienlijk kan zijn, wordt met een getallenvoorbeeld toegelicht.

1. Doel van het onderzoek.

In het Fokker F III-vliegtuig was het door de opstelling van den motor noodzakelijk den bestuurder zoodanig te plaatsen, dat hij met het hoofd en het bovendee van den

VOORSTE DEEL VAN HET FOKKER F III-VLIEGTUIG MET
WEGGENOMEN MOTORKAP.

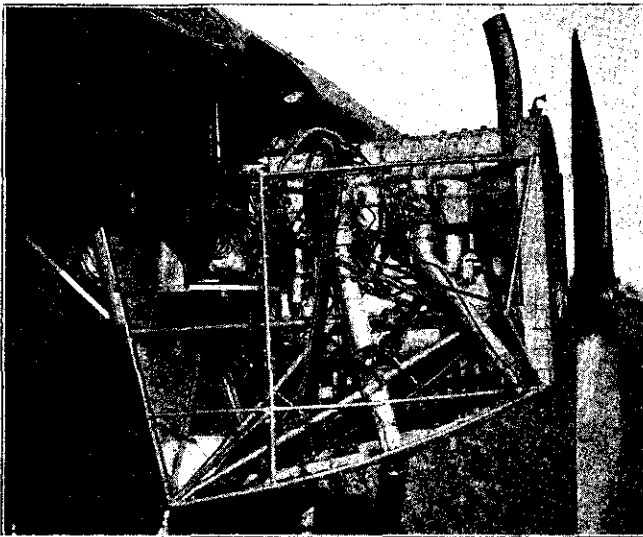


FIG. 1.

R. S. L. Amsterdam.

romp in het voorste gedeelte van het draagvlak kwam. Om uitzicht te krijgen was het dus noodig een gedeelte van de draagvlak-bekleding ter plaatse weg te nemen. Een foto van het voorste gedeelte van het vliegtuig, waaruit de vorm van de bestaande uitsnijding blijkt, is in fig. 1 gegeven. Voor deze foto werd echter tevens, om de plaats van den bestuurder beter te doen uitkomen, het rechter deel van de motorkap weggenomen. Voor een verdere beschrijving van het vliegtuig kan verwezen worden naar de bestaande tijdschriftliteratuur (1).

Het in het hier volgende rapport beschreven onderzoek had ten doel na te gaan hoe groot een dergelijke uitsnijding gemaakt kan worden zonder de aerodynamische eigenschappen van het vliegtuig te ongunstig te beïnvloeden.

Een gedeelte van de resultaten van het onderzoek werd reeds vroeger gepubliceerd (2).

2. Beschrijving van het gebruikte model.

Voor het onderzoek werd het vliegtuigmodel No. 5, samengesteld uit een bestaand model van een dik draagvlak, dat in hoofdvorm overeenkwam met dat van het F III-vliegtuig, en een op dezelfde schaal (ong. 1 : 30) uitgevoerd model van den romp van dit vliegtuig in den oorspronkelijken vorm. Landingsgestel, schroef, stabilisatie- en stuurvlakken werden weggelaten, daar zij voor dit onderzoek van geen belang waren. Een teekening van het model is met eenige hoofdmaten gegeven in fig. 2 (A t.m. C) (3). Draagvlak en romp waren beide uitgevoerd in mahoniehout, het eerste gepolitoerd, de tweede gevernist.

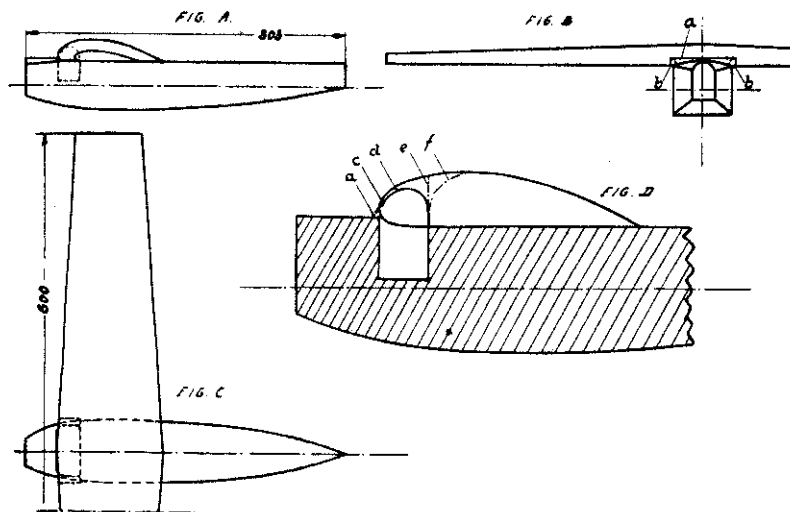
In het voorste gedeelte van het draagvlak werd een uitsnijding gemaakt, welke 60 m.M. (= 10 pCt. van de draagvlak-breedte) breed was en zich aan weerszijden tot ongeveer 3 m.M. buiten den romp uitstrekte. Een doorsnede over het voorste gedeelte van het model, waarin de vorm van de uitsnijding te zien is, is gegeven in fig. 2 D. Aan het model werden achtereenvolgens wijzigingen aangebracht, waarbij de breedte van de uitsnijding onveranderd bleef (behalve in het model 5 b, zie onder), de doorsnede van deze werd echter veranderd. Model No. 5 is het oorspronkelijke model zonder

(1) Zie o. m. *Het Vliegveld* 7 Mei 1921, blz. 138. *Flight* May 26, 1921, p. 355. *Illustrierte Flugwoche* 6 Juli 1921, S. 271.

(2) Zij werden vermeld door dr. ir. E. B. WOLFF in zijn voordracht voor de Afd. voor Werktuig- en Scheepsbouw van het Kon. Inst. v. Ing. als inleiding voor het bezoek aan de R. S. L. (*De Ingenieur* van 24 December 1922, No. 52) en als mededeeling ingezonden op het «Premier Congrès International de la Navigation Aérienne» Rapports, Tome II, p. 33).

(3) Een nauwkeurige opmeting van het model zal gepubliceerd worden in het in voorbereiding zijnde rapport A 33 «Onderzoek van de drukverdeling op den romp van een vliegtuigmodel».

Vliegtuigmodel No. 5.



R. S. L. Amsterdam.

FIG. 2.

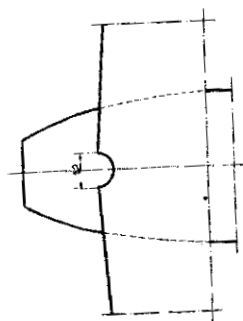
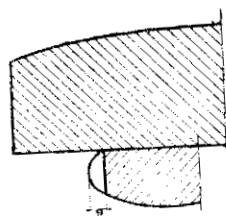
voorruit, No. 5 a is hetzelfde, doch met een voorruit uit dun koperplaat over de geheele breedte van den romp en van boven aansluitend aan den rand van de uitsnijding. Bij het model 5 b werden de zijdelings buiten de voorruit uitstekende gedeelten der uitsnijding met parafine opgevuld, zoo dat het draagvlak ter plaatse een meer normalen profielvorm kreeg. Bij de volgende modellen van deze serie (5 c t/m. 5 f) werd deze opvulling weder verwijderd, de voorruit bleef echter op haar plaats en onveranderd van vorm, stand en hoogte. Deze modellen werden verkregen door telkens een gedeelte van het draagvlak boven de bestuurdersplaats weg te nemen (fig. 2 D) over de geheele breedte der oorspronkelijke uitsnijding. Voor praktische uitvoering kan bij het bestaande vliegtuig niet verder gegaan worden dan het model 5 e, daar hierbij de geheele draagvlakbekleding tot aan het voorvlak van den voorlangsligger weggenomen is. Het model 5 f heeft dus in dit geval slechts theoretische waarde.

Het vliegtuigmodel No. 5 werd later ingericht voor meting van de drukverdeeling op den romp (4). Hierbij kon een aantal gaatjes, gelegen in het midden van het bovenvlak van den romp en zich uitstrekkende vanaf den achterrاند van het draagvlak tot aan den achterrاند van den romp, stuk voor stuk verbonden worden met een micromanometer. De onderlinge afstand van deze gaatjes bedroeg 10 m.M.

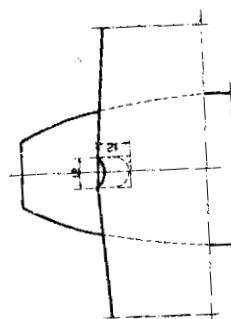
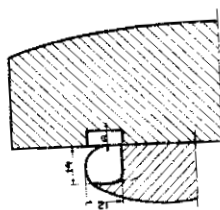
(4) Voor beschrijving hiervan kan verwezen worden naar het reeds bovengenoemde rapport A 33.

VLIEGTUIG MODEL No. 5.

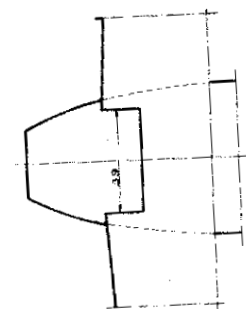
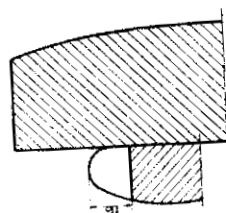
No. 5k.



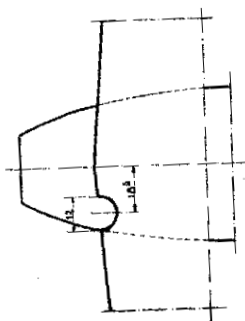
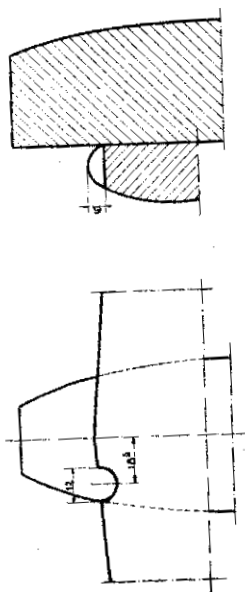
No. 5l.



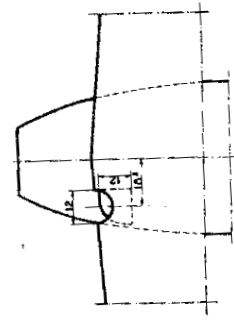
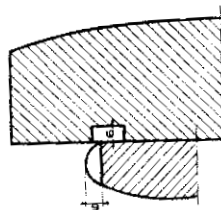
No. 5m.



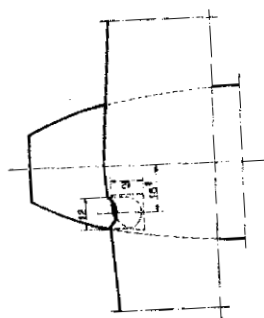
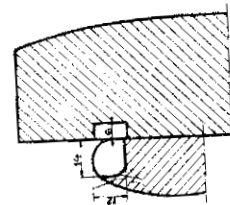
No. 5h.



No. 5i.



No. 5j.



R. S. L. Amsterdam.

FIG. 3.

Daar bij deze metingen kleine onregelmatigheden van het oppervlak belangrijken invloed kunnen hebben op de resultaten werd voor dit onderzoek ook de romp gepolitoerd. Het draagvlak werd in het voorste gedeelte, waar vroeger de uitsnijdingen gemaakt waren, met parafine tot het oorspronkelijke draagvlakprofiel bijgewerkt en daarna werden hierin weder verschillende uitsnijdingen gemaakt. Hierdoor werden de modellen 5 g t/m. 5 m verkregen, waarvoor de uitsnijdingen in fig. 3 gegeven zijn. Het model 5 g, dat geen uitsnijding had, is in deze figuur niet aangegeven. Geen dezer modellen had een voorruit.

3. Meetmethode en uitwerking der verkregen resultaten.

Het onderzoek werd uitgevoerd in de R.S.L. windtunnel. Voor de modellen 5, 5a t/m. 5f werden de lift- en drijftkracht gemeten bij een windsnelheid van ongeveer 28 M./sec. en voor invalshoeken van -9° tot $+6^\circ$. De gemiddelde draagvlakdiepte is 81 m.M., de waarde van V_l dus 2.27 M²/sec. De uitvoering der metingen en de bewerking der verkregen resultaten geschiedde op de reeds vroeger beschreven wijze (5).

Uit de berekende krachten werden de absolute lift- en drijfcoëfficiënten bepaald met behulp van de formules:

$$R_y = C_y \frac{\gamma}{g} O V^2$$

$$R_x = C_x \frac{\gamma}{g} O V^2$$

waarin

R_y, R_x = verticale, resp. horizontale ontbondene van de windkracht in K.G.;

C_y, C_x = absolute lift-, resp. drijfcoëfficiënt (dimensieloos);

$\frac{\gamma}{g}$ = specifieke massa van de lucht in K.G. sec.²/M⁴;

O = oppervlak van het draagvlak in M²;

V = relatieve windsnelheid in M./sec.

Voor de modellen 5g t/m. 5m werd de drukverdeling op het bovenvlak van den romp achter het draagvlak gemeten bij een windsnelheid van ongeveer 26 M./sec. en een invalshoek van 0° . De waarde van V_l was hier 2.11 M²/sec. De meetmethode, welke hierbij toegepast werd, zal beschreven worden in het rapport A 33 (zie boven). Op de gemeten drukken werd een correctie aangebracht om het verschil te verkrijgen tusschen den druk op het oppervlak van den romp

(5) Zie hiervoor rapport A 7. Verslagen en verhandelingen van den Rijksstudiedienst voor de Luchtvaart. Deel I, blz. 43.

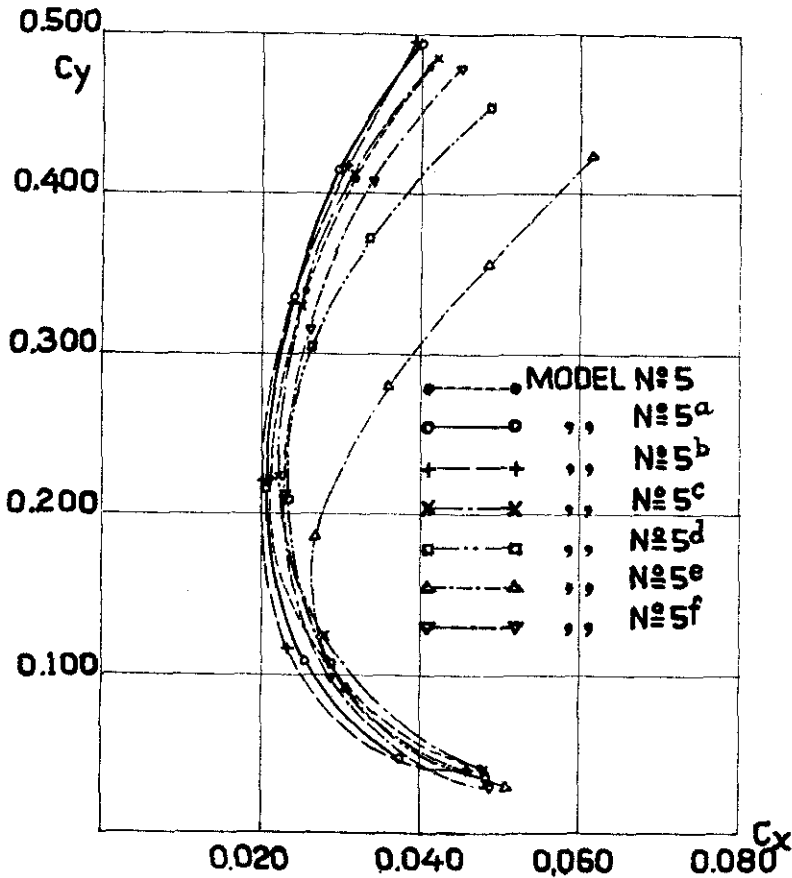
en den statischen druk der ongestoorde strooming. Deze drukverschillen werden uitgedrukt in percenten van den stuwdruk

$$P = \frac{1}{2} \frac{\gamma}{g} v^2.$$

4. Resultaten van de krachtenmeting.

De verkregen waarden der lift- en driftcoëfficiënten zijn in tabel I gegeven en in fig. 4 in een polaire grafiek uitgezet.

LIFT EN DRIFTCOËFFICIËNTEN.



R. S. L. Amsterdam.

FIG. 4.

Bij de beoordeeling van deze resultaten dient er op gelet te worden, dat het onderzochte model geen compleet vliegtuig voorstelt, doch verschillende onderdeelen, welke hoofdzakelijk drift veroorzaken, ontbreken. De gevonden waarden der

driftcoëfficiënten zullen dus kleiner zijn dan voor het complete vliegtuig, terwijl de verschillen relatief te groot zijn. Ter betere beoordeeling van deze verschillen kan het volgende opgemerkt worden. Voor een compleet vliegtuigmodel, dat sterke overeenkomst vertoonde met het hier onderzochte (vliegtuigmodel No. 1c, een model van het Fokker F II-vliegtuig met gewijzigden neus van den romp) werd voor C_x een minimumwaarde van 0.028⁵ gevonden (6). Tevens werd hierbij aangetoond dat de schadelijke weerstand over het gebied, dat voor het vliegen het meest van belang is, nagenoeg constant is. Voor het model 5a werd een minimum C_x van 0.020⁵ gevonden. Een benadering der driftcoëfficiënten voor een compleet model kan hier verkregen worden door bij de gemeten waarden 0.008 op te tellen, hetgeen ook voor het getallenvoorbeeld in punt 6 geschied is. Tabel I en fig. 4 geven echter de bij de metingen gevonden waarden.

Invloed van de aanwezigheid van de voorruit en van opvulling der open hoeken (Modellen 5, 5a en 5b).

De aanwezigheid van de voorruit heeft over het geheele gebied een meetbaren invloed, welke zeer gering is bij $C_y = 0.200$, echter naar boven en naar beneden toeneemt. Het opvullen der open hoeken naast de voorruit heeft slechts geringen invloed.

Invloed van vergrooting der uitsnijding (Modellen 5a, 5c t/m. 5f).

Een vergrooting der uitsnijding met 2 m.M. (model 5c) heeft een vergrooting van den driftcoëfficiënt tengevolge, welke bij hoogere waarden van C_y overeenkomt met die, veroorzaakt door het wegnemen van de voorruit, bij lagere waarden van C_y groter is.

Verdere uitsnijdingen (modellen 5d en 5e) geven belangrijke vermindering van den liftcoëfficiënt en vermeerdering van den driftcoëfficiënt. Vergelijking van het model met de ongunstigste uitsnijding (5e) met 5a geeft het volgende: bij gelijke invalshoeken een ongeveer constante afname van 15 pCt. van den liftcoëfficiënt tusschen -6° en $+6^\circ$ en een toename van den driftcoëfficiënt stijgend van 22 pCt bij -6° tot 54 pCt. bij $+6^\circ$. Bij gelijke C_y -waarden voor beide modellen stijgt de drifttoename van 12 pCt. bij $C_y = 0.100$ tot 103 pCt. bij $C_y = 0.400$.

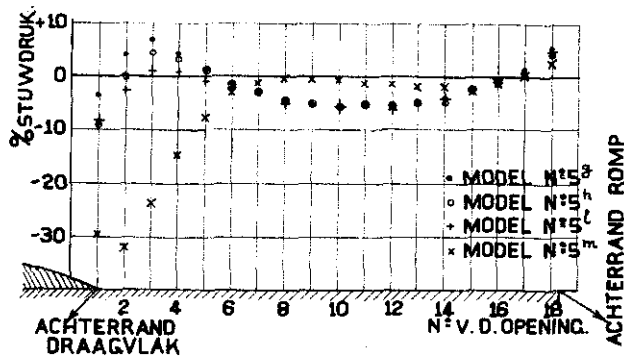
Wordt aan de uitsnijding een zoodanige vorm gegeven, dat het middengedeelte een draagvlakprofiel krijgt (model 5f), dan worden hiermede betere waarden verkregen, die echter toch nog belangrijke afwijkingen in ongunstigen zin vertoonen bij vergelijking met het oorspronkelijke model.

(6) Zie hiervoor Rapport A 19. Verslagen en Verhandelingen van den Rijksstudiedienst voor de Luchtvaart. Deel I, blz. 78.

5. Resultaten van de meting der drukverdeelingen.

De verkregen resultaten zijn gegeven in tabel II en voor de modellen 5*g*, 5*h*, 5*l* en 5*m* uitgezet in fig. 5. De punten voor 5*i*, 5*j* en 5*k* zijn in de figuur weggelaten, omdat zij slechts weinig van die voor 5*l* verschillen. In de figuur is aan de onderzijde het bovenvlak van den romp aangegeven, waaruit de ligging der openingen blijkt. Kleine uitsnijdingen (5*h* t/m. 5*l*) hebben wel eenigen invloed op het gebied onmiddellijk achter het draagvlak, doch het karakter der geheele drukverdeling blijft hetzelfde. Door een groote uitsnij-

DRUKVERDEELING OP HET BOVENVLAK VAN DEN ROMP.



R. S. L. Amsterdam.

FIG. 5.

ding (model 5*m*) wordt de drukverdeling geheel gewijzigd; er blijkt een sterke onderdruk op het gedeelte van den romp, dat onmiddellijk achter het draagvlak gelegen is, te bestaan. Bij onderzoek met een dunnen draad bleek hier een krachtig wervelgebied gelegen te zijn.

In verband met de in punt 4 en 5 gegeven resultaten kan de invloed van de uitsnijding als volgt verklaard worden. Een te groote of ongunstig gevormde uitsnijding in het voorste gedeelte van het draagvlak verstoort de strooming over het bovenvlak op dusdanige wijze, dat zij van het draagvlak loslaat. Hierdoor wordt een wervelgebied gevormd, dat ontstaat op het bovenvlak van het draagvlak of reeds aan den scherpen rand van de uitsnijding en zich tot over het bovenvlak van den romp achter het draagvlak uitstrekt. Door deze verstoring vermindert de waarde van den liftcoëfficiënt als gevolg van het verminderde draagvermogen van het middendeel van het draagvlak. De door de wervels afgevoerde energie veroorzaakt een vergrooting van den driftcoëfficiënt.

