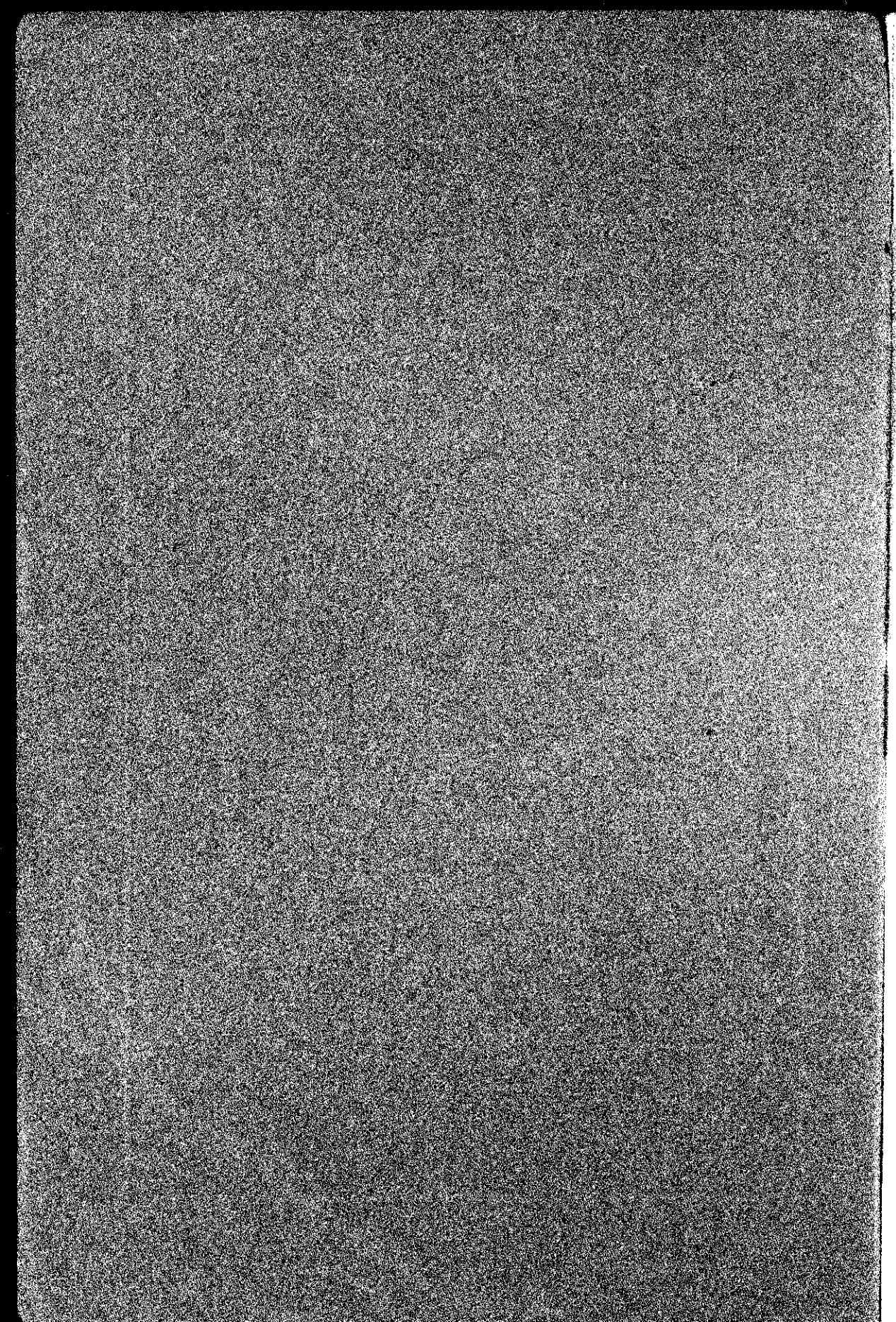


VERSLAGEN EN VER-
HANDELINGEN VAN
DEN RIJKS-STUDIEDIENST
VOOR DE LUCHTVAART
□ AMSTERDAM □

DEEL III — 1925





C. J. Baker

VERSLAGEN EN VER-
HANDELINGEN VAN
DEN RIJKS-STUDIEDIENST
VOOR DE LUCHTVAART
□ AMSTERDAM □

DEEL III — 1925

INHOUD.

INLEIDING.

Bladz.

RAPPORT A 33.

Onderzoek van de drukverdeeling op den romp van een vliegtuigmodel	1
Essai sur la distribution des pressions sur le fuselage d'un modèle d'avion.	
Experiments on the pressure distribution on the fuselage of an aeroplane model.	
Untersuchung der Druckverteilung auf dem Rumpfe eines Flugzeugmodelles.	

RAPPORT A 58.

Nomogram ter bepaling van de correctie voor invalshoek en weerstand in verband met de eindige doorsnede van den windstroom bij het onderzoek van draagvlakmodellen	25
Nomogramme pour la correction de l'incidence et de la traînée des modèles d'aile essayés dans un courant d'air de dimensions finies.	
Nomogram for the correction of incidence and drag of model aerofoils tested in an air stream of finite dimensions.	
Rechentaafel zur Bestimmung der Anstellwinkel- und Widerstandsberichtigungen im Zusammenhang mit dem endlichen Durchmesser des bei Flügelmodellversuchen benutzten Windstromes.	

RAPPORT A 77.

Meting van den door metaalgaas veroorzaakten drukval in een windstroom	35
Expériences sur la réduction de pression en arrière d'une toile métallique placée dans un courant d'air.	
Experiments on the pressure-drop in an air current caused by metal gauze.	
Messung des von Metallgaze in einem Windstrome verursachten Druckfalles.	

