





VERSLAGEN EN VER-HANDELINGEN VAN DENRIJKS-STUDIEDIENST VOOR DE LUCHTVAART MAMSTERDAM 0

DEEL IV - 1927

INHOUD.

INLEIDING.

RAPPORT A 105.

Voortgezet o	nderzoek naar der	ı invlo	ed va	n een draa	aiende
rol, aangeb	racht in een vleug	elprofi	el		
Weitere	Untersuchungen	über	den	Einfluss	einer
rotiere	nder Walze in eine	m Flüg	gel.		
Farai an	mentómenentarian trans	۔	J 64 a m		1

Essai complémentaire, tendant à déterminer l'influence d'un cylindre rotatif, adapté dans un profil d'aile.

Further experiments on the influence of a rotating cylinder accommodated in a wing-section.

RAPPORT A 98.

Weerstandsmeting aan twee verschillende koelers voor de	
N.V. Nederlandsche Vliegtuigenfabriek	37
La résistance de deux radiateurs d'avion.	
Air resistance of two aeroplane radiators.	
Widerstandsmessung zweier Flugzeugkühler.	

RAPPORT A 129.

Metingen van de snelheidsverdeeling in de grenslaag aan een draagvlakmodel, waarin een draaiende rol is aangebracht

Expériences sur la répartition des vitesses dans la couche tourbillonnaire entourant une aile dans laquelle est adapté un cylindre rotatif.

Experiments on the velocity distribution in the boundary layer of an aerofoil with rotary cylinder.

Geschwindigkeitsmessungen in der Grenzschicht eines Flügelmodelles mit drehender Walze.

RAPPORT A 130.

Beschouwingen naar aanleiding van de grenslaagmetingen aan het model met draaiende rol

67

47

Bladz.

1

- Considérations à propos des expériences sur la couche limite d'une aile avec cylindre rotatif.
- Discussion of the results of the tests on the boundary layer of the aerofoil with rotating cylinder.
- Betrachtungen über die Grenzschichtmessungen am Modell mit drehender Walze.

RAPPORT M 219.

Mechanische eigenschappen van eenige materialen, die voor den vliegtuigbouw hier te lande gebruikt worden

- Propriétés mécaniques de quelques matériaux employés dans la construction des avions.
- Mechanical properties of some materials, that are used for the construction of aeroplanes.

Mechanische Eigenschaften einiger Materialien, welche im Flugzeugbau Verwendung finden.

RAPPORT V 175.

De invloed van het ribverband op de sterkte van vliegtuigvleugels I

-99

Etude sur l'influence des nervures sur la résistance des ailes I.

The influence of the ribs on the strength of the main plane spars.

Der Einfluss der Rippenverbundwirkung auf die Festigkeit von Flugzeugflügeln.

RAPPORT A 32.

Onderzoek van de werking van stuurklappen aan een dikken tapschen vleugel

139

Etude expérimentale sur le fonctionnement des ailerons d'une aile conique à profil épais.

Experiments on the action of the ailerons of a thick tapered wing.

Versuche über die Wirkung der Querruder eines dicken trapezförmigen Flügels.

RAPFORT A 153.

La résistance aérodynamique des roues d'avion.

The resistance of aeroplane wheels.

Der Luftwiderstand von Flugzeugrädern.

Bladz.

81

INLEIDING.

Evenals in de inleiding tot de derde bundel verslagen vermeld werd, kon ook in de afgeloopen twee jaar slechts een deel van den tijd aan onderzoekingswerk worden gewijd. De contrôle op den aanbouw van civiele vliegtuigen en op het behoud der luchtwaardigheid dezer vliegtuigen en der motoren in het gebruik, bleef aan den R. S. L. opgedragen.

Vele adviezen werden uitgebracht aan de verschillende luchtvaartautoriteiten, zoowel militaire als civiele, hier te lande en in Indië, evenals aan de industrie en aan uitvinders.

Het ingenieurspersoneel bestaat uit de in deel II genoemde heeren.

Ook nu werden weder de meeste verslagen, met uitzondering van de Rapporten A. 32 en A. 153 eerst in "De Ingenieur" opgenomen.

Met dankbaarheid moet hier dan ook de bereidwilligheid van de Redactie van dit blad worden vermeld.

Uit den aard der zaak kan een deel van het gedane onderzoekingswerk niet worden gepubliceerd.

Overzicht van tot heden gepubliceerde rapporten.

Deel I bevat : A. 7, A. 10, A. 12, A. 14, A. 19, A. 20, A. 24, A. 26, B. 3, M. 17A en M. 40A.

Deel II bevat : A. 29, A. 42, A. 48, A. 51, A. 64 en V. 20.

Deel III bevat : A. 33, A. 58, A. 76, A. 77, A. 92, A. 96, M. 14A en V. 79.

Deel IV bevat: A. 32, A. 98, A. 105, A. 129, A. 130, A. 153, M. 219 en V. 175.

Voortgezet onderzoek naar den invloed van een draaiende rol, aangebracht in een vleugelprofiel.

Rapport A 105.



Overgedrukt uit De Ingenieur van 6 Maart 1926, No. 10.

RAPPORT A 105.

Voortgezet onderzoek naar den invloed van een draaiende rol, aangebracht in een vleugelprofiel.

Uittreksel.

a. Omvang van het onderzoek.

Het onderzoek vormt een voortzetting van de in Rapport A 96 beschreven proeven, waarbij nu in de belangrijkste gevallen behalve de lift ook de drift gemeten werd. Verder werd de invloed nagegaan van: een vasten neus voor de rol; verandering van de verhouding omtreksnelheid van de rol tot windsnelheid (u/V), en van de spleetwijdte tusschen rol en achterstuk. Tabel I geeft een overzicht van de nieuwe proeven.

b. Model en Meetmethode.

Voor de proeven werd hetzelfde model gebruikt, waarbij echter de rol op kogellagers, in plaats van op punten gelagerd werd. Voor de rol kon een vaste neus aangebracht worden (zie fig. 1:b). De ophanging werd zoodanig veranderd, dat ook drift gemeten kon worden (zie fig. 2).

c. Resultaten

De resultaten voor het model met en zonder neus zijn gegeven in Tabel II en VII en in fig. 3, 4 en 5 Met draaiende rol werden met het model zonder neus, 38a, bij groote invalshoeken zeer hooge waarden van den liftcoëfficiënt bereikt (maximum $c^{\alpha} = 2.43$ bij 41.7°). Voor het model met neus, 38b, is de werking van de rol geringer. In de figuren zijn voor vergelijking de waarden voor een gewoon draagvlak (Göttingen 386) mee uitgezet.

Vergrooting van de verhouding omtreksnelheid van de rol tot windsnelheid (u/V) geeft in het algemeen een vermeerdering van de werking van de rol, waardoor hoogere waarden van de maximum lift bereikt kunnen worden; vergrooting van de spleet tusschen de rol en het achterstuk heeft tegengestelde werking (Tabel IV, V, VI, fig. 6, 7 en 8)

De waargenomen verschijnselen kunnen verklaard worden door aan te nemen, dat de rol de impuls in de grenslaag vermeerdert, waardoor het loslaten van de strooming op het bovenvlak van den vleugel verhinderd of tegengegaan wordt. d. Vergelijking met de resultaten van ander onderzoek.

Fig. 9 en 10 geven een vergelijking van het model met draaiende rol met spleetvleugels; fig 11 die met een draaienden cylinder. In het laatste geval zijn de coëfficiënten van het model met draaiende rol omgerekend op het oppervlak van de rol.

BERICHT A 105.

Weitere Untersuchungen über den Einfluss einer rotierender Walze in einem Flügel.

Auszug.

a) Umfang der Untersuchung.

Die Untersuchung bildet eine Fortsetzung der im Bericht A 96 beschriebenen Versuche, wobei jetzt in den wichtigsten Fällen ausser dem Auftrieb auch der Widerstand gemessen wurde. Ferner wurde der Einfluss verfolgt von: einer festen Nase vor der Walze; Aenderung des Verhältnisses der Umfanggeschwindigkeit der Walze zur Windgeschwindigkeit ("u/V"), und Aenderung der Spaltweite zwischen Walze und Hinterstück ("spleetwijdte"). Tabelle I gibt eine Uebersicht über die neuen Versuche.

b. Modell und Messmethode.

Für die Versuche wurde das selbe Modell benutzt, wobei jedoch die Walze auf Kugellager anstatt auf Spitzen gelagert wurde. Vor der Walze konnte eine feste Nase angebracht werden (sehe Fig. 1:b). Die Aufhängung wurde derartig abgeändert, dass auch der Widerstand gemessen werden konnte (sehe Fig. 2).

c. Ergebnisse.

Die mit dem Modell mit und ohne Nase erzielten Ergebnisse sind in Tabellen II und VII und in den Figuren 3, 4 & 5 wiedergegeben. Met drehender Walze ("draaiende rol") wurden bei dem Modell ohne Nase, 38*a*, bei grossen Anstellwinkeln sehr hohe Werte des Auftriebsbeiwertes erzielt (maximum $c_a = 2.43$ bei 41.7°). Bei dem Modell mit Nase, 38*b*, ist die Wirkung der Walze geringer. In den Figuren sind zu Vergleichszwecken auch die Werte für eine gewöhnliche Tragfläche (Göttingen 386) eingetragen.

Vergrösserung des Verhältnisses der Umfanggeschwindig-

keit der Walze zur Windgeschwindigkeit (.,w|V') ergibt im allgemeinen eine Steigerung der Wirkung der Walze, wodurch höhere Werte des Maximalauftriebes erzielt werden können.

Vergrösserung des Spaltes zwischen der Walze und dem Hinterstück hat entgegengesetzte Wirkung zur Folge. (Tabellen IV, V, VI & Fig. 6, 7, 8).

Die beobachteten Erscheinungen können durch die Annahme erklärt werden, dass die Walze den Impuls in der Grenzschicht erhöht, wodurch die Ablösung der Grenzschicht auf der Oberseite des Flügels verhindert, oder wenigstens entgegen gewirkt wird.

d. Vergleichung der Ergebnisse mit anderen Untersuchungen.

Die Figuren 9 & 10 geben eine Vergleichung des Modelles mit drehender Walze mit Spaltflügeln ("spleetvleugel"), während Fig 11 einesolche gibt mit einer drehenden Walze ("draaiende rol"). In letzterem Falle sind die Beiwerte des Modelles mit drehender Walze auf den Längsquerschnitt der Walze umgerechnet.

RAPPORT A 105.

Essai complémentaire, tendant à déterminer l'influence d'un cylindre rotatif, adapté dans un profil d'aile.

Résumé.

a. Portée de l'essai.

Cet essai constitue la suite des expériences décrites dans le Rapport A 96, et a ceci de particulier que, pour les cas les plus importants, non seulement la poussée, mais la traînée aussi a été mesurée. En plus on a examiné l'influence : d'un nez fixe à l'avant du cylindre ; de la variation du rapport de la vitesse circonférentielle du cylindre à la vitesse du vent ("u/V"), et de la largeur de la fente entre le cylindre et la pièce arrière ("spleetwijdte"). La Table I donne un aperçu des nouveaux essais.

b. Modèle et méthode de mesure.

Pour ces essais, il a été fait usage du même modèle, sauf que le cylindre était monté sur paliers à billes et non pas entre pointes. En avant du cylindre, un nez fixe pouvait être adapté (voir fig. 1: b). — La suspension avait été modifiée de telle sorte que la traînée aussi pouvait être mesurée (voir fig. 2).

c. Résultats.

Les résultats obtenus au moyen du modèle avec et sans nez, se trouvent consignés dans les Tables II et VII et dans les fig 3, 4 et 5. — Le cylindre étant animé d'un mouvement de rotation ("draaiende rol"), on a trouvé avec le modèle sans nez, 38a, alors que les angles d'incidence étaient grands, des valeurs très élevées pour le coefficient de poussée (maximum $c_a = 2.43$ pour 41.7°). Dans le cas du modèle avec nez, 38b, l'influence du cylindre est moins prononcée. A titre de comparaison, les valeurs correspondantes pour une aile ordinaire (Göttingen 386) ont également été indiquées dans les figures.

En augmentant le rapport de la vitesse périphérique du cylindre à la vitesse du vent (,u/V'), on obtient en général un accroissement de l'influence du cylindre, permettant d'atteindre des valeurs plus considérables pour la poussée maxima; en élargissant la fente entre le cylindre et la pièce arrière on obtient un effet contraire (Tables IV, V, VI; fig 6, 7, 8)

Pour expliquer les phénomènes observés il suffit d'admettre que le cylindre augmente l'impulsion dans la couche limite, empêchant ou réduisant ainsi la dissolution de la couche et par là le lâchage du filet voisin de la face supérieure de l'aile.

d. Comparaison aux résultats d'autres essais.

Les fig. 9 et 10 représentent une comparaison du modèle avec cylindre rotatif muni d'ailes à fentes transversales ("spleetvleugel"); fig. 11, donnant une comparaison du modèle à un cylindre rotatif ("draaiende rol"). Dans ce cas-ci, les coefficients du modèle à cylindre rotatif ont été rapportés à la projection du cylindre.

REPORT A 105.

Further experiments on the influence of a rotating cylinder accommodated in a wing-section.

Summary.

a. Scope of the investigation.

This test is a continuation of the experiments described in Report A 96. The drag as well as the lift, was measured in the most important cases and the influence was determined of: a fixed nose being adapted in front of the cylinder, the ratio of the circumferential speed of the cylinder to that of the wind $({}_{,u}/V")$, and the width of the slot between the cylinder and the backpiece ("spleetwijdte"). Table I gives a synopsis of these recent tests.

b. Model and Method of Measurement.

For the tests the same model has been used as before with the difference that the cylinder was now mounted on ball bearings instead of between centres. A fixed nosepiece could be adapted in front of the cylinder (see fig. 1:b). The suspension-device was modified in such a manner as to enable the drag to be measured (see fig. 2).

c. Results.

The results obtained with the model with and without the nosepiece have been collected in Tables II and VII and in fig. 3, 4 & 5. With the cylinder rotating ("draaiende rol"), very high values were obtained for the lift coefficient in the case of the model without nosepiece, 38a, the angles of incidence being considerable (maximum $c_a = 2.43$ at 41.7°). In the case of the model with nosepiece, 38b, the influence of the cylinder is less considerable. To enable comparison the corresponding values of an ordinary aerofoil (Göttingen 386) have also been indicated in the figures.

When increasing the ratio: circumferential speed of the cylinder to windspeed $({}_{,u_i}V'')$, an increase of the action of the cylinder generally ensues, enabling higher values for the maximum lift to be obtained, whereas when increasing the slot-width between the cylinder and the back-piece an opposite effect will ensue (Table IV, V, VI; fig. 6, 7, 8).

The observed phenomena can be explained by admitting that, by increasing the momentum in the boundary-layer, the cylinder causes the burblepoint to be reached later.

d. Comparison with the results of other tests.

Fig. 9 & 10 illustrate the results obtained with the model with rotating cylinder as compared to those obtained with slotted wings ("spleetvleugel"), whereas fig 11 illustrates those obtained with a rotating cylinder ("draaiende rol"). In the latter case the coefficients of the model with rotating cylinder have been calculated in relation to the cross section (span \times diameter) of the cylinder.

Voortgezet onderzoek naar den invloed van een draaiende rol, aangebracht in een vleugelprofiel (1)

DOOR

dr. ir. E. B. WOLFF en ir. C. KONING.

Rapport A 105.

Rijks Studiedienst voor de Luchtvaart, Amsterdam.

Overzicht.

Het in rapport A 96 beschreven onderzoek (2) werd voortgezet, waarbij driftmetingen gedaan werden en de invloed van verschillende factoren nader onderzocht werd. Deze waren: het plaatsen van een vaste neus voor de rol, verandering van de verhouding van de omtreksnelheid van de rol tot de windsnelheid en van de wijdte van de spleet tusschen rol en achterstuk. De resultaten werden vergeleken met die voor spleetvleugels en draaiende cylinders.

Door het onderzoek werd aangetoond, dat met de combinatie draaiende rol-vleugel waarden van de maximum liftcoëfficiënt bereikt kunnen worden, welke belangrijk hooger zijn dan die voor gewone draagvlakken. De grootste bereikte waarde bedroeg 2.43, terwijl voor een gewoon draagvlak 1.60 als zeer hoog beschouwd kan worden.

1. Inleiding.

Bij een vroeger uitgevoerd onderzoek (2) was gebleken, dat met de combinatie draaiende rol-vleugelprofiel zeer merkwaardige resultaten verkregen konden worden. De overwegingen, die tot dit onderzoek leidden, kunnen in het kort als volgt worden samengevat: uit de resultaten van andere onderzoekers was gebleken, dat wanneer een draaiende

⁽¹⁾ De in dit rapport beschreven resultaten werden in verkorten vorm gepubliceerd op het te Brussel gehouden HIE Congrès International de Navigation Aérienne, onder den titel: Essais tendant à déterminer l'influence d'un cylindre rotatif, adapté à un profil d'aile.

⁽²⁾ Dr. ir. E. B. WOLFF, Voorloopig onderzoek naar den invloed van een draaiende rol aangebracht in een vleugelprofiel. Rapport A 96, *De Ingenieur*, 6 December 1924. Verslagen en Verhandelingen van den Rijks-Studiedienst voor de Luchtvaart, Amsterdam, Deel III, 1925, blz. 47.

cylinder in een windstroom geplaatst wordt of zich ten opzichte van de lucht voortbeweegt, er groote krachten loodrecht op de relatieve bewegingsrichting ("lift") kunnen optreden, welke echter gepaard gaan met eveneens groote krachten in de bewegingsrichting ("drift") (3). Dit laatste is voor toepassing op luchtvaartgebied een bezwaar, waarbij dan bovendien nog komt, dat zoodra de draaiing van den cylinder ophoudt, de draagkracht geheel verdwenen is. De vraag was nu of geen verbetering verkregen kon worden door achter den cylinder een stroomlijn- of draagvlakvormig vaststaand lichaam aan te brengen om de afstrooming te verbeteren en hierdoor minder weerstand te krijgen. Een dergelijke constructie komt ook tegemoet aan het tweede bezwaar: staat hierbij de rol stil, dan blijft toch altijd nog een lichaam met den vorm en dus de aerodynamische eigenschappen van een meer of minder gunstig gevormd draagvlak over. Als eerste eisch dient echter gesteld te worden, dat de werking van de draaiende rol niet te veel geschaad mag worden door den invloed van het vaste achterstuk, hetgeen het eenvoudigst nagegaan kan worden, door experimenteel vast te stellen of er een belangrijk verschil in aerodynamische eigenschappen bestaat tusschen het model met stilstaande en dat met draaiende rol. Door de in het boven aangehaalde rapport beschreven voorloopige proeven werd dit afdoende aangetoond.

Ook op een geheel ander standpunt, dat ingenomen kan worden bij de beschouwingen over dit probleem en dat voor de verklaring der waargenomen verschijnselen belangrijke voordeelen biedt, werd reeds vroeger gewezen. Plaatst de boven gegeven opvatting den cylinder op den voorgrond, terwijl zij het vaste deel als toevoegsel behandelt, zoo is het daartegenover ook mogelijk het samenstel als een draagvlak te beschouwen, waarin met de bedoeling de strooming om dit draagvlak te beïnvloeden, een draaiende rol is aangebracht. Het is dan noodig na te gaan welken invloed de draaiing van den cylinder heeft op de omringende lucht en hoe deze invloed zich over het achter den cylinder geplaatste draagvlak uitstrekt. Zooals bekend is, blijft door de geringe viscositeit van de lucht de directe invloed van de wrijving beperkt tot een zeer dunne laag in de nabijheid van de begrenzende vaste

PRANDTL, L., Magnuseffekt und Windkraftschiff. Die Naturwissenschaften, 6 Februar 1925, S 93.

ACKERET, J., Das Rotorschiff und seine physikalischen Grundlagen. ACKERET, J., Der rotierende Zylinder (Magnuseffekt). Z. F. M. 14 Februar 1925, S 49.

BETZ, A., Der Magnus-Effekt, die Grundlage der Flettnerwalze. Z. V. D. I. 3 Januar 1925, S 9.

RED, E. G., Tests on rotating cylinders. N. A. C. A. Technical Note 209.

⁽³⁾ Hiervoor kan verwezen worden naar de literatuuropgave in het in noot 2 genoemde rapport, benevens naar de volgende publicaties, die als belangrijkste onder de talrijke later verschenen verhandelingen over dit onderwerp genoemd kunnen worden:

oppervlakken (grenslaag) (4). Indirect kan zij echter een groote invloed hebben. Door de wrijving wordt namelijk de lucht in de grenslaag vertraagd, zoodat het voor kan komen, dat deze niet meer genoeg impuls bezit om een langs het oppervlak bestaande druktoename te overwinnen. In dat geval ontstaat in de grenslaag een terugstrooming, welke tot gevolg heeft, dat de strooming van den wand loslaat en een wervelgebied ontstaat, waardoor het stroomingsbeeld belangrijk gewijzigd kan worden. Dit verschijnsel treedt op aan het bovenvlak van draagvlakken bij grooteren invalshoek. Zoolang deze hoek echter niet te groot is, ligt het loslatingspunt ver naar achteren, het ontstane wervelgebied is klein, de invloed op het stroomingsbeeld en daarmede op de op het draagvlak werkende krachten gering. Bij vergrooting van den invalshoek verplaatst het loslatingspunt zich naar voren, totdat ten slotte een toestand bereikt wordt, waarbij het wervelgebied zoo groot geworden is, dat vrijwel het geheele bovenvlak er door bedekt wordt en het geheele stroomingsbeeld gewijzigd is. Dit vindt plaats in de omgeving van den z.g. kritischen invalshoek, dat is die hoek, bij overschrijding waarvan de lift niet verder toeneemt, doch daarentegen meer of minder snel afvalt, terwijl de drift als gevolg van de door de wervels afgevoerde energie sterk toeneemt. Is men nu in staat, de grenslaag op eenigerlei wijze impuls toe te voeren, dan zal hierdoor het loslaten van de strooming tegengegaan worden, waardoor dan de critische hoek verschoven en een hoogere liftcoëfficiënt bereikt zal kunnen worden. Het is nu gebleken, dat men in de draaiende rol een middel bezit om de grenslaag vermeerderde impuls te geven. De rol zal de lucht in de onmiddellijke nabijheid van haar oppervlak medenemen, en deze vormt, voor zoover zij niet nutteloos verdwijnt in den spleet tusschen rol

(4) Voor de theoretische behandeling van het grenslaagprobleem kan o.m. verwezen worden naar:

PRANDTL, Ueber Flüssigkeitsbewegung bei sehr kleiner Reibung. Verh. d. III. Int. Math. Kongr. Heidelberg, 1904, S 484.

Von Kármán, Ueber laminäre und turbulente Reibung. Zeitschr. f. Angew. Math. u. Mech. 1921, S 233.

Von Karman, Ueber die Oberflächenreibung von Flüssigkeiten. Vorträge aus dem Gebiete der Hydro- und Aerodynamik (Innsbruck 1922), S 146.

FUCHS-HOPF, Aerodynamik, S 171;

voor experimenteele resultaten naar:

BUBGERS and VAN DER HEGGE ZIJNEN, Preliminary measurements of the distribution of the velocity of a fluid in the immediate neighbourhood of a plane smooth surface. (Mededeeling No. 5. Laboratorium voor Aerodynamica en Hydrodynamica der Technische Hoogeschool te Delft).

VAN DER HEGGE ZIJNEN, Measurements of the velocity distribution in the boundary layer along a plane surface (Dissertatie, Delft 1924).

BURGERS, The motion of a fluid in the boundary layer along a plane smooth surface. Proceedings of the first International Congress for Applied Mechanics. Delft 1924, p. 113. en achterstuk, de grenslaag of althans een deel daarvan voor het bovenvlak van het achterstuk. De snelheid van de lucht in de grenslaag zal dus grooter zijn wanneer het voorste deel van het draagvlak gevormd wordt door een draaienden rol, dan wanneer deze vervangen wordt door een stilstaande neus, zooals aan gewone draagvlakken voorkomt.

Afgezien van de vliegtechnische toepassingsmogelijkheden biedt dus de draaiende rol een hulpmiddel voor meer theoretisch onderzoek van de strooming om draagvlakken en dergelijke lichamen, daar zij een werkzaam middel is om de impuls van de grenslaag te beïnvloeden.

2. Beschrijving van het model.

Voor het onderzoek werd gebruik gemaakt van het reeds in rapport A 96 beschreven model, waarvan het vaste deel bestaat uit een metalen voorstuk en een hierbij aansluitend houten achterstuk, beide te samen afgewerkt naar een bestaande profielmal (fig. 1). Bij het voorloopige onderzoek





Fig. 1.

was de rol in het voorstuk op stalen punten draaibaar. Hiermede werden voortdurend moeilijkheden ondervonden door het warm loopen en snel slijten van deze punten, waarvan onregelmatig loopen, verlies van de uitbalanceering en aanloopen van de rol het gevolg waren. Voor de volgende proeven werd daarom een nieuwe rol, welke gelagerd was op in de uiteinden van dezen aangebrachte kogellagers, gebruikt. Deze rol was, evenals de vorige, van rood koper, terwijl het achterstuk van staal was, zoodat bij aanloopen de scherpe voorrand van dit laatste zooveel mogelijk gespaard werd. De rol vertoonde een uitgesproken critisch toerental, dat echter veel lager lag dan het bij de proeven noodige. Bij het aanzetten moest het model met de hand worden vastgehouden, terwijl het voordeel bleek te hebben het oppervlak van de rol een weinig vet te maken, zoodat tijdelijk aanloopen bij het gaan door het critische toerental geen bezwaren opleverde. Verder werden geen moeilijkheden met het loopen van de nieuwe rol ondervonden.

In de zijplaten van het voorstuk werden voor de tappen van de rol sleuven gemaakt, waardoor de wijdte van de spleet tusschen rol en draagvlak regelbaar werd.

Voor de rol kon een vaststaande houten neus aangebracht worden, waardoor het geheel een gunstiger profiel verkreeg (fig. 1). Hierbij kwam dan slechts een klein deel van de rol met de lucht in aanraking; terwijl de roldiameter 37 mm was en bij het model zonder neus de rol over meer dan de helft van de omtrek vrij was, was het aan de lucht komende deel bij het model met neus boven ongeveer 13 mm en onder ongeveer 12 mm. Ter onderscheiding zal hier verder het oorspronkelijke model (dus zonder neus) aangegeven worden als 38 a, dat met neus als 38 b. Voor een enkele proef werd bovendien bij het model met neus door overplakken met een strook papier de opening in het ondervlak tusschen neus en achterstuk gedicht, zoodat de rol alleen op het bovenvlak werkzaam was.

3. Omvang der verdere proeven.

Nadat bij de voorloopige proeven gebleken was, dat de lift belangrijk beïnvloed kon worden door het draaien van de rol, was het in de eerste plaats van belang te meten wat de bijbehoorende drift was. De ophanging van het model werd zoodanig gewijzigd, dat ook de drift gemeten kon worden (zie punt 4). Hiermede werden metingen uitgevoerd, zoowel van het model zonder als met neus. De neus was bedoeld als een poging om het geheel een aerodynamisch beteren vorm te geven, teneinde de drift te verminderen, terwijl toch de invloed van de rol gebruikt zou kunnen worden om groote lift te verkrijgen, terwijl verwacht werd dat ook met stilstaande rol de aerodynamische eigenschappen beter zouden zijn.

Bij het voorloopige onderzoek was de meting van het

toerental van de rol gebrekkig, zoodat de omtreksnelheid van deze niet behoorlijk vastgelegd kon worden. Door de bij het nu beschreven onderzoek gevolgde methode werd dit bezwaar

SCHEMA VAN DE MODELOPHANGING.

 B_1, B_2 : liftbalansen; B_3 : driftbalans; B_4 : hulpbalans.



Fig. 2.

opgeheven (zie punt 4c). Daar echter reeds bij het voorloopige onderzoek gebleken was, dat de verhouding van de omtreksnelheid van de rol tot de windsnelheid van belang was voor de waargenomen verschijnselen, werden nu een aantal metingen met verschillende waarde van deze verhouding uitgevoerd (zie punt 5 c). Ook de invloed van de wijdte van de spleet tusschen rol en achterstuk, die op grond van de boven gegeven grenslaagbeschouwingen van belang kan zijn, werd onderzocht (zie punt 5 d).

In tabel I is een overzicht gegeven van de uitgevoerde metingen.

4. Beschrijving van de meetmethode.

a. Ophanging van het model, krachtenmeting. De wijze, waarop het model bij de metingen opgehangen werd, is schematisch aangegeven in fig. 2. Zij is een tusschenvorm tusschen de bij de voorloopige proeven gebezigde en de voor gewone draagvlakmetingen gebruikelijke draadophanging. De ten opzichte van eerstgenoemde aangebrachte veranderingen dienden hoofdzakelijk om meting van de drift mogelijk te maken. Hiertoe werden de voor verbinding met de voorste liftbalans B, gebruikte stroomlijnvormige buizen uit één stuk vervangen door soortgelijke staven a met twee draaipunten b, terwijl de achterste liftdraden c (in de figuur als één aangegeven) nu aan een afzonderlijke balans (achterste liftbalans B_{a}) bevestigd werden. De driftdraden d, welke bij het voorloopige onderzoek slechts dienden om horizontale verplaatsingen van het model te beletten en dus aan den tunnelwand bevestigd waren, werden nu aan de driftbalans B_{\circ} vastgemaakt.

De motor, die diende voor het aandrijven van de rol, werd teneinde de snaarspanning bij de weging met de voorste liftbalans constant te houden, evenals bij de voorloopige proeven, op deze balans geplaatst, terwijl haar gewicht grootendeels gedragen werd door een er boven geplaatste vrij bewegende balans B_4 . De lift werd dus rechtstreeks gemeten met de beide balansen B_1 en B_2 , terwijl het verband tusschen de met balans B_3 gemeten kracht en de drift door ijking bepaald werd. Deze ijking geschiedde door zonder wind aan het model bekende horizontale krachten aan te brengen en de bijbehoorende balansaanwijzingen te bepalen.

b. Moeilijkheden bij de driftmeting. Terwijl bij de eerste proeven de uitkomsten van de liftmeting zeer behoorlijk waren, vertoonden de driftwaarden groote onregelmatigheden. Binnen de resultaten van één serie kwamen op onregelmatige wijze verdeeld zoowel zeer groote als zeer kleine waarden van de drift voor, terwijl de laatsten soms zelfs naar het negatieve overgingen. Bij beschouwing van de twee mogelijkheden, dat ôf deze onregelmatigheden als tot de aerodynamische eigenschappen van het model behoorend beschouwd moeten worden ôf veroorzaakt werden door fouten in de meetmethode, pleitten de negatieve driftwaarden tegen de eerste veronderstelling, zoodat in de eerste plaats de meetmethode nader onderzocht werd. Bij vergelijkingsijkingen met loopende en stilstaande rol bleek, dat tusschen beide gevallen groote verschillen in de ijkingsconstanten voorkwamen. De oorzaak hiervan was gelegen in het feit, dat de beide einden der aan-. drijvende snaar niet verticaal waren, zoodat door de spanningen in deze, die bij loopende rol anders zijn dan met stilstaande, een kracht met horizontale component op het model uitgeoefend wordt. De verticale component van deze kracht is van geen beteekenis, daar zij opgenomen wordt door de stroomlijnvormige staven, die het model met de balans verbinden. Verbetering werd verkregen door beide einden van de snaar zoo goed mogelijk evenwijdig en verticaal te stellen, terwijl bovendien, om kleinere nog overblijvende fouten uit te schakelen, de ijkingen steeds zoowel met stilstaande als met loopende rol uitgevoerd en na de meting ter contrôle herhaald werden. Op deze wijze werden verder betrouwbare uitkomsten verkregen. Gezien den invloed, welke de snaarspanningen bleken te hebben, en het feit, dat deze krachten een moment hadden om het voorste draaipunt, werd er van afgezien uit de verkregen gegevens momenten te berekenen.

Meting van de omtreksnelheid van de rol. Bij de voorc.loopige proeven werd getracht het toerental van de rol te meten met een stroboscoop. Daar echter het op de rol aangebrachte merkteeken slechts over een betrekkelijk klein gebied zichtbaar was, kon bij verschillende toerentallen van de stroboscoop een schijnbare stilstand van de rol waargenomen worden. In verband met het toerental van den motor en de overbrengingsverhouding werd dan geschat, welke van deze waarden de juiste was. Het bleek echter later, dat de snaarslip zeer groot was, zoodat deze wijze van werken onbetrouwbaar was. Bij de hier beschreven proeven werd nu op de volgende wijze te werk gegaan: voor het begin van een serie metingen werd de omtreksnelheid van de rol opgemeten met een tachometer en de stroboscoop op het bijbehoorende toerental gesteld. Deze werd nu verder gebruikt voor contrôle en eventueel bepalen van kleine afwijkingen van het toerental tijdens de metingen. Het werken met den stroboscoop werd vergemakkelijkt door op de rol meerdere merkteekens aan te brengen. Was belangrijke verandering van de snaarslip te verwachten (b.v. na het aanbrengen van een nieuwe snaar), dan werd de omtreksnelheid van de rol opnieuw opgemeten met den tachometer.

d. Onderzoek van de strooming. Om behalve het verloop van de krachten ook den bijbehoorenden stroomingstoestand te leeren kennen, werd deze bij verschillende standen van het model met windvaantjes onderzocht. Als windvaantje werd hierbij een dunne zijden draad van eenige centimeters lengte aan het uiteinde van een in een punt eindigenden breinaald gebruikt.

e. Uitwerking van de verkregen gegevens. Voor de wijze, waarop de resultaten van de metingen verder uitgewerkt werden en voor de correcties, welke aangebracht werden voor den weerstand van de ophangdeelen en den invloed van den tunnelwand, kan verder verwezen worden naar Rapport

TABEL I.

Weentend men hat an dal	Spleetwijdte in mm.			nm.		Gemeten	Invalshoeken in	Gegeven in	
loestand van net model.	1	2	3 4	u/V.	grootheden.	graden.	Tabel.	figuur.	
Zonder neus (model 38a) » » » » » » » » Met neus (model 38b) » » » » » » » »	$\begin{array}{c} 0.5\\ 0.5\\ 0.5\\ 0.5\\ 1.1\\ 1.1\\ 1.3\\ 1.3\\ 1.3\\ 0.5\\ 0.5\\ 0.5\\ 0.5\\ 0.5\\ 0.5\\ 0.5\\ 0.5$	$\begin{array}{c} 0.6\\ 0.7\\ 0.7\\ 0.7\\ 1.4\\ 1.4\\ 1.2\\ 1.2\\ 1.2\\ 1.2\\ 0.6\\ 0.6\\ 0.6\\ 0.6\\ 0.6\\ 0.6\\ 0.6\\ 0.6$			$\begin{array}{c} 3.2\\ 1.3\\ 2.0\\ 3.8\\ 1.3\\ 2.0\\ 3.7\\ 1.4\\ 2.0\\ 4.0\\ 3.3; 3.7; 4.2\\ 1.3\\ 2.0\\ 3.4\\ 3.2; 3.8; 4.6\\ 3.5\\ 0\end{array}$	Ca, Cw Ca Ca Ca Ca Ca Ca Ca Ca Ca Ca Ca, Cw Ca, Cw Ca, Cw Ca, Cw Ca Ca Ca, Cw	$ \begin{array}{c ccccccccccccccccccccccccccccccccccc$	II IV IV V V VI VI VI VII VII VII VII V	$ \begin{array}{c} 3 t/m 5 \\ 6 \\ 6 \\ 7 \\ 7 \\ 7 \\ 8 \\ 8 \\ 8 \\ - \\ 3 t/m 5 \\ 3 t/m 5 \\ 1 \\ 7 \\ 7 \\ 8 \\ 8 \\ 8 \\ - \\ 3 t/m 5 \\ 1 \\ 7 \\ 7 \\ 8 \\ 8 \\ 8 \\ - \\ 3 t/m 5 \\ 1 \\ 7 \\ 7 \\ 8 \\ 8 \\ 8 \\ - \\ 3 t/m 5 \\ 1 \\ 7 \\ 7 \\ 8 \\ 8 \\ 8 \\ - \\ 3 t/m 5 \\ 1 \\ 7 \\ 8 \\ 8 \\ 8 \\ - \\ 3 t/m 5 \\ 1 \\ 1 \\ 1 \\ 1 \\ 1 \\ 1 \\ 1 \\ 1 \\ 1 \\ 1$

Overzicht van de in het rapport beschreven proeven met draaiende rol.

AANWIJZING VAN DE SPLETEN.



٤9

A 76 (5), waarin een en ander uitvoerig beschreven werd. Alleen zij er op gewezen, dat, in afwijking van het tot nu toe door den R. S. L. gevolgde gebruik, de resultaten uitgedrukt zijn in "stuwdrukcoëfficiënten", welke dus berekend zijn met behulp van de formules:

$$Ry = c_a Op$$

$$Rx = c_w Op$$

$$p = \frac{1}{2} V_{\rho}^{2}$$

waarin: Ry = lift (component van de windkracht loodrecht op de relatieve windrichting in het symmetrievlak);

- Rx = drift (component van de windkracht evenwijdig aan de relatieve windrichting;
 - $c_a =$ absolute liftcoëfficiënt;

 c_{w} = absolute driftcoëfficiënt;

O = oppervlak van het model;

p = stuwdruk;

p = soortelijke massa van de lucht; V = relatieve windsnelheid.

Voor O werd, op de voor draagvlakken gebruikelijke wijze, het oppervlak van de projectie van het geheele model op het koordvlak genomen.

Resultaten van het onderzoek. Б.

a. Algemeen. De verkregen resultaten zijn gegeven in tabel II t/m. X, terwijl zij in de fig. 3 t/m. 11 uitgezet zijn. Tabel I geeft hiervan een overzicht.

Bij iedere tabel zijn de belangrijkste algemeene gegevens van de betreffende metingsserie aangegeven, de hierbij vermeldde spleetwijdte is die van de voor de verschijnselen belangrijkste spleet, namelijk die tusschen de rol en het bovenvlak van het achterstuk. De spleetwijdte werd steeds gemeten met diktetasters; de opgegeven maten zijn dus radiaal gemeten.

Daar in vele gevallen de metingseries slechts bestaan uit enkele punten, werden in de meeste figuren geen krommen getrokken, welke als gemiddeld verloop van de uitgezette grootheden beschouwd kunnen worden, doch de bijeenbehoorende punten verbonden door gebroken lijnen.

Over de nauwkeurigheid der verkregen resultaten kan het volgende opgemerkt worden. De nauwkeurigheid, waarmede de krachten bij één bepaalde meting verkregen werden, is 2 pCt, voor de lift en 10 pCt, voor de drift. Vergelijking van de resultaten van metingsseries onder schijnbaar gelijke om-

⁽⁵⁾ Rapport A 76. Onderzoek van de modellen van verschillende uitvoeringen van het Fokker C IV vliegtuig. Verslagen en Verhandelingen van den Rijks-Studiedienst voor de Luchtvaart. Amsterdam, Deel III, 1925.

standigheden blijkt echter grootere verschillen te kunnen opleveren (vergelijk model 38 *b* bij u/V = 3.4, resp. 3.5 in tabel VII en IX). Deze verschillen vallen buiten de spreiding van de krachtenmeting en zijn waarschijnlijk toe te schrijven aan het bestaan van verschillende mogelijke stroomingstoestanden of aan stroomingsonregelmatigheden en wervelvorming. Bij het onderzoek van de strooming met een windvaantje werd inderdaad in een enkel geval het bestaan van verschillenden stroomingstoestand, zij het dan ook zeer labiel, waargenomen (zie punt 5 *b*), terwijl hier ook, daar in zeer veel gevallen de strooming gedeeltelijk van het model loslaat, onregelmatigheden een belangrijke rol spelen. In beide gevallen kan dan door schijnbaar kleine toevalligheden bij de proef, als min of

- Model 38 a met draaiende rol.
 Model 38 a met stilstaande rol.
- Model 38 b met draaiende rol.
- Model 580 met draatende rol.
- Model 38b met stilstaande rol.
- ▲ Model Göttingen 386.

---- Geïnduceerde weerstand voor model 38a.



Fig. 3.

meer rustige gang of kleine uitbuiging van de rol, trilling van het model, kleine verandering van de spleetranden of van de stand van de neus, een belangrijke verandering in het karakter van de strooming veroorzaakt worden. b. Lift en drift voor het model met en zonder neus, vergelijking met een gewoon draagvlak. (Tabel II. VII en X, fig. 3 t/m. 5). Zooals na de uitkomsten van het voorloopige onderzoek te verwachten was, geeft de rol een belangrijke vergrooting van de maximum-liftcoëfficiënt en verschuiving van den hoek, waarbij deze optreedt. De verkregen resultaten kunnen het best beoordeeld worden door vergelijking met die voor een gewoon draagvlak. Hiervoor werd het model Göttingen 386 gekozen (6), daar het profiel hiervan een zeer groote over-





eenkomst vertoont met den buitenomtreksvorm van het model met neus (38 b). Vooral in het model zonder neus (38 a) heeft de rol een zeer grooten invloed. De max. liftcoëfficiënt bedraagt hier 2.428 in plaats van 1.280 voor het gewone draagvlak en is aldus 90 pCt. hooger. Deze hooge liftcoëfficiënt treedt echter ook eerst bij veel grooteren invalshoek op, namelijk bij 41.7°,

(6) Dit model werd niet door den R. S. L. onderzocht; de gegevens zijn overgenomen uit: PRANDTL, Ergebnisse der aerodynamischer Versuchsanstalt zu Göttingen. I Lieferung, S 105. terwijl voor het gewone draagvlak de kritische invalshoek 14.5° is, zoodat de verschuiving van den hoek van maximum lift 27° is. De krommen voor het model zonder neus (38 a)kunnen zeer goed beschouwd worden als een voortzetting van die voor het gewone draagvlak (Göttingen 386) onder den kritischen invalshoek. De verkregen hooge liftcoëfficiënten gaan gepaard met een grooten weerstand, deze bestaat eenerzijds uit een grooten geïnduceerde weerstand, anderzijds uit





een eveneens grooten profielweerstand (zie fig. 3, waarin de geinduceerde weerstand voor model 38 *a* uitgezet is). De groote geïnduceerde weerstand is onvermijdelijk, daar hij direct samenhangt met de hooge lift. De groote profielweerstand wordt veroorzaakt door loslating van de strooming op het achterste deel van het bovenvlak, een verschijnsel, dat ook bij gewone draagvlakken bij grooteren invalshoek optreedt, zij het dan ook in geringere mate. Bij het onderzoek met een windvaantje bleek, dat reeds lang vóór het bereiken van de maximumlift de strooming op het bovenvlak gedeeltelijk loslaat.

In tabel IX zijn de belangrijkste gegevens, welke hierbij verkregen werden, verzameld. Daar de ligging van het loslatingspunt op het oog geschat werd, kan aan de gegeven getallen geen absolute waarde worden toegekend, zij geven echter een goed beeld van de verandering van de strooming bij toenemenden invalshoek. Zoodra op den vleugel loslating optreedt, wordt er achter een wervelgebied gevormd, waarvan de dikte toeneemt naarmate het loslatingspunt op den vleugel naar voren gaat. Bij grooteren invalshoek dwingt dus de rol wel de strooming het bovenvlak van den vleugel over het voorste gedeelte te volgen, maar is niet meer in staat haar geheel te doen aanliggen.

Bij het model met neus (38 b) werd een veel geringere werking verkregen, de maximum-liftcoëfficiënt was hierbij slechts 1.448, dus 13 pCt. hooger dan voor Göttingen 386, terwijl de





verschuiving van den critischen hoek 6.5° was. Dit kan het gevolg zijn van het feit, dat de rol een veel kleiner werkzaam oppervlak heeft dan bij het model zonder neus, terwijl bovendien verstoringen, veroorzaakt door de randen van den neus, invloed kunnen hebben. De minder goede aansluiting tusschen de krommen voor de modellen 38 b en Göttingen 386 is waarschijnlijk aan deze laatste oorzaak toe te schrijven. Onderzoek van de strooming toonde aan, dat bij dit model reeds bij 15° op het middendeel van den vleugel een wervelgebied bestond, dat ongeveer op het punt van grootste dikte zeer smal begon, doch zich naar achteren toe zijdelings onder ongeveer 45° uitbreidde. Bij 25° bestond een soortgelijk gebied, terwijl op het overige deel een labiele stroomingstoestand scheen te bestaan, waarbij nu eens sterke en uitgebreide, dan weer veel geringere wervelvorming optrad.

Met stilstaande rol leverden de modellen 38 a en b gelijksoortige ongunstige resultaten op; over het geheele gebied hebben zij een lage lift bij grooten weerstand. De oorzaak hiervan moet gezocht worden in de verstoringen, welke ontstaan aan den scherpen voorrand van het achterstuk. Er kan hier gewezen worden op de bij het voorloopige onderzoek gevonden belangrijke verbetering, die verkregen werd door bij stilstaande rol de spleet tusschen deze en het achterstuk te vullen met parafine en glad bij te werken. Bij het onderzoek van de strooming werd gevonden, dat bij het model zonder neus (38 a) de strooming ook reeds bij kleine invalshoeken over de volle vleugelbreedte bij deze spleet losliet, bij zeer groote invalshoeken (40°) lag het loslatingspunt op de rol, dus nog verder naar voren. Bij het model met neus (38 b) werd ook werveling aan den achterrand van den neus waargenomen.

De betrekkelijke overeenstemming tusschen de waarden van de driftcoëfficiënt bij gelijken invalshoek voor de modellen met loopende en stilstaande rol is als toevallig te beschouwen, waar in het eerste geval zoowel de geïnduceerde als de profielweerstand groot zijn, in het tweede de geïnduceerde weerstand daarentegen veel kleiner en de profielweerstand overeenkomstig grooter zal zijn. Zooals boven reeds beschreven werd, was het stroomingsbeeld in beide gevallen dan ook geheel anders.

c. Invloed van de verhouding omtreksnelheid van de rol tot windsnelheid (u/V). (Tabel III t/m VIII, fig. 6 t/m 8). Bij deze proeven werd de verandering van u/V verkregen door wijziging van de windsnelheid, daar deze eenvoudiger geregeld kon worden dan het toerental van de rol. In de fig. 6 t/m 8 zijn voor het model zonder neus (38 a) de in tabel IVt/m. VI gegeven resultaten voor verschillende waarden van u/V uitgezet en wel afzonderlijk voor drie verschillende spleetwijdten. Hoewel zij, vooral voor de grootere spleetwijdten, nog al onregelmatigheden vertoonen en in deze laatste gevallen bovendien slechts weinig punten bepaald werden, blijkt hieruit toch voldoende het algemeene karakter van den invloed van u/V. Naarmate deze verhouding grooter wordt buigt de kromme eerst bij grooteren invalshoek af, de kritische hoek wordt verschoven, zoodat een grootere waarde voor de maximumlift bereikt wordt.

Een enkele proef werd uitgevoerd om na te gaan of bij zeer grooten invalshoek een belangrijke verbetering te verkrijgen was door hooger opvoeren van u/V (tabel III). Bij een invalshoek van 51.6° steeg de liftcoëfficiënt van 2.316 op 2.382, dus ongeveer 2.8 pCt. bij vergrooting van u/V van 3.3 op 4.2 en bleef hierbij dus nog onder de oorspronkelijk voor u/V = 3.2verkregen waarde van de maximum-liftcoëfficiënt van 2.428 bij 41.7°. De vergrooting van u/V had hier dus geen resultaat van beteekenis. De van het model met neus (38 b) beschikbare gegevens (tabel VII) zijn te gering in aantal om een oordeel te kunnen vormen over den invloed van u/V in dit geval. Zij toonen eenige toename van de liftcoëfficiënt met u/V, zoowel boven als onder den kritischen hoek. De ligging van dezen hoek werd niet bepaald. De waarden van den driftcoëfficiënt geven een aanwijzing, dat, wanneer bij gelijken invalshoek de lift toeneemt, de drift afneemt. De uitwerking van vergrooting van u/Vbij grooten invalshoek was gering (tabel VIII).





Het onderzoek van de strooming toonde aan, dat voor het model met neus (38 b) bij invalshoeken van 15° en 25° bij afnemende waarde van u/V het loslaten van de strooming verder naar voren plaats had en de werveling op het bovenvlak uitgestrekter en krachtiger was.

d. Invloed van de spleetwijdte. (Tabel IV t/m. VI, fig. 6 t/m 8). Uit de figuren blijkt duidelijk, dat de werking van de rol afneemt met toenemende spleetwijdte. Het best komt dit uit, wanneer men de krommen voor de verschillende waarden van u/V vergelijkt met die voor het model Göttingen 386. Hoewel voor grootere spleetwijdten te weinig punten beschikbaar zijn om met zekerheid de ligging van den kritischen hoek te kunnen aangeven, geven toch de krommen een voldoenden algemeenen indruk van de verandering van de eigenschappen.

Een tweede punt, dat bij vergelijking van de figuren opvalt, is de grootere onregelmatigheid voor grootere spleetwijdten. Het is echter mogelijk, dat deze, geheel of gedeeltelijk, slechts schijnbaar is, doordat in deze gevallen slechts weinig punten beschikbaar zijn en dus een enkele abnormale afwijking grooteren invloed heeft, terwijl een groot deel der punten in de omgeving van den kritischen hoek ligt.







Voor het model met neus (38 b) werd de invloed van de spleetwijdte niet nagegaan.

e. Invloed van het afsluiten van de rol aan de onderzijde. De resultaten van het model, waarbij de opening in het ondervlak dichtgemaakt was, zoodat de rol slechts in het bovenvlak met de lucht in aanraking kwam, vertoonden vrij belangrijke verschillen met die voor het ongewijzigde model, met neus (28 b). Daar slechts weinig metingen uitgevoerd werden en hierbij bovendien de regelmatigheid van het loopen van de rol te wenschen overliet, daar deze, door vervorming van de slappe neus, in deze scheen aan te loopen, kunnen de uitkomsten niet als betrouwbaar beschouwd worden en zijn zij daarom hier weggelaten.

f. Vergelijking van de experimenteele resultaten met de theoretische beschouwingen. De verkregen resultaten laten zich, in groote trekken genomen, zeer goed verklaren met behulp van de in punt 1 gegeven beschouwingen, waarbij de invloed van de rol teruggebracht werd tot beïnvloeding van de grenslaag door de rol. Indirect wordt hierdoor dan de geheele strooming en dus ook de op het model werkende kracht beïnvloed. Volgens deze verklaring zou het model zich onder den kritischen hoek op soortgelijke wijze moeten gedragen als een gewoon draagvlak, terwijl echter door de werking van de rol de kritische hoek naar een hoogere waarde verschoven wordt. Dit werd door het onderzoek bevestigd, waarvoor verwezen kan worden naar de in punt 5 b besproken en in de fig. 3 t/m. 5 aangegeven vergelijking van het model 38 a met het model Göttingen 386. terwijl ook het onderzoek van de strooming, zij het dan ook slechts qualitatief, aantoonde, dat om het model met rol een soortgelijke strooming bestond als om een gewoon draagvlak. Bij de vergelijking moet echter niet uit het oog verloren worden, dat door het aanbrengen van de rol aan de overgangen tusschen deze en het vaste achterstuk (resp. de neus) zeer ongunstige scherpe randen aan het oppervlak ontstaan, die belangrijke verstoringen kunnen veroorzaken. Het sterkst treden deze invloeden op den voorgrond, wanneer de rol stilstaat (punt 5 b). Ook het ongunstige gedrag van het model met neus (punt 5 b) en de minder goede overeenstemming van verschillende metingseries (punt 5a) zijn waarschijnlijk ten deele aan deze oorzaak toe te schrijven. De ongunstige invloed, dien de spleetranden bij het gebruikte model bleken te hebben, kan er mogelijk toe leiden de rol verder naar achteren te plaatsen, daar verstoringen daar in het algemeen minder schadelijk zijn (zie punt 6).

De invloed van de verhouding u/V en van de spleetwijdte (punt 5 c en d) zijn in overeenstemming met de verklaring, welke op grenslaag-beïnvloeding gebaseerd is. Naarmate de omtreksnelheid van de rol grooter wordt, zal bij eenzelfde windsnelheid de aan de grenslaag afgegeven impuls grooter zijn en de werking van de rol dus krachtiger worden. Wordt de spleet tusschen rol en achterstuk wijder, dan zal een grooter deel van de door de rol beïnvloede grenslaag nutteloos door deze spleet verdwijnen, waardoor de invloed op het achterstuk geringer wordt. Hierbij kan de invloed van de aan den rand van de spleet ontstane verstoringen grooter worden, hetgeen een mogelijke verklaring voor onregelmatiger ligging van de metingspunten voor grootere spleetwijdten zou kunnen zijn (punt 5 d).

g. Vergelijking van de resultaten met die voor andere modellen. De eigenschappen van den vleugel met draaiende rol werden boven (punt 5 b en f) reeds vergeleken met die van een gewonen vleugel met ongeveer hetzelfde profiel. Daar het hier in de eerste plaats de bedoeling was een hooge lift te verkrijgen bij een niet te groote drift, is het van belang de resultaten te vergelijken met die van andere constructies met een soortgelijk doel. Als zoodanig komen hier in aanmerking spleetvleugels en draaiende cylinders, al dan niet voorzien van een vast lichaam aan de achterzijde.

De met spleetvleugels bereikte hoogste waarden van de maximum-liftcoëfficiënt bedragen bij Engelsche metingen 2.34 voor een vleugel met één spleet en 2.54 met spleet in het voorste deel en klap met spleet aan den achterrand (7), terwijl de hoogste waarden uit Duitsche metingen zijn: 2.07 voor een vleugel met één en 2.28 met twee spleten (8). Deze waarden

VERGELIJKING VAN HET MODEL MET DRAAIENDE ROL MET GEWONE EN SPLEETVLEUGELS.

Model 38 a met draaiende rol.

Spleetvleugel met één spleet. ---+

Spleetvleugel met twee spleten.



 $\frac{d c_a}{d c_a}$ volgens theoretische berekening.



zijn dus van dezelfde orde van grootte als de met het model met rol bereikte (2.43). De maximum-lift wordt echter bij spleetvleugels bij een lagere waarde van den invalshoek bereikt. Bij de genoemde gevallen van spleetvleugels is de critische hoek 22° tot 29°, bij het model met rol daarentegen 42°. Bij nadere beschouwing blijken verdere verschillen te bestaan, welke wijzen op een ander gedrag bij grootere invalshoeken. Voor vergelijking zijn in de fig. 9 en 10 de gegevens van het model zonder neus (38 a) te samen met de resultaten

⁽⁷⁾ GLAUERT, 'The Handley Page slotted wing. Aeronautical Research Committee, R. M. 834.

⁽⁸⁾ PRANDTL, Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen. II Lieferung, S 55.

van Duitsche metingen aan twee verschillende spleetvleugels (9) uitgezet. Daar het beschikbare materiaal over spleetvleugels vrij beperkt is, kon bij de keuze niet op nauwkeurige overeenstemming in profielvorm gelet worden en zijn beide modellen hier betrekkelijk willekeurig gekozen omdat zij hooge lift-coëfficiënten geven. Fig. 9 bevat verder twee rechten, waarvan de richting bepaald is door $\frac{d c_a}{d x}$ en wel voor de eene berekend volgens de draagvlaktheorie voor een breedteverhouding van 5.5 en voor de andere bepaald uit een groot aantal metingsuitkomsten voor gewone vleugels met breedteverhoudingen van 5 en 6 en bij kleine invalshoeken (10). Deze waar-

VERGELISKING VAN HET MODEL MET DRAAIENDE ROL MET SPLEETVLEUGELS.

Model 38 a met draaiende rol, Spleetvleugel met één spleet. Spleetvleugel met twee spleten.





den van de breedteverhouding werden aangenomen, omdat voor het model 38a en de beide spleetvleugels deze waarde eveneens tusschen 5 en 6 ligt.

Het blijkt, dat bij de beide spleetvleugels de lift sueller toeneemt bij vergrooting van den invalshoek dan bij het model met draaiende rol, terwijl de profielweerstand van de eersten kleiner is. Aangenomen kan worden, dat beide verschijnselen veroorzaakt worden door loslating aan den vleugel. Indien

⁽⁹⁾ PRANDIL, Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstallt zu Göttingen. II Lieferung, S 64. Zahlentafel 84 u. 87.

⁽¹⁰⁾ DIEHL, Effect of aerofoil aspect ratio on the slope of the lift curve. N. A. C. A. Technical Note 79.

het loslatingsgebied grooter is, zal in het algemeen de werveling op het bovenvlak van den vleugel uitgebreider en krachtiger zijn, waardoor de profielweerstand grooter is, terwijl de lift bij vergrooting van den invalshoek langzamer toeneemt. Vergelijking van de in fig. 9 uitgezette resultaten leidt dan tot de conclusie dat bij invalshoeken onder de kritische de loslating voor de hier beschouwde spleetvleugels geringer zal zijn dan voor het model 38 a. Bij dit laatste model werden inderdaad bij grooteren invalshoek belangrijke loslating waargenomen (zie punt 5 b en tabel X).

De helling van de lijn c_a op z is voor de spleetvleugels in het beschouwde gebied kleiner dan de gemiddelde voor de gewone vleugels bij kleine invalshoeken, hetgeen door loslating verklaard kan worden, evenals het verschil tusschen de gewone vleugels en de theoretisch berekende waarden.

Hoewel de vergelijking hier in het nadeel van het model 38 a uitvalt, is daarmede echter het beginsel niet veroordeeld, immers zoowel de vorm van het profiel als de plaatsing van de rol waren bij dit model geheel willekeurig, zoodat het zeer waarschijnlijk is, dat door verandering van de vele factoren, welke hier invloed hebben (zie punt 6), betere resultaten verkregen kunnen worden.

Bij vergelijking met de met draaiende cylinders verkregen resultaten moet in het oog gehouden worden, dat hierbij bij de berekening der coëfficiënten als oppervlak de cylinderdoorsnede (lengte \times diameter van den cylinder) aangenomen wordt, terwijl voor het model met draaiende rol met het oppervlak van de projectie van het geheele model op het koordvlak gerekend werd. Om vergelijkbare waarden te krijgen, moeten de coëfficiënten dus met de verhouding koorddiepte: roldiameter vermenigvuldigd worden. De waarde van deze verhouding is 5 (fig. 1), de maximum-liftcoëfficiënt wordt dus ongeveer 12, terwijl bij proeven met draaiende cylinders zonder achterstuk bij Duitsche en Amerikaansche proeven (11) een hoogste waarde van ongeveer 9 resp. 9.5 gevonden werd, zonder dat hierbij evenwel een maximum bereikt werd.

De vergelijking van den weerstand is minder eenvoudig. Door de zeer hooge waarden van de lift wordt de invloed van den geïnduceerden weerstand hier zeer groot, terwijl bovendien door de groote drukverschillen aan de uiteinden plaatselijke verstoringen kunnen ontstaan. De Duitsche metingen leveren daardoor geen geschikt vergelijkingsmateriaal: zij zijn uitgevoerd of met een zeer korten cylinder (verhouding lengte tot diameter van de rol 4.7, bij het model 38 daarentegen 27), waarbij dus de randstoringen grooten invloed hebben, of met denzelfden cylinder voorzien van eindplaten, waarbij dus de geïnduceerde weerstand een andere zal zijn dan uit de gebruikelijke eendekkerformules volgt. In het laatste geval is de totaalweerstand geringer dan de geïnduceerde weerstand voor de overeenkomstige eendekker. Bij de Amerikaansche

⁽¹¹⁾ Zie de in noot 3 gegeven literatuur.

proeven werd een cylinder gebruikt, die zich van den eenen tunnelwand tot den anderen uitstrekte en bovendien een vrij groote verhouding tusschen lengte en roldiameter (13.3) had, de strooming mag in dit geval als tweedimensionaal beschouwd worden, zoodat de gemeten weerstand alleen profielweerstand is. Voor de meting, waarbij de hoogste liftcoëfficiënt bereikt werd, zijn de gegevens met den profielweerstand van het model zonder neus (38 a) in fig. 11 uitgezet. Het blijkt hieruit dat dit laatste model een verbetering van ruim 45 pCt. in profielweerstand t. o. v. den afzonderlijken cylinder geeft. Het draagvlakvormige achterstuk achter de rol blijkt dus een zeer gunstigen invloed te bezitten.

VERGELIJKING VAN HET MODEL MET DRAAIENDE ROL MET DRAAIENDEN CYLINDER.



Bij de Amerikaansche proeven, waarbij achter de cylinder een stroomlijnvormig stuk geplaatst werd, werden slechts veel lagere liftwaarden bereikt; dit is toe te schrijven aan het feit, dat terwijl de verhouding u/V veranderd werd, het achterstuk steeds in denzelfden stand, evenwijdig aan het oorspronkelijke symmetrie-vlak van de strooming, gehouden werd. Bovendien was hierbij de spleet tusschen rol en achterstuk zeer wijd (minstens $\frac{1}{3}$).

6. Algemeene beschouwingen naar aanleiding van het onderzoek.

Het onderzoek van het hier behandelde probleem kan na de beschreven proeven nog geenszins als afgesloten beschouwd

worden, veeleer moeten deze beschouwd worden als een inleiding, waardoor de richting van een verder onderzoek aangegeven wordt. Tal van vragen blijven nog open. Deze betreffen zoowel de theoretische zijde van het verschijnsel als de practische toepassingsmogelijkheden. De punten, welke van meer theoretisch standpunt beschouwd van belang zijn, doch die toch ook een belangrijken invloed kunnen hebben op de practische bruikbaarheid, kunnen in twee groepen verdeeld worden. De eerste groep omvat dan de factoren, die van belang zijn voor de beïnvloeding van de grenslaag door de rol, de tweede de vragen over de wijze, waarop de vermelde grenslaag het best aangewend kan worden. Als foctoren, die van belang zijn voor de inwerking van de rol op de grenslaag. kunnen genoemd worden de verhouding van de omtreksnelheid van de rol tot de windsnelheid u/V, de ruwheid van de rol en de invloed van het Reynolds'sche getal. Dat de waarde van u/V een belangrijke beteekenis heeft, werd reeds door het uitgevoerde onderzoek aangetoond. De vraag blijft echter nog of deze werking een maximum heeft, m. a. w. of bij verder vergrooten van deze verhouding een punt bereikt zal worden, waarboven toename geen verdere verbetering geeft en zoo ja. waardoor dit punt bepaald wordt. Bij het uitgevoerde onderzoek werd wel de indruk verkregen (zie punt 5 c), dat voor het model 38 a door vergrooten van u/V boven de hierbij gebezigde waarde van 3.2 weinig verbetering te verkrijgen was. De resultaten zijn echter te gering in aantal, om hieruit reeds een conclusie te trekken. In dit verband dient er nog op gewezen te worden, dat de verhouding u/V in den zin zooals zij hier gebruikt werd, een fictieve grootheid is, immers werd hierin als V de snelheid van de ongestoorde strooming ingevoerd, terwijl voor de werking van de rol de snelheid buiten de grenslaag ter plaatse van de rol beslissend is. Hierop dient bij het aanbrengen van de rol op een andere plaats in het profiel of in een ander profiel gelet te worden. Over den invloed van den aard van het oppervlak van de rol werden geen proeven genomen, de mogelijkheid bestaat echter, dat een rol met ruwer oppervlak de grenslaag krachtiger zal beïnvloeden. waardoor betere resultaten bereikt kunnen worden. Ook de vraag naar den invloed van het Reynolds'sche getal eischt een verder onderzoek, waar bekend is dat dikte van en snelheidsverdeeling in de grenslaag van deze grootheid afhankelijk zijn (12),

In de tweede plaats komt de vraag naar het zoo gunstig mogelijk aanwenden van de versnelde grenslaag. Hierbij zijn profielvorm en plaats van de rol van beteekenis, het laatste niet alleen voor de inwerking van de rol op de strooming, doch ook met het oog op den storenden invloed, welken de spleet kan hebben (zie punt 5 b en f). Bij vroegere proeven, welke door den R. S. L. uitgevoerd werden over den invloed van

(12) Zie de in noot 4 opgegeven literatuur.
Luchtvaart, Amsterdam, Deel II, 1923.

Verslagen en Verhandelingen van den Rijks-Studiedienst voor de op de aerodynamische eigenschappen.

in den voorrand van het draagvlak van het Fokker F III vliegtuig

Rapport A 29. Onderzoek naar den invloed van een uitsnijding

van den landingsuitloop en uitzweeflengte van vliegtuigen.

(13) Rapport A 51. Onderzoek van een inrichting tot verkorting

Verder kan het aanbrengen van een rol nuttig zijn in ge-

.iieop geeft. belasting een lage minimum vliegsnelheid en dus korten aan-

mum-litteoefficient van belang, (laar deze bij gegeven vieugelvor starten en landen is de hooge waarde van de maxi-

het model 38 a met bepaling van ca, begonnen werd. lagere waarde van co dan die, waarbij de metingsserie van waarde $c_a^{3/c_{\rm B}}$ beslissend en deze treedt meestal reeds op bij -mumixem ob si biohlonzglits ob nev gnileged ob roov .noglits qo beoluni neb revo nebrow burroreg leebroo ebneeblov neeg en landen. Uit de tot nu toe verkregen resultaten kan nog zakelijk gelet worden op die gevallen, waarin een hooge waarde van den lifteoöfficiënt gewenscht is. Deze zijn stijgen, starten

Voor de practische toepassingsmogelijkheden moet hoofdde directe invloed van de rol beperkt blijft tot de grenslaag. boven (purt 1 en 5 f) reeds besproken veronderstelling, dat Delft begonnen. Fenige voorloopige resultaten bevestigden de DER HEGEE ZUNEN in het laboratorium van prof. BURGERS te zoek aan het model 35a werd op ons voorstel door dr. ir. Var de snelheidsverdeeling in de grenslaag. Een dergelijk onderverdeeling op het oppervlak van een model en onderzoek van -мить эр ику недпітени ику пертом пвя главного митер dieper op het karakter van de strooming in te gaan, waartoe werden. Voor een ander deel zal het echter noodig blijken, strooming, dus met dezelfde methoden als tot nu toe gebruikt geneel werkende krachten en een globaal onderzoek van de sla lobom for do ob nav guitom ob tom notrow nonna nasts Voor een deel der hier aangegeven onderzoekingen zal vol-

gebied voor verder onderzoek overblijft. mini nas gon vain na nits nawuodosed et mumixam nee ele aangenomen werd, zoodat de verkregen resultaten geenszins leitorq giruesfelliw nee suen nettesrdegnas retal neb roov ala vens beschikbaar waren, zoodat zoowel voor het achterstuk te worden, dat voor het onderzoek hierover geenerlei gegemaken. Uver de keus van den profielvorm dient nog opgemerkt of allegewed estim op andere wijze bewegelijk te het gewenscht blijken meerdere rollen aan te brengen of een rol minder ongunstige resultaten te verkrijgen. Verder kan hebben en dat het dan mogelijk zal blijken ook met stilstaande les boolvni nogitenug noo thoisqu'tib ni lor ob nev noetselq voelig is. Het is dus waarschijnlijk dat het meer naar achteren dat vooral het voorste deel van het profiel hiervoor zeer geinvloed sterk afhankelijk is van de plaats van de storing en stroomingsverstoringen (13), is gebleken, dat deze nadeelige

vallen waarin, zonder dat men een zeer hooge waarde van de lift-coëfficiënt wenscht te verkrijgen, een plaatselijke verstoring van de strooming weggenomen of tegengegaan moet worden. Zoo kan mogelijk een verbetering van den profielweerstand bij grootere invalshoeken, die echter kleiner dan de kritische zijn, verkregen worden door de loslating op het achterste deel van het bovenvlak door een ter plaatse aangebrachte rol tegen te gaan. Als andere mogelijke toepassingen kunnen genoemd worden het aanbrengen van een rol om aan uitsnijdingen in een vleugel loslating te voorkomen of plotselinge veranderingen in den stroomingstoestand in de nabijheid van den critischen hoek, zoowel voor een vleugel als voor staartvlakken of stuurklappen, tegen te gaan.

(Afgesloten Juli 1925).

Toelichting van de tabellen II t/m IX.

- $\alpha = invalshoek.$
- $c_a =$ liftcoëfficiënt.

 $c_w = driftcoefficient.$

 $\tilde{V} =$ windsnelheid.

u =omtrekssnelheid van de rol.

Spleet = wijdte van de spleet tusschen de rol en het achterstuk in het bovenvlak.

TABEL II.

Draagvlakmodel nr. 38a (zonder neus).

Spleet 0.5 mm; u/v = 3.2; V = 5.5 m/sec.

	Draaie	nde rol.	Stilstaande rol.					
α	ca	Crv	ca/c1v	u	ca	Cn	ca/cw	
44.0	1 449	0.475	94	40.2	0 / / 9	0.044	4.9	
16.1	1.414	0.175	60	15.4	0.442	0.244	1.0	
21.3	1.860	0.338	5.5	20.4	0.528	0.040	1.0	
26.4	1.986	0.402	4.9	25.5	0.714	0.492	1.5	
31.6	2.250	0.498	4.5	30.5	0.750	0.517	1.5	
36.6	2.398	0.560	4.3	35.5	0.786	0.724	1.1	
41.7	2.428	0.790	3.1	40.6	0.802	0.826	1.0	
46.5	2.146	0.712	3.0	45.6	0.816	0.940	0.9	
51.6	2.292	0.832	2.8	50.6	0.816	1.018	0.8	

TABEL III.

) The second se

Draagvlakmodel nr. 38 a (zonder neus). Spleet 0.5 mm: $\alpha = 51.6^{\circ}$.

	<u> </u>	······		
V	u/V	ca		
5.3 4.8 4.1	3.3 3.7 4.2	2.316 2.360 2.382		

TABEL IV.

V = 15.0 m/sec.; u/V = 1.3.		V = 9.9) m/sec. ; = 2.0.	V = 5.3 m/sec.; u/V = 3.8.		
a	ca	α	ca	α	Ca.	
$4.8 + 0.4 \\ 5.6 \\ 10.8 \\ 16.0 \\ 21.0 \\ 26.0$	$\begin{array}{c} 0.362\\ 0.642\\ 0.932\\ 1.232\\ 1.456\\ 1.400\\ 1.412 \end{array}$	$ \begin{array}{r}4.7 \\ + 0.6 \\ 5.6 \\ 10.9 \\ 16.0 \\ 21.2 \\ 26.3 \\ \end{array} $	$\begin{array}{c} 0.456\\ 0.816\\ 0.934\\ 1.308\\ 1.426\\ 1.784\\ 1.842 \end{array}$	-4.6 + 0.5 - 5.6 - 10.8 - 16.1 - 21.2 - 26.5	$\begin{array}{c} 0.644\\ 0.750\\ 0.940\\ 1.168\\ 1.550\\ 1.736\\ 2.150\\ \end{array}$	

Draagvlakmodel nr. 88a (zonder ueus). Spleet 0.5 mm.

TABEL V.

Draagvlakmodel nr. 38 a (zonder neus). Spleet 1.1 mm.