6. Getallenvoorbeeld.

Ter betere beoordeeling van den practischen invloed van de uitsnijdingen werd met behulp der bij de krachtenmeting gevonden resultaten het benoodigd vermogen voor verschillend gewicht en snelheid berekend voor een vliegtuig met een draagvlak-oppervlak van 42 M^2 , hetgeen overeenkomt met het Fokker F 3-vliegtuig. Hierbij werd gebruik gemaakt van de formules:

$$G = C_y \frac{\gamma}{g} O V^2.$$

$$75 \gamma P = C_x \frac{\gamma}{g} O V^3.$$

waarin:

G = gewicht van het vliegtuig in K.G.;

γ = nuttig effect van de schroef;

P = benoodigd motorvermogen in P.K.

Voor de verdere notaties kan verwezen worden naar punt 3. Bij de berekening werd uitgegaan van de volgende aannamen:

1°. de waarde der coëfficiënten is dezelfde voor het model en voor de ware grootte vliegtuig;

2°. het nuttig effect van de schroef is constant ($= 0.7$);

3°. de invloed van den schroefstraal wordt verwaarloosd;

4°. de coëfficiënt van den schadelijken weerstand der niet aan het model voorkomende onderdeelen is $C_{xs} = 0.008$ (over deze aanname zie punt 4).

Als gevolg van het gebruik maken van deze aannamen mogen de verkregen resultaten slechts als vergelijkingswaarden beschouwd worden. De resultaten zijn gegeven in tabel III en toonen aan, dat door een grootere uitsnijding belangrijke vermeerdering van het benoodigde vermogen veroorzaakt kan worden.

In het algemeen neemt de vermeerdering van het benoodigd vermogen toe met den invalshoek, dus bij grooter worden van het gewicht en kleiner worden van de snelheid. Zoo bedraagt zij voor het model 5e, vergeleken met het model 5a, bij een snelheid van 120 K.M./uur en gewichten van 1200, 1600 en 2000 K.G, achtereenvolgens 26, 46 en 71 pCt., en bij een gewicht van 1600 K.G. en snelheden van 140, 120 en 100 K.M./uur achtereenvolgens 25, 46 en 81 pCt.

7. Conclusie.

Uit de verkregen resultaten blijkt, dat bij het aanbrengen van een uitsnijding als hier bedoeld, getracht moet worden deze zoo klein mogelijk te houden in verband met den nadeeligen invloed, welken zij kan hebben op de aerodynamische eigenschappen van het vliegtuig. Uit de berekeningen blijkt, dat de ongunstigste uitsnijding, welke bij het onderzoek voorkwam, een vermeerdering van het benoodigd vermogen kan veroorzaken tot 81 pCt.

Afgesloten April 1922.

TABEL I.

Waarde der lift- en driftcoëfficiënten.

 i = invalshoek in graden. V = windsnelheid in M./sec. C_y = abs. liftcoëfficiënt. C_x = abs. driftcoëfficiënt.

Vliegtuigmodel No. 5.

i	V	C_y	C_x	C_y / C_x
— 9°	27.6	0.041	0.0475	0.9
— 6°	27.6	0.1095	0.028	3.9
— 3°	27.6	0.222	0.021	10.4
0°	27.6	0.3405	0.0255	13.4
+ 3°	27.5	0.4105	0.0315	13.0
+ 6°	27.4	0.4805	0.041	11.7

Vliegtuigmodel No. 5a.

i	V	C_y	C_x	C_y / C_x
— 9°	27.8	0.047	0.0375	1.3
— 6°	27.8	0.108	0.0255	4.2
— 3°	27.8	0.2165	0.0205	10.6
0°	27.6	0.3365	0.024	14.1
+ 3°	27.6	0.418	0.0295	14.2
+ 6°	27.6	0.4955	0.040	12.3

Vliegtuigmodel No. 5b.

i	V	C_y	C_x	C_y / C_x
— 9°	27.5	0.0395	0.046	0.9
— 6°	27.5	0.116	0.023	4.9
— 3°	27.5	0.220	0.020	11.1
0°	27.6	0.3315	0.0235	14.1
+ 3°	27.7	0.4175	0.0305	13.7
+ 6°	27.7	0.496	0.039	12.7

Vliegtuigmodel No. 5c.

i	V	C_y	C_x	C_y / C_x
— 9°	27.6	0.0895	0.048	0.8
— 6°	27.6	0.124	0.028	4.5
— 3°	27.6	0.2235	0.022	10.2
0°	27.5	0.3285	0.025	13.1
+ 3°	27.6	0.413	0.0315	13.1
+ 6°	27.6	0.485	0.042	11.5

Vliegtuigmodel No. 5d.

i	V	C_y	C_x	C_y / C_x
-9°	27.3	0.036	0.048 ^b	0.7
-6°	27.4	0.106 ^b	0.029	3.7
-3°	27.4	0.209 ^b	0.023 ^b	8.9
0°	27.4	0.305 ^b	0.026 ^b	11.4
$+3^\circ$	27.5	0.372	0.033 ^b	11.0
$+6^\circ$	27.5	0.454 ^b	0.048 ^b	9.5

Vliegtuigmodel No. 5e.

i	V	C_y	C_x	C_y / C_x
-9°	27.6	0.029 ^b	0.051	0.6
-6°	27.5	0.091 ^b	0.031	2.9
-3°	27.5	0.186	0.027	6.9
0°	27.5	0.280	0.036	7.8
$+3^\circ$	27.6	0.356 ^b	0.048 ^b	7.4
$+6^\circ$	27.6	0.425	0.061 ^b	6.9

Vliegtuigmodel No. 5f.

i	V	C_y	C_x	C_y / C_x
-9°	27.7	0.028 ^b	0.049	0.6
-6°	27.8	0.096 ^b	0.029	3.3
-3°	27.8	0.211 ^b	0.023	9.2
0°	27.8	0.315	0.026	12.1
$+3^\circ$	27.9	0.406 ^b	0.034	11.9
$+6^\circ$	27.8	0.479	0.045	10.7

TABEL II.

Drukverdeling op bovenzvlak romp.

Invalshoek 0°.

Druk in pCl. van den stuwdruk.

No. Gat.	5g	5h	5i	5j	5k	5l	5m
1	- 3.5	- 9.1	- 9.3	- 9.5	- 8.6	- 8.4	- 29.8
2	+ 4.0	- 0.2	+ 0.5	- 0.2	- 3.9 (- 0.7)	- 2.8	- 32.1
3	+ 6.7	+ 4.2	+ 4.0	+ 3.5	+ 3.2	+ 0.9	- 24.0
4	+ 4.2	+ 3.0	+ 3.2	+ 2.8	+ 2.3	+ 0.7	- 14.7
5	+ 1.3	+ 0.9	—	—	—	- 0.9	- 7.7
6	- 1.6	- 1.4	—	—	—	- 2.3	- 3.3
7	- 3.0	—	—	—	—	—	- 1.2
8	- 4.4	- 4.4	- 4.0	- 3.9	- 4.4	- 4.9	- 0.5
9	- 5.1	—	—	—	—	—	- 0.7
10	- 5.5	- 5.3	—	—	—	- 5.6	0.7
11	- 5.1	—	—	—	—	—	- 1.4
12	- 5.4	- 5.8	- 5.6	- 5.1	- 5.1	- 6.1	- 1.6
13	- 4.7	—	—	—	—	—	- 1.9
14	- 3.7	- 4.7	—	—	—	- 3.9	- 1.9
15	- 2.1	- 2.3	—	—	—	—	- 2.6
16	- 0.5	- 1.2	- 0.7	- 0.9	- 1.4	- 0.9	- 0.9
17	+ 1.4	+ 0.5	—	—	—	—	+ 0.2
18	+ 5.1	+ 3.9	—	—	—	+ 4.7	+ 2.1

TABEL III.

Benodigd vermogen voor een vliegtuig, berekend uit
modelgegevens.

Draagvlak oppervlak 42 M².

V in K.M./uur.	G in K.G.	P in P.K. voor model						
		5	5a	5b	5c	5d	5e	5f
100	1200	67	63	63	68	73	100	70
	1600	82	75	78	81	73	136	87
120	1200	108	106	104	112	117	134	115
	1600	112	108	106	113	121	158	117
	2000	125	115	121	125	136	197	132
140	1200	182	176	174	191	194	203	191
	1600	171	168	165	176	185	211	182
	2000	171	168	165	176	188	235	182

V = snelheid in K.M./uur.

G = gewicht in K.G.

P = benodigd vermogen in P.K.

Drijfproeven, verricht met een model van het Fokker F III verkeersvliegtuig.

Rapport V 20.



RAPPORT V 20.

Drijfproeven, verricht met een model van het Fokker F III verkeersvliegtuig.

Uittreksel.

a. Doel der proeven.

De mogelijkheid bestaat, dat te eeniger tijd een verkeersvliegtuig door een motordefect tot neerstrijken op het water gedwongen wordt. Of in dit geval de inzittenden gevaar loopen, hangt af van het drijfvermogen van het toestel, alsmede van den stand, dien het bij het drijven inneemt. Teneinde hieromtrent gegevens te verkrijgen, werden drijfproeven verricht met een model van het op de Nederlandsche luchtlijnen gebruikte vliegtuigtype n.l. den Fokker F III eendekker.

b. Wijze van uitvoering.

Voor de proeven werd van hout en gevernisd papier een vleugelmodel gemaakt op schaal 1 : 10 (fig. 1). Hieraan werd door middel van aluminium hoekijzers een houten staartvlak bevestigd. Eveneens werd een houten model van den motor aangebracht. De romp werd weggelaten, daar aangenomen kan worden, dat een met doek bekleede romp geen weerstand biedt tegen waterdruk en dus geheel volloopt. Door middel van een aan de hoekijzers verstelbaar vastgemaakten bandijzeren beugel, die met gewichten bezwaard werd, kon de ligging van het zwaartepunt naar wensch geregeld worden. Het model werd met verschillende liggingen van het zwaartepunt en in verschillende standen te water gelaten, waarbij de aard van het evenwicht werd nagegaan. Verder werd het totale drijfvermogen bepaald.

c. Resultaten.

In normalen stand drijvend (fig. 2), is het toestel steeds stabiel om langs- en dwars-as. Kleine verplaatsingen van het zwaartepunt volgens de langs-as, brengen hierin geen verandering. Bij drijven op den rug is het evenwicht labiel.

Een kleine verstoring van het evenwicht is voldoende, om het toestel in den normalen stand terug te brengen. Bij de bepaling van het drijfvermogen bleek, dat dit voor de machine op ware grootte ruim 15.5 ton zal bedragen (vliegtuiggewicht volgeladen 2.3 ton).

Uit de proeven blijkt, dat het F III verkeersvliegtuig na neerstrijken op het water in den normalen stand zal blijven drijven, waarbij dus de cabine geheel onder water komt. Er werd derhalve geadviseerd tot het aanbrengen van een nooduitgang door den vleugel. Dit advies werd opgevolgd.

BERICHT V 20.

Schwimmversuche, ausgeführt an einem Modell des Fokker F III Verkehrsflugzeugs.

Zusammenfassung.

a. Zweck der Versuche.

Es besteht die Möglichkeit, dass ein Verkehrslandflugzeug durch Versagen des Motors zur Landung auf das Wasser gezwungen wird. Die Gefahr für die Einsassen hängt ab vom Schwimmvermögen der Maschine, ebenso vor der Lage, welche sie beim Schwimmen einnimmt. Um darüber klar zu werden, wurden Schwimmversuche ausgeführt an einem Modell des auf den holländischen Luftlinien verwendeten Typs, Fokker F III.

b. Art der Versuche.

Es wurde ein Flügelmodell hergestellt aus Holz und Firnispapier, Skala 1 : 10 (Abb. 1). Mittels zweier Aluminium-Streben wurde daran eine Dämpfungsfläche aus Holz befestigt.

Der Motor war ebenfalls aus Holz gemacht. Der Rumpf wurde weggelassen, weil man annehmen kann, dass der mit Stoff bespannte Rumpf sich bald füllen wird. Am Gestänge konnte ein Gewicht angebracht und verschoben werden. Die Lage des Schwerpunktes des Flugzeuges konnte damit beliebig geändert werden.

Das Modell wurde in verschiedenen Lagen mit dem Schwerpunkt an verschiedenen Stellen auf das Wasser gelegt. Es wurde dann die Art der Bewegung und Gleichgewicht beobachtet. Der Gesamtauftrieb wurde festgestellt.

c. Ergebnisse.

In normaler Lage (Abb. 2) ist das Flugzeug immer stabil um Längs und Querachse. Längs-Verschiebungen des Schwerpunktes ändern dies nicht. Beim Schwimmen in Rückenlage ist das Gleichgewicht labil; nach kleiner Störung wird die normale Lage wieder aufgesucht.

Der Gesamtauftrieb des Flugzeugs wurde auf 15.5 Tonnen bestimmt (Flugzeug-Vollgewicht 2.3 T.).

Die Versuche zeigen, dass das F III Verkehrsflugzeug bei Landung auf Wasser in der normalen Lage schwimmen wird; die ganze Kabine ist dabei unter Wasser. Es wurde deshalb anempfohlen, in der Decke einen Notausgang durch den Flügel zu machen. Der Vorschlag wurde befolgt.

RAPPORT V 20.

Essais à modèle flottant d'un avion de transport type Fokker F III.

Résumé.

a. But des essais.

La possibilité existe qu'un jour, à cause d'une panne de moteur, l'avion de transport sera obligé de descendre à l'eau. La question, si les passagers seront en danger, dépend de la flottabilité de l'appareil, comme de la position prise par l'aéroplane flottante. Afin de s'orienter on a fait des essais avec un modèle de l'avion type Fokker F III, employé aux lignes de navigation aériennes hollandaises.

b. Méthode d'essai.

Le modèle d'aile était fait en bois et en papier verni, échelle 1:10. (voir fig. 1). A l'aide de cornières en aluminium on avait attaché un empennage horizontal fait en bois. De même on avait placé un modèle en bois du moteur. On s'était passé du fuselage parce qu'on puisse supposer que le fuselage couvert de toile se remplira bientôt d'eau. Un poids pouvait être attaché à une place variable par rapport à l'aile, de sorte qu'on pouvait changer à volonté l'endroit du centre de gravité du modèle.

Le modèle fut mis à l'eau en diverses positions et avec le centre de gravité à divers endroits. Ensuite on a mesuré la force sustentatrice totale.

c. Résultats.

En flottant en position normale (voir fig. 2) l'appareil est toujours stable, (longitudinal et transversal). Les petits changements du centre de gravité dans le sens longitudinal ne changent pas ce résultat

Le modèle mis à l'eau sens dessus dessous, est instable. Une petite perturbation est suffisante pour rapporter le modèle à sa position normale. De la mesure de la force sustentatrice on peut déduire que cette force pour l'aéroplane elle même se monte à 15.5 tonnes (poids de l'appareil chargé 2.3 t.).

On peut conclure de ces essais que l'avion de transport F III après descente à l'eau se tiendra flottant en position normale, la cabine étant entièrement submergée dans l'eau. C'est pourquoi qu'on a proposé de munir les appareils d'une sortie de secours passant par l'aile; ce qui a été exécuté.

REPORT V 20.

Floating-experiments, made with a model of the commercial aeroplane, type Fokker F III.

Summary.

a. Purpose of experiments.

The possibility exists that a commercial aeroplane will be forced by engine trouble to come down on the water. The question, if the passengers are in danger, depends on the floating capacity of the plane and of the position, the machine takes while floating.

With the object of obtaining data, floating experiments were made with a model of the aeroplane, used on the Dutch airlines, i. e. the Fokker type F III.

b. Method of experiment.

A model of the wing was made of wood and varnished paper, scale 1 to 10. (see fig. 1). To this a wooden stabiliser was fixed with aluminium outriggers. A model (wood) of the motor was added. No fuselage was used, as it was supposed that a linen covered body will soon be filled with water.

A weight could be placed in several positions; so that the centre of gravity of the model could be displaced at will. The model was put on the water in different positions and with different positions of the centre of gravity. Finally the total floating force was measured.

c. Results.

Floating in the normal position, the machine is always stable, longitudinally and laterally (fig. 2). Small longitudinal displacements of the centre of gravity do not alter this. When floating on its back, the model is unstable. A small disturbance is sufficient to bring the model back to its normal position. The floating power of the aeroplane works out to be 15.5 tons (of 1000 kgms.), aeroplane fully loaded 2.3 tons.

The experiments show that the F III commercial machine, when coming down on the water, will float in the normal position, the whole cabin being under water. Therefore it has been proposed to make an emergency exit in the roof of the cabin leading through the wing.

This alteration to the machines has been carried out.

Drijfproeven, verricht met een model van het Fokker F III verkeersvliegtuig.

Rapport V 20.

Rijksstudiedienst voor de luchtvaart, Amsterdam.

(Met afbeeldingen.)

Zoolang noodlandingen tengevolge van motordefecten bij vliegtuigen niet uitgesloten zijn, zoolang zal ook gerekend moeten worden met de mogelijkheid, dat een landvliegtuig, dienstdoende op een traject, dat gedeeltelijk boven zee loopt, gedwongen kan worden, op het water neer te strijken. Dit is b.v. het geval met de luchtlijnen op Engeland, waarvan de route over het Kanaal loopt. Waar de Koninklijke Luchtvaart-Maatschappij een dienst op Londen onderhoudt, is de zaak ook voor haar van belang. Deze omstandigheid gaf den administrateur der K. L. M. aanleiding een vraag te richten tot den R. S. L. betreffende den stand, welken het door genoemde maatschappij gebruikte Fokker F III verkeersvliegtuig na een eventueel neerstrijken in zee zou aannemen.

Aan het bij wijze van proef uitvoeren van een noodlanding op het water viel niet te denken, daar gerekend moest worden met de mogelijkheid van zoodanige beschadigingen, dat het gebezigde vliegtuig als verder onbruikbaar afgeschreven zou moeten worden, afgescheiden van de vraag of er een bestuurder te vinden zou zijn, die, zonder daartoe gedwongen te worden, een noodlanding op het water zou willen doen. Er zijn verschillende gevallen bekend van landvliegtuigen, die, zij het ook zwaar beschadigd, na op het water neergekomen te zijn, bleven drijven. De mogelijkheid van het neerstrijken zelf bij voorzichtig manoeuvreren kan dus als bewezen aangenomen worden. Verder is bij het onderhavige vliegtuig de vleugel zeer solide, geheel uit hout opgebouwd, zoodat een algeheele vernieling door den schok van de botsing met het water niet te verwachten is. Rest dus de vraag, hoe groot het drijfvermogen van het vliegtuig zou zijn en in welken stand het op het water zou drijven. Besloten werd, te trachten, om door proeven met een model een antwoord op deze vragen te vinden.

Hiertoe werd van hout en papier een nauwkeurig model van den vleugel gemaakt, op schaal 1:10. Dit model werd driemaal gelakt, teneinde het waterdicht te maken, waarna een houten stabilisatievlak er op den juiste afstand aan

bevestigd werd, door middel van twee hoekijzers van aluminium-blik.

Van den motor werd ruwweg een houten model gemaakt, teneinde de waterverplaatsing, welke deze geeft, niet te verwaarloozen. De romp werd geheel weggelaten, daar aangenomen mag worden, dat deze snel geheel vol water loopt en dus buiten beschouwing kan blijven, evenals de invloed der wielen.

Een bandijzeren beugel werd aan de aluminium-liggers bevestigd door middel van twee kleine handschroefjes (zie fig. 1), terwijl aan het andere einde van den beugel

MODEL FOKKER III VERKEERSVliegtuig, VERVAARDIGD VOOR DRIJFPROEVEN.

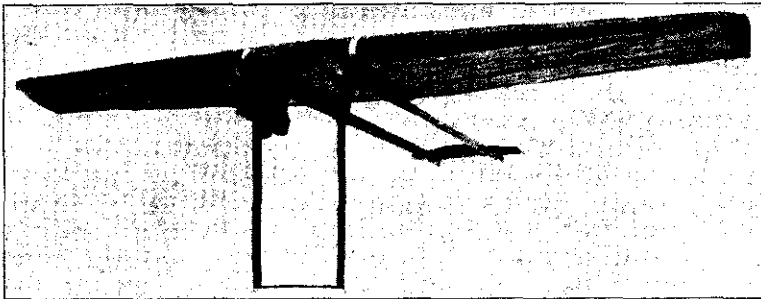


Fig. 1

zoo veel gewicht werd aangebracht, dat het totaal gewicht overeenkwam met het totaal gewicht van het volbelaste vliegtuig op schaal t.w. $2100 \left(\frac{1}{10}\right)^3 = 2.1 \text{ K.G.}$

Door verplaatsing van den beugel kon het zwaartepunt op de juiste plaats worden gelegd of naar willekeur naar voren of achteren worden verplaatst.

Door middel van gewichten werd het totale drijfvermogen van den vleugel bepaald. Het bleek, dat $13\frac{1}{2}$ K.G. noodig waren om den vleugel geheel onder te dompelen, waaruit dus volgt, dat de onbeschadigde FIII vleugel een totaal drijfvermogen bezit van $13\frac{1}{2} + 2.1 =$ ruim $15\frac{1}{2}$ ton.

Zelfs bij een ernstige beschadiging bij een noodlanding in zee is het dus waarschijnlijk, dat er ruim voldoende drijfvermogen overblijft om het wrak tegen zinken te behoeden.

Door het groote oppervlak lijkt het zeer waarschijnlijk, dat de vleugel als een vlot op het zee-oppervlak zal blijven drijven, zoodat het weinig van golfslag zal hebben te lijden.

De proeven met het model werden genomen:

- 1°. met het zwaartepunt op de normale plaats;
- 2°. met het zwaartepunt sterk naar achteren;

3°. met het zwaartepunt sterk naar voren verplaatst, terwijl het vliegtuig in den normalen stand in het water dreef;

4°. het vliegtuig met het zwaartepunt normaal, doch op den rug liggend (gecapoteerd).

In de gevallen 1 en 2 (fig. 2) lag het model vast op

MODEL FOKKER III VERKEERSVLIETUIG.

Drijven met zwaartepunt normaal.

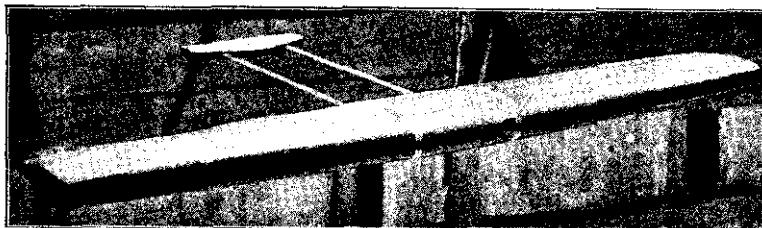


Fig. 2.

het water, waarbij het stabilo eveneens in het water lag. Toestand van zéér stabiel evenwicht om langs- en dwars-as.