RAPPORT A 96.

- Voorloopig onderzoek naar den invloed van een draaiende rol aangebracht in een vleugelprofiel 47
- Etude préliminaire sur l'influence d'un cylindre rotatif adapté dans un profil d'aile.
- Preliminary investigation into the influence of a rotating cylinder in a wing-section.
- Vorläufige Untersuchung über den Einfluss einer rotierenden, an einem Tragflügel angebrachten, Walze.

RAPPORT M 14 A.

- Proefnemingen over de bescherming van hout, dat in den vliegtuigbouw gebruikt wordt, tegen vochtwisselingen door middel van vochttafsluitende lagen . . . 67
- Recherches sur la protection contre l'humidité de pièces en bois en usage pour l'aviation, au moyen de couches protectrices en vernis.
- Experiments on the protection against humidity of wooden aeroplane parts by means of protective layers of oil varnish.
- Versuche über Feuchtigkeitsschutz von im Flugzeugbau benutzten Holzteilen mittels feuchtabwehrenden Schichten.

RAPPORT V 79.

- Fotografische tijdstudies van vliegtuigbanen. 93
- Etudes photographiques de trajectoires d'avion.
- Photographic timestudies of aeroplane paths.
- Photographische Zeitstudien von Flugzeugbahnen.

RAPPORT A 92.

- Onderzoek van de koelwerking van twee verschillende koelers voor het Fokker C IV vliegtuig 109
- Expériences sur le pouvoir radiant de deux radiateurs utilisés sur l'avion Fokker C IV.
- Experiments on the cooling power of two different radiators for the Fokker C IV aeroplane.
- Untersuchung über die Kühlwirkung zweier Seitenkühler des Fokker C IV Flugzeuges.

RAPPORT A 76.

Onderzoek van de modellen van verschillende uitvoeringen van het Fokker C IV vliegtuig.	121
Expériences sur les modèles de quelques variations de l'avion Fokker C IV.	
Model experiments on modifications of the Fokker C IV biplane.	
Untersuchung einiger Modelle des Fokker C IV Flugzeuges in verschiedener Ausführung.	

INLEIDING.

Sedert het uitgeven van de tweede bundel dezer verslagen zijn twee jaar verlopen; evenals dit in de inleiding tot deze vorige bundel werd vermeld, kon ook in het afgelopen tijdperk het onderzoekingswerk slechts op beperkte schaal worden voortgezet.

Verder moest meer tijd dan in vorige jaren gegeven worden voor werk verbonden aan de technische contrôle van de berekening en den bouw van civiele vliegtuigen, waarvoor bewijzen van luchtvaardigheid waren aangevraagd en voor de contrôle op het behoud van deze luchtvaardigheid tijdens het gebruik.

Het ingenieurspersoneel onderging geen verandering.

De hierachter gebundelde verslagen werden op één uitzondering na eerst opgenomen in het weekblad *De Ingenieur*.

De medewerking, die hierbij van de Redactie van dit blad werd ondervonden, moge hier dankbaar genoemd worden.

Het rapport A 76 was te uitgebreid om in dit blad opgenomen te worden en wordt dus hier voor het eerst afgedrukt.

Overzicht van tot heden gepubliceerde rapporten.

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

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

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

Onderzoek van de drukverdeeling op den romp van een vliegtuigmodel.

Rapport A 33.



Overgedrukt uit *De Ingenieur* van 26 Januari 1924, No. 4.

RAPPORT A 33.

Onderzoek van de drukverdeling op den romp van een vliegtuigmodel.

Uittreksel.

a. Model.

Het model (fig. 1) bestond uit een romp met een aan de bovenzijde bevestigd dik draagvlak. De opgemeten maten van den romp zijn in fig. 2 gegeven, twee profielen van het draagvlak in fig. 3. In den romp waren op de in fig. 4 aangegeven wijze buisjes voor het meten der drukverdeling ingelaten.

b. Omvang van het onderzoek.

De drukverdeling op boven-, onder- en zijvlak van den romp werden voor het model met en zonder draagvlak gemeten bij verschillende invalshoeken α en gierhoeken β (zie fig. 6 t/m 9). De windsnelheid was ong. 28 M./sec.

c. Resultaten van het onderzoek.

De resultaten van het onderzoek zijn in de figuren 6 t/m 9 uitgezet. De drukken zijn omgerekend in $\%$ van den stuw-druk, de schets aan de onderzijde van iedere figuur geeft de ligging van de meetpunten. Voor iederen stand zijn de drukken voor het model met draagvlak en zonder draagvlak te samen uitgezet. Op onder- en zijvlak geeft het draagvlak vergrooiting van den druk.

In fig. 8 zijn de resultaten gegeven voor het model in normalen toestand met vlakken neus en met afgeronden neus.

RAPPORT A 33.

Essai sur la distribution des pressions sur le fuselage d'un modèle d'avion.

Résumé.

a. Le modèle.

Le modèle (fig. 1) était formé d'un fuselage avec une aile épaisse attachée directement sur la face supérieure. Les dimensions du fuselage sont données dans la fig. 2, deux profils de l'aile sont représentées dans la fig. 3. Des petits tubes pour la mesure des pressions étaient introduites dans le fuselage comme indiqué dans la fig. 4.

b. Etendue des expériences.

On a déterminé la distribution des pressions sur la face supérieure, inférieure et latérale du fuselage avec aile attachée et du fuselage isolé pour plusieurs angles d'incidence α et angles de virement β (voir fig. 6—9). La vitesse du vent était environ 28 M./sec.

c. Résultats des expériences.