V = 15.1 m/sec.;		V = 10.0 u/V	0 m/sec.;	V = 5.3 m/sec.;		
u/V = 1.3.			= 2.0.	u/V = 3.7.		
CL.	Ca	α.	ca	a	ca	
+ 0.5	$\begin{array}{c} 0.662 \\ 0.966 \\ 1.058 \end{array}$	+ 0.4	0.640	+0.3	0.344	
10.7		10.9	1.352	10.8	1.166	
20.7		21.1	1.532	21.4	2.010	

TABEL VI.

Draagvlakmodel nr. 38a (zonder neus).

Spleet 1,3 mm.

V = 15.0 m/sec.; u/V = 1.4.		V = 9.9 $u/V =$) m/sec ; = 2.0.	V = 5.3 m/sec.; u/V = 4.0.		
α	ca	n	¢a	a	Ca	
$+ \begin{array}{c} 0.5 \\ 10.7 \\ 20.5 \end{array}$	0.655 1.007 0.712	+ 0.4 10.7 20.8	0.604 1.029 1.137	$+ \begin{array}{c} 0.3 \\ 10.9 \\ 21.1 \end{array}$	0.445 1.269 1.633	

TABEL VII.

S.

Draagvlakmodel nr. 38b (met neus).

Spleet 0.5 mm.

V ==	13.4 m/s	ec ; u/V	= 1.3.	V =	: 8.8 m /s	ec.; u/V=	= 2.0.	V =	= 5.0 m/s	e c. ; u/V	= 34.	V =	= 5.0 m/s	sec.; u/V	r = 0.
đ	Ca	Cw	ca/cn	α	c _a	cw	ca/cm	a	ca	Crv	ca/cw	a	ca	Cw	ca/cw
15.8 25.7	1.054 0.977	0.264 0.528	4.0 1.9	15.8 	1.159 0.996	0.246	4.7 1.9	15.9 18.5 21.1 23.5 25.9	1.225 1.321 1.448 1.365 1.197	0.246 0.268 0.326 0.424 0.483	5.0 4.9 4.4 3.2 2.5	15.4 18.0 20.5 23.0 25.5	0.594 0.660 0.695 0.667 0.714	0.346 0.405 0.409 0.432 0.421	1.7 1.6 1.7 1.5 1.7

TABEL VIII.

Draagvlakmodel no. 88b (met neus).

and the second s

 $\alpha = 23.5^{\circ}$; spleet 0.5 mm.

V	u/V	ca
5.0	3.2	1.365
4.4	3.8	1.408
3.8	4.6	1.343

TABEL IX.

Draagvlakmodel nr. 38b (met neus), 2e meting. Spleet = 0.5 mm; V = 5.3 m/sec.; u/V = 3.5.

a	сa
16.0 26.1 31.1	1.407 1.436 1.464

TABEL X.

Onderzoek van de strooming bij het model 88a (zonder neus.) $u/V \approx 3$; spleet 0.5 mm.

α	Loslaatpunt in koorddiepte vóór	n pCt. van de r de achterrand.					
	In het midden van den vleugel.	Ong. 1/2 koord- diepte van het vleugeluiteinde	Bijzonderheden.				
10 20 30 40		15 30 70	geen loslating. werveling zeer flauw.				
50	90	80	loslating begint in het midden aan den voorrand van het achterstuk.				

Weerstandsmeting aan twee verschillende koelers voor de N.V. Nederlandsche Vliegtuigenfabriek.

Rapport A 98.



Overgedrukt uit De Ingenieur van 4 Juli 1925, No. 27.

RAPPORT A 98.

Weerstandsmeting aan twee verschillende koelers voor de N.V. Nederlandsche Vliegtuigenfabriek.

Uittreksel.

a. Doel van het onderzoek.

De luchtweerstand van twee koelers, waarvan de koelwerking reeds vroeger (1) vergeleken werd, werd gemeten. De invloed van scheefstelling van den koeler ten opzichte van den windstroom op den weerstand werd bepaald.

b. Onderzochte koelers.

Beide koelers verschilden alleen in de constructie van het koelende oppervlak. No. 1 was van de normale uitvoering (ronde buisjes met gelijkzijdige zeshoekige openingen voor en achter), no. 2 van het systeem André (platte buisjes met langsgroeven en platte zeshoekige openingen voor en achter) (zie ook fig. 2 en 3, Rapport A 92).

c. Resultaten.

Tabel I en II geven den weerstand van de beide koelers met het voorvlak loodrecht op de windrichting; Tabel III en fig. 2 de invloed van scheefstelling voor koeler no. 1. De coëfficiënten zijn berekend met de in het rapport gegeven formule, zij geven den weerstand van het koelende deel alleen.

(1) Rapport A 92. Verslagen en Verhandelingen R. S. L. Deel III blz. 441.

RAPPORT A 98.

La résistance de deux radiateurs d'avion.

Résumé.

a. But des essais

Détermination de la résistance de deux radiateurs dont le pouvair radiant a été étudié auparavant (1). Influence de la mise en biais du radiateur relatif à la direction du courant d'air.

b. Radiateurs étudiés.

Les radiateurs ne différaient que par la construction de la surface radiante. Le no. 1 était du type normal (tubes ronds avec ouvertures hexagones équilatérales), le no. 2 était du système André (tubes plats avec cannelures longitudinales et ouvertures hexagones plates). (Voir aussi les fig. 2 et 3, Rapport A 92).

c. Résultats.

Les tableaux I et II donnent la résistance des radiateurs, le maître-couple étant placé normal au vent relatif, tandis que le tableau III et la fig. 2 montrent l'influence de la mise en biais pour le radiateur no. 1.

Les coëfficients ont été calculés à l'aide de la formule donnée dans le rapport. Ils ne doivent être appliqués qu'à la partie radiante.

REPORT A 98.

Air resistance of two aeroplane radiators.

Summary.

a. Purpose of tests.

The resistance to motion of two radiators which have been compared earlier (2) for cooling power has been determined; together with the influence of a yaw relative to the direction of the air stream.

⁽¹⁾ Rapport A 92. Verslagen en Verhandelingen R. S. L. Deel III, p. 111.

⁽²⁾ Report A 92. Verslagen en Verhandelingen R. S. L. Deel III, p. 111.

b. Radiators tested.

The radiators differed only by the construction of the cooling surface. No. 1 was built along normal lines (round tubes with hexagonal equilateral openings), whereas no. 2 was of the André system (flat tubes with longitudinal grooves and flat hexagonal openings) (see also figs. 2 and 3, Report A 92).

c. Results.

Tables I and II give the resistances of both radiators normally exposed to the air stream; Table III and fig. 2 show the influence of a yaw on the resistance of no. 1 radiator. The coefficients have been calculated with the formula given in the Report; they apply only to the resistance of the cooling core.

BERICHT A 98.

Widerstandsmessung zweier Flugzeugkühler.

Zusammenfassung.

a. Zweck des Versuches.

Die Versuche hatten zum Zweck die Widerstandsmessang zweier Kühler deren Kühlwirkung schon eher bestimmt worden ist (1).

Es wurde der Einfluss einer Schrägstellung des Kühlers relatif zur Windrichtung bestimmt.

b. Untersuchte Kühler.

Die beiden Kühler sind nur verschieden in der Ausführung der Kühlfläche. No. 1 hatte normale Konstruktion (runde Röhrchen mit gleichseitigen sechseckigen Oeffnungen). No. 2 war nach dem System André gebildet (flache Röhrchen mit Längsnuten und flache sechseckige Oeffnungen) (s. a. Abb. 2 u. 3, Bericht A 92).

c. Ergebnisse.

Die Zahlentafeln I u. II geben den Widerstand beider Kühler in Normalstellung; die Zahlentafel III und die Abb. 2 zeigen den Einfluss der Schrägstellung beim Kühler 1. Die Beiwerte sind mit der im Bericht erhaltenen Formel berechnet worden und gelten nur für den Widerstand des kühlenden Teiles.

(1) Bericht A 92. Verslagen en Verhandelingen R. S. L. Deel III, S. 111.

Weerstandsmeting aan twee verschillende koelers voor de N.V. Nederlandsche Vliegtuigenfabriek.

Rapport A 98

van den Rijksstudiedienst voor de luchtvaart.

1. Doel van het onderzoek. Bij het in rapport A 92 beschreven onderzoek werd de koelwerking van twee verschillende koelers vergeleken. Ter beoordeeling van hun waarde voor vliegtuiggebruik was het echter ook noodig hun luchtweerstand te kennen.

Daar het om constructieve redenen gewenscht kan zijn, dat het voorvlak van den koeler niet loodrecht op de relatieve windrichting staat, werd de invloed op den luchtweerstand van een dergelijke scheefstelling voor een van beide koelers onderzocht.

2. Beschrijving van de koelers. Het onderzoek werd uitgevoerd met den nn rapport A 92 beschreven koeler No. 1 (gewone constructie) en 2 (André). Voor de weerstandsmeting aan koeler No. 1, welke reeds vroeger uitgevoerd werd, werd een ander exemplaar van hetzelfde type gebruikt dan voor de bepaling van de koelwerking.

3. Beschrijving van de meetmethode. De koeler werd op de in fig. 1 aangegeven wijze in den vrijstraal opgehangen aan twee staaldraden A. De horizontale driftdraad B werd door een van de buisjes in het midden van den koeler gelegd en aan de achterzijde aan een klein plaatje bevestigd. De hoek van den koeler t.o.v. de windrichting werd versteld door verplaatsing van de bevestigingspunten der draden A. De koeler draaide hierbij dus om een lijn, evenwijdig aan de korte zijden van het voorvlak. De verhouding tusschen de op den koeler werkende kracht en de met de driftbalans C gemetene werd door ijking bepaald.

> De op deze wijze verkregen kracht bestaat uit drie deelen:

Ophanging van den koeler.

a. de gevraagde weerstand van het koelende gedeelte;

b. de weerstand van de ophang- en meetdraden;

c. de weerstand van de voor bevestiging en aansluiting in het vliegtuig dienende hoekijzers en tuiten.

Voor beide laatste weerstanden moet dus een correctie worden aangebracht. De draadweerstand werd bepaald door den koeler weg te nemen, alle draden in één punt te vereenigen en de op dit samenstel werkende kracht te meten. Ter bepaling van den weerstand der ophangdeelen, welke in het vliegtuig binnen den



romp gelegen zijn, werd het geheele koelende oppervlak met een plaat bordpapier afgedekt en de weerstand van den koeler in dezen toestand gemeten. Wordt nu aangenomen, dat de weerstand van het afgedekte deel gelijk is aan dien van een vlakke plaat met hetzelfde oppervlak (Cx = 0.55), dan blijft na aftrek hiervan de weerstand der ophangstaven over. Na aftrek der beide correcties van de gemeten kracht blijft de weerstand van het koelende gedeelte over. Deze wordt uitgedrukt in een absoluten coëfficiënt met behulp van de formule:

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

waarin:

- R^x = de weerstand (component van de windkracht, evenwijdig aan de relatieve windrichting) in kg;
- C_x = absolute weerstandscoëfficiënt;
 - $\frac{\gamma}{2}$ = soortelijke massa van de lucht in kg.sec.²/m⁴;
 - *g*
 - O =frontoppervlak van den koeler in m_2 ;
 - V = relatieve windsnelheid in m/sec.

4. Resultaten. In tabel I en II zijn de weerstandscoöfficiënten der beide koelers met het voorvlak loodrecht op de windrichting gegeven voor eenige snelheden van 11 tot 26 m/sec. Hieruit blijkt, dat de windsnelheid practisch geen

INVLOED VAN SCHEEFSTELLING OP DEN WEERSTAND.



Fig. 2.

invloed heeft op de waarde van den weerstandscoëffiënt, met uitzondering van de meting bij de laagste snelheid voor koeler No. 2. Vergelijking van beide koelers toont aan, dat de Andrékoeler (No. 2) bij gelijk frontoppervlak 73 pCt. meer weerstand heeft dan de koeler in normale uitvoering (No. 1). De weerstand van de koelers Nos. 1 en 2 is gelijk aan resp. 51 pCt. en 88 pCt. van dien van een vlakke plaat met gelijk oppervlak.

Tabel III en fig. 2 geven den invloed van de scheefstelling t.o.v. de windrichting voor koeler No. 1. a is hierbij de hoek, waarover de koeler uit den normalen stand gedraaid werd. De maximum-waarde van den weerstand treedt op bij $a = 20^{\circ}$ en bedraagt 16 pCt. meer dan die bij $a = 0^{\circ}$.

TABEL I.

TABEL II.

Koele (normale	er Nº. 1 uitvoering).	Koeler N ⁰ . 2 (Andrė).				
V	C _x	V	C_x			
(1.7	0.284	11.6	0.503			
16.5	0.274	16,4	0.486			
23.4	0.281	23.2	0.482			
26.1	0.281	25.8	0.486			

V = windsnelheid in m/sec.

V = windsnelheid in m/sec.

ciënt.

 $C_{\boldsymbol{x}} = \text{absolute weerstandscoëfficient.}$

 C_x = absolute weerstandscoëffi-

TABEL III.

Koeler N ⁰ . 1	bij scheefstelling
t.o.v. de	windrichting.
a	C _x
0	0.281
5	0.301
10	0.310
15	0.324
20	0.327
25	0.313
30	0.316

a =draaiïng van de koeler uit den normalen stand in graden. $C_x =$ absolute weerstandscoëfficiënt. Windsnelheid: 26.1 m/sec. Metingen van de snelheidsverdeeling in de grenslaag aan een draagvlakmodel, waarin een draaiende rol is aangebracht.

Rapport A 129.



Overgedrukt uit De Ingenieur van 23 October 1926, No. 43.

RAPPORT A 129.

Metingen van de snelheidsverdeeling in de grenslaag aan een draagvlakmodel, waarin een draaiende rol is aangebracht.

Uittreksel.

a. Aanleiding tot het onderzoek.

Bij vroeger uitgevoerde onderzoekingen (rapporten A 96¹) en A 105²) (*)) was gebleken, dat een in een draagvlak aangebrachte rol grooten invloed op de strooming kan hebben. Ter bevestiging van de daar gegeven verklaring van de verschijnselen was een nader onderzoek van de strooming gewenscht.

b. Wijze van onderzoek.

De snelheid in verschillende punten in de nabijheid van het oppervlak van het model werd met een gloeidraadsnelheidsmeter ⁵) gemeten. Fig. 1 geeft een schema van de opstelling bij deze metingen.

De drukverdeeling op het bovenvlak van het model werd op de gewone wijze 4) gemeten (fig. 2).

c. Uitgevoerde metingen.

Bij alle metingen was de invalshoek 0° , de stroomingssnelheid op grooteren afstand van het model (e in fig. 1) 5.44 m/sec.

De ligging van de metingspunten is in de bij de figuren gevoegde schetsen aangegeven. De afstand ij van den snelheidsmeter tot het oppervlak bedroeg hierbij van 0.05 cm met kleine sprongen opklimmend tot 5 cm, gemeten in de richting loodrecht op de koorde (zie Tabel I). In alle punten werd gemeten met loopende rol (A) en stilstaande rol (B), bovendien in de punten III t/m. VII ook met stilstaande rol, waarbij de spleet tusschen rol en achterstuk gedicht en zorgvuldig glad bijgewerkt was (C). Met loopende rol (A) was het toeren-

(*) De cijfers verwijzen naar de literatuuropgave aan het einde van het rapport.

tal van deze 9600 per minuut, dus de verhouding omtreksnelheid rol: windsnelheid 3.42.

De drukverdeeling op het bovenvlak werd eveneens voor de gevallen A, B en C gemeten met windsnelheid 5.44 m/sec. en toerental van de rol 9600 per minuut.

d. Resultaten van de metingen.

De resultaten van de snelheidsmetingen zijn gegeven in Tabel I en figuren 3 t/m. 8. In de figuren 3 t/m. 5 zijn zij voor alle metingspunten van het bovenvlak te zamen uitgezet voor iederen toestand van het model afzonderlijk. Figuren 6 en 7 geven de vergelijking van het model met draaiende en stilstaande rol (A en C), resp. van het model met stilstaande rol en open en dichte spleet (B en C). Fig. 8 geeft de resultaten voor de beide op het ondervlak gelegen punten.

De resultaten van de drukmeting zijn gegeven in Tabel II en fig. 9. In de laatste zijn de drukken gedeeld door den stuwdruk $(p_i p_0)$ uitgezet.

e. Conclusie.

De resultaten bevestigen het in rapport A 105 uitgesproken vermoeden, dat de rol de lucht in de onmiddellijke nabijheid van het oppervlak een belangrijke impuls mededeelt, doch dat de directe invloed tot een zeer dunne laag beperkt blijft.

RAPPORT A 129.

Expériences sur la répartition des vitesses dans la couche tourbillonnaire entourant une aile dans laquelle est adapté un cylindre rotatif.

Résumé.

a. Motif des expériences.

Des expériences antérieures avaient démontré (rapports A 96 ¹) et A 105 ²) (*)) qu'un cylindre rotatif adapté dans une aile avait une grande influence sur l'écoulement. Afin de confirmer l'explication du phénomène, exposée dans ces rapports, il semblait désirable de continuer les recherches expérimentales.

(*) Les chiffres renvoient à la bibliographie en fin du rapport.

b. Exécution des expériences.

La vitesse de l'air dans la couche tourbillonnaire fut mesurée en plusieurs endroits voisins de la surface du modéle à l'aide d'un anémomètre thermique. La distribution des pressions sur l'extrados fut déterminée par la méthode habituelle 4) (fig. 2).

c. Expériences exécutées.

Pendant toutes les expériences l'angle d'incidence était 0° , la vitesse du vent à quelque distance du modèle (e dans la fig. 1) 5.44 m/sec. La situation des points dans lesquels les mesures ont été faites est indiquée dans les croquis ajoutés aux figures. La distance ij de l'anémomètre à la surface était 0.05 cm, augmenté par degrés jusqu'à 5 cm, mesuré suivant la normale à la corde (voir Tableau I). On a mesuré dans tous les points le cylindre étant en marche (A) et arrêté (B), dans les points III—VII aussi le cylindre étant arrêté et la fente entre le cylindre et le profil étant bouchée et soigneusement aplanie (C). Le nombre de tours par minute du cylindre rotatif était 9600; par conséquent le rapport vitesse circonférentielle du cylindre: vitesse du vent était 3.42.

La distribution des pressions sur l'extrados est déterminée aussi dans les cas A, B et C à la vitesse de 5.44 m/sec. et le nombre de tours de 9600.

d. Résultats des essais.

Le Tableau I et les fig. 3-8 donnent les résultats des mesures des vitesses. Dans les fig. 3-5 ils sont représentés pour tous les points de l'extrados, séparément pour toutes les dispositions du modèle. Les fig. 6 et 7 donnent la comparaison du modèle avec cylindre arrêté et en rotation (C et A), ainsi que du modèle avec cylindre arrêté, la fente étant ouverte ou fermée (B et C). La fig. 8 donne les résultats obtenus pour les 2 points situés sur l'extrados

Les résultats de la détermination des pressions se trouvent consignés dans le tableau II et la figure 9. Cette figure donne la valeur des pressions divisées par la pression dynamique.

e. Conclusion.

Les résultats confirment la supposition émise dans le Rapport A 105 que le cylindre transmet une impulsion importante à l'air qui se trouve à proximité de la surface, mais que l'influence directe est restreinte à une couche très mince.

REPORT A 129.

Experiments on the velocity distribution in the boundary layer of an aerofoil with rotary cylinder.

Summary.

a. Inducement to the experiments.

Earlier experiments have shown (Reports A 96^{-1}) and A 105^{-2}) (*)) that a rotary cylinder accomodated in an aerofoil may have an important influence on the flow. To check the explanation of this phenomenon given there, a closer investigation of the flow was made.

b. Method of the experiments.

The velocity in several points in the proximity of the surface of the model was measured with a hot-wire anemometer. Fig. 1 shows the general arrangement of the tests. The pressure distribution on the upper surface of the model has been measured in the ordinary way 4) (fig. 2).

c. Experiments made.

At all tests the angle of incidence was 0° , the air speed at a considerable distance from the model 5.44 m/sec. (17.8 ft. p. sec). The position of the measuring points is given in the sketches which are joined to the figures. The distance *ij* between the anemometer and the aerofoil surface was 0.05 cm, gradually increased to 5 cm, measured along the normal to the chord (see Table I). In all points measurements were made with the cylinder rotating (A) and stopped (B) and then in the points III—VII also with cylinder stopped and the gap between cylinder and fixed part filled up and carefully smoothed. The number of revolutions per minute of the cylinder was 9600; so the ratio peripheral speed: air speed was 3.42.

The pressure distribution on the upper surface has been determined also for the cases A, B and C at an air speed of 5.44 m/sec., the cylinder running at 9600 revs./min

d. Results of the experiments.

The results of the velocity-measurements are given in table I and figs. 3 to 8. In the figs. 3 to 5 they are plotted together for all measuring points on the upper surface for

(*) The numbers refer to the bibliography at the end of this report.

each arrangement of the model. Figs. 6 and 7 show a comparison of the model with cylinder rotating and at rest (A and C) and also that of the model with cylinder at rest and slot open or closed (B and C). Fig. 8 shows the results for both points on the lower surface. The results of the pressure measurements are represented in Table II and fig. 9. In the latter the pressures have been divided by the dynamic pressure before plotting.

e. Conclusion.

The results confirm the surmise made in Report A 105 that an important momentum is imparted by the cylinder to the air in the immediate proximity of the surface, but that the direct action is confined to a very thin layer.

BERICHT A 129.

Geschwindigkeitsmessungen in der Grenzschicht eines Flügelmodelles mit drehender Walze.

Zusammenfassung.

a. Anregung zur Untersuchung.

Vorhergehende Versuche hatten gezeigt (Berichte A 96¹) und A 105²) (*) dass eine in einem Flügel angebrachte rotierende Walze einen erheblichen Einfluss auf die Strömung ausüben kann. Es wurde eine nähere Untersuchung der Strömung zur Bestätigung der dort gegebenen Erklärung der Erscheinungen notwendig erachtet.

b. Beschreibung der Messmethode.

Die Geschwindigkeit in mehreren Punkten in der Nähe der Modelloberfläche wurde mit einem Hitzdrahtgeschwindigkeitsmesser ⁵) bestimmt. Fig. 1 zeigt das Schema der bei diesen Messungen benutzten Aufstellung.

Die Druckverteilung auf der Sangseite des Modelles wurde nach dem üblichen Verfahren 4) gemessen (Fig. 2).

c. Ausgeführte Messungen.

Bei allen Messungen war der Anstellwinkel 0°, die Strömungsgeschwindigkeit in grösserem Abstande des Modelles

^(*) Die Ziffer verweisen auf die Literaturaufgabe am Ende des Berichtes.

(e in Fig. 1) 5.44 m/sek. Die Lage der Messpunkte ist in die den Figuren beigelegten Skizzen eingetragen worden. Der Abstand ij vom Geschwindigkeitsmesser zur Oberfläche betrug 0.05 cm, stufenweise ansteigend bis 5 cm, auf der Sehnennormale gemessen (s. Zahlentafel I). In allen Punkten wurde mit drehender Walze (A) und stillstehender Walze (B) gemessen, zudem in den Punkten III bis VII auch mit stillstehender Walze, wobei der Spalt zwischen Walze und Hinterteil abgedichtet und sorgfältig geglattet war (C). Mit drehenden Walze war die Drehzahl 9600 Umdr./Min., also das Verhältnis Umfangsgeschwindigkeit: Windgeschwindigkeit 3.42.

Die Druckverteilung auf der Sangseite wurde gleichfalls für die Fälle A, B u. C bei einer Windgeschwindigkeit 5.44 m/sek. und Drehzahl 9600 Umdr./Min gemessen.

d. Ergebnisse der Messungen.

Die Ergebnisse der Geschwindigkeitsmessungen sind aus Zahlentafel I und Fig. 3 bis 8 ersichtlich. In die Fig. 3 bis 5 sind sie für alle Messpunkte der Sangseite zusammen, für jeden Zustand des Modelles gesondert, eingetragen worden. Die Fig. 6 u. 7 geben der Vergleich des Modelles mit drehender und stillstehender Walze $(A \ u. C)$ bez. des Modelles mit stillstehender Walze und offenem oder geschlossenem Spalt $(B \ u. C)$. Fig. 8 zeigt das Ergebnis für die beiden auf der Druckseite befindlichen Punkte.

Die Ergebnisse der Druckmessung sind ersichtlich aus Zahlentafel II und Fig. 9. In letzterer sind die Drucke dividiert durch den Staudruck eingetragen.

e. Schlussfolgerung.

Die Ergebnisse bestätigen die im Bericht A 105 geäusserte Vermutung, dass die Walze der sich gleich in der Nähe der Oberfläche befindlichen Luft einen beträchtlichen Impuls erteilt, aber dass der direkte Einfluss auf eine sehr dünne Schicht beschränkt ist.

Metingen van de snelheidsverdeeling in de grenslaag aan een draagvlakmodel, waarin een draaiende rol is aangebracht,

DOOR

dr. ir, B. G. van der Hegge Zijnen, Delft.

Rapport A 129

van den Rijks-Studiedicnst voor de Luchtvaart, Amsterdam, in samenwerking met het laboratorium voor Aero- en Hydrodynamica der T. H., Delft.

Overzicht.

Ter nadere bestudeering van de aan een draagvlakmodel met draaiende rol verkregen resultaten (rapporten A.96 en A 105) werd de snelheidsverdeeling in de nabijheid van het oppervlak van het model met een gloeidraadsnelheidsmeter bepaald. De resultaten bevestigen de reeds vroeger uitgesproken verwachting, dat de draaiende rol een belangrijke impuls aan de lucht mede zal deelen, doch dat de directe invloed van de rol tot een zeer dunne laag in de onmiddellijke nabijheid van het oppervlak beperkt blijft.

1. Aanleiding tot het onderzoek.

Uit de in de rapporten A 96 (1) en A 105 (2) beschreven onderzoekingen naar den invloed van een draaiende rol in het voorste deel van een draagvlakmodel was gebleken, dat de rol een grooten invloed op de strooming kan hebben. Deze onderzoekingen bepaalden zich tot het meten van de op het model werkende krachten. Zooals reeds in rapport A 105 opgemerkt werd, was het echter gewenscht een nader onderzoek van de strooming om het model uit te voeren om een beter inzicht te verkrijgen in de optredende verschijnselen en na te gaan of de veronderstelling, dat de beïnvloeding van de grenslaag door de rol hier de beslissende factor was, juist was.

Behalve de hiertoe noodige snelheidsmetingen in de nabijheid van het model, werd ook de drukverdeeling op het bovenvlak van het model gemeten.

2. Methode van onderzoek.

a. Algemeen. Het onderzoek werd uitgevoerd in het Aerodynamische Laboratorium van prof. Burgers te Delft. Voor de meting van de snelheidsverdeeling in de grenslaag werd gebruik gemaakt van z.g. gloeidraadsnelheidsmeters (zie punt 2e, welke de voorkeur verdienen boven de door STANTON (3) gebezigde zeer fijne Pitot-buisjes.

b. Model. Als model werd het in rapport A 105 beschreven draagvlakmodel no. 38 a (zonder neus) gebruikt. In het bovenvlak van het model was op de in rapport A 33 (4) aangegeven wijze een buisje ingelaten voor het meten van de drukverdeeling.

c. Opstelling van het model en aandrijving van de rol. In tegenstelling met de bij den R.S.L. gebruikte horizontale opstelling van het model, werd dit nu verticaal gemonteerd. Met het oog op de trillingen van het model, welke bij aanloopen en vooral bij het door het kritische toerental gaan van de rol zeer sterk kunnen zijn en in verband met den nauwkeurig ingestelden en vaak zeer kleinen afstand van de gloeidraadsnelheidsmeter tot het model, werd de opstelling zoo stijf mogelijk gemaakt. Daar de modelbreedte 100 cm bedroeg en de inwendige hoogte van de tunnel slechts 80 cm is, staken dus de uiteinden van het model buiten de tunnel uit. Hieraan werden, aan het stalen voorstuk, ijzeren staven aangebracht, die met hun andere einde bevestigd waren aan een ijzeren raamwerk, dat aan den zijwand van de tunnel vastgemaakt was en tevens den houder van de gloeidraadsnelheidsmeter droeg. Door de trillingen bleek het echter noodig het model bovendien aan de boven- en onderzijde met den achterrand tegen met gummi bekleede ingekeepte houten latten te laten steunen. Hierdoor werd tevens verstelling van den invalshoek tijdens de metingen belet.

De rol werd door middel van een snaar door een buiten de windtunnel opgestelden electromotor aangedreven. Door de groote modelafmetingen lag ook de geheele snaaraandrijving buiten den windstroom.

Een schematische teekening van de opstelling bij de proeven is in fig. 1 gegeven.

d. Bepaling van het toerental van de rol. Voor het meten van de omtreksnelheid van de rol werd een methode toegepast, welke in principe overeenkomt met de door den R.S.L. gebezigde. De stroboscoop werd nu echter niet gebruikt om door waar te nemen, doch om het licht van een wolframbooglamp, die het uiteinde van de rol met merkteeken belichtte, regelmatig te onderbreken (fig. 1).

Liepen rol en stroboscoopmotor synchroon, dan werd de rol schijnbaar stilstaande gezien. Dit laatste was echter ook mogelijk, wanneer het toerental van de rol een veelvoud van dat van de stroboscoop was. Het toerental van de rol werd daarom ongeveer vastgesteld met een tachometer, waarvan de schijf tegen het oppervlak van de rol gedrukt werd en de stroboscoop verder gebruikt voor de nauwkeurige regeling.

e. Snelheidsmeting in de grenslaag. Voor de bepaling van de luchtsnelheid in de grenslaag langs het draagvlakmodel werd van de elders beschreven gloeidraadsnelheidsmeters (5) gebruik gemaakt.

SCHEMA VAN DE OPSTELLING BIJ DE SNELHEIDSMETINGEN.

a. model; b. gloeidraadsnelheidsmeter; c. micrometerschroef voor instelling loodrecht op de koorden;
 d. slede voor verstelling evenwijdig aan de koorde; e. Pitotbuis; f. electromotor voor aandrijving van de rol; g. snaar; h. wolframbooglamp; i. stroboscoopschijf met motor.



SCHEMA VAN DE OPSTELLING BIJ DE METING VAN DE DRUKVERDEELING α . model; b. ingelaten buis met

gaatjes, door een iuwendige leiding

Hun werking berust op den warmte-afvoer, en dus op de verandering van de electrische constanten, van een electrisch verhit platina- of platina-iridium-draadje door de vloeistof of het gas, waarvan men de snelheid wenscht te kennen. Voor het gebruik als meetinstrument dient men hen te ijken, d. w. z. de energie-afgifte als functie van de te meten snelheid te bepalen. Ten opzichte van de absolute snelheidsmeting met een Pitot-buis beteekent dit een bezwaar; wat hun invloed op de strooming ter plaatse, waar men de snelheid wil meten, betreft, hebben zij echter het groote voordeel van hun beperkte afmetingen; het draadje zelf heeft gewoonlijk een middellijn van enkele honderdste millimeters.

Bij de hier beschreven metingen werd de temperatuur van het draadje, dat een dikte van 0.005 cm had, constant gehouden, dus ook de electrische weerstand.

Vóór de metingen, en zoo dikwijls dit noodig geacht werd, werd het draadje met behulp van een Pitot-buis, van het standaardmodel volgens PRANDIL, geijkt.

De afstand van het gloeidraadje tot het oppervlak van het model, waarmede het evenwijdig opgesteld was (in de richting loodrecht op de koorde), werd met een schroef-micrometer, met een schaalverdeeling in honderdste millimeters, bepaald; de grootste afstand, waarover het draadje naar buiten verplaatst kon worden, bedroeg 5 cm.

Door het draadje zoover naar binnen te bewegen, dat het met zijn spiegelbeeld op het gepolitoerde houtoppervlak van het model samenviel, kon het nulpunt der afstandsbepaling gevonden worden; bij de metingen in de buurt van de metalen deelen van het model leverde het electrisch contact tusschen het draadje en het metaal een contrôle op de instelling.

Uit vroegere metingen met een spiegelglasplaat was gebleken (6), dat met de spiegelbeeld-instelling in den regel geen grootere fouten dan van omstreeks 0.005 cm gemaakt werden.

De verplaatsing van het draadje in de richting van de koorde kon met behulp van een tweede micrometerslede, waarvan de instelrichting loodrecht op die van den eerst genoemden stond, geschieden; bij het verschuiven over grootere afstanden werd deze uit de hand in haar geheel versteld.

De waarnemingen werden nu zóó ingericht, dat het draadje met sprongen loodrecht op de tunnelas, en dus loodrecht op de koorde van het model, versteld werd en bij iederen afstand tot het oppervlak de stroomsterkte, welke het op constante temperatuur houden daarvan vereischte, werd gemeten. De luchtsnelheid buiten de grenslaag werd met een Pitot-buis en een daarmede verbonden alcohol-micromanometer bepaald; het constant houden van deze snelheid geschiedde door den motor, welke de schroef van de tunnel dreef, te regelen.

In den regel werden de aflezingen zesmaal herhaald en daaruit het gemiddelde bepaald; bleken over vier waarnemingen op één plaats geen onderlinge verschillen op te treden, dan werd met dit aantal volstaan; waren de verschillen echter belangrijk, zooals vooral bij de metingen aan den onderkant van het model en vóór de spleet tusschen rol en model het geval was, dan werd een grooter aantal aflezingen verricht. De serie III B werd in haar geheel tweemaal herhaald, evenals serie IV B en V A. In de tabel, waarin de resultaten verzameld zijn, is het gemiddelde dezer metingen opgenomen.

Uit de waarnemingen werd de gemiddelde afgelezen stroomsterkte door het draadje bepaald, en daaruit met behulp van de bijbehoorende ijkkromme de luchtsnelheid op den betreffenden afstand in de grenslaag gevonden.

De nauwkeurigheid van de op deze wijze verkregen snelheidswaarnemingen kan, behoudens de in het volgende punt te bespreken correctie, op $\pm 2\frac{1}{2}$ pCt. worden geschat.

f. Correctie. In de onmiddellijke nabijheid van den wand van het model wordt door dit oppervlak, behalve door den luchtstroom zelf, een hoeveelheid warmte geabsorbeerd, welke des te grooter is naarmate het draadje dichter bij het oppervlak staat; indien men dezen invloed verwaarloost, vindt men een te groote waarde voor de luchtsnelheid.

Het is dus noodig in het eerste gedeelte van de grenslaag een correctie aan te brengen op de afkoeling van het meetdraadje.

De methode, waarbij de energie-absorptie door den wand bij lucht in rust van de energie-absorbtie door den wand en den luchtstroom gezamenlijk afgetrokken wordt, levert, zooals bij de metingen aan een spiegelglasplaat gevonden was (7), in de onmiddellijke nabijheid van het oppervlak een iets kleinere snelheid dan men op grond van het snelheidsverval aan den wand zou verwachten; op grooteren afstand waren de resultaten dezer correctie bevredigend. Het geheele afkoelingsgebied, als gevolg van de warmte absorbtie door het oppervlak, strekt zich bij lucht in rust over een lengte van omstreeks 0.25 cm uit; de afstand, waarop de "overcorrectie" merkbaar was, bleek vroeger bij een luchtsnelheid van 4 m/sec. niet grooter dan ongeveer 0.05 cm, en daar hier in verband met het trillen van het draagvlakmodel niet dichter dan tot 0.05 cm van het oppervlak gemeten werd, is het niet waarschijnlijk, dat de snelheidsbepalingen in de grenslaag door de warmte-absorptie door den wand belangrijk beïnvloed zijn.

g. Meting van de drukverdeeling. Deze metingen werden op de in Rapport A 33 (4) aangegeven wijze uitgevoerd. Fig. 2 geeft een schema van de hierbij gevolgde opstelling.

3. Verrichte metingen.

Bij de metingen van de luchtsnelheid in de grenslaag van het draagvlakmodel 38 a bedroeg de invalshoek 0°; de snelheid van de rol werd constant op 9600 omwentelingen per minuut gehouden; de luchtsnelheid buiten de grenslaag, volgens bepaling met een bij e (fig. 1) opgestelde Pitot-buis 5.44 m/sec. Daar de doorsnede van de rol 37 mm bedroeg, geeft dit een verhouding van de omtreksnelheid van de rol tot de windsnelheid van 3.42.

In de hieronder volgende tabel is de afstand van het draadje tot het oppervlak van het model (in een richting loodrecht op de as van de tunnel) y genoemd; de afstand tot den voorrand van de rol x.

De volgende series waarnemingen werden verricht:

Serie	Ι	II	III	IV	\mathbf{V}	VI	VII
x	1	10	õmm voor	5 mm na	35	93	176 mm.
			\mathbf{spleet}	spleet			

Deze hebben betrekking op de bolle zijde van het model; hierin correspondeert serie V met de plaats van grootste dikte, serie VI werd halverwege de lengte van de koorde, en serie VII op één centimeter voor den achterrand opgenomen.

SNELHEIDSVERDEELING BIJ HET MODEL MET DRAAIENDE ROL (A). V. snelheid; ij: afstand vanaf het oppervlak; II t/VII: meelpunten (zie punt 3). UCM______



Fig. 3.

Bovendien werden aan den onderkant van het model, aan de platte zijde, nog een tweetal series opgemeten, n.l. op 5 mm vóór en op 5 mm achter de spleet tusschen rol en model (VIII en IX).

SNELHEIDSVERDEELING BIJ HET MODEL MET STILSTAANDE ROL (B). V: snelheid; ij: afstand vanaf het oppervlak; III t/m VII: meetpunten (zie punt 3).



Fig 4.

Alle series (behalve II) werden gemeten met draaiende rol (A) en stilstaande rol (B). Bovendien werden serie III en die in de verder naar achter gelegen punten op het bovenvlak gemeten, nadat de spleet tusschen de rol en het achterstuk dicht gestopt en zoo glad mogelijk bijgewerkt was (C).

In punt II werd bovendien een meting uitgevoerd met loopende rol en windsnelheid 0 (D).

De drukmeting werd eveneens bij een invalshoek van 0° en een windsnelheid van 5.4 m/sec. uitgevoerd. Hierbij werden

drie metingen gedaan met het model in den boven als A, B en C aangegeven toestand. Met draaiende rol was het toerental van deze ook weder 9600 per minuut.

Van de bepaling van de spleetwijdte is afgezien, daar deze door het slingeren van de rol van plaats tot plaats belangrijke afwijkingen vertoonde en tengevolge van de centrifugaalkracht bij het draaien gewijzigd werd. Bij stilstaande rol was deze van de orde van grootte van ½ mm.

SNELHEIDSVERDEELING BIJ HET MODEL MET STILSTAANDE ROL EN DICHTGEMAAKTE SPLEET (C).

V: snelheid; ÿ: afstand vanaf het oppervlak; III t/m VII: meetpunten (zie punt 3).





a. Snelheidsmetingen. De resultaten van de snelheidsmetingen zijn in tabel I (plaat III) verzameld en in de figuren 3 t/m 8 grafisch weergegeven. Men kent hier echter alleen de grootte van de luchtsnelheid, niet de richting; in de figuren zijn de snelheidsvectoren evenwijdig aan de richting van de snelheid op grooten afstand buiten het model uitgezet.

In de figuren 3 t/m 5 zijn, voor iedere toestand van het model afzonderlijk, de resultaten voor alle metingspunten te samen uitgezet. De figuren 6 en 7 (plaat I en II) geven daarentegen een vergelijking van de toestanden A en C (met draaiende en stilstaande rol), resp. B en C (met stilstaande rol en open of dichte spleet) voor de afzonderlijke metingspunten op het bovenvlak, terwijl fig. 8 (plaat II) de overeenkomstige vergelijking voor beide metingspunten op het ondervlak geeft.

Het blijkt, dat de draaiende rol een belangrijke impuls aan den luchtstroom in de onmiddellijke nabijheid van het oppervlak mededeelt. De invloed van de rol strekt zich in het onderzochte geval over de geheele diepte van het model uit; de werking blijft echter in hoofdzaak in een betrekkelijk dunne laag, waarvan de dikte van dezelfde orde van grootte is als die van de grenslaag, geconcentreerd. Behalve bij de serie, welke aan den vlakken kant van het model 5 mm vóór de spleet opnomen werd, kon geen terugstroomen van de lucht in de grenslaag geconstateerd worden.

Hoewel het niet mogelijk is met de gloeidraadsnelheidmeters de richting van de strooming vast te stellen, wijst voor de laatstgenoemde serie het snelheidsverloop binnen de grenslaag toch op een terugstroomen, dus op een medesleepen van de lucht door de rol tegen de algemeene bewegingsrichting in. Ten gevolge van de sterke snelheidsfluctuaties was het echter niet mogelijk de plaats, waar de richtingsverandering optreedt, vast te leggen.

Bij de metingen met luchtsnelheid θ (II D) was de strooming meer onrustig, zoodat het moeilijk viel betrouwbare waarden te verkrijgen.

b. Drukmetingen. De resultaten hiervan zijn in tabel II gegeven en in fig. 9 uitgezet. Het blijkt, dat met draaiende rol (A) de zuiging in de grenslaag op het voorste deel aanmerkelijk vergroot is, de invloed op het meer naar achteren gelegen deel is echter gering. Opvallend is de groote onderdruk in het eerste deel van de grenslaag met stilstaande rol en open spleet (B), waarschijnlijk is dit te verklaren door wervelvorming ten gevolge van den scherpen rand van het vaste achterstuk.

5. Conclusie.

De draaiende rol in het voorste deel van het draagvlak deelt aan de lucht in de onmiddellijke nabijheid van het oppervlak een belangrijke impuls mede, de invloed hiervan is over het geheele bovenvlak merkbaar, de directe snelheidsvermeerdering bepaalt zich tot een zeer dunne laag.

Hoewel de metingen zich slechts tot één invalshoek en één

DRCKVERDEELING OP HET BOVENVLAK.

P/P_o: gemeten druk, gedeeld door stuwdruk; 1 t/m 16: meetpunten, de getallen geven den afstand van de achterrand in cm gemeten langs het oppervlak, de ligging der meetpunten is in de schets van het profiel aangegeven.

+ _____+ Model met draaiende rol (A).

 \longrightarrow Model met stilstaande rol (B).





Fig. 9.

verhouding omtreksnelheid rol tot windsnelheid uitstrekken, bevestigen zij de in Rapport A.105 gegeven verklaring van den invloed van de rol op de op het draagvlak werkende krachten. Het blijkt inderdaad, dat men hier met een grenslaagverschijnsel te doen heeft.

Delft, Maart 1926.

Literatuur.

(1) E. B. Wolff. Voorloopig onderzoek naar den invloed van een draaiende rol aangebracht in een vleugelprofiel. R. S. L. rapport A 96. *De Ingenieur*, 6 December 1924. Versl. en verh. v. d. Rijks Studiedienst v. d. Luchtvaart, Deel III, blz. 57. (2) E. B. WOLFF en C. KONING. Voortgezet onderzoek naar den invloed van een draalende rol, aangebracht in een vleugelprofiel. R. S. L. rapport A 105. *De Ingenieur*, 6 Maart 1926.

(3) T. E. STANTON, D. MARSHALL and C. N. BRYANT. Proc. Roy. Soc., London, A 97, p. 413, 1920.

(4) Onderzoek van de drukverdeeling op de romp van een vliegtuigmodel. R. S. L. rapport A 33. De Ingenieur, 26 Januari 1924. Versl. en verh. v. d. Rijks-Studiedienst v. d. Luchtvaart, Deel III, blz. 7.

(5) O. a. door L. V. KING. On the convection of heat from small cylinders in a stream of fluid. *Phil. Trans.* 215, p. 373, 1924.

(6) J. M. BURGERS and B. G. VAN DER HEGGE ZIJNEN. Preliminary measurements of the distribution of the velocity of a fluid in the immediate neighbourhood of a plane smooth surface. Verh. Kon. Ak., Amsterdam, XIII, 3, 1924.

(7) Zie 6, p. 15.

TABEL II.

Draagvlakmodel 38 a.

Gemeten drukken (mm water).

			the second s			
Gat No.	А.	В.	C.			
1	0.075	0.075	0			
2	0.225	0.175	0.075			
4	0.425	0.425	0.425			
6	0.800	0.600	0.675			
8	1.300	1.00	1.08			
10	1.83	4.33	1,50			
12	2.20	1.70	1.90			
13	2.50	1.88	2.18			
14	2.80	2.45	2.48			
14.5	2.98	3.20	2.55			
15	3.05	3.30	2.70			
15.5	3 20	3.55	2.90			
16	325	3.70	3.05			

 $V_0 = 5.44 \text{ m/sec.}$

Barometerstand: 757 mm

Temp. : 16.4 °C.

De cijfers in de eerste kolom stellen den afstand van de opening tot den achterrand van het model, gemeten langs het oppervlak, in cm voor.

A: draaiende rol (n = 9600/min.).

B: stilstaande rol.

C: stilstaande rol met dichte spleet.





I TAAT I

Vergerlyring van de snelheidsverderling op het bovenvlak bij het nodel net dragende rol (Å).

PLAAT I

Vergelijking van de snelheidsverdeeling op het bovenvlak bij het model met braaiende rol (A) en het model met stilstaande rol en dichtgemaakte spleet (C).



Fig 6:

PLAAT II

VERGELIJKING VAN DE SNELHEIDSVERDEELING OP HET ONDERVLAK BIJ HET MODEL MET DRAAIENDE ROL (A) EN MET STILSTAANDE ROL (B).

V: snelheid; ÿ: afstand vanaf het oppervlak; VIII, IX: meetpuuten (zie punt 3).









Fig. 8.

VERGELIJKING VAN DE SNELHEIDSVERDEELING OP HET BOVENVLAK BIJ HET MODEL MET STILSTAANDE ROL (B) EN HET MODEL MET STILSTAANDE ROL EN DICHTGEMAAKTE SPLEET (C).

.

V: snelheid; \ddot{y} : afstand vanaf het oppervlak; III t/m VII: meetpunten (zie punt 3). = B; - - - : C.

De waarnemingen zijn door dwarsstreepjes aangegeven.



Fig. 7.

PLAAT III

TABEL I.

.

Draagvlakmodel nr. 88 a.

Snelheden in cm/sec.

		Bovenvlak,															Ondervlak.						
<i>ij</i> mm/100.	Ι]	II		III		IV		V			VI			VII			VIII		IX		
	A	B	A	D	A	В	C	A	В	С	A	В	С	A	В	G	A	В	C	A	В	A	В
$\begin{array}{c} 0\\ 25\\ 50\\ 75\\ 100\\ 125\\ 150\\ 175\\ 200\\ 250\\ 300\\ 400\\ 500\\ 600\\ 700\\ 800\\ 900\\ 1000\\ 1250\\ 1500\\ 1750\\ 2000\\ 2500\\ 3000\\ 4000\\ 5000\\ \end{array}$	$\begin{array}{c} 425\\ 425\\ 434\\ 441\\\\ 520\\\\ 525\\ 558\\ 595\\ 630\\ 636\\ 658\\ 680\\ 688\\ 711\\ 732\\ 740\\ 740\\ 732\\ 711\\ 691\\ 688\\ \end{array}$	$\begin{array}{c} 310\\ 320\\ 331\\ 346\\ 358\\ -\\ -\\ 392\\ -\\ 392\\ -\\ 4369\\ 480\\ 522\\ 542\\ 568\\ 576\\ 596\\ 630\\ 640\\ 658\\ 676\\ 670\\ 670\\ 670\\ 670\\ 670\\ 670\\ 670$	$\begin{array}{c}$	$\begin{array}{c}\\\\\\\\\\\\\\\\\\$	$\begin{array}{c} - \\ 1005 \\ 1024 \\ 1043 \\ 1037 \\ 1030 \\ 1024 \\ 1011 \\ 980 \\ 955 \\ 936 \\ 800 \\ 880 \\ 870 \\ 842 \\ 822 \\ 810 \\ 793 \\ 778 \\ 758 \\ 742 \\ 729 \\ 711 \\ 680 \\ 670 \\ \end{array}$		$\begin{array}{c}\\ 475\\ 767\\ 900\\ 908\\ 930\\ 924\\ 912\\ 876\\ 858\\ 858\\ 858\\ 858\\ 858\\ 858\\ 858\\ 85$							$\begin{array}{c}\\ 273\\ 425\\ 565\\ 670\\ 728\\ 780\\ 794\\ 820\\ 840\\ 840\\ 836\\ 830\\ 820\\ 794\\ 790\\ 790\\ 790\\ 790\\ 790\\ 792\\ 782\\ 782\\ 782\\ 782\\ 782\\ 782\\ 782\\ 78$	$\begin{array}{c} -\\ 324\\ 388\\ 450\\ 471\\ 489\\ 511\\ 520\\ 548\\ 561\\ 581\\ 620\\ 660\\ 701\\ 720\\ 735\\ 751\\ 751\\ 751\\ 751\\ 751\\ 724\\ 720\\ 720\\ 720\\ 720\\ 720\\ 720\\ 720\\ 720$	$\begin{array}{c}$	$\begin{array}{c} - \\ 96 \\ 150 \\ 200 \\ 231 \\ 260 \\ 292 \\ 310 \\ 338 \\ 356 \\ 411 \\ 466 \\ 505 \\ 555 \\ 595 \\ 595 \\ 595 \\ 595 \\ 595 \\ 595 \\ 595 \\ 595 \\ 595 \\ 595 \\ 600 \\ 600 \\ 600 \\ \end{array}$	$\begin{array}{c}\\\\ 27\\ 60\\ 86\\ 106\\ 134\\ 152\\ 162\\ 172\\ 186\\ 216\\ 223\\ 280\\ 296\\ 317\\ 354\\ 396\\ 450\\ 450\\ 558\\ 576\\ 581\\ 594 \end{array}$	$\begin{array}{c} -\\ 106\\ 142\\ 169\\ 202\\ 216\\ 225\\ 234\\ 266\\ 289\\ 324\\ 369\\ 400\\ 445\\ 488\\ 511\\ 595\\ 600\\ 610\\ 615\\ 625\\ 625\\ 625\\ 625\\ \end{array}$	$\begin{array}{c} - \\ 676 \\ 581 \\ 462 \\ 384 \\ 328 \\ 292 \\ 276 \\ 237 \\ 213 \\ 204 \\ 353 \\ 534 \\ 615 \\ 660 \\ 671 \\ 664 \\ 645 \\ 620 \\ 605 \\ 590 \\ 576 \\ 563 \\ 557 \end{array}$	$\begin{array}{c}$	$\begin{array}{c} - \\ 123 \\ 139 \\ 144 \\ 159 \\ 161 \\ 156 \\ 154 \\ 169 \\ 196 \\ 228 \\ 313 \\ 317 \\ 424 \\ 506 \\ 645 \\ 645 \\ 645 \\ 630 \\ 615 \\ 595 \\ 588 \\ 586 \end{array}$	$\begin{array}{c} - \\ 488 \\ 548 \\ 566 \\ 588 \\ 591 \\ 595 \\ 601 \\ 605 \\ 605 \\ 605 \\ 605 \\ 605 \\ 605 \\ 605 \\ 605 \\ 605 \\ 605 \\ 605 \\ 605 \\ 605 \\ 576 \\ 576 \\ 576 \\ 570 \\ 563 \\ 560 \end{array}$
Aantal omw. rol p. min.:n. Barometerstand. Temp. °C.	9600 767 15.4	 770 17.3	9600 761 16.0	9600 760 18.6	9600 768 17.6	763 15.6	769 17.7	9590 761 18.1	 763 15.9	769 17.6	9600 760 1 7.1	768 47.3		9600 757 15.1		748 17.9	9600 750 15.0	 750 17.1	747 18.0	9600 758 18.2	 756 17.8	9600 756 16.3	
<i>x</i> mm	1		-1 10 5 mm voor spleet.		5 mm achter spleet.			35			93			176			5 mm voor spleet.		5 mm achter spleet.				

I t/m IX : meetpunten (zie punt 3). A : draaiende rol B : stilstaande rol C : stilstaande rol met dichte spleet D : draaiende rol, $v_0 = o$.

 $v_0 = 5.44$ m/sec.

Beschouwingen naar aanleiding van de grenslaagmetingen aan het model met draaiende rol

door

Dr. ir. E. B. Wolff en ir. C. Koning.

Rapport A 130.



Overgedrukt uit De Ingenieur van 25 December 1926, No. 52.

RAPPORT A 130.

Beschouwingen naar aanleiding van de grenslaagmetingen aan het model met draaiende rol.

Uittreksel.

De in rapport A 129 beschreven resultaten van de snelheidsmeting in de grenslaag worden nader besproken. Achtereenvolgens worden afzonderlijk beschouwd:

a. de strooming om een gewoon draagvlak (draagvlak met stilstaande rol en dichtgemaakte spleet: C; fig. 5, 6(1)). Het gebied met sterke snelheidsverandering blijft beperkt tot een dunne laag in de onmiddellijke nabijheid van den wand. Ook bij den kleinen invalshoek, waarbij gemeten werd, treedt waarschijnlijk reeds een loslaten van de strooming op het achterste deel van het bovenvlak op.

b. de invloed van de draaiende rol (draagvlak met draaiende rol: A; fig. 3, 6 voor het bovenvlak, fig. 8 voor het ondervlak). De snelheid in de grenslaag op het bovenvlak wordt vergroot, deze snelheidsvermeerdering is over het geheele bovenvlak merkbaar, de loslating op het achterste deel wordt verminderd. In de nabijheid van de onderzijde van de rol treedt vermoedelijk een terugstrooming op.

c. de invloed van de spleet (draagvlak met stilstaande rol: B; fig. 4, 7). De spleet veroorzaakt in de voorste meetpunten een belangrijke vertraging in het onderste deel van de grenslaag, gevolgd door een sterkere loslating op het achterdeel.

Een programma voor de voortzetting van het onderzoek werd ontwikkeld, waarbij splitsing in onderdeelen gewenscht blijkt te zijn. Het eerste punt, dat voor uitvoering in aanmerking komt, is een onderzoek van de strooming om een gewoon draagvlak door meting van de drukverdeeling op het oppervlak en van de snelheidsverdeeling in de grenslaag.

(1) Aanwijzingen van figuren hebben hetrekking op die van rapport A 129.
RAPPORT A 130.

Considérations à propos des expériences sur la couche limite d'une aile avec cylindre rotatif.

Résumé.

Analyse des résultats de la mesure des vitesses dans la couche limite décrite dans le rapport A 129. On a discuté consécutivement:

a. L'écoulement autour d'une aile ordinaire (aile avec cylindre au repos, fente bouchée: C; fig. 5, 6 (1)). L'aire dans laquelle la vitesse change beaucoup est limitée à une couche mince avoisinant la paroi. Même à l'incidence faible employée aux essais, une dissolution des lignes de courant se produit probablement sur la partie arrière de l'extrados.

b. L'influence du cylindre rotatif (aile avec cylindre rotatif: A; fig. 3, 6 pour l'extrados, fig. 8 pour l'intrados). La vitesse dans la conche limite sur l'extrados est augmentée, cette augmentation se fait sentir sur toute l'étendue de l'extrados; la dissolution sur la partie arrière est réduite. A proximité de l'intrados du cylindre le courant est probablement refoulé.

c. L'influence de la fente (aile avec cylindre au repos: B; fig. 4, 7). Dans les points d'observation situés le plus en avant la fente engendre un ralentissement important dans la partie inférieure de la couche limite, suivi d'une dissolution accentuée sur la partie arrière.

Un programme pour la continuation des études est développé ensuite. Une subdivision parait nécessaire. En premier lieu des recherches devront être effectués sur l'écoulement autour d'une aile ordinaire à l'aide d'essais sur la distribution de la pression sur la surface et sur le champ des vitesses dans la couche limite.

(1) Les indications de figures ont trait à celles du Rapport A 129.

REPORT A 130.

Discussion of the results of the tests on the boundary layer of the aerofoil with rotating cylinder.

Summary.

The results of the velocity-measurements in the boundary layer described in Report A 129 are discussed in detail. Consideration is given separately to:

a. the flow around an ordinary aerofoil (aerofoil with cylinder at rest and filled up slot: C; figs. 5, 6 (1)). The area with a steep velocity gradient is restricted to the immediate proximity of the surface. Even at the small angle of incidence used in the tests there is probably a dissolution of the flow on the after part of the upper surface.

b. the influence of the rotating cylinder (aerofoil with rotating cylinder: A; figs. 3, 6 for upper surface, fig. 8 for lower surface). The velocity in the boundary layer on the upper surface is increased, this increase is perceptible over the whole upper surface, the dissolution at the after part is reduced. At a short distance of the lower surface of the cylinder there is probably a counter-current.

c. the influence of the slot (aerofoil with stopped cylinder: B; figs. 4, 7). In the foremost measuring points the slot caused an important retardation in the lower part of the boundary layer, followed by a more vigorous dissolution on the after part.

A program for the continuation of the research is developed. Division into separate parts appears to be necessary. In the first place experiments will be made on the flow around an ordinary aerofoil by measuring the pressure distribution on the surface and the velocity distribution in the boundary layer.

(1) Indications of figures refer to those of Report A 129.

電気で

BERICHT A 130.

Betrachtungen über die Grenzschichtmessungen am Modell mit drehender Walze.

Auszug.

Die im Bericht A 129 beschriebenen Ergebnisse der Geschwindigkeitsmessungen in der Grenzschicht werden näher betrachtet:

a. die Strömung um einen gewöhnlichen Flügel (Flügel mit stillstehender Walze und ausgefülltem Spalt: C; Fig. 5, 6 (1)). Das Gebiet mit starker Geschwindigkeitsänderung beschränkt sich auf einer dünnen Schicht in der Nähe des Wandes. Auch bei dem kleinen Anstellwinkel bei dem gemessen wurde, findet sich wahrscheinlich schon eine Ablösung auf dem hinteren Teil der Saugseite vor.

b. der Einfluss der drehenden Walze (Flügel mit drehender Walze: A; Fig. 3, 6 für die Saugseite, Fig. 8 für die Druckseite). Die Geschwindigkeit in der Grenzschicht der Saugseite wird vergrössert, dieser Geschwindigkeitszuwachs ist über die ganze Saugseite merkbar, die Ablösung auf den hinteren Teil wird verringert. In der Nähe der unteren Seite der Walze tritt wahrscheinlich eine Rückströmung auf.

c. der Einfluss des Spaltes (Flügel mit stillstehender Walze: B; Fig. 4, 7). Der Spalt erzeugt in den vordersten Messpunkten eine erhebliche Verzögerung im unteren Teil der Grenzschicht, von einer kräftigeren Ablösung auf dem hinteren Teil gefolgt.

Es wird ein Programm für die weiteren Untersuchungen entwickelt. Eine Teilung des Gegenstandes erscheint ratsam. Der erste für Ausführung in Betracht kommende Punkt ist die Untersuchung der Strömung um einen gewöhnlichen Flügel durch Messung der Druckverteilung auf der Oberfläche und des Geschwindigkeitsfeldes in der Grenzschicht.

And The Rest (1997) - The State of the State

(1) Die Numerierung der Figure bezieht sich auf den Bericht 129.

Beschouwingen naar aanleiding van de grenslaagmetingen aan het model met draaiende rol

DOOR

dr. ir. E. B. WOLFF en ir. C. KONING.

Rapport A 130

van den Rijks-Studiedienst voor de Luchtvaart, Amsterdam,

Overzicht.

De resultaten van de door dr. ir. VAN DER HEGGE ZIJNEN uitgevoerde snelheidsmetingen aan het model met draaiende rol (rapport A 129) worden nader besproken. In aansluiting hierbij wordt een programma voor verder onderzoek ontwikkeld.

1. Inleiding.

De door dr. ir. VAN DER HEGGE ZIJNEN uitgevoerde metingen van de snelheidsverdeeling in de nabijheid van het draagvlakmodel met draaiende rol geschiedden met de bedoeling een nader inzicht te verkrijgen in de bij het onderzoek met dit model waargenomen verschijnselen. In het rapport over dit onderzoek (1) werden de uitkomsten, van dit standpunt bezien, kort besproken. Het is echter gewenscht nog nader op eenige bijzonderheden in te gaan, te meer daar een deel der uitkomsten verder strekkende beteekenis heeft en niet alleen van belang is voor het hier onderzochte speciale probleem, maar ook een beeld geeft van de verschijnselen, welke in de strooming om een gewoon draagvlak in de onmiddellijke nabijheid van het oppervlak, dus in de grenslaag, zullen optreden.

Met de door de grenslaagmetingen verkregen bevestiging van de reeds vroeger aangenomen verklaring van de werking van de draaiende rol in den vleugel kan het voorloopige onderzoek van dit probleem in zekeren zin als afgesloten beschouwd worden. Hiermede is het oogenblik gekomen om voor eventueele voortzetting der proeven een programma te ontwikkelen. Voor een nader stelselmatig onderzoek blijkt een splitsing van het vraagstuk in verschillende onderdeelen gewenscht.

⁽¹⁾ Rapport A 129. Metingen van de snelheidsverdeeling in de grenslaag aan een draagvlakmodel, waarin een draaiende rol is aangebracht, door dr. ir. B. G. van DER HEGGE ZIJNEN.

2. Strooming om een gewoon draagvlak.

We all applications for the first and the second state of the second stat

Van de metingsgroepen met stilstaande rol (B en C) komt alleen de laatste in aanmerking om hier beschouwd te worden, daar bij de groep B de spleet tusschen rol en achterstuk niet gedicht was en een zoo belangrijke verstoring van de strooming veroorzaakte, dat het model in dezen toestand bezwaarlijk als "gewoon draagvlak" beschouwd kan worden (zie punt 4). Bij de groep C daarentegen was de spleet in het bovenvlak gedicht en zorgvuldig bijgewerkt, zoodat hier een glad oppervlak verkregen werd.

De metingsresultaten (fig. 5 en 6) (2) bevestigen de in de grenslaagtheorie (3) gebruikelijke aanname, dat de strooming om een lichaam in twee in elkaar overgaande gebieden verdeeld kan worden. Het eerste gebied, waar de inwendige wrijving overheerscht, omvat slechts een dunne laag (grenslaag) jn de nabijheid van het oppervlak, hier treedt een groot snelheidsverval op en wordt de relatieve snelheid aan den wand nul. Het tweede gebied omvat het overige stroomingsveld en hierin zal in het algemeen een kleiner snelheidsverval aanwezig zijn. In de voorste metingspunten (t/m V) is de scheiding van beide gebieden zeer scherp, de grenslaagdikte bedraagt hier ongeveer 0.10-0.15 cm. Verder naar achteren verflauwt de afscheiding, terwijl het gebied, waarin de snelheden klein zijn, de grenslaag, dikker wordt. In meetpunt VI is deze dikte van de orde van 0.5 cm, in meetpunt VII van 1.25 cm. Waarschijnlijk treedt, ook reeds bij de kleine invalshoek, waarbij de metingen uitgevoerd werden, op het achterste deel van het bovenvlak een loslaten van de strooming op, waardoor een wervelgebied met geringere gemiddelde snelheden gevormd wordt, dat naar achteren toe in dikte toeneemt. Op de mogelijkheid van dit verschijnsel werd reeds door BETZ (4) gewezen bij zijn verklaring van de verschillen tusschen de in werkelijkheid optredende en de theoretisch berekende circulatie om een draagvlak.

Dit is dus, in het klein, hetzelfde verschijnsel, dat bij grooten invalshoek optreedt, waarbij dan echter het loslatingspunt zoo ver naar voren ligt, dat het gevormde wervelgebied zeer groot is en het geheele karakter van de strooming gewijzigd wordt.

3. Invloed van de draaiende rol.

Hoewel bij de metingen met draaiende rol (A) de spleet tusschen rol en achterstuk open was, vertoont het algemeene karakter van de strooming toch een groote overeenkomst met

⁽²⁾ Met aanwijzingen van figuren in dit rapport worden die van rapport A 129 bedoeld. *De Ingenieur* 1926, blz. 878.

⁽³⁾ Voor de literatuur hierover kan verwezen worden naar noot 4, rapport A 105, *De Ingenieur* 1926, blz. 181.

⁽⁴⁾ BETZ, Untersuchung einer Schukowskyschen Tragfläche. Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, 1915. S. 173.

dat bij het model met stilstaande rol en dichtgemaakte spleet (C) (fig. 3 en 6). Dit bevestigt het vermoeden, dat de rol, wat de strooming als geheel betreft, in staat is den invloed van de spleet op te heffen of minstens belangrijk te verminderen. Dit sluit echter niet uit, dat plaatselijke storingen kunnen blijven bestaan, die hier bij den kleinen invalshoek geen invloed hebben, doch bij vergrooting van dezen zich uitbreiden en nadeelige gevolgen kunnen hebben.

Bij vergelijking van de snelheidsverdeeling in de gevallen A en C (fig. 6) blijkt, dat de rol de snelheid in de grenslaag belangrijk vergroot. In de voorste meetpunten (III t/m V) is de snelheidstoename zeer plaatselijk en blijft grootendeels beperkt tot het binnen 0.25 cm van het oppervlak gelegen deel van de strooming. Deze verschillen nemen naar achteren toe af. Meetpunt V vertoont een klein, nog niet verklaard verschil in tegengestelden zin in het gebied tusschen ij = 0.25 en ij = 1.0.

De meetpunten VI en VII geven den indruk, dat het oorspronkelijke karakter der grenslaagstrooming tot verder naar achter behouden blijft, het loslaten van de strooming hier later optreedt en het ontstane wervelgebied kleiner is. De dikte van het gestoorde gebied is in het punt VI ongeveer 0.3 cm, in punt VII, waar de scheiding tusschen beide gebieden vrij flauw is, kan deze op 1 cm geschat worden.

Hiermede is een volkomen bevestiging verkregen van de in rapport A 105 gegeven verklaring van de werking van de rol: de impuls van de lucht in de grenslaag wordt door de rol vergroot, deze impulstoename blijft langs het geheele oppervlak merkbaar en gaat op het achterste deel het loslaten van de strooming tegen. In gevallen, waarin dit loslaten zoover naar voren zal geschieden, dat een wervelgebied van beteekenis gevormd en dus de geheele strooming gestoord wordt (bij grootere invalshoeken), zal de rol, door verkleining van deze verstoring, een vergrooting van de lift en vermindering van den weerstand geven.

In de meetpunten II en III vertoonen de krommen een nog niet verklaard verschijnsel. Daar deze punten op de rol gelegen zijn, zou men verwachten, dat voor y = 0 de snelheid van de lucht gelijk zou worden aan die van het oppervlak van de rol (18.6 m/sec.), zooals in de overige punten de snelheid voor y = 0 naar nul schijnt te loopen. Dit is echter niet het geval, vanaf y = 0.1 cm, neemt de snelheid, die in dit punt 9.9 m/sec., resp. 10.4 m/sec. is, af, zij het dan ook minder snel dan in het geval C (stilstaande rol). In meetpunt VIII (fig. 8) daarentegen, dat aan de onderzijde van de rol gelegen is, blijft met loopende rol de snelheid toenemen bij nadering van het oppervlak.

De in de op het ondervlak gelegen meetpunten VIII en IX verkregen resultaten maken het zeer waarschijnlijk, dat hier in de nabijheid van het model een tegenstrooming optreedt, dus dat de lucht door de rol meegenomen wordt in een richting, welke tegengesteld gericht is aan de algemeene bewegingsrichting (fig. 8). Bij beoordeeling van de snelheidsverdeeling in meetpunt VIII dient er op gelet te worden, dat de gebruikte gloeidraadsnelheidsmeter wel de grootte, doch niet de richting van de stroomingssnelheid aangeeft. Het tusschen y = 0 en y = 0.25 gelegen deel van de kromme zou hier dus, als de richting van de strooming in aanmerking genomen werd, met het negatieve teeken uitgezet moeten worden. Tusschen beide lagen met tegengesteld gerichte strooming ligt dan een wervelgebied. Daar de snelheidsmeter in dit gebied de gemiddelde waarde van de absolute grootte der snelheid geeft, zonder rekening te houden met de richting, kan hiermede geen "omkeerpunt" met snelheid nul aangetoond worden. In het meetpunt IX, dat op het vaste deel achter de rol gelegen is, is geen terugstrooming merkbaar, doch bestaat alleen een gebied van sterke vertraging van ongeveer 1 cm dikte.

4. Invloed van de spleet bij stilstaande rol.

De resultaten van de metingsgroep B (fig. 4 en 7) vertoonen, bij vergelijking met die van groep C, zeer duidelijk de belangrijke invloed van de spleet als de rol stilstaat. In het voor de spleet gelegen meetpunt III is alleen eenige vertraging merkbaar, in de beide op de spleet volgende punten IV en V daarentegen is de snelheid voor ij < 0.3 cm zeer belangrijk verminderd in punt IV gepaard gaande met eenige vergrooting van de snelheid in het verder naar buiten gelegen gebied. Het schijnt dus, alsof de strooming hier van het oppervlak afgedrongen wordt, waarschijnlijk door aan den scherpen rand ontstane kleine wervels. Welken invloed deze verstoring op de strooming over het verdere deel van het oppervlak heeft, toonen de meetpunten VI en VII. In beiden is namelijk het verstoorde gebied belangrijk grooter dan voor het model zonder spleet (C), de dikte kan voor het geval B in punt VI en VII resp. op 1.0 en 2.0 cm geschat worden, terwijl zij daarentegen voor het geval C in deze punten ongeveer 0.5 en 1.25 cm bedraagt.

Deze uitkomsten bevestigen de ervaring, die bij verschillende vroegere metingen (5) opgedaan werd, dat een kleine, schijnbaar onbelangrijke onregelmatigheid aan het oppervlak van een draagvlak, die een plaatselijke verstoring van de strooming veroorzaakt, een grooten indirecten invloed hebben en het geheele stroomingsbeeld belangrijk wijzigen kan.

⁽⁵⁾ Hiervoor kan verwezen worden naar:

Rapport A 51. Onderzoek van een inrichting tot verkorting van den landingsuitloop en uitzweeflengte van vliegtuigen.

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.

Verslagen en Verhandelingen van den Rijks-Studiedienst voor de Luchtvaart, Amsterdam. Deel II, 1923.

5. Programma voor verder onderzoek.

Door de bevestiging van de verklaring van de werking van de draaiende rol in het draagvlak, welke door de grenslaagmetingen verkregen is, is het onderzoek van de theoretische zijde van dit vraagstuk een belangrijke stap verder gekomen. Het uitvoeren van verdere grenslaagmetingen aan het bestaande of aan een dergelijk model, b.v. bij andere invalshoeken of andere verhouding tusschen omtreksnelheid van de rol en windsnelheid, heeft voorloopig betrekkelijk weinig waarde. Verwacht mag worden, dat hierbij soortgelijke uitkomsten verkregen zouden worden. Deze zouden echter alleen dan de moeite van de zeer tijdroovende metingen loonen, wanneer een behoorlijke kwantitatieve behandeling mogelijk was. De tot nu toe gevolgde wijze van onderzoek, waarbij de combinatie draagvlak-rol als één geheel behandeld wordt, maakt het probleem echter te ingewikkeld voor een dergelijke behandeling. Het is daarom gewenscht het onderzoek in dusdanige onderdeelen te splitsen, dat deze ieder voor zich de mogelijkheid van kwantitatief onderzoek bieden en daarna uit de resultaten van de verschillende deelen conclusies te trekken, welke op het samenstel draagvlak-rol toegepast kunnen worden. Ten slotte is dan nog een experimenteele bevestiging van de juistheid van deze toepassing noodig. Een dergelijke splitsing heeft tevens het voordeel, dat verschillende onderdeelen van het onderzoek, hetzij binnen het oorspronkelijke programma, hetzij met eenige uitbreiding, resultaten kunnen opleveren, die van belang zijn voor meer algemeene problemen.