In geval 3 bevond het stabilo zich buiten water, doch ook hierbij was een stabiele toestand van evenwicht, zoodat een bepaalde stand bij verstoring snel weer werd ingenomen. (Stabiel evenwicht om langs- en dwars-as.)

In geval 4 was de toestand anders. Werd het model op den rug te water gelaten, dan bleef het wel zoo drijven, doch een kleine stoot of schommeling in het water deden het vóórover duikelen, om in dien stand weer vast te blijven liggen.

In den gecapoteerden toestand op het water verkeert het toestel dus in labiel evenwicht. (Stabiel om langs-as; labiel om dwars-as.)

Uit de proeven blijkt dus, dat bij een noodlanding in zee, de F III verkeersmachine in den normalen stand in het water zal drijven, waarbij de kajuit geheel onder water komt. Het zal dezen stand behouden, ook wanneer de passagiers en bestuurder zich boven op den vleugel in veiligheid brengen.

Op grond van de hier vermelde uitkomsten werd geadviseerd tot het aanbrengen van een nooduitgang in den boven de kajuit liggenden vleugel, zoodat de passagiers hierdoor boven op den vleugel kunnen klimmen. Dit advies werd opgevolgd.

(Afgesloten April 1921.)

Weerstandsmeting van vliegtuigwielen en -koelers.

Rapport A 64.



RAPPORT A 64.

Weerstandsmeting van vliegtuigwielen en -koelers.

Uittreksel.

Onderzochte onderdeelen.

Het onderzoek omvatte 4 wielen van verschillende grootte en met verschillende bekleeding (fig. 1 t/m 4, tabel I) en twee Lamblin-koelers van verschillende grootte (fig. 5, 6, tabel I), waarvan nr. 2 met verstelbare afdekinrichting (fig. 6a).

b. Metingsmethode.

De metingsmethode is schematisch voorgesteld in de fig. 7 en 8. Uit de resultaten werden op twee verschillende wijzen weerstandscoefficienten C_1 en C_2 (zie onder tabellen II, III) berekend.

c. Resultaten.

Voor de wielen bleek de invloed van goedgevormde bekleeding (tabel II, fig. 11; nr. 1 zonder, nr. 3 met matige, nrs. 2 en 4 met goede bekleeding).

De weerstandscoefficiënt C_2 is voor beide koelers zonder of met geopende afdekinrichting even groot, het sluiten van de afdekinrichting geeft 40 pCt. vermindering van den weerstand (tabel III, fig. 12).

Voor eenige der onderdeelen werd de weerstand en het voor voortstuwing benodigde vermogen bij 50 M./sec. berekend, waarbij geen rekening gehouden werd met beïnvloeding door andere deelen van het vliegtuig; bij berekening van het vermogen werd het nuttig effect van de schroef op 0.7 aangenomen (tabel IV).

RAPPORT A 64.

Essais sur la résistance de roues et de radiateurs.

Résumé.

a. Objets essayés.

L'étude comprenait 4 roues de grandeurs différentes avec plusieurs formes d'entoilage (fig. 1—4, tableau I) ainsi que 2 radiateurs Lamblin de grandeurs différentes (fig. 5, 6, tableau I) dont un, le no. 2, était muni d'un mécanisme d'obturation réglable (fig. 6a).

b. Méthode d'expérience.

La méthode d'expérience est indiquée schématiquement dans les figures 7 et 8. Des résultats on a déduit deux sortes de coefficients C_1 et C_2 (voir les tableaux II, III).

c. Résultats.

Pour les roues, l'influence d'un bon entoilage s'est montré nettement (tableau II, fig. 11; la roue no. 1 sans entoilage, le no. 2 avec entoilage médiocre, le no. 3 avec bon entoilage).

Le coefficient de résistance C_2 a même grandeur pour les deux radiateurs sans mécanisme d'obturation ou bien avec ce mécanisme ouvert, en fermant le mécanisme d'obturation la résistance du radiateur est diminué de 40 pour cent (tableau III et fig. 12).

A titre d'indication on a calculé, pour une vitesse de 50 M./sec., la résistance à l'avancement ainsi que la puissance nécessaire à vaincre cette résistance, pour quelques-uns des objets essayés. L'influence mutuelle d'autres parties de l'avion est négligé; comme rendement du propulseur on a admis 0.7 (tableau IV).

REPORT A 64.

Experiments on the resistance of aeroplane wheels and radiators.

Summary.

a. Parts tested.

Experiments were made on the resistance of 4 wheels of

different sizes and cover forms (figs. 1—4, table I) and 2 Lamblin radiators of different sizes (figs. 5, 6, table I). To radiator nr. 2 adjustable shutters were fitted (fig. 6a).

b. Method of tests.

The parts were suspended in the windchannel by wires as indicated in figs. 7 and 8. From the results two sets of resistance coefficients C_1 and C_2 were calculated (see tables II, III).

c. Results.

The influence of good cover forms on the wheel resistance was clearly shown (table II, fig. 11; wheel nr. 1 uncovered, nr. 2 has cover of bad form, nr. 3 has good cover).

The resistance coefficient C_2 has the same value for both radiators either without shutters or with shutters open; with shutters closed the resistance is 40 per cent less (table III, fig 12).

For some of the parts the resistance and the horse power necessary for their propulsion at a speed of 50 m/sec. were calculated. Mutual interference effects were neglected. The airscrew efficiency was taken to be 0.7 (table IV).

BERICHT A 64.

Widerstandsmessung von Flugzeugrädern und Kühlern.

Zusammenfassung.

a. Untersuchte Gegenstände.

Die Untersuchung umfasste 4 Räder verschiedener Grössen mit verschiedenartigen Bekleidungen (Abb. 1—4, Zahlentafel I) und 2 Lamblinkühler verschiedener Grössen (Abb. 5, 6, Zahlentafel I). Kühler Nr. 2 war mit einer verstellbaren Abdeckvorrichtung versehen (Abb. 6a).

b. Ausführung der Messungen.

Die Versuchsmethode wird schematisch dargestellt in Abb. 7 und 8. Aus den Ergebnissen wurden zweierlei Widerstandsbeiwerte C_1 und C_2 berechnet (s. Zahlentafel II, III).

c. Ergebnisse.

Der Einfluss einer gut ausgebildeten Radbekleidung trat deutlich hervor (s. Zahlentafel II u. Abb. 11; Rad Nr. 1 ohne, Nr. 3 mit mäsiger, Nrn. 2 u. 4 mit guter Bekleidung).

Der Widerstandsbeiwert C_2 beider Kühler ohne oder mit geöffneter Abdeckvorrichtung ist gleich groß; schliessen der Abdeckvorrichtung gibt eine Verringerung des Widerstandes um 40 vH. (Zahlentafel III, Abb. 12).

Für einen Teil der untersuchten Gegenstände wurde der Widerstand und die zur Ueberwindung desselben aufzuwendende Motorleistung bei 50 m/sek. Geschwindigkeit berechnet, wobei einer etwaigen Beeinflussung durch sonstige Flugzeugteile nicht Rechnung getragen wurde. Der Wirkungsgrad der Luftschraube wurde mit 0.7 angesetzt (s. Zahlentafel IV).

Weerstandsmeting van vliegtuigwielen en -koelers.

Rapport A 64.

Rijksstudiedienst voor de luchtvaart, Amsterdam.

Overzicht.

De weerstandsmeting van 4 vliegtuigwielen van verschillende vorm en bekleding en van 2 Lamblinkoelers wordt

WIEL No. 1.

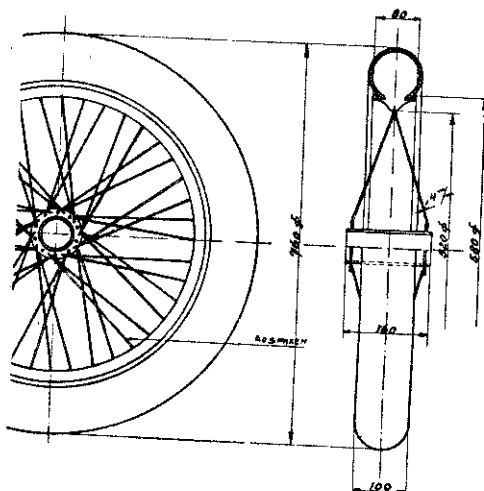


Fig. 1.

WIEL No. 2.

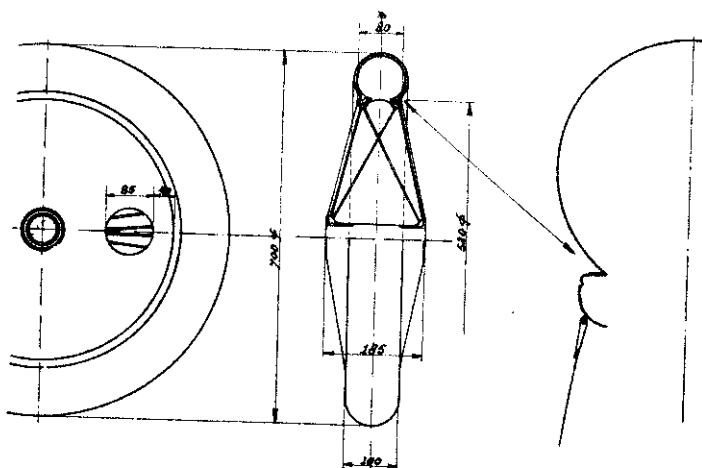


Fig. 2.

besproken. Uit de resultaten blijkt de belangrijke invloed van de bekleeding der wielen. Een aan één der koelers aange-

WIEL NO. 3.

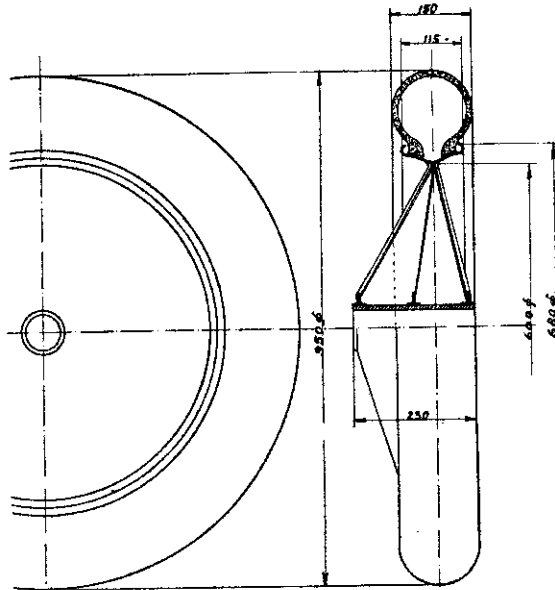


Fig. 3.

WIEL NO. 4.

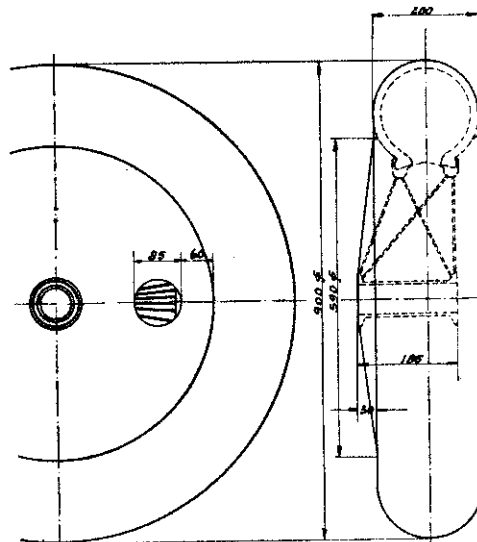


Fig. 4.

brachte afdekinrichting gaf in gesloten toestand een belangrijke vermindering in weerstand.

1. Aanleiding tot het onderzoek.

Het onderzoek was van belang, omdat over de luchtweerstand van vliegtuigwielen en van koelers van het hier onderzochte type (Lamblin) weinig gegevens uit de literatuur bekend zijn (1).

2. Beschrijving van de onderzochte onderdeelen.

Het onderzoek omvatte de weerstandsmeting van 4 wielen en 2 koelers. Teekeningen van deze onderdeelen met de hoofdmaten (2) zijn gegeven in de figuren 1 tot en met 6, terwijl tabel I een opgave bevat van eenige bijzonderheden voor de

KOELER No. 1.

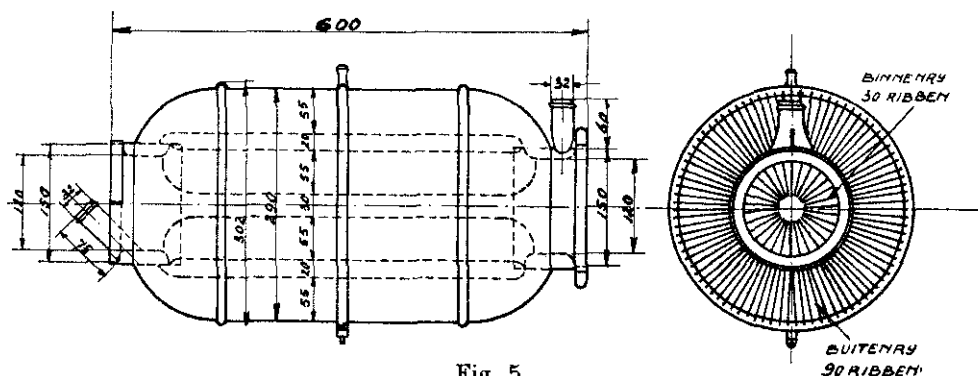


Fig. 5.

wielen onder vermelding van het vliegtuig, waaraan deze gebruikt worden. De in de kolommen „oppervlak” voorkomende getallen geven de waarde der in punt 4 te omschrijven grootte.

Beide koelers verschilden, behalve door hun afmetingen, door een afdekinrichting ter regeling van de koelwerking aan koeler 2. Deze was aan de voorste verbindingsring aangebracht en bestond uit 4 segmenten, welke om hun sym-

(1) Over den luchtweerstand van vliegtuigwielen:

Fuchs-Hopf. Aerodynamik, p. 234.

Bairstow. Applied Aerodynamics, p. 179.

Griffiths and Coales. The wind resistance of an aeroplane wheel. R. M. 207. Techn. Report of the Adv. Comm. f. Aeron. 1915—1916, p. 221.

Over koelers van het Lamblin-type komt een enkele aanwijzing voor in:

Eiffel. Résumé des principaux travaux. 1915—1918, p. 176.

(2) De dikte der lamellen is 1 m.M. bij koeler No. 1 en 0.8 m.M. bij No. 2.

metrielijk draaibaar waren (fig. 6 a). In gesloten toestand sloten de 4 segmenten de opening van den voorsten ring geheel af, in geopenen waren zij evenwijdig aan de windrichting. De afdekinrichting kon in haar geheel verwijderd worden.

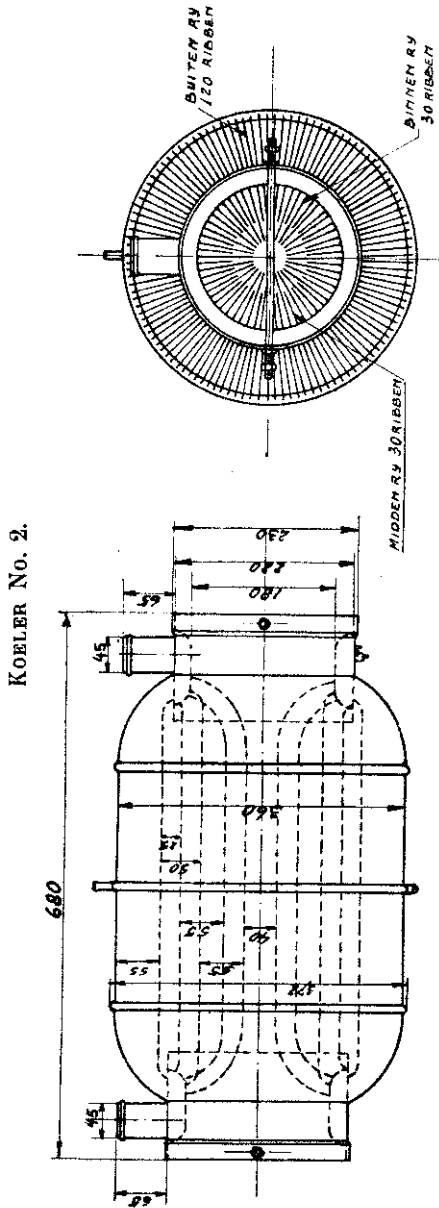


Fig. 6.

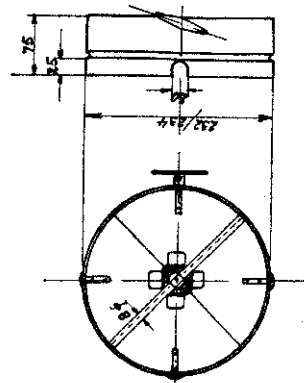


Fig. 6a.

3. Beschrijving van de meetmethode.

Voor de meting werden de voorwerpen op de in fig. 7 en 8 aangegeven wijze aan staaldraden α opgehangen; de dikte dezer draden was, afhankelijk van het gewicht, van 0.8 tot 1.5 m.M. De weerstand werd gemeten met de balans b , welke door de meetdraden c met het voorwerp verbonden was. De dikte van deze meetdraden was 0.4 m.M. De verhouding tusschen de op het voorwerp werkende kracht en het voor evenwicht op de balans benoodigde gewicht werd door ijking bepaald.

OPHANGING VAN DE WIELEN
BIJ DE METING.

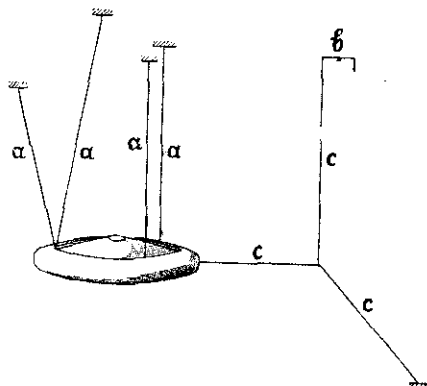


Fig. 7.

OPHANGING VAN DE KOELERS
BIJ DE METING.

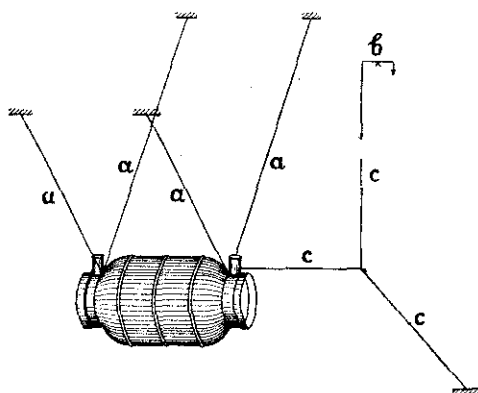


Fig. 8.

4. Uitwerking der verkregen resultaten.

Op de met de in punt 3 beschreven metingsmethode verkregen resultaten werd een correctie aangebracht voor den weerstand der ophang- en meetdraden. Deze werd uit de lengte en dikte der draden berekend onder gebruikmaking van een bekende waarde van den weerstandscoefficient (1). De weerstand werd op twee verschillende wijzen in coëfficiënten uitgedrukt met behulp van de formules:

$$R_x = C_1 \frac{\gamma}{g} V^2$$

$$\text{en } R_x = C_2 \frac{\gamma}{g} O V^2$$

Hierin zijn: R_x = weerstand in K.G.; C_1, C_2 = weerstandscoefficienten; γ = soortelijk gewicht van de lucht in

(1) WIESELSBERGER, C. Neuere Feststellungen über die Gesetze des Flüssigkeits- und Luftwiderstandes. Physikalische Zeitschrift 1921, p. 321.

K.G./M³.; g = versnelling van de zwaartekracht in M./sec².;
 O = oppervlak in M².; V = snelheid in M./sec.

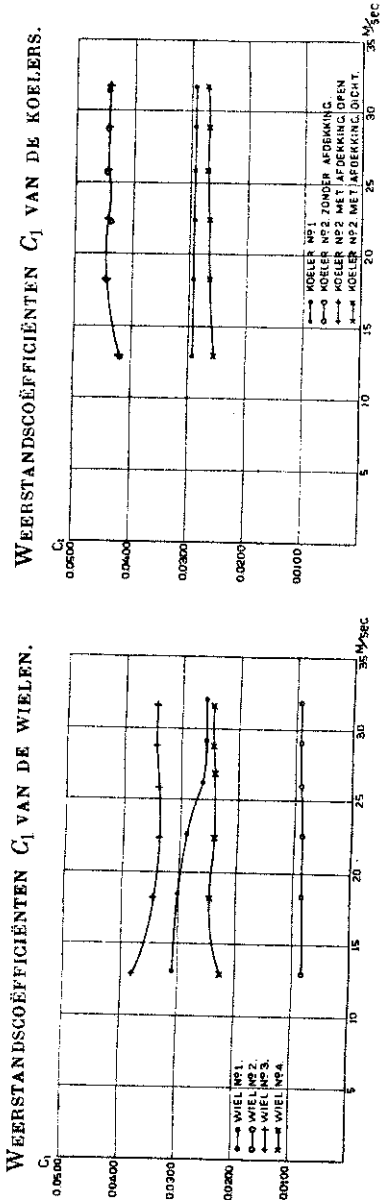


Fig. 9.

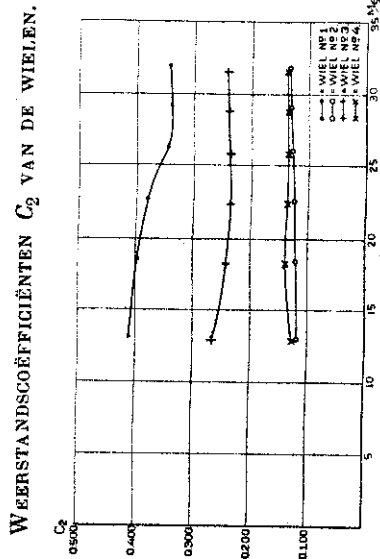


Fig. 11.

Fig. 10.