Les résultats des expériences sont représentées graphiquement dans les diagrammes 6 à 9. Les pressions sont données en pour cent de la pression dynamique, le croquis en bas de chaque diagramme donne la situation des points de mesure. Pour chaque position du modèle les pressions sur le fuselage avec aile („met draagvlak”) et sans aile („zonder draagvlak”) figurent dans le même diagramme.

Sur la face inférieure et latérale l'aile cause une augmentation des pressions. La fig. 8 représente les résultats pour le modèle en état normal, c. à d. fuselage plat à l'avant („zonder neus”) et avec fuselage arrondi à l'avant („met neus”).

REPORT A 33**Experiments on the pressure distribution on the fuselage of an aeroplane model.****Summary.***a. Model.*

The model (fig. 1) consists of a fuselage with a thick wing directly placed on its upper surface. The measured dimensions of the fuselage are given in fig. 2, those of two wing sections in fig. 3. Small tubes for measuring the pressures are sunk into the sides of the fuselage, as indicated in fig. 4.

b. Extent of the experiments.

The pressure distribution on upper, lower and lateral surfaces of the fuselage with and without wing has been determined for several angles of incidence α and angles of yaw β (see figs. 6—9). The wind speed was about 28 metres per sec.

c. Results of the experiments.

Results of the experiments are plotted in diagrams 6—9. The pressures are calculated in per cent of the dynamic pressure; the sketch at the foot of each diagram indicates the position of the pressure holes. For each position of the model the pressures for the fuselage with wing („met draagvlak”) and without wing („zonder draagvlak”) are plotted in the same diagram. On the lower and lateral surfaces the pressures are increased by the presence of the wing. In fig. 8 results are plotted for the model in its normal state, i. e. flat-nosed fuselage („zonder neus”) and with nose rounded off („met neus”).

BERICHT A 33.**Untersuchung der Druckverteilung auf dem Rumpfe
eines Flugzeugmodelles.****Zusammenfassung.****a. Das Modell.**

Das Modell (s. Abb. 1) besteht aus einem Rumpfe mit darüber gelagertem dicken Flügel. Die Abmessungen des Rumpfes sind gegeben in Abb. 2, während zwei Flügelschnitte in Abb. 3 dargestellt sind. Die Röhrchen für die Druckmessung sind wie in Abb. 4 angegeben in den Rumpf eingelassen.

b. Umfang der Versuche.

Die Druckverteilung auf Ober-, Unter- und Seitenflächen des Rumpfes wurde für das Modell mit und ohne Flügel bei mehreren Anstellwinkeln α und Seitenwinkeln β gemessen (s. Abb. 6 bis 9). Die Windgeschwindigkeit betrug etwa 28 m/sek.

c. Messungsergebnisse.

Die Messungsergebnisse sind in den Abb. 6 bis 9 dargestellt. Die Drucke sind umgerechnet in vH. des Staudruckes; die Skizze unterhalb jeder Figur zeigt die Lage der Messpunkte. Für jede Lage des Modelles sind die Drucke für das Modell mit Flügel („met draagvlak”) und ohne Flügel („zonder draagvlak”) zusammen eingetragen. Auf Unter- und Seitenfläche gibt der Flügel eine Druckvergrößerung. In Abb. 8 sind die Ergebnisse für das Modell in normalem Zustande, d. h. Rumpf mit flacher Stirn („zonder neus”) mit denen für das Modell mit abgerundeten Rumpf („met neus”) verglichen.

Onderzoek van de drukverdeling op den romp van een vliegtuigmodel.

Rapport A 33

van den Rijks Studiedienst voor de Luchtvaart (1).

Overzicht.

De meting van de drukverdeling op den romp van een vliegtuig wordt beschreven, waarbij in het bijzonder de invloed van de aanwezigheid van het draagvlak nagegaan wordt.

1. Aanleiding tot het onderzoek.

De in de literatuur voorkomende resultaten van model-

VLEGTUIGMODEL No. 5.

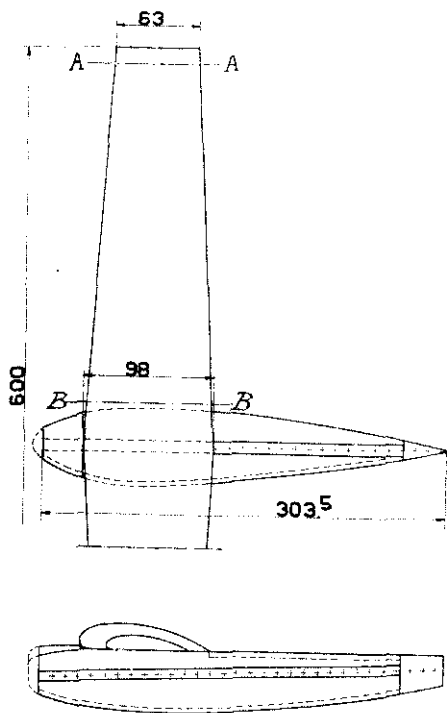


Fig. 1.

(1) Een deel der in het rapport gegeven resultaten werd reeds vroeger gepubliceerd als mededeeling op het „Premier Congrès International de la Navigation Aérienne 1921” (Rapports, Tome II, p. 13).