Een mogelijk programma, waarbij met deze denkbeelden rekening gehouden werd, is het volgende:

a. grenslaag van een gewoon draagvlak, d. w. z. zonder rol;

b. afzonderlijke rol;

c. grenslaag op een vast lichaam achter de rol:

1º. overgang van de versnelde grenslaag op het vaste lichaam:

2º. gedrag van de versnelde grenslaag verder op dit lichaam;

d. model met draaiende rol, ontworpen op grond van de resultaten van a t/m c.

Daar het de bedoeling is met behulp van de draaiende rol de strooming in de grenslaag van het draagvlak te beïnvloeden, is wel de eerste vraag, wat hier bij een gewoon draagvlak gebeurt (punt a). De uitgevoerde metingen geven hiervan reeds een indruk, het beschikbare materiaal is echter nog geenszins voldoende om een volledig beeld van de optredende verschijnselen te krijgen. Bovendien is het hier gebruikte profiel niet geschikt om de in werkelijkheid optredende strooming te vergelijken met die, welke uit theoretische berekeningen zou volgen, daar deze berekeningen voor een willekeurig profiel zeer ingewikkeld zijn. Het onderzoek zal dus met een vleugel van voor deze berekeningen gunstig profiel uitgevoerd moeten worden, waarbij dan de strooming bij verschillende invalshoeken onderzocht en meer in het bijzonder gelet moet worden op de omstandigheden, waaronder het loslaten van de strooming bij grootere invalshoek plaats heeft.

Een volgend punt van groot belang is de vraag naar de wijze, waarop de rol de omringende strooming beïnvloedt en naar de factoren, die hierbij van belang zijn, als ruwheidsgraad van het oppervlak, verhouding van omtreksnelheid tot windsnelheid, waarde van het Reynold'sche getal (punt b). Hierbij moet dan ook een verklaring gezocht worden voor de in punt 3 beschreven verschijnselen, die nu in de nabijheid van de draaiende rol waargenomen werden.

Heeft de rol de lucht in haar nabijheid versneld, dan moet deze met zoo weinig mogelijk verliezen worden overgebracht op het achter de rol geplaatste vaste deel (punt c 1). Bij deze overgang is de spleet tusschen beide van het grootste belang, waarbij vooral op den invloed van de wijdte van de spleet, waardoor een deel van de grenslaag ongebruikt verdwijnt, en op den vorm van en onregelmatigheden aan den rand van het achterstuk gelet moet worden. Het achter de rol geplaatste lichaam kan hierbij een zoo eenvoudig mogelijke vorm hebben, dus b.v. een vlakke plaat zijn.

Voor beoordeeling van de werking van de versnelde grenslaag op het vaste achterstuk is het gewenscht te weten hoe een dergelijke laag zich in het algemeen gedraagt, wanneer zij zich langs een vaststaande wand voortbeweegt (punt c2). Voor dit onderzoek kan dan weer, om het zoo eenvoudig mogelijk te houden, een vlakke plaat gekozen worden.

Het laatste punt van het programma bedoelt een samenvatten van de verkregen resultaten en toepassing hiervan op de combinatie draagvlak-rol.

Een dergelijke splitsing van het onderzoek blijkt een omvangrijk programma op te leveren. Dit is echter noodzakelijk, wil het onderzoek niet een op goed geluk af experimenteeren blijven. In hoeverre uitvoering van het gegeven programma met de beperkte beschikbare tijd en hulpmiddelen uitvoerbaar zal blijken, blijft echter een open vraag.

Het eerste punt, dat door de welwillende medewerking van prof. BURGERS in behandeling genomen zal worden, is punt a, eenerzijds omdat hiervoor een geschikt model aanwezig is, anderzijds omdat dit deel van het onderzoek resultaten belooft op te leveren, die ook van meer algemeen standpunt bezien van belang zijn. Het model, dat reeds eenige jaren geleden door den R. S. L. ontworpen werd, was vervaardigd om door meting van de druk en van de snelheidsverdeeling in de grenslaag de strooming om een draagvlak nader te bestudeeren. Het profiel van dit draagvlak werd zoodanig gekozen, dat een berekening van de theoretische strooming en dus een vergelijking van deze met de werkelijkheid mogelijk is. Dit onderzoek wordt van groot belang geacht, omdat de in de grenslaag optredende verschijnselen waarschijnlijk zeer groote beteekenis hebben voor belangrijke eigenschappen van het draagvlak, als profielweerstand, invloed van het Reynold'sche getal en alle met het optreden van den kritischen hoek samenhangende verschijnselen. Door gebrek aan tijd kon echter dit onderzoek tot nu toe door den R. S. L. niet uitgevoerd worden. Daar het echter als onderdeel van het boven ontwikkelde programma opnieuw op den voorgrond getreden is, zal het nu in samenwerking met den R. S. L. door dr. ir. VAN DER HEGGE ZIJNEN in het laboratorium van prof. BURGERS te Delft uitgevoerd worden.

.....

(Afgesloten Mei 1926).

Mechanische eigenschappen van eenige materialen, die voor den vliegtuigbouw hier te lande gebruikt worden

door

Dr. ir. E. B. Wolff en ir. L. J. G. van Ewijk.

Rapport M 219.



Overgedrukt uit De Ingenieur van 7 Augustus 1926, No. 32.

RAPPORT M 219.

Mechanische eigenschappen van eenige materialen, die voor den vliegtuigbouw hier te lande gebruikt worden.

Uittreksel.

In den vliegtuigbouw worden in het algemeen hoogere spanningen in de materialen toegelaten dan in de overige techniek. Men is daarom gedwongen zich scherper rekenschap te geven van de grootste optredende spanning en de werkelijke eigenschappen der gebruikte materialen.

Door den R. S. L. werd de grens waarbij een begin van blijvende vervorming optreedt, als uitgangspunt voor de sterkteberekening gesteld. Teneinde de werkelijke eigenschappen der gebruikte materialen te leeren kennen, werden door den R. S. L. vele proeven genomen op verschillende staalsoorten, op verschillende lichte legeeringen, op houtsoorten en op doek. Eenige der resultaten dezer proeven zijn in tabellen opgenomen, waarbij tevens vele gegevens uit de literatuur zijn vermeld. Eene vergelijking der verschillende materialen onderling is mogelijk gemaakt door het verhoudingsgetal $\frac{T}{S, G}$ (trekvastheid gedeeld door soorte-

lijk gewicht) of $\frac{D}{S. G.}$ (drukvastheid gedeeld door soortelijk gewicht).

In volgende rapporten zal over de wijze van beproeven en over de resultaten, bij verschillende materialen verkregen, verder worden geschreven.

RAPPORT M 219.

Propriétés mécaniques de quelques matériaux employés dans la construction des avions.

Résumé.

Généralement les efforts qu'on admet dans les matériaux de construction des avions sont plus grands que dans la technique ordinaire. On est obligé de se rendre compte plus exactement des efforts maxima qui peuvent se présenter et des propriétés réelles des matériaux employés. Le Laboratoire Aérotechnique de l'Etat prit comme point de départ pour le calcul de résistance des constructions le commencement de la déformation permanente.

Afin de reconnaître les propriétés réelles on a fait des recherches sur des aciers, des bois et des alliages légèrs d'aluminium et sur des toiles.

Quelques-uns des résultats de ces recherches sont déposés dans des tables ou d'autre part beaucoup de données, se trouvant dans la litérature, sont arrangées.

Une comparaison entre les différents matériaux est possible à l'aide du nombre proportionnel: $\frac{T}{S.G.}$ (résistance à la traction d. p. poids spécifique) ou $\frac{D}{S.G.}$ (résistance à la compression d. p. poids spécifique).

On a l'intention de donner plus de détails sur la méthode d'essai et les résultats obtenus dans des publications suivantes.

REPORT M 219.

Mechanical properties of some materials, that are used for the construction of aeroplanes.

Summary.

Generally speaking the stresses that are tolerated in aeronautical constructions are greater than in other technical constructions.

Therefore it is necessary to keep a better account of the greatest stresses that may occur and of the actual properties of the materials that are used. The Aeronautical Research Laboratories took the limit of permanent elongation (elasticlimit) for base of the strength calculations. In order to investigate the actual properties of the materials used, many tests were taken on different steels, woods, light-aluminiumalloys and on covering-fabrics.

The results of these tests are shown in the tables where also many data from other publications are given. It is possible to make a comparison between the properties of the different materials by use of the ratio $\frac{T}{S.G.}$ (Tensile strength: specif. gravity) or $\frac{D}{S.G.}$ (Compression strength: specif. gravity).

Further particulars about the methods of testing and the results obtained will be given in following publications.

BERICHT M 219.

Mechanische Eigenschaften einiger Materialien, welche im Flugzeugbau Verwendung finden.

Zusammenfassung.

Im Flugzeugbau werden im allgemeinen höhere Materialspannungen zugelassen als in der übrigen Technik. Man ist dadurch gezwungen den grössten auftretenden Beanspruchungen und den wirklichen Eigenschaften der gebrauchten Materialien genauer Rechnung zu tragen.

Von der Reichs-Versuchsanstalt für Luftfahrt wurde als Ausgangspunkt für die Festigkeitsberechnungen die Grenze der bleibenden Dehnung eingeführt.

Um die wirklichen Eigenschaften der Materialien kennen zu lernen, wurden viele Versuche gemacht mit Stahl- und Holzsorten und Leichtlegierungen, so wie auch Bespannstoffen. Die Ergebnisse dieser Untersuchungen sind in Tafeln aufgenommen, worin auch viele Daten aus der Literatur untergebracht sind.

Eine Vergleichung zwischen die verschiedenen Materialien läszt sich durchführen mittels des Verhältnisses $\frac{T}{S.G.}$ (Zerreissfestigkeit: Spez. Gewicht) oder $\frac{D}{S.G.}$ (Druckfestigkeit: Spez. Gewicht).

Ueber die gefolgten Untersuchungsmethoden und die bei den verschiedenen Materialien erreichten Ergebnisse wird in folgenden Veröffentlichungen berichtet werden.

Mechanische eigenschappen van eenige materialen, die voor den vliegtuigbouw hier te lande gebruikt worden.

Rapport M 219

DOOR

dr. ir. E. B. WOLFF en ir. L. J. G. VAN EWIJK, Rijks-Studiedienst voor de Luchtvaart, Amsterdam.

I. Inleiding.

Waar men in den vliegtuigbouw uit den aard der zaak, in verband met het verlangen licht te construeeren, er naar streeft de materialen zoo nuttig mogelijk te gebruiken, is het noodig dichter bij de uiterste grenzen van toelaatbaarheid te komen dan in de verdere techniek. Daarom moet men hierbij scherper de begrippen over toe te laten spanning, die de basis vormen van onze berekeningswijze, definieeren, teneinde een goed inzicht mogelijk te maken.

In het algemeen is men gewend bij berekeningen van constructiedeelen gebruik te maken van een zekerheidscoëfficiënt, die de verhouding aangeeft van de materiaalspanning, die men wenscht toe te laten tot de breukspanning van het materiaal.

Hoewel velen zich er rekenschap van geven, dat deze methode betrekkelijk onzuiver is, daar onze berekeningen slechts gelden voor materialen, die volkomen elastisch zijn, terwijl bij de meeste materialen de verhouding tusschen de spanningsgrens, waaronder de vervormingen als elastisch mogen worden beschouwd en de breukspanning niet een vaste is, blijft men in de techniek daaraan vasthouden. De reden daarvan is, dat het cijfer voor de breukbelasting gemakkelijk, ook door weinig geschoolde krachten te bepalen is en, daar het totaal gewicht der constructie meestal niet aan nauwkeurige limieten gebonden is, kan men een zoo grooten zekerheidscoëfficiënt invoeren, dat daarin alle toevallige afwijkingen verdisconteerd worden.

In den vliegtuigbouw is men noodgedwongen er toe moeten overgaan om zich nauwkeuriger rekenschap te geven van wat er werkelijk geschiedt, en tracht men zijn berekeningen, naast op zoo nauwkeurig mogelijk berekende materiaalspanningen, te baseeren op de grootste spanning, die men nog juist meent te kunnen toelaten en op de werkelijke eigenschappen der gebruikte materialen. Dat dit niet in alle gevallen gelukt, zal elken deskundige begrijpelijk zijn, maar een betere benadering dan de breukbelasting toelaat is zeer goed mogelijk en heeft het groote voordeel, dat men zich nauwkeuriger indenkt in wat werkelijk plaats vindt.

In het algemeen wordt dan nog de zekerheidscoëfficiënt, die ook hier noodig is, uiteengenomen in een zoogenaamden overbelastingscoëfficiënt en een werkelijken zekerheidscoëfficiënt.

Men berekent de constructie van een vliegtuig voor een normale, regelmatig voorkomende, belastingwijze en brengt dan de verhooging der belastingen, die door scherpe bochten, snelle hoekverdraaiingen, harde landingen, enz., voor kunnen komen, in rekening door overbelastingscoëfficiënten.

Deze geven dus een maat voor de overbelasting, die in de practijk kan voorkomen, terwijl de zekerheidscoëfficiënten noodig zijn, omdat er onzekerheid bestaat, of men bij de berekening alle factoren, ook van secondairen aard, op de juiste wijze in aanmerking heeft genomen, of alle materialen, die gebruikt zijn, werkelijk bij beproeving de als basis van berekening genomen getallen zouden geven en of de uitvoering van de geheele constructie in overeenstemming met de bedoeling is.

In de door den Rijks-Studiedienst voor de Luchtvaart opgestelde sterktevoorschriften voor vliegtuigen wordt de berekening gebaseerd op zoogenaamde toe te laten spanningen van de materialen, die voor elk materiaal door proefneming moeten worden bepaald en die gedefinieerd kunnen worden als de materiaalspanning bij een bepaalde proef, waarbij de blijvende vervorming, na verwijderen van de belasting, slechts een zeer kleine waarde heeft. Deze waarde kan al of niet nader worden vastgelegd, afhankelijk van de materiaalsoort.

Daar de elasticiteits- of strekgrens van vele materialen niet, of niet voldoende nauwkeurig is te bepalen, werd de voorkeur gegeven aan bovenstaande meer algemeene definitie; bij plastische metalen werd deze grens de (practische) strekgrens genoemd en werd de blijvende rek, die daarbij mag voorkomen vastgesteld op ½ pCt. van de meetlengte bij een belastingduur van 15 seconden.

Natuurlijk geldt dit alleen voor de berekeningen van statische belastingsgevallen of voor zulke, waarbij men door invoering van een overbelastingscoëfficiënt de berekening als statische berekening kan uitvoeren. Bij schokbelasting of belasting door wisselspanning zullen in sommige gevallen bij proeven gevonden grenswaarden voor deze belastingswijzen moeten worden ingevoerd.

Uit den aard der zaak is men door toepassing van bovenaangegeven methode niet door alle moeilijkheden heen en blijven er gevallen, waarin niet volkomen vast staat wat toegelaten kan worden. Daarbij moeten dan overleg en practische kijk den ingenieur den weg wijzen.

Teneinde voor de in den vliegtuigbouw hier te lande toegepaste materialen de eigenschappen, die als basis voor berekening gebruikt kunnen worden te leeren kennen, werden in de afgeloopen jaren een groot aantal proeven door den R. S. L. gedaan. Het is de bedoeling in eenige mededeelingen, waarvan deze de eerste is, de daarbij verkregen resultaten te publiceeren.

Teneinde de bruikbaarheid van verschillende materialen voor een constructie met elkaar te vergelijken, is het cijfer, dat de verhouding uitdrukt tusschen toe te laten spanning, b.v. voor trek of druk en soortelijk gewicht, d. i. de sterkte voor een bepaalde belastingswijze per eenheid van gewicht, een waardevol gegeven. Hoe grooter deze verhouding is, des te lichter zal de constructie voor een voorgeschreven overbelastings- en zekerheidscoëfficiënt worden.

Daarbij moet echter dadelijk er op gewezen worden, dat naast de sterkte er nog verschillende andere factoren zijn, die het gebruik beïnvloeden. In de eerste plaats wordt hierbij gedacht aan de bestendigheid van het materiaal, d. w. z. de vraag of in het gebruik veranderingen, die de sterkte beïnvloeden, kunnen voorkomen, zooals b.v. temperatuur en vochtwisselingen bij hout, corrosie bij metalen, verweeren bij doek, enz. Hierbij moet in aanmerking worden genomen, dat de levensduur van vliegtnigen, die voor eenige jaren in honderden uren en minder werd uitgedrukt, zeer veel vergroot is en wij van sommige typen, goed onderhoud vooropgesteld, den levensduur nog niet kennen, daar vliegtuigen van het betreffende type reeds eenige duizenden vlieguren hebben zonder dat achteruitgang te bemerken is.

Dan moet men er rekening mee houden, dat sommige materialen in voortdurende trilling zijn en wij nog pas van enkele gegevens hebben over den weerstand tegen een dergelijke belastingswijze; dat schokbelastingen voorkomen, enz. Verder zijn er nog vele andere factoren dan de sterkte, waarmee in den vliegtuigbouw rekening moet worden gehouden.

In onderstaande tabel zijn eenige cijfers opgenomen van de voornaamste materialen, die in den vliegtuigbouw hier te lande gebruikt worden, teneinde een denkbeeld van de verhouding toe te laten spanning tot soortelijk gewicht te krijgen.

	Toe te laten spanning kg/mm². <i>T</i> .	Soort gew. G.	Verhouding T \overline{G}
Staal (laschbare buis) . Staal (pianodraad) Duralumin Hout (Spruce) Hout (grenen)	30 (trek) 35 (drak) 160 (trek) 30 (trek) 30 (druk) 3.50 (druk) 3.75 (druk)	7.8 7.8 7.8 2.8 2.8 0.42 0.48	3.9 4.5 20.5 10.7 10.7 8.3 7.8

Hieruit volgt, dat staalsoorten het hoogste cijfer kunnen bereiken (natuurlijk kan men voor diverse staalsoorten nog allerlei tusschencijfers opstellen); dat lichte legeeringen, zooals duralumin daarop volgen, dat de genoemde houtsoorten daar weinig onder blijven, maar dat gewoon vloei-ijzer ver daarbij achter staat.

Zooals boven uiteengezet werd, mag uit het oogpunt van de sterkte aan deze waardebepaling niet te groot gewicht worden toegekend en zijn er verder nog vele andere factoren, die invloed hebben (fabricagekosten, reparatiemogelijkheid), hetgeen o. m. blijkt uit het feit, dat nog steeds met groot succes zacht vloei-ijzer in buisvorm in groote hoeveelheden voor den bouw van vliegtuigrompen wordt gebruikt.

Toch blijkt er wel uit, dat het van groot belang is de eigenschappen van lichte legeeringen en hout meer in bijzonderheden te bestudeeren. Dit is bij den R. S. L., hoewel op beperkte schaal, gedaan. (Zie over vroegere proeven Rapport M 17 a, Verslagen en Verhandelingen van den R. S. L., deel I, 1921).

In het volgende vindt men in eenige tabellen met toelichting meer cijfers genoemd van eigenschappen van materialen die voor vliegtuigen gebruikt zijn; deze zijn deels door den R. S. L. bepaald, deels uit de literatuur verzameld of in voorschriften opgenomen, en beoogen in groote trekken een denkbeeld te geven van de in de practijk voorkomende verschillen en spreidingen. De cijfers uit de Ned. Materiaalvoorschriften hebben betrekking op in samenwerking met deskundigen van leger en marine door den R. S. L. opgestelde interne voorschriften voor den aanbouw voor deze lichamen.

De door den R. S. L. bepaalde cijfers zijn gemiddelden uit een groot aantal proeven. Het is de bedoeling in een volgende publicatie meerdere gegevens op te nemen over de wijze waarop deze cijfers bepaald zijn.

De gegevens zijn gerangschikt in de volgende groepen: lichte legeeringen, hout, staalsoorten, doek.

In afwijking met de hiervoor geplaatste overzichtstabel zijn nu de trek- en drukbelastingen, waarbij de breukgrens bereikt was en de verhouding van deze tot het soortelijk gewicht, opgenomen.

Lichte legeeringen. Van de in deze groep genoemde legeeringen heeft feitelijk alleen duralumin tot op het oogenblik zich een plaats in den vliegtuigbouw weten te veroveren. De overige soorten zijn nog te weinig bekend om te beoordeelen in hoeverre zij voor een meer uitgebreide toepassing in aanmerking kunnen komen.

Opgemerkt kan worden, in de eerste plaats, dat voor duralumin in den normalen, koudbewerkten en veredelden toestand

het verhoudingsgetal $\frac{T}{S. G.}$ gunstiger is dan voor de gebruike-

lijke gewone staalsoorten en tevens, dat bij drukproeven op duraluminbuis eveneens zeer goede waarden werden bereikt.

Wat deze verhoudingsgetallen betreft bevinden de nieuwere legeeringen lautal, aeron en aludur zich in dezelfde klasse

-	Metaal: A	lumi	nium en	Alumir	ium-Le	geering	gen.	-
				Trekproef.			-	
Bronvermelding.	Materiaalsoort.	S. G .	Breekgr. T kg/mm ² .	Strekgr. ST kg/mm².	Rek pCt.	$\frac{T}{S.G.}$	$\frac{S_T}{S.G.}$	Opmerkingen.
R.S.Lproeven	Al. plaat.	2.6 6	8-22	5 —20	20-7	3 -8.25	1.9—7.5	Grenswaarden bij
H. C. Knerr H. o. M. Aer. (1) Nadarl Matariana Vacan	idem idem	2. 73	8.415.4 —			3.1-5.65 9		procven.
schriften	Al. plaat zacht idem half hard idem hard	$2.75 \\ 2.75 \\ 2.75 \\ 2.75$	8.5 12 15.5		15 10 5	3.10 4.36 5.5	 	
Dürener M. W. 、	Dural. plaat in versch hardheid	2.83	4060	28 + 60	20 - 2	14.2-21.2	$10 - \pm 21$	Door R.S.Lproeven
Prospectus Lautawerk R. S. L. proeven	Lautal plaat in versch. hardheid Idem.	2.75 2.75	$30-60 \\ 32-38$	2159 2025	20 2818	10.9—22 11.6—13.8	5.8—21.5 7.3—9.1	bevest. In normalen toestand
R.S.Lproeven	Aludur	2.7	25-40		205	9.3-14.8		
Prospectus v. fabrikant	Silumin	2.57	16-30	_	30—5	6.25—11.7	_	
9 B D	Scleron	2.97	40 - 50	30	20-10	13.5-16.9	10.1	
» .» »	Aeron	2.75	36 - 42	20	2518	13.1—15.3	7.3	
r. v)))	K.S. Seewasser	2.8	23-32	— Druk	14—1 proef.	8.2-11.4		
			Drukvastheid D kg/mm ²	Strekgrens S kg/mm ²	$\frac{D}{S. G.}$	$\frac{S}{S. G.}$		
R.S.Lproeven	F VII aanbouw Duralumin buis (4 soorten)	2.85	3344	23-38	11.6-156	8.2—13		

Tabel van sterkteverhoudingen van verschillende vliegtuigmaterialen.

(1) H. o. M. Aer., Handbook of Modern Aeronautics. W. Judge.

als duralumin en steken zij zeer gunstig af tegen ongelegeerd aluminium.

Hout. Van hout zijn naar verhouding de meeste cijfers opgenomen, omdat de eigenschappen van hout als bouwstof minder algemeen bekend zijn en om een overzicht van de spreiding, welke in deze eigenschappen voorkomt, mogelijk te maken.

Uit den aard der zaak hebben de genoemde cijfers alleen betrekking op hout, dat voldoet aan de keuringseischen van vliegtuigmateriaal, welke eischen een sterke selectie waarborgen.

Voor den vliegtuigbouw zijn in hoofdzaak de lichte naaldhoutsoorten *spruce* en *grenen* van belang, benevens triplex hout van bepaalde uitgezochte kwaliteit.

Hoewel een nauwkeurige determinatie van de soort nog slechts zelden plaats vindt in de practijk, kan toch worden gezegd, dat van de picea-familie (Engelsche naam "sprucc", Hollandsche naam "vuren", Duitsche "Fichte") vrijwel uitsluitend de picea-sitchensis, (Engelsche naam sitkaspruce of "silver-spruce") in aanmerking komt. De naam "silver-spruce" dankt deze "vuren"-soort aan den opvallenden zilverglans, welke speciaal op kloofvlakken zichtbaar is.

In de zeer uitvoerige gegevens van het Forest-Product Laboratory, waaruit ook in deze tabellen eenige cijfers zijn overgenomen, komen ook nog andere "spruce"-soorten voor, zooals: picea-rubens: red-spruce en picea-canadensis: white spruce, waarvan door de genoemde onderzoekers dezelfde waarden worden opgegeven.

Van de "pinus"-familie (Hollandsche naam "grenen", Engelsche "pine", Duitsche "Kiefer") zijn veel meer soorten in omloop, welke ook in eigenschappen vrij sterk verschillen. In de tabellen zijn geen afzonderlijke soortnamen vermeld.

Wat betreft de cijfers van "spruce" en "grenen", welke in de tabel worden gegeven, moet nog worden opgemerkt, dat er op de eerste plaats onderscheid gemaakt is tusschen massief en gelamelleerd hout. De gegevens over gelamelleerd hout zijn veel schaarscher, dan over massief. Hoewel bij de proeven door den R. S. L. genomen de uiterste waarden voor massief en gelamelleerd hout gevonden, weinig verschillen, kan toch worden gezegd, dat van eenzelfde monster de gelamelleerde proefstukken in het algemeen lagere waarden hebben gegeven dan de massieve. In een afzonderlijke publicatie over gelamelleerd hout zal deze kwestie uitvoeriger worden besproken en zullen meer gegevens worden vermeld.

Verder moet er de aandacht op gevestigd worden, dat in deze tabellen niet altijd het vochtgehalte vermeld kon worden, aangezien dit in de meeste gevallen niet opgegeven is.

Hoewel kan worden aangenomen, dat in de verschillende bronnen, waaraan de gegevens zijn ontleend, de cijfers betrekking hebben op een normaal vochtgehalte van 12 à 15 pCt., moet zeker de spreiding in de waarden voor een deel aan het

			Hout.			
Bronvermelding.	Hout- soort.	S.G.	D Drukvast- heid in kg/mm ² .	D S.G.	Vocht- gehalte in %	Opmerkingen.
Proeven genomen bij den R. S. L	Spruce » » » » » » » » » »	$\begin{array}{c} 0.46 - 0.45 \\ 0.38 - 0.47 \\ 0.41 \\ 0.42 - 0.45 \\ 0.47 - 0.45 \\ 0.49 \\ 0.43 \\ 0.35 - 0.4 \\ 0.43 \\ 0.53 \\ 0.53 \\ 0.41 \\ 0.43 \end{array}$	3.80 - 5.12 3.61 - 4.32 3.17 - 3.39 3.49 - 4.33 3.65 - 4.22 3.15 - 4.20 3.00 3.50 4.90 5.75 3.05 4.20	$\begin{array}{c} 8.3 - 11.3 \\ 9.5 - 9.3 \\ 7.3 - 8.3 \\ 8.4 - 9.7 \\ 7.8 - 9.5 \\ 6.6 - 8.6 \\ 7 \\ 10 - 8.75 \\ 11.4 \\ 10.8 \\ 7.45 \\ 9.8 \end{array}$	13.6 14—16 15 10	Massief. Gelamelleerd. $\frac{T}{S.G.} = 7.1 - 14.2$ $\frac{T}{S.G.} = 16.2$ $\frac{T}{S.G.} = 29.2$ $\frac{T}{S.G.} = 22.3$ bij 15 0 / ₀ vocht bij 10 0 / ₀ vocht
 » » » Proeven genomen bij den R. S. L	v Grenen v v v v v v v v	$\begin{array}{c} 0.43\\ 0.62\\ 0.53\\ 0.66\\ 0.57\\ 0.465\\ 0.545\\ 0.46\\ 0.43\\ 0.42-0.51\\ 0.45-0.5\end{array}$	$\begin{array}{c} \textbf{4.20} \\ \textbf{6.22-6.52} \\ \textbf{5.07} \\ \textbf{5.13} \\ \textbf{3.8} - \textbf{4.8} \\ \textbf{2.1} - \textbf{4.2} \\ \textbf{4.55-7} \\ \textbf{3.15} \\ \textbf{4.35} \\ \textbf{3.15-4.27} \\ \textbf{4} \end{array}$	$\begin{array}{r} 9.8 \\ 10 & -10.5 \\ 10.5 \\ 7.7 \\ 6.5 \\ -7.5 \\ 4.5 \\ -9 \\ 8.3 \\ -12.8 \\ 6.8 \\ 10.5 \\ 7.5 \\ -8.35 \\ \pm 8 \end{array}$	10 14.28 13.6 	bij 10 % vocht Massief Gelamelleerd * Massief $\frac{T}{S.G.} = 12.2$ massief $\frac{T}{S.G.} = 25.4$ *
Proeven genomen bij den R. S. L """""""""""""""""""""""""""	Caroline- Pine Merawan Mahonie Noten Balsa Balsa Berken Triplex- merk 1	0.52—0.57 0.56 0.72 0.62 0.50—0.54 0.56 0.12 0.128 10.85	4.02—5.34 5.43—5.93 4.50—4.22 4.10—4.35 3.57—3.85 4.27 1.54 0.68 5.63	$\begin{array}{cccccccccccccccccccccccccccccccccccc$	14.3 9.9 20 4 15.6 10 10 	Massief » cubus uit vele lagen samengesteld.

Tabel van sterkteverhoudingen van verschillende vliegtuigmaterialen.

(2) A. B. C. of Aviation, Pagé.

(3) H. C. KNERR, Aut. Industries, P. 869.
(4) Ned. Materiaal-Voorschriften voor de Luchtvaart, Bijz. Voorschr. No. 21 en 22.
(5) JENKIN Lt. Col. C. F., Report on Materials of Construction used in Aircraft and

Aircraft Engines.

(6) BAUMANN R., Die bisherigen Ergebnisse der Holzprüfungen in der Material-

Prüfungsanstalt an der Technischen Hochschule, Stuttgart. (7) Forest Products Laboratory of the U. S. Properties of Woods at 10 pCt. Moisture by B. C. Boulton, Hankinson en Mc Gook Field.

verschillende vochtgehalte toegeschreven worden. (Zie hierover: Boulton, Properties of Wood at 10 pCt. of moisture).

Naast de cijfers voor spruce, grenen en triplex wordt in de houttabel aan het eind een overzicht gegeven van eenige minder bekende houtsoorten (Merawan en Caroline Pine), welke door den R. S. L. werden onderzocht en welke voor den vliegtuigbouw zeer goede eigenschappen bleken te bezitten, en verder van eenige zwaardere houtsoorten, zooals noten en mahonie, welke voor het vervaardigen van luchtschroeven nog wel gebruikt worden.

Een zeer eigenaardige houtsoort is het "Balsa"-hout. Deze houtsoort, welke zich kenmerkt door een buitengewoon laag soortelijk gewicht, bezit een D/S.G.-verhouding, welke niet ongunstig is. Zij vindt in Amerika toepassing in den vliegtuigbouw als opvulmateriaal in vliegbootrompen en neuskanten van vleugels. Voor constructiewerk in het algemeen zal het groote oppervlak, dat noodig is om een gegeven kracht over te brengen, veelal een bezwaar vormen.

Bij de houtsoorten is, behalve bij het triplex, de drukvastheid als basis genomen, aangezien deze zooveel lager is dan de trekvastheid, dat deze meestal als uitgangspunt van de be-

								Hou	t.			
F	Bronverm	eldi	ing	•		Hou sooi	ıt- rt.	S.G.	T Trekvast- heid kg/mm ² .	$\frac{T}{S.G.}$	Vocht- gehalte in ⁶ /0	Opmer- kingen.
R. S.	Lproev	en		•	•	Berke Trij	en Diex	0.88	14.4	16.3		langs
X) »					intern		0.88	8.2	9.3		dwars
ŋ) »			,))	2	0.73	10.8	14.7		langs
))	u »					»		0.73	7	9.6		dwars
9	. »					»	3	0.87	16.5	19	449 45 15	langs
)))))))					»		0.87	8.—	9.2	14.2-10.4	dwars
Boult	on (8).	•		•	•	Berke Trij	en plex	0.73 0.73	9.2 5.4	12.6 7.4		langs dwars
Ned. sch	Materia riften (4)	al	. V	00	r-	> >	»))	$0.85 \\ 0.85$	7.5 5	8.84 5.9	14—16	langs dwars

Tabel van sterkteverhoudingen van verschillende vliegtuigmaterialen.

(4) Ned. Materiaal Voorschriften voor de Luchtvaart, Bijz. Voorschr. No. 23. (8) The manufacture and use of Plywood & Glue, by B. C. Boulton, B.Sc.

rekeningen wordt gebruikt. Voor zoover bekend is echter ook de verhouding: Trekvastheid/S. G. vermeld, teneinde een vergelijking met de metalen mogelijk te maken.

Staalsoorten. Zooals uit deze tabel te zien is, zijn bij de

			Meta	al: Staa	1			
,, _,				Trekproef.				
Bronvermelding.	Materiaalsoort.	S. G.	Breekgr. T kg/mm ²	Stekgr. ST kg/mm ²	Rek. pCt.	$\frac{T}{S. G.}$	$\frac{ST}{S.G.}$	Opmerkingen.
KRUPP. R. S. Lproeven Eng. Voorschriften Ned. Voorschriften	Zacht koolstof stalen buis, enz. Idem, gehard Spec. Cr. Ni. veredeld Idem gehard Pianodraad Zacht koolstof, stalen buis Asbuis Cr. Ni. Zacht koolstof stalen plaat, buis enz. voor laschwerk	7.8 7.6 7.6 7.8 7.8 7.6 7.6 7.6 7.8	$ \begin{array}{r} 40 \\ 60 \\ 130 \\ 160 \\ 210 \\ 43.4 \\ 132 \\ 36-46 \end{array} $	28 50 120 140 27.8	25 12 10 8 $ 3$ 25	5.1 7.7 17 21 27 5.7 18.4 4.75-6.05	36 6.4 15.8 18.4 	Gemiddelde waarden » »
			Volume 1	Druk	proef.			
			Drukvastheid D kg/mm ²	Strekgrens S kg/mm ²	$\frac{D}{S. G.}$	$\frac{S.}{S.G.}$:
R. S. Lproeven .	H-N,A.B.I. stalen buis (4 soorten)	7.8	41-47.5	39-41	5.3—6.1	5 - 5.3		:

Tabel van sterkteverhoudingen van verschillende vliegtuigmaterialen-

Bronvermelding.	Herkomst.	G/M ² in Gr.	Treksterkte Tkg/cm	Rek pCt.	T. <u>S. G.</u>	Opmerkingen.
R. S. Lproeven	De Kooy Idem. L. A. Idem. K. L. M. + Kem.	160 1439 139 139 139 139 139 139 139 139 139 1	$\begin{array}{c} 18.5\\ 20.5\\ 20.5\\ 16.6-20\\ 17.5-22.3\\ 914.9\\ 5-6\end{array}$	$\begin{array}{c} 14-10 (*) \\ 7.5-6 \\ 16.5-7.5 \\ 12-5.5 \\ 13-5.5 \\ 13-5.5 \\ 18-7 \\ 5-6 \end{array}$	$\begin{array}{c} 11.6\\ 6.2\\ 6.2\\ 12-14.4\\ 7.459.3\\ 7.259.4\\ 6.711.2\\ 5.92-8.35\end{array}$	Ongeëmaillieteerd. Geëmaillieteerd. Ongeëmaillieteerd. Geëmaillieteerd. Geheel ontdaan van emailliet en verf. Met emailliet en verf.

D 0 6 k.

+ Doek van het roer van een verkeersvliegtuig, onderzocht na langen bedrijfstijd. (*) Het eerste cijfer geldt in de richting van de schering, het tweede in richting van inslag.

verschillende staalsoorten, loopende van het zachte koolstofstaal tot de hoogwaardige speciaalstalen, zulke groote spreidingen te verwachten in de sterkte-verhouding, dat een vergelijking zonder meer met de overige materialen niet doenlijk is. Nemen wij als uiterste grenzen 5.7 en 27 dan blijkt, dat t. o. z. van het laagste getal de sterkteverhouding D/S.G. voor hout belangrijk gunstiger is, terwijl de speciaalstalen en hard getrokken draad van den anderen kant weer veel gunstiger zijn dan hout. De lagere verhoudingsgetallen 5.7---8 omvatten echter de meer gebruikelijke staalsoorten en het is opmerkelijk dat hiertegenover hout zoo gunstig afsteekt.

Doek. Hoewel de sterkte van het doek — voorloopig althans — niet in rekening wordt gebracht bij het ontwerpen van vliegtuigonderdeelen, welke daarmede worden bedekt, en de verschillende mechanische proeven op doek slechts dienen als maatstaf voor de kwaliteit, worden in de tabellen ook van eenige doekmonsters vergelijkende cijfers gegeven.

Wat betreft de verhouding treksterkte/S. G., welke voor de volledigheid hierbij is opgenomen, deze is bepaald op de gewone wijze, d. w. z. door de treksterkte in kg per mm^2 te deelen door het soortelijk gewicht in kg per dm^3 .

Hoewel bij doek vrij groote spreidingen kunnen voorkomen, b.v. in de beide draadrichtingen van schering en inslag, en hoewel de achteruitgang na langeren bedrijfstijd grooter is dan van de overige materialen, geven deze cijfers te zien dat de sterkteverhouding die der overige groepen nabijkomt. Het achteruitgaan van het verhoudingsgetal door het emaillieteeren en verven moet hierdoor verklaard worden, dat de gewichtstoename, welke hierbij optreedt, niet door een evenredige toename van de sterkte wordt gecompenseerd.

Het is de bedoeling in eenige volgende artikels meer in bijzonderheden in te gaan op de door den R. S. L. toegepaste wijze van beproeven en de daarbij voor verschillende materialen verkregen resultaten. Hierbij zal ook meer in het bijzonder de sterkte van gelijmde houtconstructies en van uit kleinere stukken hout met behulp van lijm samengestelde, gelamelleerde, deelen worden beschouwd.

De invloed van het ribverband op de sterkte van vliegtuigvleugels I

door

Prof. ir. C. Biezeno, ir. J. J. Koch en ir. C. Koning.

Rapport V 175.



「日日三年時間」日は福秋日の後天は「南北に通いたい」」日日になるころでいたいというというという

Overgedrukt uit De Ingenieur van 13 November 1926, No. 46,

RAPPORT V 175,

De invloed van het ribverband op de sterkte van vliegtuigvleugels I.

Uittreksel.

a. Aanleiding tot het onderzoek, omvang van het hier behandelde deel.

De ribben, die beide liggers van een vliegtuigvleugel verbinden, veroorzaken een krachtsoverdracht, waardoor de in de liggers werkende dwarskrachten en momenten, vooral bij vrijdragende vleugels, belangrijk gewijzigd kunnen worden. Het is dus voor de sterkteberekening van vleugels van belang deze verschijnselen nader te onderzoeken.

Het rapport geeft een theoretische berekening van den invloed van het ribverband. Hoewel de bekleeding van den vleugel, mits voldoende stijf, een soortgelijken invloed kan hebben als het ribverband, werd deze hier, ter vereenvoudiging van het probleem, voorloopig buiten beschouwing gelaten. Het is de bedoeling, dat dit een punt van nader onderzoek zal vormen. Ter contrôle van de verkregen uitkomsten zullen proeven uitgevoerd worden.

b. Differentiaalvergelijkingen van het stelsel.

Voor een rib worden de betrekkingen tusschen de vormveranderingen en de belastingen (opleg- en inklemreacties aan de uiteinden inbegrepen) opgesteld (punt 5). De verplaatsingen en hellingen aan de uiteinden der ribben zijn bepaald door de vormveranderingen van de liggers, terwijl de reacties aan de ribuiteinden, met het omgekeerde teeken genomen, beschouwd kunnen worden als belastingen van de liggers. In de veronderstelling, dat de door de ribben overgedragen belastingen als continu verdeeld aangenomen mogen worden, worden de differentiaalvergelijkingen (1) verkregen, waarin als onbekenden alleen de liggervervormingen voorkomen (punt 7).

Een belangrijke vereenvoudiging van deze vergelijkingen, wat oplosbaarheid betreft, wordt verkregen door de aanname, dat de ribben oneindig stijf zijn (vergelijkingen II, punt 8). c. Oplossing der differentiaalvergelijkingen.

Voor het meest algemeene geval, waarin dus stijfheidsfactoren, liggerafstand en belastingen willekeurige functies van x zijn, wordt een benaderingsmethode voor de oplossing ontwikkeld (punt 9 tot en met 13).

Is de verhouding tusschen de buigingsstijfheidsfactoren van de beide liggers constant, dan kan een andere methode toegepast worden (punt 14).

Voor het eenvoudigste geval (prismatische liggers, constante liggerafstand, constante belastingen) wordt de algemeene oplossing gegeven, waaruit blijkt, dat de overdracht hier, behalve door den aard van de belasting, geheel bepaald

wordt door de beide factoren $k_1 = \frac{l}{b} \sqrt{\frac{S_{it} + S_{2t}}{(1+c)S_{ib}}}$ en

 $c = \frac{S_{2b}}{S_{1b}} \text{ (punt 15).}$

Bij alle oplossingen moet gelet worden op de randvoorwaarde, dat bij den als geheel beschouwden vleugel het wringende koppel in het vleugeluiteinde nul is. Hierdoor krijgen de dwarskrachten in het uiteinde van de liggers een in het algemeen van nul verschillende waarde (punt 11).

d. Uitgewerkte getallenvoorbeelden.

Ter contrôle van de aanname, dat de ribben oneindig stijf zijn, werd een eenvoudig geval berekend, zoowel voor oneindig stijve als voor buigbare ribben, terwijl alle overige gegevens dezelfde waren. De uitkomsten vertoonen inderdaad slechts zeer onbelangrijke verschillen (punt 17).

Voor vleugels met prismatische liggers werd de invloed van de beide grootheden k_1 en c op het buigend moment in het inklempunt nagegaan (punt 18, fig. 3).

Een serie gevallen werd berekend, waarbij de stijfheidsfactoren der liggers naar buiten toe in verschillende mate afnemen. Deze afname wordt bepaald door de grootheid α , waarbij een grootere waarde van α een sterkere afname van de stijfheidsfactoren beteekent (punt 19). Het blijkt, dat het naar buiten toe afnemen van de stijfheid van de liggers onder de hier gebezigde aannamen betrekkelijk weinig invloed heeft op de grootte van de buigende momenten (fig. 4 en 5). Het karakter van de overdracht wordt daarentegen sterk beïnvloed: bij aan het uiteinde stijve liggers is de invloed van de door den eindrib overgedragen dwarskracht X overwegend, bij toenemende waarde van α daarentegen neemt deze invloed af en overeenkomstig daarmede die van de verder naar binnen gelegen ribben toe (fig. 4, 6 en 7).

De invloed van een verschil in inklemhelling van de liggers werd voor een geval met prismatische liggers nagegaan. Deze bleek hier gering te zijn.

RAPPORT V 175.

Etude sur l'influence des nervures sur la résistance des ailes I.

さいたいないますまたいのが、読みためにはないないながら、そうにたいたいないないなかないであってん。 いまたまん

Résumé.

a Motif de l'étude, étendue de la partie traitée.

Les nervures réunissant les longerons d'une aile donnent lieu à une transmission des charges qui modifie profondément les forces tranchantes et les moments fléchissants fatiguant les longerons, surtout chez les ailes en porte-à faux. Une étude plus serrée de ces phénomènes sera d'importance pour le calcul de la résistance des ailes.

Le rapport présente un calcul théorique de l'influence de la connexion des longerons par les nervures. Provisoirement et pour simplifier le problème le recouvrement qui, pourvu qu'il soit suffisamment rigide, peut exercer une influence analogue aux nervures, n'a pas été examiné. Cette influence du recouvrement sera étudiée dans une partie ultérieure de ces recherches. Les résultats obtenus seront vérifiés par des expériences.

b. Equations différentielles du système.

On pose les relations entre les déformations et les charges (y compris les réactions de support et d'encastrement) d'une nervure (§ 5). Les déplacements et les inclinaisons aux extrémités des nervures sont déterminés par les déformations des longerons tandis que les réactions à ces extremités peuvent être considérées comme des charges sur les longerons après changement de signe. Par combinaison et en admettant que les charges transmises par les nervures sont réparties uniformément dans la direction des longerons, on obtient les équations différentielles (I) dans lesquelles entrent comme inconnus les déformations des longerons (§ 7).

Une simplification importante quant à la possibilité de solution est obtenue en supposant les nervures infiniment rigides (Equations II, § 8).

c. Solution des équations différentielles.

Pour le cas le plus général, dans lequel le module d'élasticité, le moment d'inertie, la distance des longerons et la charge sont des fonctions quelconques de x une methode de solution par approximation est développée (§ § 9-13).

Quand le rapport des moments d'inertie des deux longerons est constant, on peut appliquer une autre méthode (§ 14).

Pour le cas le plus simple (longerons prismatiques, distance entre les longerons et charges constantes) on donne la solution générale. Celle-ci démontre que la transmission est déterminée par la nature de la charge et par les facteurs

$$k_1 = \frac{l}{b} \sqrt{\frac{S_{1l} + S_{2l}}{(1+c)S_{1b}}}$$
 et $c = \frac{S_{2b}}{S_{1b}}$ (§ 15).

Dans toutes les solutions il faut observer la condition limite exprimant que le couple tordant de l'aile entière égale zéro à l'extrémité libre. Par conséquent les efforts tranchants des longerons auront sur la même une valeur différant de zéro (§ 11).

d. Examples numériques.

Afin de vérifier l'hypothèse de la rigidité infinie des nervures des calculs ont été faits pour un cas élémentaire, aussi bien pour des nervures infiniment rigides que pour des nervures flexibles tandis que les autres données étaient les mêmes. Les résultats ne montrent en effet que des différences négligeables (§ 17).

Pour des ailes à longerons prismatiques on a calculé l'influence des coefficients k_i et c sur le moment d'encastrement (§ 18, fig. 3).

Le calcul a été exécuté pour une série de cas dans lesquels le moment d'inertie décroit du milieu à l'extrémité suivant des lois différentes. Le décroissement est déterminé par la grandeur α , tellement qu'une valeur plus grande de α correspond à un décroissement plus accentué du moment d'inertie (§ 19). Il paraît que le décroissement de la rigidité des ailes vers l'extérieur n'a qu'une influence relativement restreinte sur la valeur des moments fléchissants (fig. 4 et 5). Au contraire le caractère de la transmission des charges est profondément modifié; avec des longerons à bouts rigides, l'influence de l'effort tranchant X transmis par la dernière nervure à l'extrémité de l'aile est prépondérante; par contre quand la valeur de α croît, cette influence diminue et celle des autres nervures s'accentue (fig. 4, 6 et 7).

On a vérifié l'influence d'une différence entre les inclinaisons des longerons dans l'encastrement pour une aile à longerons prismatiques. Cette influence paraît être minime.

REPORT V 175.

The influence of the ribs on the strength of the main plane spars.

Summary.

a. Purpose of the investigation, extent of the part treated here.

The ribs joining both main spars of an aeroplane wing bring about a repartition of the load by which the shearing forces and bending moments acting on the spars may be greatly affected. The study of these phenomena is of particular interest for the strength calculation of cantilever wings.

The report gives theoretical calculations on the influence of the ribs. In order to simplify the problem, the wing covering which, if sufficiently rigid, may have an analogous influence, has been neglected. This influence will be the subject of further investigations. The theoretical results will be checked by tests.

b. Differential equations of the system.

The relations between the deformations of a rib and the loads including the end reactions are given in para. 5. The displacements and the slopes of the rib ends are determined by the deformations of the spars, whereas the reactions at the rib ends, with reversed sign, can be considered as spar loads. Combining these relations and assuming the loads transferred by the ribs to be uniformly divided, the differential equations (I) are obtained. They only contain the deformations of the spars as unknown quantities (para. 7).

A simplification of the equations, important with regard to the solubility, is obtained by assuming the ribs to be infinitely rigid (equations II, para. 8).

c. Solution of the differential equations.

For the most general case, where the moments of inertia, the distance between spars and the loads are arbitrary functions of x, an approximate method of solution has been developed (para. 9-13).

If the ratio between the moments of inertia is constant, another method may be applied (para. 14).

For the simplest case of prismatical spars, constant distance between spars and uniform load the general solution is given. It is shown that in this case the transmission of loading is deter-

mined besides by the character of the load by the coefficients $k_1 = \frac{l}{b} \sqrt{\frac{S_{1t} + S_{2t}}{(1+c) S_{1b}}}$ and $c = \frac{S_{2b}}{S_{1b}}$ (para. 15).

In all cases it must be observed that the torsional moment acting on the wing as a whole must be zero at the wing tip. In consequence the shearing forces at the spar tips generally have a value differing from zero (para. 11).

d. Numerical examples.

To check the assumption of infinite rigidity of the ribs, calculations were made for a simple case, both with infinitely rigid and flexible ribs, the other data being the same. The results show only minor differences (para. 17).

For wings with prismatical spars the influence of the coefficients k_i and c on the binding moment at the point of support has been calculated (para. 18, fig. 3).

A number of cases has been calculated in which the moment of inertia of the spars decreased from the centre of the wing to the tips. This decrease was determined by a factor α , an increase of α corresponding to a more accentuated decrease of the moments of inertia (para. 19). It is shown that a decrease of the moment of inertia from the centre to the spar tips has a relatively small influence on the magnitude of the bending moments (figs. 4 and 5). On the contrary the character of the load transmission depends largely on the grading of the stiffness: with spars having rigid tips the influence of the shearing force X transferred by the end rib is preponderont, with increasing value of α , on the other hand, this influence decreases (figs. 4, 6 and 7).

The influence of a difference in slope at the points of support of the spars has been calculated for the case of prismatical spars. It was found to be insignificant.

BERICHT V 175.

Der Einfluss der Rippenverbundwirkung auf die Festigkeit von Flugzeugflügeln.

Zusammenfassung.

a. Veranlassung zur Untersuchung; Umfang des behandelten Teiles.

Durch die Rippen, welche die Holme eines Flügels verbinden, wird eine Lastübertragung herbeigeführt, wodurch die den Holmen beanspruchenden Querkräfte und Momente insbesonders bei freitragenden Flügeln erhebliche Aenderungen erfahren können.

Der Bericht gibt eine theoretische Berechnung des Einflusses der Rippenverbundwirkung. Die Flügelhaut welche — wenn sie wenigstens genügend steif ist — eine den Rippen ähnliche Wirkung hat, wird vorläufig ausser Acht gelassen. Sie wird Gegenstand einer späteren Untersuchung werden.

b. Differentialgleichungen des Systems.

Für eine Rippe werden die zwischen den Formänderungen und den Belastungen (mit Einbegriff der Auflager- und Einspannreaktionen) existierenden Beziehungen aufgestellt (Nr. 5). Die Durchbiegungen und Neigungen der Rippenenden sind durch die Formänderungen der Holme bestimmt, während die Reaktionen an den Rippenenden, mit entgegengesetztem Vorzeichen, als Holmlasten zu betrachten sind. Unter der Annahme kontinuirlicher Verteilung der durch die Rippen übertragenen Lasten werden die Differentialgleichungen (I) erhalten, in welchen nur die Holmdeformationen als Unbekannte erscheinen (Nr. 7).

Eine erhebliche Vereinfachung der Gleichungen wird erhalten wenn die Rippen als unendlich steif betrachtet werden (Gleichungen (II), Nr. 8).

c. Lösung der Differentialgleichungen.

Für den allgemeinsten Fall, in welchen also Trägheitsmoment, Holmabstand und Belastung beliebige Funktionen von $x \operatorname{sind}$, wird ein Lösungsverfahren entwickelt (Nr. 9 bis 13).

lst das Verhältnis der Biegungssteifigkeiten beider Holme konstant, so kann ein anderes Verfahren angewendet werden (Nr. 14).

Für den einfachsten Fall (prismatische Holme, konstante Holmentfernung, gleichförmige Belastung) wird die allgemeine Lösung gegeben. Hieraus erhellt, dass die Lastübertragung, ausser von der Art der Lastverteilung, von den Beiwerten

 $k_1 = \frac{l}{b} \sqrt{\frac{S_{1l} + S_{2l}}{(1+c) S_{1b}}}$ und $c = \frac{S_{2b}}{S_{1b}}$ bestimmt wird (Nr. 15).

Bei allen Lösungen ist darauf zu achten, dass das Drehmoment an der Spitze des als Ganzes betrachteten Flügels gleich Null ist. Dadurch bekommen die Querkräfte an den Holmspitzen im allgemeinen einen von Null verschiedenen Wert (Nr. 11).

d. Zahlenbeispiele.

Zur Prüfung der Annahme unendlich steifer Rippen, wurde ein einfacher Fall durchgerechnet, und zwar sowohl für unendlich steife wie für elastische Rippen, bei übrigens gleichen Daten. Die Ergebnisse zeigen tatsächlich nur äusserst geringe Unterschiede (Nr. 17). Für Flügel mit prismatischen Holmen wurde der Einfluss der Grössen k_1 und c auf das Biegungsmoment an der Einspannstelle verfolgt (Nr. 18, Fig. 3).

Es wurde eine Reihe von Fällen nachgerechnet, wobei die Holmsteifigkeit nach aussenhin in verschiedenem Masze abnimmt. Diese Abnahme wird vom Parameter α bestimmt; einer Vergrösserung von α entspricht eine stärkere Abnahme der Steifigkeit (Nr. 19). Es stellt sich heraus, dass unter den hier benutzten Voraussetzungen eine Abnahme der Holmsteifigkeit nach aussenhin einen nur geringen Einfluss auf die Biegungsmomente hat (Fig. 4 u. 5). Die Lastübertragung dagegen wird stark beeinflusst: bei am Ende steifen Holmen überwiegt der Einfluss der von der Endrippe übertragenen Querkraft X, dagegen nimmt bei Vergrösserung von α der Einfluss dieser Querkraft ab, während dementsprechend der Einfluss der übrigen Rippen wachst (Fig. 4, 6 u. 7).

Der Einfluss einer Neigungsdifferenz beider Holme an der Einspannstelle wurde für einen Flügel mit prismatischen Holmen berechnet, und als unbeträchtlich nachgewiesen.

De invloed van het ribverband op de sterkte van vliegtuigvleugels I (4)

DOOR

prof. ir. C. B. BIEZENO, ir. J. J. KOCH en ir. C. KONING. Rapport V 175,

Rijks Studiedienst voor de Luchtvaart, Amsterdam.

Overzicht.

De ribben, die de beide liggers van een vliegtuigvleugel verbinden, veroorzaken een belastingoverdracht, waardoor de op de liggers werkende krachten en momenten belangrijk gewijzigd kunnen worden.

Ter berekening van deze overdracht werden de differentiaalvergelijkingen van het stelsel bestaande uit liggers en ribben opgesteld.

Voor deze differentiaal-vergelijkingen worden oplossingsmethoden aangegeven, zoowel voor het meest algemeene geval, als voor het geval, waarbij de verhouding van de buigingsstijfheidsfactoren van voor- en achterligger over de geheele liggerlengte constant is.

De uitkomsten van een aantal getallenvoorbeelden worden besproken, waaruit de invloed van de verschillende factoren, waardoor de overdracht beheerscht wordt, blijkt.

1. Inleiding.

Bij de thans meestal voorkomende constructiewijze zijn vliegtuigvleugels opgebouwd uit twee ongeveer evenwijdig loopende langsliggers, welke onderling door ribben verbonden zijn, terwijl dit geraamte bedekt is door een bekleeding van doek of dun triplex.

De ribben dienden aanvankelijk alleen om den vleugel het gewenschte profiel te geven, het bleek echter, dat zij ook voor de sterkte een belangrijke rol kunnen spelen. Zij bewerken namelijk, zoodra de doorbuiging van de beide liggers niet gelijk is, een zekere belastingoverdracht tusschen deze, die in het algemeen vereffenend werkt, zoodat de optredende maximumspanningen minder groot en ook de grootste doorbuigingen verminderd worden. Een soortgelijken invloed heeft ook de bekleeding, wanneer deze voldoende weerstand biedt tegen vervorming, dus b.v. als zij bestaat uit een aaneengesloten triplex-huid. Het sterkst komen de verschillen tusschen een

(1) De in dit rapport uiteengezette theorie werd door ons ook gepubliceerd in het Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik (1926, S. 97), zij wordt hier met een aantal toepassingen nader toegelicht. denkbeeldige vleugelconstructie bestaande uit twee afzonderlijke, onderling niet verbonden, liggers en de hier bedoelde uitvoering tot uiting bij de beschouwing van de z.g. torsiestijfheid van den vleugel, dat is de weerstand, die de vleugel biedt tegen vervorming door een belasting, geleverd door op den eenen ligger naar boven, op den anderen naar onder werkende krachten. De verstijving door het ribverband en eventueel door de bekleeding is het meest van belang bij vrijdragende vleugels, die alleen aan het eene uiteinde bevestigd zijn, doch overigens niet door stijlen of spankabels gesteund worden, zoodat zij in zichzelf sterk genoeg moeten zijn om aan de luchtkrachten, die er op werken, weerstand te bieden

Kwalitatief waren deze overdrachtsverschijnselen reeds lang bekend, doch voor zoover zij bij de sterkteberekening in aanmerking genomen werden, geschiedde dit schattenderwijs of met behulp van berekeningen, welke gebaseerd waren op zeer bedenkelijke aannamen. Op welke wijze de overdracht plaats heeft en welke factoren hierbij van belang zijn, was niet bekend. Teneinde een beter inzicht in deze vraagstukken te verkrijgen, werd een uitvoerig onderzoek begonnen, waarvan de bedoeling was langs theoretischen weg een oplossing van dit vraagstuk te vinden en de juistheid van het resultaat experimenteel aan de werkelijkheid te toetsen. In dit rapport worden de resultaten van het eerste deel van het onderzoek behandeld, namelijk de theorie van een stelsel, bestaande uit liggers en ribben, waarbij de invloed van de bekleeding buiten beschouwing gelaten wordt. Een aantal uitgewerkte voorbeelden zijn ter verduidelijking van de verkregen resultaten bijgevoegd.

Toen het hier gegeven deel van het theoretische onderzoek gereed was, bleek dat bij de Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt door dr. THALAU eveneens een onderzoek van dit vraagstuk uitgevoerd was, waarbij deze van andere, beperktere aannamen uitging (2). Op het verschil tusschen beide theorieën zal in punt 19 nader teruggekomen worden.

THALAU, K. Zur Berechnung von Verbundwirkungen in Flugzeugflügeln. Berichte und Abhandlungen der Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt. Heft 12. 1925.

THALAU, K. Einige Anwendungen der bisher durchgeführten Untersuchungen über Rippenverbundwirkung in Flugzeugflügeln. Z. F. M. 1926, S. 121.

Z.F.M. = Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt.

⁽²⁾ THALAU, K. Zur Berechnung freitragender Flugzeugflügel in zwei- und dreiholmiger Steifrahmenform. Z. F. M. 1924, S. 103.

THALAU, K. Zur Berechnung freitragender Flugzeugflügel. Z. F. M. 1925, S. 86.

THALAU, K. Ueber die Verbundwirkung von Rippen im freitragenden, zweiholmigen und verspannungslosen Flugzeugflügel. Z. F. M. 1925, S. 415.

THALAU, K. Ueber die Verbundwirkung von Rippen im freitragenden, zweiholmigen und verspannungslosen Flugzeugflügel. Dissertation. Berlin 1925.
2. Aannamen,

Bij de berekeningen wordt over vorm en eigenschappen van het stelsel het volgende aangenomen. De assen van liggers en ribben liggen in één vlak, het vleugelvlak. De liggers bieden weerstand tegen buiging en torsie, de hoofdtraagheidsassen der liggerdoorsneden liggen in en loodrecht op het vleugelvlak. In plaats van de in werkelijkheid in eindig aantal aanwezige ribben, worden oneindig veel ribben aangenomen, zoodanig dat de buigingsstijfheid loodrecht op het vleugelvlak van deze te zamen gelijk is aan die der oorspronkelijke ribben. Men zou hier dus kunnen spreken van continu verdeelde ribben, de ribben zijn echter onderling onafhankelijk. De torsiestijfheid der ribben om de in het vleugelvlak gelegen as is te verwaarloozen, de bevestiging der ribben aan de liggers is volkomen stijf.

De liggers zijn aan het eene vleugeluiteinde stijf ingeklemd, aan het andere vrij. De belasting staat loodrecht op het vleugelvlak.

De bekleeding van den vleugel is telkens tusschen twee opvolgende ribben doorgesneden gedacht, zoodat zij niet bijdraagt tot de sterkte van den vleugel, doch slechts dient om iedere rib een bepaald deel van de belasting te doen dragen.

Naast deze speciale veronderstellingen, die dienen om het hier te behandelen vraagstuk nader te omschrijven, komen nog de meer algemeene, zooals deze bij de behandeling van technische buigingsproblemen gebruikelijk zijn. De vormveranderingen worden als klein ten opzichte van de afmetingen van het stelsel beschouwd. Bij belasting op buiging gelden de gewone buigingsformules, die gebaseerd zijn op lineaire spanningsverdeeling, de vormverandering, welke het gevolg is van afschuiving door de dwarskracht, wordt buiten beschouwing gelaten.

Aangenomen wordt verder, dat voor het materiaal de wet van HOOKE (evenredigheid van de vormveranderingen met de spanningen) geldt en dat voor de elasticiteitsconstanten Een G voor de liggers, welke uit onderdeelen van verschillende houtsoorten opgebouwd zijn, gemiddelde waarden aangegeven kunnen worden, die over de geheele liggerlengte constant zijn.

Al deze veronderstellingen mogen waarschijnlijk als toelaatbare benaderingen van de werkelijkheid beschouwd worden. Bij de speciale aannamen is er slechts één, die bij eerste beoordeeling een verschil van beteekenis met de werkelijkheid schijnt te geven, namelijk die der continu verdeelde ribben. Dit begrip werd ingevoerd, omdat hierdoor de behandeling van het vraagstuk belangrijk vereenvoudigd wordt. Het verschil met den werkelijken toestand komt hierop neer, dat in het laatste geval de door de ribben overgedragen belasting in een aantal, op betrekkelijk korten afstand van elkaar gelegen, punten geconcentreerd is, terwijl bij toepassing van de aanname deze belasting continu verdeeld is. Belangrijke verschillen in het gedrag van den vleugel als geheel zijn hierdoor niet te verwachten, hoogstens zullen kleinere plaatselijke afwijkingen veroorzaakt worden. De invloed van de bekleeding wordt hier buiten beschouwing gelaten, echter geenszins op grond van de meening, dat deze steeds onbelangrijk zal zijn, doch slechts om voorloopig het probleem niet al te ingewikkeld te stellen. Het is echter de bedoeling om, nu voor het op deze wijze vereenvoudigde geval een bevredigend resultaat verkregen is, te trachten ook voor gevallen, waarin de invloed van de bekleeding zeker niet te verwaarloozen is, een bruikbare oplossing te vinden.

De algemeene aannamen, die gewoonlijk als vanzelfsprekend worden beschouwd, zijn afzonderlijk vermeld, omdat hier zoowel door het gebezigde materiaal (hout) als door de constructievormen (uit verschillende houtsoorten opgebouwde doosliggers met zeer dunne staande wanden) de mogelijkheid van afwijkingen bestaat. Het eerste deel van het experimenteele onderzoek heeft dan ook bestaan uit proeven op afzonderlijke liggers om de toelaatbaarheid van deze aannamen na te gaan.

3. Algemeene opzet van de oplossing.

Voor het deel van een rib, dat tusschen de beide liggers gelegen is, worden voor een, voorloopig willekeurige, vormverandering de reacties aan de uiteinden berekend (punt 5). Wordt nu de rib als onderdeel van het geheel beschouwd, dan zijn de reacties aan de uiteinden der ribben, met het omgekeerde teeken, belastingen van de liggers, terwijl, door de stijve verbinding van ribben en liggers, de vormveranderingen van de rib bepaald zijn door die van de liggers en dus in deze uitgedrukt kunnen worden. Door combinatie van deze uitkomsten worden differentiaalvergelijkingen verkregen, die als onbekenden alleen de vormveranderingen van de liggers bevatten (punt 6, 7).

4. Algemeene notaties (fig. 1).

De afstand van een liggerdoorsnede tot aan het inklempunt wordt door x aangegeven, de ordinaten van de elastische lijnen van de liggers door ij, de afstand van een ribdoorsnede tot aan den voorligger door z, de verdraaiing van een liggerdoorsnede ten opzichte van den oorspronkelijken stand door ϕ .

 S_b en S_t zijn de stijfheidsfactoren van de liggers, resp. tegen buiging en wringing, S_r die van de ribben tegen buiging.

De uitwendige belastingen per lengte-eenheid worden met qaangegeven, terwijl D en M dwarskrachten en momenten zijn, welke in of aan de uiteinden van de tusschen de liggers gelegen deelen van de ribben werken.

De hoofdmaten van den vleugel zijn de liggerlengte l en de afstand van de beide liggers (= lengte van het stuk van de rib tusschen beide liggers) b. De indices 1 en 2 beteekenen, dat de bedoelde grootheid betrekking heeft op den voor-, resp. achterligger (of het bijbehoorende bevestigingspunt van de rib), terwijl r de bij de ribben behoorende grootheden aangeeft.

Verdere notaties of toevoegingen, welke dienen om de gebruikte formules te verkorten of om de grootheden voor een speciaal geval te onderscheiden, worden in den loop van de berekening ingevoerd, waarbij dan hun beteekenis aangegeven zal worden.

SCHEMA VAN HET GERAAMTE VAN EEN VLEUGEL; COORDINATEN 1. voorligger; 2. achterligger; 3.3. ribben.

x, ij, z: coördinaten; ϕ : verdraaiing van den ligger; l: liggerlengte; b: liggerafstand.



Fig. 1.

5. Vergelijkingen voor de ribben.

Zooals in punt 3 aangegeven werd, wordt hier het tusschen beide liggers gelegen stuk van een rib beschouwd. Hierop werkt de uitwendige belasting q_r en de aan de uiteinden aangrijpende, door de liggers uitgeoefende dwarskrachten D_1, D_2 en momenten M_1, M_2 (fig. 2). Het verschil $\dot{y}_1 - \dot{y}_2$ van de ordinaten van de eindpunten van de rib kan berekend worden met behulp van de stelling, dat voor een aan één uiteinde horizontaal ingeklemden balk de verticale doorbuiging van het vrije uiteinde gelijk is aan het om dit punt berekende statische moment van het op den stijfheidsfactor S^b gereduceerde momentenvlak.

Wordt de rib met haar beide uiteinden vrij opgelegd gedacht, dan geeft het moment M_1 (met de bijbehoorende oplegreacties) in een doorsnede z een moment $M_{1z} = -\frac{b-z}{b} M_1$ en het moment $M_2: M_{2z} = \frac{z}{b} M_2$. Is het door de belasting q_2 bij dezelfde oplegvoorwaarden veroorzaakte moment M_q , dan is het totale moment, daar de einddwarskrachten hier als oplegreacties medegerekend zijn, voor een doorsnede z:

$$M_z = M_q - \frac{b-z}{b} M_1 + \frac{z}{b} M_2.$$

Wordt nu nog rekening gehouden met de verdraaiingen ϕ_1 en ϕ_2 aan de uiteinden, en worden ter vereenvoudiging de volgende afkortingen ingevoerd:

$$\int_{a}^{b} \frac{M_{q} (b-z) dz}{S_{r}} = B \qquad \int_{a}^{b} \frac{M_{q} z dz}{S_{r}} = C$$

$$\int_{a}^{b} \frac{(b-z)^{2} dz}{S_{r} b} = B_{1} \qquad \int_{a}^{b} \frac{(b-z) z dz}{S_{r} b} = C_{1}$$

$$\int_{a}^{b} \frac{(b-z) z dz}{S_{r} b} = B_{2} \qquad \int_{a}^{b} \frac{z^{2} dz}{S_{r} b} = C_{2}$$

dan geeft toepassing van de bovengenoemde stelling:

$$\ddot{y}_1 - \ddot{y}_2 = -b \phi_1 + B - B_1 M_1 + B_2 M_2 \ddot{y}_1 - \ddot{y}_2 = -b \phi_2 - C + C_1 M_1 - C_2 M_2$$

Met invoering van

$$\int_{0}^{b} q^{r} (b-z) dz = \gamma_{1} \qquad \int_{0}^{b} q_{r} z dz = \gamma_{2}$$

worden de evenwichtsvoorwaarden voor de rib

$$D_1 b - (M_1 + M_2) = \gamma_1$$

$$D_2 b + (M_1 + M_2) = \gamma_2$$

Met behulp van deze vergelijkingen kunnen de grootheden M_1 , M_2 , D_1 , D_2 op de volgende wijze in de vormveranderingsgrootheden \ddot{y}_1 , \ddot{y}_2 , ϕ_1 , ϕ_2 worden uitgedrukt:

$$M_{1} = \alpha - \alpha_{1} (\dot{y}_{1} - \dot{y}_{2}) - \alpha_{2} \phi_{1} - \alpha_{3} \phi_{2}$$

$$M_{2} = \beta - \beta_{1} (\dot{y}_{1} - \dot{y}_{2}) - \beta_{2} \phi_{1} - \beta_{3} \phi_{2}$$

$$D_{1} = \frac{\alpha + \beta + \gamma_{1}}{b} - \frac{\alpha_{1} + \beta_{1}}{b} (\ddot{y}_{1} - \ddot{y}_{2}) - \frac{\alpha_{2} + \beta_{2}}{b} \phi_{1} - \frac{\alpha_{3} + \beta_{3}}{b} \phi_{2}$$

$$D_{2} = -\frac{\alpha + \beta - \gamma_{2}}{b} + \frac{\alpha_{1} + \beta_{1}}{b} (\ddot{y}_{1} - \ddot{y}_{2}) + \frac{\alpha_{2} + \beta_{2}}{b} \phi_{1} + \frac{\alpha_{3} + \beta_{3}}{b} \phi_{2}$$

Hierin beteekenen:

$$\begin{split} \mathbf{\alpha} &= \frac{B \, C_2 - C \, B_2}{B_1 \, C_2 - B_2 \, C_1}; \ \mathbf{\alpha}_1 = \frac{C_2 + B_2}{B_1 \, C_2 - B_2 \, C_1}; \ \mathbf{\alpha}_2 = \frac{C_2 \, b}{B_1 \, C_2 - B_2 \, C_1}; \\ \mathbf{\alpha}_3 &= \frac{B_2 \, b}{B_1 \, C_2 - B_2 \, C_1} \\ \boldsymbol{\beta} &= \frac{B \, C_1 - C \, B_1}{B_1 \, C_2 - B_2 \, C_1}; \ \boldsymbol{\beta}_1 = \frac{C_1 + B_1}{B_1 \, C_2 - B_2 \, C_1}; \ \boldsymbol{\beta}_2 = \frac{C_1 \, b}{B_1 \, C_2 - B_2 \, C_1}; \\ \boldsymbol{\beta}_3 &= \frac{B_1 \, b}{B_1 \, C_2 - B_2 \, C_1} \end{split}$$

DE OP EEN RIB WERKENDE KRACHTEN EN MOMENTEN.