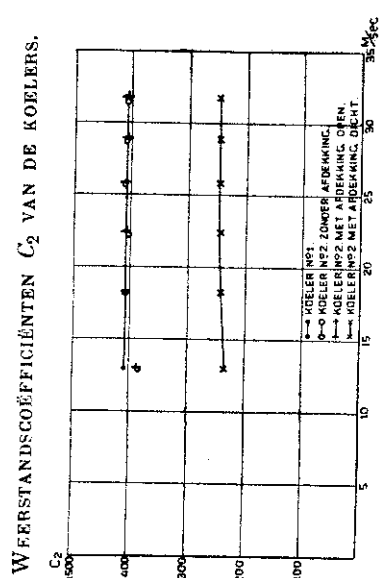


Fig. 12.

Als oppervlak werd hierbij voor de wielen een rechthoek aangenomen met middellijn en dikte van den band als zijden, voor de koelers de grootste doorsnede loodrecht op de wind-

richting. Opgemerkt moet worden, dat, terwijl de coëfficiënt C_2 dimensieloos is, de coëfficiënt C_1 de dimensie van een oppervlak heeft. Reden tot aannahme van twee verschillende coëfficiënten is de volgende:

Voor praktisch gebruik voor een wiel of koeler van dezelfde grootte is de coëfficiënt C_1 het gemakkelijkst; deze levert echter geen vergelijkingswaarde voor wielen van verschillende grootte en vorm, zooals gewenscht is om, onafhankelijk van de grootte, den meest gunstigen vorm van wiel te kiezen. Evenmin kan zij gebruikt worden om de beide koelers onderling, afgezien van de grootte, te vergelijken. Beide is wel mogelijk met den coëfficiënt C_2 .

5. Resultaten van het onderzoek.

De waarden der coëfficiënten zijn in Tabel II en III gegeven en in fig. 9 t/m 12 als functie van de windsnelheid uitgezet.

De resultaten voor de wielen toonen den grooten invloed van een behoorlijke bekleding (fig. 11). De wielen 2 en 4, die een nagenoeg vlakke bekleding hebben, welke zich aan de buitenzijde van velg of band aansluit, hebben bij hogere snelheden een ongeveer 60 pCt. lagere waarde van C_2 dan het wiel 1 zonder bekleding. Het wiel 3 is minder gunstig, hetgeen toegeschreven kan worden aan de bevestiging van de bekleding aan het midden van de velg, waardoor achter het vrije gedeelte van deze laatste een wervelgebied zal ontstaan, en aan de sterk kegelvormige gedaante van de bekleding aan de eene zijde. In de bekleding van het wiel 2 bevindt zich een cirkelvormig gat (fig. 2). De invloed hiervan op den weerstand is gering. Tabel II geeft als 2a de weerstandscoefficiënten voor dit wiel met het gat dichtgeplakt met een stuk papier.

De weerstandscoefficiënten C_2 voor de koelers (fig. 12) toonen aan dat de koelers 1 en 2 denzelfden weerstandscoefficiënt hebben en dat de aanwezigheid der afdekrichting geen invloed heeft, mits zij open is. Het sluiten van de afdekrichting heeft het merkwaardige gevolg, dat de weerstand met ongeveer 40 pCt. vermindert. Bij het openen van de afdekinrichting zal de vormweerstand afnemen, terwijl door het met stroomende lucht in aanraking komen van een grooter deel van het koelend oppervlak, en mogelijk ook door een gewijzigde strooming tusschen de lamellen door, de wrijvingsweerstand toeneemt. Uit de metingsresultaten volgt, dat deze laatste toename overweegt. Een onderzoek van den dynamischen en statischen druk in het gebied achter den koeler met geopende en gesloten afdekinrichting leverde geen positief resultaat op.

6. Getallenvoorbeeld.

Voor een snelheid van 50 M./sec. (= 180 K.M./uur) werden de weerstand en het vermogen noodig voor voortstuwing be-

rekend voor eenige der onderdeelen. Hierbij werd de weerstandscoefficient aangenomen, zooals deze bij het onderzoek bij de hoogste snelheid verkregen werd, terwijl geen rekening gehouden werd met eventueelen invloed van andere onderdeelen van het vliegtuig, zooals die zich in werkelijkheid kan voordoen (zie de in noot 1 genoemde literatuur). Bij de berekening van het benoodigd vermogen is als nuttig effect van de schroef 0.7 aangenomen.
(Afgesloten Juni 1923).

TABEL I.

Belangrijkste gegevens van de onderzochte onderdeelen.
Wielen.

Nr.	Vliegtuig.	Banden maat.	Bekleding		Oppervlak in M ² .
			vorm	bevestigd aan	
1.	Fokker DX	760 × 100	Geen Beide zijden zwak kegel- vormig.	Buiten- zijde velg.	0.076
2.	Fokker DVII	700 × 100			0.070
3.	Fokker CIV	965 × 100	Eenezijde sterk, andere zwak kegelvormig.	Midden velg.	0.143
4.	Fokker Amphibie	900 × 200	Eene zijde zwak kegelvormig, andere vlak.	Buiten- zijde band.	0.180

Koelers.

No.	Fabriikaat.	Type.	Voor motor.	Oppervlak in M ² .
1.	Lamblin . . .	A N 12	H. S. 300 P.K.	0.072
2.	» . . .	D F 3	N. L. 450 P.K.	0.109

TABEL II.

Weerstandscoefficienten van de wielen.
Nummer van het wiel.

1			2			2a			3			4		
V	C ₁	C ₂	V	C ₁	C ₂	V	C ₁	C ₂	V	C ₁	C ₂	V	C ₁	C ₂
13.1	0.0310	0.410	13.0	0.0083	0.118	12.9	0.0082	0.118	12.9	0.0380	0.267	12.9	0.0227	0.127
18.5	0.0300	0.395	18.4	0.0084	0.120	18.2	0.0082	0.118	18.2	0.0344	0.241	18.2	0.0246	0.137
22.7	0.0288	0.380	22.6	0.0087	0.124	22.4	0.0084	0.120	22.4	0.0336	0.236	22.4	0.0241	0.134
26.2	0.0262	0.345	26.0	0.0090	0.128	25.8	0.0087	0.124	25.8	0.0338	0.237	25.8	0.0241	0.134
29.2	0.0258	0.339	29.1	0.0091	0.130	28.8	0.0088	0.126	28.8	0.0343	0.240	28.8	0.0244	0.135
32.0	0.0259	0.341	31.9	0.0093	0.132	31.6	0.0090	0.129	31.6	0.0344	0.241	31.6	0.0246	0.137

Zie de toelichting onder Tabel III.

TABEL III.

Weerstandscoefficienten van de koelers.
Nummers van de koelers.

1.			2.			2.			2.		
			zonder afdekking.			met afdekking open.			met afdekking dicht.		
V	C ₁	C ₂	V	C ₁	C ₂	V	C ₁	C ₂	V	C ₁	C ₂
12.9	0.0292	0.408	12.8	0.0418	0.385	12.9	0.0420	0.387	12.9	0.0255	0.234
18.3	0.0292	0.408	18.2	0.0445	0.408	18.3	0.0444	0.408	18.3	0.0263	0.242
22.4	0.0292	0.406	22.2	0.0438	0.403	22.4	0.0443	0.407	22.4	0.0265	0.244
25.9	0.0292	0.408	25.7	0.0446	0.410	25.9	0.0445	0.408	25.9	0.0268	0.247
28.9	0.0292	0.407	28.7	0.0445	0.409	28.9	0.0443	0.408	28.9	0.0268	0.247
31.7	0.0292	0.408	31.4	0.0444	0.408	31.7	0.0442	0.406	31.7	0.0270	0.248

V = windsnelheid in M./sec.

C_1, C_2 = coëfficiënten berekend uit de formules:

$$R_x = C_1 \frac{\gamma}{g} V^2$$

$$R_x = C_2 \frac{\gamma}{g} O V^2$$

waarin: R_x = weerstand in K.G.; γ = s.g. van de lucht in K.G./M³;
 g = versnelling van de zwaartekracht in M./sec²; O = oppervlak van de grootste doorsnede in M². bij koelers. Bij wielen is O = bandbreedte $\times$ middellijn in M².

TABEL IV.

Weerstand en benodigd vermogen bij 50 M./sec.

	Weerstand in K.G.	Benodigd vermogen in P.K.
Wiel nr. 1	8.1	7.7
" " 2	2.9	2.8
" " 4	7.7	7.3
Koeler nr. 2	13.8	13.2

Invloed van een afwijking van den juisten stand van snelheidsmeters op de aanwijzing.

Rapport A 42.



RAPPORT A 42.

Invloed van een afwijking van den juisten stand van snelheidsmeters op de aanwijzing.

Uittreksel.

In aansluiting bij het vroeger uitgevoerde onderzoek aan Pitotbuizen werd de invloed van een afwijking bepaald voor twee snelheidsmeters van andere constructie (zie fig. 1 en 2). De fouten zijn, uitgedrukt in pCt. van de aanwijzing bij afwijking 0, uitgezet in de fig. 3 en 4.

RAPPORT A 42.

Influence d'une déviation de la position normale sur le fonctionnement des indicateurs de vitesse.

Résumé.

Pour faire suite aux expériences effectuées antérieurement avec des tubes de Pitot on a étudié l'effet d'une déviation pour deux indicateurs de vitesse construits différemment (voir fig. 1 et 2). Les erreurs, exprimées en pour cent de l'indication à déviation zéro, sont représentées graphiquement dans les fig. 3 et 4.

REPORT A 42

**Influence of a deviation from the mean position on
the readings of airspeed indicators.**

Summary.

As a sequel to the experiments made before with Pitot tubes, the influence of a deviation from the mean position has been determined for two airspeed indicators of different types (see figs. 1 and 2). The errors, expressed as a percentage of the reading at zero deviation, have been plotted in figs. 3 and 4.

BERICHT A 42.

**Einfluss einer Abweichung aus der richtigen Lage
auf die Anweisung der Geschwindigkeitsmesser.**

Zusammenfassung.

Als Fortsetzung der vorherigen Versuche an Stauröhren wurde der Einfluss einer Abweichung für zwei Geschwindigkeitsmesser anderartiger Konstruktion bestimmt (s. Abb. 1 u. 2). Die prozentualen Fehler sind in den Schaubildern 3 u. 4 dargestellt.

Invloed van een afwijking van den juisten stand van snelheidsmeters op de aanwijzing.

Rapport A 42.

Rijksstudiedienst voor de luchtvaart, Amsterdam.

Overzicht.

In aansluiting bij de vroeger gepubliceerde resultaten voor Pitotbuizen (1) werd de invloed van een afwijking bepaald voor twee anemometers voor vliegtuiggebruik.

1. Doel van het onderzoek.

De aanwijzing van een snelheidsmeter is in het algemeen afhankelijk van zijn stand ten opzichte van de relatieve windrichting. Voor ieder type van instrument wordt een bepaalde stand als de juiste aangenomen. Bij dezen stand wordt dan de ijking uitgevoerd, terwijl in het gebruik getracht wordt haar zoo goed mogelijk te benaderen. Bij vliegtuiggebruik is echter de relatieve windrichting niet constant, zij is afhankelijk van den invalshoek, waarmede gevlogen wordt. Het is dus van belang na te gaan, hoe groot de invloed van een afwijking van den juisten stand op de aanwijzing is. Voor eenige vormen van Pitotbuizen werd deze invloed reeds vroeger onderzocht (1). Ter aanvulling van de hierbij verkregen gegevens werd nu de invloed van afwijkingen voor twee vliegtuiganemometers van verschillende constructie bepaald.

2. Beschrijving der snelheidsmeters.

De beide instrumenten, die onderzocht werden, zijn met hun hoofdmaten afgebeeld in fig. 1 en 2. De eene is een schoepenrad-anemometer (Robinson-molen) van MORELL van de hier te lande veel gebruikte constructie, de tweede een schroef-anemometer van HORN.

(1) Rapport A 20. Onderzoek naar den invloed van een hoek tusschen een Pitotbuis en de windrichting. Verslagen en Verhandelingen van den Rijks-Studiedienst voor de luchtvaart. Deel I, blz. 113.

3. Onderzoekingsmethode.

Het instrument werd eerst in den juisten stand in den horizontalen windstroom geplaatst en de aanwijzing bij eenige windsnelheden bepaald. Als juiste stand werd aangenomen: voor de Morell-snelheidsmeter: schoepenrad boven, met as verticaal en wijzerplaat evenwijdig aan de windrichting;

SNELHEIDSMETER VAN MORELL.

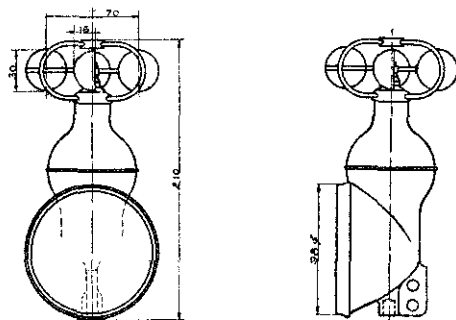


Fig. 1.

SNELHEIDSMETER VAN HORN.

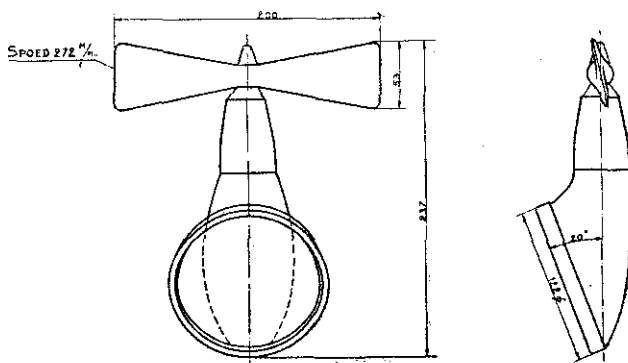


Fig. 2.

voor de Horn-snelheidsmeter: schroef vóór, met as evenwijdig aan de windrichting en wijzerplaat verticaal. Daarna werd de aanwijzing voor afwijkingen van verschillende grootte bij dezelfde windsnelheden bepaald. Hierbij werden alleen afwijkingen in een verticaal vlak evenwijdig aan de windrichting gegeven, daar deze bij vliegtuiggebruik de meest voorkomende zullen zijn. De grootte der afwijking werd uitgedrukt in den hoek, welken het instrument uit den juisten stand (af-

wijking 0) gedraaid werd. Voor den Morell-snelheidsmeter geschiedde deze draaiing zoowel voor- als achterover, voor de Horn-snelheidsmeter, wegens de symmetrie, slechts in één richting.

FOUTEN IN DE AANWIJZING VAN DEN SNELHEIDSMETER VAN MORELL.

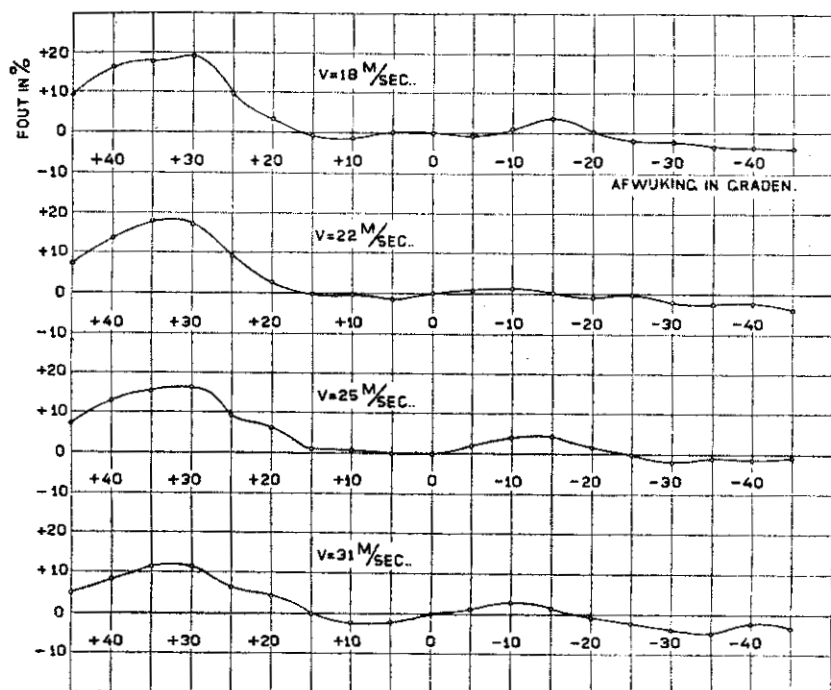
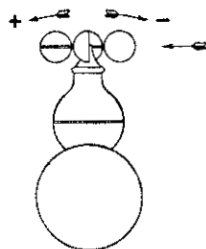


Fig. 3.



4. Resultaten van het onderzoek.

In de fig. 3 en 4 zijn de fouten in aanwijzing uitgezet als functie van de afwijking en uitgedrukt in pCt. van de aanwijzing bij afwijking 0. Het teken van de fout is zoo gekozen, dat een positieve fout een hogere aanwijzing bij de beschouwde afwijking dan die bij afwijking 0 beteekent. Het

onderzoek werd voortgezet tot afwijkingen van 45° . Afwijkingen van deze grootte komen bij vliegtuiggebruik niet voor, zij kunnen echter van belang zijn, wanneer dergelijke instrumenten voor andere onderzoeken gebezigd worden. Voor het voor vliegtuiggebruik van belang zijnde gebied (b.v. met $\pm 10^\circ$ als grenzen) bedraagt de fout: voor den Morell-snelheidsmeter hoogstens 4 pCt., voor den Horn-snelheidsmeter 1 pCt.

FOUTEN IN DE AANWIJZING VAN DEN SNELHEIDSMETER VAN HORN.

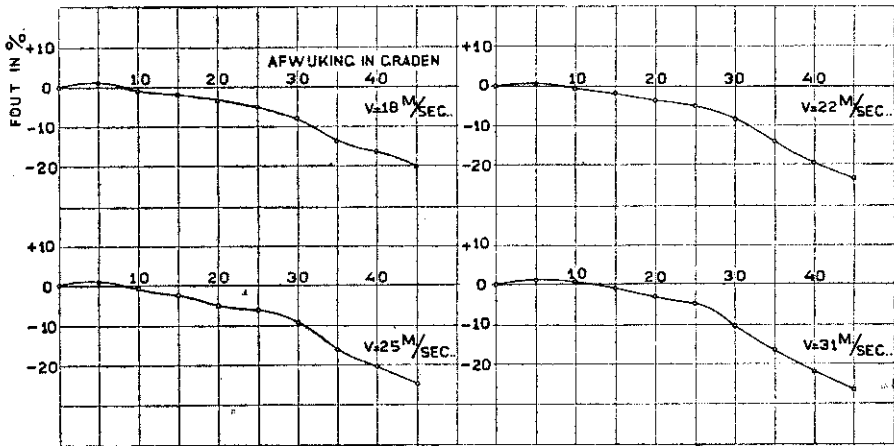


Fig. 4.

Bij de beoordeeling der kleine onderlinge verschillen van de fouten bij verschillende snelheden dient er op gelet te worden, dat de schaalverdeling van den Morell-snelheidsmeter vrij wijd is (1 schaaldeel is 5 K.M./uur) en dat hierdoor afleesfouten eenigen invloed kunnen hebben op de gevonden waarden.

(Afgesloten November 1921).

RIJKS-STUDIEDIENST
VOOR DE LUCHTVAART
AMSTERDAM

Onstabiele trillingen van een draagvlak-klap-systeem.

Rapport A 48.



RAPPORT A 48.

Onstabiele trillingen van een draagvlak- klap-systeem.

Uittreksel.

a. Aanleiding tot het onderzoek.

Aan een vliegtuig met half vrijdragenden vleugel worden onstabiele trillingen waargenomen, zonder dat hiervoor een directe oorzaak aangegeven kon worden. Een nader theoretisch en experimenteel onderzoek leidde tot de conclusie, dat hier een gekoppelde trilling van het draagvlak-klap-systeem optrad. Een middel om deze trillingen tegen te gaan kon aangegeven worden.

b. Theoretische beschouwingen.

Na eenige vereenvoudigende aannamen (geen torsie of buiging van het draagvlak, alleen elastische verdraaiing om de as AA , zie fig. 1, klap vrij draaibaar om as BB , kleine trillingen) werden de bewegingsvergelijkingen (1), (2) van het stelsel opgesteld. Deze geven als algemeene oplossing de beweging (3), (4). Toepassing van de theorie van Routh geeft beoordeeling van de stabiliteit. Uit de discriminant van Routh (6) kan de verkorte stabiliteitsvoorwaarde (7) afgeleid worden, welke voldoende, doch niet noodzakelijk is. Hieruit blijkt, dat in dit geval stabiliteit verkregen kan worden door den afstand van het zwaartepunt van de klap achter haar as te verkleinen. Ligt het zwaartepunt in deze as, dan zijn onstabiele bewegingen zeker onmogelijk. Uit energiebeschouwingen volgt, dat ook in andere gevallen het naar voren verplaatsen van het zwaartepunt een werkzaam middel zal zijn om onstabiele trillingen tegen te gaan.

Tabellen V, VI en VII geven de resultaten van de toepassing der stabiliteitscriteria, Tabel VIII de berekende trillingstijden van het stelsel, Tabel IX de eigentrillingstijden van draagvlak en klap, terwijl Tabel X den invloed geeft van verandering van den elastischen coëfficiënt van het draagvlak. Uit laatstgenoemde tabel blijkt, dat onstabiele trillingen over een groot gebied van c_1 kan voorkomen.

RAPPORT A 48.

Onstabiele trillingen van een draagvlak- klap-systeem.

Uittreksel.

a. Aanleiding tot het onderzoek.

Aan een vliegtuig met half vrijdragenden vleugel worden onstabiele trillingen waargenomen, zonder dat hiervoor een directe oorzaak aangegeven kon worden. Een nader theoretisch en experimenteel onderzoek leidde tot de conclusie, dat hier een gekoppelde trilling van het draagvlak-klap-systeem optrad. Een middel om deze trillingen tegen te gaan kon aangegeven worden.

b. Theoretische beschouwingen.

Na eenige vereenvoudigende aannamen (geen torsie of buiging van het draagvlak, alleen elastische verdraaiing om de as AA , zie fig. 1, klap vrij draaibaar om as BB , kleine trillingen) werden de bewegingsvergelijkingen (1), (2) van het stelsel opgesteld. Deze geven als algemeene oplossing de beweging (3), (4). Toepassing van de theorie van Routh geeft beoordeeling van de stabiliteit. Uit de discriminant van Routh (6) kan de verkorte stabiliteitsvoorwaarde (7) afgeleid worden, welke voldoende, doch niet noodzakelijk is. Hieruit blijkt, dat in dit geval stabiliteit verkregen kan worden door den afstand van het zwaartepunt van de klap achter haar as te verkleinen. Ligt het zwaartepunt in deze as, dan zijn onstabiele bewegingen zeker onmogelijk. Uit energiebeschouwingen volgt, dat ook in andere gevallen het naar voren verplaatsen van het zwaartepunt een werkzaam middel zal zijn om onstabiele trillingen tegen te gaan.