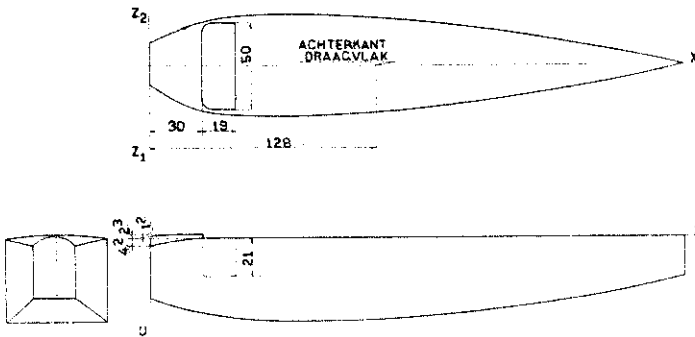
(2) Metingresultaten voor rompen zijn o. m. gepubliceerd in de rapporten van het Advisory Committee for Aeronautics, in de

onderzoek aan rompen (2) omvatten slechts krachten- en momentenmetingen, doch geen bepaling van de drukverdeling. Deze werd wel gemeten voor verschillende stroomlijn-vormige omwentelingslichamen (3), doch daar vele vliegtuigrompen hiervan belangrijk afwijken, werd het gewenscht geoordeeld in een bepaald geval deze drukverdeling te meten. Dit was te meer gewenscht, omdat bij vliegtuigconstructeurs de meening bleek te bestaan, dat aan gewelfde deelen van een romp onderdrukken zouden bestaan van eenzelfde grootte als op het bovenvlak van een draagvlak.

2. Beschrijving van het model.

Voor het onderzoek werd het vliegtuigmodel no. 5 gebruikt, bestaande uit een dik draagvlak en een model van een ouderen vorm van den romp van het Fokker-F 3-vliegtuig. Deze romp werd gekozen, omdat het ondervlak een vrij sterke welving heeft. Het draagvlak was geen model van dat van het F 3-

ROMP VAN HET MODEL.
(Opmeting.)



R O M P.
Maten in millimeters.

x	y	z_1	z_2	x	y	z_1	z_2
0	33.5	10.3	12.8	160	43.6	24.0	24.1
10	36.9	17.1	17.7	170	43.0	22.9	22.9
20	39.6	22.1	21.7	180	42.1	21.7	21.7
30	41.8	25.5	24.7	190	41.2	20.4	20.3
40	43.7	27.5	26.7	200	40.1	19.0	18.8
50	44.9	28.3	27.8	210	38.8	17.6	17.4
60	45.9	28.6	28.4	220	37.8	16.0	15.8
70	46.5	28.8	28.5	230	36.1	14.4	14.2
80	46.7	28.8	28.5	240	34.6	12.7	12.7
90	46.7	28.6	28.4	250	32.9	10.9	10.8
100	46.4	28.5	28.1	260	31.2	9.0	9.0
110	46.3	28.1	27.7	270	29.3	7.0	7.0
120	45.9	27.6	27.1	280	27.6	5.2	5.2
130	45.5	26.8	26.6	290	25.7	3.2	3.2
140	44.9	25.9	25.8	300	23.7	1.2	1.2
150	44.3	25.1	25.1	303.5	22.7	0.0	0.0

Fig 2.

Technische Berichte der Flugzeugmeisterei der Fliegertruppen (Band II) en in de werken van EIFFEL.

(3) Hiervoor kan verwezen worden naar het artikel van FUHRMANN in het Jahrbuch der Motorluftschiff-Studiengesellschaft 1911—'12, de rapporten van het Advisory Committee for Aeronautics en de werken van EIFFEL.

vliegtuig, doch kwam voor het uit te voeren onderzoek hiermee voldoende overeen. De schaal van het rompmodel was ongeveer 1:30, terwijl de verhouding van draagvlak- en rompaftmetingen bij benadering gelijk was aan die in het genoemde vliegtuig. Een samenstellingsteekening van het model met enkele van de hoofdmaten is gegeven in fig. 1, terwijl fig. 2 en 3 de opgemeten afmetingen van den romp en van twee profielen van het draagvlak geven. Draagvlak en romp waren beide uitgevoerd in mahoniehout en zorgvuldig gepolitoerd. Het draagvlak kon van de romp afgenomen worden.

Voor het meten van de drukverdeeling werden in boven- en ondervlak en in één der zijvlakken van den romp op de in fig. 1 aangegeven plaatsen koperen buisjes ingelaten. Deze bestonden op de in fig. 4 gegeven wijze uit de helft van een ronde buis, waarop een vlakke dekplaat gesoldeerd was. De buisjes werden aan het hout bevestigd met aan de dekplaat aangebrachte lipjes, zoodanig dat het oppervlak van de dekplaat en van het houten deel van de romp één vlak vormden. In de dekplaten werden met onderlinge afstanden van 10 m.M., gaatjes van 0.5 m.M. geboord, waarbij nauwkeurig gelet werd op de afwezigheid van bramen, daar deze de meting zouden kunnen beïnvloeden. De drukmeetbuisjes in onder- en zijvlak waren vanaf het voorste punt van den romp tot 32 m.M. van de achterpunt, die in het bovenvlak vanaf den achterrand van het draagvlak tot dit zelfde punt aangebracht. Later werd, om ook de drukverdeeling op het achterste deel van den romp te kunnen bepalen, de houten achterpunt vervangen door een koperen. Deze was voorzien van uitboringen, aansluitend bij de reeds in het model aangebrachte buisjes, welke eveneens door gaatjes met het oppervlak verbonden waren. Hierbij werd zorg gedragen voor een behoorlijke afdichting. Ieder der drukmeetbuisjes was verbonden met een tuit, welke aan het tegenover liggende vlak van den romp uitmondde. Werd de druk op een ander vlak gemeten, dan werd de tuit weggenomen en de opening met parafine glad bijgewerkt.