Fig. 2.

6. Vergelijkingen voor de liggers.

In het vorige punt werd het tusschen de liggers gelegen deel der ribben beschouwd, dat daarbij de op dit gedeelte van den vleugel werkende belasting droeg. Het overige deel van de belasting wordt door de verdere (dus voor den voor- en achter den achterligger gelegen) deelen van de ribben gedragen en door dezen op de liggers overgebracht. Daar hier geen sprake is van overdracht, zooals de tusschen de beide liggers gelegen ribben die bewerken, kan dit deel van de belasting vervangen worden door een continu verloopende belasting q_{11} (resp. q_{21}) en een continu verloopend wringend moment T_1 (resp. T_2), welke beide rechtstreeks aan den ligger aangrijpen. Hierbij komt voor de liggers dan nog de belasting, die door de opleg- en inklemreacties van de ribben veroorzaakt wordt, waarbij opgemerkt dient te worden, dat de momenten M, die de ribben buigen, op de liggers wringend werken. Daar volgens de in punt 2 besproken aanname de ribben continu verdeeld gedacht worden en hiermede bij het opstellen van de vergelijkingen voor de ribben en de berekening van D en M in punt 5 geen rekening gehouden werd, moeten deze grootheden

$$(S^{i_{1}} \phi^{i_{1}})_{i_{1}} = -(-I^{i} + \frac{Y}{M^{i}}) : (S^{i_{1}} \phi^{i_{1}})_{i_{1}} = -(-I^{i_{1}} + \frac{Y}{M^{i_{1}}}) : (S^{i_{1}} \phi^{i_{1}})_{i_{1}} = \delta^{i_{1}} + \frac{Y}{M^{i_{1}}}$$

7. Algemeene differentiaalvergelijkingen voor het stelsel.

Worden in de in het vorige punt verkregen vergelijkingen van de liggers de in punt 5 gevonden waarden voor D_1, D_2, M_1, M_2 ingevoerd, dan gaan zij over in:

$$(S^{1} \ \phi^{1})_{,} = + I^{1} - \frac{y}{x} + \frac{y}{x^{1}} (\hat{y}^{1} - \hat{y}^{2}) + \frac{y}{x^{3}} \phi^{1} + \frac{y}{x^{3}} \phi^{2} + \frac{y}{x$$

 $(S_{2t} \phi_2) = -T_2 - \frac{\beta}{\lambda} + \frac{\beta_1}{\lambda} (\ddot{y}_1 - \ddot{y}_2) + \frac{\beta_2}{\lambda} \phi_1 + \frac{\beta_3}{\lambda} \phi_2$

kunnen worden. nemen, dat zij, ook niet bij benadering, als constant beschouwd algemeen de stijfheidstatoren naar buiten toe zoo sterk afrijkste zijn, komt dit slechts zelden voor, daar hierbij in het dragende vleugels, waarvoor deze berekeningen het belang--firv üß nebrow neveran zal in punt 17 gegeven worden. Bü vrüstante coëfficiënten en zijn dus in gesloten vorm oplosbaar. geval over in lineaire differentiaal-vergelijkingen met contib ni nasg negatililegrev De vergelijkingen gaan in dit seitent egibnovnee to netastance roob guitasted eb ne ai alid vleugelbreedte constant zijn, de liggerafstand b niet veranderwelke in het algemeen functies zijn van x, over de geheele prismatische liggers heeft, zoodat de stijfheidsfactoren S, ten. Een oplosbaar geval heeft men b.v. wanneer de vleugel houdens in enkele uitzonderingsgevallen, practisch uitgeslobruikt werden. Hun rechtstreeksche oplossing is echter, beling geen andere dan de in punt 2 genoemde aannamen ge--leteq nun fid taab, daar algemeen, daar bij hun opstel-

8. Vereenvoudiging van de algemeene vergelijkingen.

Een belangrijke vereenvoudiging kan verkregen worden door aan te nemen, dat de ribben als oneindig stijf tegen buiging beschouwd mogen worden. Hierdoor wordt, voor iedere waarde van x, de verdraaiing van beide liggerdoorsneden gelijk en alleen bepaald door het verschil in ordinaat van beide liggers:

$$\phi_1=\phi_2=\phi=-\frac{\ddot{y}_1-\ddot{y}_2}{b}.$$

De toelaatbaarheid van deze aanname bij de in normale vleugels voorkomende verhoudingen van stijfheidsfactoren werd bevestigd door uitwerking van de vergelijkingen I voor een eenvoudig geval (zie punt 17).

Rekening houdende met de nieuwe aanname, kan uit de twee laatste vergelijkingen I afgeleid worden:

$$\begin{aligned} \frac{\mathbf{a} + \mathbf{\beta}}{\lambda b} &- \frac{\mathbf{a}_1 + \mathbf{\beta}_1}{\lambda b} (\ddot{y}_1 - \ddot{y}_2) - \frac{\mathbf{a}_2 + \mathbf{\beta}_2}{\lambda b} \phi_1 - \frac{\mathbf{a}_3 + \mathbf{\beta}_3}{\lambda b} \phi_2 = \\ &= \frac{T_1 - T_2}{b} - \frac{(S_{1t} \ \phi_1')' + (S_{2t} \ \phi_2')'}{b} = \frac{T_1 - T_2}{b} + \\ &+ \frac{S_{1t} + S_{2t}}{b^2} (\ddot{y}_1 - \ddot{y}_2)'' + \\ &+ \frac{b \ (S_{1t} + S_{2t} \)' - 2 \ b' \ (S_{1t} + S_{2t} \)}{b^3} (\ddot{y}_1 - \ddot{y}_2)' - \\ &- \frac{b \ b' \ (S_{1t} + S_{2t} \)' + (b \ b'' - 2 \ b'^2) \ (S_{1t} + S_{2t} \)}{b^4} (\ddot{y}_1 - \ddot{y}_2). \end{aligned}$$

Wordt dit in de eerste twee vergelijkingen I ingevoerd. waarbij ter verkorting geschreven wordt:

$$\frac{S_{1t} + S_{2t}}{b^2} = r \qquad \frac{b (S_{1t} + S_{2t})' - 2 b' (S_{1t} + S_{2t})}{b^3} = s$$
$$-\frac{b b' (S_{1t} + S_{2t})' + (b b'' - 2 b'^2) (S_{1t} + S_{2t})}{b^4} = t$$

dan gaan deze over in:

$$\begin{split} (S_{1b} \ \ddot{y}_{1}'')'' &= \left(q_{11} + \frac{\gamma_{1}}{\lambda b} + \frac{T_{1} - T_{2}}{b}\right) + r\left(\ddot{y}_{1} - \ddot{y}_{2}\right)'' + \\ &+ s\left(\ddot{y}_{1} - \ddot{y}_{2}\right)' + t\left(\ddot{y}_{1} - \ddot{y}_{2}\right) \\ (S_{2b} \ \ddot{y}_{2}'')'' &= \left(q_{21} + \frac{\gamma_{2}}{\lambda b} - \frac{T_{1} - T_{2}}{b}\right) - r\left(\ddot{y}_{1} - \ddot{y}_{2}\right)'' - \\ &- s\left(\ddot{y}_{1} - \ddot{y}_{2}\right)' - t\left(\ddot{y}_{1} - \ddot{y}_{2}\right). \end{split}$$

De eerste tusschen haakjes geplaatste groep termen in de tweede leden der vergelijkingen hebben een eenvoudige beteekenis. Zij stellen namelijk die continue liggerbelastingen voor, die voor iedere liggerdoorsnede statisch gelijkwaardig zijn met de op de geheele rib werkende uitwendige belasting. Dit kan met behulp van de evenwichtsvoorwaarden voor de op een rib werkende momenten aangetoond worden. Voor deze belastingen q_1 resp. q_2 schrijvende, worden de vergelijkingen:

$$\begin{array}{c} (S_{1b} \ \ddot{y}_1^{\,\prime\prime})^{\prime\prime} = q_1 + r(\ddot{y}_1 - \ddot{y}_2)^{\prime\prime} + s(\ddot{y}_1 - \ddot{y}_2)^{\prime} + t(\ddot{y}_1 - \ddot{y}_2) \\ (S_{2b} \ \ddot{y}_2^{\,\prime\prime})^{\prime\prime} = q_2 - r(\ddot{y}_1 - \ddot{y}_2)^{\prime\prime} - s(\ddot{y}_1 - \ddot{y}_2)^{\prime} - t(\ddot{y}_1 - \ddot{y}_2) \end{array} \right\} \ \Pi$$

9. Oplossing van de vergelijkingen II (1e deel).

Voor het meest algemeene geval, waarbij de in de vergelijkingen II voorkomende coëfficiënten bekende, doch overigens willekeurige functies van x zijn, kunnen deze vergelijkingen met behulp van een benaderingsmethode worden opgelost. Hierbij wordt de belasting zoodanig in twee deelen gesplitst, dat voor het eene deel voor iedere waarde van x de som van beide liggerbelastingen gelijk is aan de oorspronkelijke, nu echter zoodanig over beide liggers verdeeld, dat deze in alle punten gelijke doorbuiging hebben. Het andere deel van de belasting blijkt dan voor beide liggers in grootte gelijk te zijn, doch tegengesteld teeken te hebben. De door het eerste deel der belasting veroorzaakte doorbuigingen zijn eenvoudig te berekenen, voor die van het tweede deel kan een benaderingsoplossing worden aangegeven.

Hiertoe wordt in de vergelijkingen II ingevoerd:

$$\ddot{y}_1 = \ddot{y} + \ddot{y}_1$$
 $\ddot{y}_2 = \ddot{y} + \ddot{y}_2$

waarbij *i*j zoodanig bepaald wordt, dat zij voldoet aan de vergelijking

$$\{(S_{1b} + S_{2b}) \ ij''\{'' = q_1 + q_2$$
 III

en aan de randvoorwaarden:

$$x = 0, \ ij = 0; \ x = 0, \ ij' = 0; \ x = l, \ ij'' = 0; \ x = l, \ ij''' = 0.$$

De waarde van ij kan, daar $(S_{1b} + S_{2b})$ veranderlijk is, het eenvoudigst grafisch bepaald worden met behulp van de bekende methode van MOHR.

Uit de functie *ij* worden dan de grootheden

$$q_1 - \overline{q_1} = (S_{1b} \ ij^{\,\prime\prime})^{\prime\prime} \qquad q_2 - \overline{q_2} = (S_{2b} \ ij^{\prime\prime})^{\prime\prime} \qquad \text{III}^{\prime}$$

afgeleid. Deze vormen het boven aangegeven eerste deel van de belasting. Een methode om deze $(q - \overline{q})$'s bij gegeven ij te berekenen zal in punt 12 besproken worden.

Rekening houdende met de hier gegeven waarden van ij_1 , ij_2 , q_1 , q_2 , gaan de vergelijkingen II over in

$$\begin{cases} (S_{1b} \ \overline{\vec{y}_1}'')'' = \overline{q_1} + r(\overline{\vec{y}_1} - \overline{\vec{y}_2})'' + s(\overline{\vec{y}_1} - \overline{\vec{y}_2})' + t(\overline{\vec{y}_1} - \overline{\vec{y}_2}) \\ (S_{2b} \ \overline{\vec{y}_2}'')'' = \overline{q_2} - r(\overline{\vec{y}_1} - \overline{\vec{y}_2})'' - s(\overline{\vec{y}_1} - \overline{\vec{y}_2})' - t(\overline{\vec{y}_1} - \overline{\vec{y}_2}) \end{cases} \end{cases}$$

Deze vergelijkingen hebben dezelfde gedaante als de oorspronkelijke, nu echter met de belastingen $\overline{q_1}$ en $\overline{q_2}$. Deze vormen het tweede deel van de belasting. Dat zij voor beide liggers gelijk, doch tegengesteld zijn, volgt onmiddelijk uit combinatie van de vergelijkingen III en III':

$$q_1 + q_2 = q_1 - q_1 + q_2 - q_2$$
 of $q_1 = -q_2$

10. Oplossing van de vergelijkingen II (2e deel).

De oplossing van de vergelijkingen IV geschiedt langs indirecten weg. Hierbij wordt niet uitgegaan van de gegeven belastingen $\overline{q_1}$, $\overline{q_2}$, doch bij voorloopig willekeurige "schijnbare belastingen" p_1 , $-p_1$ worden de functies $\overline{y_{11}}$, $\overline{y_{21}}$ bepaald, die voldoen aan de vergelijkingen:

$$(S_{1b} \ \overline{y}_{11}")" = \overline{p_1}$$
 $(S_{2b} \ \overline{y}_{21}")" = -\overline{p_1}$ V
en aan nader te omschrijven randvoorwaarden (zie punt 11).
Daarna wordt bij deze grootheden $\overline{y}_{11}, \overline{y}_{21}$ de functie p_1 bere-
kend, die voldoet aan de vergelijking

 $p_1 = \overline{p_1} - r (\overline{y_{11}} - \overline{y_{21}})'' - s (\overline{y_{11}} - \overline{y_{21}})' - t (\overline{y_{11}} - \overline{y_{21}})$ p_1 en $-p_1$ zijn dan de werkelijke belastingen, die aan de liggers aangebracht moeten worden, om de doorbuigingen $\overline{y_{11}}$ en $\overline{y_{21}}$ te verkrijgen, immers dit stelsel grootheden voldoet aan de vergelijkingen IV, wanneer hierin de belastingen $\overline{q_1}, \overline{q_2}$ door $p_1, -p_1$ vervangen worden.

Op deze wijze worden dan voor een aantal geschikt gekozen "schijnbare belastingen" p_1, p_2, \ldots, p_n de bijbehoorende doorbuigingen $\overline{y_1}$ $\overline{y_{21}}$, \ldots $\overline{y_{1n}}$, $\overline{y_{2n}}$ en werkelijke belastingen p_1, p_2, \ldots, p_n bepaald. De in het te berekenen geval optredende belasting $\overline{q_1}$ kan nu benaderd worden door een andere van den vorm:

$$c_1 p_1 + c_2 p_2 + \ldots + c_n p_n$$

De door de belastingen $\overline{q_1}, \overline{q_2}$ veroorzaakte doorbuigingen kunnen dan bij benadering op dezelfde wijze in de bij de belastingen p_1, \ldots, p_n behoorende doorbuigingen $\overline{y_{11}}, \overline{y_{21}}, \ldots, \overline{y_{1n}}, \overline{y_{2n}}$ worden uitgedrukt.

De ervaring met dergelijke rekenmethoden (3) heeft geleerd,

C. B. BIEZENO. Graphical and numerical Methods for solving Stress Problems. Proceedings of the first International Congress for Applied Mechanics. Delft, 1924.

⁽³⁾ C. B. BIEZENO en J. J. KOCH. Over een nieuwe methode ter berekening van vlakke platen, met toepassing op eenige voor de techniek belangrijke belastingsgevallen. *De Ingenieur* 1923, No. 2.

C. B. BIEZENO en J. J. KOCH. Over de berekening van een over zijn geheele lengte elastisch ondersteunden balk. De Ingenieur 1923, No. 43.

dat de coëfficiënten c het best bepaald kunnen worden door de liggers te verdeelen in een aantal velden $o - x_1, x_1 - x_2, \ldots, x_{n-1} - l$, waarvan het aantal gelijk is aan dat van de te bepalen coëfficiënten c en voor ieder veld de belastingen \overline{q}_1 en $(c_1 p_1 + c_2 p_2 + \ldots + c_n p_n)$ gelijk te stellen.

Het gewenschte aantal en de keuze van de functies \overline{p} zal in punt 13 nader besproken worden.

De bepaling van de grootheden \dot{y}_{1n} kan hier, wegens de veranderlijkheid van S_b , ook weer het beste grafisch geschieden.

11. Randvoorwaarden.

Bij de oplossing der vergelijkingen IV, V dient speciaal op de randvoorwaarden gelet te worden, daar deze gedeeltelijk van de gebruikelijke afwijken. In het inklempunt zijn zij voorgeschreven door de inklemvoorwaarden en dus voor beide liggers x = 0, $\ddot{y} = 0$, $\ddot{y}' = 0$. Aan het vrije uiteinde geldt voor beide liggers, dat hier geen buigend moment optreedt, dus x = l, $\ddot{y}'' = 0$.

Daarentegen wordt hier niet voldaan aan de voorwaarde, dat ook de dwarskracht in het uiteinde van de liggers nul moet zijn. In de uiteinden van de liggers bestaan namelijk wringende koppels, die bepaald zijn door de verdraaiing van deze. Daar van buiten af geen wringend koppel op de einddoorsnede van den vleugel werkt, moeten in het uiteinde van de beide liggers dwarskrachten van eindige grootte optreden, die gelijk doch tegengesteld gericht zijn en waarvan het koppel evenwicht maakt met de wringende koppels in beide liggers.

Voor iedere doorsnede van den vleugel is de verdraaiingshoek der liggers gelijk aan die van den vleugel als geheel en dus

$$\phi = -\frac{\overline{y_1} - \overline{y_2}}{b}.$$

De wringende koppels in de liggers zijn bepaald door de verandering van deze draaiingshoek en worden voor de liggeruiteinden

$$\overline{T}_1 = -S_1 t \left(\frac{\overline{y}_1 - \overline{y}_2}{b} \right)'_{x=1} \qquad \overline{T}_2 = -S_2 t \left(\frac{\overline{y}_1 - \overline{y}_2}{b} \right)'_{x=1}$$

Zijn nu X en -X de in de liggeruiteinder werkende dwarskrachten, waarbij X positief is, als deze kracht aan den voorligger naar boven werkt, dan moet, als boven is aangegeven, voldaan worden aan de evenwichtsvoorwaarde

$$X b_{x=l} + \overline{T_1} + \overline{T_2} = X b_{x=l} - S_{1t} \left(\frac{\overline{y_1} - \overline{y_2}}{b}\right)'_{x=l} - S_{2t} \left(\frac{\overline{y_1} - \overline{y_2}}{b}\right)'_{x=l} = 0 \quad \text{VI}$$

De in deze randvoorwaarde optredende grootheden \overline{ij}_1 en \overline{ij}_2

zijn de ordinaten van de werkelijke elastische lijnen, wanneer de vleugel de belastingen $p_1, \dots p_1$ op de beide liggers draagt. Zij kunnen echter ook ontstaan gedacht worden door de vrije liggers te belasten met de belastingen $p_1, \dots p_1$ en de nog onbekende eindlasten $X, \dots X$. Uit dit laatste volgt, dat zij voorgesteld kunnen worden door

$$\overline{\vec{y}}_1 = \overline{\vec{y}}_1^0 - X \overline{\vec{y}}_1^1 \qquad \overline{\vec{y}}_2 = \overline{\vec{y}}_2^0 + X \overline{\vec{y}}_2^1 \qquad \text{VII}$$

Hierin zijn dan \ddot{y}_1^0 , \ddot{y}_2^0 de doorbuigingen der vrije liggers, wanneer X nul is en zij belast zijn met p_1 , $-p_1$; \ddot{y}_1^1 , \ddot{y}_2^1 die met alleen een eindlast + 1. Deze grootheden kunnen dus eenvoudig berekend worden. Invoering in de randvoorwaarde VI geeft:

$$\begin{split} X b_{x=l} &- (S_{1t} + S_{2})_{x=l} \left(\frac{\overline{y}_{1}^{0} - X \overline{y}_{1}^{1} - \overline{y}_{2}^{0} - X \overline{y}_{2}^{1}}{b} \right)'_{x=l} = 0 \\ X \left\{ b + (S_{1t} + S_{2t}) \left(\frac{\overline{y}_{1}^{1} + \overline{y}_{2}^{1}}{b} \right)' \right\}_{x=l} - \\ &- \left\{ (S_{1t} + S_{2t}) \left(\frac{\overline{y}_{1}^{0} - \overline{y}_{2}^{0}}{b} \right)' \right\}_{x=l} = 0 \quad \text{VI'} \end{split}$$

Met behulp van de uit deze vergelijking te berekenen waarde van X volgen uit VII de ordinaten van de elastische lijnen voor de werkelijke belastingen $p_1, -p_1$.

12. Berekening van de grootheden $(q_1 - \overline{q_1}), (q_2 - \overline{q_2})$ (zie punt 9).

De bepaling van de bij de uit vergelijking III volgende waarden van ij behoorende belastingen $(q_1 - q_1)$, $(q_2 - q_2)$, zooals deze door de vergelijkingen III' gegeven zijn, kan op de volgende wijze geschieden. Daar volgens de voor dit geval geldende randvoorwaarden aan het uiteinde der liggers zoowel het buigend moment, als de dwarskracht nul zijn, geldt hier dus:

$$\{ (S_{1b} + S_{2b}) \ \ddot{y}'' \ ' = -\int_{0}^{l} (q_{1} + q_{2}) \ dx = D \ (4)$$

$$\{ (S_{1b} + S_{2b}) \ \ddot{y}'' \ = \int_{0}^{x} (q_{1} + q_{2}) \ y \ dy = M \ (4)$$

Hieruit volgt

$$S_1 b \ \ddot{y}^{\prime\prime} = rac{S_1 b}{S_1 b + S_2 b} \ M.$$

⁽⁴⁾ Deze D en M hebben een andere beteekenis dan in punt 4 en 5, verwarring schijnt hier echter uitgesloten.

Deze vergelijking geeft bij tweemaal differentieeren

$$\begin{split} q_{1} - \overline{q_{1}} &= (S_{1b} \ \overline{y}'')'' = \frac{S_{1b}}{S_{1b} + S_{2b}} \ M'' + 2 \ \left(\frac{S_{1b}}{S_{1b} + S_{2b}}\right)' \ M' \ + \\ &+ \left(\frac{S_{1b}}{S_{1b} + S_{2b}}\right)'' \ M = \frac{S_{1b}}{S_{1b} + S_{2b}} \ (q_{1} + q_{2}) \ + \\ &+ 2 \ \left(\frac{S_{1b}}{S_{1b} + S_{2b}}\right)^{1} \ D \ + \ \left(\frac{S_{1b}}{S_{1b} + S_{2b}}\right)'' \ M. \end{split}$$

 $q_2 - q_2$ kan op dezelfde wijze bepaald worden, hetgeen neerkomt op een verwisseling van S_{1b} en S_{2b} in deze formule of door rekening te houden met de overweging, dat

$$q_1 + q_2 = (q_1 - q_1) + (q_2 - q_2).$$

De bepaling van $(q_1 - q_1)$, $(q_2 - q_2)$ is hiermee dus teruggebracht tot het berekenen van de 1e en 2e afgeleide van $\frac{S_{1b}}{S_{1b} + S_{2b}}$, resp. $\frac{S_{2b}}{S_{1b} + S_{2b}}$ en van de over het algemeen eenvoudige integralen

$$\int_{x}^{l-x} (q_1 + q_2) \, dx \, \operatorname{en} \, \int (q_1 + q_2) \, \operatorname{y} \, d\operatorname{y}.$$

13. Over het aantal en de keuze der schijnbare belastingen p.

De schijnbare belastingen p, waaruit op de in punt 10 aangegeven wijze de werkelijke elementair-belastingen p berekend moeten worden, zijn willekeurig. Om het rekenwerk zooveel mogelijk te bekorten is het echter gewenscht hen zoo te kiezen, dat de belastingen q_1 , q_2 met behulp van zoo weinig mogelijk p-functies met voldoende nauwkeurigheid benaderd kunnen worden. De met rekenvoorbeelden opgedane ervaring heeft geleerd, dat, mits de p-functies goed gekozen worden, in normale gevallen met vier van deze volstaan kan worden. Als eerste \overline{p} -functie werd dan een constante gekozen, terwijl voor de volgende functies van den eersten, tweeden en derden graad

genomen worden en wel zoodanig, dat voor dezen $\int \overline{p} \, dx = 0$ is.

Een bruikbaar stel functies, dat aan deze voorwaarden voldoet, is:

$$p_{1} = 1$$

$$\overline{p_{2}} = 1 - 2\left(\frac{x}{\overline{l}}\right)$$

$$\overline{p_{3}} = 1 - 6\left(\frac{x}{\overline{l}}\right) + 6\left(\frac{x}{\overline{l}}\right)^{2}$$

$$\overline{p_{4}} = 1 - 12\left(\frac{x}{\overline{l}}\right) + 30\left(\frac{x}{\overline{l}}\right)^{2} - 20\left(\frac{x}{\overline{l}}\right)^{3}$$

14. Oplossing in bijzondere gevallen. I. Constante verhouding van de buigingsstijfheidsfactoren van beide liggers.

De in punt 9 e. v. gegeven oplossingsmethode kan in het meest algemeene geval, dat dus ook een volkomen willekeurig verloop van de stijfheidsfactoren van de beide liggers insluit, gebruikt worden en schijnt hier de eenige practisch mogelijke te zijn. In het, in de practijk vrij vaak, althans bij benadering, voorkomende, geval, dat de verhouding tusschen de stijfheidsfactoren van voor- en achterligger voor alle doorsneden een constante waarde heeft, is een vereenvoudiging mogelijk en kan met succes een andere berekeningsmethode worden gevolgd. Is namelijk $S_{2b} = c S_{4b}$, waarbij c een constante is, doch S_{4b} en S_{2b} overigens willekeurige functies van x zijn, dan gaan de vergelijkingen II door een eenvoudige herleiding over in:

$$S_{1b} (\ddot{y}_1 + c \, \ddot{y}_2)'' \{ '' = q_1 + q_2 \\ S_{1b} (\ddot{y}_1 - \ddot{y}_2)'' \{ '' = q_1 - \frac{q_2}{c} + r \left(1 + \frac{1}{c} \right) (\ddot{y}_1 - \ddot{y}_2)'' + \\ + s \left(1 + \frac{1}{c} \right) (\ddot{y}_1 - \ddot{y}_2)' + t \left(1 + \frac{1}{c} \right) (\ddot{y}_1 - \ddot{y}_2)$$

of na invoering van:

$$1+rac{1}{c}=a$$

en de nieuwe variabelen

$$\begin{array}{cccc} \ddot{y}_{1} + c \, \ddot{y}_{2} = \ddot{y}_{3} & \ddot{y}_{1} - \ddot{y}_{2} = \ddot{y}_{4} \\ (S_{1b} \, \ddot{y}_{3}'')'' = q_{1} + q_{2} \\ (S_{1b} \, \ddot{y}_{4}'')'' = q_{t} - \frac{q_{2}}{c} + r \, a \, \ddot{y}_{4}'' + s \, a \, \ddot{y}_{4}' + t \, a \, \ddot{y}_{4} \end{array} \right) \quad \text{VIII}$$

De in punt 9 en 11 besproken randvoorwaarden blijven onveranderd en luiden, uitgedrukt in de nieuwe variabelen:

$$\begin{aligned} x &= 0, \, \ddot{y}_3 = 0; \, x = 0, \, \ddot{y}_3' = 0; \, x = l, \, \ddot{y}_3'' = 0; \, x = l, \, \ddot{y}_3''' = 0 \\ x &= 0, \, \, \ddot{y}_4 = 0; \, x = 0, \, \ddot{y}_4' = 0; \, x = l; \, \, \ddot{y}_4'' = 0; \\ x &= l, \, (S_{1b} \, \ddot{y}_4'')' = \left(1 + \frac{1}{c}\right) \, \frac{S_{1t} + S_{2t}}{b} \, \left(\frac{\ddot{y}_4}{b}\right)'. \end{aligned}$$

Evenals bij de vroeger gegeven oplossing wordt het probleem in twee deelen gesplitst: de eerste vergelijking, die identiek is met vergelijking III, bepaalt de buiging van den vleugel als geheel, de tweede de torsie.

De eerste der vergelijkingen VIII kan, ook in het geval, dat S_{1b} en $q_1 + q_2$ niet constant zijn, met behulp van bekende methoden opgelost worden. Zij stelt de buiging voor van een eenzijdig ingeklemden balk met stijfheidsfactor S_{1b} en belasting $q_1 + q_2$.

De oplossing van de tweede vergelijking kan benaderd wor-

den met behulp van een iteratiemethode. Hierbij wordt de vergelijking, rekening houdende met de randvoorwaarden, beschouwd als die van een eenzijdig ingeklemden balk, waarvan de belasting uit de volgende drie deelen is samengesteld: ten eerste $q_1 - \frac{q_2}{c}$ ("uitwendige belasting"), ten tweede de door de laatste randvoorwaarde bepaalde dwarskracht aan het uiteinde van den balk ("overdrachtsbelasting 1"), en ten derde de belasting $r a \ddot{y}_4'' + s a \ddot{y}_4' + t a \ddot{y}_4$ ("overdrachtsbelasting 2"). Bij het uitwerken van voorbeelden bleek, dat in het algemeen de invloed van de overdrachtsbelasting 1 veel belangrijker is, dan die van overdrachtsbelasting 2, zoodat als eerste benadering deze laatste weggelaten kan worden en de differentiaalvergelijking dus overgaat in

$$(S_{1b} \ ij_{41}'')'' = q_1 - \frac{q_2}{c}$$

terwijl de randvoorwaarden onveranderd blijven.

Om deze vergelijking op te lossen bepaalt men de elastische lijnen voor de gegeven uitwendige belasting zonder dwarskracht aan het einde (ij_{410}) en voor een overdrachtsbelasting 1 van willekeurig aangenomen grootte (ij_{411}) afzonderlijk. De werkelijke grootte X van de overdrachtsbelasting 1 wordt dan, in beginsel op dezelfde wijze als vroeger in punt 11 besproken werd, bepaald met behulp van de randvoorwaarde

$$(S_{1b} \ \ddot{y}_{41}'')' = \left(1 + \frac{1}{c}\right) \frac{S_{1t} + S_{2t}}{b} \left(\frac{\ddot{y}_{41}}{b}\right)'$$

Hierin is $\dot{y}_{_{41}}$ de resulteerende eerste benadering, dus $\ddot{y}_{_{41}} = \ddot{y}_{_{410}} + X \ddot{y}_{_{411}}$. Ter berekening van de tweede benadering worden nu de

Ter berekening van de tweede benadering worden nu de waarden van ij_{41} met de bijbehoorende afgeleiden gebruikt om de overdrachtsbelasting 2 te bepalen, waarna op dezelfde wijze als boven een tweede benadering ij_{42} berekend wordt.

Op deze wijze wordt voortgegaan, totdat de gewenschte nauwkeurigheid bereikt is.

15. Oplossing in bijzondere gevallen. II. Prismatischeliggers, constanteliggerafstand b en belastingen q.

Een nog grootere vereenvoudiging van de oplossing wordt verkregen, wanneer de beide liggers prismatisch zijn, dus over hun geheele lengte constante stijfheidsfactoren hebben, terwijl bovendien de grootheden b, q_1 , q_2 constant zijn. De stijfheidsfactoren en belastingen van beide liggers kunnen echter verschillend zijn. Alle coëfficiënten in de vergelijkingen, die in het algemeene geval functies van x waren, worden nu constanten, zoodat oplossing in gesloten vorm mogelijk is. Dit geval is technisch minder belangrijk, daar vrijdragende vleugels in het algemeen liggers met naar buiten toe sterk afnemende stijfheidsfactoren hebben; door de eenvoudige oplossing biedt het echter een belangrijk hulpmiddel om een indruk te verkrijgen van het karakter van de overdrachtswerking en van de factoren, die hierbij van belang zijn.

De vergelijkingen VIII gaan nu over in

$$\begin{cases} S_{1b} \ \ddot{y}_{3}^{\prime \prime \prime \prime} = q_{1} + q_{2} \\ S_{1b} \ \ddot{y}_{4}^{\prime \prime \prime \prime} = q_{1} - \frac{q_{1}}{c} + r \, a \, \ddot{y}_{4}^{\prime \prime} \end{cases}$$
 IX

De randvoorwaarde, die de overdrachtsbelasting 1 bepaalt, wordt hier

$$x = l, \ \ddot{y}_4{}^{\prime\prime\prime} = a \, rac{S_{1t} + S_{2t}}{S_{1b} \, b^2} \ \ \ddot{y}_4{}^\prime$$

terwijl de overige randvoorwaarden onveranderd blijven.

De algemeene oplossing van de vergelijkingen is

$$\begin{split} \ddot{y}_{3} &= \frac{(q_{l} + q_{2}) l^{4}}{S_{lb}} \Big\{ \frac{1}{24} \Big(\frac{x}{l} \Big)^{4} + C_{1} \left(\frac{x}{l} \right)^{3} + C_{2} \left(\frac{x}{l} \right)^{2} + C_{3} \left(\frac{x}{l} \right) + C_{4} \Big\} \\ \\ \ddot{y}_{4} &= \frac{\left(q_{1} - \frac{q_{2}}{c} \right) l^{4}}{S_{1b}} \Big\{ C_{5} e^{\lambda x} + C_{6} e^{-\lambda x} - \frac{z}{2} \left(\frac{x}{l} \right)^{2} + C_{7} \left(\frac{x}{l} \right) + C_{8} \Big\} \\ \\ \\ \text{waarin:} \end{split}$$

$$\lambda = \sqrt{\frac{\left(1 + \frac{1}{c}\right)(S_{1t} + S_{2t})}{S_{1b}b^2}} \qquad \alpha = \frac{S_{1b}b^2}{\left(1 + \frac{1}{c}\right)(S_{1t} + S_{2t})l^2}$$

Deze vorm is echter nog niet de meest geschikte voor nadere bestudeering van het vraagstuk, daar de coëfficiënten λ en α beide alle grootheden, die van belang zijn, omvatten. Een verbetering hierin wordt verkregen door invoering van

$$k_1 = \frac{l}{b} \sqrt{\frac{S_{1t} + S_{2t}}{(1+c) S_{1b}}}$$
 $k_2 = \frac{V_c}{1+c}$

De eerste der coëfficiënten bevat dus nu de verhouding tusschen ligger-lengte en -afstand en tusschen de stijfheidsfactoren tegen buiging en torsie van beide liggers tesamen, de tweede alleen de verhouding van de buigingsstijfheid der beide liggers. Het zal blijken, dat deze drie grootheden, natuurlijk naast de verdeeling van de belasting over de beide liggers, in het hier beschouwde eenvoudige geval het overdrachtsprobleem geheel bepalen.

De boven gegeven algemeene oplossing der tweede vergelijking (die der eerste blijft onveranderd) gaat nu, wanneer ter vereenvoudiging bovendien nog geschreven wordt $\frac{k_1}{k_2} = k_3$, over in

$$\ddot{y}_4 = \frac{\left(q_1 - \frac{q_2}{c}\right)l^4}{S_{lb}}$$

$$\left\{C_{5}e^{k_{3}\left(\frac{x}{l}\right)}+C_{6}e^{-k_{3}\left(\frac{x}{l}\right)}-\frac{1}{2k_{3}^{2}}\left(\frac{x}{l}\right)^{2}+C_{7}\left(\frac{x}{l}\right)+C_{8}\right\}$$

De uit de randvoorwaarden bepaalde integratieconstanten zijn:

$C_t = -\frac{1}{6}$	$C_5 = \frac{1 - k_3 e^{-k_5}}{k_3^4 (e^{k_3} + e^{-k_5})}$
$C_2 = +rac{1}{4}$	$C_6 = rac{1 + k_3 e^{k_3}}{k_3^4 (e^{k_8} + e^{-k_3})}$
$C_3 = 0$	$C_7=rac{1}{k_3{}^2}$
$C_{4} = 0$	$C_8 = -\frac{2 + k_3 (e^{k_3} - e^{-k_3})}{k_3^4 (e^{k_3} + e^{-k_3})}$

Een nadere bespreking van deze uitkomst wordt in punt 18 gegeven.

16. Getallenvoorbeelden, algemeen.

Om een indruk te verkrijgen van het kwantitatieve karakter der overdrachtsverschijnselen en van den invloed van eenige factoren, die deze beïnvloeden, werden met behulp van de hiervoor ontwikkelde oplossingsmethoden een aantal getallenvoorbeelden uitgewerkt. Hierbij werden de verhoudingen der lengte-afmetingen en der stijfheidsfactoren zoo gekozen, dat zij binnen het gebied der normale in de practijk voorkomende waarden vallen.

Ter vereenvoudiging van het getallenwerk bij de berekeningen werden echter de liggerlengte, de stijfheidsfactor tegen buiging van de liggers (c. q. van den voorligger of van den voorligger in het inklempunt) en de uitwendige belastingen (voor zoover aanwezig) per lengte-eenheid gelijk 1 genomen. Herleiding voor gevallen, waarin deze grootheden van de aangenomen waarden verschillen, is echter zeer eenvoudig. Zooals uit punt 15 voor het eenvoudige geval van prismatische liggers volgt en voor meer algemeene gevallen gemakkelijk aangetoond kan worden, gelden hier de formules:

$ij_{\lambda\mu\nu} = \lambda^4 \mu^{-\frac{1}{5}\nu} ij$	
$ec{y}^\prime$ $\lambda_{\mu u}=\lambda^3\mu^{-1}$ v $ec{y}^\prime$	
$ij^{\prime\prime} \lambda_{\mu u} = \lambda^2 \mu^{-1} v ij^{\prime\prime}$	$(S_{1b}~~ij^{\prime\prime})\lambda\mu u=\lambda^2 u(S_{1b}~~ij^{\prime\prime})$
$\ddot{y}^{\prime\prime\prime}$ $_{\lambda\mu u}=\lambda~\mu^{-1}$ $_{ u}~\ddot{y}^{\prime\prime\prime}$	$(S_{1b} \hspace{0.1in} jj^{\prime\prime})^{\prime} \hspace{0.1in} \lambda \mu u = \lambda \hspace{0.1in} u \hspace{0.1in} (S_{1b} \hspace{0.1in} jj^{\prime\prime})^{\prime}$
$ij^{\prime\prime\prime\prime}$) $_{\mu u} = \mu^{-1}$ v $ij^{\prime\prime\prime\prime}$	$(S_{1b} \;\; ij'')'' \; \lambda \mu u = u \; (S_{1b} \;\; ij'')''$

Hierin geeft de index $\lambda \mu \nu$ de grootheden voor het geval, dat de lengte-afmetingen met λ , de stijfheidsfactoren met μ en de belastingen met ν vermenigvuldigd worden.

17. Getallenvoorbeelden, invloed van de ribstijfheid.

In punt 8 werd als vereenvoudigde aanname ingevoerd, dat de ribben als oneindig stijf beschouwd mogen worden, zoodat de verdraaiing van de liggers alleen bepaald wordt door het verschil van de ordinaten van hun elastische lijnen. Om na te gaan, in hoeverre deze aanname toelaatbaar is, werd een eenvoudig geval, waarvoor de meer algemeene vergelijkingen I (punt 7), die de ribben als buigbaar aannemen, gelden, doorgerekend. Teneinde de oplossing der vergelijkingen mogelijk te maken, werden de stijfheidsfactoren voor beide liggers gelijk en over de geheele liggerlengte constant aangenomen, terwijl bovendien een op de liggers aangebrachte anti-symmetrische belasting verondersteld werd. Hieruit volgt op grond van symmetrie-overwegingen, dat $\ddot{y}_1 = -\ddot{y}_2, \phi_1 = \phi_2$ is. De randvoorwaarden blijven, behoudens de volgende wijzigingen, onveranderd. In het inklempunt is de verdraaiing van de liggers nul, dus komt hier als verdere voorwaarde x = 0, $\phi = 0$, terwijl in de randvoorwaarde VI $\frac{\dot{y}_1 - \dot{y}_2}{b}$ vervangen moet worden door — ϕ_1 . Voor het vleugeluiteinde komt dan ook nog een derde randvoorwaarde, namelijk de eisch, dat de buiging van de eindrib overeen moet komen met den door deze over te dragen dwarskracht X. Deze laatste voorwaarde kan met behulp van de in punt 5 gegeven betrekkingen tusschen de op

een rib werkende krachten en haar vormverandering zonder

Als getallenwaarden werden ingevoerd:

bezwaar opgesteld worden.

$$S_{1b} = S_{2b} = 1; \quad S_{1t} = S_{2t} = 0.0074; \quad S_r = 0.075$$

$$l = 1; \quad b = 0.14; \quad \lambda = 0.1$$

$$q_1 = +1; \quad q_2 = -1; \quad q = 0; \quad T_1 = T_2 = 0$$

waarmede als uitkomst verkregen werd: $ij_1 = -2.354 \times 10^{-36} e^{k_1 x} + 0.0757 e^{k_2 x} + 0.6145 e^{-k_2 x} - 0.3311 x^2 + 0.6622 x - 0.6902$ $\phi_1 = +9.667 \times 10^{-32} e^{k_1 x} - 1.082 e^{k_2 x} - 8.780 e^{-k_2 x} + 4.730 x^2 - 9.460 x + 9.862$ met: $k_1 = +65.895, k_2 = +1.229.$

De aanname van oneindig stijve ribben beteekent, dat het verschil tusschen de verdraaiingshoek ϕ van de liggers en die van den geheelen vleugel $\phi_v = -\frac{\ddot{y_1} - \ddot{y_2}}{b}$ als te verwaarloozen klein beschouwd mag worden. Uit de verkregen uit-komsten volgt hier:

$$\phi_v = -\frac{2 \, \ddot{y}_1}{b} = + 3.363 \times 10^{-35} \, e^{k_1 \, x} - 1.081 \, e^{k_2 \, x} - 8.779$$
$$e^{-k_2 \, x} + 4.730 \, x^2 - 9.460 \, x + 9.860.$$

Afgezien van de eerste term bestaat er met ϕ_1 slechts verschil in het laatste cijfer der integratieconstanten, hetgeen binnen de rekennauwkeurigheid valt. Ook het verschil in den eersten term blijkt zeer onbelangrijk te zijn, het bereikt bij x = 1 de grootste waarde en wel 0.004, terwijl ϕ_1 hier - 1.135 is.

Voor vergelijking werd overeenkomstig punt 15 de waarde van \ddot{y}_1 berekend onder aanname van oneindig stijve ribben, doch overigens met dezelfde gegevens. De uitkomst wordt hier: $\ddot{y}_1 = + 0.0757 e^{kx} + 0.6145 e^{-kx} - 0.3311 x^2 + 0.6622 x - 0.6902$ met k = 1.229.

Deze blijkt dus, op de term in e^{k_1x} na, tot de hier gegeven nauwkeurigheid in volkomen overeenstemming te zijn met die voor de buigbare ribben. De invloed van genoemde term is zeer gering, voor x = 1 is haar waarde van de orde 10^{-7} , terwijl \dot{y}_1 hier 0.0794 is. Bij de afgeleiden treedt zij iets meer op den voorgrond door de groote waarde van k_1 , doch blijft onbelangrijk. Zoo wordt haar tweede afgeleide (momenten) voor x = 1 0.0004, terwijl het grootste optredende totaalmoment (voor x = 0) 0.3803 bedraagt. Voor de dwarskrachten, doch alleen in het uiterste deel van den ligger wordt zij van eenige beteekenis. Voor x = 1 is voor stijve ribben $\dot{y}_1''' = +$ 0.1466 voor buigbare daarentegen $\ddot{y}_1''' = +$ 0.1187. Dit verschil verdwijnt echter zeer snel bij afnemende x: voor x = 0.9 is het verschil tusschen beide waarden reeds verminderd tot 4×10^{-5} .

18. Getallenvoorbeelden, nadere beschouwing van de oplossing voor prismatische liggers.

De in punt 15 verkregen oplossing toont aan, dat in dit eenvoudige geval de overdracht geheel beheerscht wordt door de beide factoren

c en
$$k_1 = \frac{l}{b} \sqrt{\frac{S_{1t} + S_{2t}}{(1 + c) S_{1b}}}$$
.

Het ligt dus voor de hand kwantitatief na te gaan welken invloed beide hebben, temeer waar verwacht kan worden, dat ook in meer algemeene gevallen de verhoudingen, waardoor deze grootheden bepaald worden, een belangrijken rol zullen spelen. Hierbij werd steeds aangenomen, dat alleen één van beide liggers belast is. Als grootheid, die als maat van de overdracht te gebruiken is, werd de verhouding

$$\left. \ddot{y}^{\prime\prime\,(0)} \right| \ddot{y}_{0}^{\prime\prime\,(0)}$$

gekozen, dat is de verhouding van het moment van de belaste ligger in het inklempunt x = 0, tot het moment, dat hier op zou treden, indien er geen overdracht plaats had, dus wanneer de ligger dezelfde belasting droeg doch niet door ribben met de andere verbonden was. Voor het verloop van de momenten en de schijnbare belastingen over de geheele liggerlengte kan verwezen worden naar punt 19, waar de vleugel met prismatische liggers als een speciaal geval van de daar beschouwde berekeningsserie voorkomt.

Fig. 3 geeft de boven aangeduide momentenverhouding voor

INVLOED VAN DE «STIJFHEIDSVERHOUDING» $k_1 = \frac{l}{b} \sqrt{\frac{S_1t + S_2t}{(1+c)S_1b}}$ EN DE VERHOUDING VAN DE BUIGINGS-STIJFHEIDSFACTOREN VAN DE LIGGERS $c = \frac{S_2b}{S_1b}$ OP DE MOMENTEN IN HET INKLEMPUNT VOOR PRISMATISCHE LIGGERS.

A. Ontlasting van den voorligger door den achterligger; B. Ontlasting van den achterligger door den voorligger.



Fig. 3.

verschillende waarden van c en k_1 ; het gebied van deze variabelen is, vergeleken bij de in de practijk voorkomende waarden, ruim gekozen. Een normale waarde voor k_1 is b.v. 0.75, terwijl c = 0.2 als een uiterst grensgeval te beschouwen is. Bij de splitsing in twee figuren is uitgegaan van de gedachte, dat de buigingsstijfheid van de achterligger kleiner of hoogstens gelijk aan die van de voorligger is. De eerste figuur geeft dus het ontlasten van een stijven ligger door een minder stijven, de tweede het omgekeerde.

Uit de resultaten blijkt een snelle toename van de ontlasting bij toenemende waarde van k_1 , het is dus van belang deze zoo groot mogelijk te maken. Daar in de practijk in het algemeen l/b en S_{1b} op grond van andere overwegingen bepaald zullen worden, is deze vergrooting te zoeken in een vermeerdering van de torsiestijfheid van de liggers. Dit is voor de gebruikelijke doosligger, waarvan de hoogte vastgelegd is door het profiel van den vleugel, te verkrijgen door vergrooten van de liggerbreedte of dikker maken van de triplexwanden. Vergelijking van de krommen voor verschillende waarden van c toont aan, dat een ligger des te meer door de andere ontlast zal worden, naarmate zij vergeleken bij deze laatste minder stijf is tegen buiging.

19. Getallenvoorbeelden. Invloed van naar buiten toe afnemende traagheidsmomenten.

In het vorige punt werden de uitkomsten voor prismatische liggers nader beschouwd. In de practijk worden vrijdragende vleugels echter steeds gebouwd met liggers, waarvan de stijfheidsfactoren naar buiten toe sterk afnemen. Om na te gaan, welken invloed dit heeft op de overdrachtsverschijnselen werd een serie gevallen berekend, waarbij de stijfheidsfactoren in verschillende mate verloopen, terwijl alle andere grootheden constant blijven. Aangenomen werd, dat de doorsnede van de gordingen en de liggerbreedte constant blijven, doch dat de liggerhoogte lineair met x verloopt. De stijfheidsfactoren worden dan bij benadering van den vorm

$$S_b = S_{bo} (1 - \alpha x)^2$$

$$S_t = S_{to} (1 - \alpha x)$$

waarin de index o de bedoelde grootheid geeft voor het inklempunt x = o, α een constante voorstelt, die de mate van het verloop van de liggerhoogte en dus van de stijfheidsfactoren bepaalt.

De gebezigde getallenwaarden, die, afgezien van de in punt 16 aangeduide invoering van eenheidslengte, -stijfheidsfactor en -belasting, naar in de practijk voorkomende grootheden gekozen werden, zijn de volgende:

$$S_{1bo} = 1$$
; $c = \frac{1}{2}$; $(S_{tt} + S_{2t})_o = 0.0147$;
 $l = 1$; $b = 0.14$;
 $a_t = 0$: $a_2 = +1$.

Voor a werden de volgende waarden aangenomen:

x = 0, 0.2, 0.4, 0.6, 0.8, 1.0.

De uiterste gevallen zijn dus prismatische liggers ($\alpha = 0$) en liggers, waarvan de stijfheid aan het uiteinde nul wordt ($\alpha = 1$).

Voor $\alpha = o$ leverde de in punt 15 besproken uitkomst onmiddellijk de gevraagde oplossing. Voor de volgende waarden van α werd de in punt 14 gegeven iteratiemethode gebruikt, welke zeer bevredigende resultaten opleverde. Zij bleek voldoende convergent te zijn om practische toepassing toe te laten. Als maatstaf voor de convergentie werd het verschil in de waarde van y_4'' in het punt x = o bij opvolgende benaderingen gekozen. Deze grootheid is namelijk beslissend voor een der voor de practijk belangrijkste gegevens, het buigend moment in den ligger in het inklempunt.

Voor $\alpha = 0.2$ was dit verschil tusschen 1e en 2e, resp. 2e en 3e benadering, 4.2 pCt. en 0.5 pCt.; voor z = 0.4 en z = 0.6werden verschillen van dezelfde orde gevonden. Voor $\alpha = 0.8$ werd de convergentie minder, de verschillen tusschen opvolgende benaderingen bedroegen hier achtereenvolgenc 14.5 pCt., 2.1 pCt. en 0.7 pCt., zoodat hier tot de 4e benadering doorgegaan werd. Voor $\alpha = 1$ maakten de eerste benaderingen den indruk van slechte convergentie, zoodat een andere methode gevolgd werd. Hoewel het punt x = 1 hier een singulier punt van de differentiaalvergelijking is en dus ook de algemeene oplossing van deze in dit punt een singulariteit moet hebben, bleek het, dat de integraal, welke aan de gegeven randvoorwaarden voldoet, voorgesteld kan worden door een gewone machtreeks in (1 - x), die bovendien sterk convergent is, zoodat de practische berekening geen moeilijkheden opleverde. Het feit, dat de beide uitkomsten voor de uiterste waarden van z langs anderen weg verkregen werden, leverde een goede contrôle op de juistheid van de met de iteratiemethode berekende uitkomsten.

De belangrijkste gegevens der verkregen uitkomsten zijn in fig. 4, plaat 1 t/m fig. 7 uitgezet. Fig. 4, plaat I geeft de momentenlijnen voor de verschillende waarden van α afzonderlijk. Hierin zijn uitgezet:

de momenten S_{ab} $\ddot{y}_{a''}$, die bij de gegeven belasting in den achterligger optreden;

de momenten $(S_{ab} \ ij_{a}")_{a}$, die door dezelfde belasting in den achterligger veroorzaakt zouden worden, indien geen ribverband aanwezig was, en dus geen overdracht plaats had;

het verschil tusschen deze beide momenten $(S_{2b} \ ij'')_{o}$ --- $S_{2b} \ ij''$, dus de vermindering van het moment in den achterligger tengevolge van de werking van het ribverband, tevens de grootte van het moment, dat in den voorligger optreedt bij belasting van den achterligger;

het moment X (1 - x), dat door de einddwarskracht X, die door de eindrib overgebracht wordt, veroorzaakt wordt.

De volgende figuren geven nog eenige verdere vergelijking, waarbij meer speciaal gelet werd op den invloed van verschillende waarden van α . In fig. 5 is de vermindering van het moment voor verschillende waarden van α als functie van α uitgezet, in fig. 6 de grootte van de einddwarskracht X. Fig. 7 geeft tenslotte de schijnbare belastingen $(S_{2b} \ ij'')''$ als functie van α .

INVLOED VAN HET VERLOOP VAN TRAAGHEIDSMOMENTEN.



Vermindering van het buigend moment in verschillende punten van den ligger.

Fig. 5,

Bij beschouwing van deze resultaten blijkt, dat de waarde van α hier betrekkelijk geringen invloed heeft op de vermindering van de buigende momenten (fig. 4, plaat I en fig. 5). Zoo bedraagt deze vermindering in het inklempunt, uitgebracht in pCt. van het moment $(S_{2b} \ \dot{y}_{2}'')_{0}$:

x = 0 0.2 0.4 0.6 0.8 1.0 $(S_{2b} \ \ddot{y}_{2}'')_{o} - (S_{2b} \ \ddot{y}_{2}'')$ in pCt. = 20.3 19.6 19.2 18.4 17.4 16.2

Het karakter van de overdracht verandert echter zeer belangrijk: bij toenemen van de waarde van α , dus bij naar het uiteinde toe minder stijf worden van de liggers, neemt de waarde van de einddwarskracht X sterk af (fig. 6), terwijl daarentegen de verschillen tusschen de werkelijke belasting q_2 en de schijnbare $(S_{2b} \ \ddot{y}_2'')''$ in het buitenste deel van de liggers overeenkomstig toenemen (fig. 7). Het door de einddwarskracht X veroorzaakte moment in het inklempuint is, eveneens uitgedrukt in pCt. van het moment $(S_{2b} \ \ddot{y}_2'')_o$:

a	:	0	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0
X(1-x) in p	Ct. :	23.7	21.3	18.3	14.4	9.1	0

Tot z = 0.4 blijkt dus de invloed van X overwegend, bij grootere waarden van z blijft zij belangrijk, doch treedt de invloed van de overige ribben, zich uitend in $(S_{2b} ij_2'')''$ meer op den voorgrond, terwijl voor z = 1.0 de invloed van X geheel wegvalt, de overdracht dus geheel geschiedt door de verder naar binnen gelegen ribben. Voor andere waarden van x is de toestand practisch hetzelfde als in het hier beschouwde punt x = 0 (fig. 4, plaat I).

INVLOED VAN HET VERLOOP VAN TRAAGHEIDSMOMENTEN.

Grootte van de einddwarskracht X.



Fig. 6.

Deze uitkomst is vooral van belang voor beoordeeling van de door dr. THALAU (5) gevolgde berekeningsmethode. Deze neemt namelijk, behoudens in een uitzonderingsgeval, waarbij meerdere (tot 5) ribben aangenomen werden, een stelsel aan, dat bestaat uit de beide liggers, aan het uiteinde verbonden door één stijve rib, terwijl verondersteld wordt, dat de invloed van de overige ribben te verwaarloozen is. Er wordt dus alleen rekening gehouden met de overdracht door de einddwarskracht. Hoewel de bij de methode van Thalau verkregen waarden voor de einddwarskracht door het volkomen buiten beschouwing laten der overige ribben eenigszins zullen verschillen van de hier gevondene, geven toch de boven besproken

(5) Zie de in noot 2 gegeven literatuur.

INVLOED VAN HET VERLOOP VAN THAAGHELDSMOMENTEN. Verdeeling van de schijnbare belastingen (S26 ½2'')'.



and the second second

resultaten een indruk van de toelaatbaarheid van deze aanname. Voor prismatische liggers en liggers, waarvan de stijfheidsfactoren naar buiten toe weinig afnemen zijn betrouwbare resultaten te verwachten, voor naar buiten sterker verloopende liggers zullen echter waarschijnlijk belangrijk te lage waarden voor de overdrachtswerking gevonden worden.

Er zij op gewezen, dat de hier gegeven resultaten slechts dienen om het karakter van de overdrachtsverschijnselen te bepalen en dat zij niet zonder meer voor andere gevallen, waarbij een ander verloop van de stijfheidsfactoren optreedt of de verhouding tusschen buigings- en torsiestijfheidsfactoren van de liggers een andere is, kwantitatief geldig zijn.

20. Getallenvoorbeelden. Invloed van afwijking van de voor de inklempunten aangenomen randvoorwaarden.

In het voorgaande werd steeds aangenomen, dat de helling van de beide liggers in het inklempunt dezelfde was. In de practijk kunnen hiervan echter, hetzij door onjuiste montage of door elasticiteit van de bevestiging, afwijkingen voorkomen, zoodat het van belang is na te gaan, in hoeverre dit invloed van beteekenis op de overdracht heeft. Hiertoe werd het in het vorige punt gegeven geval met prismatische liggers ($\alpha = 0$) nogmaals doorgerekend, nu echter met de randvoorwaarden $\dot{y}_1'(0) = 0, \dot{y}_2'(0) = 0.01$. De helling van den achterligger in het inklempunt is dus zoodanig, dat, indien de ligger vrij en onbelast was, hierbij een zakking van het liggeruiteinde van 1 pCt. van de liggerlengte zou behooren, hetgeen als een vrij groote helling beschouwd kan worden.

De invloed op de buigende momenten bleek gering te zijn, in de omgeving van het inklempunt wondt het moment ruim 1 pCt. verminderd. De verdere verschillen zijn eveneens van weinig beteekenis, de einddwarskracht X wordt 3 pCt. vergroot, de schijnbare belastingen ondergaan eveneens kleine veranderingen (6).

Een andere afwijking van de aangenomen randvoorwaarden, die zal kunnen voorkomen, is een verdraaiing van de liggers in het inklempunt. De berekening van den invloed hiervan valt buiten het bereik van de theorie van den vleugel met oneindig stijve ribben, daar op grond van deze aanname een torsie van de liggers noodzakelijk gepaard moet gaan met een verdraaiing van den geheelen vleugel. Hier zou dus uitgegaan moeten worden van de meer algemeene vergelijkingen I (punt 7). Zonder echter dit geval door te rekenen, kan reeds van te voren gezegd worden, dat hier, door de groote stijfheid van de ribben, de mogelijkheid van een groote overdracht bestaat,

⁽⁶⁾ Deze uitkomst vormt een tegenspraak van het door REISZNER uitgesproken vermoeden, dat het verschil in inklemhelling een belangrijken invloed zal hebben op de overdracht. (REISZNER, H. Neuere Probleme aus der Flugzeugstatik. Z. F. M. 1926, S. 179).

zoodat reeds bij kleine verdraaiingen groote voorspanningen in het stelsel kunnen optreden.

21. Eenige algemeene beschouwingen over het karakter van de overdracht.

Uit het voorgaande blijkt, dat, indien een vleugel zoo belast wordt, dat de eene ligger een grootere doorbuiging krijgt dan de andere, er door het ribverband een overdracht plaats heeft, welke zeer belangrijk kan zijn en die zoodanig werkt, dat de ligger met de grootere doorbuiging ontlast wordt. Deze overdracht geschiedt door krachten, die deels door de eindrib, deels door de overige ribben overgebracht worden. Bij liggers, die ook aan het uiteinde zeer stijf zijn, is de eerste invloed overwegend, naarmate zij echter aan het uiteinde minder stijf worden verandert het karakter van de overdracht, de door de eindrib overgebrachte kracht vermindert, terwijl de invloed der overige ribben meer op den voorgrond treedt.

Een van de belangrijkste factoren, waardoor de overdracht bepaald wordt, is de torsiestijfheid van de liggers, vergrooting van deze schijnt een belangrijke vermeerdering van de overdracht te kunnen geven.

Waar in het voorgaande over ontlasting van een ligger gesproken wordt, is dit bedoeld in dien zin, dat de op dezen ligger werkende buigende momenten verminderd worden. Deze vermindering wordt veroorzaakt door het optreden van de einddwarskracht en door een schijnbare verschuiving van de belasting over den ligger. De totale door iederen ligger te dragen belasting wordt echter niet door de overdracht beïnvloed. Dit zou voor de uitgewerkte gevallen aangetoond kunnen worden door integratie van de schijnbare belastingen $(S_b \ ij'')''$ over de liggerlengte. De uitkomst hiervan blijkt dan gelijk te zijn aan de werkelijke belasting, vermeerderd met de naar boven werkende einddwarskracht. Het kan echter ook algemeen bewezen worden door beschouwing van de evenwichtsvoorwaarden van den vleugel als geheel. Op den vleugel werken de volgende krachten en momenten:

de uitwendige belasting, die statisch gelijkwaardig is met de over de beide liggers verdeelde belastingen q_1 en q_2 ;

de buigende momenten en dwarskrachten in de inklempunten.

In de inklempunten werken op de liggers geen wringende momenten, daar uit de gegeven randvoorwaarden volgt, dat de eerste afgeleide van de liggerverdraaiing ϕ' hier nul is.

Bij beschouwing van het momentenevenwicht om een met den voorligger samenvallende as blijkt, dat het moment van de dwarskracht in het inklempunt van den achterligger gelijk is aan dat van de op dezen ligger aangebrachte uitwendige belasting, hetgeen ook het geval zou zijn, indien geen ribverband aanwezig was en dus geen overdracht plaats had. De gevraagde dwarskracht is dus in beide gevallen dezelfde. Deze beschouwing geldt niet in gevallen, waarin in het inklempunt ϕ' 0 is, daar dan in dit punt een wringend koppel op de liggers werkt. Dit kan voorkomen, wanneer de ribben niet oneindig stijf zijn (punt 17) of de liggers een verschillende inklemhelling hebben (punt 20). In de beide gevallen, die uitgerekend werden, was het verschil tusschen totale liggerbelasting en dwarskracht in het inklempunt echter uiterst gering.

(Afgesloten Juni 1926).

PLAAT I.

INVLOED VAN HET VERLOOP VAN TRAAGHEIDSMOMENTEN.

Momentenlijnen :

- - - : S_{2b} ij_{2}'' = buigend moment in den achterligger bij aanwezigheid van het ribverband;

: $(S_{2b} \, \ddot{y}_2'')_0$ = buigend moment in den achterligger zonder ribverband;

- - - : $(S_{2b} \ddot{y}_2'')_0 - (S_{2b} \ddot{y}_2'') =$ vermindering van het buigend moment in den achterligger door overdracht; - - - - : X (1 - x) = moment van de einddwarskracht.





Onderzoek van de werking van stuurklappen aan een dikken tapschen vleugel,

door

ir. C. Koning en ir. H. J. van der Maas.

Rapport A 32



RAPPORT A 32.

Onderzoek van de werking van stuurklappen aan een dikken tapschen vleugel,

DOOR

ir. C. KONING en ir. H. J. VAN DER MAAS.

Uittreksel.

1. Omvang van het onderzoek.

De rol- en giermomenten werden gemeten voor invalshoeken a van -5° tot $+25^{\circ}$ en gierhoeken β van 0° , 10° en 20° , dus zoowel voor normale vlucht, als voor overtrokken toestand en bij zijslippen. Voor gierhoek 0° zijn de uitkomsten gegeven voor drie verschillende klapvormen, voor de beide andere gierhoeken alleen voor twee van deze.

Tabel I geeft een overzicht van de uitgevoerde metingen.

In de bijlagen wordt o.m. een literatuuroverzicht en een berekening van de tunnelwandcorrectie gegeven.

2. Beschrijving van het model.

Het model is met eenige hoofdmaten gegeven in fig. 1, de profielen van eenige doorsneden in Tabel II. Fig. 2 toont de bij het onderzoek gebruikte klappen. Klappen nr. 1 (fig. 2a) hebben geen verdraaiing, klappen nr. 2 (fig. 2b) een negatieve verdraaiing. Klappen nr. 3 (niet afgebeeld) zijn de klappen nr. 2 in omgekeerden stand en hebben dus een positieve verdraaiing.

3. Beschrijving van de meetmethode.

De metingen werden op twee verschillende wijzen uitgevoerd. Bij de eerste (punt 3b, fig. 3 en 4) werden twee momenten gemeten bij verschillende ophangingen van het model; bij de tweede (punt 3c, fig. 5) werd de ophanging zoodanig gewijzigd, dat beide momenten onmiddellijk na elkaar gemeten konden worden. Bij een deel van het onderzoek werd de eene, bij het overige deel de andere meetmethode gebruikt. Een serie, uitgevoerd met beide methoden, toonde behoorlijke overeenstemming. (Bijlage IV, punt g, Tabel XXV). De wijze, waarop invalshoek a en gierhoek β bepaald zijn (punt 3*d*), is in fig. 6 gegeven; hierin zijn x y z windassen, X Y Z vliegtuigassen als in fig. 7 aangegeven. De klaphoek γ is positief in denzelfden zin als de invalshoek.

4. Het uitwerken van de verkregen gegevens.

Fig. 7 geeft het assenstelsel, waarop de momenten omgerekend zijn (punt 4a). De rolmomenten L en giermomenten N zijn positief, indien zij het model in positieven zin (Y naar Z-as, X- naar Y-as) trachten te draaien.

De formules voor de coëfficienten zijn in punt 4d gegeven, hierbij werd de stuwdruk q en als lengteafmeting de vleugelbreedte b gebruikt.

5. Resultaten van het onderzoek voor gierhoek $\beta = 0^{\circ}$.

De uitkomsten voor dit deel van het onderzoek zijn in Tabel IV t/m VI gegeven en in fig. 8 t/m 13 als functie van den klaphoek γ uitgezet (punt 5a, b, c.).

Voor één klap kan het giermoment voor kleine klaphoeken en invalshoeken tot en met 15° behoorlijk benaderd worden door (punt 5d):

$$c_N = a_1 c_L + a_2 c_L^2.$$

De momenten zijn hierbij omgerekend op windassen.

De waarden van de coëfficienten a_1 en a_2 zijn in Tabel VIII en fig. 18 t/m 20 gegeven. Voor de eerste van deze, uitgezet op c_a , vertoonen de krommen, overeenkomstig het resultaat van eenige voorloopige theoretische beschouwingen, over een belangrijk gebied het algemeene karakter van drie evenwijdige rechten.

De werking van twee klappen aan een vleugel werd beoordeeld door samentelling van de momenten voor linker- en rechterklap (punt 5e). De uitkomsten hiervan zijn in Tabel IX t/m XI gegeven en in fig. 21 uitgezet. Hierbij werd de invloed van kleine veranderingen in den nulstand van de klappen nagegaan. Tabel XII geeft die waarden van den nulstand, waarbij het resulteerend giermoment nul zal worden.

6. Resultaten van het onderzoek bij gierhoek $\beta \neq 0^{\circ}$.

Deze uitkomsten zijn, voor de klappen nr. 1 en 2, gegeven in Tabel XIII t/m XVI. Hierbij dient onderscheid gemaakt te worden tusschen den klap aan het vleugeleinde, dat voor (,,klap voor'') en die aan het vleugeleinde, dat achter (,,klap achter'') is (punt 6a). In fig. 24 t/m 27 zijn de uitkomsten voor klap nr. 1 en gierhoek $\beta = +20^{\circ}$ als functie van den klaphoek uitgezet. Fig. 22 en 23 geven de momenten bij klaphoek $\gamma = 0^{\circ}$ (punt 6b), Tabel XVII den stand van de klappen, waardoor dit rolmoment opgeheven kan worden.

Om na te gaan in hoeverre de gierhoek invloed heeft op de klapwerking, werden de verschillen tusschen de door klapverstelling veroorzaakte momenten voor $\beta = 0^{\circ}$ en $\beta \neq 0^{\circ}$ bepaald (punt 6c). Deze verschillen zijn voor klap nr. 1 in Tabel XVIII en XIX gegeven, hierbij beteekent een positieve waarde van het verschil Δc_L of Δc_N een vermeerdering van het moment door den gierhoek. De tevens gegeven waarden c_L en c_N zijn die voor gierhoek $\beta = 0^{\circ}$.

7. Conclusies. Zie punt 7 van het rapport.

Bijlage I. Deze bijlage geeft een overzicht van de literatuur over de werking van klappen en aanverwante onderwerpen.

Bijlage II. De afleiding van de voor de omrekening van de metingsgegevens tot de gevraagde momenten benoodigde formules wordt hier gegeven.

Bijlage III. Voortbouwende op de vleugeltheorie en correctiemethode voor tunnelwandinvloed van PRANDTL, worden hier de correcties voor tunnelwandinvloed voor de momenten op een vleugel met asymmetrische circulatieverdeeling afgeleid.

Bijlage IV. Uit een aantal dubbele metingen wordt de nauwkeurigheid van de verkregen uitkomsten bepaald.

RAPPORT A 32.

Etude expérimentale sur le fonctionnement des ailerons d'une aile conique à profil épais,

PAR

ir. C. KONING et ir. H. J. VAN DER MAAS.

Resumé.

1. Expériences exécutées.

Les moments de roulis L et de lacet N ont été déterminés à des angles d'incidence a variant de -5° à $+25^{\circ}$, combinés avec des angles de dérive β de 0°, 10° et 20°. Le rapport contient les résultats des essais sur trois ailerons de formes différentes, à l'angle de dérive de 0°, tandis que pour les angles de dérive de 10° et 20° les résultats obtenus avec deux ailerons différents sont réproduits.

Le tableau I donne un résumé des expériences. Les annexes donnent entre autre un résumé de la literature sur les ailerons et une théorie sur l'influence des parois du tunnel.

2. Description de la maquette.

La figure 1 représente le schéma de l'aile avec les dimensions principales; les dimensions de quelques profils sont réunies dans le tableau II. La figure 2 montre les ailerons essayés. Les ailerons no. 1 (fig. 2a) n'ont pas de gauchissement, les ailerons no. 2 (fig. 2b) ont un gauchissement négatif. Les ailerons no. 3 (pas illustrées) sont les mêmes que les ailerons no. 2 mais placés en position inverse, ils possèdent donc un gauchissement positif.

3. Description de la méthode d'essai.

Les mesures ont été faites suivant deux méthodes différentes. Avec la première (art. 3b) fig. 3 et 4) on a mesuré deux moments à deux suspensions différentes du modèle. La seconde méthode (art. 3c, fig. 5) consistant en une modification de la suspension telle qu' on pouvait mesurer les deux moments l'un après l'autre. Une partie des expériences a été faite suivant la première méthode, le reste suivant la seconde. Une série d'essais de comparaison a montré que les résultats cadraient suffisamment (annexe IV, art. g, tableau XXV). La méthode suivie pour la mesure de l'angle d'incidence α et de l'angle de dérive β (art. 3d) est expliquée schématiquement fig. 6; ici x, y, z sont des axes liés au courant d'air; X, Y, Z des axes liés à l'avion, comme l'indique la fig. 7. L'angle de braquage de l'aileron γ est compté positif dans le même sens que l'incidence.

4. Elaboration des données obtenues.

La fig. 7 représente le système d'axes qui a servi à la réduction des moments (art. 4a). Les moments de roulis L et les moments de lacet N sont positifs quand ils tendent à faire tourner le modèle dans le sens positif (l'axe O Y vers l'axe O Z, l'axe O X vers l'axe O Y). L'article 4d donne les formules pour le calcul des coefficients ; la pression dynamique q et l'envergure b y entrent.