Tabellen V, VI en VII geven de resultaten van de toepassing der stabiliteitscriteria, Tabel VIII de berekende trillingstijden van het stelsel, Tabel IX de eigentrillingstijden van draagvlak en klap, terwijl Tabel X den invloed geeft van verandering van den elastischen coëfficiënt van het draagvlak. Uit laatstgenoemde tabel blijkt, dat onstabiele trillingen over een groot gebied van c_1 kan voorkomen.

De fig. 6 en 7 stellen het begin van een onstabiele en van een stabiele beweging voor.

c. Experimenten.

Een model van het draagvlak (zie fig. 3 en 4) werd in den windtunnel onderzocht. Het gewicht van het balansvlakje kan veranderd worden (model *a* zonder balansvlak, *b*, *c* en *d* met balansvlak met toenemend gewicht). Tabel II geeft stabiliteitswaarnemingen aan dit model, Tabel III de gemeten trillingsgetallen. De waarde der in de bewegingsvergelijkingen voorkomende coëfficiënten werden experimenteel bepaald (Tabel IV) en voor bovenvermelde berekeningen gebruikt.

d. Vergelijking der experimentele resultaten met de theoretisch berekende.

Voor zoover de stabiliteit van kleine trillingen betreft, is de overeenstemming goed (Tabel II, V en VI).

De waarden der trillingsgetallen (Tabel III en VIII) toonen verschillen; hierbij moet er echter op gelet worden, dat de berekende gelden voor kleine trillingen, terwijl de waarnemingen uitgevoerd werden in den eindtoestand der beweging, dus bij groote uitslagen.

e. Conclusie.

Onstabiele trillingen van het draagvlak-klap-systeem kunnen, indien torsie van het draagvlak buitengesloten is, voorkomen worden door het zwaartepunt van de klap in haar draaiingsas te brengen. Is torsie van het draagvlak wel mogelijk, dan zal ook een verbetering verkregen worden door het zwaartepunt van de klap naar voren te verplaatsen. De grootte van de hier vereischte verplaatsing vordert echter een verder onderzoek.

De doeltreffendheid dezer oplossing werd bevestigd door proeven met het vliegtuig, waarbij oorspronkelijk onstabiele trillingen waargenomen waren.

RAPPORT A 48.

Oscillations instables d'un système composé d'une aile et d'un aileron.

Résumé.

a. Motif de l'étude.

Chez un avion avec aile en semi-porte à faux on a observé des vibrations instables sans qu'on pût indiquer la cause directe. Une étude théorique et expérimentale plus serrée menait à la conclusion qu'on avait affaire à des oscillations couplées

de l'aile et de l'aileron. On a pu indiquer un moyen pour empêcher ces oscillations.

b. Considérations théoriques.

On commence en introduisant les simplifications suivantes : l'aile ne subit aucune déformation élastique, à l'exception d'une torsion élastique autour de l'axe AA (voir fig. 1), l'aileron se meut librement autour de l'axe BB , l'amplitude des vibrations est faible. Ensuite on établit les équations de mouvement (1), (2) pour le système. La solution générale de ces équations donne le mouvement (3), (4). En appliquant la théorie de Routh on peut juger de la stabilité. La condition de stabilité abrégée (7) est déduite du discriminant de Routh (6). La dite condition est suffisante, mais pas nécessaire. Il appert que dans le cas étudié, la stabilité est obtenue en diminuant la distance du centre de gravité de l'aileron à l'axe BB , le centre de gravité étant situé en arrière de cet axe. Si le centre de gravité est situé sur BB , des oscillations instables sont certainement impossibles. Des considérations sur l'énergie du système il résulte que dans d'autres cas le déplacement en avant du centre de gravité sera un moyen efficace pour combattre l'instabilité.

Dans les tableaux V, VI et VII sont contenus les résultats des critères de stabilité, le tableau VIII donne les périodes de vibration calculées du système, le tableau IX donne les périodes de vibration propres de l'aile et de l'aileron, tandis que le tableau X représente l'influence des modifications du coefficient d'élasticité de l'aile. Le dernier tableau montre que l'instabilité peut se produire avec des valeurs de c_1 comprises entre des limites assez éloignées.

Les figures 6 et 7 montrent le commencement des mouvements instables et stables.

c. Expériences.

Un modèle de l'aile (voir fig. 3 et 4) a été étudié dans le tunnel. Le poids de la surface-balance peut être modifié (modèle *a* sans surface-balance, modèles *b*, *c*, *d* avec surface-balance de poids croissant successivement). Le tableau II donne des observations de stabilité du modèle, le tableau III donne les nombres des vibrations mesurées.

Les valeurs numériques des coefficients employés dans les équations de mouvement ont été déterminées expérimentalement (tableau IV). On s'est servi de ces valeurs en effectuant les calculs déjà cités.

d. Comparaison des résultats expérimentaux et théoriques.

En tant que la stabilité des oscillations à faible amplitude la concordance est bonne (tableaux II, V et VI). Les valeurs des nombres des vibrations montrent des différences (tableaux III et VIII). Il est à remarquer que les nombres calculés ne

valent que pour des oscillations de faible amplitude tandis que les nombres expérimentaux ont été relevés pendant le régime définitif du mouvement, c.-à.-d. quand l'amplitude était devenue grande.

e. Conclusion.

Dans le cas où l'aile ne peut pas se tordre, on peut prévenir le développement d'oscillations instables en portant le centre de gravité de l'aileron sur l'axe de rotation. Si l'aile peut se tordre, on obtient aussi une amélioration en déplaçant le centre de gravité de l'aileron en avant. Dans ce cas la détermination de la grandeur du déplacement du centre de gravité nécessaire demande une étude plus approfondie. L'efficacité de cette solution a été démontrée par des essais de l'avion à bord duquel on avait remarqué antérieurement des oscillations instables.

f. Notation employée.

α angle de rotation de l'aile autour de l'axe AA .

β angle de rotation de l'aileron autour de l'axe BB .

M_1 masse de l'aile.

M_2 masse de l'aileron.

r_1 rayon d'inertie de l'aile par rapport à l'axe AA .

r_2 rayon d'inertie de l'aileron par rapport à l'axe BB .

a distance du centre de gravité de l'aileron à l'axe BB .

b distance du centre de gravité de l'aileron à l'axe AA .

V vitesse du vent.

c_1, c_2, c_3, c_4, c_5 sont des coefficients définis par:

moment élastique $= -c_1 \alpha$

moment aérodynamique sur l'aile $= -c_2 V \dot{\alpha} - c_3 V^2 \beta$

moment aérodynamique sur l'aileron $= -c_5 V \dot{\beta} - c_4 V^2 \beta$

Signes des données sur la stabilité:

+ stable.

— instable.

? indéterminé.

REPORT A 48.

Unstable oscillations of a wing-aileron-system.

Summary.

a. Reasons for inquiry.

On a semi-cantilever monoplane unstable oscillations were observed. As no suitable explanation of the observed pheno-

mena was available, the matter was investigated into. Theory and experiment pointed to the conclusion, that in the case mentioned coupled oscillations of the wing-aileron system occurred.

b. Theoretical considerations.

The equations of motion (1), (2) of the system are based on the following simplified hypotheses: there is no torsion or bending of the wing, only an elastic torsion about axis AA (see fig. 1); aileron can move freely around axis BB ; small oscillations. The motion (3), (4) is given by the general solution of equation (1), (2). Application of the theory of Routh gives a base for forming an opinion of the stability, or otherwise, of the motion. From Routh's discriminant (6) may be found the reduced stability condition (7) which is sufficient but not necessary. It is shown that in the present case stability can be obtained by reducing the distance of the centre of gravity of the aileron behind its axis. If the c.g. lies upon this axis, unstable motion is certainly impossible. It is proved by energy considerations that in other cases also unstable oscillations can be avoided by carrying forward the c.g. of the aileron.

In tables V, VI and VII are given the results of applying the stability criteria, table VIII contains the calculated periods of the system, table IX gives the natural periods of wing and aileron. In table X the influence of modifying the elastic coefficient of the wing is clearly shown; unstable motion is possible for a large range of values of c_1 .

The fig. 6 represents the beginning of an unstable motion, fig. 7 that of a stable motion.

c. Experiments.

A model of the wing (figs. 3 and 4) has been tested in the windchannel. The weight of the auxiliary balancing surface could be modified (model *a* without balancing surface, models *b*, *c* and *d* with balancing surfaces of increasing weight). Table II gives stability observations, table III the numbers of oscillations per second for this model. The numerical value of the coefficients used in the equations of motion has been determined by experiment (table IV). These values are used in the above mentioned calculations.

d. Comparison of theoretical and experimental results.

Concerning the stability of small oscillations, the agreement is good (tables II, V and VI). The values of the numbers of oscillation show some difference; in this connection it must be remarked that the calculated values only hold good for small amplitudes, whereas the observations were made when the

motion had reached its final state and the amplitude had become large.

e. Conclusion.

Unstable oscillations of the wing-aileron system can be prevented by bringing the centre of gravity of the aileron on the hinge axis in such cases where torsion of the wing is impossible. If torsion of the wing is possible, then also an improvement will be obtained by shifting forward the c. g. of the aileron. In this case the magnitude of the displacement demands further inquiry. This has been proved by experiments with the aeroplane which originally showed unstable oscillations.

f. Notations.

- α angle of rotation of wing about axis AA .
- β angle of rotation of aileron about axis BB .
- M_1 wing mass.
- M_2 aileron mass.
- r_1 radius of gyration of wing about axis AA .
- r_2 radius of gyration of aileron about axis BB .
- a distance of centre of gravity of aileron behind axis BB .
- b distance of centre of gravity of aileron from axis AA .
- V wind speed.
- c_1, c_2, c_3, c_4, c_5 are coefficients determined by:
 - elastic moment $= -c_1 \alpha$
 - aerodynamic moment on wing $= -c_2 V \dot{\alpha} - c_3 V^2 \beta$
 - aerodynamic moment on aileron $= -c_5 V \dot{\beta} - c_4 V^2 \beta$
- Signs of stability data:
 - + stable
 - unstable
 - ? uncertain.

BERICHT A 48.

Instabile Schwingungen eines Flügel-Querruder-Systems.

Zusammenfassung.

a. Anregung zur Untersuchung.

Ein Flugzeug mit halb freitragendem Flügel zeigte instabile Schwingungen ohne angebliche Ursache. Eine theoretische

und experimentelle Untersuchung der Verhältnisse führte zu der Schlussfolgerung, dass eine gekuppelte Schwingung des Flügel-Querruder-Systems auftrat. Es konnte ein Mittel zur Bekämpfung dieser Schwingungen angegeben werden.

b. Theoretische Betrachtungen.

Die Bewegungsgleichungen (1), (2) des Systems wurden aufgestellt unter Benutzung einiger vereinfachenden Annahmen und zwar: keine Biegung oder Verdrehung der Tragfläche, nur elastische Verdrehung um die Achse AA (s. Abb. 1). Querruder frei drehbar um die Achse BB , kleine Schwingungen. Aus der allgemeinen Lösung der Gleichungen wird die Bewegung (3), (4) erhalten. Anwendung der Routh'schen Theorie gibt Beurteilung der Stabilität. Aus dem Routh'schen Diskriminanten (6) lässt sich die abgekürzte Stabilitätsbedingung (7) ableiten. Diese Bedingung ist hinreichend aber nicht notwendig. Es stellt sich heraus dass in diesem Falle Stabilität erhalten wird durch Verkleinerung der Entfernung des Querruderschwerpunktes hinter die Drehachse. Wird der Schwerpunkt in diese Achse verlegt, so sind instabile Bewegungen ausgeschlossen. Aus Energiebetrachtungen folgt, dass auch in anderen Fällen die nach vorne Verschiebung des Querruderschwerpunktes ein wirksames Mittel zur Begegnung instabiler Schwingungen sein wird.

Die Zahlentafeln V, VI u. VII zeigen die Ergebnisse der Anwendung der Stabilitätskriterien, Zahlentafel VIII enthält die berechneten Schwingungszeiten des Systems, Zahlentafel IX die Eigenschwingungszeiten von Flügel und Querruder. Schliesslich zeigt die Zahlentafel X den Einfluss etwaiger Abänderungen des Elastizitätsbeiwertes der Tragfläche. Aus letztgenannter Zahlentafel ist zu ersehen dass Instabilität bei einem grossen Bereiche des Beiwertes c_1 möglich ist.

Die Abb. 6 u. 7 stellen den Anfang einer instabilen bzw. stabilen Bewegung dar.

c. Versuche.

Ein Flügelmodell (s. Abb. 3 u. 4) wurde im Windkanal untersucht. Das Gewicht der vorgelagerten Ausgleichfläche kann geändert werden (Modell *a* ohne Ausgleichfläche, *b*, *c* u. *d* mit Ausgleichflächen zunehmenden Gewichtes). Zahlentafel II gibt Stabilitätsbeobachtungen an diesem Modelle, Zahlentafel III die gemessenen Schwingungszahlen. Die Zahlenwerte der in den Bewegungsgleichungen benutzten Beiwerte sind aus Versuchen ermittelt (Zahlentafel IV) und in den obengenannten Rechnungen benutzt.

d. Vergleich der Versuchsergebnisse mit den theoretisch berechneten.

Was die Stabilität kleiner Schwingungen anbetrifft, so ist die Uebereinstimmung gut (Zahlentafeln II, V u. VI). Die Werte

der Schwingungszahlen (Zahlentafeln III und VIII) zeigen Unterschiede. Dabei ist zu beachten dass die berechneten Werte nur für kleine Schwingungen gelten, während die Beobachtungen beim Endzustande der Bewegung, also grossen Ausschlägen, ausgeführt wurden.

e. Schlussfolgerung.

Wenn Verdrehung des Flügels ausgeschlossen ist, können instabile Schwingungen des Flügel-Querruder-Systemes durch Verlegung des Querruderschwerpunktes in die Drehachse vermieden werden. Ist Verdrehung des Flügels möglich, so wird ebenfalls eine Verbesserung erhalten bei Verschiebung des Querruderschwerpunktes nach vorne. Die Bestimmung der in diesem Falle notwendigen Verschiebung ist Gegenstand einer näheren Untersuchung. Die Richtigkeit dieser Lösung ist bestätigt worden durch Versuche mit dem Flugzeug welches ursprünglich instabile Schwingungen zeigte.

f. Bezeichnungen.

α Drehwinkel des Flügels um die Achse AA .

β Drehwinkel des Querruders um die Achse BB .

M_1 Flügelmasse.

M_2 Querrudermasse.

r_1 Trägheitshalbmesser des Flügels um die Achse AA .

r_2 Trägheitshalbmesser des Querruders um die Achse BB .

a Schwerpunktsabstand des Querruders in Bezug auf die Achse BB .

b Schwerpunktsabstand des Querruders in Bezug auf die Achse AA .

V Windgeschwindigkeit.

c_1, c_2, c_3, c_4, c_5 sind Beiwerte, bestimmt durch:

Elastisches Moment $= -c_1 \alpha$

Moment der Luftkräfte auf dem Flügel $= -c_2 V \dot{\alpha} - c_3 V^2 \beta$

Moment der Luftkräfte auf dem Querruder $= -c_5 V \dot{\beta} - c_4 V^2 \beta$

Vorzeichen der Stabilitätsaufgaben:

$+$ stabil.

$-$ instabil.

$?$ unbestimmt.

Onstabiele trillingen van een draagvlak-klap-systeem.

Rapport A 48.

Door ir. A. G. von Baumhauer en ir. C. Koning.

Overzicht.

Naar aanleiding van een trillingsverschijnsel, dat zich bij een vliegtuig had voorgedaan, werd een theoretisch en experimenteel onderzoek uitgevoerd naar de mogelijkheid van onstabiele trillingen. Hierbij werd aangetoond, dat het door draagvlak en stuurklap gevormde systeem een gekoppelde trilling kan uitvoeren, welke onstabiel is. Voorloopig werd het onderzoek beperkt tot een draagvlak, dat torsiestijf was. Een middel, om in dit geval stabiliteit te verkrijgen, kon aangegeven worden. Verwacht wordt echter, dat hierdoor ook in gevallen, waar torsie mogelijk is, verbetering verkregen zal worden.

Indeeling van het rapport.

1. Aanleiding tot het onderzoek.
2. Overzicht van de mogelijke oorzaken van het verschijnsel.
3. Theoretische beschouwingen.
4. Beschrijving van het model.
5. Beschrijving der experimenteele methoden.
6. Uitwerking der experimenteele gegevens.
7. Experimenteele resultaten.
8. Theoretisch berekende resultaten.
9. Vergelijking van de experimenteele en theoretisch berekende resultaten.
10. Practische toepassing.

1. Aanleiding tot het onderzoek.

Tijdens een vlucht met den van Berkel eendekker, type W.B.¹⁾, voerde het draagvlak een sterk trillende beweging uit. Hierbij werden krachtige rukken aan het handwiel voor dwarsbesturing gevoeld. Volgens ooggetuigen was de amplitude

(1) Voor een beschrijving van dit vliegtuig kan verwezen worden naar:

Vliegveld 26 Maart 1921, blz. 98.

Motorwagen 10 November 1921, S. 688.

Aeronautics 12 May 1921, p. 339.

Flight 14 April 1921, p. 260.

der trillingen zeer groot. Een oorzaak van het verschijnsel was niet direct aan te geven. Een door de Marine ter plaatse ingestelde commissie van onderzoek constateerde, dat vliegtuig en motor geheel in orde waren, alleen vertoonde het triplex der draagvlakklangsliggers kleine doorbuigingen. Later bleek, dat hetzelfde verschijnsel, hoewel in geringere mate, zich bij dit vliegtuigtype reeds meer had voorgedaan. Bij een der eerste proefvluchten werden dergelijke rukken in het klappenstuur gevoeld, waarbij echter geen trilling van het geheele draagvlak waargenomen werd. Na verkleinen en naar binnen verplaatsen van het balansvlak van de klap werd het verschijnsel tijdens het invliegen niet meer waargenomen. Zoowel in Indië als hier te lande werden later deze stooten nog wel eens opgemerkt, maar dan toegeschreven aan remous. Na het in Indië voorgekomen geval van sterke trilling werd het echter door de Marine ongewenscht geacht met het vliegtuig te blijven vliegen zonder dat een verbetering aangebracht was ter voorkoming van dit verschijnsel. Voor de verklaring er van werden van verschillende zijden zeer uiteenlopende mogelijke oorzaken opgegeven. Om te kunnen beslissen wat hiervan de meest waarschijnlijke is en in welke richting dus naar een verbetering gezocht moet worden, werd dit onderwerp door den R. S. L. nader in studie genomen.

2. Overzicht van de mogelijke oorzaken van het verschijnsel.

Voor de boven beschreven trillingen werden de volgende mogelijke oorzaken geopperd:

- a. te slappe constructie van het draagvlak;
- b. remous;
- c. onstabieleit van de klap;
- d. trilling van het draagvlak onder invloed van periodisch loslatende wervels;
- e. gekoppelde trilling van het draagvlak-klap-systeem.

De omstandigheden, waaronder de trillingen zich bij het vliegtuig voordeden, waren te weinig bekend, dan dat hieruit een beslissing over de oorzaak genomen kon worden. Daarom werd voor een nader onderzoek in den windtunnel een model van het draagvlak vervaardigd (zie punt 4). Bij een voorloopig onderzoek bleek, dat dit model onder bepaalde omstandigheden een onstabele trilling, d. w. z. een trilling met toenemende amplitude, kon uitvoeren. Bij deze beweging beïnvloedden draagvlak en klap elkaar onderling, de trilling was dus een gekoppelde. Een voortgezet theoretisch en experimenteel onderzoek leidde tot de conclusie, dat een onstabele trilling mogelijk is zonder dat de onder α t/m d genoemde oorzaken optreden, terwijl een eenvoudig middel ter voorkoming der trillingen aangegeven kon worden.

3. Theoretische beschouwingen.

a. Aannamen.

Om de theoretische behandeling van het verschijnsel, zooals zich dit in den windtunnel voordeed, mogelijk te maken, was het noodig uit te gaan van eenige aannamen, welke beschouwd kunnen worden in goede overeenstemming te zijn met de werkelijkheid.

Deze aannamen zijn de volgende:

het draagvlak is volkomen stijf, maar is bevestigd aan een elastische plaat, zoodat de eenig mogelijke beweging een draaiing om de as AA is (fig. 1);

de klap is vrij draaibaar om haar as BB ;

de afmetingen en de massa van de klap zijn klein in vergelijking met die van het draagvlak, zoodat de krachten op de klapas verwaarloosd mogen worden tegenover de overige op het draagvlak;

de invloed der zwaartekracht kan verwaarloosd worden.

Door deze aannamen wordt de beweging teruggebracht tot die van een systeem met twee graden van vrijheid, een verdere vereenvoudiging wordt in het volgende verkregen door alleen kleine trillingen te beschouwen.

b. Coördinaten en notaties.

De coördinaten zijn:

α = hoek van draaiing van het draagvlak om de as AA ;

β = hoek van draaiing van de klap om de as BB .

Deze coördinaten worden gemeten van uit den evenwichtsstand, d. w. z. dien stand, waarin voor het draagvlak windkrachtmoment en elastisch moment in evenwicht met elkaar zijn en waarin het op de klap werkende windkrachtmoment nul is. De richting, waarin de coördinaten als positief aangenomen worden, is aangegeven in fig. 1.

De volgende notaties worden gebruikt:

M_1 = massa van het draagvlak;

M_2 = massa van de klap;

r_1 = traagheidsstraal van het draagvlak om de as AA ;

r_2 = traagheidsstraal van de klap om de as BB ;

a = afstand van het zwaartepunt van de klap achter de as BB ;

b = afstand van het zwaartepunt van de klap tot de as AA ;

V = windsnelheid;

c_1, c_2, c_3, c_4 en c_5 = constanten, waarvan de beteekenis in het volgende punt aangegeven wordt.

De differentiaalquotienten van de coördinaten naar den tijd worden aangegeven door bovengeplaatste punten.

c. De op draagvlak en klap werkende momenten.

Op het draagvlak werken het moment M_E van de elastische inklemmingen en het moment M_W van de windkracht om de as AA .