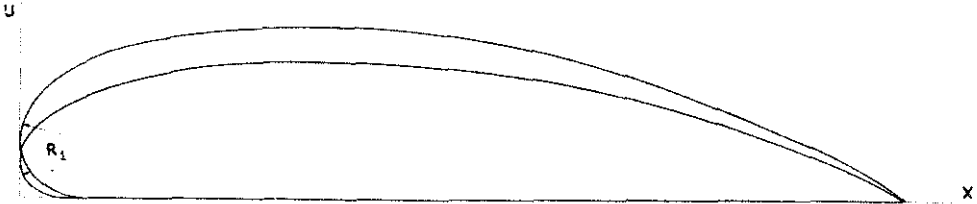
Het model werd bij het onderzoek op de gewone wijze met stroomlijnvormige op den romp bevestigde stiften aan den horizontalen arm van de Eiffelsche balans opgehangen. Bij de drukmeting op het bovenvlak werden deze stiften aan het ondervlak, in de andere gevallen aan het bovenvlak bevestigd. Voor zoover voor het aanbrengen van de tuit en de ophangstiften noodig was, werden de drukmeetbuisjes weggenomen en vervangen door zuiver passende houten vulstukjes.

3. Beschrijving van de metingsmethode.

Voor het meten van de drukverdeeling op een der vlakken, werd het in dit vlak gelegen drukbuisje verbonden met de eene zijde van een vloeistof-micromanometer (fig. 5). De andere zijde van dit instrument was, om een constanten tegen-

druk te verkrijgen, verbonden met een buisje, dat loodrecht op den wand van de tunnel uitmonde. De in de leiding tusschen het model en den manometer aangebrachte driewegkraan, waarvan het derde been verbonden was met het buisje in den

PROFIELEN AA EN BB VAN HET MODEL.
(Opmeting).



PROFIEL A—A.
Maten in procenten.

x	y_1	y_2	x	y_1	y_2
0.00	4.50	4.50	50.00	0.00	14.50
1.25	1.35	7.40	60.00	0.00	13.20
2.50	0.50	8.60	70.00	0.00	11.20
5.00	0.00	10.25	80.00	0.00	8.40
7.50	0.00	11.40	90.00	0.00	4.75
10.00	0.00	12.35	95.00	0.00	2.55
15.00	0.00	13.70	100.00	0.00	0.00
20.00	0.00	14.75	R_1	4.30	—
30.00	0.00	15.40	R_2	0.00	—
40.00	0.00	15.15	—	—	—

PROFIEL B—B.
Maten in procenten.

x	y_1	y_2	x	y_1	y_2
0.00	6.35	6.35	50.00	0.00	18.30
1.25	2.75	10.50	60.00	0.00	16.30
2.50	1.30	12.00	70.00	0.00	13.50
5.00	0.20	14.00	80.00	0.00	10.00
7.50	0.05	15.45	90.00	0.00	5.80
10.00	0.00	16.50	95.00	0.00	3.30
15.00	0.00	17.85	100.00	0.00	0.00
20.00	0.00	18.70	R_1	7.00	—
30.00	0.00	19.35	R_2	0.00	—
40.00	0.00	19.20	—	—	—

Fig. 3.

tunnelwand, diende voor nog nader te beschrijven contrôle-proeven. Voor de metingen stond deze kraan in „stand 1”.

Voor het meten van den druk ter plaatse van een gaatje werden alle overigen in dezelfde drukbuis gesloten met een samengesmolten mengsel van talk en vaseline.

Bij de metingen moest op twee punten in het bijzonder gelet worden:

1° dat de gesloten openingen in een drukmeetbuisje niet lekten;

2° dat bij het openen van een gaatje door het overgebleven dichtingsmateriaal geen randen of andere onzuiverheden in de nabijheid gevormd werden.

CONSTRUCTIE VAN DE DRUKMEETBUIJSJES.

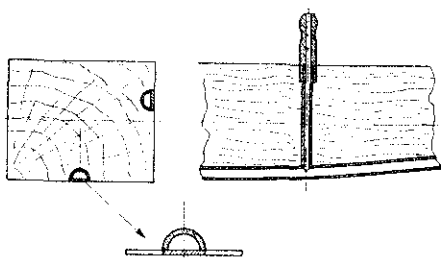


Fig. 4.

SCHEMA VAN DE DIJKMETING.

- A. Model. B. Micromanometer.
C. Buisje in tunnelwand.
D. Driewegkraan.

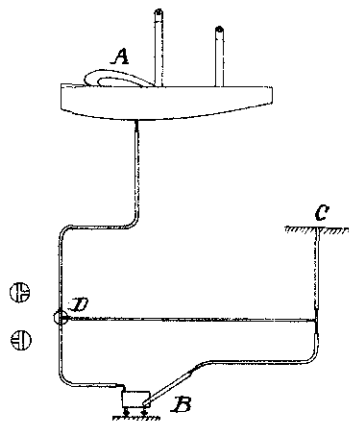


Fig. 5.

Beide fouten kunnen oorzaak zijn van onjuiste resultaten.

Het niet lekken werd met regelmatige tussenpoozen, b.v. telkens na de meting voor 5 gaatjes, gecontroleerd, door het laatst gebezigde te sluiten, zonder het volgende open te maken. Werd nu in dezen toestand de wind aangezet, dan liep de manometer sterk op, doordat de druk in het model constant bleef, die van de windstroom echter verminderde. Om dit te voorkomen werd de driewegkraan tijdens het aanzetten in „stand 2” geplaatst, waardoor de druk aan beide zijden van den manometer en in het model gelijk was aan dien in het buisje in den tunnelwand.

Eens na het bereiken van de gewenschte windsnelheid, werd de kraan weer in „stand 1” geplaatst. Lekte het model niet, dan moest ook nu de aanwijzing van de manometer nul blijven.