5. Résultats des essais pour un angle de dérive $\beta = 0^{\circ}$.

Les résultats de cette partie des essais ont été rassemblées dans les tableaux IV--VI et représentées graphiquement dans les fig. 8-13 en fonction de l'angle de braquage γ (art. 5a, b, c). Le moment de lacet agissant sur un seul aileron peut être approximé pour les incidences au-dessous de 15° et pour les angles de braquage petits par la formule (art. 5a):

$$c_N = a_1 c_L + a_2 c_L^2$$
.

les moments étant réduits aux axes liés au courant d'air. Le tableau VIII et les fig. 18—20 donnent les valeurs des coefficients a_1 et a_2 . Les courbes de a_1 en fonction de c_a ont dans une région importante le caractère général de trois droites parallèles, conformément à quelques considérations théoriques préalables. Le fonctionnement de deux ailerons décalés en sens inverse est estimé en ajoutant les moments produits par les ailerons à gauche et à droite. Les résultats sont représentés dans les tableaux IX—XI et dans la fig. 21. En même temps l'influence de petits changements dans la position moyenne des ailerons a été examinée. Le tableau XII donne celles valeurs de la position moyenne avec lesquelles le moment de lacet resultant sera zéro.

6. Résultats des essais pour un angle de dérive $\beta \neq 0^{\circ}$.

Les résultats obtenus avec les ailerons nos. 1 et 2 sont réunis dans les tableaux XIII—XVI. Il y a une différence dans les résultats d'après que l'aileron soit fixé au bout d'aile qui se trouve le plus en avant (hollandais : klap voor) ou bien au bout qui se trouve en arrière (hollandais : klap achter) (art. 6a). Les fig. 24—27 représentent les résultats obtenus avec l'aileron no. 1 en fonction de l'angle de braquage, l'aile étant placée sous un angle de dérive $\beta = + 20^{\circ}$. Les fig. 22 et 23 représentent les moments pour un angle de braquage $\gamma = 0^{\circ}$ (art. 6b). Le tableau XVII indique la position des ailerons dans laquelle le moment de roulis s'annule.

Afin d'étudier l'influence de l'angle de dérive sur le fonctionnement des ailerons, les différences ont été déterminées entre les moments produits par le braquage des ailerons quand $\beta = 0^{\circ}$ et quand $\beta \neq 0^{\circ}$ (art. 6c). Les différences pour l'aileron no. 1 se trouvent dans les tableaux XVIII et XIX. Une valeur positive de la différence Δc_L ou Δc_N indique une augmentation du moment causé par l'angle de dérive. Les valeurs de c_L et c_N données à la fois sont celles correspondantes à un angle de dérive $\beta = 0^{\circ}$.

7. Conclusions.

Les considérations précédentes conduisent à des conclusions qui peuvent être résumées brièvement comme suit.¹).

Angle de dérive $\beta = 0^{\circ}$.

a. Moments de roulis d'un seul aileron (art. 5 b). Les moments

¹⁾ En tout cas, il faut lire ici pour "moments": "coefficients des moments".

de roulis sont en grande partie une fonction pratiquement linéaire de l'angle de braquage (ailerons nos. 1 et 2 de $\gamma = -20^{\circ}$ à $\gamma =$ $+20^{\circ}$, ailerons no. 3 de $\gamma = -25^{\circ}$ à $\gamma = +10^{\circ}$ ou $+15^{\circ}$). En général le maximum n'est pas encore atteint avec $\gamma = \pm 30^{\circ}$. A l'incidence de $+25^{\circ}$ la fonction devient plus irrégulière, surtout pour un angle de braquage positif le moment est petit.

Le moment de roulis décroit rapidement avec l'incidence pour des braquages positifs de l'ailerons. Avec un braquage négatif, il peut y avoir d'abord un leger accroissement aux petites incidences.

b. Moments de lacet d'un seul aileron (art. 5c). Les moments de lacet possèdent un minimum dans la proximité de $\gamma = 0^{\circ}$; ils sont positifs pour des grands angles de braquage positifs ou négatifs. Avec des petits angles le moment peut devenir négatif. Le moment de lacet change peu avec l'incidence pour les angles a inférieures à 10° , aux incidences plus grandes le moment augmente rapidement quand le braquage est positif et diminue quand il est négatif.

c. Relations entre les moments de roulis et de lacet (art. 5d). Pour les angles de braquage petits et les incidences au-dessous de l'angle de portance maximum le moment de lacet peut être approché assez bien par la formule(1) (voir p. 182). Une fonction, établie d'après des considérations théoriques entre le coefficient du terme en c_L , entrant dans la formule, et le coefficient de poussée c_a parait provisoirement confirmée, au moins qualitativement.

d. Aile avec deux ailerons (art. 5e). Quand les ailerons d'une aile sont braqués en sens contraire, les moments de roulis agissent dans le même sens, les moments de lacet s'annulent partiellement. Aux petites incidences le moment de roulis ne change que légèrement avec une augmentation de l'incidence. Aux grandes incidences cependant le moment est diminué rapidement. Les moments de lacet sont relativement petits jusqu'a l'incidence de 15° (à l'exception de l'aileron no. 3 à cet angle), au delà de cet angle, au contraire, ils sont importants. Pour une petite incidence le moment de lacét peut être presque nullifié en choisissant convenablement la position moyenne, pour les grandes incidences, cela n'est plus possible pratiquement.

e. Comparaison des trois formes d'aileron au point de vue pratique (art. 5*f*). Les ailerons no. 3 (à gauchissement positif) sont sous tous les rapports moins bons que les deux autres. Les ailerons no. 2 présentent quelques avantages sur les ailerons no. 1 aux grandes incidences.

Angle de derive $\beta \neq 0^{\circ}$, angle de braquage $\gamma = 0^{\circ}$.

f. Moments-zéro (hollandais: Nulmomenten) (art. 6b). Les moments de roulis sont petits et positifs, exception faite pour les Des moments de roulis et de lacet positifs agissent dans un sens correcteur quand l'avion dérape dans un virage. Aux incidences jusqu'à $a = +10^{\circ}$ inclusivement les moments de roulis sont annulés par un braquage assez petit des ailerons, à l'incidence $a = 15^{\circ}$ le braquage nécessaire est grand tandis que à l'incidence $a = 25^{\circ}$ l'équilibre n'est plus possible.

Angle de dérive $\beta \neq 0^\circ$, angle de braquage $\gamma \neq 0^\circ$.

g. Influence de l'angle de dérive sur le fonctionnement des ailerons (art. 6c). Les différences entre les moments produits par les ailerons à l'angle de dérive zéro ou à un angle différent de zéro sont petites et du même ordre de grandeur que la précision des essais pour une grande partie de la région étudiée. L'influence de l'angle de dérive parait s'accentuer quand l'incidence est augmentée tandis qu' elle est surtout sensible pour l'aileron qui se trouve à l'arrière.

Précision des essais.

h. Précision (art. 4f et annex IV). Pour les incidences jusqu'à $a = 15^{\circ}$ inclusivement et pour les angles de braquage entre $\gamma = -15^{\circ}$ et $\gamma = +15^{\circ}$, la précision des coefficients donnés correspond avec celle des essais. Pour les autres essais la précision est moins grande.

i. Correction pour l'influence des parois du tunnel (art. 4e et annex III). La correction à appliquer aux moments de roulis est plus petite que la précision des essais, celle à appliquer aux moments de lacet n'atteint la limite des erreurs expérimentales que dans quelques cas extrèmes.

Annexe I.

Cet annexe contient un résumé de la litérature sur le fonctionnement des ailerons et sur des sujets apparentés.

Annexe II.

La dérivation des formules employées pour déduire les moments cherchés des resultats des essais est expliquée.

Annexe III.

Les formules employées pour le calcul des correction qui doivent être appliquées aux moments à cause de l'influence des parois du tunnel sont dérivées ici pour le cas d'une aile avec distribution
asymmétrique de la circulation. Ces formules sont basées sur la théorie des surfaces portantes et la méthode de correction pour l'influence des parois du tunnel de PRANDTL.

Annexe IV.

La précision des résultats obtenus est déterminée à l'aide d'un nombre d'expériences redoublées.

REPORT A 32.

Experiments on the action of the ailerons of a thick tapered wing,

 $\mathbf{B}\mathbf{Y}$

ir. C. KONING and ir. H. J. VAN DER MAAS.

Summary.

1. Extent of the experiments.

Rolling and yawing moments I, and N have been measured at angles of incidence a, ranging from -5° to $+25^{\circ}$ and angles of yaw β of 0°, 10° and 20°, so both normal and stalled flight and sideslipping are considered. For zero angle of yaw the results for three different forms of aileron are given, for the other angles results are given for two forms only. Table I gives a summary of the tests which have been made. The appendices give, with some other details, a summary of the literature and a theory of the tunnel-wall-interference.

2. Description of the model.

The model is represented in fig.1, which contains the main dimensions; dimensions of sections are given in Table II. The ailerons used for the experiments are shown in fig. 2. Ailerons no. 1 (fig. 2a) are straight, ailerons no. 2 have a wash-out (fig. 2b). Ailerons no. 3 are not illustrated, they were formed by mounting ailerons no. 2 in an inverted position so as to obtain a wash-in.

3. Description of the method of testing.

The experiments have been made in two different ways. With the method used at first (point 3b, figs 3 and 4) two moments were measured each with a different suspension of the model, afterwards (point 3c, fig. 5) the suspension was arranged so as to allow the moments to be measured one immediately after the other. A series of tests, made with each of the methods, has shown satisfactory agreement (appendix IV, point g, Table XXV). The manner of determining the angle of incidence a and the angle of yaw β is shown by fig. 6 (point 3d); in this figure x, y, z are wind axes, X Y Z body axes as indicated in fig. 7. The aileron angle γ is positive in the same direction as the angle of incidence.

4. Reduction of test data.

Fig. 7 shows the system of axes for which the moments have been calculated (point 4a). The rolling moments L and yawing moments N are positive, if tending to turn the model in a positive direction (Y-axis to Z-axis, X-axis to Y-axis).

The formulae for the coefficients are stated in point 4d; the dynamic pressure q and the span b have been used.

5. Results of the experiments with angle of yaw $\beta = 0^{\circ}$.

The results of this part of the investigation are given in Tables IV—VI and plotted in fig. 8—13 as a function of the aileron angle γ (point 5a, b, c).

For a single aileron the yawing moment at small aileron angles and incidence up to 15° may be approximated by the formule (point 5*a*).

$$c_N = a_1 c_L + a_2 c_L^2$$

In this case the moments are reduced to wind axes. The values of the coefficients a_1 and a_2 are assembled in Table VIII and plotted in fig. 18—20. The curves for a_1 plotted as a function of c_a have over an important range the general character of three parallel straight lines, which is in accord with some preliminary theoretical considerations.

The action of two ailerons on a wing has been judged by adding the moments produced by the left and right ailerons. Results are given in Tables IX—XI and plotted in fig. 21. Added to this the influence of small changes in the mean position has been traced. Table XII shows those values of the mean positions, for which the resulting yawing moments become zero.

6. Results of the experiments at angle of yaw $\beta \neq 0^{\circ}$.

The results obtained with aileron nrs. 1 and 2 are given in the Tables XIII-XVI. The results differ according to whether the aileron at the leading wing-tip (dutch : klap voor) or that at the rearward tip (dutch: klap achter) is considered (point 6a). Figs 24-27 show the results for aileron no. 1 plotted as a function of the aileron angle, the wing being at $+ 20^{\circ}$ yaw. Figs. 22 and 23 show the moments for an aileron angle $\gamma = 0^{\circ}$ (point 6b). Table XVII gives the aileron angles necessary to balance the rolling moment.

In order to find out if the angle of yaw influences the functioning of the ailerons the differences between the moments produced by displacing the ailerons when $\beta = 0^{\circ}$ and when $\beta \neq 0^{\circ}$ have been calculated (point 6c). These differences are given for aileron no. 1 in the Tables XVIII and XIX. A positive value of the differences Δc_L or Δc_N means that the moment is increased by yawing. The accompanying values of c_L and c_N are those for zero yawing.

7. Conclusions.

The preceding considerations point to conclusions, the main points of which can be summed up as follows.¹)

Angle of yaw $\beta = 0^{\circ}$.

a. Rolling moments for a single aileron (point 5b). The rolling moments are for the greater part (aileron no. 1 and 2, γ from -20° to $+20^{\circ}$; ailerons nr. 3, γ from -25° to $+10^{\circ}$ or $+15^{\circ}$) practically linear functions of the aileron angle. Generally, a maximum is not attained for $\gamma = \pm 30^{\circ}$. For $\alpha = +25^{\circ}$ the function becomes more irregular, especially with a positive aileron angle the moment is small. With positive aileron angles the rolling moment decreases rapidly with the angle of incidence, with negative aileron angles the moment may show at first some increase at small incidences.

b. Yawing moments for a single aileron (point 5c). The yawing moments show a minimum in the proximity of $\gamma = 0^{\circ}$; for large positive and negative aileron angles they are positive, for small angles the moments may become negative. The yawing moment generally changes little with increasing incidence till about + 10°, at larger angles it increases rapidly with positive aileron angles and decreases with negative angles.

c. Relation between rolling and yawing moments (point 5d). For small aileron angles and at incidences below the critical the yawing moment may be approximated by the function expressed by formula (1) (see page 182).

A relation based on theoretical considerations between the coefficient of the term in c_L and the liftcoefficient c_a has for the present been qualitatively confirmed.

1) In each case here "moment" means "coefficient of moment".

d. Wing with two ailerons (point 5e). When one aileron is pulled down and the other pulled up, the rolling moments caused by each of them act in the same sense, the yawing moments may generally balance each other more or less. At small incidences the rolling moment changes only slowly with increasing incidence, at large incidences, however, the moment decreases rapidly. The yawing moments are relatively small at incidences up to 15° inclusive (those for aileron no. 3 at 15° excepted), at larger incidence the moments are important. At a small incidence the yawing moment can be made practically zero by suitably rigging of the ailerons; at large incidences this becomes practically impossible.

e. Comparison of the three aileron forms for practical use (point 5f). Ailerons no. 3 (with wash-in) are in every respect considered less efficient than the others. Ailerons no. 2 offer some advantages compared with ailerons no. 1 at large incidences.

Angle of yaw $\beta \neq 0^{\circ}$, aileron angle $\gamma = 0^{\circ}$.

f. Zero moments (dutch: nulmomenten) (point 6b). The rolling moments are small and positive up to the incidence $a = 10^{\circ}$ except at very small incidences, at larger angles they remain positive and increase rapidly. The yawing moments are small and positive up to an incidence of 15°, at larger angles they decrease rapidly to attain at an incidence $a = 25^{\circ}$ a relatively large negative value. Positive rolling and yawing moments both tend to correct for side-slip during a turn. The rolling moments may be neutralized by a relatively small aileron angle at incidences up to 10° inclusive; at 15° incidence the necessary aileron angle is large, while at 25° incidence balance is no more possible.

Angle of yaw $\beta \neq 0^{\circ}$, aileron angle $\gamma \neq 0^{\circ}$.

g. Influence of the angle of yaw on the action of the ailerons (point 6c). The differences between the moments due to the aileron at zero yaw and at yawing angles differing from zero are, for the greater part of the range considered small and of the same order as the experimental errors. The influence appears to increase with increasing incidence and is especially appreciable for the rearmost aileron.

Precision of the experiments.

h. Precision of the experiments (point 4f and Appendix IV). For angles of incidence up to $a = 15^{\circ}$ inclusive and aileron angles between $\gamma = -15^{\circ}$ and $\gamma = +15^{\circ}$ the accuracy of the coefficients given is the same as that of the experiments. Over the remaining range, the accuracy of the measurements was less. *i.* Correction for tunnel wall interference (point 4e and Appendix III). The correction to be applied to the rolling moments is much smaller as the experimental errors, that to be applied to the yawing moments only attains this limit in extreme cases.

Appendix I.

This appendix gives a summary of the literature on the action cf ailerons and kindred subjects.

Appendix II.

The derivation of the formulae used for reducing the test figures to the desired moment coefficients is shown.

Appendix III.

The corrections to be applied for tunnel wall interference to the moments of a wing with asymmetrically distributed circulation are deduced, based on PRANDTL's aerofoil theory and method of correcting for tunnel wall interference.

Appendix IV.

The accuracy of the results has been determined by considering those of a number of repeated tests.

BERICHT A 32.

Versuche über die Wirkung der Querruder eines dicken trapezförmigen Flügels,

VON

ir. C. KONING und ir. H. J. VAN DER MAAS.

Auszug.

1. Umfang der Versuche.

Es wurden die Quer- und Seitenmomente L und N gemessen für Anstellwinkel \mathbf{a} von -5° bis + 25° und Seitenwinkel $\boldsymbol{\beta}$ von 0°, 10° und 20°, sowohl normaler als überzogener Flug und Schieben ist also betrachtet worden. Für Seitenwinkel 0° sind die Ergebnisse für drei verschiedene Querruderformen gegeben, für die übrigen Seitenwinkel nur die für zwei Formen.

Zahlentafel I gibt ein Ueberblick über den ausgeführten Messungen.

Die Anhänge geben einen Literaturauszug und eine Berechnung der Korrektionen wegen Strahlbegrenzung, nebst einige weitere Einzelheiten.

2. Beschreibung des Modells.

Das Modell wird mit einigen Hauptmaszen dargestellt in Abb. 1, Zahlentafel II enthält die Masze der Flügelschnitte. Die untersuchten Querruder sind in Abb. 2 dargestellt worden. Querruder Nr. 1 (Abb. 2a) sind gerade, Querruder Nr. 2 (Abb. 2b) haben negative Verwindung. Querruder Nr. 3 (nicht abgebildet) sind dieselben wie Nr. 2 aber umgekehrt montiert, sie haben also positive Verwindung.

3. Beschreibung des Messverfahrens.

Die Messungen wurden nach zwei verscheidene Verfahren ausgeführt. Zuerst (Punkt 3b, Abb. 3 u. 4) wurden zwei Momente bei zwei verscheidene Aufhängungen des Modells gemessen, später (Punkt 3c, Abb. 5) wurde die Aufhängung derart abgeändert, dass die beiden Momente sofort nach einander gemessen werden konnten. Zu einem Teile der Versuche wurde das eine, zum übrigen Teile das andere Verfahren benutzt. Eine nach beiden Verfahren ausgeführte Versuchsreiche zeigte gute Uebereinstimmung (Anhang IV, Punkt g, Zahlentafel XXV). Die Art der Bestimmung des Anstellwinkels α und des Seitenwinkels β (Punkt 3d) ist in Abb. 6 dargestellt. Es sind x, y, z windfeste Achsen, X, Y, Z flugzeugfeste Achsen wie in Abb. 7 angedeutet. Der Ausschlagwinkel des Querruders ist positiv im selben Sinne wie der Anstellwinkel.

4. Ausarbeitung der Messdaten.

Abb. 7 zeigt das Achsenkreuz auf dem die Momente umgerechnet wurden (Punkt 4a). Die Quermomente L und Seitenmomente Nsind positiv, falls sie das Modell im positiven Sinne zu drehen versuchen (V-Achse nach Z-Achse, X-Achse nach Y-Achse).

Die Formeln für die Beiwerte sind in Punkt 4d gegeben, es werden darin der Staudruck q und als Längenabmessung die Spannweite b benutzt.

5. Ergebnisse der Versuche für Seitenwinkel $\beta = 0^{\circ}$.

Die Ergebnisse dieses Teiles der Versuche sind in den Zahlentafeln IV—VI dargelegt und in den Abb. 8—13 abhängig vom Querruderwinkel γ eingetragen (Punkt 5*a*, *b*, *c*). Für ein einzelnes Ouerruder kann das Seitenmoment für kleine Querruderwinkel und Anstellwinkel bis einschlieszlich 15° genügend genau dargestellt werden (Punkt 5d) durch :

$$c_N = a_1 c_L + a_2 c_L^2$$

Die Momente sind dabei auf windfesten Achsen umgerechnet worden.

Die Beiwerte a_1 und a_2 sind in Zahlentafel VIII und Abb. 18–20 gegeben. Die Kurven für a_1 als Funktion des Auftriebsbeiwertes c_a zeigen in einem groszen Gebiet den allgemeinen Charakter dreier parallelen Geraden, entsprechend den Ergebnisse einiger vorläufigen theoretischen Erwägungen.

Die Wirkung zweier Querruder an demselben Flügel wurde beurteilt nach Zusammenstellung der Momente für rechtes und linkes Querruder (Punkt 5e). Die Ergebnisse sind in Zahlentafeln IX-XI zusammengestellt und in die Abb. 21 aufgetragen. Dabei wird der Einfluss kleiner Abänderungen im Nullstande nachgeprüft. Zahlentafel XII gibt die Werte des Nullstandes bei denen das gesamte Seitenmoment Null wird.

6. Ergebnisse der Messungen bei Seitenwinkel $\beta \neq 0^{\circ}$.

Diese Ergebnisse sind, für die Querruder Nr. 1 und Nr. 2, in den Zahlentafeln XIII-XVI gegeben. Es braucht Unterscheid gemacht zu werden zwischen dem an der vorangehenden Flügelspitze befindlichen Querruder (holländisch : klap voor) und dem an der hinteren Spitze befindlichen (holländisch : klap achter) (Punkt 6a). In den Abb. 24-27 sind die Ergebnisse für Querruder Nr. 1 und Seitenwinkel $\beta = + 20^{\circ}$ als Funktion des Ausschlagwinkels eingetragen. Die Abb. 22 u. 23 zeigen die Momente beim Querruderwinkel $\gamma = 0^{\circ}$ (Punkt 6b). Zahlentafel XVII gibt den Ausschlag der Querruder wodurch das Quermoment aufgehoben werden Zwecks Nachprüfung des Einflusses des Seitenwinkels kann. auf die Wirkung der Querruder wurden die Unterschiede zwischen den durch Querruderausschlag bei $\beta = 0^{\circ}$ und $\beta \neq 0^{\circ}$ erregten Momenten bestimmt (Punkt 6c). Diese Unterschiede sind für Querruder Nr. 1 in den Zahlentafeln XVIII u. XIX gegeben; es bedeutet ein positiver Wert des Unterschiedes Δc_L oder Δc_N eine Vergrösserung des Momentes durch den Seitenwinkel. Die nebengestellte Werte c_L und c_N sind jene für Seitenwinkel $\boldsymbol{\beta} = 0^{\circ}.$

7. Schlussfolgerungen.

Die im vorhergehenden gegebenen Betrachtungen führen zu Rückschlüsse dessen Hauptpunkte im folgenden kurz zusammengefaszt sind. ¹)

¹⁾ Wo, der Kürze halber das Wort "Momente" benutzt wird, sind die "Beiwerte der Momente" gemeint.

Für Seitenwinkel $\beta = O^{\circ}$.

a. Quermomente für ein einziges Querruder (Punkt 5b). Die Quermomente zeigen in einem groszen Gebiete (Querruder nr. 1 u. 2 für $\gamma = -20^{\circ}$ bis $\gamma = +20^{\circ}$. Querruder Nr. 3 für $\gamma = -25^{\circ}$ bis $\gamma = +10^{\circ}$ oder $+15^{\circ}$) einen praktisch geradlinigen Verlauf mit dem Querruderwinkel. Ein Höchstwert ist im Allgemeinen bei $\gamma = \pm 30^{\circ}$ noch nicht erreicht. Beim Anstellwinkel $a = +25^{\circ}$ ist der Verlauf unregelmäsziger, besonders bei positive Querruderwinkel ist das Moment klein.

Das Quermoment nimmt für positive Querruderwinkel stark ab mit dem Anstellwinkel, für negative Querruderwinkel kann bei kleinen Anstellwinkeln zuerst ein kleiner Zuwachs auftreter.

b. Seitenmomente für ein einziges Querruder (Punkt 5c). Die Seitenmomente zeigen einen Mindestwert in der Nähe von $\gamma = 0^{\circ}$; für grosze positive und negative Querruderwinkel sind sie positiv, für kleine Querruderwinkel können negative Werte auftreten. Das Seitenmoment ändert sich im Allgemeinen wenig mit wachsendem Anstellwinkel, bis dieser den Wert $a = 10^{\circ}$ erreicht hat, bei gröszeren Anstellwinkel nimmt das Moment schnell zu bei positiven und ab bei negativen Querruderwinkeln.

c. Beziehung zwischen Quer- und Seitenmomente (Punkt 5d). Für kleine Querruderwinkel und unterkritische Anstellwinkel läszt sich das Seitenmoment durch die in Formel (1) (siehe S 182) gegebene Form gut darstellen.

Eine auf theoretischen Grunde angenommene Beziehung zwischen dem Beiwert des Gliedes in c_L und dem Auftriebsbeiwert c_a wurde durch die Ergebnisse vorläufig qualitativ bestätigt.

d. Flügel mit zwei Querruder (Punkt 5e). Wenn die Querruder eines Flügels einen entgegengesetzten Ausschlag erhalten, wirken die von jeden verursachten Quermomente in demselben Sinne, die Seitenmomente heben sich im Allgemeinen teilweise auf. Bei kleinen Anstellwinkeln ändert sich das Quermoment nur wenig mit wachsendem Anstellwinkel, bei gröszeren [#]Anstellwinkeln dagegen nimmt das Moment schnell ab. Die Seitenmomente sind ziemlich klein bei Anstellwinkeln bis einschlieszlich 15° (ausgenommen die Momente für Querruder Nr. 3 bei $\alpha = 15^{\circ}$), bei gröszeren Anstellwinkel dagegen sind sie bedeutend. Für einen kleinen Anstellwinkel können die Seitenmomente nahezu aufgehoben werden durch Verstellung der mittleren Lage der Querruder, für gröszere Anstellwinkel ist dies praktisch unmöglich.

e. Vergleich der drei Querruderformen für den praktischen Gebrauch (Punkt 5f). Die Querruder Nr. 3 (mit positiven Verwindung) sind in jeder Hinsicht weniger gut wie die andern. Die Querruder Nr. 2 bieten im Vergleich mit den Querruder Nr. 1 einige Vorteile bei groszen Anstellwinkeln.

Seitenwinkel $\beta \neq 0^{\circ}$, Ausschlagwinkel $\gamma = 0^{\circ}$.

f. Nullmomente (Punkt 6b). Die Quermomente sind klein bis zum Anstellwinkel $a = 10^{\circ}$ und (mit Ausnahme sehr kleiner Anstellwinkel) positiv, bei gröszeren Anstellwinkel bleiben sie positiv und wachsen schnell an. Die Seitenmomente sind bis $a = 15^{\circ}$ klein und positiv, bei gröszeren Winkeln nehmen sie schnell ab und erreichen bei einen Anstellwinkel $a = 25^{\circ}$ einen relativ groszen negativen Wert. Positive Quer- und Seitenmomente wirken in korrigierendem Sinne bei Schieben in einer Kurve. Die Quermomente lassen sich bei Anstellwinkeln bis $a = 10^{\circ}$ durch einen ziemlich kleinen Querruderausschlag aufheben, beim Anstellwinkel $a = + 15^{\circ}$ ist der dazu notwendige Ausschlag schon grosz, während bei $a = + 25^{\circ}$ überhaupt kein Gleichgewicht möglich ist.

Seitenwinkel $\beta \neq 0^\circ$, Ausschlagwinkel $\gamma \neq 0^\circ$.

g. Einflusz des Seitenwinkels auf die Querruderwirkung (Punkt 6c). Die Unterschiede zwischen den durch die Querruder hervorgerufenen Momenten beim Seitenwinkel 0° und bei von Null verschiedenem Seitenwinkel sind in einem groszen Teile des betrachteten Gebietes klein und bleiben innerhalb der Messgenauigkeit. Der Einflusz nimmt anscheinend zu mit wachsendem Anstellwinkel, während er für das hintere Querruder am meisten merklich ist.

Genauigkeit der Messungen.

h. Genauigheit (Punkt 4/ u. Anhang IV). Für Anstellwinkel bis einschliesslich $a = 15^{\circ}$ und Ausschlagwinkel zwischen $\gamma =$ $- 15^{\circ}$ und $\gamma = + 15^{\circ}$ stimmt die Genauigkeit der gegebenen Beiwerte mit die der Messungen überein. Für das übrige Gebiet ist die Messungsgenauigkeit weniger grosz.

i. Berichtigung für Strahlbegrenzung (Punkt 4e u. Anhang III). Die an den Quermomenten anzubringenden Berichtigungen liegen weit innerhalb der Messfehlergrenze, jene für die Seitenmomente erreichen sie in extremen Fällen.

Anhang I.

Dieser Anhang gibt einen Literaturauszug über die Wirkung der Querruder und verwandte Gegenstände.

Anhang II.

Es wird die Ableitung der zur Berechnung der gewünschten Beiwerte aus den Messdaten benutzten Formeln gegeben.

Anhang III.

Der Anhang gibt die Berechnung der Korrektionen, welche wegen der Strahlbegrenzung an die auf einem Flügel mit asymmetrischer Zirkulationsverteilung wirkenden Momente an zu bringen sind. Die Gleichungen sind entwickelt auf Grund der PRANDTL'schen Tragflügeltheorie und Berichtigungsverfahren für Strahlbegrenzung.

Anhang IV.

自己のないたいない。「「「「「「ない」」」というでは、「ない」

Die Genauigkeit der erzielten Ergebnisse wurde durch Vergleichen einer Anzahl doppelten Messungen bestimmt.

Onderzoek van de werking van stuurklappen aan een dikken tapschen vleugel.

RAPPORT A 32.

DOOR

ir. C. KONING en ir. H. J. VAN DER MAAS¹).

Rijksstudiedienst voor de Luchtvaart, Amsterdam.

Overzicht.

In het rapport worden metingen beschreven van de rol- en giermomenten, die door de verstelling van de aan een tapschen uitgedunden vleugel aangebrachte stuurklappen veroorzaakt worden. De metingen omvatten, voor drie verschillende klapvormen aan één vleugel, het geheele gebied van invalshoeken $(-5^{\circ} \text{ tot } + 25^{\circ})$ en klaphoeken (tot $\pm 30^{\circ}$), dat practisch belang heeft. Bovendien worden, eveneens voor het aangegeven gebied, voor twee der klapvormen de resultaten gegeven van metingen bij verschillenden gierhoek.

Model, meetmethode en uitwerking van de verkregen gegevens worden beschreven. De resultaten voor gierhoek 0° worden uitvoerig besproken, van die bij van nul verschillenden gierhoek, waarvoor wel het volledige materiaal gegeven wordt, worden alleen de meest belangrijke bijzonderheden behandeld.

In de bijlagen worden, naast eenige details van meettechnischen aard (Bijlage II en IV), een uitvoerig literatuuroverzicht (Bijlage I) en een berekening van den tunnelwandinvloed voor metingen als hier beschreven worden (Bijlage III) gegeven.

1. Aanleiding tot en omvang van het onderzoek.

Het doel der aan de uiteinden van een vleugel aangebrachte stuurklappen is door verstelling van deze een voor de besturing gewenscht moment om de langsas van het vliegtuig (z.g. rolmoment) te kunnen verkrijgen. Hierbij treedt in het algemeen ook een moment om de in het symmetrievlak gelegen as loodrecht op de langsas (z.g. giermoment) op, dat ongunstig werkt. Worden namelijk de klappen gebruikt om bij het in een bocht naar rechts

1) Het rapport is door beide schrijvers te samen bewerkt, de bijlagen door eerstgenoemden.

gaan het vliegtuig de noodige zijdelingsche helling te geven, dan moet dus door het rolmoment het linkervleugeluiteinde naar boven gebracht worden. Het tegelijkertijd optredende giermoment tracht nu dit vleugeluiteinde naar achteren te draaien en dus een kleinere snelheid te geven, terwijl deze in de bocht juist grooter moet zijn. Het giermoment werkt dus tegen.

Toen zich in het jaar 1921 vragen hierover voordeden, bleek uit de literatuur, dat bij de tot op dat oogenblik uitgevoerde metingen weinig aandacht aan de giermomenten besteed was. De metingen bepaalden zich hoofdzakelijk tot de rolmomenten en de op de klappen werkende momenten, die voor de grootte van de stuurkrachten van belang zijn (*lit.* 10,11, 12 (rol- en klapmomenten); 15, 16, 17 (alleen rolmomenten); 21, 22, 23, 24 (alleen klapmomenten)¹). Een uitzondering hierop werd gevormd door eenige Engelsche metingen (*lit.* 1, 2), waarbij ook giermomenten bepaald werden. Deze waren echter uitgevoerd met een rechthoekig vleugelmodel met constant, dun profiel. De vorm van het model verschilde hierbij dus belangrijk van de vleugels met dik profiel en naar buiten toe sterk afnemende koorddiepte en profieldikte, zooals deze bij voorbeeld bij de FOKKER-verkeersvliegtuigen gebruikt worden.

Ten einde nu over dit onderwerp nadere gegevens te verkrijgen werd een uitgebreid modelonderzoek uitgevoerd. Doel van dit onderzoek was in de eerste plaats het meten van de rol- en giermomenten, die door de stuurklappen aan een vleugel van het bovenbedoelde type in normale vlucht veroorzaakt worden. Daarnaast kwamen echter nog twee andere vraagpunten, die voor de algemeene besturingseigenschappen van het vliegtuig van belang zijn en wel de werking van de klappen bij overcritischen invalshoek van den vleugel en de met en zonder klapverstelling optredende momenten bij een van nul verschillenden gierhoek. Het eerste was van beteekenis, omdat bekend was, dat bij sommige vliegtuigen met vleugels van anderen vorm in dit gebied, dus in z.g. overtrokken toestand, de dwarsbesturing zeer veel te wenschen overliet, terwijl de momenten bij van nul verschillenden gierhoek belangrijk zijn voor de beoordeeling van het gedrag van het vliegtuig bij zijslippen. Teneinde den omvang van het onderzoek te beperken werden alle metingen slechts met één vleugel uitgevoerd, waaraan echter drie verschillende vormen van klappen (zie punt 2) aangebracht werden. Tabel I geeft een overzicht van de uitgevoerde metingen.

Het onderzoek werd in den loop van de jaren 1922 en 1923 uitgevoerd. Door tijdsgebrek konden de resultaten echter niet verder dan voor direct gebruik noodig was uitgewerkt worden, zoodat publicatie achterwege moest blijven.

1) Deze getalien verwijzen naar de in Bijlage I gegeven literatuur.

Hoewel in de volgende jaren in het buitenland tal van onderzoekingen uitgevoerd werden, waarbij ook giermomenten bepaald werden en het gebied der metingen zich uitstrekte tot boven den critischen invalshoek en van nul verschillenden gierhoek, bleven deze hoofdzakelijk beperkt tot nagenoeg rechthoekige vleugels met dun profiel (*lit.* 3 t/m. 9). Alleen bij Amerikaansche onderzoekingen werden stelselmatig de invloed van profieldikte en vleugeluitdunning nagegaan, doch hierbij werden geen giermomenten gemeten en de vleugels alleen in symmetrischen stand ten opzichte van de strooming onderzocht (*lit.* 14, 20).

De overwegingen, die indertijd tot uitvoering van het onderzoek leidden, zijn dus ook thans nog grootendeels geldig, zoodat publicatie van het zeer uitvoerige materiaal van belang blijft. Door tijdsgebrek was echter een deels ongewenschte beperking noodig. Bij het onderzoek van het bij gierhoek 0° verkregen materiaal bleek, dat een der gebezigde klapvormen in alle opzichten minder gunstig was dan de beide anderen. Voor dezen klapvorm werd daarom de zeer tijdroovende uitwerking van de resultaten voor van nul verschillenden gierhoek voorloopig achterwege gelaten, zoodat deze uitkomsten niet in het rapport opgenomen konden worden. De resultaten verkregen bij de metingen met gierhoek 0° worden uitvoerig besproken. Voor van nul verschillenden gierhoek daarentegen wordt alleen op eenige typische verschijnselen, die samenhangen met dezen bijzonderen stand van het model, nader ingegaan. Een vergelijking van de verkregen uitkomsten met de uit de literatuur bekende voor klappen aan andere vleugelvormen moest, hoezeer ook gewenscht, eveneens ter wille van de beperking achterwege blijven.

2. Beschrijving van het model.

Voor het onderzoek werd een bestaand model van een FOKKERvleugel gebruikt. Dit model was uitgevoerd in gepolitoerd mahoniehout. De hoofdmaten van het model zijn in fig. 1 gegeven, de gegevens

Vleugelmodel nr. 14.

De profielen van de doorsneden A-A enz. zijn gegeven in Tabel II.



Fig. 1.

van de profielen van de in deze figuur aangegeven doorsneden in Tabel II. Daar het model eerst langen tijd na de uitvoering van de metingen opgemeten werd, bestaat de mogelijkheid, dat de gegeven maten, als gevolg van trekken van het model, eenigszins verschillen van die van het model tijdens de metingen. Het is dus ook niet met zekerheid te zeggen of de uit Tabel II blijkende, niet onbelangrijke asymmetrie van de invalshoeken ook reeds bij de metingen bestond. Overigens werd, op de in punt 4b aangegeven wijze, getracht den invloed van deze asymmetrie op de uitkomsten te elimineeren door verdubbeling van de metingen. In hoeverre hiermee het gewenschte resultaat bereikt werd, wordt in Bijlage IV nader besproken.

Om na te gaan, welken invloed een verdraaiing van den klap, waarbij de verschillende doorsneden hoeken met elkaar maken, heeft, werden drie verschillende klapvormen gebezigd. Deze klappen, die, afgezien van de verdraaiing en van de grootte van het balansvlak, practisch gelijkzijn, waren van den aan deze vleugels gebruikelijken vorm met buiten den vleugel uitstekend balansvlak (fig. 2). Klap nr. 1 (fig. 2a) had geen verdraaiing, klap nr. 2 (fig. 2b) daarentegen bestond van binnen naar buiten uit een recht

De bij het onderzoek gebezigde klappen : a. klap nr. 1;

Fig. 2a b. klap nr. 2, in omgekeerden stand klap nr. 3.



Fig. 2b

deel, een deel met verdraaiing en een recht deel met het eveneens rechte balansvlak, waarbij de verdraaiing zoodanig was, dat het buitendeel 4°15' minder invalshoek had dan het binnendeel. De klappen nr. 2 werden als klappen nr. 3 gebruikt door hen om te wisselen, waardoor het buitendeel van de klap dus 4°15' meer invalshoek dan het binnendeel kreeg.

De klappen, die in messing uitgevoerd waren, werden met scharniertjes aan den vleugel bevestigd en hadden op het ondervlak een gespleten stift, waardoor een op den vleugel geplaatst stelboogje gleed en met behulp van een stelschroefje vastgeklemd kon worden ter verzekering van den hoek van den klap ten opzichte van den vleugel. Aan de afdichting van de spleet tusschen klap en vleugel werd geen bijzondere aandacht besteed. Daar echter de voorrand van den klap rond en de overeenkomstige achterrand van den vleugel hol gemaakt waren en de klap zoo goed mogelijk aanliggend tegen den vleugel aangebracht was, mag aangenomen worden, dat de spleetinvloed bij de proeven van weinig beteekenis was.

3. Beschrijving van de meetmethode.

a. Algemeen. Voor het bepalen van het rol- en giermoment was het noodig bij de verschillende standen van het model het windkrachtmoment te meten om twee verschillende assen. Deze assen behoeven niet noodzakelijk samen te vallen met die, waarop de gevraagde momenten betrokken zijn, mits zij slechts zoo gekozen worden, dat deze door een eenvoudige herleiding uit de metingsresultaten gevonden kunnen worden (zie punt 4).

Aanvankelijk werd de meting van beide momenten gescheiden gehouden, zoodanig dat eerst voor alle invals- en klaphoeken het moment om één as gemeten werd en daarna met een andere ophanging dat om een andere as. Later werd echter de ophanging van het model gewijzigd, zoo dat met éénzelfde ophanging de momenten om twee verschillende assen gemeten konden worden, waardoor een belangrijke tijdsbesparing verkregen werd. De beide metingsmethoden zullen hier verder aangegeven worden als ophanging 1 en 2, in het eerste geval verder gesplitst in a en b.

b. Beschrijving van ophanging 1. Deze ophanging is schematisch aangegeven in de fig. 3 en 4. Het model werd met een aantal dunne staaldraden a zoo opgehangen, dat het vrij kon draaien om een as A-A. Bij de ophanging 1a (fig. 3) is deze as de snijlijn van het ondervlak met het symmetrievlak van het model, bij de ophanging 1b (fig. 4) ligt zij in dit symmetrievlak loodrecht op de windrichting en snijdt het model in een punt O, dat ongeveer 20% van de koorddiepte achter den voorrand van het model ligt. De draaiing om deze as werd echter belet door den meetdraad b, die aan de balans B verbonden was. Bij de ophanging 1a was deze verbinding rechtstreeks, zoodat met de balans de



Ophanging 1a. M: model; A A: metingsas; B: balans.



Fig. 4.

kracht in de meetdraad bepaald werd. Bij de ophanging 1b daarentegen was de draad op eenigen afstand voor het model vertakt, waarbij dan de eene draad aan de tunnelwand, de andere aan de balans bevestigd was. De betrekking tusschen de balansaanwijzing en de kracht in den meetdraad werd door een ijking bepaald. Hiertoe werd aan het model een draad aangebracht, die naar voren over een katrol liep en waaraan gewichten van verschillende grootte werden opgehangen. Het bevestigingspunt van dezen draad was het spiegelbeeld van het aangrijpingspunt van de meetdraad ten opzichte van het symmetrievlak van het model. Om in den meetdraad en bij ophanging 1*a* ook in de ophangdraden een voldoende voorspanning te krijgen, werden de draden *c* met tegengewichten aangebracht.

De wijze, waarop uit de gemeten krachten de gevraagde momenten berekend werden, is beschreven in punt 4 en Bijlage II.

c. Beschrijving van de ophanging 2. Bij deze ophanging, die in fig. 5 schematisch aangegeven is, was het model, bij losgelaten meetdraden, draaibaar om iedere willekeurige door het punt O gaande as, die gelegen is in het vlak door de loodlijn B B en het

Ophanging 2.

M: model; B_1 , B_2 : balansen; de metingsassen liggen in het vlak B(0)BC.



Fig. 5.

achterste ophangpunt C. Dit punt C was het achterste punt van een staafje met lensvormige doorsnede, dat op het achterste deel van het ondervlak van het model bevestigd was en bij verstelling van den gierhoek zoo verdraaid werd, dat het evenwijdig was aan het vlak door de loodlijn B B en de relatieve windrichting. Hierdoor

viel het vlak, waarin de metingsassen gelegen zijn, bij gierhoek 0° samen met het symmetrievlak van het model, terwijl het bij de overige gierhoeken hiermede een hoek maakte. De bedoelde bewegelijkheid van het model werd verkregen door het punt O, dat ook hier op ong. 20 % van de koorddiepte achter den voorrand van het model lag, vast te houden met de ophangdraden a, terwijl de draad d draaiing om een as loodrecht op het vlak der metingsassen belette. De meetdraden b_1 en b_2 waren op dezelfde wijze als bij de ophangingen 1a en 1b aangebracht en bevestigd aan de balansen B₁ en B₂. Werd een van deze meetdraden vastgehouden, dan was alleen nog draaiing mogelijk om een door het punt O gaande as, die de snijlijn is van het vlak der metingsassen en het vlak door het punt O en den vastgehouden meetdraad, zoodat met den anderen meetdraad het moment om deze as gemeten werd. Voor het bepalen van de betrekking tusschen de kracht in den meetdraad b2 en de aanwijzing van de balans B₂ werd op dezelfde wijze een ijking uitgevoerd als boven voor de ophanging 1b beschreven werd. Voor zoover noodig voor het verkrijgen van voorspanningen waren ook hier draden c met tegengewichten aangebracht.

Het berekenen van de te bepalen momenten uit de gemeten krachten zal in punt 4 en Bijlage II besproken worden.

d. Het verstellen en meten van de hoeken. Zooals reeds in punt 1 werd aangegeven, moesten bij de metingen twee hoeken, die den stand van het model als geheel ten opzichte van de windrichting bepalen, veranderd worden. Deze hoeken werden als "invalshoek" en "gierhoek" aangegeven. Als invalshoek a werd aangenomen de hoek, dien de in het symmetrievlak van het model gelegen raaklijn aan het ondervlak ("middenkoorde") maakt met het horizontale vlak¹), terwijl de gierhoek β bepaald werd als de hoek tusschen het symmetrievlak van het model en de relatieve windrichting.

Zooals in fig. 6 is aangegeven kunnen deze hoeken ook opgevat worden als draaiingen om twee der assen van een vast in de tunnel aangenomen rechthoekig assenstelsel. De oorsprong van dit stelsel valt samen met het punt O van het model (zie punt 3b en c). De x-as ligt in de relatieve windrichting en is tegengesteld gericht aan deze. De z-as wordt gevormd door de loodlijn in de tunnel, terwijl haar richting zoo is, dat haar positieve einde vanuit het model gezien naar boven wijst, d.w.z. dat het bovenvlak van het model en het positieve deel van de z-as aan dezelfde zijde van O liggen. De ij-as staat loodrecht op het vlak door de x- en z-as, en is zoo

¹⁾ Dit "horizontale vlak" is alleen juist in het geval van normale tunnelmetingen, in een meer algemeene definitie behoort het vervangen te worden door "vlak door de relatieve windrichting en loodrecht op het symmetrievlak van den vleuge!".

gericht, dat een rechtsch stelsel gevormd wordt. Voor a = 0, $\beta = 0$ valt de middenkoorde van het model samen met de x-as. De stand met invalshoek a en gierhoek β wordt nu verkregen door eerst het model in negatieven zin over een hoek a om de ij-as en daarna, eveneens in negatieven zin, over een hoek β om de z-as te draaien. De positieve draaiingsrichting wordt hierbij, als gebruikelijk, zoo aangenomen, dat b.v. bij een positieve draaiing om de z-as het positieve deel van de x-as zich naar den oorspronkelijken stand van het positieve deel van de ij-as toe beweegt.

Definitie van invalshoek α en gierhoek β :

x y z : vast assenstelsel in de tunnel (windassen), x valt samen met de tunnelas en is naar voren gericht.

X Y Z : aan het model verbonden assenstelsel (vliegtuigassen), zooals in fig. 7 is aangegeven.



Fig. 6.

De hier gebruikte definitie der hoeken heeft het meettechnische voordeel, dat een onafhankelijke verandering van een van beide bij de gebezigde ophangingen verkregen kon worden door een eenvoudige verstelling.

De invalshoek werd versteld door verandering van de lengte van de achterste ophangdraden (achterste draden a bij de ophangingen 1a en 1b, draad d bij de ophanging 2) en gemeten met een hoekmeetwaterpas, dat op het middendeel van het ondervlak van het model geplaatst werd.

Verstelling van den gierhoek was op eenvoudige wijze mogelijk, doordat het middendeel van het boven de tunnel geplaatste balansgestel gevormd werd door een draaischijf. De balansen werden nu op deze draaischijf geplaatst, terwijl alle draden of aan deze schijf bevestigd waren of hun bevestigingspunt aan den tunnelwand, evenals het punt O, loodrecht onder het draaipunt lagen. Een uitzondering hierop vormden de bevestigingspunten van de meetdraden b resp. b_2 bij de ophangingen 1b en 2. De hoekverdraaiing van de draaischijf en daarmede de gierhoek van het model werd aan een verdeelden cirkelrand afgelezen.

De hoek γ van de klappen ten opzichte van het model werd gesteld met behulp van een hoekmeetkijker met kruisdraden en verdeelden cirkelrand. Als nulstand van den klap werd die stand aangenomen, waarbij het binnendeel van den klap gelijk kwam met het aangrenzende deel van den vleugel. De positieve zin voor den klaphoek was dezelfde als die voor den invalshoek.

e. Meting van lift, drift en duikmoment. Om eenige verdere aerodynamische gegevens van het gebruikte model te verkrijgen, werden ook lift, drift en duikmoment bij verschillende invalshoeken gemeten, echter alleen bij gierhoek 0° en met klappen nr. 1 in nulstand.

Deze meting werd op de gewone wijze, als in rapport A 76 1) beschreven is, uitgevoerd.

Het uitwerken van de verkregen gegevens.

a. Assenstelsel, notaties. De op een vleugel werkende krachten en momenten kunnen gegeven worden door hun componenten in eenig assenstelsel. Hiervoor zijn twee systemen in gebruik, die onderscheiden kunnen worden als "windassen" en "vliegtuigassen". Bij de eerste soort zijn de asrichtingen deels door de relatieve windrichting, deels door den stand van den vleugel ten opzichte van deze gegeven, bij de tweede daarentegen worden de assen vast aan het vliegtuig verbonden gedacht. Het in punt 3d voor het vastleggen der hoeken α en β gebruikte assenstelsel zijn dus windassen, evenals de bij gewone draagvlakmetingen gangbare richtingen voor de lift en drift. Vliegtuigassen hebben echter voor dynamische berekeningen het groote voordeel, dat de in de bewegingsvergelijkingen voorkomende traagheids- en centrifugaalmomenten bij het gebruik van deze assen constanten zijn. De uitkomsten der metingen werden dan ook op vliegtuigassen omgerekend.

Fig. 7 geeft het aangenomen assenstelsel. Dit is een rechtsch, rechthoekig stelsel met den oorsprong in het punt O, dat, zooals reeds in punt 3b en c aangegeven is, ligt in de snijlijn van onderen symmetrievlak van het model op ong. 20 % van de koorddiepte achter den voorrand van den vleugel. De X-as valt samen met de middenkoorde van het model en is naar voren gericht. De Z-as ligt in het symmetrievlak van het model met de positieve richting

¹⁾ Verslagen en Verhandelingen van den Rijks Studiedienst voor de Luchtvaart, Amsterdam. Deel III, 1925, blz. 129 e.v.

naar boven. De Y-as staat loodrecht op het vlak door de X- en Z-as en is, in de vliegrichting ziende, naar links gericht.

Het hier aangenomen assenstelsel verschilt in twee opzichten van het meest gewenschte voor het geval, dat een compleet vliegtuig beschouwd wordt. Hierbij zal in de eerste plaats de oorsprong van het assenstelsel samen dienen te vallen met het zwaartepunt van het vliegtuig en ten tweede is het wenschelijk als X- en Z-as de beide in het symmetrievlak gelegen hoofdtraagheidsassen te nemen. Daar hiervoor echter in het beschouwde geval niet voldoende gegevens beschikbaar waren en de omrekening op nieuwe assen indien gewenscht, zeer eenvoudig is, werd zij hier achterwege gelaten.

Assenstelsel, waarop de uitkomsten van de metingen omgerekend zijn (vliegtnigassen).



De assen, om welke bij de metingen de momenten bepaald werden, verschillen echter, behoudens een enkele uitgondering, van die van het aangenomen stelsel. De bepaling van den stand van de metingsassen ten opzichte van de vliegtuigassen is in Bijlage II, punt A, gegeven. Tabel III geeft hiervan de uitkomsten.

Т	A	В	Е	L	III.
*	л	D	124	ы.	****

	monthe					
Vliegtuig-	Ophanging	Ophanging 1b.	Ophanging 2.			
assen.	1a. Metingsas 1.	Metingsas 2.	Metingsas 1.	Metings- as 2.		
x	+ 1	$+\sin \alpha$	+ $\frac{\cos^2 a \cos^2 \delta}{\sqrt{1-\sin^2 a \cos^2 \delta}}$	$+ \sin a$		
Y	0	0	$+\frac{\sin\delta}{\sqrt{1-\sin^2\alpha\cos^2\delta}}$	· O		
Z	0	$+\cos \alpha$	$\frac{\sin a \cos a \cos \delta}{\sqrt{1-\sin^2 a \cos^2 \delta}}$	$+\cos \alpha$		

Richtingscosinussen van de metingsassen.

Hierin is α le in punt 3*d* gedefiniëerde invalshoek, δ de hoek tusschen de verbindingslijn van voorste en achterste ophangpunt en het symmetrievlak van het model (zie punt 3*c* en Bijlage II, punt A*c*).

De momenten om de assen X, Y en Z zullen resp. rolmoment, duikmoment en giermoment genoemd en met de letters L, M en N aangegeven worden. De momenten zijn positief, indien zij het vrijgelaten model in positieven zin (zie punt 3d) zouden draaien.

14

b. Het berekenen van de momenten om de metingsassen. De eerste stap voor het bepalen van de gevraagde momenten is het uit de balanswaarnemingen berekenen van de momenten om de metings-assen, d.w.z. die assen, waarom het model bij de meting draaibaar opgehangen was. De afleiding van de hiertoe benoodigde formules is in Bijlage II, punt B gegeven. Zij luiden :

voor ophanging
$$1a : M_1 = P_1 l_1 \cos \alpha$$

voor ophanging $1b : M_2 = P_2 l_2 \cos \beta$
voor ophanging $2 : M_1 = P_1 l_1 \frac{\cos \alpha \cos \delta}{\sqrt{1 - \sin^2 \alpha \cos^2 \delta}}$
 $M_2 = P_2 l_2 \cos \beta$

Hierin zijn P_1 , P_2 de in den verticalen, resp. horizontalen meetdraad werkende krachten ; l_1 , l_2 de afstanden van het aangrijpingspunt van deze meetdraden tot het punt O.

De kracht P_1 werd bij beide ophangingen rechtstreeks met de balans B_1 gemeten, P_2 daarentegen wordt verkregen door de aanwijzing van balans B_2 te vermenigvuldigen met een door ijking bepaalden factor (zie punt 3b).

Teneinde den invloed van asymmetrie van het model en van de ophanging, welke vooral bij grootere invalshoeken niet onbelangrijk bleek te zijn, uit te schakelen, werd op de volgende wijze het gemiddelde van de werking van linker- en rechterklap bepaald. Voor de metingen met gierhoek 0° werden de momenten M_1 en M_2 gemeten zoowel met rechterklap onder a° , linkerklap 0°, als omgekeerd en hieruit, rekening houdende met de teekenomkeering der momenten, die het gevolg is van het verwisselen van rechteren linkerklap, het gemiddelde bepaald. Bij gierhoek \pm 0° werd zoowel met gierhoek $+\beta^\circ$ als met gierhoek $-\beta^\circ$ met beide klapstanden gemeten en die waarden gecombineerd, waarbij de verstelde klap voor, resp. achter was.

c. Het berekenen van de momenten om de vliegtuigassen. De verkregen momenten om de metingsassen moeten nu nog omgerekend worden in die om de vliegtuigassen. Deze omrekening, die uitgaat van de in Tabel III gegeven richtingscosinussen, is in Bijlage II, punt C, gegeven. De uitkomsten hiervan zijn: voor ophanging $1: L = M_1$

$$N = \frac{M_2}{\cos a} - M_1 \text{ tg } a$$

voor ophanging 2: L = $M_1 \frac{\sqrt{1 - \sin^2 a \cos^2 \delta}}{\cos \delta} + M_2 \sin a - M_1 \tan^2 \delta$

$$N = -M_1 \frac{\operatorname{tg} \alpha | \sqrt{1 - \sin^2 \alpha \cos^2 \delta}}{\cos \delta} + M_2 \cos \alpha + M_2 \cos \alpha$$

+ M tg a tg $\delta = -P_1 l_1 \sin a + M_2 \cos a + M$ tg a tg δ Hieruit blijkt, dat voor ophanging 1 de omrekeningsformules voor alle gierhoeken hetzelfde zijn en dat de door meting bepaalde momenten M_1 en M_2 volledig voldoende zijn om de gevraagde rol- en giermomenten te berekenen.

Dit laatste geldt ook voor ophanging 2, voor zoover metingen bij gierhoek 0° betreft, daar hierbij ook de hoek δ nul is. Voor andere waarden van den gierhoek is dit echter niet het geval, daar hierbij de waarde van δ van nul verschilt en dus zoowel voor L als voor N een term optreedt, die het duikmoment M bevat. Dit moment werd bij de metingen niet bepaald, de waarde ervan is echter uit een andere meting wel bekend voor het model.met klappen nr. 1 bij gierhoek 0° en klaphoek 0° (zie Tabel XX). Worden deze waarden ingevoerd, dan blijken de termen in M, vergeleken met die in M1 en M2, wat orde van grootte betreft, het karakter van een correctie te hebben. Uit buitenlandsche metingen (lit. 1, 2, 37, 45) is bekend, dat voor gierhoeken als hier bij de metingen beschouwd worden, het duikmoment van een vleugel weinig beïnvloed wordt door een verandering van gierhoek en door een klapverstelling. Verder mag verondersteld worden, dat ook de vorm van den klap in dit opzicht van weinig beteekenis zal zijn. Op grond van deze overwegingen werd aangenomen, dat de termen in M berekend mogen worden met de in het bovengenoemde speciale geval verkregen waarden.

d. Het berekenen van de coëfficienten. De verkregen rol- en giermomenten werden nu uitgedrukt in dimensielooze coëfficienten met behulp van de formules :

$$\mathbf{L} = c_L \mathbf{q} \mathbf{O} \mathbf{b}$$
$$\mathbf{N} = c_N \mathbf{q} \mathbf{O} \mathbf{b}$$

Hierin zijn : c_L , c_N = rol-, giermoment-coëfficient,

 $q = \frac{1}{2} \rho V^2 = stuwdruk,$

0 = vleugeloppervlak,

b = vleugelbreedte.

Opgemerkt dient te worden, dat als lengteafmeting van het model hier de draagvlakbreedte b ingevoerd is, in tegenstelling

met het bij duikmomenten gangbare gebruik, waarbij hiervoor de koorddiepte *t* aangenomen wordt. De in Tabel XX gegeven duikmoment-coëfficienten zijn dan ook op deze laatste wijze berekend.

e. Correcties. De wijze, waarop getracht werd den invloed van asymmetrie van model en ophanging uit te schakelen is reeds besproken (zie punt 4b). In Bijlage IV, punt c t/m f, wordt bij de beschouwing over de nauwkeurigheid van de metingen, nagegaan in hoeverre zij aan het gestelde doel beantwoordt.

Het meten en aanbrengen van correcties voor draadweerstand was hier niet noodig. Eenerzijds waren de ophangingen nagenoeg symmetrisch, zoodat de door de luchtkrachten op ophang- en meetdraden veroorzaakte momenten klein waren, anderzijds hebben deze momenten hetzelfde karakter als die veroorzaakt door asymmetrie van het model en worden dus tegelijk met deze weggecorrigeerd.

De in de tunnel op het model werkende momenten zullen door de aanwezigheid van den tunnelwand verschillen van die, welke op zouden treden, indien de luchtstroom onbegrensd was. Een theoretische beschouwing hierover en de berekening van de correcties voor een vleugel met gierhoek 0° is in Bijlage III gegeven. Hierbij wordt uitgegaan van de door PRANDTL¹) aangegeven en voor het berekenen van de correcties voor invalshoek en weerstand voor een vleugel met symmetrische liftverdeeling gebruikte methode.

Zooals in Bijlage III, punt n, aangetoond is, valt, voor het hier gebruikte model, de correctie voor het rolmoment ver binnen de in punt 4/ te bespreken grenzen van de metingsnauwkeurigheid. Voor het giermoment wordt in uiterste gevallen deze grens juist bereikt, zoodat het niet noodig geoordeeld werd deze correctie aan te brengen.

f. Nauwkeurigheid van de metingen. In Bijlage IV zijn eenige beschouwingen gegeven over de nauwkeurigheid van de metingen, waarbij door vergelijking van de uitkomsten van onder verschillende omstandigheden herhaalde metingen een schatting wordt verkregen van de grootte der metingsfouten, die kunnen voorkomen. Hierbij blijkt, dat de nauwkeurigheid, waarmede in het volgende de coëfficienten gegeven zullen worden, namelijk voor de rolmomenten tot 0.001 en voor de giermomenten tot 0.0001 (voor gierhoek 0°, invalshoek van -5° tot en met +15°, klaphoek van -15° tot +15°) of 0.0005 (voor alle overige gevallen), voor alle invalshoeken, behalve +25° en voor niet te groote klap-

¹⁾ Prandti I., Tragflügeltheorie. II. Mitteilung. Nachr. v. d. Kön. Ges. d. Wissensch. z. Göttingen. Math. phys. Kl. 1919. Heft 1. S. 123.

hoeken (van -15° tot $+15^{\circ}$) goed overeenstemt met de gevonden foutengrenzen. Voor grootere klaphoeken en bij invalshoek $+25^{\circ}$ kunnen grootere fouten voorkomen.

5. Resultaten van het onderzoek voor gierhoek $\beta = 0^{\circ}$.

a. Algemeen. De uitkomsten van dit deel der metingen zijn verzameld in Tabel IV t/m VI. De hierin gegeven momenten zijn die, welke het gevolg zijn van de verstelling van één klap, terwijl de andere in den stand $\gamma = \theta^{\circ}$ gehouden werd. In verband met de keuze van het assenstelsel (zie punt 4a) gelden de hier aangegeven teekens voor den linkerklap. In het volgende worden nu eerst deze resultaten besproken (b t/m d), waarbij tevens getracht wordt een verband tusschen rol- en giermomenten aan te geven.

Voor de besturing van een vliegtuig heeft echter de werking van één klap geen beteekenis, daar hierbij steeds beide klappen in tegengestelden zin een uitslag krijgen. Wordt aangenomen, dat de werking van de klappen onderling onafhankelijk is, dan kunnen voor dit geval de momenten verkregen worden door optelling van die voor beide klappen afzonderlijk. Dit werd voor een aantal gevallen uitgewerkt (e), waarbij ook nagegaan werd, wat hierbij de beteekenis is van den nulstand van de klappen, d.w.z. de stand, dien de klappen hebben ten opzichte van den vleugel, wanneer de uitslag van beide gelijk is en dus geen moment geleverd wordt.

Alle metingen werden uitgevoerd bij een windsnelheid van ong. 26 m/sec. Teneinde na te gaan of binnen het in de tunnel bereikbare snelheidsgebied de windsnelheid invloed heeft op de uitkomsten, dus of er in dit gebied eenig schaaleffect bestaat, werd een enkele metingsserie uitgevoerd met verschillende snelheden. De resultaten hiervan zijn in Tabel VII gegeven. Hierin beteekenen P_1 en P_2 de met de balansen B_1 en B_2 (zie punt 3c)

TABEL VII.

Meting bij verschillende snelheden.

2	Klaphoek $\gamma = +10^{\circ}$				Klaphoek $\gamma = -10^{\circ}$			
	P ₁	P_1/l	P ₂	P_2/l	P ₁	P_1/l	P ₂	P _{2/1}
50	33	0.66	1	0.02	33	0.66	32	0.07
100	68	0.68	2	0.02	65	0.65	75	0.075
150	995	0.663	3	0.02	925	0.617	125	0.08 ³
200	134	0.67	45	0.022	121	0.605	16 ⁵	0.082
250	168	0.672	55	0.022	151	0.604	21	0.084

Klappen nr. 2, invalshoek $\alpha = +$ 0.2°, gierhoek $\beta = 0^{\circ}$.

gemeten krachten, die het gevolg zijn van de aangegeven klapverstelling. Deze krachten zijn hier gegeven in grammen. Zij zijn, behoudens de in punt 4c besproken omrekening, evenredig met de rol- en giermomenten. De grootheid l geeft de aanwijzing van den micrometer voor snelheidsregeling en is evenredig met den stuwdruk $\frac{1}{2}\rho V^2$, waarbij l = 250 overeenkomt met de snelheid, waarmede alle overige metingen uitgevoerd werden.

Rolmomentcoëfficient c_L op klaphoek γ voor klap nr. 1 bij gierhoek $\beta = 0^{\circ}$. $-\bullet$: invalshoek $a = -5.0^{\circ}$, ----o: invalshoek $\alpha = 0.2^{\circ}$. $_{-+}$: invalshoek $\alpha = 5.3^{\circ}$. ---- : invalshoek $\alpha = 10.5^{\circ}$, $-\Box$: invalshoek $\alpha = 15.5^{\circ}$. Δ ----- Δ : invalshoek $\alpha = 25.3^{\circ}$, CL 0.02 0.020 0.019 0.010 0.009 ₽ 0.00 • -0.010 -0.01 -0.020 -0.02 -0.0 - 30 -20 ~10 10 20 30 O -¥

Fig. 8

De krachten P, gedeeld door l, komen dus, afgezien van constante getallenfactoren, overeen met de coëfficienten van de momenten om de metingsassen. Constant zijn van deze beteekent afwezigheid van schaaleffect. Dit is voor $\gamma = +10^{\circ}$ practisch het geval, voor $\gamma = -10^{\circ}$ is voor kleinere waarden van l eenig verloop merkbaar, waarbij echter voor P₂ de afwijkingen bedenkelijk dicht bij de metingsnauwkeurigheid komen. Boven l = 150, hetgeen overeenkomt met een snelheid van 20 m/sec. zijn echter ook voor P₁ de-waarden van P/l practisch constant.

Giermomentcoëfficient c_N op klaphoek γ voor klap nr. 1 bij gierhoek $\beta = 0^{\circ}$.

> • _____• : invalshoek $\alpha = -5.0^{\circ}$, • ____• : invalshoek $\alpha = 0.2^{\circ}$,

+----+ : invalshoek $\alpha = 5.3^{\circ}$, ×-----× : invalshoek $\alpha = 10.5^{\circ}$, □----□ : invalshoek $\alpha = 15.5^{\circ}$, Δ ----- Δ : invalshoek $\alpha = 25.3^{\circ}$.





b. Resultaten voor de afzonderlijke klappen. Rolmomenten. De rolmoment-coëfficienten zijn in de fig. 8, 10 en 12 voor de drie klappen afzonderlijk als functie van den klaphoek γ uitgezet. Het algemeene karakter is voor de drie klappen hetzelfde. Voor invalshoeken onder den kritischen verloopt het rolmoment practisch lineair met den klaphoek γ in een gebied, dat, afgezien van enkele onregelmatigheden, zich ongeveer uitstrekt van $\gamma = -20^{\circ}$ tot $\gamma = +20^{\circ}$, behalve voor klap nr. 3, waar de grenzen gelegen zijn bij ongeveer -- 25° en tusschen + 10° en + 15°. Buiten dit



gebied neemt het rolmoment minder sterk toe, een maximum wordt echter in het algemeen voor $\gamma = \pm 30^{\circ}$ nog niet bereikt.

Bij grooten invalshoek $(+25^{\circ})$ is het verloop onregelmatiger. De krommen behouden voor negatieve klaphoeken hetzelfde karakter als bij kleinere invalshoeken, hoewel de momenten hier kleiner zijn, voor positieve daarentegen buigen de krommen reeds bij $\gamma = 0^{\circ}$ in meerdere of mindere mate af en blijven de momenten ook bij groote klaphoeken zeer klein.



De beproken krommen wijzen op een vrij regelmatigen invloed van den invalshoek. Om dezen nader te kunnen beschouwen, zijn in fig. 14 en 15 de rolmoment-coëfficienten voor constanten klaphoek als functie van den invalshoek uitgezet. Fig. 14 geeft op deze wijze de waarden voor klap nr. 1 bij verschillende klaphoeken. Hieruit blijkt, dat voor positieve klaphoeken de coëfficient sterk afneemt bij toenemende invalshoek. Voor negatieve klaphoeken treedt eerst een toename op, totdat bij een invalshoek van + 5° tot + 10° een maximum bereikt wordt, waarna de waarde sterk afneemt. In fig. 15 zijn op dezelfde wijze de uitkomsten voor de drie klappen uitgezet, waarbij echter ter wille van de duidelijkheid de klaphoeken gescheiden zijn gehouden. Over het algemeen vertoonen de klappen nr. 2 en 3 hetzelfde karakter als voor klap nr. 1 reeds besproken werd. Bij grootere negatieve klaphoeken is voor klap nr. 3 het maximum minder



geprononceerd en treedt het reeds bij kleineren invalshoek op. Voor grootere positieve klaphoeken blijkt voor de klappen, wat de grootte van het moment bij gelijke klaphoek en invalshoek betreft, een regelmatige volgorde te bestaan en wel nr. 2 met de grootste waarde, daarna nr. 1 en nr. 2. Voor de overige klaphoeken bestaat geen zoo opvallend verschil.

De hier waargenomen afname van den rolmoment-coëfficient

178

met toenemenden invalshoek is een van de oorzaken van verminderde werking van de klappen bij kleinere vliegsnelheid. Een andere oorzaak mag echter bij de bespreking van deze vraag niet uit het oog verloren worden. Tot nu toe werd gesproken over den coëfficient, terwijl de momenten, behalve met dezen, ook evenredig zijn met het kwadraat van de vliegsnelheid, zoodat zelfs bij een constante waarde van den coëfficient het moment sterk af zal nemen bij vermindering van deze laatste.

Giermomentcoëfficient c_N op klaphoek γ voor klap nr. 3 bij gierhoek $\beta = 0^{\circ}$. $-\bullet$: invalshoek $\alpha = --5.0^\circ$, o----o: invalshoek $\alpha = 0.2^{\circ}$. $^{-+}$: invalshoek $\alpha = 5.3^{\circ}$. \times -----× : invalshoek $\alpha = 10.5^{\circ}$, --- : invalshoek $\alpha = 15.5^{\circ}$, $----\Delta$: invalshoek $\alpha = 25.3^{\circ}$. Δ-CN 0.010 0.00 0.001 0,004 0,002 ø -0,002 -0,00 -40 - 30 +20 -10 20 40 ŏ Fig. 13.

c. Resultaten voor de afzonderlijke klappen. Giermomenten. Op dezelfde wijze als boven voor de rolmomenten besproken werd, zijn in fig. 9, 11 en 13 de coëfficienten voor de giermomenten als functie van den klaphoek uitgezet. Het karakter van alle krommen, die natuurlijk door het punt $\gamma = 0$, $c_N = 0$ behooren te gaan, is hetzelfde. In de omgeving van het punt $\gamma = 0$ vertoonen zij een minimum met negatieve waarde van c_N , welke echter ook praktisch nul kan zijn. Aan weerszijden van dit minimum neemt de waarde van c_N eerst langzaam, daarna sneller toe. Het meest opvallende verschil tusschen de drie klapvormen bestaat in de ligging van het minimum en de waarde van c_N in de omgeving van dit punt voor verschillende invalshoeken. Voor klap nr. 1 (fig. 9) ligt het voor invalshoeken tot en met $+5^{\circ}$ ongeveer bij $\gamma = -3^{\circ}$, de bijbehoorende waarden van c_N zijn zeer klein.





Voor grootere invalshoeken verschuift het minimum naar lagere waarden van γ , terwijl hierbij c_N , vooral boven $a = +15^{\circ}$ snel afneemt. Voor klap nr. 2 (fig. 11) ligt het minimum voor $a = -5^{\circ}$ ongeveer bij $\gamma = +5^{\circ}$, terwijl c_N hier een merkbare negatieve waarde heeft. Voor grootere invalshoeken tot en met $+10^{\circ}$ valt het minimum practisch samen met het punt $\gamma = 0^{\circ}$, voor nog grootere verloopt het als voor klap nr. 1, echter met belangrijk kleinere bijbehoorende waarden van c_N . Klap nr. 3 (fig. 13) heeft het minimum steeds bij negatieve waarden van γ , terwijl het regelmatig verschuift bij toenemenden invalshoek en ook de bijbehoorende waarde van c_N regelmatig toeneemt. Op de practische beteekenis van de ligging van het minimum zal bij de bespreking van de werking van twee klappen te samen in punt 5 ϵ nog nader worden teruggekomen.