De inklemming is volkomen elastisch, voor het moment kan geschreven worden:

$$M_E = - c_1 a.$$

Het windkrachtmoment kan gesplitst worden in drie deelen, waarvan de grootte achtereenvolgens bepaald wordt door den invalshoek in den evenwichtstand, de hoeksnelheid $\dot{z}$ en den klaphoek β . Het eerste deel kan buiten beschouwing gelaten worden, daar dit alleen den evenwichtstand bepaalt en het hier te doen is om de beweging om dezen stand. Het tweede deel wordt veroorzaakt door de verandering van invalshoek als gevolg van de beweging om de as AA en is dus evenredig met $\frac{\dot{z}}{V}$. Het derde deel is evenredig met β . Bovendien is het windkrachtmoment evenredig met V^2 , zoodat dit geschreven kan worden in den vorm

$$M_W = \left(- c_2 \frac{\dot{z}}{V} - c_3 \beta \right) V^2 = - c_2 V \dot{z} - c_3 V^2 \beta.$$

De teekens zijn hier en eveneens voor de op de klap werkende momenten zoo gekozen, dat alle coëfficiënten c positief zijn. Het moment der traagheidskrachten om de as AA is

$$M_T = - M_1 r_1^2 \ddot{a}.$$

Op de klap werkt alleen het moment der windkracht. Dit moment kan in twee deelen gesplitst worden, waarvan het eene bepaald wordt door de hoeksnelheid $\dot{\beta}$, het andere door den klaphoek β . De grootte van het eerste deel is evenredig met de verhouding $\frac{\dot{\beta}}{V}$, die van het tweede met β . Het moment is hier eveneens evenredig met V^2 , dus

$$M'_W = \left(- c_5 \frac{\dot{\beta}}{V} - c_4 \beta \right) V^2 = - c_5 V \dot{\beta} - c_4 V^2 \beta.$$

Bij bepaling van het moment der traagheidskrachten van de klap moet er rekening mede gehouden worden, dat, naast de hoekversnelling $\ddot{\beta}$, de geheele klap tevens een versnelling heeft, gelijk aan die van haar draaiingsas, dus

$$M'_T = - M_2 r_2^2 \ddot{\beta} - M_2 ab \ddot{a}.$$

In het bovenstaande is het verband tusschen de momenten en de hoeken en hoeksnelheden lineair aangenomen, hetgeen toelaatbaar is, wanneer het onderzoek beperkt wordt tot kleine trillingen.

De beteekenis der hier ingevoerde aërodynamische coëfficiënten is de volgende: $c_2 V$ geeft de verandering van het rolmoment met de hoeksnelheid van rollen²⁾; $c_3 V^2$ de verandering van het rolmoment met den klaphoek β . $c_4 V^2$ is de verandering van het op den klap werkende windkrachtmoment met de klaphoek; c_5 de dempingsfactor van de klap.

d. Bewegingsvergelijkingen.

De bewegingsvergelijkingen van het stelsel worden verkregen door op beide deelen het beginsel van d'ALEMBERT toe te passen, volgens hetwelk het moment der traagheidskrachten evenwicht moet maken met dat van de uitwendige krachten. Voor het draagvlak geeft dit:

$$M_E + M_W + M_T = 0$$

en voor de klap:

$$M_W' + M_T' = 0$$

Na invoering van de in punt 3c gegeven waarden van deze momenten en rangschikking gaan deze vergelijkingen over in de bewegingsvergelijkingen:

$$M_1 r_1^2 \ddot{\alpha} + c_2 V \dot{\alpha} + c_1 \alpha + c_3 V^2 \beta = 0 \quad (1)$$

$$M_2 a b \ddot{\alpha} + M_2 r_2^2 \ddot{\beta} + c_5 V \dot{\beta} + c_4 V^2 \beta = 0 \quad (2)$$

welke ter vereenvoudiging geschreven kunnen worden:

$$A_1 \ddot{\alpha} + A_2 \dot{\alpha} + A_3 \alpha + B_3 \beta = 0 \quad (1')$$

$$D_1 \ddot{\alpha} + E_1 \ddot{\beta} + E_2 \dot{\beta} + E_3 \beta = 0 \quad (2')$$

In deze laatste vergelijkingen is dan:

$$A_1 = M_1 r_1^2 \quad D_1 = M_2 a b$$

$$A_2 = c_2 V \quad E_1 = M_2 r_2^2$$

$$A_3 = c_1 \quad E_2 = c_5 V$$

$$B_3 = c_3 V^2 \quad E_3 = c_4 V^2$$

²⁾ Onder „rollen” wordt verstaan de draaiing van het vliegtuig om de langsas, „rolmoment” is het moment der windkracht om deze as.

e. *Oplossing der bewegingsvergelijkingen.*

De bewegingsvergelijkingen zijn lineaire differentiaalvergelijkingen. De oplossing er van is dus: ³⁾

$$\alpha = C_1 e^{\lambda_1 t} + C_2 e^{\lambda_2 t} + C_3 e^{\lambda_3 t} + C_4 e^{\lambda_4 t} \quad (3)$$

$$\beta = C_5 e^{\lambda_1 t} + C_6 e^{\lambda_2 t} + C_7 e^{\lambda_3 t} + C_8 e^{\lambda_4 t} \quad (4)$$

Hierin zijn λ_1 enz. de wortels der 4de graadsvergelijking:

$$\begin{bmatrix} A_1 \lambda^2 + A_2 \lambda + A_3 & B_3 \\ D_1 \lambda^2 & E_1 \lambda^2 + E_2 \lambda + E_3 \end{bmatrix} = 0 \quad (5)$$

welke ook geschreven kan worden in den vorm:

$$F \lambda^4 + G \lambda^3 + H \lambda^2 + J \lambda + K = 0 \quad (5')$$

waarin

$$F = A_1 E_1$$

$$J = A_2 E_3 + A_3 E_2$$

$$G = A_1 E_2 + A_2 E_1$$

$$K = A_3 E_3$$

$$H = A_1 E_3 + A_2 E_2 + A_3 E_1 - B_3 D_1$$

De waarde der integratieconstanten C_1 enz. wordt bepaald uit de begin- en koppelingsvoorwaarden. De eerste worden verkregen door de waarden voor α_1 , $\dot{\alpha}_1$, β en $\dot{\beta}$ voor $t=0$ aan te nemen, de tweede zijn de voorwaarden, waaraan voldaan moet worden, opdat de door (3) en (4) gegeven waarden der coördinaten identiek, d.w.z. voor alle waarden van t , zullen voldoen aan de bewegingsvergelijkingen (1) en (2).

Heeft de vergelijking (5) complexe wortels, dan is het voor de verdere berekeningen eenvoudiger de waarden van α en β te schrijven in een vorm, waarin goniometrische functies voorkomen. Is b.v. $\lambda_{1,2} = \lambda_1' \pm i \lambda_1''$ een stel complexe wortels, dan kunnen de bijbehorende termen op de volgende wijze omgevormd worden:

$$\begin{aligned} C_1 e^{\lambda_1 t} + C_2 e^{\lambda_2 t} &= e^{\lambda_1' t} (C_1 e^{i \lambda_1'' t} + C_2 e^{-i \lambda_1'' t}) = \\ &= e^{\lambda_1' t} \{ i (C_1 - C_2) \sin \lambda_1'' t + (C_1 + C_2) \cos \lambda_1'' t \} = \\ &= e^{\lambda_1' t} (C_1' \sin \lambda_1'' t + C_2' \cos \lambda_1'' t). \end{aligned}$$

³⁾ Over deze oplossing en daaruit voortvloeiende beschouwingen.

Routh. *Stability of motion.*

Routh. *Advanced rigid dynamics. Nature of the motion given by linear equations and the conditions of stability* (Sixth Edition p. 210),

verder:

Czuber. *Vorlesungen über Differential- und Integralrechnung II. Homogene Gleichungen mit konstanten Koeffizienten* (Fünfte Auflage S. 467).

Föppl. *Vorlesungen über technische Mechanik IV. Gekoppelte Schwingungen* (Vierte Auflage S. 67).

Hamel. *Elementare Mechanik. Kleine Schwingungen von zwei Freiheitsgrade* (S. 504).

Heeft de vergelijking alleen complexe wortels, dan worden de waarden van α en β dus:

$$\alpha = e^{\lambda_1' t} (C_1 \sin \lambda_1'' t + C_2 \cos \lambda_1'' t) + e^{\lambda_2' t} (C_3 \sin \lambda_2'' t + C_4 \cos \lambda_2'' t) \quad (3')$$

$$\beta = e^{\lambda_1' t} (C_5 \sin \lambda_1'' t + C_6 \cos \lambda_1'' t) + e^{\lambda_2' t} (C_7 \sin \lambda_2'' t + C_8 \cos \lambda_2'' t) \quad (4')$$

De nieuwe integratieconstanten kunnen op dezelfde wijze als boven aangegeven bepaald worden. Komen naast elkaar reële en complexe wortels voor, dan bevatten α en β zoowel exponentieele als goniometrische termen.

f. Stabiliteitscriterium.

De stabiliteit van de beweging, bepaald door de in (3) en (4) of (3') en (4') gegeven waarden der coördinaten, hangt af van het teken der reële wortels λ of (en) van dat van het reële deel λ' van de complexe wortels. Komt hierbij een positief teken voor, dan bevatten α en β beide een term van de gedaante $Ce^{\lambda t}$ of $e^{\lambda' t} (C_n \sin \lambda'' t + C_{n+1} \cos \lambda'' t)$ met positieve waarde van λ , resp. λ' . In het eerste geval geeft deze term een aperiodische beweging, in het tweede een trilling, beide met toenemende amplitude. De beweging is dus onstabiel. Stabiliteit bestaat alleen dan, wanneer de vergelijking (5') wortels geen positieve reële of complexe wortels met positief reëel gedeelte heeft. Het door ROUTH hiervoor afgeleide criterium⁴⁾ is: de coëfficiënten F t/m K van vergelijking (5') en de discriminant $G H J - F J^2 - K G^2$ moeten alle positief zijn. Is een van deze negatief, dan is de beweging onstabiel. Van de in de bewegingsvergelijkingen voorkomende coëfficiënten zijn A_1, A_3, D_1 en E_1 steeds positief. Opdat A_2, E_2 en E_3 positief zijn, moet voldaan worden aan de volgende voorwaarden: de invalshoek is kleiner dan de critische (c_2 positief), de klap heeft positieve damping (c_5 positief), de klap is niet overgebalanceerd (c_4 positief). In normale gevallen wordt hieraan voldaan, dus zijn F, G, J en K positief. Daar $B_3 D_1$ klein zal zijn t.o.v. de andere in H voorkomende termen, is ook deze coëfficiënt positief. Er blijft dus alleen nog de z.g. discriminant van Routh $\Delta = (G H J - F J^2 - K G^2)$ ter beschouwing over. Na substitutie van de in A_1 enz. uitgedrukte waarden der coëfficiënten F enz. en omwerking kan hiervoor geschreven worden:

$$G H J - F J^2 - K G^2 = (A_2 E_2 - B_3 D_1) (A_1 E_2 + A_2 E_1) (A_2 E_3 + A_3 E_2) + A_2 E_2 (A_1 E_3 - A_3 E_1)^2. \quad (6)$$

⁴⁾ ROUTH. Stability of motion. p. 14 (hierbij is $F = 1$ genomen).

De waarde hiervan zal zeker positief zijn, wanneer de coëfficiënten A en E en $(A_2 E_2 - B_3 D_1)$ positief zijn.

Aan het eerste zal in normale gevallen, zooals boven uiteengezet werd, voldaan worden, zoodat als stabiliteitsvoorwaarde overblijft:

$$A_2 E_2 - B_3 D_1 = c_2 c_5 V^2 - M_2 ab c_3 V^2 > 0$$

$$M_2 ab < \frac{c_2 c_5}{c^3} \quad (7)$$

Het stabiliteitscriterium, gegeven in vergelijking (7), is voldoende, doch niet noodzakelijk, immers het kan voorkomen, dat de waarde van (6) positief is, zonder dat dit het geval is voor $(A_2 E_2 - B_3 D_1)$. In een dergelijk geval is de waarde van den geheelen vorm (6) beslissend. De vergelijking (7) geeft tevens een richting aan, waarin verbetering van de stabiliteit gevonden kan worden, namelijk door verkleinen van het product $M_2 a$, het statisch moment van de massa van de klap om de draaiingsas van deze. Voor het bijzondere geval $a = 0$ kan de stabiliteit van de beweging direct afgelezen uit de vergelijking (5), daar deze, doordat $D_1 = 0$ is, wordt:

$$(A_1 \lambda^2 + A_2 \lambda + A_3) (E_1 \lambda^2 + E_2 \lambda + E_3) = 0.$$

De beweging zal nu stabiel zijn, indien de afzonderlijke trillingen van klap en draagvlak dit zijn.

Andere mogelijkheden om stabiliteit te verkrijgen, welke aangegeven worden door vergelijking (7), zijn: het vergrooten van de verhouding $\frac{c_2}{c_3}$ of van de dempingsfactor c_5 . Beschouwd van het standpunt van bestuurbaarheid, is het vergrooten van de verhouding $\frac{c_2}{c_3}$ ongunstig, daar deze de maximum rolsnelheid van het vliegtuig bij een gegeven klaphoek bepaalt, en wel zoo, dat bij toenemen van de verhouding de rolsnelheid afneemt. Over den invloed van klapvorm en andere factoren op de dempingsfactor c_5 is niets bekend, zoodat het niet mogelijk is aan te geven, door welke wijzigingen c_5 vergroot kan worden en binnen welke grenzen dit mogelijk is.

g. Verdere beschouwingen over het stabiliteitscriterium, invloed van de stijfheid.

Het in het vorige punt besproken stabiliteitscriterium geeft de mogelijkheid, den invloed der verschillende in de bewegingsvergelijkingen voorkomende grootheden op de stabiliteit na te gaan. Aannemende, dat de coëfficiënten F t/m K positief zijn, wordt over de stabiliteit beslist door de waarde van de discriminant $G H J - F J^2 - K G^2$. Door voor de coëfficiënten de in de oorspronkelijke bewegingsvergelijkingen (1) en (2) voorkomende in te voeren, wordt dus een uitdrukking in deze

verkregen, waarvan de waarde beslissend is voor de stabiliteit. Door verandering van één van deze grootheden kan dan nagegaan worden, welken invloed een verandering van de door deze uitgedrukte eigenschap onder overigens gelijk blijvende omstandigheden heeft op de stabiliteit. Een op deze wijze uitgevoerd onderzoek voor alle factoren zou hier tot een te veel in details afdalende beschouwing leiden. Alleen zal de invloed nagegaan worden van de waarde van $A_3 = c_1$, den coëfficiënt van de elastische inklemming (zie punt 3c), welke overeenkomt met de buigingsstijfheid van het draagvlak in het werkelijke vliegtuig. Voor dezen coëfficiënt werd een nader onderzoek uitgevoerd, omdat als een der mogelijke middelen om de aan het vliegtuig waargenomen trillingen tegen te gaan, verstijving van het draagvlak voorgesteld werd.

Geschreven naar machten van A_3 wordt de discriminant van Routh:

$$\Delta = L A_3^2 + M A_3 + N$$

$$\text{waarin: } L = A_2 E_1^2 E_2$$

$$M = E_2 (A_1 A_2 E_2^2 + A_2^2 E_1 E_2 - A_1 B_3 D_1 E_2 - A_2 B_3 D_1 E_1 - \\ - 2 A_1 A_2 E_1 E_3)$$

$$N = A_2 E_3 (A_1 A_2 E_2^2 + A_2^2 E_1 E_2 - A_1 B_3 D_1 E_2 - A_2 B_3 D_1 E_1 + \\ + A_1^2 E_3)$$

Deze vergelijking stelt, wanneer Δ als functie van A_3 uitgezet wordt, een parabool voor met naar beneden gekeerden top en de as evenwijdig aan de Δ as (fig. 2). De parabool heeft twee (reële of imaginaire) snijpunten met de A_3 -as, bepaald door de wortels van de vergelijking $\Delta = 0$.

Zijn deze wortels imaginair (fig. 2 a), dan is de waarde van Δ steeds positief, de beweging van het stelsel dus stabiel voor iedere waarde van A_3 .

Zijn de wortels daarentegen reëel en gelijk aan $(A_3)_1$ en $(A_3)_2$ (fig. 2 b), dan is in het tusschengelegen gebied Δ negatief, de beweging van het systeem voor een in dit gebied liggende waarde van A_3 dus onstabiel. De punten $(A_3)_1$ en $(A_3)_2$ geven die waarden van den elastischen coëfficiënt, waarbij de onstabielheid overgaat in stabiliteit, want voor $A_3 < (A_3)_1$ of $A_3 > (A_3)_2$ is Δ positief. Is de wortel $(A_3)_1$ negatief (fig. 2 c), dan heeft deze waarde geen praktische betekenis, er is dan slechts één stabiel gebied: $A_3 > (A_3)_2$.

h. Energiebeschouwingen.

Het in het vorige punt besproken stabiliteitscriterium geeft de gelegenheid te bepalen of onder gegeven omstandigheden de beweging al dan niet stabiel zal zijn. Tevens werd hierdoor een aanwijzing verkregen, door welke middelen stabiliteit verkregen kan worden. Het geeft echter geen beeld

van de wijze, waarop het systeem de energie opneemt, welke noodig is voor de uit te voeren beweging met voortdurend toenemende amplitude. Hiertoe is het noodig den door de uitwendige momenten geleverden arbeid nader te beschouwen. Als uitwendige momenten komen hier alleen de windkrachtmomenten M_W en M_W' in aanmerking; de door het elastische moment M_E verrichte arbeid is (met omgekeerd teeken) gelijk aan de potentieele energie van het systeem. De door het moment M_W bij een hoekverplaatsing $d\alpha$ verrichte arbeid is

$$dE_1 = (-c_2 V \dot{\alpha} - c_3 V^2 \beta) d\alpha;$$

de door het moment M_W' bij een hoekverplaatsing $d\beta$:

$$dE_2 = (-c_5 V \dot{\beta} - c_4 V^2 \beta) d\beta$$

De energietoename van het systeem gedurende het tijdsverloop van 0 tot t is gelijk aan de in dezen tijd door de uitwendige krachten verrichte arbeid en dus, daar $d\alpha = \dot{\alpha} dt$ en $d\beta = \dot{\beta} dt$:

$$\begin{aligned} E = \int_0^t (dE_1 + dE_2) = & -c_2 V \int_0^t \dot{\alpha}^2 dt - c_3 V^2 \int_0^t \dot{\alpha} \beta dt - \\ & - c_5 V \int_0^t \dot{\beta}^2 dt - c_4 V^2 \int_{\beta_0}^{\beta_t} \beta d\beta. \end{aligned} \quad (8)$$

In de laatste integraal beteekent β_0 de waarde van β voor $t = 0$, β_t die voor $t = t$. Wordt t nu zoo gekozen, dat $\beta_0 = \beta_t$, dan is de waarde van deze integraal nul. De differentialen $\dot{\alpha}^2 dt$ en $\dot{\beta}^2 dt$ zullen steeds positief zijn, de eerste en derde term van het tweede lid van (8) dus negatief. Dit beteekent een energie-afvoer van het systeem, een dempende werking dus. De differentiaal $\dot{\alpha} \beta dt$ zal positief zijn, wanneer $\dot{\alpha}$ en β hetzelfde teeken hebben; bij tegengesteld teeken is zij negatief. Tegengesteld teeken geeft dus een energie opname door het systeem. De tweede term kan dus positief worden, wordt zij grooter dan de som van den 1sten en 3den term, dan neemt het systeem energie op, met als gevolg een onstabiele beweging. Dit „naloopen” van de klappbeweging kan tegengegaan worden door de traagheidswerking van de klap te vermindern en dit kan geschieden door haar zwaartepunt in of in de nabijheid van de draaiingsas te brengen.

Deze beschouwing geeft een richting aan, in welke in gevallen, waarin nog een andere oorzaak van energie-opname bestaat, naar verbetering van de stabiliteit gezocht kan worden. Naast de dempende invloeden voorgesteld door den eersten en derden term van (8) kan nog een andere verkregen worden, namelijk door te maken, dat ook de tweede term een energie-afname voorstelt.

Een dergelijk geval kan zich voordoen bij een draagvlak, dat niet als het hier beschouwde torsiestijf is. Het is ge-

bleken, dat, onder hiervoor gunstige omstandigheden, onstabiele trillingen kunnen optreden. Na het bovenstaande komt het waarschijnlijk voor, dat in dit geval de klap gebruikt kan worden om deze beweging tegen te gaan; hiertoe zou dan het zwaartepunt op voldoende afstand vóór de draaiingsas geplaatst moeten worden. Voor bevestiging van dit vermoeden is echter een nader onderzoek van deze bewegingen gewenscht.

4. Beschrijving van het model.

Als model werd bij het onderzoek een model van het draagvlak van het van Berkel W. B. vliegtuig, schaal 1 : 10, gebruikt. Het profiel van dit draagvlak verschilt slechts weinig van het profiel Göttingen 285 ⁵⁾. Teekeningen van het model en van het profiel zijn gegeven in de fig. 3 en 4. Het model was uit massief mahoniehout gemaakt en voorzien van een eveneens massief houten klap, welke vrij om haar as kon draaien. Aan de klap was op dezelfde wijze als in het vliegtuig een balansvlak bevestigd. Dit balansvlak was van messing, terwijl het gewicht er van veranderd kon worden door er strooken koperplaat om te buigen. Het balansvlak kon van de klap afgenomen worden.

De verschillende toestanden, waarin het balansvlak bij het onderzoek gebruikt werd, zijn aangegeven door letters; de beteekenis van deze is gegeven in Tabel I.

Het vlak van het model, dat aan den romp van het vliegtuig aan behoorde te sluiten, werd bij het onderzoek bevestigd aan een rechthoekige, 4 m.M. dikke ijzeren plaat van $1,00 \times 1,37$ M. De langste zijden van deze plaat werden evenwijdig aan de windrichting aan den tunnelwand bevestigd. Deze bevestiging was zoodanig, dat eenige elastische buiging van de plaat mogelijk was. De plaat met het model kon horizontaal of verticaal in den tunnel opgesteld worden.