Door de onder 2° genoemde fout werden aanvankelijk

ernstige storingen ondervonden. Het bleek, dat bij opvolgende metingen na afdichten en opnieuw open maken van een gaatje belangrijke verschillen in aanwijzing verkregen werden. Voor het openen van een gaatje werd hierbij gebruik gemaakt van een dun draadje, waarmee het dichtingsmateriaal uit het gaatje gehaald werd. Betere resultaten werden verkregen door een recht stuk metaaldraad te gebruiken, waarvan de dikte slechts weinig verschilde van de middellijn van het gaatje. Het propje dichtingsmateriaal werd hiermede dan in zijn geheel naar binnen gedrukt. Met deze laatste methode werden goede resultaten verkregen, opvolgende metingen vertoonden slechts geringe verschillen. Afgezien van den later te bespreken invloed van den scherpren voorrand bedroegen deze verschillen hoogstens 1 tot 2 pCt. van den stuwdruk. Voor controle werden na iedere geheele meting van een der vlakken hieruit eenige punten overgemeten.

Bij het lichtmaken der gaatjes werd er op gelet, dat het oppervlak van het dichtingsmateriaal gelijk was met dat van de dekplaat, daar anders wervelingen konden ontstaan, die den druk in volgende gaatjes konden beïnvloeden.

Op de hier beschreven wijze werd het drukverschil gemeten tusschen het model en de opening in den tunnelwand. Daar het echter de bedoeling is het verschil te bepalen tusschen den druk op het model en den statischen druk van de ongestoorde strooming ter plaatse van het model, werd hiervoor een kleine correctie aangebracht. Deze correctie werd bepaald door na wegnemen van het model de statische druk ten opzichte van de opening in den tunnelwand te meten met een Pitotbuis van het N. P. L. standaard-type.

De gemeten drukken p werden omgerekend in pCt. van den

$$\text{stuwdruk } p_0 = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (p_0 = \text{stuwdruk in K.G./M}^2, \rho =$$

soortelijke massa van de lucht in K.G. sec.²/M⁴, V = snelheid van de ongestoorde strooming in M./sec.).

4. Resultaten van het onderzoek.

De stand van het model ten opzichte van de windrichting werd bepaald door den invalshoek en den gierhoek. De invalshoek α is de hoek, welken het ondervlak van het middendeel van het draagvlak (= bovenvlak van den romp) maakt met de windrichting. De gierhoek β is de hoek tusschen het symmetrievlak van het model en de windrichting.

Gemeten werd de drukverdeling:

- a. op het ondervlak bij invalshoeken van -5° , 0° , $+5^\circ$, $+10^\circ$ en gierhoek 0° ;
- b. op het zijvlak bij invalshoek 0° en gierhoeken van 0° , $\pm 5^\circ$, $\pm 10^\circ$;
- c. op het bovenvlak bij invalshoeken van -5° , 0° , $+5^\circ$, $+10^\circ$ en gierhoek 0° .

DRUKVERDEELING OP HET ONDERVLAK.

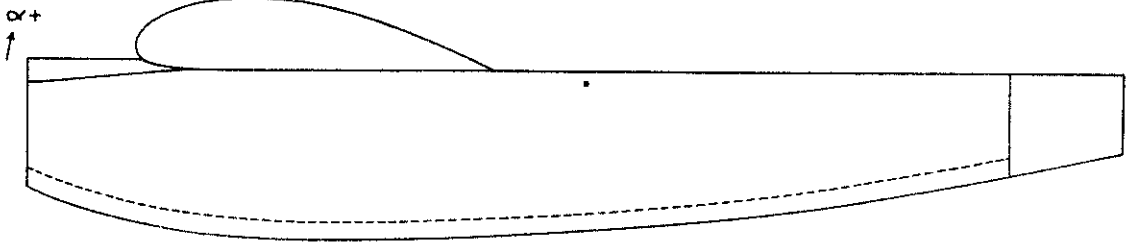
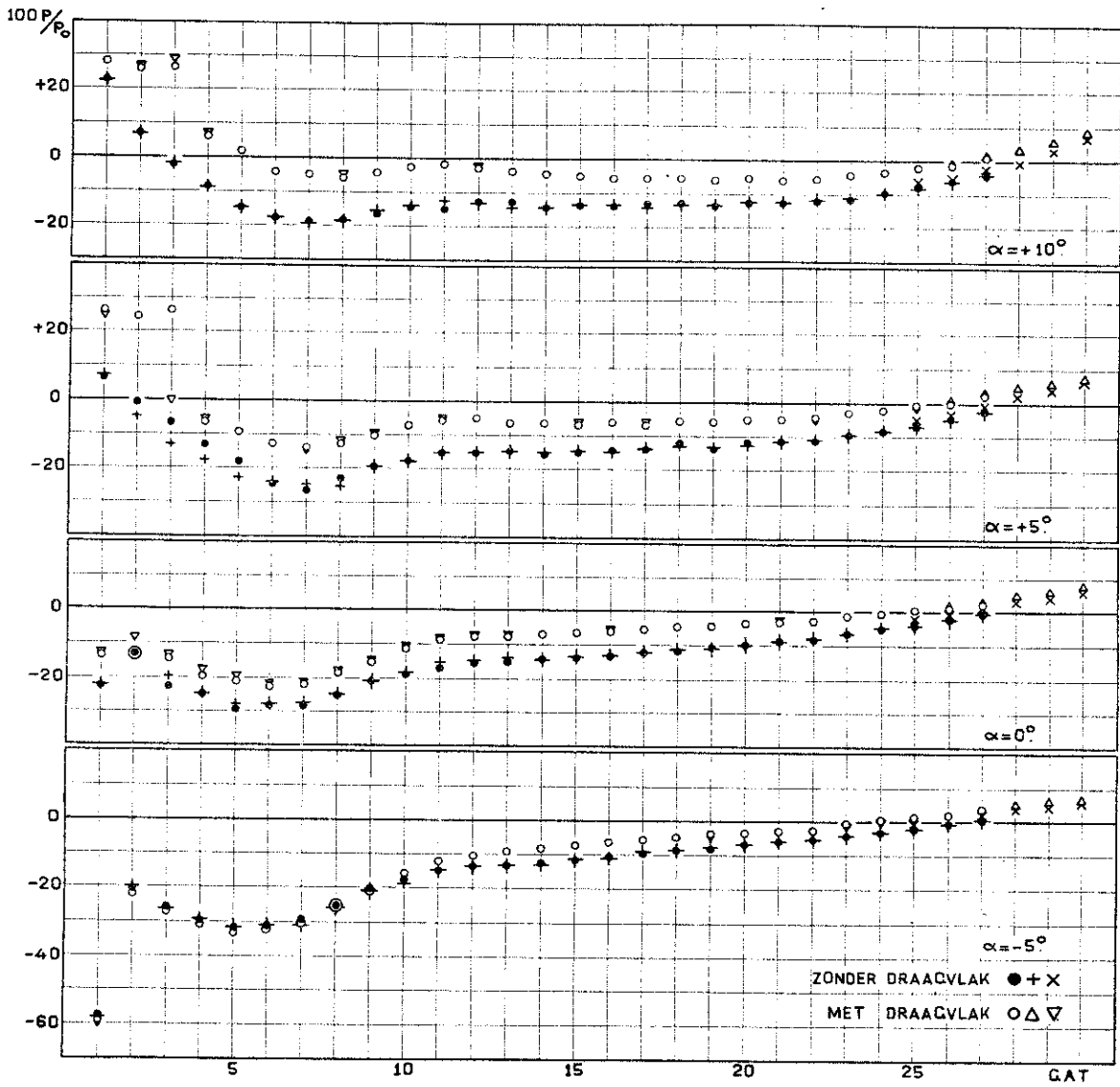