Rolmomentcoëfficient c_L op invalshoek α voor klappen nr. 1, 2 en 3 bij gierhoek $\beta = 0^{\circ}$.



Voor de beoordeeling van het verloop van het giermoment met den invalshoek bij gegeven klaphoek zijn in fig. 16 en 17 de coëfficienten voor eenige waarden van γ als functie van den invalshoek uitgezet. Fig. 16 geeft alleen de uitkomsten voor klap nr. 1. Hieruit blijkt, dat het gedrag in het kort als volgt kan worden samengevat: de giermomentcoëfficient bij gegeven klaphoek is practisch constant tot $a = + 10^{\circ}$ en neemt daarna vrij sterk toe bij positieve, daarentegen in dezelfde mate af bij negatieve klaphoek. Fig. 17, waarin de coëfficienten op dezelfde wijze voor de drie klappen uitgezet zijn, toont, dat, afgezien van min of meer belangrijke onregelmatigheden in het verloop van de krommen, het karakter van alle drie in groote trekken hetzelfde is. Er bestaat een vrij regelmatig verschil in de grootte van den coëfficient voor de drie klappen, voor positieve klaphoeken is over een belangrijk gebied de volgorde, vanaf de grootste waarde van c_N , nr. 3, 2, 1, voor negatieve klaphoeken nr. 2, 1, 3.





d. Resultaten voor de afzonderlijke klappen. Betrekking tusschen de rol- en giermomenten. Worden de coëfficienten van de rolmomenten als functie van die van de giermomenten uitgezet, dan krijgt men krommen, die den indruk geven, dat zij zich voor kleine klaphoeken analytisch vrij behoorlijk zullen laten benaderen door:

$$c_N = a_1 c_l + a_2 c_l^2 \tag{1}$$

Een theoretische berekening, aansluitend bij de door MUNK, SCHEUBEL en GLAUERT (*lit.* 62, 65, 66) gegevene, welke echter nog niet geheel uitgewerkt werd. leidde tot het vermoeden, dat, indien de momenten op windassen (zie punt 3d en 4a) betrokken worden, de eerste coëfficient den vorm

$$a_1 = (b_1 + b_2) + b_3 c_a$$
 (2)

zal hebben.

Hierin is b_1 afhankelijk van de vermeerdering van den profielweerstand, die het gevolg is van één graad klapverstelling, b_2 van de circulatieverdeeling over de vleugelbreedte, b_3 alleen van de "breedteverhouding" $\frac{O}{b^2}$. De coëfficient b_1 zal dus waar-

Giermomentcoëfficient c_N op invalshoek α voor klappen nr. 1, 2 en 3 bij gierhoek $\beta = 0^\circ$.



schijnlijk in meerdere of mindere mate veranderlijk zijn met den invalshoek en daarmede ook met c_a , terwijl b_2 daarentegen hiervan onafhankelijk is voor zoover bij wijziging van den invalshoek wel de circulatie in grootte verandert, haar verdeeling over de vleugelbreedte echter ongewijzigd blijft.

De waarden voor a_1 en a_2 werden nu berekend door, na omrekening van de momenten op windassen, in formule (1) de gegevens voor $\gamma = \pm 10^{\circ}$ in te voeren. De uitkomsten zijn in Tabel VIII gegeven. Volgens deze opzet van de berekening gaat de kromme, die door formule (1) bepaald is, door drie metingspunten, over het algemeen zijn voor de overige binnen het gebied tusschen $\gamma = + 10^{\circ}$ en $\gamma = - 10^{\circ}$ gelegen punten de afwijkingen tusschen de metingswaarden en de benaderende krommen gering. In de gevallen, waar hier grootere afwijkingen voorkwamen, zooals bij $a = + 25.3^{\circ}$ zijn de uitkomsten voor a_1 en a_2 in de tabel **TABEL VIII.**

Verband tusschen rol- en giermomenten bij kleine klaphoeken en gierhoek 0°.

Invals- hoek a	Klap nr. 1		Klap nr. 2		Klap nr. 3	
	<i>a</i> ₁	a2	<i>a</i> ₁	a ₂	<i>a</i> ₁	a2
-5.0°	-0.070	4.33	(-0.089)	(15.30)	-0.024	4.82
$+ 5.3^{\circ}$ + 10.5°	0.146	7.89	0.050	5.20	0.298	10.93
+ 15.5° + 25.3°	0.439 (2.462)	15.44 (406.15)	0.395 (0.924)	11.92 (65.45)	0.490 (10.068)	7.13

$c_N =$	$a_{l}c_{L}$	+	$a_2 c_L^2$
---------	--------------	---	-------------

Coëfficient a_1 (zie formule (1), blz. 182) op invalshoek α .


tusschen haakjes geplaatst. Buiten het beschouwde gebied van klaphoeken komen grootere verschillen voor, die echter weinig regelmaat vertoonen.

De verkregen waarden van a_1 en a_2 zijn in fig. 18 en 19 als functie van den invalshoek, die van a_1 in fig. 20 als functie van den liftcoëfficient uitgezet. Deze laatste figuur geeft een kwalitatieve bevestiging van de in aansluiting bij formule (2) gegeven beschouwingen. Over een belangrijk gebied wijken de drie krommen

Coëfficient a_2 , (zie formule (1), blz. 182) op invalshoek α .



slechts weinig van evenwijdige rechten af. De invloed van den term b_3c_a overheerscht hier dus, terwijl de voorkomende afwijkingen toe te schrijven zijn aan veranderlijkheid van den profielweerstand en van de circulatieverdeeling met den invalshoek. Dat bij invalshoeken boven den critischen deze regelmatigheid zou ophouden, was te verwachten, immers de hier gegeven beschouwing is gebaseerd op de PRANDTL'sche draagvlaktheorie, terwijl het de vraag is, in hoeverre deze in het overcritische gebied toegepast mag worden. Bovendien zal hier, waar zeer belangrijke wervelvorming optreedt, de profielweerstand een overheerschende rol gaan spelen. De coëfficienten a_2 , die in fig. 19 uitgezet zijn, vertoonen wel voor iederen klap een vrij regelmatige verloop, eenig gemeenschappelijk karakter is echter voor de drie krommen niet aan te geven.

Coëfficient a_1 , (zie formule (1), blz. 182) op liftcoëfficient c_a .



e. De werking van twee klappen aan een vleugel. Zooals reeds in punt 5a opgemerkt werd, hebben de tot nu toe besproken uitkomsten weinig rechtstreeksche waarde voor de beoordeeling van de klappen als besturingsorganen van een vliegtuig, daar hierbij steeds twee klappen gelijktijdig en in tegengestelden zin versteld worden. In dit punt zal nu nagegaan worden, welke momenten in dit geval te verwachten zijn. Hierbij zal aangenomen worden, dat de door de verstelling van een klap veroorzaakte momenten onafhankelijk zijn van den stand van den klap aan het andere vleugeluiteinde. Streng genomen is deze aanname op theoretische gronden aanvechtbaar, immers door aerodynamische inductie zal de invloed van de door een klapverstelling veroorzaakte plaatselijke verandering van de circulatie zich over de geheele vleugelbreedte uitstrekken. Te verwachten is echter, dat deze invloed alleen in de naaste omgeving van den klap van practische beteekenis zal zijn, zoodat door de, in vergelijking met de spanwijdte van den vleugel, geringe breedte van den klap de onderlinge beïnvloeding van de klappen te verwaarloozen is.

Wanneer de klap aan de andere zijde van den vleugel versteld wordt, blijft de grootte der momenten hetzelfde, terwijl het teeken omkeert. Bij gelijktijdig in tegengestelden zin verplaatste klappen werken dus de rolmomenten samen, doch heffen de giermomenten elkaar in het algemeen ten deele op.

De stand, die bij de metingen als $\gamma = 0^{\circ}$ aangenomen werd, is willekeurig. Het is mogelijk en zal blijken zekere voordeelen op te kunnen leveren de klappen, wanneer zij in middenstand staan, een anderen hoek met den vleugel te doen maken. Deze hoek zal hier verder als "nulstand" aangegeven worden.

Tabel IX t/m. XI geven nu de momenten voor twee klappen te samen, terwijl zij in fig. 21 uitgezet zijn en wel de coëfficienten van de rolmomenten als functie van die van de giermomenten. Wat het rolmoment bij gegeven klaphoek betreft, geven de uitkomsten, na het besprokene in punt 5b, weinig nieuws. De coëfficient neemt voor de klappen nr. 1 en 3 eerst geleidelijk, bij grootere invalshoeken sneller af met toenemenden invalshoek, voor de klappen nr. 2 treedt eerst een ten deele niet onaanzienlijke toename op, waarna het karakter verder in overeenstemming met dat van beide andere is. De nulstand heeft hier zoowel op de grootte van den coëfficient als op de veranderingen bij vergrooting van den invalshoek slechts geringen invloed. Over het algemeen zijn bij gelijken invals- en klaphoek de rolmomenten het grootst voor klappen nr. 2. hetgeen vooral bij $a = 15.5^{\circ}$ merkbaar is, doch ook bij $a = 25.3^{\circ}$ voor kleine klaphoeken zeer duidelijk optreedt, daarna volgen die voor klappen nr. 1 en tenslotte die voor klappen nr. 3.

De giermomenten vertoonen meer belangwekkende bijzonderheden, die, daar de hier beschouwde momenten de verschillen zijn van die voor den rechter- en linkerklap, minder rechtstreeks verband vertoonen met de in punt 5*c* besproken eigenschappen. Om een betere beoordeeling van de grootte der giermomenten te kunnen krijgen, zijn in de tabellen tevens de verhoudingen c_N/c_L aangegeven. Verwacht mag worden, dat een giermoment, waarvan de grootte slechts eenige percenten bedraagt van die van het bijbehoorende rolmoment, van geen beteekenis is voor de besturing van het vliegtuig.

Voor invalshoeken tot en met 15.5° zijn voor de klappen nr. 1 en 2 de giermomenten klein, bovendien kunnen zij door een kleine verstelling van den nulstand voor een bepaalden invalshoek nul gemaakt worden. Voor klappen nr. 3 zijn bij dezelfde invalshoeken de giermomenten grooter dan voor de beide andere klappen, vooral bij a = +15.5 wordt het verschil belangrijk. Bij overcritischen invalshoek (+25.3°) blijken de klappen nr. 2, ook wat de giermomenten betreft, niet onbelangrijk in het voordeel te zijn, terwijl de klappen nr. 3, bij de anderen vergeleken, slecht genoemd kunnen worden.

Rolmomentcoëfficient c_L op giermomentcoëfficient c_N voor twee klappen te samen bij verschillenden nulstand.



Zooals uit fig. 21 blijkt, geeft een verschuiving van den nulstand in negatieven zin een regelmatige vermindering van de giermomenten. Het is dus in beginsel mogelijk voor iederen klap bij één bepaalden invalshoek het giermoment nul te maken door een juiste keuze van den nulstand. De practische waarde hiervan is echter minder groot dan op het eerste gezicht zou schijnen. Een nulstandsverplaatsing van eenige graden heeft slechts weinig verandering van de giermomenten tengevolge, zoodat hierdoor alleen vrij onbeteekenende giermomenten opgeheven kunnen worden. Grootere verandering van den nulstand, zooals voor het wegnemen van de giermomenten bij grooten invalshoek noodig zou zijn, heeft echter tweeërlei bezwaren. Eerstens zullen dan bij kleinere invalshoeken groote negatieve giermomenten optreden, die waarschijnlijk eveneens hinderlijk zijn bij de besturing en verder bestaan er andere bezwaren. Deze laatsten zijn zoowel van aerodynamischen als van constructieven aard (vergrooting van den totaalweerstand van den vleugel, het reeds bij kleineren klaphoek bereiken van het maximum rolmoment voor een van beide klappen, ongunstige verdeeling van de vleugelbelasting).

Het bepalen van den nulstand, waarbij voor gegeven klap- en invalshoek het giermoment nul zal worden, zou kunnen geschieden door voortzetting van de berekening, waardoor de boven behandelde uitkomsten verkregen zijn. Een minder tijdroovend middel is het volgende. Zooals in punt 5c besproken werd, zijn de krommen voor c_N uitgezet op γ nagenoeg symmetrisch om een lijn evenwijdig aan de c_N -as. Wordt de nulstand in deze symmetrielijn gekozen, dan zullen voor positieven en negatieven klapuitslag van gelijke grootte de giermomenten gelijk zijn en dus elkaar opheffen. De ligging van de symmetrielijn, die door de omgeving van het in punt 5c besproken minimum gaat, levert dus onmiddellijk den gevraagden nulstand. De op deze wijze verkregen nulstanden zijn in Tabel XII gegeven.

Т	A	B	Е	L	XII.
---	---	---	---	---	------

Nulstanden,	waarbij	het	giermoment	nul	wordt.
-------------	---------	-----	------------	-----	--------

Threatchealt a	Klappen nr.								
	1	2	3						
5.0° 0.2° 5.3° 10.5° 15.5° 25.3°	$ \begin{array}{r}1.0^{\circ} \\2.2^{\circ} \\2.4^{\circ} \\2.8^{\circ} \\4.0^{\circ} \\11.2^{\circ} \end{array} $	$ \begin{array}{r} + 7.8^{\circ} \\ + 4.0^{\circ} \\ + 2.6^{\circ} \\ + 0.4^{\circ} \\ - 4.0^{\circ} \\ - 6.2^{\circ} \end{array} $	$ \begin{array}{c}5.2^{\circ} \\7.6^{\circ} \\9.4^{\circ} \\10.8^{\circ} \\13.4^{\circ} \\18.4^{\circ} \end{array} $						

Deze waarden gelden voor klaphoeken tot ongeveer 15° en blijken in behoorlijke overeenstemming met die, welke schattenderwijs uit fig. 21 zouden volgen. Voor klappen nr. 3 over het geheele gebied en voor de anderen bij overcritischen invalshoek blijken deze nulstanden te veel van den stand $\gamma = 0^{\circ}$ af te wijken om practisch verwezenlijkt te kunnen worden. Met uitzondering van een deel van het gebied voor de klappen nr. 1 loopen de nulstanden voor verschillenden invalshoek sterk uiteen, zoodat slechts voor één invalshoek de giermomenten nul gemaakt kunnen worden.

Als een ander middel, waardoor misschien verbeterde klappenwerking verkregen zou kunnen worden, dient een differentiaalbeweging van de klappen genoemd te worden. Bedoeld wordt hierbij een zoodanige overbrenging tusschen stuurknuppel en klappen aan te brengen, dat bij een verplaatsing van den eersten de naar beneden gaande klap een kleinen, de naar boven gaande een veel grooteren uitslag krijgt. Voor groote invalshoeken, waarbij, zooals gebleken is, de klap met negatieven hoek vrij behoorlijk werkt, die met positieven hoek wel een groot giermoment, doch slechts een klein rolmoment geeft, schijnt een dergelijke inrichting inderdaad veelbelovend. Het is echter noodig de werking over het geheele gebied van invalshoeken na te gaan, ten einde ook bij de kleinere invalshoeken verzekerd te zijn van een behoorlijke besturing. Uitwerking voor dit geval moest door de vrij uitvoerige berekeningen achterwege blijven.

f. Vergelijking van de klappen voor practisch gebruik. Beschouwt men de in het bovenstaande besproken resultaten van het standpunt van den constructeur, dan doet zich in de eerste plaats de vraag voor, welke van de drie klapvormen het meest geschikt is voor practische toepassing. Deze vraag kan hier echter alleen beantwoord worden, voorzoover de momenten bij gierhoek 0° betreft. Andere factoren, als b.v. de invloed op den weerstand van den vleugel moeten buiten beschouwing blijven door gebrek aan voldoende gegevens voor de beoordeeling. Bij de keuze van den klapvorm zal ook het gedrag bij van nul verschillenden gierhoek van belang zijn. Het materiaal, benoodigd voor vergelijking van de klappen in dit laatste opzicht, is in punt 6 gegeven, het werd echter niet zoo volledig uitgewerkt als hier voor gierhoek 0° het geval is.

Het blijkt, dat klappen nr. 3 (met positieve verdraaiing) geen enkel voordeel opleveren. Klappen nr. 1 (zonder verdraaiing) en nr. 2 (met negatieve verdraaiing) zijn bij kleine invalshoeken vrijwel gelijkwaardig. Voor grootere invalshoeken onder den critischen geven de klappen nr. 2 bij gelijken klaphoek grootere rolmomenten, zonder dat de giermomenten belangrijke verschillen vertoonen. Voor overcritische invalshoeken zijn de klappen nr. 2 ook in het voordeel, zoowel wat de giermomenten voor alle klaphoeken, als wat de rolmomenten voor kleinere klaphoeken betreft. Voor klappen nr. 1 kan over een grooter gebied van invalshoeken het giermoment door verstelling van den nulstand vrijwel nul gemaakt worden, het practische nut hiervan is echter twijfelachtig, daar de giermomenten in dit gebied toch gering zijn.

6. Resultaten van het onderzoek voor gierhoek $\beta \neq 0^{\circ}$.

a. Algemeen. De resultaten van de metingen bij van nul verschillenden gierhoek zijn, voorzoover de klappen nr. 1 en 2 betreft (zie de opmerking over klappen nr. 3 in punt 1), gegeven in Tabel XIII t/m. XVI. Evenals voor $\beta = 0^{\circ}$ zijn deze momenten die, welke op den vleugel werken, wanneer één klap versteld is. Vergeleken bij het laatstgenoemde geval zijn er echter twee punten. waarop hier gewezen dient te worden. Terwijl voor gierhoek nul de werking van beide klappen, afgezien van het teeken van de momenten, hetzelfde is, moet hier een onderscheid gemaakt worden tusschen den klap aan het vleugeleinde dat voor ("klap voor") of achter ("klap achter") is. De waarden voor beide gevallen zijn dan ook afzonderlijk gegeven. Door de aanname voor den gierhoek, zooals deze in punt 3d gegeven is, beteekent "klap voor" de linkerklap. Bij onderlinge vergelijking dient er eerstens op gelet te worden, dat de beide klappen zich aan een verschillend vleugeluiteinde bevinden, hetgeen dus een teekenomkeering voor de door den klap veroorzaakte momenten beteekent. Verder werken op den vleugel, ook wanneer beide klappen in den nulstand staan, een rol- en giermoment (,,nulmomenten"). In de momenten, die met één verstelden klap gemeten werden, is dus dit nulmoment inbegrepen; om de door klapverstelling alleen veroorzaakte momenten ("klapverstellingsmomenten") te verkrijgen zou dus van de gegeven uitkomsten het nulmoment afgetrokken moeten worden. Dit is ook van belang, wanneer men uit de metingsgegevens de totaalmomenten op een vleugel met van nul verschillenden gierhoek en twee verstelde klappen wil berekenen. In de momenten verkregen door optelling van de in de tabellen gegeven waarden voor de aangenomen klapstanden zou het nulmoment tweemaal inbegrepen zijn, het moet dus nog eenmaal van deze som afgetrokken worden.

Zooals in punt 4b besproken is, werd getracht den invloed van asymmetrie in ophanging en model te elimineeren door de metingen zoowel met den linker- als met den rechterklap uit te voeren. Teneinde nu het aantal metingen te beperken werd bij van nul verschillenden gierhoek steeds voor een bepaalden invalshoek, gierhoek en klap (voor of achter) één volledige metingsserie met alle in de tabellen aangegeven klaphoeken uitgevoerd, voor de tweede, bijbehoorende, serie daarentegen werden eenige klaphoeken weggelaten en de betreffende waarden door grafische interpolatie tusschen de overige metingswaarden bepaald. De klaphoeken, waarbij dit het geval was, zijn in de tabellen tusschen haakjes aangegeven.

Een volledige bespreking van de uitkomsten, op dezelfde wijze

日本部に本地には、「「「「「「「「「」」」」

als deze in het vorige punt voor gierhoek nul gegeven is, zou hier te veel plaats vergen. De overeenkomstige gegevens, benoodigd voor volledige beoordeeling van de werking van de klappen, zijn trouwens door eenvoudige berekeningen, waarbij echter de boven-

Rolmomentcoëfficient c_L op invalshoek **a** voor klaphoek $\gamma = 0^\circ$ en verschillenden gierhoek β .



staande opmerkingen niet uit het oog verloren mogen worden, uit de hier gegeven getallenwaarden te verkrijgen. Er zullen hier dus alleen eenige typische bijzonderheden besproken worden.

Ook wanneer de klappen in denzelfden stand ten opzichte van den vleugel staan is bij van nul verschillenden gierhoek de strooming niet symmetrisch, zoodat toch momenten kunnen optreden. Deze momenten, waarvan boven reeds sprake was en die daarbij als "nulmomenten" werden aangeduid, en hun afhankelijkheid van invals- en gierhoek zullen in punt *b* besproken worden, waarbij dan tevens nagegaan wordt of in dit geval het rolmoment door een uitslag van de klappen opgeheven kan worden.

Een belangrijke vraag is verder, in hoeverre de klapwerking verschilt van die voor een vleugel met gierhoek nul. Hiertoe moeten de momenten, waaraan boven den naam "klapverstellingsmomenten" gegeven werd, vergeleken worden met de overeenkomstige momenten bij gierhoek nul. Dit wordt, voor één der klapvormen voor een belangrijk deel van het beschikbare materiaal, in punt c uitgevoerd.

Giermomentcoëfficient c_N op invalshoek α voor klaphoek

 $\gamma = 0^{\circ}$ en verschillenden gierhoek β .



b. De rol- en giermomenten bij klaphoek $\gamma = 0^{\circ}$. De coëfficienten van de rol- en giermomenten zijn voor dit geval in fig. 22, resp. 23 als functie van den invalshoek uitgezet. Ter toelichting van deze figuren zij over de beteekenis der hier beschouwde momenten het volgende opgemerkt (voor de teekens van gierhoek en momenten zie punt 3d en 4a). De gegevens gelden voor positieven gierhoek, dus, ten opzichte van de vliegrichting beschouwd, voor een vleugel met het linker uiteinde voor of, wat vanuit het vliegtuig gezien, waarschijnlijk duidelijker is, naar links zijslippend. Een positief rolmoment zal het linkervleugeluiteinde naar boven draaien. Beweegt het vliegtuig zich nu in een rechterbocht, terwijl

het, als gevolg van te geringe zijdelingsche helling, naar buiten (dus naar links) slipt, dan zal, indien hierbij een positief rolmoment optreedt, dit de zijdelingsche helling vergrooten en daardoor indirect het zijslippen verminderen. Door een overeenkomstige redeneering kan aangetoond worden, dat dit ook het geval is bij slippen naar binnen in een linkerbocht en evenzoo, daar bij negatieven gierhoek ook het teeken van het rolmoment omkeert, voor beide andere mogelijke gevallen (naar binnen (buiten) slippen in rechter-(linker)bocht).

Een positief giermoment bij positieven gierhoek, dus bij slippen naar links, zal de mate van zijslippen verminderen, door het vóór zijnde vleugeluiteinde naar achteren te draaien en daarmee de langsas van het vliegtuig naar de vliegrichting te brengen.

Positieve rol- en giermomenten werken dus corrigeerend bij zijslippen in een bocht, zij het dan ook voor beide momenten op verschillende wijze De vraag of dit , corrigeerend" als identiek met ,,stabiliseerend" beschouwd mag worden, zou eerst na een nadere beschouwing van de verschillende mogelijke vliegtoestanden en van het begrip ,,stabiliteit bij asymmetrische vlucht" beantwoord kunnen worden. Hiervan moge hier verder afgezien worden.

Uit de gegeven figuren blijkt, dat de krommen voor beide klapvormen en gierhoeken hetzelfde karakter hebben. Voor de rolmomenten verloopt de coëfficient practisch lineair met den gierhoek, behalve bij $a = 15.5^{\circ}$, waar de toename bij grooteren gierhoek wat minder snel wordt. Voor de giermomenten is dit eveneens het geval tot $a = 10.5^{\circ}$, bij grooteren invalshoek daarentegen neemt de absolute waarde van het giermoment bij grooteren gierhoek veel sneller toe.

De rolmomenten, die, behalve bij zeer kleine invalshoeken, steeds positief zijn, blijven tot $a = 10.5^{\circ}$ klein en verloopen in dit gebied zeer geleidelijk met den invalshoek, bij overschrijden van deze grens treedt een zeer sterke toename op. De giermomenten zijn voor a kleiner dan 15.5° positief en klein, zij nemen tot dezen invalshoek langzaam toe, waarna een plotselinge richtingsverandering in de krommen merkbaar wordt en voor overcritischen invalshoek ($a = 25.3^{\circ}$) een relatief groote negatieve waarde bereikt wordt.

Om een betere beoordeeling van de grootte van de optredende rolmomenten te verkrijgen, werd nagegaan welke klapverstelling noodig is om evenwicht te krijgen. Hierbij werd aangenomen, dat de nulstand van de klappen (zie punt 5e) $\gamma = 0^{\circ}$ was en dat beide klappen over een gelijken hoek, doch in tegengestelden zin versteld werden. De uitkomsten van deze berekening zijn gegeven in Tabel XVII.

TABEL XVII.

- 11 1	Klappe	n nr. 1	Klappen nr. 2			
Invalshoek a	$\begin{array}{c} \text{Gierhoek} \\ \boldsymbol{\beta} = + 10^{\circ} \end{array}$	$\begin{array}{l} \text{Gierhoek} \\ \beta = + 20^{\circ} \end{array}$	$\begin{array}{c} \text{Gierhoek} \\ \boldsymbol{\beta} = + 10^{\circ} \end{array}$	Gierhoek $m{eta}=+20^\circ$		
— 5.0° 0.2° 5.3° 10.5° 15.5° 25.3°	$+ 1^{\circ}$ 0° $- 1^{\circ}$ $- 10^{\circ}$ $< -30^{\circ}$	$+ 2^{\circ}$ 0° $- 1^{\circ}$ $- 3^{\circ}$ -16° $< -30^{\circ}$	$ \begin{array}{c} 0^{\circ} \\ -1^{\circ} \\ -2^{\circ} \\ -3^{\circ} \\ -12^{\circ} \\ <-30^{\circ} \end{array} $	$ \begin{array}{r} 0^{\circ} \\ -2^{\circ} \\ -4^{\circ} \\ -7^{\circ} \\ -19^{\circ} \\ <-30^{\circ} \end{array} $		

Klapstanden, noodig om evenwicht te maken met het rolmoment bij van 0° verschillenden gierhoek.

Hieruit volgt, dat tot en met een invalshoek van 10.5° de rolmomenten onbelangrijk zijn en door een kleinen klapuitslag geneutraliseerd kunnen worden (behalve voor klappen nr. 2, $a=10.5^{\circ}$, $\beta = 20^{\circ}$). Voor een invalshoek van 15.5° is reeds een grooten klapuitslag noodig om evenwicht te maken met het optredende moment, terwijl bij een invalshoek van 25.3° dit een dusdanige grootte heeft, dat het onmogelijk is het met de klappen op te heffen. De bij klappen nr. 2 voor evenwicht noodige klaphoeken zijn een weinig grooter dan de overeenkomstige bij klappen nr. 1.

c. De werking van de klappen aan een vleugel met van nul verschillenden gierhoek. In punt 6a werd reeds gewezen op de wenschelijkheid, na te gaan of en in welke mate de gierhoek invloed heeft op de werking van de klappen. Om hierover een eersten indruk te kunnen verkrijgen zijn in fig. 24 t/m. 27 de uitkomsten voor klap nr. 1 en gierhoek $\beta = +20^{\circ}$ als functie van den klaphoek y uitgezet op dezelfde wijze als deze voor gierhoek nul in fig. 8 en 9 gegeven zijn. Vergelijking van beide stellen figuren toont aan, dat, afgezien van de nulpuntsverschuiving, die het gevolg is van de nulmomenten (zie punt 6a) en de teekenomkeering voor "klap achter", de krommen hetzelfde karakter hebben. Om eventueele verschillen aan te toonen, is een meer in détails afdalend onderzoek noodig. Hiertoe werd, eveneens voor klap nr. 1, bij een aantal invalshoeken het verschil bepaald tusschen het door den klap veroorzaakte moment bij gierhoek $\beta = 0^{\circ}$ en het overeenkomstige "klapverstellingsmoment" bij van nul verschillenden gierhoek. Dit laatste werd verkregen door van de in Tabel XIII en XIV gegeven waarden het nulmoment af te grekken¹). De resultaten

⁾ Hoewel hier kortheidshalve gesproken wordt van "momenten" werden in de berekening oumiddellijk de coefficienten van deze ingevoerd.



Fig. 24.



van deze berekening zijn in Tabel XVIII en XIX gegeven. Om hierbij teekenmoeilijkheden te voorkomen, werd het teeken van de momenten voor "klap achter" omgekeerd, zoodat hier bij een positieven klaphoek steeds een positief rolmoment behoort. De

Giermomentcoëfficient c_N op klaphoek γ voor klap nr. 1 bij gierhoek $\beta = +20^{\circ}$ (klap voor).

Nulpunt van c_N -schaal verschoven voor $\alpha = 25.3^{\circ}$.



tabellen geven de verschillen $\triangle c_L$ en $\triangle c_N$ die de vermeerdering van het klapverstellingsmoment door den gierhoek beteekenen. Vermeerdering is hier bedoeld in algebraïschen zin, m.a.w. voor een negatief moment beteekent een positieve waarde van \triangle een vermindering van de absolute grootte van het moment. Voor vergelijking zijn tevens de coëfficienten c_L en c_N voor de momenten bij gierhoek nul in de tabellen opgenomen. De verkregen uitkomsten blijken onbevredigend te zijn, daar zij slechts in beperkte mate een beantwoording van de gestelde vraag toelaten. Voor een belangrijk gebied komen namelijk verschillen voor, die, eenerzijds, vergeleken bij de grootte der momenten, niet onbelangrijk zijn, bij voorbeeld 10 tot 20 percent van deze

Giermomentcoëfficient c_N op klaphoek γ voor klap nr. 1 bij gierhoek $\beta = +20^{\circ}$ (klap achter).

Nulpunt van ι_N -schaal verschoven voor $z = 25.3^{\circ}$.



bedragen, anderzijds komt hun absolute grootte bedenkelijk dicht bij de in punt 4/ gegeven metingsnauwkeurigheid. Bovendien wijzen hierbij de vrij regelmatige afwisseling van teekens en de veelvuldig tusschen de kleine waarden voorkomende nullen op den invloed van onnauwkeurigheden in de meting. Slechts in betrekkelijk weinig gevallen zijn de afwijkingen voldoende groot

en regelmatig om het bestaan van werkelijke verschillen te mogen aannemen.

De uitkomsten voor gierhoek $\beta = +20^{\circ}$ schijnen er op te wijzen, dat de invloed van den gierhoek toeneemt met den invalshoek en voor "klap achter" in het algemeen grooter is. Zoo vertoonen de rolmomenten voor "klap voor" en negatieven klaphoek voor invalshoeken vanaf $\alpha = 5.3^{\circ}$ een afname van de absolute waarde van den coëfficient, die bij $a = 25.3^{\circ}$ zeer groot wordt, terwijl in ditzelfde gebied voor "klap achter" zoowel voor positieven als voor negatieven klaphoek een vermeerdering (in algebraïschen zin) van het rolmoment optreedt. De giermomenten vertoonen in absoluten zin groote verschillen alleen bij zeer grooten invalshoek, voor grooten negatieven klaphoek en "klap voor" zijn deze verschillen zelfs zeer groot. Voor gierhoek $\beta = +10^{\circ}$ zijn de verschillen in het algemeen zoo klein, dat alleen voor de rolmomenten bij invalshoek $a = + 25.3^{\circ}$ met eenige zekerheid een soortgelijken invloed als bij grooteren gierhoek aangenomen mag worden.

Gezien de beperkte waarde van deze uitkomsten, zijn die voor klappen nr. 2, die een soortgelijk karakter vertoonen, hier niet opgenomen.

7. Conclusies.

De in het voorgaande gegeven beschouwingen leiden tot conclusies, waarvan de hoofdzaken in het kort als volgt samengevat kunnen worden¹):

Voor gierhoek $\beta = 0^\circ$:

a. Rolmomenten voor één klap (punt 5b). De rolmomenten verloopen over een groot gebied (klappen nr. 1 en $2 \operatorname{van} \gamma = -20^{\circ}$ tot $\gamma = +20^{\circ}$, klappen nr. 3 van $\gamma = -25^{\circ} \operatorname{tot} \gamma = +10^{\circ} \operatorname{of} +15^{\circ}$) practisch lineair met den klaphoek. Een maximum wordt in het algemeen voor $\gamma = \pm 30^{\circ}$ nog niet bereikt. Voor $\mathbf{a} = +25^{\circ}$ (overtrokken vlucht) is het verloop onregelmatiger, vooral bij positieven klaphoek is het moment klein.

Het rolmoment neemt voor positieve klaphoeken sterk af met den invalshoek van den vleugel, voor negatieve klaphoeken kan bij kleine invalshoeken eerst eenige toename optreden.

b. Giermomenten voor één klap (punt 5c). De giermomenten vertoonen een minimum in de omgeving van $\gamma = 0^{\circ}$; voor groote positieve en negatieve klaphoeken zijn zij positief, voor kleine klaphoeken kunnen negatieve waarden optreden. Het giermoment

¹⁾ Waar hier kortheidshalve gesproken wordt van "momenten" worden toch de coëfficienten van deze bedoeld.

verandert over het algemeen weinig met toenemenden invalshoek tot deze de waarde $\alpha = 10^{\circ}$ bereikt, voor grootere invalshoeken neemt het snel toe bij positieve en af bij negatieve klaphoeken.

c. Betrekking tusschen de rol- en giermomenten (punt 5d). Voor kleine klaphoeken en invalshoeken onder den critischen laat het giermoment zich goed benaderen door den in formule (1) (zie blz. 182) gegeven vorm. Een op grond van theoretische beschouwingen aangenomen betrekking tusschen den coëfficient van den term in c_L hierin en de liftcoëfficient c_a werd door de uitkomsten, voorloopig kwalitatief, bevestigd.

d. Twee klappen aan één vleugel (punt 5e). Wanneer de klappen aan een vleugel een tegengestelden uitslag krijgen, werken de door beide veroorzaakte rolmomenten in denzelfden zin, de giermomenten kunnen over het algemeen elkaar gedeeltelijk opheffen. Bij kleine invalshoeken verandert het rolmoment weinig met toenemenden invalshoek, bij grootere daarentegen neemt het snel af. Practisch beteekent dit, dat bij snelvliegen de klapwerking alleen beïnvloed wordt door de snelheid, terwijl bij langzaam vliegen bij vermindering van de snelheid de klapwerking bovendien nog afneemt als gevolg van kleiner worden van de rolmomentcoëfficient bij toenemenden invalshoek.

De giermomenten zijn, voor invalshoeken tot en met $a = 15^{\circ}$, betrekkelijk klein (met uitzondering van die voor klap nr. 3 bij dezen laatsten hoek), bij grootere daarentegen zijn zij belangrijk. Voor een kleinen invalshoek kunnen de giermomenten nagenoeg nul gemaakt worden door verstelling van den nulstand van de klappen, voor grootere invalshoeken is dit practisch niet mogelijk.

e. Vergelijking van de drie klapvormen voor practisch gebruik, (punt 5f). Klappen nr. 3 (met positieve verdraaiing) zijn in alle opzichten minder goed dan de beide anderen. Klappen nr. 2 bieden, vergeleken met klappen nr. 1, bij groote invalshoeken eenige voordeelen.

Voor gierhoek $\beta \neq 0^{\circ}$ en klaphoek $\gamma = 0^{\circ}$.

f., *Nulmomenten*", (punt 6b). De rolmomenten zijn tot een invalshoek van $a = 10^{\circ}$ klein en, behalve bij zeer kleine invalshoeken, positief, boven dezen hoek blijven zij positief en nemen zeer snel toe. De giermomenten zijn tot een invalshoek van 15° klein en positief, bij grootere hoeken nemen zij snel af en bereiken bij een invalshoek $a = 25^{\circ}$ een relatief groote negatieve waarde. Positieve rol- en giermomenten werken beide corrigeerend bij slippen in een bocht. De rolmomenten kunnen voor invalshoeken tot en met $a = 10^{\circ}$ opgeheven worden door een vrij kleine klapuitslag, voor invalshoek $a = 15^{\circ}$ is deze groot, terwijl bij invalshoek $a = 25^{\circ}$ geen evenwicht mogelijk is.

Voor gierhoek $\beta \neq 0^\circ$ en klaphoek $\gamma \neq 0^\circ$.

g. Invloed van den gierhoek op de klapwerking (punt 6c). De verschillen tusschen de door de klappen veroorzaakte momenten bij gierhoek nul en bij van nul verschillenden gierhoek zijn over een groot deel van het beschouwde gebied klein, zoodat zij binnen de metingsnauwkeurigheid vallen. Deze invloed schijnt grooter te worden met toenemenden invalshoek, terwijl zij voor den klap, die achter is, het meest merkbaar is.

Nauwkeurigheid van de metingen.

h. Nauwheurigheid. (punt 4f en Bijlage IV). Voor invalshoeken tot en met $a = 15^{\circ}$ en klaphoeken tusschen $\gamma = -15^{\circ}$ en $\gamma = +15^{\circ}$ komt de nauwkeurigheid, waarmede de coëfficienten gegeven zijn, overeen met die van de metingen. Voor het overige gebied is deze laatste minder groot.

i. Tunnelwandcorrectie (punt 4*e* en Bijlage III). De correctie voor de rolmomenten valt ver binnen de metingsnauwkeurigheid; die voor de giermomenten bereikt in uiterste gevallen de grootte van de foutengrenzen.

Ť	ABEL II.					F
	A	-A		A	- B	
•				У	0	
			X			
		PROFIEL A-A			PROFIEL B-B	~
	x	ijı	ij ₂	x	ijı	ij ₂
	0.00	7.25	7.25	0.00	3.40	3.40
	1.25	11.30	4.10	1.25	6.00	1.00
	2.50	12.95	3.10	2.50	7.15	0.45
	5.00	15.20	1.90	5.00	8.75	0.05
	10.00	17.80	1.20	7.50	9.85	0.00
	15.00	19.15	0.25	15.00	12.30	0.05
	20.00	19.70	0.15	20.00	13.25	0.35
	30.00	19.75	0.00	30.00	14.10	0.65
	40.00	18.85	0.00	40.00	13.60	0.90
	50.00	16.80	0.00	50.00	12.20	0.90
	60.00	14.15	0.00	60.00	10.30	0.80
	70.00	11.15	0.00	70.00	8.10	0.60
	80.00	7.90	0.00	80.00	5.65	0.35
	90.00	4.40	0.00	90.00	3.10	0.20
	95.00	2.40	0.00	95.00	1.80	0.10
	100.00	0.30	0.00	100.00	0.45	0.00
	κ_1	5.10		R ₁	2.90	
	л ₂	0.00		R ₂	0.00	
	u	U	—,_	a	+ 0°30'	

x, ij_1 , ij_2 : abcissen, ordinaten voor het boven-, resp. ondervlak in percenten van de koorddiepte.

R₁, R₂: kromtestraal in het voorste, resp. achterste punt in percenten van de koorddiepte.

 α : invalshoek van het profiel t. o. v. dat in de doorsnede A A.

		· ,	
			1
			Profielen van o
•	n		
b	- 6		
			Y
	PROFIEL B-B	,	
x	ijı	ij ₂	× ×
0.00	340	3 40	0.00
1.25	6.00	1.00	1.25
2.50	7.15	0.45	2.50
5.00	8.75	0.05	5.00
7.50	9.85	0.00	7.50
10.00	10.80	0.05	10.00
15.00	12.30	0.20	15.00
20.00	13.25	0.35	20.00
40.00	13.60	0.65	30.00
50.00	12.00	0.90	50.00
60.00	10.30	0.80	60.00
70.00	8.10	0.60	70.00
80.00	5.65	0.35	80.00
	3.10	0.20	90.00
90.00		A • A	05.00
90.00 95.00	1.80	0.10	95.00
90.00 95.00 100.00	1.80 0.45	0.00	100.00
90.00 95.00 100.00 <i>R</i> 1	1.80 0.45 2.90	0.00	95.00 100.00 R ₁
90.00 95.00 100.00 <i>R</i> ₁ <i>R</i> ₂	1.80 0.45 2.90 0.00	0.00	95.00 100.00 R ₁ R ₂

ercenten van de koorddiepte.

n van de koorddiepte.

. . . Profielen van de in fig. 1 aangegeven doorsneden.

C-	- C		у У	-B'		C'-C' Y				
	PROFIEL CC			PROFIEL BI-BI	• •		PROFIEL CI-CI			
: X	ij ₁	ij ₂	x	ijı	ij ₂	X .	ijı	ij ₂		
0.00 1.25 2.50 5.00 7.50 10.00 15.00 20.00 30.00 40.00 50.00 60.00 70.00 80.00 90.00	2.95 5.40 6.30 7.85 9.00 9.90 11.20 12.10 12.70 12.20 10.85 9.15 7.15 5.00 2.85	2.95 0.85 0.40 0.05 0.10 0.20 0.40 0.60 1.00 1.30 1.30 1.30 1.20 1.05 0.80 0.45	0.00 1.25 2.50 5.00 7.50 10.00 15.00 20.00 30.00 40.00 50.00 60.00 70.00 80.00 90.00	2.90 5.50 6.90 8.55 9.70 10.65 12.15 13.10 13.85 13.30 11.95 10.10 7.85 5.35 2.70	2.90 1.05 0.50 0.05 0.00 0.05 0.20 0.35 0.65 0.90 0.90 0.90 0.90 0.80 0.60 0.35 0.20	0.00 1.25 2.50 5.00 7.50 10.00 15.00 20.00 30.00 40.00 50.00 60.00 70.00 80.00 90.00	2.75 5.15 6.30 7.75 8.80 9.70 11.00 11.85 12.55 12.10 10.90 9.10 7.10 4.75 2.40	2.75 0.85 0.40 0.00 0.05 0.15 0.40 0.65 1.05 1.20 1.20 1.20 1.20 1.10 0.85 0.65 0.35		
90.00 95.00 100.00 R_1 R_2 α	2.85 1.70 0.45 2.40 0.00 + 0°50'	0.45 0.20 0 	90.00 95.00 100.00 R_1 R_2 a	$ \begin{array}{r} 2.70 \\ 1.35 \\ 0.00 \\ 1.90 \\ 0.00 \\ + 1°45' \end{array} $	0.20 0.10 0.00 	90.00 95.00 100.00 R_1 R_2 α	$2.40 \\ 1.25 \\ 0.00 \\ 2.10 \\ 0.00 \\ + 2°15'$	0.35 0.20 0.00		

TABEL I.

No.	Gier-		Klaphoek	Re	esultaten in	Diana Jacks Jac
v. d. klap.	hoek β	Invaisnoek a	ŷ	Tabel	Figuur	Bijzonderneden
1	0°	$-5^{\circ}, 0^{\circ}, +5^{\circ}, +10^{\circ}, +15^{\circ}, +25^{\circ}$	$0^{\circ} t/m. \pm 30^{\circ}$	IV	8, 9	voor $\alpha = 0^\circ : \gamma$
1 . 1	10° 20°	$-5^{\circ}, 0^{\circ}, +5^{\circ}, +10^{\circ}, +15^{\circ}, +25^{\circ}$ $-5^{\circ}, 0^{\circ}, +5^{\circ}, +10^{\circ}, +15^{\circ}, +25^{\circ}$	$0^{\circ} t/m. \pm 30^{\circ}$ $0^{\circ} t/m. \pm 30^{\circ}$	XIII XIV	24, 25, 26, 27	$t/m. \pm 40^{-1}$
2	0°	$-5^{\circ}, 0^{\circ}, +5^{\circ}, +10^{\circ}, +15^{\circ}, +25^{\circ}$	$0^{\circ} t/m. \pm 30^{\circ}$	v	10, 11	
2	10°	-5° , 0°, $+5^{\circ}$, $+10^{\circ}$, $+15^{\circ}$, $+25^{\circ}$	$0^{\circ} t/m. \pm 30^{\circ}$	XV		
2	20°	-5° , 0° , $+5^{\circ}$, $+10^{\circ}$, $+15^{\circ}$, $+25^{\circ}$	$0^{\circ} t/m. \pm 30^{\circ}$	XVI		
2	0°	0°	± 10°	VII		bij verschillende snelheden
3	0°	$-5^{\circ}, 0^{\circ}, +5^{\circ}, +10^{\circ}, +15^{\circ}, +25^{\circ}$	$0^{\circ} t/m. \pm 30^{\circ}$	VI	12, 13	
1	0°	7,5° t/m. + 25°	0°	XXII		gemeten werden lift, drift en duik- moment.

Overzicht van de uitgevoerde en in het rapport besproken metingen.

De in de tabel gegeven verwijzing naar de overige tabellen en figuren heeft alleen betrekking op de rechtstreeksche uitkomsten van de metingen. Deze werden nog op verschillende wijze omgewerkt en vergeleken, waarvoor verder naar den tekst van het rapport verwezen kan worden.

De in de tabel gegeven waarden van de invalshoeken zijn kortheidshalve afgerond, in de overige tabellen zijn de juiste, voor tunnelwandinvloed gecorrigeerde, waarden gegeven. 203

Klappen nr. 1. gierhoek $\beta = 0^{\circ}$.

ź

- 0.0005 0.001 5 0.008 5 0.002⁵ 0.001 - 0.002 0.005 0.001 c_N 1 0 25.3° + - 0.018 - 0.013 - 0.002 - 0.005 0.005 0.002 0.005 1 $T_{\mathcal{O}}$ 1 1 0 - 0.0003 - 0.0045 0.0012 0.0005 0.005 5 0.002 0.003 c_N 1 0 $+ 15.5^{\circ}$ - 0.004 - 0.009 - 0.015 - 0.021 0.013 0.012 0.010 0.006 - 0.028 c_L 1 0 0.0055 0.0014 0.000.4 0.0025 0.0055 0.0025 c_N 1 0 0 $+ 10.5^{\circ}$ - 0.020 0.019 0.016 0.012 0.009 0.004 - 0.006 - 0.013 - 0.029 0.033 0.018 - 0.003 Invalshoek a 0.001 c_L 0 0.002⁶ 0.0045 0.0015 0.0001 0.005 0.003 c_N 0 1 1 [+ 5.3° 0.018 0.015 0.011 0.003 - 0.004 - 0.008 - 0.014 - 0.026 - 0.029 - 0.021 - 0.032 0.024 0.020 0 T_{J} 0.0012 0.005 5 0.0004 0.0025 0.004⁵ 0.006 5 0.0075 0.003 I 0 0 ε_N 1 + 0.2° 0.018 0.014 0.007 - 0,003 - 0.006 - 0.013 - 0.019 - 0.023 - 0.026 - 0.026 - 0.027 0.026 0.003 - 0.028 0.027 0.027 0.025 0.021 \mathcal{I} 0 0.0025 0.0005 0.0045 0.0055 0.0008 0.0003 0.003 1 ١ 1 1 c_N ł 0 0 ١ 1 - 5.0° - 0.007 -0017 0.029 0.025 0.019 0.012 0.005 0.002 - 0.004 - 0.022 - 0.024 0.030 0 c_L ł 2 <u>6</u>0 2 % Klap-10° 20° hoek **4**0° F 15° -- 25° - 30° - 35° 10° ိပ် - 15° **4**0° **5**2° 20° 35° စ္တိ 0 ŝ 2 İ

Windsnelheid V = 26 m/sec.

TABEL IV.

TABEL V.

Klappen nr. 2 ; gierhoek $\beta = 0^{\circ}$.

Klap-						Invals	hoek a			······		
hoek		5.0°	+	0.2°	+ +	5.3°	+	+ 10.5°		15.5°	+ 2	25:3°
7	c _L	C _N	CL	c _N	CL		CL	C _N	CL	$ c_N $	c _L	c _N
$+ 30^{\circ}$	0.036	0.004	0.032	0.005*	0.029	0.006	0.024	0.006 *	0.021	0.007	0.007	0.008
+ 25°	0.032	0.0025				1	0.022	0.005				
+ 20°	0.026	0.001	0.026	0.0025	0.024	0.003	0.020	0.003 5	0.018	0.0035	0.006	0.005
+ 15°	0.019	0					0.016	0.0020]			
+ 10°	0.013	- 0.0003	0.012	0.0003	0.014	0.0005	0.012	0.0012	0.007	0.0019	0.004	0.0015
+ 8°	0.010	- 0.0003					0.010	0.0007				
+ 6°	0.008	- 0.0004					0.008	0.0004			 .	
+ 4°	0.005	- 0.0004				-	0.005	0.0003				_
+ 2°	0.002	0					0.003	0		—		
0 °	0	0	0	= 0 ,	0	0	0	- 0.0001	0	0	0	0
— 2°	- 0.003	0.0004					- 0.003	0.0001	—			
4°	- 0.006	0.0008		'			- 0.006	0.0003			—	-
— 6°	- 0.008	0.0011	-				- 0.009	0.0005		i —		
8°	- 0.010	0.0016					- 0.012	0.0008				
10°	- 0.012	0.0020	- 0.014	0.0018	- 0.014	0.0015	- 0.014	0.0012	- 0.011	- 0.0001	- 0.007	- 0.0005
— 15°	- 0.012	0.0030					- 0.021	0.0027	— —			
20°	- 0.014	0.004	- 0.022	0.005	- 0.024	0.004	- 0.026	0.004 5	- 0.024	0.003 5	- 0.013	0.001
25°	- 0.017	0.005 5			·	_	- 0.028	0.005 5		_	_	_
30°	- 0.018	0.006 5	- 0.022	0.006	- 0.028	0.007 5	- 0.030	0.0075	- 0.033	0.007 5	- 0.015	0.003

Windsnelheid V = 26 m/sec.

TABEL VI.

Klappen nr. 3 ; gierhoek $\beta = 0^{\circ}$.

Klap-						Invals	hoek a					
hoek		5.0°	+	0.2°	+ 5.3°		+	+ 10.5°		15.5°	+ 2	25.3°
γ	c _L	6N	c _L	c _N		c _N	CL	c_N	c _L	c _N	CL	C _N
+ 30° -⊢ 25°	0.025	0.0075	0.020	0.007	0.018	0.0075	0.016	0.0075	0.014	0.008	0.003	0.009
+ 20°	0.023	0.004 5	0.016	0.004 5	0.012	0.004	0.014	0.004 5	0.010	0.005	0.002	0.005 5
+ 10°	0.018	0.0035	0.009	0.0020	0.007	0.0018	0.011	0.0033	0.008	0.0019	0.002	0.003
+ 8° + 6°	0.001	0.0012				_	0.006	0.0016				
+ 4° + 2°	0.005 0.002	0.0003 0				-	0.003 0.001	0.0008		-		
0 2°	0 - 0.002	0	0	0	0	0	0 - 0.001	0 - 0.0004	0	0	0	0
— 4° — 6°	- 0.005 - 0.008	- 0.0001				-	~ 0.003 - 0.005	- 0,0007				
8° 10°	- 0.011	- 0.0001	- 0.013	- 0 0005	- 0.012	- 0.0010	- 0.007	- 0.0011	- 0.008	- 0.0012	- 0.005	
15° 20°	- 0.019	0.0005	- 0.025	0.001	- 0.025		- 0.015	- 0.0011	- 0.018	. 0.0012		- 0.001
25° 30°	- 0.031 - 0.031	0.003 0.004 ⁵	- 0.033	0.003 5	- 0.033	0.0025	- 0.026 - 0.029	0.000 ⁵ 0.001 ⁵	- 0.026	0.001	- 0.017	- 0.001

Windsnelheid V = 26 m/sec.

TABEL IX.

Klappen nr. 1, gierhoek $\beta = 0^{\circ}$.

Twee klappen tezamen.

Invals-	Klap-	Nu	ılstand —	2°	N	luistand 0	0	Nı	ulstand +	2°
a	y Y	¢L	c _N	c_N/c_L	c _L	c _N	c_N/c_L	CL	c _N	c_{N}/c_{L}
5.0°	0°	0	0		0	0		0	0	
	5°	0.013	-0	0	0.013	0.0003	0.02	0.013	0.0006	0.05
	10°	0.025	- 0.0003	- 0.01	0.026	0.0003	0.01	0.026	0.0008	0.03
	15°	0.034	- 0.0005	- 0.02	0.036	0.0003	0.01	0.037	0.0011	0.03
	20°	0.043	~ 0.000 5	- 0.01	0.045	0.0005	0.02	0.046	0.0015	0.04
	25°	0.051	0.0005	0.01	0.051	0.001	0.02	0.050	0.002	0.04
5.3°	0°	0	0		0	0		0	0	
	5°	0.014	0	0	0.014	0.0004	0.03	0.013	0.0009	0.07
	10°	0.026	0	0	0.025	0.0008	0.03	0.024	0.0015	0.06
	15°	0.037	0.0003	0.01	0.035	0.0010	0.03	0.034	0.0015	0.04
	20°	0.044	0	0	0.044	0.000 5	0.01	0.044	0.001	0.03
	25°	0.050	- 0.001	- 0.02	0.050	0	0	0.050	0.001	0.02
15.5°	0°	0	0		0	0		0	0	_
	5°	0.009	0.0008	0.09	0.007	0.0008	0.11	0.006	0.0009	0.14
	10°	0.016	0.0008	0.05	0.015	0.0015	0.10	0.015	0.0020	0.14
	15°	0.026	0.0006	0.02	0.025	0.0014	0.06	0.024	0.0021	0.09
	20°	0.034	0.0005	0.01	0.033	0.0015	0.04	0.031	0.002	0.07
	25°	0.039	0	0	0.038	0.001 5	0.03	0.036	0.0025	0.06
25.3°	0°	0	0	·;	0	0	**	0	0	
	5°	0.004	0.002	0.48	0.004	0.002	0.54	0.003	0.002	0.67
	10°	0.009	0.0035	0.40	0.007	0.004	0.59	0.006	0.004 5	0.75
	15°	0.014	0.004	0.31	0.013	0.005	0.40	0.012	0.006	0.50
	20°	0.018	0.005	0.26	0.018	0.005 ⁵	0.32	0.016	0.006 5	0.41
	25°	0.021	0.005	0.26	0.020	0.006 5	0.31	0.019	0.0075	0.38
i	t	1	1		1			1	1	l

207

TABEL X.

Klappen nr. 2, gierhoek $\beta = 0^{\circ}$.

Twee klappen tezamen.

Invals-	Klap-	Nı	ılstand —	2°	r	Julstand C)°	N	ulstand +	- 2°
a	ησεκ γ	c _L	c _N	c _N /c _L	c _L	C _N	c_N/c_L	c _L	c _N	c_N/c_L
— 5.0°	0°	0	0		0	0		0	0	
	5°	0.014	- 0.0017	- 0.12	0.013	- 0.0014	- 0.11	0.014	- 0.0010	- 0.07
	10°	0.022	- 0.0027	- 0.12	0.024	- 0.0022	- 0.09	0.026	- 0.0018	- 0.07
-	15°	0.029	- 0.0035	- 0.12	0.031	- 0.0030	- 0.10	0.034	- 0.0023	- 0.07
	20°	0.039	- 0.004	- 0.10	0.041	- 0.003	- 0.08	0.042	- 0.002	- 0.05
	25°	0.048	- 0.004	- 0.08	0.049	- 0.003	- 0.06	0.050	- 0.001 5	- 0.03
5.3°	0°	0	0		0	0	_	0	0	
	5°	0.014	- 0.0008	- 0.06	0.014	- 0.0005	- 0.04	0.015	- 0.0001	- 0.01
	10°	0.028	- 0.0017	- 0.06	0.028	- 0.0010	- 0.04	0.028	- 0.0003	- 0.01
	15°	0.040	- 0.0023	- 0.06	0.040	- 0.0013	~ 0.03	0.039	- 0.0001	0
	20°	0.047	- 0.0025	- 0.05	0.048	- 0.001	- 0.02	0.048	0.0005	0.01
	25°	0.053	- 0.0025	- 0.04	0.053	- 0.001	- 0.02	0.053	0	0
15.5°	0°	.0	0		0	0	_	0	0	
	5°	0.010	0.0009	0.09	0.009	0.0013	0.14	0.008	0.0017	0.20
	10°	0.019	0.0010	0.05	0.018	0.0019	0.11	0.018	0.0024	0.13
	15°	0.031	0	0	0.031	0.0010	0.03	0.031	0.0020	0.06
	20° ·	0.044	- 0.001	- 0:02	0.043	0.000 5	0.01	0.040	0.0015	0:04
	25 %	0.050	- 0.001 5	- 0.03	0.050	0	0	0.049	0.0015	0.03
25.3°	0°	0	0		Ó	0		0	0	
	5°	0.006	0.001	0.15	0.005	0.001	0.21	0.005	0.001 5	0.31
	10°	0.012	0.001 5	0.12	0.011	0.002	0.18	0.010	0.0025	0.24
	15°	0.016	0.0015	0.10	0.016	0.0025	0.16	0.015	0.003 5	0.23
	20°	0.020	0.0025	0.12	0.019	0.003 5	0.19	0.019	0.0045	0.25
•	25°	0.021	0.0035	0.16	0.021	0.0045	0.20	0.021	0.005	0.24
		l	ļ			1			-	

208

Section of the last

TABEL XI.

Klappen nr. 3, gierhoek $\beta = 0^{\circ}$.

Twee klappen tezamen.

Invals-	Klap-	Nı	ulstand —	2°	N	ulstand 0	0	Nı	ulstand +	2°
a	y y	c _L	c _N	c _N /c _L	c _L	c _N	c_N/c_L	c _L	c _N	c_N/c_L
— 5.0°	0°	0	0		0	0		0	0	<u> </u>
	5°	0.013	0.0003	0.02	0.013	0.0008	0.06	0.013	0.0009	0.07
	10°	0.026	0.0010	0.04	0.026	0.0016	0.06	0.026	0.0024	0.09
	15°	0.038	0.0018	0.05	0.038	0.0028	0.07	0.037	0.0036	0.10
	20°	0.048	0.002	0.04	0.047	0.003	0.07	0.045	0.004	0.09
	25°	0.054	0.001 5	0.03	0.054	0.0025	0.05	0.052	0.004	0.07
5.3°	0°	0	0		0	0		0	0	
	-5°	0.010	0.0014	0.13	0.009	0.0015	0.16	0.008	0.0017	0.21
	10°	0.020	0.0024	0.12	0.019	0.0028	0.15	0.018	0.0031	0.18
	15°	0.030	0.0028	0.09	0.028	0.0036	0.13	0.027	0.0043	0.16
	20°	0.039	0.003	0.08	0.038	0.004	0.11	0.036	0.005	0.14
	25°	0.046	0.003 5	0.08	0.046	0.004 5	0.10	0.045	0.005 5	0.13
15.5°	0°	0	0		0	0		0	0	
	5°	0.008	0.0015	0.20	0.008	0.0016	0.20	0.008	0.0017	0.21
	10°	0.016	0.0029	0.18	0.016	0.0032	0.20	0.015	0.0037	0.25
	15°	0.024	0.0044	0.19	0.022	0.0052	0.24	0.020	0.0057	0.28
	20°	0.029	0.005 5	0.19	0.028	0.006 5	0.23	0.026	0.007	0.27
	25°	0.035	0.006	0.17	0.034	0.007	0.20	0.033	0.007 5	0.23
25.3°	0° -	0	0		0	0		·•• ••	0	
	5°	0.004	0.002	0.50	0.003	0.002	0.69	0.003	0.0025	0.92
	10°	0.007	0.004	0.53	0.006	0.004 5	0.70	0.005	0.004 5	0.87
	15°	0.010	0.006	0.58	0.009	0.006 5	0.67	0.008	0.006 5	0.80
-	20°	0.013	0.0075	0.56	0.012	0.008	0.67	0.011	0.0085	0.77
	25°	0.017	0.008	0.48	0.016	0.009	0.58	0.015	0.010	0.68
	1	1	1	1	1		1	1	1	1

209

TABEL XIII.

Klappen nr. 1, gierhoek $\beta = +$ 10°.

	ł					T 11	1					
Klap-	l					Invaisn	оека					
hoek		5.0°	+	0. 2 °	+ 5	5.3°	+ 1	0.5°	+ 1	5.5°	+ 2	25.3°
7	¢ _L	C _N	c _L	c_N	c _L	c _N	°L	c _N	c _L	c _N	¢ _L	
Klap voor												
+ 30°	0.029	0.007	0.026	0.007	0.023	0.0075	0.020	0.008	0.029	0.006	0.062	0.001
(+ 20°)	0.023	0.004	0.022	0.004 5	0.019	0.005	0.016	0.006	0.027	0.004	0.062	- 0.0025
+ 10°	0.010	0.001 5	0.014	0.0025	0.011	0.003	0.010	0.004 5	0.022	0.002	0.059	- 0.005
(+ 5°)	0.004	0.001	0.007	0.0015	0.007	0.0025	0.006	0.004	0.019	0.0015	0.058	- 0.007
0°	- 0.002	0.001	0	0.001 5	0.002	0.002	0.003	0.003	0.016	0.0005	0.056	- 0.008
(5°)	- 0.010	0.001	- 0.007	0.0015	- 0.006	0.001 5	- 0.003	0.0025	0.013	0.0005	0.054	- 0.009
— 10°	- 0.017	0.001 5	- 0.013	0.0015	- 0.012	0.002	- 0.009	0.003	0.008	0.001	0.053	- 0.009 5
(— 20°)	- 0.024	0.003	- 0.023	0.003 5	- 0.024	0.003 5	- 0.021	0.004 5	- 0.002	0.0025	0.046	- 0.009
30°	- 0.026	0.004 ⁵	- 0.029	0.005 5	- 0.031	0.006 5	- 0.029	0.007 5	- 0.011	0.004 5	0.037	- 0.006 5
Klap achter												
+ 30°	- 0.029	- 0.004 5	- 0.027	- 0.0045	- 0.022	- 0.004 ⁵	- 0.018	- 0.0025	0	- 0.0045	0.052	- 0.016
(+ 20°)	- 0.024	- 0.001 ⁵	- 0.022	- 0.002	- 0.018	- 0.001 ⁵	- 0.014	- 0.0005	0.003	- 0.002 ⁵	0.048	- 0.0125
+ 10°	- 0.014	0	- 0.014	0	- 0.010	0.000 5	- 0.007	0.001 5	0.008	- 0.0005	0.053	- 0.011
(+ 5°)	- 0.009	0.001	- 0.007	0.001	- 0.004	0.001 5	- 0.003	0.003	0.012	0.0005	0.054	- 0.010
0°	- 0.002	0.001	0	0.001 5	0.002	0.002	0.003	0.003	0.015	0.0005	0.056	- 0.009
(5°)	- 0.002	· 0.000 ⁵	0.006	0.001	0.009	0.002	0.009	0.003	0.020	0.001	0.057	- 0.008 5
10°	0.010	0.000 5	0.012	0.001	0.016	0.001 5	0.015	0.0025	0.025	0.0005	0.060	- 0.008 5
(20°)	0.018	- 0.001 ⁵	0.021	- 0.001	0.026	- 0.0005	0.027	0.001	0.034	- 0.000 5	0.065	- 0;008 5
- 30°	0.023	- 0.003 ⁵	0.025	- 0.003	0.032	- 0.003 5	0,034	- 0.002	0.042	- 0.004	0.065	- 0.009

Windsnelheid V = 26 m/sec.

TABEL XIV.

Klappen nr. 1, gierhoek $\beta = +20^{\circ}$.

Klap-						Invalsl	loek a					
hoek	 	5.0°	+ ().2°	+ 5	5.3°	+ 1	0.5°	+ 1	l5.5°	+ 2	25.3°
, y	¢ _L	c _N	c _L	¢ _N	c _L	c _N	¢L	¢N	c _L	c _N	¢ _L	c _N
Klap voor									-			
+ 30°	0.027	0.0085	0.024	0.009	0.023	0.0105	0.024	0.013	0.037	0.0135	0.118	- 0.019
(+ 20°)	0.019	0.005	0.020	0.006 5	0.019	0.008	0.020	0.011 ⁵	0.035	0.011	0.114	- 0.0205
+ 10°	0.008	0.003	0.011	0.004 5	0.013	0.006	0.014	0.0095	0.030	0.0095	0.113	- 0.023 5
(+ 5°)	0.002	0.0025	0.006	0.003 5	0.008	0.005 5	0.011	0.008 5	0.027	0.009	0.111	- 0.025 5
. 0°	- 0.005	0.002	- 0.001	0.003	0.003	0.004 5	0.007	0.008	0.024	0.009	0.110	- 0.026 5
(- 5°)	- 0.011	0.002	- 0.008	0.003	- 0.004	0.004 5	0.003	0.0075	0.021	0.0085	0.110	- 0.028
10°	- 0.017	0.003	- 0.013	0.0035	- 0.011	0.004 5	- 0.004	0.008	0.017	0.0085	0.109	- 0.028 5
(— 20°)	- 0.026	0.0045	- 0.024	0.005	- 0.022	0.006 5	- 0.015	0.010	0.007	0.010	0.106	- 0.030
30°	- 0.029	0.006	- 0.032	0.008	- 0.031	0.0095	- 0.023	0.012	0	0.012	0.108	- 0.032
Klap achter												
+ 30°	- 0.030	- 0.004	- 0.029	- 0.002 5	- 0.025	- 0.001 5	- 0.017	0.003	0.005	0.006	0.099	- 0.030 5
(+ 20°)	- 0.024	- 0.001	- 0.023	0.0005	- 0.020	0.0015	- 0.013	0.005	0.010	0.007	0.100	- 0.0285
+ 10°	- 0.015	0.0015	- 0.013	0.0025	- 0.011	0.004	- 0.004	0.007	0.016	0.008	0.103	- 0.0275
(+ 5°)	- 0.010	0.0015	- 0.008	0.003	- 0.004	0.0045	0.001	0.008	0.019	0.0085	0.107	- 0.027 5
0°	- 0.005	0.002	- 0.001	0.003	0.003	0.004 5	0.007	0.008	0.024	0.009	0.110	- 0.027
(— 5°)	0.001	0.002	0.005	0.003	0.008	0.004 5	0.013	0.0075	0.029	0.008 5	0.114	- 0.026 5
- 10°	0.006	0.0015	0.010	0.0025	0.015	0.004	0.020	0.006 5	0.034	0.0075	0.115	- 0.026
(— 20°)	0.015	0	0.019	0.001	0.025	0.0025	0.031	0.005	0.043	0.005 5	0.118	- 0.027
30°	0.020	- 0.002	0.023	- 0.001 5	0.031	- 0.000 5	0.038	0.0025	0.050	0.003 5	0.118	- 0.027

Windsnelheid V = 26 m/sec.

TABEL XV.

Klappen nr. 2, gierhoek $\beta = +10^{\circ}$.

Klap-	-					Invalsh	toek a					
hoek		5.0°	+	0.2°	+	5.3°	+	0.5°	+	5.5°	+	5.3°
۴.	c_L	c _N	r_{T}	ε_N	t_L	CN	T2	CN	LL CL	CN	r ₂	c _N
Klap voor							-					.
+ 30°	0.037	0.005 5	0.036	0.006 5	0.034	0.0075	0.032	0.008 5	0.041	0.007	0.070	0.003 5
(+ 20°)	0.026	0.003	0.029	0.003 5	0.028	0.0045	0.027	0.0055	0.036	0.004	0.066	- 0.001 5
+ 10°	0.013	0.001	0.016	0.0015	0.018	0.002	0.022	0.003	0.030	0.002	0.061	- 0.003 5
°	0	0.001	0.003	0.001	0.004	0.0015	0.007	0.0025	0.023	0.000 5	0.059	- D.006
— 10°	- 0.014	0.003 5	- 0.012	0.003	- 0.009	0.003	- 0.006	0.003 5	0.012	0.001	0.053	- 0.007
(20°)	- 0.018	0.005 5	- 0.019	0.0055	- 0.019	0.005 5	- 0.017	0.0065	0.001	0.003 5	0.045	- 0.006
30°	- 0.020	0.008	- 0.021	0.0075	- 0.026	0.010	- 0.024	0.010	- 0.007	0.0075	0.041	- 0.004
Kiap achter												
°06 +	- 0.035	- 0.0025	- 0.030	- 0.004	- 0.026	- 0.004	- 0.019	- 0.0035	0.001	- 0.005	0.050	- 0.013
(+ 20°)	- 0.025	0	- 0.023	- 0.0005	- 0.020	- 0.001	- 0.013	- 0.0005	0.007	- 0.0025	0.052	- 0.010
°0 +	- 0.013	0.001 5	- 0.010	0.001	- 0.008	0.0015	- 0.003	0.001 5	0.014	- 0.001 ⁵	0.054	- 0.0075
°	0	100.01	0.003	0.001	0.004	0.0015	0.007	0.0025	0.023	0.000 5	0.059	- 0.006
- 10°	0.010	- 0.000 5	0.015	- 0.000 5	0.016	0.000 5	0.021	0.001	0.033	- 0.000 5	0.063	- 0.006
(20°)	0.015	- 0.003	0.020	- 0.0025	0.025	- 0.002	0.030	- 0.001 5	0.041	- 0.0025	0.067	- 0.007 5
30°	0.018	- 0.005	0.023	- 0.005	0.029	- 0.005	0.036	- 0.004 5	0.047	- 0.005 5	0.069	- 0.009
Wind	Isnelheid	$V = 26 {\rm n}$	n/sec.									

TABEL XVI.

Klappen nr. 2, gierhoek $\beta = + 20^{\circ}$.

Klap-				•		Invals	hoek a					
hoek		5.0°	+ 1	0.2°	+	5.3°	+ 1	0.5°	+	15.5°	+	25. 3°
Y	c _L	c_N	C _L	c_N	c _L	C _N	c _L	c _N	c _L	c _N	CL.	c _N
Klap voor)							
+ 30°	0.036	0.007 5	0.039	0.009	0.040	0.0095	0.042	0.0115	0.057	0.011	0.123	- 0.021
(+ 20°)	0.025	0.0045	0.030	0.005 5	0.034	0.0065	0.037	0.0085	0.054	0.008 5	0.119	- 0.022
+ 10°	0.013	0.003	0.018	0.0035	0.022	0.0045	0.029	0.006 5	0.048	0.006	0.119	- 0.025
0°	- 0.001	0.003	0.005	0.003	0.010	0.004	0.017	0.005 5	0.039	0.0045	0.120	- 0.028 5
— 10°	- 0.014	0.004 5	- 0.008	0.004 5	- 0.003	0.005	0.004	0.0065	0.027	0.005 5	0.119	- 0.032
(- 20°)	- 0.020	0.0075	- 0.019	0.0075	- 0.014	0.007 5	- 0.007	0.009	0.016	0.007 5	0.111	÷ 0.031 ⁵
` 30°́	- 0.021	0.0095	- 0.025	0.0115	- 0.022	0.012	- 0.017	0.013	0.007	0.0115	0.118	- 0.028
Klap achter												
+ 30°	- 0.030	- 0.000 5	- 0.026	- 0.002	- 0.022	- 0.001 ⁵	- 0.011	- 0.000 5	0.016	- 0.000 5	0.104	- 0.033 5
(+ 20°)	- 0.021	0.001 5	- 0.017	0.001	- 0.013	0.002	- 0.004	0.003	0.021	0.002	0.108	- 0.031 5
+ 10°	110.0 -	0.003	- 0.006	0.003	- 0.002	0.004	0.006	0.005	0.029	0.004	0.114	- 0.0295
0°	- 0.001	0.003	0.005	0.003	0.010	0.004	0.017	0.005 5	0.039	0.004 5	0.120	- 0.028 5
— 10°	0.009	0.001	0.015	0.0015	0.021	0.0025	0.029	0.004	0.048	0.004	0.124	- 0.029
(20°)	0.015	- 0.001	0.020	- 0.000 5	0.027	0.002	0.037	0.0015	0.055	0.0015	0.126	- 0.030
— 30°́	0.017	~ 0.004	0.023	- 0.003	0.030	- 0.002	0.041	- 0.001	0.058	- 0.001	0.126	- 0.030 5
		1.	1	1	1	ł	}	1		1		•

Windsnelheid V = 26 m/sec.