5. Beschrijving der experimenteele methoden.

Het experimenteele onderzoek had in de eerste plaats ten doel het optredende trillingsverschijnsel nader te bestudeeren. Toen uit deze waarnemingen de mogelijkheid van een theoretische verklaring bleek, werden verdere proeven uitgevoerd om de getallenwaarden voor de verschillende in de berekeningen voorkomende coëfficiënten te bepalen en na te gaan in hoeverre de theoretisch berekende resultaten in overeenstemming waren met de experimenteele. In de hier volgende beschrijving der experimenten zal echter van deze volgorde afgeweken worden om ze naar methode verdeeld te bespreken. Voor de uitwerking van de resultaten der proeven, voor zoover deze noodig was, kan verwezen worden naar punt 6.

⁵⁾ Technische Berichte der Flugzeugmeisterei der Inspektion der Fliegertruppen II. S. 434 u. Tafel 160.

Aerodynamische gegevens ook: Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen 1. Lieferung, S. 48.

a. Stroboscopisch onderzoek.

Daar de trillingen te snel waren om de beweging met het oog zonder hulpmiddel te volgen, werd hiervoor gebruik gemaakt van een stroboscoop. Een metalen schijf met radiaal gerichte spleet werd door een kleinen regelbaren electromotor aangedreven. Was de omloopstijd van den motor gelijk aan den trillingstijd van het model, dan werd dit door de spleet schijnbaar stilstaande gezien. Door de schijf wat langzamer te laten loopen, kon een beweging waargenomen worden, welke geheel met de werkelijke overeenstemde, alleen veel langzamer was. Op analoge wijze werd met een cinematograaf de slingering opgenomen. Daartoe werd deze gedreven met een electromotor, waarop een toerenteller was aangebracht. De motor werd nu geregeld, zoodat het toerental werd bereikt, dat voor den stroboscoop geschikt was gebleken.

b. Bepaling van den trillingstijd van het systeem.

Hiertoe werd eveneens gebruik gemaakt van den stroboscoop, door aan den motor een tachometer te koppelen en dezen af te lezen op het oogenblik, dat het model schijnbaar stilstond. Bij het stroboscopisch onderzoek werd het draagvlak horizontaal geplaatst, daar de beweging in dezen stand het beste te volgen was.

c. Bepaling van de elasticiteit van de inklemming.

Het draagvlak werd horizontaal opgesteld, waarbij op een bekende afstand van de bevestigingsplaat verschillende gewichten er op werden geplaatst. De doorbuiging werd met een kijker met verticale verdeeling opgemeten.

d. Bepaling van de aërodynamische eigenschappen van het draagvlak.

Het draagvlak werd in horizontalen stand met den gewenschten inval- en klaphoek opgesteld. De klap was hierbij vastgezet aan het draagvlak. De doorbuiging werd bij een bekende windsnelheid gemeten.

e. Fotografeeren van trillingen.

Een schema van de hierbij gebruikte opstelling is in fig. 5 gegeven. Het draagvlak werd verticaal geplaatst. In het oppervlak van de klap was een spiegeltje *A* aangebracht. Dit spiegeltje weerkaatste het licht, dat door een lichtend punt *B* uitgezonden werd, op een wit scherm *C*. De lens *D* werd zoodanig in den lichtbundel opgesteld, dat op het scherm een scherp beeld van *B* gevormd werd. Het lichtende punt *B* werd verkregen door daar ter plaatse een metalen scherm *E* met een kleine opening te plaatsen en met behulp van den

condensor F hierop het licht van de booglamp G te concentreren. De beweging van het lichtpunt op het scherm C werd met een aan de andere zijde van den tunnel opgesteld fototoestel H opgenomen. Daar als stroom voor de booglamp wisselstroom van 50 perioden gebruikt werd, doofde het licht van deze lamp om de $\frac{1}{100}$ seconde uit, zoodat ook de opgenomen krommen deze onderbreking vertoonden, waardoor een tijdmaat verkregen werd. Voor het fotografeeren van de beweging van het vrij trillende systeem werd een gewoon fototoestel gebruikt. Hierbij werd een soort Lissajous-figuur verkregen.

f. Bepaling van de aërodynamische eigenschappen van de klap.

De in punt e beschreven opstelling werd gebruikt, maar nu de draagvlaktop door aan den tunnelwand bevestigde staaldraden verspannen, zoodat alleen de klap kon bewegen. Het lichtpunt op het scherm C beschreef hierbij een horizontale rechte. Om de beweging van dit punt als trillingslijn op te kunnen nemen, werd het fototoestel H vervangen door een filmmappaaraat met continue in verticale richting loopende film.

g. Bepaling van den eigentrillingstijd van het draagvlak.

De trillingen werden op soortgelijke wijze opgenomen als in punt f beschreven is. De draagvlaktop werd hierbij niet verspannen, terwijl de klap van het draagvlak vastgemaakt werd. In verband met de nu verticale beweging van het lichtpunt op het scherm werd het filmtoestel zoo gedraaid, dat de film horizontaal bewoog. In tegenstelling met de boven beschreven gevallen werd hier de beweging van het draagvlak zonder wind opgenomen.

6. Uitwerking der experimenteele gegevens.

a. Berekening van den elastischen coëfficiënt c_1 .

Deze coëfficiënt is de evenredigheidsfactor tusschen het elastische moment M_E en den hoek van draaiing α om de as AA (zie punt 3 c), dus

$$c_1 = - \frac{M_E}{\alpha}$$

Bij de bepaling van c_1 (zie punt 5 c) maakte het moment M_E evenwicht met het moment der opgeplaatste gewichten, terwijl de hoek α uit de doorbuiging berekend kon worden.

b. Berekening van den aërodynamischen coëfficiënt c_2 van het draagvlak.

In het bovenstaande (zie punt 3 c) werd deze gedefinieerd door

$$M_{W_1} = - c_2 V \dot{z}.$$

Zij bepaalt dus de grootte van het windkrachtmoment, veroorzaakt door de hoeksnelheid $\dot{\alpha}$. Wordt aangenomen, dat dit moment alleen het gevolg is van de door de hoeksnelheid veroorzaakte verandering van invalshoek, dan is het mogelijk c_2 uit statische proeven te bepalen (zie punt 5d). De gemiddelde invalshoekverandering Δi over de geheele breedte van het draagvlak zal zijn

$$\Delta i \approx \frac{\dot{\alpha} l}{2 V}$$

waarin l de draagvlakbreedte is en dus:

$$c_2 = - \frac{M_{W_1} l}{2 V^2 \Delta i}$$

Bij de statische proeven was:

$$M_{W_1} + M_E = 0$$

$$\alpha \approx - \frac{d}{l}$$

waarin d de doorbuiging van den draagvlaktop is. Na invoering van deze waarden wordt verkregen:

$$c_2 = \frac{M_E l}{2 V^2 \Delta i} = - \frac{c_1 \alpha l}{2 V^2 \Delta i} = \frac{c_1 d}{2 V^2 \Delta i}$$

waarmede dus c_2 uitgedrukt is in door de proeven verkregen grootheden. Voor Δi werd $\pm 5^\circ$ genomen.

c. *Berekening van den aërodynamischen coëfficiënt c_3 van het draagvlak.*

Deze coëfficiënt is bepaald door (zie punt 3 c):

$$M_{W_2} = - c_3 V^2 \beta$$

Evenals c_2 werd zij uit statische proeven bepaald. Hierbij is dan:

$$M_{W_2} = - M_E = - c_1 \frac{d}{l}$$

en dus

$$c_3 = \frac{c_1 d}{l V^2 \beta}$$

Voor β werd bij de proeven $\pm 5^\circ$ en $\pm 10^\circ$ genomen.

d. *Berekening van de aërodynamische coëfficiënten c_4 en c_5 van de klap.*

Voor de bepaling van deze coëfficiënten werd de beweging van de klap bij vastgehouden draagvlak opgenomen (zie punt 5 f).

De bewegingsvergelijking (2) van de klap (zie punt 3 d) gaat, door het wegvallen van de term in $\ddot{z}$, over in

$$M_2 r_2^2 \ddot{\beta} + c_5 V \dot{\beta} + c_4 V^2 \beta = 0$$

$$\text{of } E_1 \ddot{\beta} + E_2 \dot{\beta} + E_3 \beta = 0$$

De oplossing hiervan is:

$$\beta = C e^{\lambda_1 t} \sin \lambda_2 t$$

waarin λ_1 en λ_2 resp. het reële en het imaginaire deel zijn der wortels λ van de vergelijking

$$E_1 \lambda^2 + E_2 \lambda + E_3 = 0$$

zoodat

$$\lambda_1 = -\frac{E_2}{2 E_1} \quad \lambda_2 = \frac{\sqrt{4 E_1 E_3 - E_2^2}}{2 E_1}$$

Bij de proeven was de waarde van E_1 en van V bekend

De in E_1 voorkomende massa van de klap was bepaald door weging, de traagheidsstraal werd uit de afmetingen berekend. Uit de resultaten der proeven werd de trillingstijd T bepaald door het tellen van het aantal onderbrekingen per periode en het logaritmisch decrement d_l door opmeting van de amplitude van opeenvolgende trillingen. Tusschen deze grootheden en λ_1 en λ_2 bestaan, zooals bekend is ⁶⁾,

$$T = \frac{2 \pi}{\lambda_2} \quad \text{en} \quad d_l = \lambda_1 T$$

zoodat dus hieruit λ_1 en λ_2 en met behulp van het bovenstaande c_4 en c_5 berekend kunnen worden.

e. Berekening van de traagheidsstraal van het draagvlak.

De traagheidsstraal werd berekend uit den volgens de in punt 5 g aangegeven methode bepaalden eigentrillingstijd van het draagvlak. De bewegingsvergelijking van het trillende draagvlak zonder wind is:

$$M_1 r_1^2 \ddot{z} + c_1 z = 0$$

met als oplossing

$$z = C \sin \frac{\lambda}{i} t$$

waarin

$$\lambda = i \sqrt{\frac{c_1}{M_1 r_1^2}}$$

⁶⁾ Zie o.m. Föppl. Vorlesungen über technische Mechanik. Band IV Gedämpfte Schwingungen. (Vierte Auflage S. 35.)

De trillingstijd is dus

$$T = \frac{2 \pi i}{\lambda} = 2 \pi \sqrt{\frac{M_1 r_1^2}{c_1}}$$

De trillingstijd werd ook hier weer bepaald door het tellen van het aantal onderbrekingen per periode in de opgenomen trillingslijn, terwijl M_1 door weging bepaald werd.

7. Experimenteele resultaten.

Bij het experimenteele onderzoek bleek, dat er een opvallend verschil bestond tusschen de stabiliteit bij kleine en die bij groote trillingen. Waren de kleine trillingen onstabiel, dan was een onmerkbaar kleine onregelmatigheid van den luchtstroom voldoende om een trilling met toenemende amplitude te veroorzaken. Ten slotte werd hierbij een stationnaire trillings-toestand bereikt, waarbij de uitslag van de klap beperkt werd door het elkaar aanraken van de beide wanden van de spleet tusschen draagvlak en klap en (of) het slaan van het balansvlak op het draagvlak. In dezen bewegingstoestand wordt de energie, welke door het systeem aan den wind onttrokken wordt en die met vrij bewegende klap vergrooting van de amplitude zou veroorzaken, verbruikt door de botsingen, welke de amplitude van de klap beperken. Dit slaan van de klap was zoo hevig, dat het geluid er van buiten den tunnel gehoord kon worden en dat nu en dan de klapscharnieren afbraken.

Het kwam echter ook voor, dat de kleine trillingen stabiel waren, doch dat door een grootere verstoring een trilling ingeleid kon worden, die onstabiel was. De amplitude nam dan ook hier weer toe, totdat de boven beschreven stationnaire toestand bereikt was. De inleidende verstoring, welke vrij krachtig moest zijn, werd verkregen door een ronde staaf van eenige millimeters dikte op het voorste deel van het bovenvlak van het draagvlak te leggen en deze daar te houden, totdat een trilling met groote amplitude bereikt was. Dit geval zal hier als onstabiliteit van groote trillingen aangegeven worden.

De resultaten der stabiliteitswaarnemingen zijn in Tabel II gegeven. Stabiliteit is hier door het teeken + aangegeven. De windsnelheid bij de proeven was 27 M/sec. De stabiliteit nam toe bij afnemende windsnelheid. Voor iederen toestand van het model eindigde een eenmaal begonnen trilling bij langzaam afnemende windsnelheid tusschen 14 en 18 M/sec. Bij langzaam aanzetten van den wind daarentegen begon het model α bij een snelheid van ong. 21 M/sec te trillen. Bij de overige modellen kon dit niet waargenomen worden, daar zij stabiel waren voor kleine trillingen.

De stroboscopische waarneming van de onstabiele trillingen en de daarop volgende stationnaire bewegingstoestand toonden,

dat gedurende een deel van de neergaande beweging van het draagvlak de klap omhoog was en omgekeerd, zoodat het trillende systeem op deze wijze energie opnam. De resultaten van de meting van trillingstijden zijn gegeven in Tabel III. In eenige gevallen werden meerdere waarnemingen gedaan, waarbij onderlinge verschillen van 10 tot 20 trillingen per minuut voorkwamen. De waarde in de tabel geeft dan het gemiddelde.

De foto's, welke op de in punt 5e beschreven methode verkregen werden, toonden aan, dat in onstabiele gevallen de hoekverplaatsing β van de klap zeer groot was, vergeleken bij die van het draagvlak (z) en dat deze verhouding bij toenemende stabiliteit afnam.

De overige experimenteele resultaten leverden de in Tabel IV samengevatte getallenwaarden voor de coëfficiënten. De wijze, waarop deze berekend werden, is gegeven in punt 6. Alle waarden in deze tabel zijn gegeven in technische (K.G.-M.-sec) eenheden.

8. Theoretisch berekende resultaten.

Met de in punt 3 verkregen formules en de in Tabel IV gegeven getallenwaarden werden eenige berekeningen uitgevoerd.

De resultaten van het verkorte stabiliteitscriterium (7) zijn in Tabel V gegeven. De gevallen, waarin de beweging zeker stabiel zal zijn, zijn aangegeven met +, de overige met ?, daar het criterium geen beslissing geeft over onstabiliteit. In deze gevallen moet dus het volledige criterium van ROUTH toepast worden. De resultaten hiervan zijn voor een snelheid van 27 M/sec gegeven in Tabel VI. Hierbij kan nu ook over onstabiliteit beslist worden, welke met — is aangegeven. Het blijkt, dat inderdaad de door het criterium van ROUTH als stabiel bewezen gevallen een grooter gebied omvatten dan het door het verkorte criterium geleverde. Uit het criterium van ROUTH kan aangetoond worden, dat bij vermindering van snelheid de stabiliteit toeneemt. In Tabel VII is het resultaat voor het model α bij verschillende snelheden gegeven.

De trillingstijd voor de modellen a en b werd berekend en in Tabel VIII als aantal trillingen per minuut gegeven. Hiervoor werd natuurlijk de trillingstijd van het onstabiele (of minst stabiele) deel genomen. Voor vergelijking zijn in Tabel IX de, eveneens berekende, waarden voor eigentrillingstijd van draagvlak en klap gegeven.

Overeenkomstig het in punt 3g besprokene werden voor het model α eenige berekeningen uitgevoerd voor verschillenden stijfheidsgraad, dus verschillende waarden van den coëfficiënt c_1 . Voor een invalshoek van 0° en een windsnelheid van 27 M/sec werden de waarden van c_1 bepaald, voor welke de discriminant van ROUTH nul wordt, dus de overgang van onstabiliteit in

stabiliteit plaats heeft (zie ook fig. 2). Deze waarden zijn $c_1 = 0.70 \times 10^3$ en $c = 10.67 \times 10^3$, zoodat dus in dit geval het onstabiele gebied zeer groot is. De oorspronkelijke waarde van c_1 (d. w. z. die van het model) was 4.87×10^3 ; zij zou dus ong. 120 % vergroot moeten worden om door verstijving van de inklemming stabiliteit te verkrijgen. De belangrijkste gegevens van de beweging werden berekend voor eenige bijzondere waarden van c_1 , namelijk voor de drie boven genoemde en verder voor de waarde, waarbij eigentrillingstijd van draagvlak en klap gelijk zijn ($c_1 = 3.05 \times 10^3$) en de waarde, waarvoor de discriminant van ROUTH minimum wordt ($c_1 = 5.67 \times 10^3$). De resultaten zijn in Tabel X gegeven. Voor zoover de beweging van het systeem betreft, zijn hier weer de waarden gegeven voor het onstabiele deel der beweging. In plaats van het logarithmisch decrement is het increment gegeven, omdat het hier gaat om een beweging met toenemende amplitude. Voor de beide uiterste waarden van c_1 is dit increment nul, overeenkomende met den overgang van onstabiele in stabiele beweging. De maximum-waarde bereikt het, wanneer eigentrillingstijd van draagvlak en klap gelijk zijn, dus in het zuivere resonantie-geval. De minimumwaarde van de discriminant heeft geen beteekenis voor het increment. De trillingstijd van het systeem verandert wel overeenkomstig den eigentrillingstijd van het draagvlak, is daaraan echter in 't algemeen niet gelijk (zie ook Tabel VIII en IX), zoodat het hier optredende verschijnsel geen resonantie genoemd kan worden. Immers zou in dit laatste geval de trillingstijd van het systeem gelijk moeten zijn, hetzij aan den eigentrillingstijd van het draagvlak, hetzij aan dien van de klap.

In de fig. 6 en 7 is het begin van een berekende beweging voor de modellen a en d (met de oorspronkelijke waarde van c_1) gegeven. De beginvoorwaarden zijn in beide gevallen $\alpha = \beta = \dot{\beta} = 0$, $\dot{\alpha} = 1$ rad./sec. De invalshoek is 0° , de windsnelheid 27 M/sec. Om vergelijkbare figuren te krijgen, is in beide gevallen als schaal voor β $1/10$ van die voor α aangenomen. De wijze, waarop de beweging begint, blijkt duidelijk uit de beide figuren: terwijl de beweging van het draagvlak dadelijk vertraagd wordt door de elastische en aërodynamische momenten, werkt er nog geen moment op de klap en zal deze zich door haar traagheid verder bewegen, totdat haar beweging vertraagd en ten slotte omgekeerd wordt door het aërodynamische moment. Het statische moment van de massa van de klap om haar as is voor het model a veel grooter dan voor het model d ; als gevolg hiervan zijn ook haar relatieve hoekversnelling en eerste amplitude veel grooter. De verdere trillingsbeweging van het model a heeft toenemende amplitude, terwijl die van het model d gedempt is. Voor het model a is, wanneer het draagvlak naar beneden beweegt, de klap omhoog en omgekeerd. De uitslagen van de klap zijn groot, zoodat hun invloed die van de positief-dempende momenten overtreft en de beweging onstabiel is.

Voor het model *d* zijn de uitslagen van de klap klein, zoodat zij dus weinig invloed op de beweging van het systeem hebben. De verhouding β/α is zeer groot voor het model *a*, terwijl zij voor het model *d* 1 tot 2 is.

9. Vergelijking van de experimenteele en theoretisch berekende waarden.

Voor zoover de stabiliteit van kleine trillingen betreft, bestaat er volledige overeenstemming tusschen de waarnemingen en de theoretisch berekende uitkomsten (Tabel II en VI). De in punt 3 ontwikkelde theorie geldt, streng genomen, alleen voor kleine trillingen, zoodat de waargenomen onstabieleit van groote trillingen van het model *b* buiten haar bereik valt. Voor kleine trillingen bleek bij berekening het model *b* bij 15° invalshoek dicht bij de stabiliteitsgrens te liggen, want zoowel de positieve waarde van de discriminant van ROUTH als het logaritmisch decrement waren beide klein. De onstabieleit der groote trillingen kan het gevolg zijn van afwijkingen van de lineaire betrekkingen tusschen de windkrachtmomenten en de hoeken en hoeksnelheden, welke in theorie aangenomen werden en slechts voor kleine trillingen gelden. Zoo kan b.v. bij grootere klaphoeken een loslaten der strooming en wervelvorming optreden.

De berekende snelheidsgrens voor den overgang van onstabele en stabiele beweging (Tabel VII) komt overeen met die, welke bij de experimenten gevonden werd voor het eindigen van een eenmaal begonnen trilling. Daarentegen begon bij het aanzetten van den wind de onstabele beweging van het model *a* bij eenigszins hoogere snelheid (punt 7).

De berekende trillingstijden vertoonen min of meer belangrijke afwijkingen van de experimenteel verkregene (Tabel III en VIII). Bij de beoordeeling hiervan dient weer in het oog gehouden te worden, dat de eerste berekend zijn met de voor kleine trillingen geldende theorie, terwijl de laatste verkregen werden in den stationnairen eindtoestand met groote trillingen. Er bestaat hier dus een soortgelijk verschil als voor de stabiliteit van het model *b* besproken werd. Bovendien kan het energieverlies, dat het gevolg is van het op elkaar slaan van de wanden van de klapspleet en van het balansvlak op het draagvlak hierbij invloed hebben.

De opgenomen trillingsfoto's en de stroboscopische waarnemingen gaven een goede kwalitatieve overeenstemming met de berekende bewegingen.

Rekening houdende met het boven besproken verschil tusschen groote en kleine trillingen en met het feit, dat sommige der voor de berekeningen gebezigde coëfficiënten door tamelijk primitieve proeven verkregen werden, kan de overeenstemming tusschen theorie en experiment behoorlijk genoemd worden.

10. Practische toepassing.

In het bovenstaande werden alleen die trillingen nader beschouwd, waarbij het draagvlak torsiestijf is. In het algemeen zal dit voor een vliegtuig niet het geval zijn. Het invoeren van de mogelijkheid van torsie geeft het beschouwde systeem een graad van vrijheid meer en veroorzaakt daardoor noodzakelijk een complicatie van het vraagstuk. Daarom werd voorloopig alleen het hier behandelde eenvoudiger geval beschouwd. Het onderzoek hiervan leidde tot de conclusies:

- 1°. verstijving van het draagvlak behoeft niet noodzakelijk tot verbetering der stabiliteit te leiden;
- 2°. stabiliteit kan verkregen worden door het zwaartepunt van de klap in haar draaiingsas te brengen.

Deze conclusies kunnen, daar de beweging van het systeem met drie vrijheidsgraden van hetzelfde karakter zal zijn als het hier behandelde, voorloopig met eenig voorbehoud ook overgenomen worden voor het meer algemeene geval. De tweede conclusie is dan echter minder absoluut uit te drukken: door het voldoende ver naar voren verplaatsen van het zwaartepunt van de klap kan de beweging van het systeem stabiel gemaakt worden (zie punt 3h).