Fig. 6.

Al deze metingen werden zoowel met als zonder draagvlak uitgevoerd. Bovendien werd om den invloed van den scherpen rand aan de voorzijde van het model na te gaan, ook de drukverdeeling gemeten, nadat de romp voorzien was van een afgeronde neus, zooals deze in fig. 1 is aangegeven.

Het onderzoek werd uitgevoerd bij een windsnelheid van 28 M./sec.

De resultaten zijn uitgezet in de fig. 6t/m 9. Van het geven van de getallenwaarden in tabelvorm werd afgezien, omdat de krommen het drukverloop voldoende karakteriseeren en de getallenwaarde in ieder punt afzonderlijk hier van minder belang is. Hierin geeft ieder punt het gemiddelde van eenige (meestal 3) waarnemingen tijdens één meting. Voor verschillende metingen met denzelfden stand van het model zijn de punten door verschillende teekens aangegeven, voor zoover zij niet samenvallen. Bij ieder der figuren is een schets van het model geplaatst, om de ligging der gaatjes op den romp aan te geven, terwijl bijgeplaatste pijlen den zin aangeven, waarin de hoeken α en β gemeten worden.

Drukverdeling op het ondervlak (fig. 6). Behalve in de voorste punten, waar de invloed van den scherpen overgang tusschen voor- en ondervlak bij verschillende invalshoeken geheel verschillende waarden van den druk veroorzaakt hebben, hebben de krommen hetzelfde karakter. Onderdrukken van betekenis (tot 33 pCt. stuwdruk) komen alleen op het voorste deel voor. Deze maximum-zuiging neemt af bij toenemenden invalshoek. Naar achteren toe neemt de onderdruk geleidelijk af om op het achterste gedeelte over te gaan in een kleinen overdruk, welke in het laatste gat 6 tot 9 pCt. stuwdruk bereikt. Het draagvlak geeft voor alle invalshoeken een vermeerdering van den druk. Dit is een invloed van de circulatie om het draagvlak; immers deze verkleint de snelheid onder het draagvlak, en de druk zal dus vergroot worden. Hiermede in overeenstemming neemt het verschil in druk voor het model met en zonder draagvlak toe met toenemenden invalshoek, dus met vergrooting der circulatie.

Drukverdeling op het zijvlak (fig. 7 en 8). Voor den romp zonder draagvlak vertoonen de krommen hetzelfde karakter als die voor het ondervlak. De aanwezigheid van het draagvlak geeft ook hier in het algemeen vergrooting van den druk, doch de invloed is meer plaatselijk. De scherpe voorrand veroorzaakt een onregelmatige strooming, welke blijkt uit het onregelmatig verloop der krommen voor het voorste gedeelte (zie $\alpha = 0$). Wird deze scherpe rand weggenomen door het aanbrengen van een afgeronden neus, dan waren deze onregelmatigheden verdwenen (fig. 8). De afronding van den neus geeft eenige wijziging van de drukverdeling op het voorste deel, verder naar achteren heeft zij geen invloed.

Drukverdeling op het bovenvlak (fig. 9). Voor het model zonder draagvlak is op het voorste deel de onderdruk vrijwel constant om op het achterste deel over te gaan in een overdruk

DRUKVERDELING OP HET ZIJVLAK.