TABEL XVIII.

Invloed van gierhoek op klapwerking.

Klap nr. 1, gierhoek $\beta = +10^{\circ}$.

Klap-				Invals	hoek a				,			Invalsh	oek a		<u></u>	
hoek	5	5.0°	5.3	3°	15.	5°	25	.3°	(5.0°	5.3)°	15.	5°	25.	3°
Y	¢ _L	$\triangle c_L$	¢L	$\sum c_L$	c _L	Δc_L	c _L	Δc_L	c _N	Δc_N	c _N	$\triangle c_N$	c_N	$\sum c_N$	c _N	Δc_N
Kiap veor																
+ 30°	0.030	0.001	0.024	- 0.003	0.013	0	0.005	0.001	0.0055	0.0005	0.0045	0.001	0.0055	0	0.0085	0.0005
+ 20°	0.025	0	0.018	- 0.001	0.012	- 0.001	0.005	0.001	0.003	0	0.003	0	0.003	0.0005	0.005	0.0005
+ 10°	0.012	0	0.011	- 0.002	0.006	0	0.002	0.001	0.001	- 0.000 5	0.0015	- 0.0005	0.001	0.0005	0.0025	0.0005
+ 5°	0.006	0	0.006	- 0.001	0.003	0	0.002	0	0.0005	- 0.0005	0.0005	0	0.0005	0.0005	0.001	0
0°	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
<u> </u>	- 0.007	- 0.001	- 0.008	0	- 0.004	0.001	- 0.002	0	0	0	0	- 0.0005	- 0.0005	0.0005	- 0.001	0
— 10°	- 0.013	- 0.002	- 0.014	0	- 0.009	0.001	- 0.005	0.002	0.0005	0	0.0005	- 0.0005	- 0.0005	0.001	- 0.002	0.0005
<u> </u>	- 0.019	- 0.003	- 0.026	0	- 0.021	0.003	- 0.013	0.003	0.0025	- 0.0005	0.0025	- 0.001	0.002	0	- 0.0005	- 0.0005
30°	- 0.024	0	- 0.032	- 0.001	- 0.028	0.001	- 0.019	0	0.0045	- 0.001	0.005	- 0.0005	0.0045	- 0.000 ⁵	0.0015	0
Kiap achter																
+ 30°	0.030	- 0.003	0.024	0	0.013	0.002	0.005	- 0.001	0.005 5	0	0.004 5	0.002	0.0055	- 0.000 ⁵	0.0085	- 0.001 ⁵
+ 20°	0.025	- 0.003	0.018	0.002	0.012	0	0.005	0.003	0.003	- 0.0005	0.003	0.0005	0.003	0	0.005	- 0.0015
+ 10°	0.012	0	0.011	0.001	0.006	0.001	0.002	0.001	0.001	0	0.0015	0	0.001	0	0.0025	- 0.000 ⁵
+ 5°	0.006	0.001	0.006	0	0.003	0	0.002	0	0.0005	- 0.0005	0.0005	0	0.0005	- 0.0005	0.001	0
0°	ò	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
— 5°	- 0.007	0.007	- 0.008	0.001	- 0.004	- 0.001	- 0.002	0.001	0	0.0005	0	0	- 0.000 ⁵	0	- 0.001	0.0005
10°	- 0.013	0.001	- 0.014	0	- 0.009	- 0.001	- 0.005	0.001	0.0005	0	0.0005	0	- 0.0005	0.0005	- 0.002	0.0015
20°	- 0.019	- 0.001	- 0.026	0.002	- 0.021	0.002	- 0.013	0.004	0.0025	- 0.001	0.0025	0	0.002	- 0.001	- 0.0005	0
<u> </u>	- 0.024	- 0.001	- 0.032	0.002	- 0.028	0.001	- 0.019	0.010	0.0045	0	0.005	0.0005	0.0045	0	0.0015	- 0.001 ⁵

 c_L , c_N : rolmoment-, resp. giermomentcoëfficient bij $\beta = 0^{\circ}$.

 $\Delta c_L \Delta c_N$: vermeerdering van deze coëfficient, voor zoover klapwerking betreft, door den gierhoek.

TABEL XIX.

Invloed van gierhoek op klapwerking.

Klap nr. 1, gierhoek $\beta = + 20^{\circ}$.

Klap-				Invalsh	ioek a							Invalsh	oek a			
hoek	5	5.0°	5.	3°	15	.5°	25	.3°	5	.0°	5.3	3°	15	.5°	25	.3°
7	c _L	Δc_L	¢ _L	Δc_L	c _L	Δc_L	¢L	Δc_L	c _N	Δc_N	c _N	Δc_N	C _N	Δc_N	c_N	Δc_N
Klap voor		1		1								_				*
+ 30°	0.030	0.002	0.024	- 0.004	0.013	0	0.005	0.003	0.0055	0.001	0.004 °	0.001	0.005°	- 0.001	0.008*	- 0.001°
+ 20°	0.025	- 0.001	0.018	- 0.002	0.012	- 0.001	0.005	- 0.001	0.003	0	0.003	0.000	0.003	- 0.001	0.005	0.001
+ 10°	0.012	0.001	0.011	- 0.001	0.006	0	0.002	0.001	0.001	0	0.0015	0	0.001	- 0.0005	0.0025	0.000*
+ 5°	0.006	0.001	0.006	- 0.001	0.003	0	0.002	- 0.001	0.0005	0	0.000 5	0.0005	0.0005	- 0.000 ⁵	0.001	0
0°	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
5°	- 0.007	0.001	- 0.008	0.001	- 0.004	0.001	- 0.002	0.002	0	0	0	0	- 0.0005	0	- 0.001	- 0.000 ⁵
10°	- 0.013	0.001	- 0.014	0	- 0.009	0.002	- 0.005	0.004	0.0005	0.0005	0.0005	- 0.0005	- 0.000 ⁵	0	- 0.002	0
20°	- 0.019	- 0.002	- 0.026	0.001	- 0.021	0.004	- 0.013	0.009	0.0025	0	0.002 ⁵	- 0.0005	0.002	- 0.001	- 0.0005	- 0.003
30°	- 0.024	0	- 0.032	- 0.002	- 0.028	0.004	- 0.019	0.017	0.0045	- 0.0005	0.005	0	0.004 ⁵	- 0.001 5	0.0015	- 0,007
Kiap achter																
+ 30°	0.030	- 0.005	0.024	0.004	0.013	0.006	0.005	0.006	0.0055	0.0005	0.004 ⁵	0.001 5	0.0055	- 0.0025	0.0085	- 0.005
+ 20°	0.025	- 0.006	0.018	0.005	0.012	0.002	0.005	0.005	0.003	0	0.003	0	0.003	- 0.001	0.005	- 0.0035
$+ 10^{\circ}$	0.012	- 0.002	0.011	0.003	0.006	0.002	0.002	0.005	0.001	- 0.0005	0.001 5	- 0.001	0.001	0	0.0025	- 0.002
+ 5°	0.006	- 0.001	0.006	0.001	0.003	0.002	0.002	0.001	0.000^{5}	0	0.0005	- 0.000 ⁵	0.0005	0	0.001	- 0.0005
°0	0	0	0	0	Ío	0	0	0	0	0	0	0	Ó	0	0	0
5°	- 0.007	0.001	- 0.008	0.003	- 0.004	- 0.001	- 0.002	- 0.002	0	0	0	0	- 0.0005	0.001	- 0.001	0.0005
10°	- 0.013	0.002	- 0.014	0.002	- 0.009	- 0.001	- 0.005	0	0.0005	0	0.0005	D	- 0.0005	0.002	- 0.002	0.001
20°	- 0.019	- 0.001	- 0.026	0.004	- 0.021	0.002	- 0.013	0.005	0.0025	- 0.0005	0.0025	- 0.0005	0.002	0.0015	· 0.000 ⁵	0.000 8
30°	- 0.024	- 0.001	- 0.032	0.004	- 0.028	0.002	- 0.019	0.011	0.0045	- 0.0005	0.005	0	0.0045	0.001	0.0015	- 0.0015

 c_L , c_N : rolmoment-, resp. giermomentcoëfficient bij $\beta = 0^{\circ}$.

 $\triangle c_L$, $\triangle c_N$: vermeerdering van deze coëfficient, voor zoover klapwerking betreft, door den gierhoek.

TABEL XX.

a	c _a	C ₁₀	c _m	$\bigtriangleup \iota_a / \bigtriangleup a$
$ \begin{array}{c} - & 7.5^{\circ} \\ - & 5.0^{\circ} \\ - & 2.4^{\circ} \\ & 0.2^{\circ} \\ & 2.8^{\circ} \\ & 5.3^{\circ} \\ & 7.9^{\circ} \\ & 10.5^{\circ} \\ & 13.0^{\circ} \\ & 15.5^{\circ} \\ & 18.0^{\circ} \\ & 18.0^{\circ} \\ & 18.6^{\circ} \\ & 19.0^{\circ} \\ & 19.5^{\circ} \\ & 20.4^{\circ} \\ & 22.9^{\circ} \\ & 25.3^{\circ} \end{array} $	$\begin{array}{c}0.027\\ 0.148\\ 0.342\\ 0.506\\ 0.672\\ 0.869\\ 1.038\\ 1.211\\ 1.334\\ 1.399\\ 1.423\\ 1.148\\ 1.429\\ 1.414\\ 1.144\\ 1.144\\ 1.104\\ 1.050\\ 0.831\\ \end{array}$	0.059 0.030 0.023 0.031 0.040 0.056 0.076 0.104 0.129 0.157 0.187 0.182 1.099 0.202 0.202 0.288 0.305 0.344 0.426	0.052 0.086 0.099 0.103 0.108 0.117 0.125 0.125 0.125 0.131 0.131 0.134 0.135 0.136 0.166 0.169 0.175 0.186	0.070 0.075 0.063 0.064 0.079 0.065 0.067 0.049 0.026 0.010

Lift, drift en duikmoment.

Windsnelheid V = 26 m/sec.

 c_m is gegeven voor het duikmoment om een punt, dat 20 % van de koorddiepte achter het voorste punt ligt, als lengte-afmeting is hier de koorddiepte ingevoerd.

 $\triangle c_a / \triangle a$ is gegeven per graad.

BIJLAGE I.

Literatuuroverzicht.

1. Inleiding, omvang van het overzicht.

De hier volgende literatuuropgave bedoelt in de eerste plaats een overzicht te geven van die publicaties, waarin soortgelijke metingen als in het rapport besproken zijn, dus van de rol- en giermomenten veroorzaakt door klapverstelling en gierhoek, gegeven worden. Volledigheidshalve zijn echter ook andere metingen over de werking van stuurklappen, benevens theoretische beschouwingen over dit onderwerp en beschrijvingen van meetmethoden opgenomen. Als te ver buiten het besproken onderwerp vallende zijn, voor zoover de modelproeven betreft stelselmatig, buiten beschouwing gelaten :

- a. metingen aan vleugels met klappen over de geheele vleugelbreedte ;
- b. metingen van giermomenten aan complete modellen zonder klappenverstelling;
- c. metingen in verband met dynamische stabiliteit en andere niet-stationaire bewegingstoestanden, alsmede metingen bij constante, van nul verschillende rolsnelheid;
- d. balanceering van andere stuurvlakken.

De onder b. genoemde metingen zijn hier van minder belang, daar hierbij naast den invloed van den vleugel de waarschijnlijk grootere van romp en staartvlakken optreedt. De groep c, waarvoor vooral in de Engelsche literatuur zeer veel gegevens voorkomen, omvat de bepaling van de z.g. dempingscoëfficienten (.,derivatives'') en vormt een geheel zelfstandige groep. Aan de onder d bedoelde metingen zou misschien ook voor de balanceering van klappen eenige waarde toegeschreven kunnen worden. Gezien echter het groote verschil in de verhouding (oppervlak vaststaand vlak) : (oppervlak bewegelijk vlak) zal deze waarschijnlijk gering zijn, bovendien is over de balanceering van klappen vrij veel materiaat bekend (zie 12, 13, 21, 22, 23, 24, 25, 44, 45, 50).

Bij de proeven op ware grootte komt slechts een enkele meting in stationaire rechtlijnige vlucht voor (47). Er werden daarom ook waarnemingen en proeven gedurende manoeuvres opgenomen, voor zoover deze werking van de klappen omvatten.

Getracht werd bij iedere publicatie een kort overzicht te geven van het materiaal, dat deze bevat. De hierbij genoemde vliegtuigtypen werden over 't algemeen voldoende bekend verondersteld. Bevat de publicatie zelve hieromtrent niet voldoende detailgegevens, dan kan hiervoor verwezen worden naar de beschrijvende literatuur, als de verschillende jaargangen van Jane's All the worlds aircraft, The Aeroplane, Flight, Zeitschrift fur Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, Flugsport.
2. Indeeling van de literatuuropgave.

Zooals hieronder aangegeven wordt, is de opgesomde literatuur verdeeld in vier groepen, waarvan de eerste twee metingen aan model en op ware grootte bevatten, de derde theoretische beschouwingen, de vierde eenige diverse publicaties. De hoofdgroepen zijn verder verdeeld in ondergroepen, hoofdzakelijk naar de gemeten grootheden.

A. Modelproeven.

A 1. Werking van normale klappen.

- a. Metingen van rol- en giermoment aan afzonderlijkenvleugel of cel.
- b. Metingen van rol- en giermoment aan compleet vliegtuigmodel.
- c. Metingen van rol- en klapmoment.
- d. Metingen van rolmoment.
- e. Metingen van klapmoment (of klapkracht).
- t. Metingen van drukverdeeling; stroomingsonderzoek.
- A 2. Werking van bijzondere inrichtingen voor dwarsbesturing (ook spleetvleugels).
 - a. Metingen van rol-, gier- en klapmoment.
 - b. Metingen van rol- en giermoment.
- A 3. Invloed van gierhoek bij vleugel zonder klappen.
 - a. Metingen van rol- en giermoment.
 - b. Metingen van rolmoment.
- A 4. Meetmethoden en -apparaten.
- A 5. Overzichten en verkorte gegevens.

B. Proeven op ware grootte.

B 1. Metingen in stationaire, rechtlijnige vlucht.

B 2. Waarnemingen en metingen tijdens bochten en andere manoeuvres.

- .B 3. Proeven met spleetvleugels.
- B4. Metingen van drukverdeeling.
- B 5. Instrumenten.

C. Theoretische berekeningen en beschouwingen.

- C 1. Geinduceerd giermoment en verwante beschouwingen.
- C 2. Verschünselen bij van nul verschillenden gierhoek.
- C 3. Vleugel, die een cirkelvormige baan beschrüft.

D. Diversen.

3. Gebezigde afkortingen.

In de literatuuropgave zijn, bij vermelding van de bronnen, de volgende afkortingen gebruikt :

A. R. = Annual Report of the National Advisory Committee for Aeronautics (amerikaansch); A. S. I. C. = Air Service Information Circular (amerikaansch);

- N. A. C. A. = Report of the National Advisory Committee for Aeronautics (amerikaansch);
- R. M. = Reports and Memoranda of the Advisory Committee for Aeronautics (later : Aeronautical Research Committee) (engelsch) ;
- T. B. = Technische Berichte, herausgegeben von der Flugzeugmeisterei der Inspektion der Fliegertruppen;
- T. N. = Technical Note of the National Advisory Committee for Aeronautics (amerikaansch);
- T. R. = Technical Report of the Advisory Committee for Aeronautics (later : Aeronautical Research Committee) (engelsch);
- Z. A. M. M. = Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik ;
- Z. F. M. = Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt.

4. Literatuuropgave.

A. Modelproeven.

A 1. Werking van normale klappen.

- Ala. Metingen van rol- en giermoment aan afzonderlijken vleugel of cel.
 - NAYLER, J. L., BRYANT, L. W., and IRVING, H. B. The effect of wing-flaps or ailerons on the forces and moments on an aerofoil of R. A. F. 6 section. R. M. 152, Part II (iii), 1914. T. R. 1914-15, p. 71-86.

Rechthoekige vleugel, R. A. F. 6 profiel. Rechthoekige klappen binnen vleugelomtrek. Zes-componenten-meting.

Invalshoek —4° tot $+20^{\circ}$, gierhoek 0° tot 20° , klaphoek (beide zijden gelijk) — 10° tot $+5^{\circ}$.

Invalshoek —8° tot +20°, gierhoek 0° tot 20°, klaphoek (beide zijden gelijk) +10° tot +30°.

Invalshoek —4° tot +20°, gierhoek —20° tot +20°, klaphoek (beide zijden tegengesteld) \pm 5, \pm 10.

 BRYANT, L. W., IRVING, H. B. and CHINA, F. J. E. Tests on some special forms of wing-flaps on an aerofoil of R. A. F. 4 section. R. M. 152, Part. II (iv), 1914. T. R. 1914-15, p. 87-106.

> Rechthoekige vleugel met afgeronde hoeken, R. A. F. 4 profiel. Drie verschillende vormen van klappen, deels achter vleugelachterrand uitstekend, geen balansvlakken. Zes-componenten-meting.

Invalshoek -4° tot $+20^{\circ}$, gierhoek -20° tot $+20^{\circ}$, klaphoek (beide zijden tegengesteld) $\pm 10^{\circ}$.

 BRADFIELD, F. B. Lateral control of Bristol Fighter at low speeds. Measurement of rolling and yawing moments of model wings, due to rolling. R. M. 787, 1921. T. R. 1921-22, Vol. I, p. 212-232.

> Cel van Bristol Fighter. Hoofdzakelijk proeven bij verschillende rolsnelheden, ook voor rolsnelheid 0 bij :

> Invalshoek 0° tot $+33^{\circ}$, gierhoek 0°, klaphoek (beide zijden tegengesteld) 0° tot \pm 10°.

 BRADFIELD, F. B. and SIMMONDS, O. E. Rolling and yawing moments due to roll of model Avro wings, with standard and interplane ailerons, and rudder moments for standard and special large rudder. R. M. 848, 1922. T. R. 1922-23, Vol. I, p. 135-146.

> Avro-cel met normale klappen en "floating interplane ailerons". Hoofdzakelijk proeven bij verschillende rolsnelheden, ook voor rolsnelheid 0 voot :

> Normale klappen: invalshoek 0° tot 12°, gierhoek 0°, klaphoek (beide zijden tegengesteld) 0° tot \pm 15°; invalshoek 18° tot 30°, gierhoek 0°, klaphoek (beide zijden tegengesteld) 0° tot \pm 5°.

> ,,Interplane ailerons'' : invalshoek 0° tot 33°, gierhoek 0°, nulstanden van de vrij bewegelijke klappen.

- A 1b. Metingen van rol- en giermoment aan compleet vliegtuigmodel.
 - BRADFIELD, F. B. and PEATFIELD I. L. Lateral control at low speeds. R. M. 717, 1920. T. R. 1921-22, Vol. I, p. 200-211.

Compleet model van Bristol Fighter met normale klappen en "floating interplane ailerons", de laatsten op 3 verschillende plaatsen.

Gewone klappen : invalshoek 0° tot $+30^{\circ}$, gierhoek 0° , klaphoek (één zijde versteld) -30° tot $+30^{\circ}$.

"Interplane ailerons": invalshoek 0° tot $+30^{\circ}$, gierhoek 0°, klaphoek (één zijde versteld) -30° tot $+30^{\circ}$.

"Interplane ailerons": invalshoek 0° tot $+30^{\circ}$, gierhoek 0°, nulstand van de vrij bewegelijke klappen.

6. BATSON, A. S. and LOCK, C. N. H. Lateral control at large angles of incidence. Yawing and rolling moments due to aileron

movement on a complete model of S. E. 5A. R. M. 773, 1921. T. R. 1921---22, Vol. I, p. 187---199.

Compleet model van S. E. 5A.

Invalshoek ---4° tot +40°, gierhoek 0°, klaphoek (één zijde versteld) ---20° tot +20°.

 IRVING, H. B. and BATSON, A. S. On the effect of sideslip on the aerodynamic forces and moments (including those due to the controls) for a model S. E. 5A aeroplane. R. M. 831, 1922. T. R. 1923-24, Vol. I, p. 226-242.

Compleet model van S. E. 5A.

Invalshoek —2° tot $+30^{\circ}$, gierhoek —30° tot $+30^{\circ}$, klaphoek (beide zijden tegengesteld) $\pm 10^{\circ}$.

Invalshoek $+20^{\circ}$ tot $+30^{\circ}$, gierhoek -30° tot $+30^{\circ}$, klaphoek (één zijde versteld) $\pm 15^{\circ}$.

Invalshoek -2° tot $+30^{\circ}$, gierhoek -30° tot $+30^{\circ}$, klaphoek (één zijde versteld) $\pm 20^{\circ}$.

 IRVING, H. B. and BATSON, A. S. Experiments on a model of a Bristol Fighter aeroplane (1/10th scale). Section I. Force and moment measurements at various angles of yaw. R. M. 932, 1924. T. R. 1924—25, Vol. I, p. 277—286.

Compleet model van Bristol Fighter.

Invalshoek $+4^{\circ}$ tot $+32^{\circ}$, gierhoek -30° tot $+30^{\circ}$, klaphoek (beide zijden tegengesteld) $\pm 20^{\circ}$.

 IRVING, H. B. and BATSON, A. S. Forces and moments (including those due to controls) on a model Fairey ,,N4" flying boat ,,Atalanta", at various angles of yaw. R. M. 933, 1924. T. R. 1924-25, Vol. I, p. 346--359.

> Complete model van Fairey N. 4. Invalshoek $+12^{\circ}$ tot $+32^{\circ}$, gierhoek -30° tot $+30^{\circ}$, klaphoek (één zijde versteld) -10° tot $+10^{\circ}$.

Alc. Metingen van rol- en klapmoment,

 IRVING, H. B., OWER, E. and HANKINS, G. A. An investigation of the aerodynamic properties of wing ailerons. Part. I. The effect of variation of plan form of wing tip, and of span of aileron. R. M. 550, 1918. T. R. 1918-19, Vol. I, p. 457-488.

> Tweedekkercel met rechthoekige vleugels met drie verschillende vormen van vleugeluiteinde, profiel R. A. F. 15. Klappen aan beide vleugels, zonder balanceering, binnen

Invalshoek 0° tot $+20^{\circ}$ (+16°), gierhoek 0° , klaphoek -40° tot $+40^{\circ}$ (--30° tot $+30^{\circ}$). Klappen alleen aan één zijde versteld, voor nagenoeg alle series zoowel boyen- en onderklap te samen als beide afzonderlijk.

Invloed van de spleet tusschen klap en vleugel.

11. IRVING, H. B. and OWER, E. An investigation of the aerodynamic properties of wing ailerons. Part II. The effect of variation of chord of aileron. The effect of ,,wash-out" of ailerons. Tests on ailerons of the ,,Panther"-type in which the ailerons do not extend to the wing tips. Effect of variation in taper towards the tips for wings of given plan form. R. M. 615, 1919. T. R. 1919-20, Vol. I, p. 304-328.

> Model als R. M. 550 (10), bij iedere klapvorm slechts één vorm van vleugeluiteinde.

A CONTRACTOR AND A CONTRACTOR OF A CONTRACTOR AND A CONTR

Klappen aan beide vleugels, zonder balanceering, binnen vleugelomtrek. Verschillende diepte van klap bij gelijke breedte ; klappen met verdraaiing ; klappen, die niet tot het vleugeleinde doorloopen ; verdunning van het deel van den vleugel voor den klap.

Invalshoek 0° tot +16°, gierhoek 0°, klaphoek (klappen aan één zijde versteld, boven en onder te samen) -30° tot +30°.

 IRVING, H. B. and OWER, E. An investigation of the aerodynamic proporties of wing ailerons. Part III. The balancing of ailerons. R. M. 651, 1919. T. R. 1919-20, Vol. I, p. 329-351.

> Model als R. M. 550 (10) met één vorm van vleugeluiteinde. Klappen aan beide vleugels, zonder balansvlak, binnen vleugelomtrek. Balanceering door verplaatsing van de klapas naar achteren.

> Voor vier asstanden : invalshoek 8°, gierhoek 0°, klaphoek (één zijde, boven en onder tegelijk versteld) —20° tot $+20^{\circ}$.

Voor één asstand : invalshoek —4° tot $+16^{\circ}$, gierhoek 0°, klaphoek (één zijde, boven en onder tegelijk versteld) —16° tot $+16^{\circ}$;

invalshoek -4° tot $+16^{\circ}$, gierhoek $\pm 20^{\circ}$, klaphoek (één zijde, boven en onder afzonderlijk) -20° tot $+20^{\circ}$; invalshoek 8°, gierhoek 0°, klaphoek (één zijde, boven en onder afzonderlijk) -20° tot $+20^{\circ}$ (alleen klapmoment).

Invloed van spleet en spleetvorm bij invalshoek 8°; invloed op lift en drift. IRVING, H. B. and BATSON, A. S. An investigation of the aerodynamic properties of wing ailerons. Part V, The balancing of ailerons by the Avro patent method. R. M. 696, 1920. T. R. 1920-21, Vol. I, p. 192-197.

> Tweedekkercel met rechthoekige vleugels met afgeronde hoeken, profiel R. A. F. 15.

> Klappen aan beide vleugels, binnen vleugelomtrek met en zonder balanceering door boven geplaatst balansvlak.

> Invalshoek 0° tot + 16°, gierhoek 0°, klaphoek (één zijde, boven en onder tegelijk versteld) — 20° tot + 20°.

14. HOOT, H. I. The effect of airfoil thickness and plan form on lateral control. N. A. C. A. 169, 1923. Ninth A. R., p. 219-227.

Eendekkers. Twee groepen :

a. rechthoekige vleugels met constant profiel (dikte 8 % tot 20 \% van de koorde);

b. uitgedunde vleugels (koordeverhouding 0.5 en 0). Klappen binnen vleugelomtrek, niet gebalanceerd.

Invalshoek 0° tot 25°, gierhoek 0°, klaphoek (voor rolmoment links en rechts tegelijk versteld, voor klapmoment afzonderlijk) -20° tot $+20^{\circ}$ (-35° tot $+35^{\circ}$).

- Ald. Metingen van rolmoment.
- MUNK, M. and MOLTHAN, W. Messungen an einem Flugzeugmodell Aeg D. I der Algemeinen Elektricitäts-Gesellschaft, A.-G., Abteilung Flugzeugbau. Mitteilung 20 der Göttinger Modellversuchsanstalt für Aerodynamik. T. B. III, 1918, S. 30-38.

Compleet model van A. E. G. D. I.

Invalshoek —9° tot $+12^{\circ}$ (+15°), gierhoek 0°, klaphoek —10° tot $+25^{\circ}$.

 MOLTHAN, W. Messungen an einem Modell des D.-Flugzeugs T. 29 der Deutschen Flugzeug-Werke. Mitteilung 23 der Göttinger Modellversuchsanstallt für Aerodynamik. T. B. III, 1918, S. 253-260.

Compleet model van D. F. W.-D. T. 29.

Invalshoek —12° tot +15°, gierhoek 0°, klaphoek —25° tot +25°.

 EIFFEL, G. Résumé des principaux travaux exécutés pendant la guerre au Laboratoire Aérodynamique EIFFEL, 1915—1918.
 1919. Les ailerons, p. 36—41.

> Vleugel van Bréguet 14 A. 2. Klappen binnen vleugelomtrek, zonder balanceering, rechthoekige klappen met verschillende breedteverhouding, driehoekige klappen.

Invalshoek $+3^{\circ}$, $+3^{\circ}$ tot $+15^{\circ}$, 0° tot $+10^{\circ}$, gierhoek 0°, klaphoek (beide zijden tegelijk versteld, één geval links en rechts afzonderlijk) 5° tot 15°.

Cel van Bréguet 14 A. 2. Klappen aan boven- en ondervleugel, binnen vleugelomtrek, zonder balanceering.

Invalshoek $+3^{\circ}$, gierhoek 0° , klaphoek (beide zijden tegelijk versteld, boven en onder afzonderlijk) 5° tot 15° .

Invalshoek $+9^{\circ}$, gierhoek 0° , klaphoek (beide zijden tegelijk versteld, alleen boven) 5° tot 15° .

Compleet model Nieuport 11.000. Klappen aan bovenvleugel, achter vleugelrand uitstekend, zonder balanceering. Invalshoek 0° tot +10°, gierhoek 0° tot 15°, klaphoek (beide zijden tegelijk versteld) 0° tot 15°.

 Aeronautics Staff, Construction Department, Navy Yard, Washington. Air force and three moments for F.-5-L seaplane. T. N. 85, 1922.

Complet model van F.-5-L vliegboot.

Invalshoek $0^{\circ}(?)$, gierhoek 0° , klaphoek (beide zijden tegelijk versteld) 0° tot 20° .

 IRVING, H. B. and BATSON, A. S. Some experiments on a model of a B. A. T. , Bantam" aeroplane with special reference to spinning accidents. Part I. Longitudinal control and rolling experiments. R. M. 976, 1925.

Compleet model van B. A. T. Bantam.

Invalshoek $+20^{\circ}$ tot $+33^{\circ}$, gierhoek $+30^{\circ}$, klaphoek (beide zijden tegelijk versteld) 8° tot 33° .

 ARCHER, C. E. Wind tunnel test of aileron characteristics as affected by design and by airfoil thickness. A. S. I. C. Vol. VI, No. 535.

> Rechthoekige vleugels met constante doorsnede, 3 pro fielen met verschillende dikte (Göttingen 387, U. S. A. 27, R. A. F. 15).

> Rechthoekige klappen binnen vleugelomtrek, zonder balanceering, verschillende afmeting en breedteverhouding.

Invalshoek —4° tot +25°, gierhoek 0°, klaphoek (één klap versteld) —30° tot +30° (—20° tot +20°).

A le. Metingenvan klapmoment (of klapkracht).

 PANNELL, J. R. and CAMPBELL N. R. Tests on a complete model of a Handley-Page biplane. R. M. 198, 1915, Part III. T. R. 1915-16, p. 149-157.

- こうしいできょう パラ・ファンドレストリンスワイトをするのです。それできた日本市の日本市を加速した市内市を設置した市内市を設置する

Complete model van Handley-Page tweedekker. Klappen aan bovenvleugel, balanceering door balansvlak, dat deel van het vleugeluiteinde vormt.

Invalshoek $+4^{\circ}$, gierhoek 0° , klaphoek (één zijde versteld) -22° tot $+11^{\circ}$.

22. PANNELL, J. R. and CAMPBELL, N. R. The balancing of wing flaps. R. M. 200, 1916. T. R. 1915-16, p. 173-183.

> Tweedekkercel met rechthoekige vleugels met afgeronde uiteinden, max. profieldikte 5 %.

> Klappen aan boven- en ondervleugel, binnen vleugelomtrek, balansvlak vormt deel van den vleugel voor den klap, verschillende grootten van balansvlak.

> Invalshoek 0° tot $+12^{\circ}$, gierhoek 0°, klaphoek (boven en onder gelijktijdig versteld, maar afzonderlijk gemeten) ong. -18° tot $+18^{\circ}$ t.o.v. de wind.

 COWLEY, W. L., SIMMONS, L. G. and COALES J. D. Tests on the complete model of F. E. 5 aeroplane. Part I. The balancing of wing flaps. R. M. 249, 1916. T. R. 1916-17, Vol. I, p. 117-133.

> Compleet model van F.E.5. Klappen aan boven- en ondervleugel, binnen vleugelomtrek, balansvalk vormt deel van den vleugel voor den klap, verschillende grootten van balansvlak.

> Invalshoek -3° tot $+14^{\circ}$, gierhoek 0° , klaphoek (boven en onder afzonderlijk, andere klap bij benadering meeversteld) ong. -20° tot $+20^{\circ}$.

 EIFFEL, G. Résumé des principaux travaux exécutés pendant la guerre au Laboratoire Aérodynamique EIFFEL, 1915-1918. 1919. Les ailerons, p. 42-45.

> Vleugel met verschillend uiteinde, profiel Bréguet 14 A. 2. Klappen met verschillende vorm van balansvlak, deels binnen, deels buiten vleugelomtrek uitstekend.

> Invalshoek 0°, $+5^{\circ}$, gierhoek 0°, klaphoek (één zijde versteld) —20° tot $+15^{\circ}$ (+20°).

 IRVING, H. B. and BATSON, A. S. An investigation of the aerodynamic properties of wing ailerons. Part IV. The effect of yaw on the balance of ailerons of the ,,horn type". R. M. 728, 1920. T. R. 1920-21, Vol. I, p. 178-187.

> Tweedekkercel met rechthoekige vleugels. Klappen aan bovenvleugel, twee vormen van buiten den vleugel uitstekend balansvlak.

> Invalshoek ---4° tot +16° (+18°), gierhoek 0° tot 20°, klaphoek (één klap versteld) ---20° tot +20°.

 IRVING, H. B. and BATSON, A. S. The force on an aileron balanced by the "backward hinge" method. R. M. 760, 1921. T. R. 1921-22, Vol. I, p. 184-186.

> Tweedekkercel met rechthoekige vleugels met bijgewerkte uiteinden, profiel R. A. F. 15.

> Klappen binnen vleugelomtrek, balanceering door naar achteren verplaatsen van de as (als in R. M. 651 (12)).

> Gemeten werd normaalkracht op den klap (voor sterkteberekening).

Invalshoek 0° tot +16°, gierhoek 0°, klaphoek (alleen aan bovenvleugel) -20° tot +20°.

- Alf. Metingen van drukverdeeling; stroomingsonderzoek.
- 27. PANNELL, J. R. and CAMPBELL, N. R. The flow of air round a wing tip. R. M. 197, 1916. T. R. 1915---16, p. 138---143.

Model als in R. M. 200 (22).

Meting van de drie snelheidscomponenten in de omgeving van het vleugeluiteinde.

Invalshoek $+12^\circ$, gierhoek 0° , klaphoek 0° .

BATSON, A. S. Pressure distribution on wing with fixed balanced aileron (square horn type). R. M. 709, 1920. T. R. 1920-21, p. 198-207.

Rechthoekige vleugel met constant profiel (R. A. F. 15). Klap buiten vleugelomtrek uitstekend, met rechthoekig balansvlak buiten vleugeluiteinde.

Drukverdeeling op vleugeluiteinde, klap en balansvlak. Invalshoek -4° tot $+40^{\circ}$, gierhoek 0° , klaphoek 0° .

29. BACON, D. L. The distribution of lift over wing tips and ailerons. N. A. C. A. 161, 1923. Ninth A. R., p. 105-125.

Vleugel met dubbel gewelfd profiel, max. dikte midden 22 %, uiteinde 5.5 % van koorddiepte. Rechthoekige vleugel met positieve en negatieve afschuining aan het uiteinde. Klappen binnen vleugelomtrek, niet gebalanceerd.

Drukverdeeling op vleugeluiteinde en klap.

Invalshoek 0° , $+10^{\circ}$, gierhoek 0° , klaphoek -20° tot $+20^{\circ}$.

 FAIRBANKS, A. J. Distribution of pressure over model of the upper wing and aileron of a FOKKER D.VII airplane. N. A. C. A. 254, 1927.

> Model van buitendeel van bovenvleugel van FORKER D.VII met klap.

Drukverdeeling op vleugeluiteinde, klap en balansvlak. Invalshoek 0°, $+18^{\circ}$, gierhoek 0°, klaphoek -20° tot $+20^{\circ}$.

Invalshoek -6° tot $+24^{\circ}$, gierhoek 0° , klaphoek 0° .

A 2. Werking van bijzondere inrichtingen voor dwarsbesturing (ook spleetveugels).

- A 2a. Metingen van rol-, gier- en klapmoment.
- BRADFIELD, F. B. Slot control on an Avro with standard and balanced ailerons. R. M. 916, 1924. T. R. 1924-25, Vol. I, p. 228-243.

Rechthoekige vleugel, Avro-profiel. Aan de voorzijde is over de klapbreedte een deel van den hoofdvleugel weggenomen en vervangen door een draaibaren hulpvleugel. Klappen zonder balanceering en gebalanceerd door naar achteren verplaatsen van de draaiingsas, geen spleet tusschen klap en vleugel. Rol- en giermomenten, momenten op klap, krachten op hulpvleugel.

Invalshoek $+10^{\circ}$ $(+5^{\circ})$ tot $+30^{\circ}$ $(+35^{\circ})$, gierhoek 0° , klaphoek (deels één klap, deels beide tegelijk versteld) -20° tot $+20^{\circ}$, verschillende spleetwijdten.

- A 26. Metingen van rol- en giermoment.
- BRADFIELD, F. B. and PEATFIELD, I. L. Lateral control at low speeds. R.M. 717, 1920. T. R. 1921-22, Vol. I, p. 200-211.

"Floating interplane ailerons". Zie 5.

33. BRADFIELD, F. B. and SIMMONDS, O. E. Rolling and yawing moments due to roll of model Avro wings, with standard and interplane ailerons, and rudder moments for standard and special large rudder. R. M. 848, 1922. T. R. 1922-23, Vol. I, p. 135-146.

"Floating interplane ailerons". Zie 4.

 FAGE, A. Some suggestions for improving aeroplane control at low speeds. R. M. 855, 1922. T. R. 1922-23, Vol. I, p. 147-152.

> Twee speciale constructies (beweegbare deelen aan den voorrand van den vleugel) om dwarsbesturing bij grooten invalshoek te verbeteren.

35. IRVING, H. B. and BATSON, A. S. Some experiments on a model biplane having slotted wings, with particular reference to the improvement of lateral control at low speeds. R. M. 856, 1923. T. R. 1922-23, Vol. I, p. 153-158.

Tweedekkercel met rechthoekige vleugels, profiel R. A. F. 15. Spleet in den voorrand van den vleugel ôf alleen voor de klappen ôf over de geheele vleugelbreedte.

Invalshoek $+4^{\circ}$ (+12°) tot +36° (+40°), gierhoek 0°, klaphoek 0°, $\pm 20^{\circ}$, verschillende spleetwijdten.

36. DOUGLAS, G. P., BRADFIELD, F. B. and HARTSHORN, A. S. The lateral control of a biplane by combined use of ailerons and varying leading edge slots. R. M. 973, 1925.

Model van Avro-cel. Klappen binnen vleugelomtrek, gebalanceerd door naar achteren plaatsen van de as. Verstelbare spleet in voorrand vleugel voor den klap.

Invalshoek $+6^{\circ}$ tot $+40^{\circ}$, gierhoek 0° , klaphoek (beide zijden tegelijk versteld) 0° tot 20° , spleet gelijktijdig met klap versteld.

A 3. Invloed van gierhoek bij vleugel zonder klappen.

A 3a. Metingen van rol- en giermoment.

 RELF, E. F. and LANDELLS, A. Forces and moments on an aerofoil having a dihedral angle. R. M. 152, Part I (iii), 1914. T. R. 1914-15, p. 32-44.

> Rechthoekige vleugel met afgeronde uiteinden, profiel gewijzigd R.A.F. 6, V-hoeken van 0° tot 8°. Zes componentenmeting.

Invalshoek 0° tot $+20^{\circ}$, gierhoek 0° tot $+35^{\circ}$.

A 3b. Metingen van rolmoment.

 POWELL, C. H. Forces and moments on a wing caused by cross winds. R. M. 394, 1918. T. R. 1917-18, Vol. I, p. 180-183.

Rechthoekige vleugel met afgeronde uiteinden, profiel gewijzigd R. A. F. 6, V-hoeken van 0° tot 4° .

- Invalshoek 0° tot $+10^{\circ}$, gierhoek 90°, rolhoek -10° tot $+10^{\circ}$.
- A 4. Meetmethoden en -apparaten (voor zoover niet gegeven in publicaties met metingsresultaten).
- 39. Aeronautics Staff. National Physical Laboratory. Method of experimental determination of the forces and moments on a model of a complete aeroplane; with the results of measurements on a model of a monoplane of a BLERIOT type. R. M. 75, 1913. T. R. 1912-13, p. 128-132.

Methode voor zes-componenten-meting aan asymmetrisch geplaatst vliegtuigmodel. BRYANT, L. W. and IRVING H. B. Description of improved moments measuring apparatus for tests on models in the wind channel with an appendix on the determination of corrections due to interference of apparatus on model. R. M. 192, 1915. T. R. 1915-16, p. 32-36.

> Methode voor zes-componenten-meting ter vervanging van de in R. M. 75 (39) beschrevene.

 IRVING, H. B. On a method of measuring rolling moments and aileron hinge moments on a model biplane. R. M. 512, 1918.
 T. R. 1918-19, Vol. I, p. 174-179.

Methode voor het meten van rol- en klapmomenten.

42. LAVENDER, T., FEWSTER, T. H. and HENDERSON, G. F. An attachment of the main balance of 7-ft. no. 2 wind tunnel for measuring three forces and three moments. R. M. 822, 1922. T. R. 1922-23, Vol. I, p. 273-274.

. Wijziging aan N. P. L. balans voor zes-componentenmeting.

43. ZAHM, A. F. The six-component wind balance. N. A. C. A. 146. Eighth A. R., p. 385-395.

Automatische zes-componenten-balans met mogelijkheid van het gebruik voor dempingsproeven.

A 5. Overzichten en verkorte gegevens.

 GLAUERT, H. Summary of the present state of knowledge with regard to stability and control of aeroplanes. R. M. 710, 1920. Appendix II. Control surfaces. T. R. 1920-21, Vol. I, p. 347-349.

Overzicht van de tot December 1920 gepubliceerde Engelsche resultaten.

45. BAIRSTOW, L. Applied Aerodynamics 1920.

Verkorte gegevens:

p. 226. Ailerons and wing flaps (R. M. 152 (1)).

p. 229. The balancing of wing flaps (R. M. 200 (22)).

- p. 233. Forces and moments due to a dihedral angle (R. M. 152 (37)).
- 46. NORTON, F. H. Practical stability and controllability of airplanes. N. A. C. A. 120, 1921. Seventh A. R. p. 359-372.

Zeer kort overzicht van eenige Engelsche metingen.

B. Proeven op ware grootte.

- B 1. Metingen in stationaire, rechtlijnige vlucht.
- GARNER, H. M. and JONES, E. T. Full scale tests of different ailerons on Bristol Fighter aeroplane. R. M. 966, 1925. T. R. 1924-25, Vol. I, p. 187-193.

Bristol Fighter. Klappen binnen vleugelomtrek, drie vormen: standaard (niet gebalanceerd), twee met balanceering door naar achteren verplaatste draaiingsas.

Rol-, gier- en klapmoment.

Invalshoek $+2^{\circ}$ tot $+10^{\circ}$, gierhoek 0° , klaphoek tot $\pm 4^{\circ}$.

- B 2. Waarnemingen en metingen tijdens bochten en andere manoeuvres. (voor spleetvleugels zie 54, 55 ; voor drukverdeeling zie 56, 57).
- 48. GLAUERT, H. Lateral control with different types of wing flaps. R. M. 413, 1918. T. R. 1917-18, Vol. II, p. 695-701.

R. E. 8. Vier verschillende klapvormen. Meting van kracht op stuurknuppel, klaphoek en tijd om het vliegtuig een zijdelingsche helling van 45° te geven.

- SUPERINTENDANT, R. A. E. Lateral control of various aeroplanes. R. M. 441, 1918. T. R. 1917-18, Vol. II, p. 702-705. Bristol Fighter; R. E. 9; R. T. 1. Proeven (met één klapvorm per vliegtuig) als beschreven in R. M. 413 (48).
- 50. HILL, G. T. R. Notes on balanced ailerons of the ,,horn" type made during flying tests of the F. E. 9 aeroplane. Appendix to R. M. 728, 1920. T. R. 1920–21, Vol. I, p. 188–191.

Waarnemingen (geen quantitatieve gegevens) met verschillende grootte van buiten den vleugel uitstekend balansvlak.

51. NORTON, F. H. and ALLEN, E. T. Control in circling flight. N. A. C. A. 112, 1921. Seventh A. R., p. 71--90.

J. N. 4H.

Stuurstanden en -krachten in bochten en bij zijslippen; rolmoment bij klaphoek.

52. NORTON, F. H. and BROWN, W. G. Controllability and maneuverability of aeroplanes. N. A. C. A. 153, 1922. Eighth A.R. p. 537-552.

J. N. 4H.

Hoeksnelheid en hoekversnelling bij verschillende klapstanden en vliegsnelheden. STEVENS, H. L. The control of a stalled aeroplane as affected by the use of differential ailerons. R. M. 964, 1924. T. R. 1924– 25, Vol. I, p. 179–183.

> Waarnemingen (geen quantitatieve gegevens) over de werking van een differentiaal overbrenging voor de klappen, waardoor de naar beneden gaande klap een relatief kleinere uitslag krijgt.

- B 3. Proeven met spleetvleugels.
- STEVENS, H. L. Full scale tests of a new slot-and-aileron lateral control. R. M. 968, 1925. T. R. 1924-25, Vol. I, p. 184-186.

Avro 504 K. Klap- en hulpvleugelstelsel als beschreven in R. M. 916 (31).

Qualitatieve waarnemingen, vooral in overtrokken vlucht.

55. STEVENS, H. L. Second report on full scale experience with the slot and aileron control fitted on a Bristol Fighter. R. M. 1051, 1926.

> Bristol Fighter. Bovenvleugel met gebalanceerde klappen en spleet in voorrand van den vleugel. Ondervleugel normale, niet gebalanceerde klappen, geen spleet. Qualitatieve waarnemingen.

B 4. Metingen van drukverdeeling.

 NORTON, F. H. Pressure distribution over the wings of an M. B. 3 airplane in flight. N. A. C, A. 193, 1924. Tenth A. R. p. 179-195.

М. В. З.

Maximum drukken op vleugel en klap tijdens manoeuvre ("aileron-roll").

57. BUDIG, F. Bericht über Versuche und Druckmessungen an Querrudern im Fluge. Z. F. M. 28 August 1925, S. 307-310.

RUMPLER vliegtuigen.

Drukverdeeling bij verschillende klappenstand en bij zijslippen (alleen eenige grafieken van drukverdeeling over één rib).

Eenige waarnemingen over slechte klappenwerking.

- **B 5.** Instrumenten (voor zoover niet gegeven in publicaties met metingsresultaten).
- 58. REID H. J. E. Notes on the N. A. C. A. control force recorder. T. N. 150, 1923.

Registreerend electrisch instrument voor het bepalen van stuurkrachten in een vliegtuig.

59. RONAN, K. M. An instrument for recording the position of airplane control surfaces. T. N. 154, 1923.

> Registreerend instrument voor het bepalen van stuurstanden in een vliegtuig.

 JONES, D. A. and STEVENS, H. L. The R. A. E. control movement recorder, mark III. R. M. 942, 1924. T. R. 1924-25, p. 270-272.

> Registreerend instrument voor het bepalen van stuurstanden in een vliegtuig.

C. Theoretische berekeningen en beschouwingen.

- C 1. Geinduceerd giermoment en verwante vraagstukken.
- 61. MUNK, M. M. Elements of the wing section theory and of the wing theory. N. A. C. A. 191, 1924. Tenth A. R., p. 141-163.

Berekening van het rolmoment bij gegeven willekeurige circulatieverdeeling.

62. MUNK, M. M. A new relation between the induced yawing moment and the rolling moment of an airfoil in straight motion. N. A. C. A. 197, 1924. Tenth A. R. p. 263-267.

> Berekening van het geinduceerde giermoment voor een vleugel met oorspronkelijk elliptische circulatieverdeeling, waarop door de klapverstelling een anti-symmetrische gesuperponeerd wordt.

63. MUNK, M. M. The induction factor used for computing the rolling moment due to the ailerons. T. N. 187, 1924.

Vergelijking van de in N. A. C. A. 191 (61) langs theoretischen weg afgeleide uitkomsten met die van een modelproef.

64. MUNK, M. M. On the distribution of lift along the span of an airfoil with displaced ailerons. T. N. 195, 1924.

Beschouwing over den invloed van klapverstelling op den werkelijken invalshoek van andere deelen van den vleugel en de gevolgen hiervan bij grooten invalshoek.

65. SCHEUBEL, F. N. Quermomente und Kursmomente eines Tragflügels im geraden Flug. Z. F. M. 14 April 1925, S. 152-156.

> Verband tusschen rol- en geinduceerd giermoment. Beschouwingen aan de hand van hoefijzerwervels, eenige getallenwaarden voor andere circulatieverdeelingen.

66. GLAUERT, H. The rolling and yawing moments of an aerofoil in straight flight. R. M. 980, 1925.

> Berekening van rol- en geinduceerd giermoment voor gegeven willekeurige circulatieverdeeling.

- C 2. Verschünselen bij van nul verschillenden gierhoek.
- 67. FUCHS-HOPF. Aerodynamik, 1922, S. 406-407.

Formule voor rolmoment bij zijslippen voor een vleugel met V-vorm.

68. MUNK, M. M. Note on the relative effect of the dihedral and the sweep back of airplane wings. T. N. 177, 1924.

Beschouwing over den invloed van V- en pijlvorm van een vleugel op het rolmoment bij zijslippen.

69. BLENK, H. Der Eindecker als tragende Wirbelfläche. Z. A. M. M. Februar 1925, S. 36-47.

Berekening van storingssnelheden voor zijslippende vleugel. Qualitatieve beschouwing over het hierdoor veroorzaakte rolmoment.

- C 3. Vleugel, die een cirkelvormige baan beschrijft.
- 70. WIESELSBERGER, C. Zur Theorie des Tragflügels bei gekrümmter Flugbahn, Z. A. M. M. Oktober 1922, S. 325-340.

Berekening van rol- en giermoment voor een symmetrische vleugel, die met gierhoek 0° een cirkelvormige baan beschrijft. Experimenteele controle voor de rolmomenten.

- D. Diversen.
- 71. NORTON, F. H. Practical stability and controllability of airplanes. N. A. C. A. 120. Seventh A. R., p. 359–372.

Eenige praktijk-gegevens over klapoppervlakken en maximale klaphoeken.

72. CARROLL, T. The elimination of dead center in the controls of airplanes with thick sections. T. N. 119, 1922.

Over den schadelijken invloed van een dik profiel op een daar achter gelegen stuurvlak en een middel om dezen weg te nemen.

 DIEHL, W. S. Notes on the design of ailerons. T. N. 144, 1923.
 Voor de praktijk opgesteld overzicht van Engelsche en Amerikaansche metingen.

BIJLAGE II.

Het bepalen van de gevraagde momenten uit de metingsgegevens.

Zooals uit de beschrijving van de meetmethode in punt 3 van het rapport blijkt, was bij de metingen het model zoo opgehangen, dat het om een as kon draaien, terwijl deze draaiing echter belet werd door de spanning in een meetdraad, die aan een balans verbonden was. Uit de met deze balans gemeten krachten moeten nu de gevraagde momenten berekend worden. Hiertoe is het in de eerste plaats noodig, de richtingen der metingsassen ten opzichte van het met den vleugel verbonden assenstelsel te bepalen (A). Daarna worden uit de balanswaarnemingen de momenten om de metingsassen berekend (B), waaruit dan de gevraagde rol- en giermomenten bepaald kunnen worden (C).

A. De ligging van de metingsassen ten opzichte van de vliegtuigassen.

a. Richting van de windassen ten opzichte van de vliegtuigassen.

Een deel der metingsassen valt samen met of is althans ten deele bepaald door het in punt 3d gedefinieerde steisel van windassen. Het is dus gewenscht in de eerste plaats den stand van deze ten opzichte van de vliegtuigassen te bepalen. Met behulp van fig. 6, die beide assenstelsels te samen geeft, kunnen de in Tabel XXI gegeven richtingscosinussen verkregen worden.

TABEL XXI.

Underlinge stand van wind- en vlieg	gtuigassen.
-------------------------------------	-------------

Windassen Vliegtuigassen	х	у	Z.
X	+ cos a cos β	— cos a sin β	+ sin a
Y	+ sin β	+ cos β	0
Z	- sin a cos β	+ sin a sinβ	+ cos a

a en β zijn invalshoek en gierhoek overeenkomstig de in punt 3d gegeven definitie.

b. Metingsassen voor ophanging 1.

Bij ophanging 1a valt de metingsas samen met de X-as, bij ophanging 1b met de z-as. De richtingscosinussen van beide metingsassen zijn hier dus :

		X	Y	Z
metingsas	1:	+ 1	0	0
metingsas	2 :	+ sin a	0	+cos a

c. Metingsassen vaor ophanging 2.

Maakt, zooals in fig. 28 en 29 is aangegeven, de verbindingslijn der ophangpunten een hoek δ met het symmetrievlak van het model, dan is het vlak der metingsassen, dat door deze lijn en de z-as gaat, in het XYZ-stelsel gegeven door de vergelijking. :

 $X \cos a \sin \delta - Y \cos a \cos \delta - Z \sin a \sin \delta = 0$ (1)

Bepaling van den hoek δ .

X-as: symmetrieas van het model; O: voorste, C: achterste ophangpunt; D C: ophangstaafje evenwijdig aan de windrichting.



Fig. 28.

De 1e metingsas A_1 is de snijlijn van vlak (1) met het vlak door den horizontalen meetdraad en het punt 0, m.a.w. met het xij-vlak, dat tot vergelijking heeft :

$$X\sin a + Z\cos a = 0 \tag{2}$$

De richtingscosinussen van deze metingsas zijn dus die van de snijlijn der vlakken (1) en (2) :

$$\operatorname{metingsas} 1: + \frac{\cos^2 a \, \cos \, \delta}{\sqrt{1 - \sin^2 a \cos^2 \delta}} + \frac{\sin \, \delta}{\sqrt{1 - \sin^2 a \cos^2 \delta}} - \frac{\sin \, a \, \cos \, a \, \cos \, \delta}{\sqrt{1 - \sin^2 \delta \, \cos^2 \delta}}$$

De richting van de 2e metingsas volgt onmiddellijk uit het feit, dat zij gegeven is als de snijlijn van het vlak der metingsassen en het vlak door het punt 0 en de verticale meetdraad. Zij valt dus samen met de z-as en heeft als richtingscosinussen :

 $\begin{array}{cccc} X & Y & Z \\ \text{metingsas } 2: + \sin a & 0 & +\cos a \end{array}$

Bepaling van de ligging van de metingsassen bij ophanging 2 (zie ook fig. 6, 7 en 28).

x, ij, z: windassen; X, Y, Z: vliegtuigassen; A_1 : metingsas 1.



B. Het berekenen van de momenten om de metingsassen uit de gemeten krachten.

Zij de metingsas gegeven door het punt 0 en de eenheids-vector \mathbf{A} , die de richting aangeeft (fig. 30), de kracht in den meetdraad door het aangrijpingspunt B en de vector \mathbf{P} , terwijl de verbindingslijn van 0 naar B aangegeven wordt door de radiusvector \mathbf{a} . Het moment van de kracht \mathbf{P} om het punt 0 is dan $\mathbf{a} \times \mathbf{P}$, de component van dit moment in de richting van \mathbf{A} ("het moment van de kracht \mathbf{P} om de as \mathbf{A} ") $\mathbf{A} \cdot (\mathbf{a} \times \mathbf{P})$.

Dit moment maakt evenwicht met het aerodynamische moment om deze as, zoodat dit bepaald is door :

 $M_A = -\mathbf{A} \cdot (\mathbf{a} \times \mathbf{P})$

Voor het verdere gebruik van deze formule is het gewenscht hier componenten in te voeren en wel die volgens het in punt 4a gedefinieerde stelsel vliegtuigassen X Y Z.

$$\mathbf{A} = \mathbf{i}A_1 + \mathbf{j}A_2 + \mathbf{k}A_3$$
$$\mathbf{P} = \mathbf{i}P_1 + \mathbf{j}P_2 + \mathbf{k}P_3$$
$$\mathbf{a} = \mathbf{i}\mathbf{X} + \mathbf{i}\mathbf{Y} + \mathbf{k}\mathbf{Z}$$

Hierin zijn i, j, k de eenheidsvectoren in de richtingen der assen X, Y, Z; A_1 , A_2 , A_3 de richtingscosinussen van de metingsas; P_1 , P_2 , P_3 de componenten van de kracht in den meetdraad; X, Y, Z de coördinaten van het aangrijpingspunt van den meetdraad.

Moment van de kracht P om de metingsas A.



Hiermede wordt het gevraagde moment in algemeenen vorm : $M_A = A_1 (P_2 Z - P_3 Y) + A_2 (P_3 X - P_1 Z) + A_3 (P_1 Y - P_2 X)$

De richtingscosinussen der metingsassen zijn boven in punt Ab en c gegeven. De componenten van de kracht in den meetdraad kunnen gemakkelijk gevonden worden, daar de meetdraden of evenwijdig zijn aan de positieve x-as (ophanging 1b; meetdraad 2 bij ophanging 2) of aan de negatieve z-as (beide andere gevallen), terwijl de richtingscosinussen van deze assen gegeven zijn in punt Aa, Tabel XXI. De aangrijpingspunten van de meetdraden lagen practisch in de positieve ij-as.

Met behulp van deze gegevens werd Tabel XXII opgesteld, die tevens de gevraagde aerodynamische momenten bevat. P is hierbij de grootte van de kracht in den meetdraad.

1 --- sin²a cos²ð cos a cos ô + P12 cos B $+ Pl_1 \cos \alpha$ + P 12 cos B M_A $0 + l_1 0 + Pl_1$ 2 0 + $P \cos a \cos \beta$ + $P \sin \beta$ - $P \sin a \cos \beta$ 0 + l_2 0 $|+ P \cos a \cos \beta| + P \sin \beta| - P \sin a \cos \beta| 0 |+ l_2| 0$ $0 + l_1$ Z × — P cos a — *P ccs* α P. 42 0 0 — P sin a — P sin a Ч, $\sqrt{1-\sin^2 \alpha \cos^2 \delta}$ sin a cos a cos ô + cos a $+ \cos \alpha$ A_3 0 1 - sin 2a cos 20 sin ð A_2 0 C \circ 1 --- sin 2a cos 20 cos ²a cos ð + sin a + sin a -+ \overline{A}_1 -sgniteM etings 2 N nsdqO grig 19 N q_1 2

Momenten om de metingsassen.

 $M_{A} = A_{1} \left(P_{2} Z - P_{3} Y \right) + A_{2} \left(P_{3} X - P_{1} Z \right) + A_{3} \left(P_{1} Y - P_{2} X \right)$

TABEL XXII.

C. Het omrekenen van de momenten om de metingsassen op die om de vliegtuigassen.

a. Ophanging 1.

Met behulp van de in Tabel III gegeven richtingscosinussen van de metingsassen kan hier verkregen worden :

$$M_1 = L$$

$$M_2 = L \sin a + N \cos a$$

waarin M_1, M_2 de momenten zijn om de metingsassen 1 en 2; L, N de gevraagde rol- en giermomenten ; a de invalshoek.

Omgerekend geeft dit:

$$L = M_1$$

$$N = \frac{M_2}{\cos a} - M_1 \text{ ig } a$$

b. Ophanging 2.

De momenten om de metingsassen zijn hier, uitgedrukt in die om de vliegtuigassen :

$$M_{1} = L \frac{\cos^{2} a \cos \delta}{\sqrt{1 - \sin^{2} a \cos^{2} \delta}} + M \frac{\sin \delta}{\sqrt{1 - \sin^{2} a \cos^{2} \delta}} - N \frac{\sin a \cos a \cos \delta}{\sqrt{1 - \sin^{2} a \cos^{2} \delta}}$$
$$M_{2} = L \sin a + N \cos a$$

Hierin zijn, behalve de reeds in *a* ingevoerde notaties, *M* het duikmoment (moment om de as Y) en δ de hoek tusschen de lijn der ophangpunten en het symmetrievlak van het model.

Voor de gevraagde momenten volgt hieruit :

$$L = M_1 \frac{\sqrt{1 - \sin^2 a \cos^2 \delta}}{\cos \delta} + M_2 \sin a - M \, tg \, \delta$$
$$N = -M_1 \frac{tg \, a \, \sqrt{1 - \sin^2 a \cos^2 \delta}}{\cos \delta} + M_2 \cos a + M \, tg \, a \, tg \, \delta$$

Een vereenvoudiging van deze formules kan verkregen worden door hierin voor M_1 de in Tabel XXII gegeven waarde :

$$M_1 = P_1 l_1 \frac{\cos a \cos \delta}{\sqrt{1 - \sin^2 a \cos^2 \delta}}$$

in te voeren, waardoor zij overgaan in:

 $L = P_1 l_1 \cos a + M_2 \sin a - M \operatorname{tg} \delta$ $N = -P_1 l_1 \sin a + M_2 \cos a + M \operatorname{tg} a \operatorname{tg} \delta$

Wanneer de gierhoek nul is, is ook $\delta = 0$ en gaan dus deze uitkomsten over in :

 $L = M_1 \cos a + M_2 \sin a = P_1 l_1 \cos a + M_2 \sin a$ $N = -M_1 \sin a + M_2 \cos a = -P_1 l_1 \sin a + M_2 \cos a$

BIJLAGE III.

De tunnelwandcorrectie op ro**P** en giermomenten voor een model met asymmetrische liftverdeeling.

a. Inleiding.

De bij het onderzoek in een windtunnel op het model werkende krachten en momenten, zijn door invloed van de tunnelwanden andere dan die, welke op zouden treden, indien het model zich in een onbegrensden luchtstroom bevond. Vergelijkt men de beide stroomingstoestanden, dan blijkt, dat in het eerste geval aan den tunnelwand de normaalsnelheid nul is, terwijl zij in het tweede geval op een denkbeeldigen cilinder op de plaats van dezen wand van nul verschilt. Hierdoor zal ook de strooming in de nabijheid van het model een andere zijn en de op het model werkende krachten verschillend zijn.

PRANDTI.¹) heeft, in aansluiting bij zijn draagvlaktheorie, een methode aangegeven om voor dezen invloed correcties te berekenen. In beginsel komt deze hierop neer, dat op de onbegrensde strooming om het model een potentiaalstrooming (,,storingsstrooming'') gesuperponeerd wordt, die binnen het door den tunnelwand begrensde gebied vrij is van singulariteiten (bronnen, werveldraden) en zoodanig gekozen is, dat voor de resulteerende strooming de normaalsnelheid aan den tunnelwand nul is. Invoering van de ook bij de overige beschouwingen van de draagvlaktheorie gebruikelijke vereenvoudigingen en van het begrip ,,gespiegelde wervels'' (zie punt b) levert een practisch bruikbare berekeningsmethode.

Door PRANDTL is deze uitgewerkt voor het geval van een vleugel met symmetrische liftverdeeling, waarbij ook de storingsstrooming symmetrisch is en correcties voor invalshoek en drift verkregen worden. Is de liftverdeeling asymmetrisch, zooals bij een vleugel met verstelden stuurklap, dan is te verwachten, dat dit ook het geval zal zijn voor de storingsstrooming en de tunnelwandinvloed zich zal uitstrekken tot de rol- en giermomenten. De hierdoor noodig zijnde correcties worden in het volgende afgeleid, waarbij een kort overzicht van de methode van PRANDTL, waarop hier voortgebouwd wordt, gegeven wordt. De grondgedachten der PRANDTL'sche draagvlaktheorie worden hierbij bekend verondersteld.

Teneinde een behoorlijke aansluiting te verkrijgen aan de door PRANDTL gegeven uitwerking, zullen hier diens notaties en assenstelsel, zooals deze in fig. 31 en punt c gegeven zijn, overgenomen worden. Dat zij niet in overeenstemming zijn met de in het rapport

¹⁾ Praudti, L. Tragflügeltheorie. II Mitteilung. Nachr. v. d. Kön. Ges. d. Wissensch. z. Göttingen. Math. phys. Kl. 1919. Heft 1. S. 123.

gebezigde, werd hier van minder belang geoordeeld, daar deze bijlage een zelfstandig geheel vormt, dat slechts door de numerieke waarde van de uitkomsten verbonden is met het overige deel van het rapport.

Assenstelsel, zooals dit voor de berekening van de tunnelwandcorrectie gebruikt is (windassen).



b. Overzicht van de correctiemethode van Prandtl.

Het draagvlak wordt vervangen door een dragende wervel loodrecht op de tunnelas en met zijn midden in het hart van de tunnel. De vrije wervels zijn evenwijdig aan de tunnelas. De storingsstrooming wordt nu zoo benaderd, dat althans voor het vlak door den dragenden wervel en loodrecht op de tunnelas de normaalsnelheid aan den wand nul is. De dragende wervel geeft in dit vlak geen normaalsnelheid, zoodat hiervoor geen correctie noodig is. De normaalsnelheden van de vrije wervels aan den wand worden nul gemaakt door aan ieder van deze een gespiegelden wervel toe te voegen. Voor een werveldraad met wervelsterkte \varGamma op een afstand a uit het hart van de tunnel ligt de gespiegelde wervel, die de wervelsterkte — Γ heeft, op denzelfden straal en op een afstand $\frac{R^2}{a}$ uit het hart (fig. 32), waarbij R de straal van de tunnel is. De gespiegelde wervels van alle vrije wervels te samen leveren nu de gevraagde storingsstrooming. Bij de berekening der storingssnelheden wordt gebruik gemaakt van het, uit symmetrieoverwegingen volgende, feit dat voor een werveldraad evenwijdig aan de Y-as en zich uitstrekkende van ij = 0 tot ij $= + \infty$ de snelheden in de punten van het XZ-vlak de helft zijn van die, welke zouden bestaan bij een even sterken wervel van $ij = -\infty$ tot $ij = +\infty$. Voor de te berekenen correcties is alleen van belang de component w van de storingssnelheid evenwijdig aan de Z-as. Voor een in het punt x gelegen vleugelelement geeft zij een verandering van den invalshoek $\Delta a = -\frac{w(x)}{V}$, waarbij V de stroomingssnelheid op oneindig grooten afstand voor den vleugel is. Daar de lift van een vleugelelement dA loodrecht staat op de relatieve strooming, heeft deze door de verandering van de stroomingsrichting een component $-\Delta a \, dA = \frac{w}{V} \, dA$ in de richting van de tunnelas, welke dus als weerstand gemeten zal worden. Door bepalen van de gemiddelde waarde over de geheele lift in het eerste en integreeren over de geheele vleugelbreedte in het tweede geval, worden nu de correcties voor invalshoek en weerstand verkregen.

Gespiegelde wervel — Γ , behoorende bij vrijen wervel + Γ .



c. Notaties,

In overeenstemming met de in punt a gemaakte opmerking zullen hier verder de volgende notaties gebezigd worden :

A =lift, meer speciaal die van den hoofdwervel (zie d).

 $A_1 =$ lift van den klapwervel (zie d).

F = vleugeloppervlak.

L =rolmoment, als in fig. 31 aangegeven.

N =giermoment, als in fig. 31 aangegeven.

R =straal van de tunnel.

Ry =component van een kracht in de richting van de Y-as (zie fig. 31).

V = windsnelheid op oneindig grooten afstand voor den vleugel. X, Y, Z = assenstelsel, als in fig. 31 aangegeven (windassen).

 $\frac{v}{b} = a = \frac{x_o}{b/2} =$ ligging van een punt op de X-as met de halve vleugelbreedte als lengte-eenheid.

- b = vleugelbreedte.
- b_1 = breedte van den klapwervel (zie d).
- $c = \frac{R}{b/2}$ = straal van de tunnel met de halve vleugelbreedte als lengte-eenheid.
- c_a = absolute coëfficient van de boven aangegeven lift A,
- c_L = absolute coëfficient van het boven aangegeven rolmoment L,
- c_N = absolute coefficient van het boven aangegeven giermoment N, $d = \frac{b_1}{b_{1/2}}$ = breedte van den klapwervel met de halve vleugel-

breedte als lengte-eenheid.

- w = ,,storingssnelheid", d.w.z. component van de door de gespiegelde wervels (zie b) veroorzaakte snelheid in de richting van de Z-as (zie fig. 31).
- $w_3 = ...$ storingssnelheid", behoorende bij het spiegelbeeld van het hoofdwervelstelsel (zie e).
- $w_4 = ...$ storingssnelheid", behoorende bij het spiegelbeeld van het klapwervelstelsel (zie e).
- x, y, z = coordinaten van een punt t.o.v. het assenstelsel X, Y, Z, over het algemeen worden slechts punten met y = o, z = o beschouwd.
- $x_0 =$ ligging op de X-as van het punt, waarin de storingssnelheid berekend wordt.
- $x_1 =$ ligging van het punt, waarin een gespiegelde wervel begint.
- Γ = wervelsterkte, grootte van de circulatie.
- $\Gamma_o =$ grootte van de circulatie van den hoofdwervel (zie d) in het punt x = 0.
- $\Gamma_1 =$ grootte van de circulatie van den klapwervel (zie d).

a = invalshoek.

 $\beta = \frac{x}{b/2} = \text{ligging van een punt op de X-as met de halve vleugel$ $breedte als lengte-eenheid.}$

 ρ = soortelijke massa van de lucht.

De indices, waarmede de verschillende momenten en -coëfficienten onderscheiden worden, geven, zooals in punt e nader besproken wordt, aan door welken onderlingen invloed het beschouwde moment ontstaat. Het rolmoment L en de bijbehoorende coëfficient c_L zonder index bedoelen het totale rolmoment, dat op den vleugel werkt.

De notaties L en N passen eigenlijk niet bij de aangenomen benamingen voor de assen, zij zijn echter uit het rapport overgenomen om hiermede een betere overeenstemming te krijgen.

d. Aannamen voor de wervelverdeeling bij een vleugel met verstelden stuurklap.

Aangenomen wordt, dat het gebonden wervelstelsel nu uit twee deelen bestaat :

1. de ,,hoofdwervel'', die ook reeds voor het geven van een klapuitslag aanwezig was en elliptische, dus symmetrische, circulatieverdeeling heeft;

2. de excentrisch gelegen ,,klapwervel'', die constante circulatie heeft en zich uitstrekt van x = + b/2 tot $x = + b/2 - b_1$, waarbij b_1 een door de klapbreedte bepaalde grootheid is.