Op grond van deze overwegingen werd geadviseerd voor het van Berkel W. B.-vliegtuig het balansvlak zooveel te verzwaren totdat het zwaartepunt van de klap in (of boven) de draaiingsas lag. Het hiertoe benodigde gewicht bleek gering te zijn (6,5 K.G. per klap). Met een op deze wijze verbeterd vliegtuig werden door de Marine proeven genomen, waarbij bleek, dat bij geen der uitgevoerde bewegingen onstabiele trillingen voorkwamen.

(Afgesloten Augustus 1923.)

TABEL I.

Verschillende vormen van het model.

Model.	Balansklap.
a.	geen.
b.	normaal.
c.	met hulpgewicht 1.
d.	" " 2.

TABEL II.

Stabiliteitswaarnemingen.

Windsnelheid 27 M./sec.

Model.	Invalshoek 0°.		Invalshoek + 10°.		Invalshoek + 15°.	
	kleine trillingen.	groote trillingen.	kleine trillingen.	groote trillingen.	kleine trillingen.	groote trillingen.
<i>a</i>	—	—	—	—	—	—
<i>b</i>	+	+	+	+	+	—
<i>c</i>	+	+	+	+	+	+
<i>d</i>	+	+	+	+	+	+

+ = stabiel; — = onstabiel.

TABEL III.

Aantal trillingen per minuut (experimenteel bepaald).

Model.	Invals- hoek.	Windsnelheid in M./sec.				
		27	24	21	18	14
<i>a</i>	0°	625	610	610	605	—
	+ 10°	620	610	600	560?	—
	+ 15°	610	590	585	580	—
<i>b</i>	+ 15°	560	560	560	560	—

In het met ? aangegeven geval was het model op het punt met trillen te eindigen.

TABEL IV.
Getallenwaarden der coëfficiënten (K.G. - M. - sec. eenheden).

Model.	Invalshoek 90°.				Invalshoek + 10°.				Invalshoek + 15°.			
	a	b	c	d	a	b	c	d	a	b	c	d
M ₁	5.29 × 10 ⁻¹	5.29 × 10 ⁻¹	5.29 × 10 ⁻¹	5.29 × 10 ⁻¹	5.29 × 10 ⁻¹	5.29 × 10 ⁻¹	5.29 × 10 ⁻¹	5.29 × 10 ⁻¹	5.29 × 10 ⁻¹	5.29 × 10 ⁻¹	5.29 × 10 ⁻¹	5.29 × 10 ⁻¹
M ₂	1.45 × 10 ⁻²	2.07 × 10 ⁻²	2.54 × 10 ⁻²	2.69 × 10 ⁻²	1.45 × 10 ⁻²	2.07 × 10 ⁻²	2.54 × 10 ⁻²	2.69 × 10 ⁻²	1.45 × 10 ⁻²	2.07 × 10 ⁻²	2.54 × 10 ⁻²	2.69 × 10 ⁻²
a	23.3 × 10 ⁻³	8.2 × 10 ⁻³	1.7 × 10 ⁻³	0.1 × 10 ⁻³	23.3 × 10 ⁻³	8.2 × 10 ⁻³	1.7 × 10 ⁻³	0.1 × 10 ⁻³	23.3 × 10 ⁻³	8.2 × 10 ⁻³	1.7 × 10 ⁻³	0.1 × 10 ⁻³
b	6.89 × 10 ⁻¹	6.79 × 10 ⁻¹	6.75 × 10 ⁻¹	6.73 × 10 ⁻¹	6.89 × 10 ⁻¹	6.79 × 10 ⁻¹	6.75 × 10 ⁻¹	6.73 × 10 ⁻¹	6.89 × 10 ⁻¹	6.79 × 10 ⁻¹	6.75 × 10 ⁻¹	6.73 × 10 ⁻¹
r ₁	5.03 × 10 ⁻¹	5.03 × 10 ⁻¹	5.03 × 10 ⁻¹	5.03 × 10 ⁻¹	5.03 × 10 ⁻¹	5.03 × 10 ⁻¹	5.03 × 10 ⁻¹	5.03 × 10 ⁻¹	5.03 × 10 ⁻¹	5.03 × 10 ⁻¹	5.03 × 10 ⁻¹	5.03 × 10 ⁻¹
r ₂	3.12 × 10 ⁻²	3.51 × 10 ⁻²	3.66 × 10 ⁻²	3.70 × 10 ⁻²	3.12 × 10 ⁻²	3.51 × 10 ⁻²	3.66 × 10 ⁻²	3.70 × 10 ⁻²	3.12 × 10 ⁻²	3.51 × 10 ⁻²	3.66 × 10 ⁻²	3.70 × 10 ⁻²
c ₁	4.87 × 10 ²	4.87 × 10 ²	4.87 × 10 ²	4.87 × 10 ²	4.87 × 10 ²	4.87 × 10 ²	4.87 × 10 ²	4.87 × 10 ²	4.87 × 10 ²	4.87 × 10 ²	4.87 × 10 ²	4.87 × 10 ²
c ₂	1.39 × 10 ⁻²	1.39 × 10 ⁻²	1.39 × 10 ⁻²	1.39 × 10 ⁻²	1.39 × 10 ⁻²	1.39 × 10 ⁻²	1.39 × 10 ⁻²	1.39 × 10 ⁻²	1.39 × 10 ⁻²	1.39 × 10 ⁻²	1.39 × 10 ⁻²	1.39 × 10 ⁻²
c ₃	6.16 × 10 ⁻³	6.16 × 10 ⁻³	6.16 × 10 ⁻³	6.16 × 10 ⁻³	6.16 × 10 ⁻³	6.16 × 10 ⁻³	6.16 × 10 ⁻³	6.16 × 10 ⁻³	6.16 × 10 ⁻³	6.16 × 10 ⁻³	6.16 × 10 ⁻³	6.16 × 10 ⁻³
c ₄	4.55 × 10 ⁻⁵	1.96 × 10 ⁻⁵	1.96 × 10 ⁻⁵	1.96 × 10 ⁻⁵	4.55 × 10 ⁻⁵	1.96 × 10 ⁻⁵	1.96 × 10 ⁻⁵	1.96 × 10 ⁻⁵	4.55 × 10 ⁻⁵	1.96 × 10 ⁻⁵	1.96 × 10 ⁻⁵	1.96 × 10 ⁻⁵
c ₅	0.96 × 10 ⁻⁵	1.09 × 10 ⁻⁵	1.09 × 10 ⁻⁵	1.09 × 10 ⁻⁵	0.96 × 10 ⁻⁵	1.09 × 10 ⁻⁵	1.09 × 10 ⁻⁵	1.09 × 10 ⁻⁵	0.96 × 10 ⁻⁵	1.09 × 10 ⁻⁵	1.09 × 10 ⁻⁵	1.09 × 10 ⁻⁵

TABEL V.

Verkort stabiliteitscriterium.

Invals- hoek.	Model			
	<i>a</i>	<i>b</i>	<i>c</i>	<i>d</i>
0°	?	?	?	+
+ 10°	?	?	?	+
+ 15°	?	?	?	+

+ = stabiel; ? = onbeslist.

TABEL VI.

Stabiliteitscriterium van Routh voor de verschillende modellen. Windsnelheid 27 M./sec.

Invals- hoek.	Model			
	<i>a</i>	<i>b</i>	<i>c</i>	<i>d</i>
0°	—	+	+	+
+ 10°	—	+	+	+
+ 15°	—	+	+	+

+ = stabiel; — = onstabiel.

TABEL VII.

Stabiliteitscriterium van Routh voor verschillende snelheden.

Model *a*.

Invalshoek.	Windsnelheid in M./sec.				
	25	20	15	10	5
0°	—	—	+	+	+
+ 10°	—	—	—	+	+
+ 15°	—	—	—	+	+

+ = stabiel; — = onstabiel.

TABEL VIII.

Aantal trillingen van het stelsel per minuut (berekend).

Model.	Invalshoek.	Windsnelheid in M./sec.	
		27	20
<i>a</i>	0°	537	540
<i>a</i>	+ 10°	580	539
<i>a</i>	+ 15°	579	541
<i>b</i>	+ 15°	552	564

TABEL IX.

Eigentrillingstijd van draagvlak en klap.

Aantal trillingen per minuut.

Windsnelheid 27 M./sec.

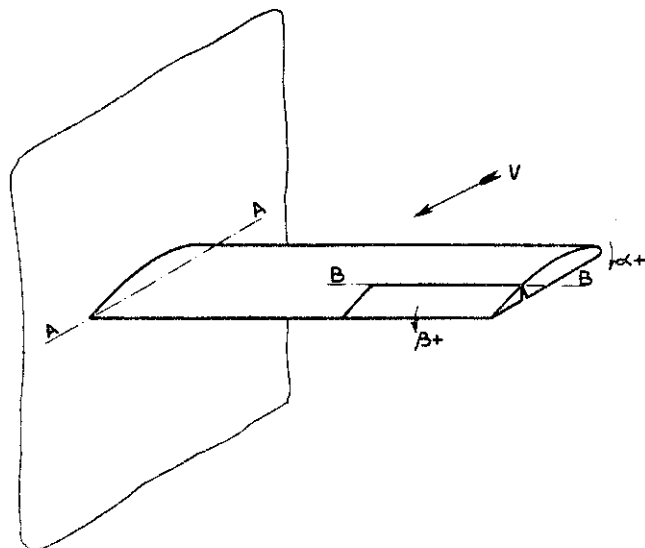
Invalshoek.	Draagvlak.	Klap.	
		<i>a</i>	<i>b</i>
0°	576	455	
+ 10°	576	592	
+ 15°	576	592	311

TABEL X.

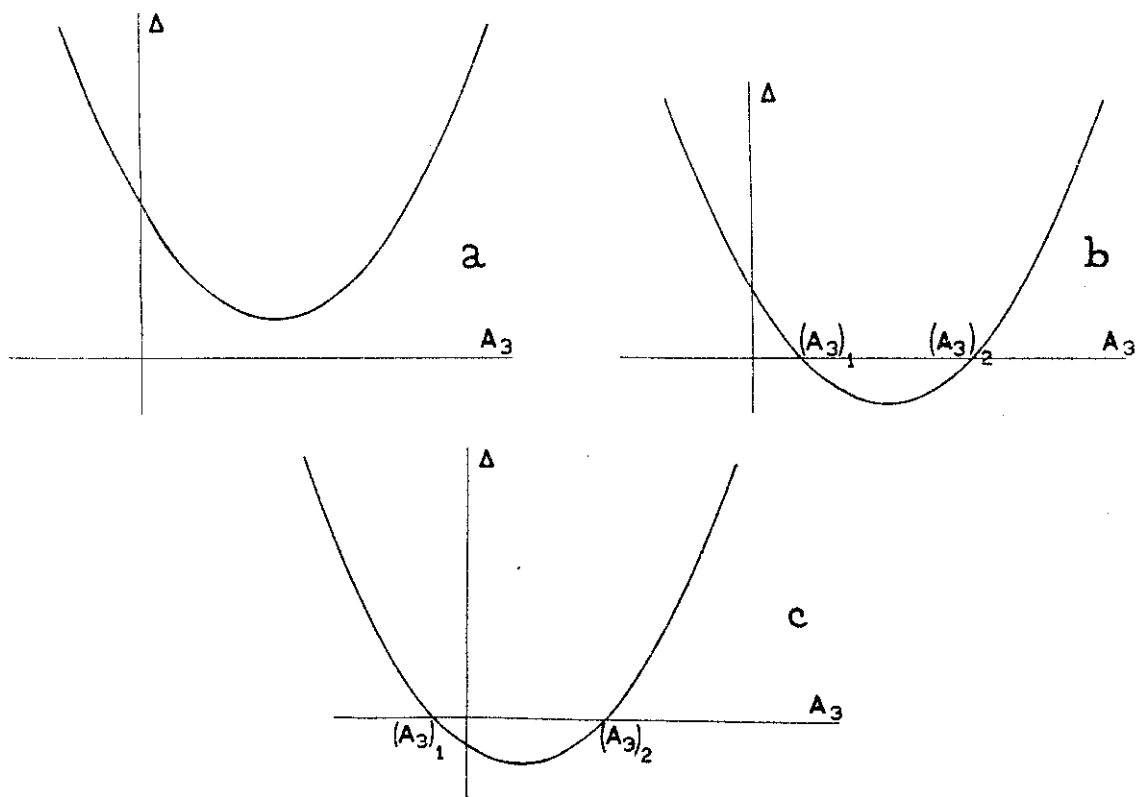
Invloed van den elastischen coëfficiënt c_1 .Model *a*, invalshoek 0°, windsnelheid 27 M./sec.

c_1 .	Beweging v. h. systeem.		Eigentrillingsgetal (p. m.)	
	Log. increment.	Aantal trillingen per min.	Draagvlak.	Klap.
0.70×10^2	0	264	215	455
3.05×10^2	0.925	455	455	455
4.87×10^2	0.633	537	576	455
5.67×10^2	0.474	573	625	455
10.67×10^2	0	812	857	455

FIGUUR 1.
Coördinaten van het systeem.

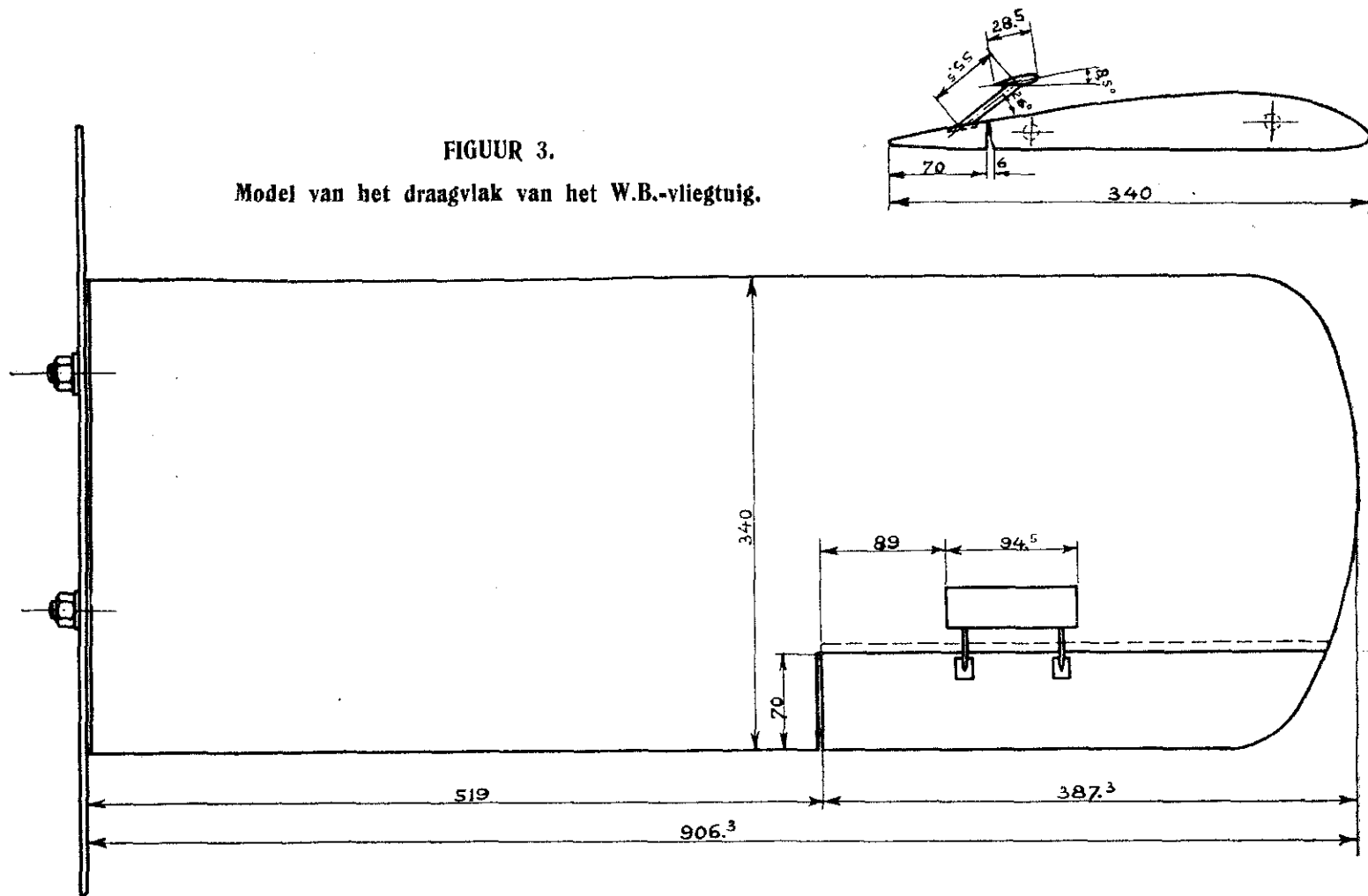


FIGUUR 2.
Invloed van den coëfficiënt c_1 .

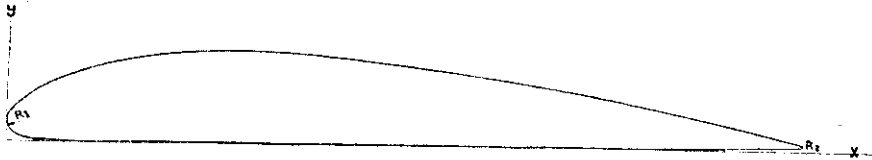


FIGUUR 3.

Model van het draagvlak van het W.B.-vliegtuig.

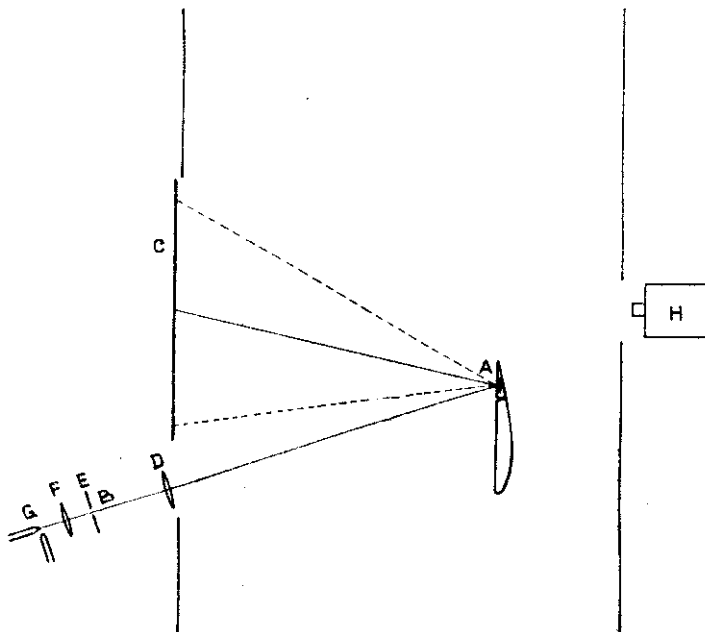


FIGUUR 4.
Profiel van het draagvlakmodel.



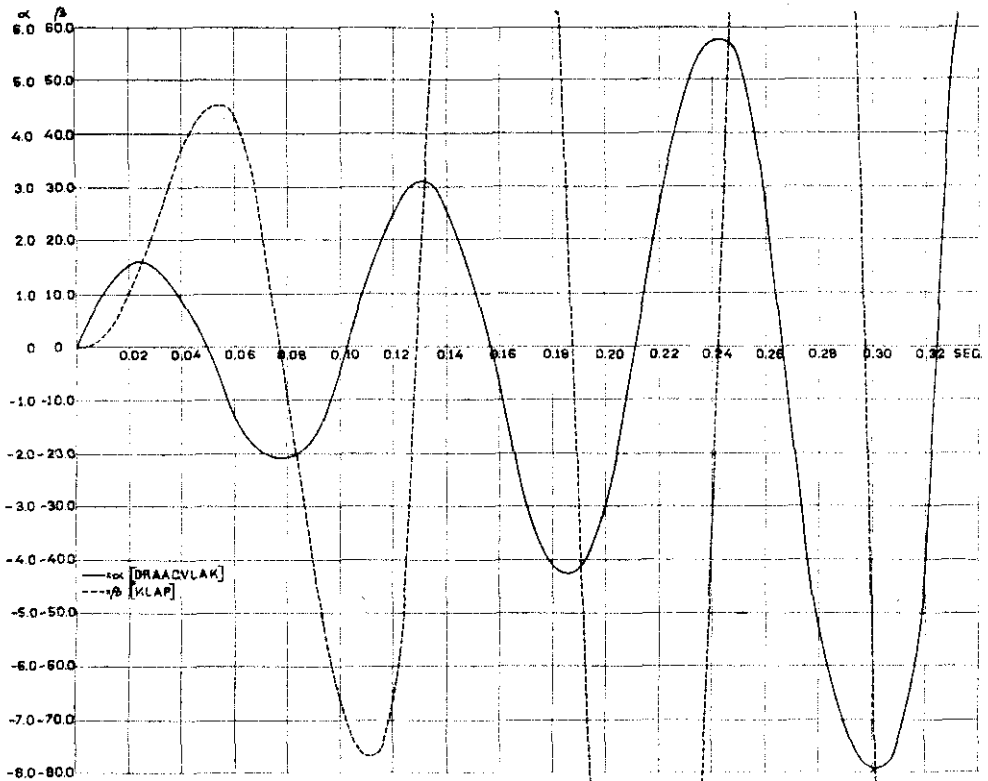
X	Y_1	Y_2	X	Y_1	Y_2
0.00	2.42	2.42	50.00	0.00	10.00
1.25	0.60	4.70	60.00	0.00	8.75
2.50	0.40	5.77	70.00	0.00	7.13
5.00	0.29	7.47	80.00	0.20	5.28
7.50	0.20	8.60	90.00	0.32	3.09
10.00	0.11	9.36	95.00	0.45	2.00
15.00	0.00	10.60	100.00	0.70	0.70
20.00	0.00	11.32	R_1	2.00	—
30.00	0.00	11.71	R_2	0.20	—
40.00	0.00	11.18	—	—	—

FIGUUR 5.
Schema van de methode voor het fotografeeren van trillingen.



FIGUUR 6.

Berekend begin van de beweging in een onstabiel geval (model a, invalshoek 0°).



FIGUUR 7.

Berekend begin van de beweging in een stabiel geval
(model d, invalshoek 0°).