Deze laatste aanname is natuurlijk een vrij sterk vereenvoudigd beeld van de werkelijkheid, daar de door den klap veroorzaakte plaatselijke vergrooting van de circulatie niet plotseling in eenig punt van den vleugel zal beginnen en evenmin tot aan het vleugeluiteinde onverminderd zal doorloopen, terwijl bovendien de vraag is, wat als breedte b_1 aangenomen dient te worden. Bij de numerieke uitwerking (zie punt m) blijkt echter, dat bij normale verhoudingen de correcties klein zijn vergeleken bij de gemeten momenten en dat de waarde van b_1 geringen invloed heeft, zoodat bovenbedoelde vereenvoudigde aanname alleszins toelaatbaar is.

Het hoofdwervelstelsel bestaat uit den gebonden wervel met circulatiesterkte :

$$\Gamma = \Gamma_o \, \sqrt{1-\xi^2},$$

waarin $\xi = \frac{x}{b/2}$ en de continu verdeelde vrije wervels, waarvan

de wervelsterkte over een breedte dx is :

$$\int dx = \frac{d\Gamma}{dx} dx = -\int_{o} \frac{2}{b} \frac{\xi}{\sqrt{1-\xi^{2}}} dx$$

De lift van een vleugelelement dx is :

$$dA = \rho \int V \, dx$$

en dus van den geheelen vleugel:

$$A = \int_{-\frac{b}{2}}^{+\frac{b}{2}} dA = \pi \rho \frac{b}{4} \Gamma_o V .$$

Wordt op de gebruikelijke wijze ingevoerd :

$$A = c_a \frac{1}{2} \rho \ V^2 \ F \ ,$$

dan volgt hieruit :

$$\Gamma_o = \frac{2 c_a V F}{\pi b}$$

Het klapwervelstelsel bestaat uit den gebonden wervel met constante circulatie Γ_1 tusschen de punten $x = +b/_2 - b_1$ en $x = +b/_2$ en de beide vrije wervels met wervelsterkte $\pm \Gamma_1$ uitgaande van de punten $x = +b/_2 - b_1$ en $x = +b/_2$. De lift van den gebonden wervel is :

$$A_1 = \rho \prod_1 V b_1$$

en daarmede het door dezen veroorzaakte rolmoment :

$$L = A_1 \frac{b/2 + b/2 - b_1}{2} = \frac{1}{2} A_1 (b - b_1) = \frac{1}{2} \rho \Gamma_1 V b_1 (b - b_1)$$

Dit gelijkstellende aan :

$$L = c_L \frac{1}{2} \rho \ V^2 \ F \ b$$

wordt verkregen :

$$\boldsymbol{\Gamma}_1 = \frac{c_L \ V \ F \ b}{b_1 \ (b - b_1)}$$

e. Gespiegelde wervels en invloed van dezen op het draagvlak.

De bij het hoofdwervelstelsel behoorende gespiegelde wervels strekken zich uit van $x = +\frac{R^2}{b/2}$ door het punt $x = \infty$ tot $x = -\frac{R^2}{b/2}$. Bij het deel der vrije wervels, dat in het punt x begint en over de breedte dx een wervelsterkte $-\Gamma_o \frac{2}{b} \frac{\xi}{\sqrt{1-\xi^2}} dx$ heeft, behoort een spiegelbeeld in $x_1 = \frac{R^2}{x}$ met een breedte $\frac{R^2}{x^2} dx$ en een wervelsterkte $+\Gamma_o \frac{2}{b} \frac{\xi}{\sqrt{1-\xi^2}} dx$.

De spiegelbeelden van de vrije wervels van het klapwervelstelsel liggen in de punten $x_1 = \frac{R^2}{b/2}$ en $x_1 = \frac{R^2}{b/2-b_1}$ en hebben een wervelsterkte van resp. + Γ_1 en - Γ_1 .

Er moet nu nagegaan worden, welken invloed de met deze gespiegelde wervels samenhangende storingsstrooming heeft op den vleugel, waarbij dan alleen op de component w van deze gelet zal worden. De verschillende wervelstelsels zullen hierbij als volgt aangegeven worden : 1 is het hoofdwervelstelsel, 2 het klapwervelstelsel, 3 en 4 de bij het hoofdwervelstelsel, resp. klapwervelstelsel behoorende gespiegelde wervels. De invloed, dien het wervelstelsel m heeft op het stelsel n zal aangeduid worden met m n, de momenten, die hiervan het gevolg zijn, krijgen denzelfden index.

De invloeden 11, 12 vallen buiten de hier gegeven berekeningen, daar zij niet door den tunnelwand veroorzaakt worden. Zij zijn trouwens reeds elders in de literatuur behandeld : de eerste veroorzaakt den geinduceerden weerstand, de tweede een geinduceerd giermoment (*lit. 62, 65, 66*). De tunnelwandinvloed wordt bepaald door 31, 32, 41, 42. Het gespiegelde wervelstelsel 3 geeft een storingssnelheid, die symmetrisch is om het midden van den tunnel, dus van den vleugel, voor het stelsel 4 is zij daarentegen asymmetrisch (zie punt f en g).

De invloed 31 is dus die van een symmetrische storingssnelheid op een eveneens symmetrischen vleugel. Hij veroorzaakt dus geen momenten, doch alleen de reeds in punt b aangegeven verandering van invalshoek en weerstand, die door PRANDTL berekend werd.

De storingssnelheid w_3 geeft echter, zooals in punt *b* besproken werd, ter plaatse van den gebonden klapwervel Γ_1 een component van de lift van dezen in de windrichting, die dus, daar deze kracht buiten het midden van den vleugel aangrijpt, een giermoment N_{32} levert. Daar bij een gegeven stand van den klap het rolmoment slechts in geringe mate afhankelijk is van den invalshoek, zal de kleine verandering in dezen, die het gevolg is van de storingssnelheid w_3 , een te verwaarloozen invloed hebben op de grootte van Γ_1 en dus het hierdoor veroorzaakte rolmoment L_{32} gelijk 0 aangenomen kunnen worden.

De storingssnelheid w_4 geeft over de geheele vleugelbreedte een verandering van den invalshoek. Aangenomen mag echter worden, dat deze zoo klein is, dat zij als correctie op den invalshoek van geen beteekenis is. Tengevolge van het feit, dat w_4 en dus ook de verandering van den invalshoek niet symmetrisch is, ontstaat door de grootte-veranderingen in de lift een rolmoment L_{41} en door de richtingsveranderingen yan deze een giermoment N_{41} . Bovendien veroorzaakt de storingssnelheid w_4 op soortgelijke wijze als boven voor w_3 besproken werd een giermoment N_{42} , terwijl het rolmoment L_{42} verwaarloosd mag worden.

f. Berekening van de storingssnelheid w₃.

Een in het punt x_1 gelegen wervel Γ geeft, daar rekening dient gehouden te worden met het feit, dat de vrije wervels en daarmede ook hun spiegelbeelden zich uitstrekken van y = 0 tot $y = +\infty$, in het punt x_q een snelheid.

$$w(x_o) = -\frac{\Gamma}{4 \pi (x_1 - x_o)}$$

Zijn de wervels continu verdeeld in een wervellaag, dan geldt voor het in x_1 gelegen element met breedte dx_1 en wervelsterkte $\int dx_1$:

$$dw(x_{o}) = -\frac{\int dx_{1}}{4 \pi (x_{1} - x_{o})}$$

Zooals in punt e besproken werd, is voor het wervelstelsel 3:

$$\int dx_1 = \int_0 \frac{2}{b} \frac{\xi}{\sqrt{1-\xi^2}} dx$$
, $x_1 = \frac{R^2}{x}$, $\xi = \frac{x}{b/2}$,

waarbij x de ligging van het overeenkomstige wervelelement van het stelsel 1 aangeeft. Hiermede wordt dus :

$$dw_{3}(x_{0}) = -\frac{\Gamma_{0}\frac{2}{b}\frac{\xi}{\sqrt{1-\xi^{2}}}dx}{4\pi\left(\frac{R^{2}}{x}-x_{0}\right)} = -\frac{\Gamma_{0}b}{8\pi}\frac{\xi^{2}d\xi}{(R^{2}-x_{0}b/2\xi)\sqrt{1-\xi^{2}}}$$

of met $x_o = a b/2$ en R = c b/2

$$dw_{3}(x_{o}) = -\frac{\Gamma_{o}}{2 \pi b} \frac{\xi^{2} d\xi}{(c^{2} - a \xi) \sqrt{1 - \xi^{2}}}$$

De door het geheele wervelstelsel 3 in het punt x_0 veroorzaakte storingssnelheid kan nu verkregen worden door integratie van deze uitkomst. Hierbij dient er op gelet te worden, dat als variabele hier niet het punt van den gespiegelden wervel (x_1) , doch dat van den overeenkomstigen tot het hoofdwervelstelsel 1 behoorenden vrijen wervel (ξ) ingevoerd is, waarbij dan bovendien als lengte-eenheid de halve vleugelbreedte aangenomen wordt. De grenzen van het integratie-interval zijn dus -1 en +1.

$$w_{3}(x_{o}) = \int_{-1}^{+1} dw_{3}(x_{o}) = -\frac{\Gamma_{o}}{2\pi b} \int_{-1}^{+1} \frac{\xi^{2} d\xi}{(c^{2} - a \xi) \sqrt{1 - \xi^{2}}} = \frac{\Gamma_{o}}{2b} \left(\frac{c^{2}}{a^{2}} - \frac{c^{4}}{a^{2} \sqrt{c^{4} - a^{2}}}\right)$$

Door PRANDTL (*lit. zie noot* 1 *blz.* 240) wordt deze storingssnelheid gegeven in den vorm van een machtreeks in x_0 . Wordt de hier verkregen uitkomst op dezelfde wijze in een reeks ontwikkeld, dan blijken beide identiek te zijn.

g. Berekening van de storingssnelheid w₄.

Het wervelstelsel 4 bestaat, zooals in punt *e* aangegeven is, uit de beide wervels $+\Gamma_1$ en $-\Gamma_1$ gelegen in de punten $x_1 = \frac{R^2}{b/2}$ en $x_1 = \frac{R^2}{b/2 - b_1}$, zoodat de storingssnelheid w_4 in het punt x_0 is:

$$w_4(x_0) = -\frac{\Gamma_1}{4 \pi} \left\{ \frac{1}{\frac{R^2}{b/2} - x_0} - \frac{1}{\frac{R^2}{b/2} - b_1} - x_0 \right\}$$

Bij invoering van de in punt f aangenomen schrijfwijze voor x_0 en R en van $b_1 = d b/2$, gaat dit over in :

$$w_4(x_0) = -\frac{\Gamma_1}{2 \pi b} \left\{ \frac{1}{c^2 - a} - \frac{1 - d}{c^2 - a (1 - d)} \right\}$$

h. Het rolmoment L₄₁.

De storingssnelheid w_4 geeft voor het in x gelegen element van den vleugel, zooals in punt b aangegeven is, een verandering van den werkelijken invalshoek :

$$\Delta a = -\frac{w_4(x)}{V} = + \frac{\Gamma_1}{2 \pi b V} \left\{ \frac{1}{c^2 - a} - \frac{1 - d}{c^2 - a (1 - d)} \right\}$$

en daarmede, indien de koorddiepte van het beschouwende element t en de breedte dx is, een verandering van de lift :

$$\triangle dA = \frac{dc_a}{da} \triangle a \frac{1}{2} \rho \ V^2 t \ dx$$

waardoor een rolmoment

$$dL_{41} = x \bigtriangleup dA = \frac{dc_a}{da} \bigtriangleup a \frac{1}{2} \rho \ V^2 \ t \ x \ dx$$

veroorzaakt wordt.

De hierin voorkomende variabele x is dezelfde als in punt f en g met x_0 aangegeven werd, dus x = a b/2. Het elementaire rolmoment wordt nu :

$$dL_{41} = \frac{1}{16\pi} \rho \Gamma_1 V b t \frac{dc_a}{da} \left\{ \frac{1}{c^2 - a} - \frac{1 - d}{c^2 - a (1 - d)} \right\} a da$$

Om het op den geheelen vleugel werkende moment te verkrijgen, moet deze uitkomst geintegreerd worden met als grenzen $x = \pm b/_2$, dus $a = \pm 1$. In het algemeen zullen t en $\frac{dc_a}{d\alpha}$ functies zijn van a. Ter vereenvoudiging van de berekeningen zullen zij hier echter als over de geheele vleugelbreedte constant aangenomen worden. Daar het hier beschouwde moment klein zal blijken te zijn vergeleken bij de overige op den vleugel werkende, zullen de gevolgen van deze vereenvoudiging van weinig beteekenis zijn. Hierdoor wordt dan verkregen :

$$L_{41} = \frac{1}{16 \pi} \rho \Gamma_1 V b t \frac{dc_a}{da} \int_{-1}^{+1} \left| \frac{1}{c^2 - a} - \frac{1 - d}{c^2 - a (1 - d)} \right| a da =$$

= $-\frac{1}{16 \pi} \rho \Gamma_1 V b t \frac{dc_a}{da} c^2 \left| \ln \frac{c^2 - 1}{c^2 + 1} - \frac{1}{1 - d} \ln \frac{c^2 - (1 - d)}{c^2 + (1 - d)} \right|$

Wordt voor dit moment op de gebruikelijke wijze aangenomen

$$L_{41} = c_{L41} \frac{1}{2} \rho \ V^2 \ F \ b$$

249

en tevens voor Γ_1 de in punt d aangegeven waarde

$$\Gamma_{1} = \frac{c_{L} V F b}{b_{1} (b - b_{1})} = \frac{4 c_{L} V F}{b d (2 - d)}$$

ingevoerd, dan gaat dit over in :

$$c_{L41} = -\frac{1}{2\pi} c_L \frac{dc_a}{da} \frac{F/b^2}{d(2-d)} c^2 \left| ln \frac{c^2 - 1}{c^2 + 1} - \frac{1}{1-d} ln \frac{c^2 - (1-d)}{c^2 + (1-d)} \right|$$

 \mathbf{of}

$$c_{L41} = c_L \frac{dc_a}{d\alpha} \frac{F}{b^2} F_{41} (c d)$$

met

$$F_{41}(c d) = -\frac{1}{2\pi} \frac{c^2}{d(2-d)} \left\{ ln \frac{c^2-1}{c^2+1} - \frac{1}{1-d} ln \frac{c^2-(1-d)}{c^2+(1-d)} \right\}$$

Voor d = 0 en d = 1 wordt de waarde van F_{41} (c d) onbepaald, als grenswaarden hiervoor kunnen gevonden worden :

$$d = o \quad F_{41}(c \, d) = -\frac{c^2}{2\pi} \left| \frac{1}{2} ln \frac{c^2 + 1}{c^2 - 1} - \frac{c^2}{c^4 - 1} \right|$$

$$d = +1 \quad F_{41}(c \, d) = -\frac{c^2}{2\pi} \left| \frac{2}{c^2} - ln \frac{c^2 + 1}{c^2 - 1} \right| \qquad \times$$

j. Het giermoment N₄₁.

Behalve de in het vorige punt besproken verandering van den invalshoek veroorzaakt de storingssnelheid w_4 , zooals in punt *b* is aangegeven, ook nog een weerstandsvermeerdering voor het in *x* gelegen element van den vleugel. Deze bedraagt :

$$dRy = \frac{w_4}{V} dA = w_4 \rho \int_0^{\infty} \sqrt{1 - a^2} dx$$

en veroorzaakt een giermoment

$$dN_{41} = x \, dRy = w_4 \, \rho \, \Gamma_0 \, \sqrt{1 - a^2} \, x \, dx =$$

$$= -\frac{\rho \, \Gamma_0 \, \Gamma_1 \, b}{8 \, \pi} \left\{ \frac{1}{c^2 - a} - \frac{1 - d}{c^2 - a \, (1 - d)} \right\} \, a \, \sqrt{1 - a^2} \, da$$

Over den geheelen vleugel geïntegreerd geeft dit een giermoment :

$$N_{41} = -\frac{1}{8}\rho \Gamma_{o} \Gamma_{1} b \left[c^{4} - 1 - c^{2} \sqrt{c^{4} - 1} - \frac{c^{4} - (1 - d)^{2}}{(1 - d)^{2}} + \frac{c^{2} \sqrt{c^{4} - (1 - d)^{2}}}{(1 - d)^{2}} \right]$$

Wordt hier, evenals in het vorige punt, een absolute momentencoëfficient ingevoerd met behulp van de formule

$$N_{41} = c_{N41} \frac{1}{2} \rho \ V^2 \ F b$$

en rekening gehouden met de in punt d
 gegeven waarden voor \varGamma_o en \varGamma_1 :

$$\Gamma_o = \frac{2 c_a V F}{\pi b}$$
$$\Gamma_1 = \frac{4 c_L V F}{b d (2 - d)}$$

dan wordt hier verkregen:

$$c_{N41} = -\frac{2}{\pi} c_a c_L \frac{F}{b^2 d} \frac{1}{(2-d)} \left(c^4 - 1 - c^2 \sqrt{c^4 - 1} - \frac{c^4 - (1-d)^2}{(1-d)^2} + \frac{c^2 \sqrt{c^4 (1-d)^2}}{(1-d)^2} \right)$$
$$-\frac{c^4 - (1-d)^2}{(1-d)^2} + \frac{c^2 \sqrt{c^4 (1-d)^2}}{(1-d)^2} \left(\frac{c^4 - 1}{(1-d)^2} - \frac{c^4 - 1}{(1-d)^2} \right)$$

of

met

$$f_{41} (c \ d) = -\frac{2}{\pi} \frac{1}{d(2-d)} \left\{ c^4 - 1 - c^2 \sqrt{c^4 - 1} - \frac{c^4 - (1-d)^2}{(1-d)^2} + \frac{c^2 \sqrt{c^4 - (1-d)^2}}{(1-d)^2} \right\}$$

Voor d = 0 en d = +1 wordt ook $f_{41}(c d)$ onbepaald, als grenswaarden kunnen hier gevonden worden :

$$d = o \quad f_{41}(cd) = \frac{c^2}{\pi} \left(2 c^2 - \frac{2 c^4 - 1}{\sqrt{c^4 - 1}} \right)$$

$$d = +1 f_{41}(cd) = -\frac{2}{\pi} \left(c^2 (c^2 - \sqrt{c^4 - 1}) - \frac{1}{2} \right)$$

1. Hei giermoment N₃₂.

De storingssnelheid w_3 veroorzaakt voor het in het punt x gelegen deel van den klapwervel ter lengte dx een weerstandsvermeerdering

6

$$dRy = w_3 \rho \int_1^1 dx$$

en daarmede een giermoment

$$dN_{32} = w_3 \rho \Gamma_1 x \, dx = \frac{1}{8} \rho \Gamma_0 \Gamma_1 b \left(\frac{c^2}{a} - \frac{c^4}{a \sqrt{c^4 - a^2}} \right) \, da$$

Om het giermoment voor den geheelen vleugel te verkrijgen, moet over de breedte van den klapwervel geintegreerd worden, dus met als grenzen a = +1 - d en a = +1. Dit geeft :

$$N_{32} = \frac{1}{8} \rho \Gamma_o \Gamma_1 b \int_{+1-d}^{+1} \left(\frac{c^2}{a} - \frac{c^4}{a \sqrt{c^4 - a^2}} \right) da = \frac{1}{8} \rho \Gamma_o \Gamma_1 b c^2 \ln \frac{c^2 + \sqrt{c^4 - 1}}{c^2 + \sqrt{c^4 - (1 - d)^2}}$$

Invoering van een absolute momentencoëfficient en de bekende waarden voor Γ_o en Γ_1 geeft hier :

$$c_{N32} = \frac{2}{\pi} c_a c_L \frac{F}{b^2} \frac{c^2}{d(2-d)} ln \frac{c^2 + \sqrt{c^4 - 1}}{c^2 + \sqrt{c^4 - (1-d)^2}}$$
$$c_{N32} = c_a c_L \frac{F}{b^2} f_{32}(c d)$$

of

met

$$f_{32}(c d) = \frac{2}{\pi} \frac{c^2}{d(2-d)} ln \frac{c^2 + \sqrt{c^4 - 1}}{c^2 + \sqrt{c^4 - (1-d)^2}}$$

Deze functie wordt onbepaald voor d = 0, de grenswaarde is in dit geval :

$$d = o \qquad f_{32} (c \ d) = -\frac{1}{\pi} \frac{c^2}{(c^2 + \sqrt{c^4 - 1}) \sqrt{c^4 - 1}}$$

k. Het giermoment N₄₂.

De storingssnelheid w_4 heeft op den klapwervel een soortgelijken invloed als w_3 . Op dezelfde wijze als in het vorige punt wordt hier dus gevonden :

$$dN_{42} = w_4 \rho \Gamma_1 x \, dx = -\frac{1}{8\pi} \rho \Gamma_1^2 b \left\{ \frac{1}{c^2 - a} - \frac{1 - d}{c^2 - a (1 - d)} \right\} a \, da$$

$$N_{42} = -\frac{1}{8\pi} \rho \Gamma_1^2 b \int_{-1}^{+1} \left\{ \frac{1}{c^2 - a} - \frac{1 - d}{c^2 - a (1 - d)} \right\} a \, da = -\frac{1}{8\pi} \rho \Gamma_1^2 b \, c^2 \left\{ \ln \frac{c^2 - (1 - d)}{c^2 - 1} - \frac{1}{1 - d} \ln \frac{c^2 - (1 - d)^2}{c^2 - (1 - d)} \right\}$$

$$c_{N42} = -\frac{4}{\pi} c_L^2 \frac{F}{b^2} \frac{c^2}{d^2 (2 - d)^2} \left\{ \ln \frac{c^2 - (1 - d)}{c^2 - 1} - \frac{1}{1 - d} \ln \frac{c^2 - (1 - d)^2}{c^2 - (1 - d)} \right\}$$
of $c_{N42} = c_L^2 \frac{F}{b^2} f_{42}(c \, d)$

met

$$f_{42}(c\,d) = -\frac{4}{\pi} \frac{c^2}{d^2(2-d)^2} \left\{ ln \frac{c^2 - (1-d)}{c^2 - 1} - \frac{1}{1-d} ln \frac{c^2 - (1-d)^2}{c^2 - (1-d)} \right\}$$

Deze functie wordt weer onbepaald voor d = 0 en d = + 1. De grenswaarden zijn in deze gevallen :

$$d = 0 \quad f_{42}(c \, d) = -\frac{1}{\pi} \frac{c^2}{(c^2 - 1)^2}$$
$$d = +1 \quad f_{42}(c \, d) = -\frac{4}{\pi} \left(c^2 \ln \frac{c^2}{c^2 - 1} - 1 \right)$$

Uit de voorgaande berekeningen is gebleken, dat door den tunnelwand-invloed op het model een rolmoment werkt, waarvan de coëfficient gegeven is door :

$$c_{L41} = c_L \frac{dc_a}{da} \frac{F}{b^2} F_{41}(c d)$$

en een giermoment, dat bestaat uit drie deelen met de coëfficienten :

$$c_{N41} = c_a c_L \frac{F}{b^2} f_{41}(c \ d) - c_{N32} = c_a c_L \frac{F}{b^2} f_{32}(c \ d) - c_{N42} = c_L^2 \frac{F}{b^2} f_{42}(c \ d) - c_{N42} = c_L^2 \frac{F}{b^2$$

Hierin zijn :

 $c_a =$ liftcoëfficient.

 $c_L = \text{coefficient}$ van het rolmoment, dat door de klapverstelling veroorzaakt wordt.

 $\frac{dc_a}{da}$ = verandering van de liftcoëfficient met den invalshoek, uitgedrukt per rad.

 $\frac{F}{b^2}$ = "breedteverhouding" van den vleugel.

 $c = \frac{R}{b/2}$ = straal van de tunnel met de halve vleugelbreedte als lengte-eenheid.

 $d = \frac{b_1}{b/2}$ = breedte van de klapwervel met de halve vleugelbreedte als lengte-eenheid.

De in de coëfficienten voorkomende functies van c en d hebben de volgende waarden :

$$F_{41}(c d) = -\frac{1}{2\pi} \frac{c^2}{d(2-d)} \left\{ ln \frac{c^2-1}{c^2+1} - \frac{1}{1-d} ln \frac{c^2-(1-d)}{c^2+(1-d)} \right\}$$

$$f_{41}(c d) = -\frac{2}{\pi} \frac{1}{d(2-d)} \left\{ c^4 - 1 - c^2 \sqrt{c^4-1} - \frac{c^4-(1-d)^2}{(1-d)^2} + \frac{c^2 \sqrt{c^4-(1-d)^2}}{(1-d)^2} \right\}$$

$$f_{32}(c d) = \frac{2}{\pi} \frac{c^2}{d(2-d)} ln \frac{c^2+\sqrt{c^4-1}}{c^2+\sqrt{c^4-(1-d)^2}}$$

$$f_{42}(c d) = -\frac{4}{\pi} \frac{c^2}{d^2(2-d)^2} \left\{ ln \frac{c^2-(1-d)}{c^2-1} - \frac{1}{1-d} ln \frac{c^2-(1-d)^2}{c^2-(1-d)} \right\}$$

Voor de uiterste waarden d = 0 en d = 1 worden deze functies, behalve $f_{32}(c d)$ voor d = 1, onbepaald. De grenswaarden, waartoe zij in deze gevallen naderen, zijn in de punten h t/m kgegeven. Het grensgeval d = 0 vraagt nog eenige toelichting. Dit zou den indruk kunnen wekken, dat hier, doordat de breedte van den klapwervel nul wordt, beide vrije wervels en daarmede ook hun spiegelbeelden zouden samenvallen, zoodat zij geen invloed zouden uitoefenen op den vleugel. Hierbij zou echter ook, een eindige waarde van Γ_1 vooropstellend, het rolmoment nul worden. Om hiertegenover een eindig rolmoment te verkrijgen moet bij afnemende breedte van den klapwervel de circulatie om dezen toenemen. Het geval d = 0 moet nu beschouwd worden als het grensgeval van een zeer smalle klapwervel met zeer groote circulatie, waarbij dan de vrije wervels wel zeer dicht bij elkaar komen, hetgeen ook geldt voor de gespiegelde wervels, terwijl echter door de groote wervelsterkte de invloed van beide laatsten merkbaar blijft.

Uit de in punt b e.v. gegeven opzet van de berekening volgt, dat de hier gegeven momenten niet betrokken zijn op vliegtuigassen, doch op windassen. Bij het aanbrengen van de overeenkomstige correcties zou hiermede rekening gehouden dienen te worden.

De in punt h t/m k berekende momenten zijn die, welke tengevolge van de aanwezigheid van de tunnelwanden werken op het model, zij zijn dus met de hier gegeven teekens in de bij het onderzoek gemeten momenten inbegrepen. Ter correctie van deze laatsten moeten zij dus van de uitkomsten afgetrokken worden.

m. Getallenwaarden voor de in de uitkomsten voorkomende functies.

De in de uitkomsten voorkomende functies van c en d zijn te ingewikkeld om bij practisch gebruik voor ieder geval afzonderlijk uitgerekend te worden. Zij werden hier daarom bepaald voor de bij tunnelonderzoek mogelijke waarden van c, die zich uitstrekken van c = 2.0 (modelbreedte = 0.5 tunnelmiddellijn) tot c = 1.2(modelbreedte ~ 0.83 tunnelmiddellijn) en drie waarden van d. De uitkomsten zijn in fig. 33 als functie van c uitgezet. Hierbij blijkt, dat, zooals te verwachten was, de correcties toenemen, naarmate het model relatief grooter (c kleiner) wordt. De grootte van d blijkt voor normale waarden van c van ondergeschikt belang, alleen voor c < 1.4 krijgt zij meer beteekenis. Dit is zeer gunstig, daar immers, zooals reeds in punt d opgemerkt werd, de juiste waarde van de breedte van den klapwervel moeilijk aan te geven is.

n. Getallenwaarden voor den bij het onderzoek gebruikten vleugel.

Teneinde na te gaan of het aanbrengen van correcties in dit geval noodig is, moet bepaald worden onder welke omstandigheden deze hun grootste waarde bereiken. De correctie op het rolmoment is het grootst voor kleine invalshoeken, daar hierbij de grootste waarde van $\frac{dc_a}{da}$ optreedt (zie Tabel XX), waarbij dan tevens de
grootste voorkomende waarde van c_L genomen moet worden. Voor de beide giermomenten N_{41} en N_{32} moeten de gegevens voor $a = 15.5^{\circ}$ gebruikt worden, daar bij deze invalshoek c_a groot is en de maximale waarde van c_L practisch gelijk is aan die bij de kleinere invalshoeken. Het giermoment N_{42} hangt alleen af van c_L , waarvoor dus de grootste voorkomende waarde te nemen is.

Waarden van de functies in c en d, die in de in punt l gegeven uitdrukkingen voor de momenten voorkomen.

Boven links: F_{41} (cd); boven rechts: f_{42} (cd); onder links: f_{41} (cd); onder rechts: f_{32} (cd).





De voor de berekening in aanmerking komende waarden zijn dus (zie Tabel IV t/m VI en XX) :

voor c_{L41} : $c_L = 0.036$, $\frac{dc_a}{da} = 4.30$, voor c_{N41} en c_{N32} : $c_a = 1.40$, $c_L = 0.033$,

voor c_{N42} : $c_L = 0.036$.

De teekens zijn bij deze berekening achterwege gelaten, daar het hier in de eerste plaats te doen is om een schatting van de orde van grootte der correcties. De overige benoodigde gegevens zijn :

 $F = 0.1066 \text{ m}^2, b = 0.803 \text{ m}, R = 0.800 \text{ m},$ en dus :

$$\frac{F}{b^2} = 0.165, \ c = 2.0.$$

Een schatting van de grootte van d kan achterwege blijven, daar voor de gegeven waarde van c de grootte van alle functies hiervan practisch onafhankelijk is. Uit fig. 33 kan nu afgelezen worden:

 $F_{41}(c \ d) = 0.007; \ f_{41}(c \ d) = 0.005; \ f_{32}(c \ d) = 0.041;$ $f_{42}(c \ d) = 0.15,$

zoodat de correcties worden :

$$c_{L41} \doteq 0.00018$$
; $c_{N41} = 0.00004$; $c_{N32} = 0.00031$;
 $c_{N42} = 0.00003$.

De correcties c_{L41} en c_{N42} blijken ver onder de in punt 4/ van het rapport en in Bijlage IV besproken grenzen van de metingsnauwkeurigheid te vallen. c_{N41} en c_{N32} te samen vormen een correctie, die voor het hier beschouwde geval van groote klaphoeken van dezelfde orde van grootte als deze is. Voor kleinere klaphoeken kan zij relatief belangrijker worden, daar hierbij de metingsnauwkeurigheid grooter is. Zoo is voor $\gamma = 10^{\circ}$ bij een invalshoek van 10.5° de grootste voorkomende waarde van $c_L =$ 0.014 en $c_a = 1.210$, waarvoor dan de correctie wordt:

$$c_{N41} + c_{N32} = 0.00013$$

zoodat zij practisch gelijk is aan de metingsnauwkeurigheid.

Deze uitkomsten geven een aanwijzing, dat bij vergrooting van het model onder overigens gelijke omstandigheden het laatstbesproken deel van de correctie van belang kan worden, terwijl beide andere deelen waarschijnlijk eerst bij uiterste waarden van ϵ een merkbaren invloed zullen hebben.

BIJLAGE IV.

Over de nauwkeurigheid van de metingen.

a. Inleiding.

Een indruk van de nauwkeurigheid kan verkregen worden door vergelijking van de uitkomsten van herhaalde metingen. Deze kunnen gesplitst worden in drie groepen :

- 1. onmiddellijk herhaalde krachtenmetingen;
- 2. metingen met klappen links of rechts versteld ;
- 3. volledig herhaalde metingsseries.

De metingen onder 1 en 3 werden uitgevoerd met de bedoeling de nauwkeurigheid te beoordeelen, die onder 2 hadden tot hoofddoel het elimineeren van den invloed van asymmetrie van model en ophanging (zie punt 4b), zij leveren hier echter ook een waardevol materiaal.

b. Vergelijking van herhaalde krachtenmetingen.

Bij de als 1e groep aangegeven krachtenmetingen werd zonder eenige verandering aan den stand van het model en van den klap ôf de weging met de balans onmiddellijk herhaald ôf tijdens de weging vastgesteld hoeveel gewicht bijgeplaatst of afgenomen kon worden zonder dat dit merkbaren invloed had op den middenstand van de slingeringen, die de balans uitvoerde. De verkregen verschillen zijn dus bepaald door de nauwkeurigheid, waarmede met de balans de kracht in den meetdraad gemeten werd en door de wisseling, die deze ondergaat als gevolg van fluctuaties van de windsnelheiden van andere veranderingen in den stroomingstoestand. Vergelijking van de uitkomsten leidde tot de in Tabel XXIII samengevatte resultaten, die de maximale afwijkingen in grammen ten opzichte van de gemiddelde kracht geven. De aanwijzingen

TABEL XXIII.

Maximale afwijkingen van de krachtenmeting in grammen.

Momenton	"immo laba - la	afwijkingen				
Momenten	invaisnoek	bij kleine klaphoek bij groote klaphoek				
rolmomenten	$ \begin{array}{r} -5^{\circ} t/m + 10^{\circ} \\ + 15^{\circ} \\ + 25^{\circ} \end{array} $	$\begin{array}{c c} & \pm 1 \\ \pm 3 & \pm 5 \\ \pm 5 & \text{tot} \\ \pm 10 \end{array}$				
giermomenten	5° t/m + 15° +25°	$\begin{array}{c c} \pm 0.5 & \text{tot} \pm 1 \\ \pm 2 & \pm 5 \end{array}$				

"rolmoment" en "giermoment" beteekenen hier natuurlijk niet de momenten om de in punt 4a gedefinieerde vliegtuigassen, doch zijn slechts bedoeld om de metingen aan te duiden van de momenten om die metingsassen, welke de genoemde vliegtuigassen het meest nabij komen. Ook in het verdere deel van dit punt zullen zij in dien zin gebruikt worden, tenzij uitdrukkelijk anders aangegeven is. Het sterk toenemen van de afwijkingen bij grooten invalshoek doet vermoeden, dat van de drie boven genoemde oorzaken de laatste in dit geval verreweg overheerscht, daar de gevolgen van beide anderen practisch onafhankelijk van den invalshoek zullen zijn.

c. De met linker- en rechterklap verkregen resultaten; algemeene beschouwing.

De 2e groep omvat een veel grooter aantal foutenbronnen, immers werd hierbij voor gierhoek 0° eerst de kracht gemeten bij een aantal standen van den eenen klap, daarna deze weer in den nulstand geplaatst en de kracht bepaald bij dezelfde standen van den anderen klap. Bij van 0° verschillenden gierhoek werden, daar hier nog verwisseleng van gierhoek van + in - noodig was, bovendien tusschen beide series een aantal metingen met andere invalshoeken uitgevoerd. Afwijkingen tusschen de uitkomsten kunnen nu het gevolg zijn van de volgende oorzaken :

- a. asymmetrie van het model als geheel en van de ophanging;
- b. fouten in instelling van invalshoek en gierhoek;
- c. fouten in de ijking;
- d. asymmetrie van de klappenwerking;
- e. optreden van een verschillenden stroomingstoestand;
- f. wisselingen in den stroomingstoestand;
- g. fouten in instelling van den klap;
- h. fouten in het meten van de kracht in den meetdraad ;
- *i.* fouten in de snelheidsregeling.

Hoewel de meeste van deze oorzaken hiermede voldoende duidelijk aangegeven zijn, is toch eenige toelichting van de hier gegeven groepeering gewenscht, daar deze van belang zal blijken te zijn voor de beoordeeling van de gevonden afwijkingen. Het onderscheid tusschen a en d werd als volgt gedacht. Onder a worden die fouten ondergebracht, die voor een bepaalde stand van het model een vaste waarde hebben onafhankelijk van den stand van den klap, die dus b.v. veroorzaakt kunnen zijn doordat het door de metingsassen vastgelegde punt 0 niet in het symmetrie-vlak van het model ligt of door een niet symmetrisch verloop van den invalshoek over de vleugelbreedte, dat zoodanig is, dat de klapwerking hierdoor niet beïnvloed wordt. Onder d daarentegen zijn die feiten te verstaan, die het gevolg zijn van een op andere wijze werken van den klap door asymmetrie van het model, b.v. van het loslaten van de strooming als gevolg van klapverstelling, dat beinvloed wordt door invalshoek en welving van het in de omgeving van den klap gelegen deel van den vleugel, terwijl voor beide vleugeluiteinden hierin verschillen bestaan. Het verschil tusschen e en fis zoo op te vatten, dat bij e aan het naast elkaar mogelijk zijn van twee stroomingstoestanden van verschillend karakter gedacht is, hetgeen al dan niet samen kan hangen met de werking van de klappen, terwijl onder f de meer normale fluctuaties vallen, zooals boven reeds bij de herhaalde krachtenmetingen aangegeven werden.

De aangegeven foutenbronnen kunnen nu verdeeld worden in drie groepen. Bij de eerste splitsing wordt gelet op het feit, of de gevolgen bij één metingserie een bepaalde regelmatigheid vertoonen (Groep I : $a \ t/m \ c$) of dat dit niet het geval is (Groep II, III : $d \ t/m \ i$). Bij de eerste groep wordt de regelmatigheid bepaald door het constant zijn van de fout gedurende de geheele metingsserie ($a \ en \ b$) of door een lineair verloop met de krachten (c). Het verschil tusschen de groepen II en III bestaat hierin, dat voor de eerste de afwijkingen een groote en onregelmatige waarde hebben ($d \ en \ e$), terwijl voor de tweede de afwijkingen het typische karakter van toevallige metingsfouten hebben, mits bij de metingen geen grove fouten gemaakt zijn ($f \ t/m \ i$). Van groep I blijft bij gierhoek 0° alleen a over, daar hierbij zonder verstelling van invalsen gierhoek tusschen de metingen gewerkt en voor de geheele serie één ijking gebruikt werd.

d. De met linker- en rechterklap verkregen resultaten. Gevolgde methode van vergelijking.

Om nu een analyse van het beschikbare materiaal mogelijk te maken, werd aangenomen, dat de fouten veroorzaakt door d alleen zullen optreden bij grootere klaphoeken, waarvoor als grens $\gamma = \pm 15^{\circ}$ aangenomen werd en dat verschillen, die het gevolg zijn van e bij kleinere klaphoeken als regel niet zullen voorkomen. Voor het gebied van γ tusschen $+15^{\circ}$ en -15° werden de afwijkingen dus bepaald door de fouten van de groepen I en III. Wordt hier even de invloed van ijkingsfouten (c) buiten beschouwing gelaten, dan geeft groep I een constant verschil tusschen de waarnemingen met linker- en rechterklap, waarvan de waarde gelijk is aan het gemiddelde $extsf{dem}$ van de afwijkingen $extsf{dem}$ over het beschouwde gebied, omdat, indien afgezien wordt van grove metingsfouten in groep III, de afwijkingen bepaald door deze laatste groep een gemiddelde waarde 0 zullen hebben. Het verschil $\triangle - \triangle$ gem. voor iederen klapstand afzonderlijk geeft dan, voor zoover de waarden $-15^{\circ} \leq \gamma \leq +15^{\circ}$ betreft, de waarde van de onder groep III vallende fout. Volgens de theorie der waarnemingsfouten zouden deze, indien een zeer groot aantal metingen beschikbaar

was, wat grootte en teeken betreft, regelmatig verdeeld moeten zijn over het geheele gebied. Een regelmatig verloop, dus b.v. overwegend positieve afwijkingen bij groote klaphoeken en negatieve bij kleine klaphoeken, zou dan wijzen op een stelselmatige fout, die hier veroorzaakt zou kunnen zijn door een fout in een der beide ijkingen (c). Bij het geringe aantal metingen, dat per serie uitgevoerd werd, is een dergelijke conclusie misschien wat gevaarlijk, tenzij het lineaire verloop sterk geprononceerd is. Voor grootere klaphoeken komen er nog de oorzaken uit groep II bij. De mogelijkheid bestaat, dat de door groep III veroorzaakte fouten in dit gebied ook toenemen, hetgeen aangetoond wordt door de in Tabel XXIII gegeven waarden, die de onder f en h genoemde fouten omvatten. Te verwachten is echter, dat deze toename niet zeer groot zal zijn, zoodat groote afwijkingen bij grootere klaphoeken in de eerste plaats toe te schrijven zijn aan de onder d genoemde oorzaak, terwijl hier ook die onder e een rol kunnen spelen.

e. De met linker- en rechterklap verkregen resultaten. Vergelijking van eenige metingen.

Daar een onderzoek van al het beschikbare materiaal op de hier aangegeven wijze te uitvoerig zou worden, werden eenige typische gevallen uitgewerkt en wel voor klappen nr. 1 met gierhoeken 0° en 20° en eenige over het geheele metingsgebied verdeelde invalshoeken. De uitkomsten zijn, uitgedrukt in grammen, in Tabel XXIV gegeven. Hierbij werd voor de rolmomenten en voor de giermomenten bij gierhoek 0° uitgegaan van de balanswaarnemingen; voor de giermomenten bij gierhoek 20° werden deze eerst met de bijbehoorende ijkingsfactor vermenigvuldigd, omdat deze voor linker- en rechterklap verschillen vertoont. Dit heeft echter geen invloed op de vergelijkbaarheid met de verschillen in het andere geval, daar de ijkingsfactoren niet belangrijk van 1 afwijken.

TABEL XXIV.

Gier-	Ver- stelde klap.	Klap- hoek Y	$\Delta - \Delta_{gem.}$ voor rolmomenten			$\Delta - \Delta_{gem}$, voor giermomenten.				
hoek R			Invalshoek a			Invalshoek a				
<i>ρ</i>			5°	$+5^{\circ}$	+ 15°	+ 25°	5°	+ 5	$ + 15^{\circ}$	+ 25°
0°		$\begin{array}{r} + 30^{\circ} \\ + 25^{\circ} \\ + 20^{\circ} \\ + 15^{\circ} \\ + 15^{\circ} \\ + 2^{5^{\circ}} \\ - 2^{5^{\circ}} \\ - 5^{\circ} \\ - 10^{\circ} \\ - 15^{\circ} \\ - 25^{\circ} \\ - 20^{\circ} \\ - 30^{\circ} \end{array}$	$ \begin{array}{r} -12 \\ -8^{5} \\ -9^{5} \\ +3^{5} \\ +3^{5} \\ +5 \\ +2 \\ -2 \\ -8 \\ +1 \\ -12 \\ -30 \\ -40 \end{array} $	$ \begin{array}{r}26 \\10 \\ + 6^{5} \\ + 9 \\4 \\ + 2^{5} \\5^{5} \\5^{5} \\ + 7 \\ + 1^{5} \\2 \\6^{5} \\ + 4 \\11^{5} \end{array} $	$\begin{array}{c} + 19 \\ + 15 \\ + 13 \\ + 5 \\ - 9 \\ + 9 \\ - 6 \\ - 7^{5} \\ - 4 \\ - 2 \\ - 17 \end{array}$	+ 9 + 29 + 4 6 1 + 4 11 + 4 11 + 14	$ \begin{array}{c} - 1^{5} \\ 0 \\ - 2 \\ - 2 \\ - 2 \\ - 0^{5} \\ + 1^{5} \\ + 2 \\ + 4 \\ + 20^{5} \end{array} $	$+ 29^{5}$ + 3 + 0^{5} + 1 ⁵ + 2 ⁵ - 1 ⁵ - 2 ⁵ - 4 ⁵ - 2 ⁵	$ + 18^{5} + 9 + 1^{5} + 2^{5} + 0^{5} + 2^{5} - 2^{5} - 2^{5} - 10^{5} - 12^{5} - $	$ \begin{array}{r} -10 \\ 0 \\ -5 \\ +4 \\ -14 \\ -0 \\ +15 \\ +15 \\ +5 \end{array} $
20°	voor	$ \begin{array}{c} + 30^{\circ} \\ + 20^{\circ} \\ + 10^{\circ} \\ + 5^{\circ} \\ - 5^{\circ} \\ - 10^{\circ} \\ - 20^{\circ} \\ - 30^{\circ} \end{array} $	$ \begin{array}{r} -34 \\ +9^{5} \\ +1 \\ -2 \\ +2 \\ +3 \\ -36 \\ \end{array} $	$ \begin{array}{r} - 17^{5} \\ - 28 \\ - 5^{5} \\ - 5 \\ - 4^{5} \\ + 6 \\ + 9 \\ + 1^{5} \\ - 15^{5} \end{array} $	$ \begin{array}{r} - 9 \\ - 4 \\ - 3^{5} \\ - 6^{5} \\ - 1 \\ + 9 \\ + 1 \\ - 34^{5} \\ - 15^{5} \\ \end{array} $	$ \begin{array}{r} + 65^{5} \\ + 40^{5} \\ + 35^{5} \\ - 4^{5} \\ - 34^{5} \\ - 22 \\ + 22^{5} \\ - 14^{5} \\ + 10^{5} \end{array} $	$+ 11^{5} - 6^{5} - 2^{5} - 2^{5} - 2^{5} + 4 + 7 + 11^{5} + 24$	$+45^{5}$ +27 +13 +3^{5} -2^{5} -8 -2^{5} +6^{5}	+70 +30 +13 ⁵ +2 -4 ⁵ -5 ⁵ -5 -10 -18	$ \begin{array}{r} + 4 \\ - 22^{5} \\ - 5 \\ - 6^{5} \\ - 2 \\ - 1 \\ + 14 \\ + 5^{5} \\ + 13 \\ \end{array} $
20°	achter	$ \begin{array}{c} + 30^{\circ} \\ + 20^{\circ} \\ + 10^{\circ} \\ + 0^{\circ} \\ - 5^{\circ} \\ - 10^{\circ} \\ - 20^{\circ} \\ - 30^{\circ} \end{array} $	$ \begin{array}{r} -45^{5} \\ -37^{5} \\ -1^{5} \\ 0 \\ +6^{5} \\ -1^{5} \\ -4 \\ +13^{5} \\ -21^{5} \end{array} $	$ \begin{array}{r} -36 \\ -18 \\ -1 \\ +12^{5} \\ -8 \\ -7 \\ +2^{5} \\ -3^{5} \\ -50 \end{array} $	$ \begin{array}{r} - 15^{5} \\ - 5^{5} \\ + 8 \\ + 1^{5} \\ - 10 \\ - 27^{5} \\ - 74^{5} \\ \end{array} $	$ \begin{array}{r} - 129 \\ - 79 \\ - 9 \\ + 16 \\ - 24 \\ + 6 \\ + 11 \\ + 31 \\ + 21 \end{array} $	$ \begin{array}{r} -53^{5} \\ -21^{5} \\ +0^{5} \\ +2^{5} \\ 0 \\ -2 \\ -2 \\ +3 \\ +0^{5} \end{array} $	$ \begin{array}{r} -20 \\ -3 \\ 0 \\ -15 \\ +1 \\ +1 \\ +1 \\ +55 \end{array} $	$+ 39 + 21 + 3^{5} + 10^{5} 0 - 4^{5} - 9 - 20^{5} - 16$	$ \begin{array}{r} -92 \\ -41^{5} \\ +4 \\ +14^{5} \\ -6^{5} \\ -12^{5} \\ -7 \\ -3^{5} \\ \end{array} $

Verschillen in grammen tusschen de gemeten krachten met linker- of rechterklap versteld, verminderd met het gemiddelde van de verschillen voor $\gamma = +15^{\circ}$ tot $\gamma = -15^{\circ}$.

260

Bij beschouwing van het in de tabel gegeven materiaal blijkt, dat de grenzen voor de gebieden, waar binnen geen grootere afwijkingen zullen voorkomen, over het algemeen goed overeenstemmen met de aangenomen waarden $\gamma = \pm 15^{\circ}$, de afwijkingen blijken hier inderdaad betrekkelijk klein en vrij regelmatig verdeeld te zijn. Uitzonderingen hierop komen voor in enkele op zichzelf staande gevallen en bij grooten invalshoek. Voor invalshoeken tot en met $\pm 15^{\circ}$ zijn de afwijkingen in de rolmomenten voor beide gierhoeken van dezelfde orde van grootte, de giermomenten daarentegen vertoonen voor gierhoek 20° belangrijk grootere verschillen, terwijl dit ook het geval is voor de rolmomenten bij $\alpha = 25^{\circ}$.

Wat de giermomenten betreft zou hier gedacht kunnen worden aan de gevolgen van fouten in de ijking (c), te meer waar de afwijkingen hier een min of meer regelmatig verloop vertoonen. Voor de invalshoeken van -5° tot en met $+15^{\circ}$ werd echter eenzelfde ijking gebruikt, zoodat het verloop ook in denzelfden zin zou moeten zijn, hetgeen hier niet het geval is. Waarschijnlijk zijn hier dus onregelmatigheden in de strooming (e) de oorzaak, die ontstaan aan de bij van 0° verschillenden gierhoek eenigszins tegen den wind gerichte randen van vleugel en balansvlak, terwijl deze onregelmatigheden, die gepaard gaan met plaatselijke wervelvorming wel in het giermoment, doch niet in het rolmoment tot uiting komen. Ook de grootere afwijkingen in de rolmomenten bij $\alpha = +25^{\circ}$ kunnen aan een dergelijke labiliteit van de strooming toegeschreven worden, waarvan het bestaan in dit overkritische gebied allenzins waarschijnlijk is. Vergelijking met de in Tabel XXIII gegeven waarden toont, dat deze kleiner zijn dan de hier gevonden afwijkingen, zoedat ook de overige foutenbronnen van groep III (g, i) hier invloed blijken te hebben.

Voor klaphoeken grooter dan 15° zijn de afwijkingen zoowel voor rol- als giermomenten over het algemeen grooter en bereiken zelfs in sommige gevallen zeer groote waarden, die echter niet altijd voor de beide momenten samenvallen. Hoewel deze gevallen niet zuiver te scheiden zijn, moet bij samenvallende groote afwijkingen gedacht worden aan asymmetrie van de klapwerking (d), terwijl het andere geval een labiele stroomingstoestand doet vermoeden.

f. De met linker- en rechterklap verkregen resultaten. Conclusies over de nauwkeurigheid der metingen.

Wat is nu de beteekenis van deze uitkomsten voor de hauwkeurigheid van de proeven ? De regelmatigheid van de afwijkingen bij kleinere klaphoeken en bij invalshoeken tot en met 15° wijst er op, dat bij de gevolgde methode de invloed van asymmetrie als bedoeld onder *a* behoorlijk geëlimineerd wordt en dat asym metrie van de klapwerking (d) hier niet in merkbare mate voorkomt. De nauwkeurigheid in dit gebied wordt bepaald door de grootte van de metingsfouten, vallende onder de punten f t/m i. De uitkomst van een meting is hier dus gelijk aan het werkelijk onder de aangenomen omstandigheden op het model werkende moment, vermeerderd (of verminderd) met een zekere door deze metingsfouten bepaalde afwijking, waarvan de mogelijke grootte met behulp van de in Tabel XXIV voorkomende gegevens geschat kan worden. Hierbij moet er op gelet worden, dat als einduitkomst steeds het gemiddelde van die met beide klappen verkregen wordt waardoor de mogelijke fout verminderd wordt.

Bij grootere klaphoeken of (en) grooten invalshoek is de toestand anders. Hier blijken naast elkaar verschillende stroomingstoestanden mogelijk, zoodat ook de werkelijk op het model werkende momenten verschillende waarden kunnen hebben. De uitkomst is dan het gemiddelde van deze waarden, bovendien nog behept met metingsfouten in engeren zin. De onzekerheid wordt hier dus belangrijk grooter. Deze vermindering van de betrouwbaarheid van de quantitatieve waarde der uitkomsten sluit echter niet uit, dat zij, mits het verloop regelmatig is, toch een zeer behoorlijk beeld kunnen geven van het karakter der optredende verschijnselen.

Op grond van bovenstaande beschouwingen en de in Tabel XXV gegeven, nog nader te bespreken uitkomsten, is het mogelijk voor het gebied, waarin geen groote afwijkingen voorkomen, dus $a \leq 15^{\circ}$, $-15^{\circ} \leq \gamma \leq +15^{\circ}$, een behoorlijke schatting te geven voor de mogelijke fouten, die in de resultaten van de metingen, na combinatie van de voor linker- en rechterklap verkregen uitkomsten, kunnen voorkomen. Deze bedragen :

voor $\beta = 0^{\circ}$, voor de rolmomenten : ± 10 gram ; voor de giermomenten : ± 2 gram ; voor $\beta \neq 0^{\circ}$, voor de rolmomenten : ± 10 gram ; voor de giermomenten : ± 5 gram voor kleine tot ± 10 gram voor grootere invalshoek.

Voor de overige metingen is een eenigszins betrouwbare schatting van de fouten zeer moeilijk door de groote spreiding, die de afwijkingen hier vertoonen. De voor de hand liggende conclusie, dat de voorkomende fouten van dezelfde grootte-orde zouden zijn als de hier waargenomen afwijkingen, is niet juist, want, zooals bij de bespreking der resultaten blijkt, vertoonen ook in dit gebied de uitkomsten een regelmatig verloop, hetgeen niet mogelijk zou zijn, indien werkelijk onregelmatigheden van bedoelde grootte voorkwamen. De aanname, dat de fouten hier ongeveer het dubbele van de boven gegeven waarden kunnen bedragen, schijnt tiet ver van de werkelijkheid verwijderd te zijn. Onder fonten zijn dan de afwijkingen te verstaan, van wat boven als het gemiddelde der werkelijke momenten aangeduid werd. Voor beantwoording van de vraag, hoever deze werkelijke momenten uiteen kunnen loopen, is niet voldoende materiaal beschikbaar.

g. Vergelijking van twee volledig herhaalde metingsseries.

In punt a werden als derde mogelijkheid voor het beoordeelen van de nauwkeurigheid van de metingen volledig herhaalde metingsseries genoemd. Hiervoor is slechts één stel beschikbaar en wel met klappen nr. 1 bij invalshoek 0° en gierhoek 0°. Deze metingen

TABEL XXV.

Verschillen tusschen twee metingen onder gelijke omstandigheden (in grammen).

Klaphoek γ	Rolmomenten.	Giermomenten.		
$ \begin{array}{r} + 40^{\circ} \\ + 30^{\circ} \\ + 20^{\circ} \\ + 10^{\circ} \\ + 5^{\circ} \\ 0^{\circ} \end{array} $	$ \begin{array}{r} 4^{5} \\ 3^{5} \\ + 1 \\ + 12 \\ + 18 \\ 2^{5} \\ \end{array} $	$ \begin{array}{c}0^{5} \\6 \\0^{5} \\1 \\1^{5} \end{array} $		
5° 10° 20° 30° 40°	$+ 11^{5} + 18 + 20 + 18 + 24$	0^{5} $+1$ $+4^{5}$ $+4$ $$		

werden met een tusschenruimte van ruim een jaar en met verschillende ophanging uitgevoerd. Tabel XXV geeft de verschillen tusschen de uitkomsten van beide metingen, waarbij als uitkomst van een meting het gemiddelde van de met linker- en rechterklap gemeten kracht genomen werd. De resultaten geven een vrij behoorlijke bevestiging van de boven aangegeven foutengrenzen.

h. Overige foutenbronnen.

De tot nu toe gegeven beschouwingen omvatten de belangrijkste foutenbronnen. Behalve deze zijn er nog andere denkbaar als fouten in de meting van de lengte van de momentenarmen, een constante fout in de snelheidsmeting en onzekerheid van de bij de herleiding der momenten ingevoerde waarde voor het duikmoment M (zie punt 4c van het rapport). Te verwachten is echter, dat de hierdoor veroorzaakte fouten zoo klein zullen zijn, dat zij, vergeleken bij de overigen, verwaarloosd kunnen worden.

i. Nauwkeurigheid van de coëfficienten.

De gegeven foutengrenzen hebben betrekking op de momenten om de metingsassen. Streng genomen zouden zij dus omgerekend ' moeten worden van metingsassen op vliegtuigassen op dezelfde wijze als voor de gemeten momenten in punt 4c van het rapport is aangegeven. De veranderingen, die hiervan het gevolg zouden zijn, zijn echter, gezien de onzekerheid in de aangenomen waarden, van geen beteekenis, zoodat deze omrekening achterwege gelaten werd.

Tot nu toe zijn de foutengrenzen aangegeven in grammen. Voor vergelijking met de in coëfficienten (zie punt 4d van het rapport) uitgedrukte uitkomsten van de metingen is dus nog een herleiding noodig. Daar de momentenarm voor de rolmomenten 0.3 m. en voor de giermomenten 0.25 m. was, beteekent dus een fout van 1 gram in de gemeten kracht 0.00030 kgm., resp. 0.00025 kgm. in het moment. De coëfficienten werden verkregen door de momenten te deelen door q0b = 3.681 kgm., zoodat 1 gram fout in de kracht voor den coëfficient een waarde van 0.000081, resp. 0.000068 heeft. De coëfficienten worden nu met de volgende nauwkeurigheid gegeven : rolmomenten tot 0.001, giermomenten tot 0.0001 (voor $\beta = 0^{\circ}$, $\alpha = -5^{\circ}$ t/m + 15°, $\gamma = -15^{\circ}$ $t/m + 15^{\circ}$) of 0.0005 (alle overige gevallen), hetgeen dus overeenkomt met foutengrenzen voor de krachtenmeting van resp. 125, 15 en 75 gram. Dit is in goede overeenstemming met de boven voor invalshoeken tot en met 15° en kleinere klaphoeken gegeven waarden, voor de overige waarden wordt dus het laatste cijfer van den coëfficient met eenig voorbehoud gegeven.

Luchtweerstand van wielen.

Rapport A. 153.



RAPPORT A. 153.

Luchtweerstand van wielen.

Uittreksel.

De luchtweerstand van een vliegtuigwiel met verschillende daaraan aangebrachte veranderingen werd gemeten. Deze veranderingen bestonden in het aanbrengen van een kap (fig. 1) en het dichtplakken van eenige randen en gaten.

Tabel I geeft een overzicht der vormen en de er mee bereikte resultaten. Hieruit blijkt, dat het aanbrengen der kap en het glad afwerken een belangrijke vermindering van den luchtweerstand opleveren. Voor betrekkelijk langzame vliegtuigen zou dit op het benoodigde motorvermogen een besparing geven b.v. van 4 %, voor race-vliegtuigen van 10 à 20 %, of met hetzelfde vermogen 3 à 7 % meer snelheid leveren.

De gebezigde coëfficienten zijn op pag. 272 gedefiniëerd.

RAPPORT A. 153.

La résistance aérodynamique des roues d'avion.

Résumé.

La résistance aérodynamique d'une roue d'avion ayant subi quelques modifications de forme, a été mesurée. Les modifications principales étaient l'application d'un fuselage (voir fig. 1) et le revêtement du coin rentrant formé par la jante.

Le tableau I donne un aperçu des formes et des résultats qu'elles ont données. Il montre que l'application du fuselage et le planage produisent une diminution importante de la résistance aérodynamique. Pour les avions à vitesse relativement peu élevée l'économie sur la puissance nécessaire serait de l'ordre de 4 pourcent, pour les avions de course l'économie pourrait varier de 10 à 20 pourcent ; ou bien permettre avec la même puissance une augmentation de la vitesse de 3 à 7 %.

La définition des coëfficients est donnée p. 272.

REPORT A. 153.

The resistance of aeroplane wheels.

Summary.

Experiments have been made in order to investigate in how far the resistance of wheels could be diminished by various modifications. These modifications were : adding a streamline fairing (fig. 1) and covering up the re-entering angle made by the rim and some holes.

In Table I is given a summary of the forms tested and the results obtained with them. It is shown that by adding the fairing and smoothing the sides the resistance is appreciably decreased. With relatively slow aeroplanes about 4 per cent of the power expended for flight would be saved, for racing machines the saving would be from 10 to 20 per cent. or with the same power the speed would be increased by 3 to 7 %.

The coefficients used are defined on page 272.

BERICHT A. 153.

Der Luftwiderstand von Flugzeugrädern.

Auszug.

Der Luftwiderstand eines Flugzeugrades wurde nach Anbringung einiger Abänderungen gemessen. Die Abänderungen bestanden in der Hinzufügung einer Stromlinienhaube, Abdecken des von der Felge gebildeten einspringenden Winkels und schlieszen einiger Löcher.

Tabelle I gibt eine Uebersicht der Ausführungsformen und die damit erhaltenen Ergebnisse. Es stellte sich heraus dass Hinzufügung der Haube und Glatten der Seitenflächen eine bedeutende Herabsetzung des Widerstandes ergab. Bei Flugzeugen mit relativ geringer Geschwindigkeit könnte etwa 4 v. H. an Leistung gespart werden, bei Rennflugzeugen würde das Erparnis von 10 bis 20 v. H. betragen, oder mit der selben Leistung 3 bis 7 v. h. mehr Geschwindigkeit erreicht werden.

Die benutzten Beiwerte sind auf S. 272 bestimmt.

RAPPORT A. 153.

Luchtweerstand van wielen.

DOOR

ir. A. G. VON BAUMHAUER.

Proeven betreffende de vermindering van den weerstand door het aanbrengen van een kap, die achter tegen het wiel sluit.

Doel der proeven.

Nagaan in hoeverre een kap, die vloeiend aansluit aan den vorm van het wiel en die naar achteren scherp toeloopt, den weerstand van het wiel kan verminderen.

Overzicht.

Gemeten is de weerstand van een vliegtuigwiel met verschillende veranderingen. Deze bestonden in het aanbrengen van een kap (fig.1) en het dichtplakken van verschillende randen of gaten.

Een overzicht der vormen en der uitkomsten levert Tabel I. Het aanbrengen van de kap en het glad afwerken geven een belangrijke vermindering van den luchtweerstand van het wiel.

Metingen.

Gebruikt werd een vliegtuig-wiel, type PALMER, met een bandenmaat van 800×150 mm.

De vorm van het wiel en de daaraan geplaatste kap zijn voorgesteld in figuur 1.



Fig. 1.

Eenige metingen werden verricht, nadat de randen tusschen band en de zijbedekkingen met papier waren dichtgeplakt.

Het wiel was opgehangen aan 4 staaldraden van 1,5 m. lengte, die in haken boven den tunnel samenkomen, zoodat het wiel om een horizontale as loodrecht op de windrichting kan slingeren. Door den luchtweerstand wordt het wiel naar achteren geduwd. De afwijking uit den evenwichts-stand (zonder wind) is een maat voor den luchtweerstand. Deze uitslag werd met een kijker afgelezen op een papieren schaal, welke op de wielbedekking was aangebracht. De kijker stond buiten den windtunnel, gericht loodrecht op den luchtstroom.

Door ijking was het verband tusschen luchtkracht en uitslag vastgesteld. Daarbij was aangenomen, dat de resultante van den luchtweerstand horizontaal is en gericht door de wielas, hetgeen om symmetrie-redenen toelaatbaar lijkt. Mocht hierin een fout zijn, dan heeft dit alleen invloed op de absolute waarde der coëfficienten, niet op de mate, waarin de weerstand wordt verminderd door het aanbrengen van de kap of het dichtmaken van spleten.

Bij de ijking was een draad aan het wiel bevestigd gaande door de as, horizontaal gespannen over een katrol. Met gewichten werd de spanning in de draad gevarieerd. Daarbij bleek, dat het wiel zonder kap 10 cm uitweek met ongeveer 1100 gram, met kap was hiervoor een horizontale kracht van ongeveer 1700 gram noodig.

De luchtweerstand van de draden, die een klein deel uitmaakte van het geheel, werd berekend ; de weerstandscoëfficient werd aan andere metingen ontleend.

De metingen zijn verricht bij een windsnelheid van ongeveer 18.6 m/sec. en van 26.5 m/sec.

De uitkomsten zijn uitgedrukt in den dimensieloozen coëfficient c_w = weerstand gedeeld door oppervlak × stuwdruk, gedefinieerd door :

$$P = c_w \quad Oq \quad \dots \quad 1)$$
$$q = \frac{\gamma}{2g} v^2 \quad \dots \quad 2)$$

waarin P de weerstand, c_w de weerstandscoëfficient, de z.g. stuwdruk-coëfficient, O het oppervlak van het grootspant, q de stuwdruk, welke is gedefinieerd door 2), waarin γ het soortelijke gewicht van de lucht, g de versnelling van de zwaartekracht en vde snelheid van den luchtstroom is. Bij deze proeven zijn de grootheden gemeten in kilogram, meter en seconde.

Als oppervlak is genomen de omschreven rechthoek, gegeven door de bandenmaat 800×150 (mm), welke de eenvoudigste vergelijking met andere wielen toelaat; O is dus hier 0.120 m². In de tabel zijn de uitkomsten weergegeven; ze zijn gerangschikt naar afnemenden weerstand; het normale wiel zonder kap staat daarbij bovenaan. In de kolom 1 is de toestand van het model beschreven, waarvan in kolom 2 een schematische voorstelling wordt gegeven; in kolom 3 staan de coëfficienten cw, bepaald bij de 2 snelheden 16.8 respectievelijk 26.5 m/sec.; kolom 4 geeft het gemiddelde. In kolom 5 zijn deze coëfficienten uitgedrukt in die van het oorspronkelijke wiel, welke als n = 1.00 is ingevoerd.

Bespreking der uitkomsten.

Onder modellen 1, 2 en 3 wordt verstaan het wiel zonder kap, maar waarbij door opgeplakt papier bij 2 de rand tusschen band en zij-bedekking vloeiend is gesloten; bij 3 zijn ook het handgat en de naafgaten gesloten.

De metingen 4-7 zijn gedaan met de kap.

Bij No. 4 is een spleet van eenige cm opengelaten tusschen kap en wiel, een toestand die zou kunnen voorkomen bij onvoldoend aansluiten. De kap is daarbij 62 mm achteruitgeschoven.

No. 5, de kap sluit tegen het normale wiel aan.

No. 6 komt overeen met No. 5, echter zijn de randen tusschen de zijbedekkingen en den band dichtgeplakt.

Bij No. 7 zijn ook de naafgaten dichtgeplakt.

Opgemerkt kan worden, dat de absolute waarde van den weerstandscoëfficient van het gewone wiel goed overeenkomt met de metingen beschreven in : Deel II der Verslagen en Verhandelingen van den Rijks-Studiedienst voor de Luchtvaart, Rapport A. 64, pag. 50.

De gekozen coëfficienten zijn daar volgens definitie half zoo groot, de beste wielen hebben dus stuwdrukcoëfficienten van ongeveer 0.24, hetgeen vrijwel hetzelfde is als van model 2.

Bij de vergelijking der verschillende wiel-metingen valt het volgende op :

Het aanbrengen van de enkele kap vermindert den weerstand met 30 %, n.l. van 1.00 op 0.70 (1 en 5).

Het dichtplakken van alle randen en gaten levert aan het wiel zonder kap nog meer voordeel, n.l. 40 % (1 en 3).

Het dichtplakken van alle randen en gaten vermindert den weerstand van het wiel met kap van 0.70 op 0.36; d.i. 34 % van den oorspronkelijken wielweerstand. (3 en 7).

Het aanbrengen van een kap als hier is onderzocht levert dus een merkbare weerstandsvermindering.

Op welke wijze gedacht is, dat de kap kan worden aangebracht, is voorgesteld in fig. 2.

Fig. 2.

De kap is daarbij draaibaar om een as a, zoodanig dat deze in de vlucht goed kan aanliggen, maar bij de landing op kan wippen, en wel door de draaiing van het wiel zelf, maar beter door een lichte schaats, die aan de kap is bevestigd en welke onder het wiel uitsteekt.

Het belang van het geheel glad afwerken van het wiel is eveneens gebleken (No. 3). Dit zou minder bezwaren, maar ook minder voordeelen opleveren dan bij het toepassen van de kap achter het wiel.

Vernomen werd, dat in de Vereenigde Staten van Amerika proeven zijn genomen met een zak, welke geheel glad om het wiel sluit; vermoedelijk is daarvan de weerstand dezelfde als hier model Nr. 3, (zonder kap, geheel beplakt), waarvan echter de weerstand ongeveer 1.5 maal zoo groot is als van het gladde wiel met kap.

In de practijk moet blijken of de nadeelen verbonden aan het aanbrengen van de kap opwegen tegen de voordeelen, n.l. vermindering van benzineverbruik of verhooging van de snelheid.

Wellicht zal voor gewone diensttoestellen, waarbij vooral op eenvoud in constructie en gebruik moet worden gelet, de complicatie van het aanbrengen van een kap moeten worden vermeden. In gevallen, waarin geringe luchtweerstand van overwegend belang is, zal men wel van dit hulpmiddel gebruik maken.

Dit geldt b.v. voor vliegtuigen, die bijzonder lange afstanden moeten afleggen, maar meer nog voor vliegtuigen, waarmede zeer groote snelheden moeten worden bereikt, zooals vliegtuigjagers en race-vliegtuigen.

Een zeer snel vliegtuig voorzien van twee van deze wielen zou moeten leveren een vermogen van 64 pk. om den wielweerstand bij 360 km/h op te heffen, voor 450 km/h is dit vermogen 125 pk. Door het aanbrengen van een kap en het glad wegwerken der spleten is daarop 41 pk., resp. 80 pk. te winnen, hetgeen een aanzienlijk deel uitmaakt van het vliegvermogen, hetwelk met een motorvermogen van b.v. 600 pk. en een nuttig effect van de schroef van 0.7, 420 pk. zou bedragen.

Bij verkeersvliegtuigen levert de wielweerstand ten opzichte van de totale vliegtuigweerstand geen groote fractie.

Zoo is bv. bij het FOKKER-verkeersvliegtuig, type F-VIIA, met een bandenmaat van 1100×220 en een snelheid van 180 km/h. een vermogen noodig voor twee wielen, welke een vorm hebben als hier No. 1. van totaal 16.2 pk. Dit bedrag kan door het aanbrengen van een kap en met glad afgewerkte randen worden verminderd met 10.3 pk. Dit is een gering deel van het vliegvermogen, dat bij die snelheid ongeveer 250 pk. zal bedragen voor de horizontale vlucht.

Slot.

Door het aanbrengen van een kap en door het glad afwerken der randen kan de wielweerstand aanzienlijk worden verminderd. Voor matige snelheden, zooals die van tegenwoordige verkeers-

vliegtuigen, is de winst b.v. 4 % van het vermogen.

Bij race-vliegtuigen maakt deze weerstandsvermindering een aanzienlijker deel van het vermogen uit.

TABEL I.

Model Nr.	OMSCHRIJVING. SCHEMA.		cw	ī.	с <i>w</i> с _{w1}
1	Zonder kap, onbeplakt		0.31 0.33	0.32	1.00
4	Met kap, spleet 2 cm		0.31 0.31 ⁵	0.31	0.97
2	Zonder kap, naaf open		0.25 0.26	0.255	0.80
5	Met kap, onbeplakt		0.21 0.22	0.21 ⁵	0.70
3	Zonder kap, geheel beplakt		0.19 0.19	0.19	0.60
6	Met kap, rand beplakt, naaf open		0.16 0.16	0.16	0.50
7	Met kap, geheel beplakt		0.12 0.11	0.115	0.36

276