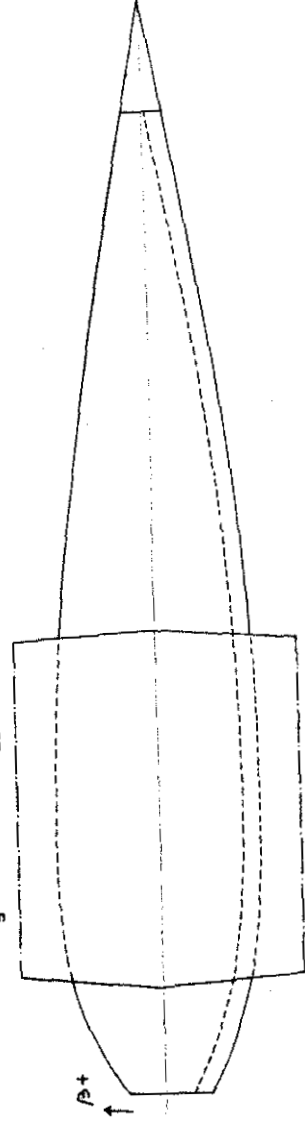
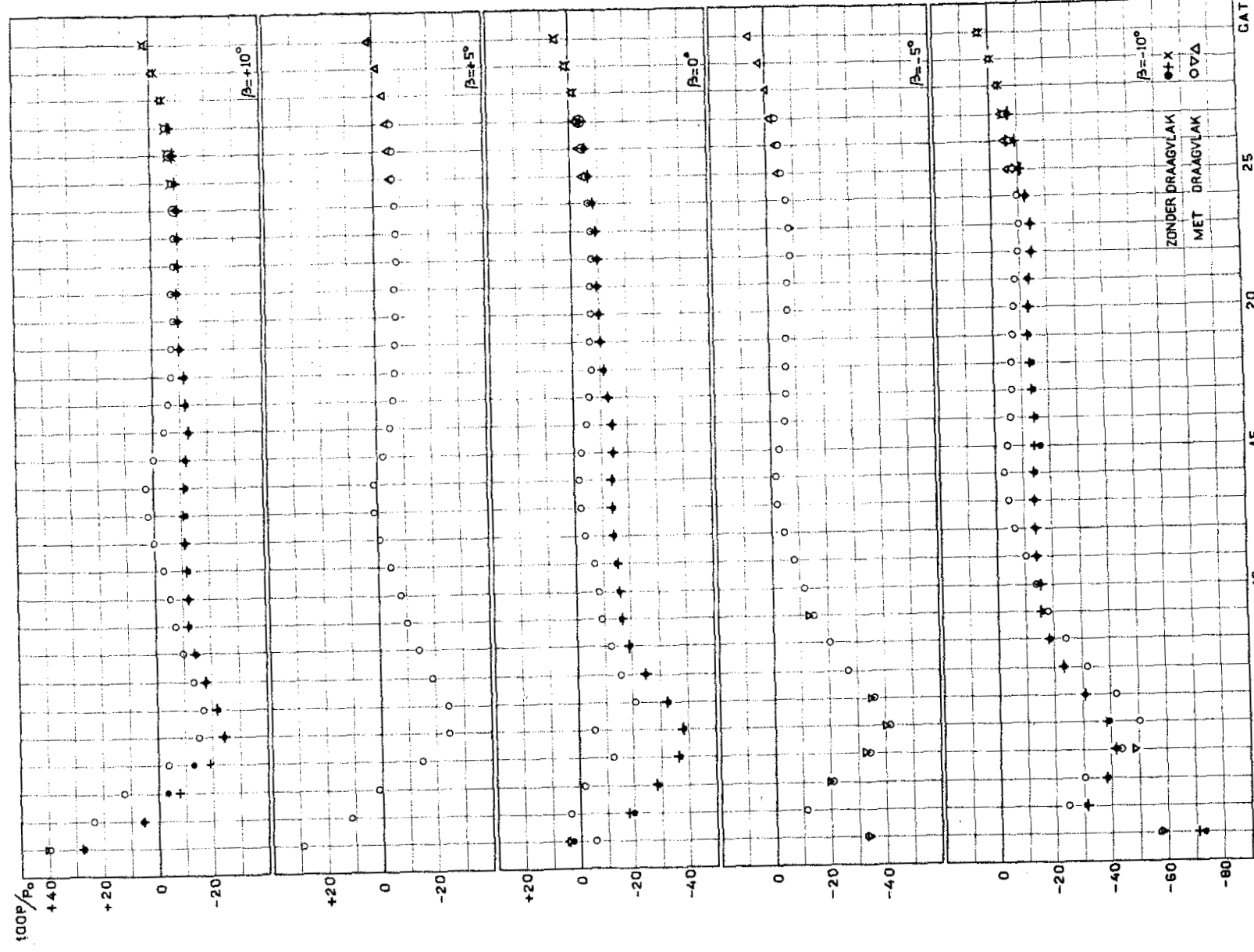


Fig. 7.

Drukverdeling op het zijvlak met en zonder afgeronden neus.

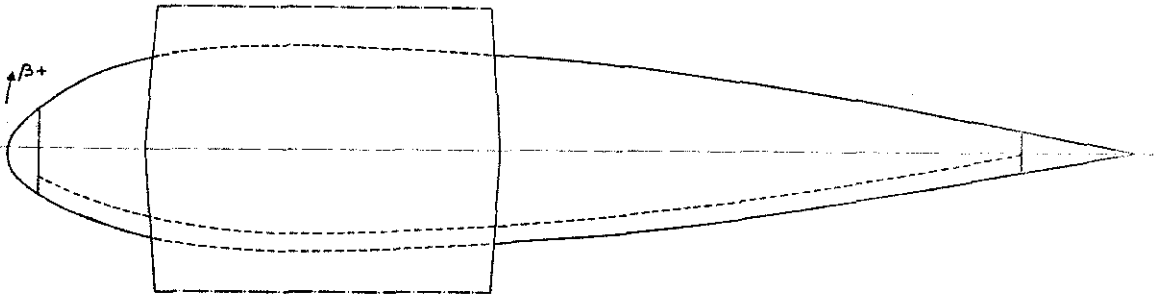
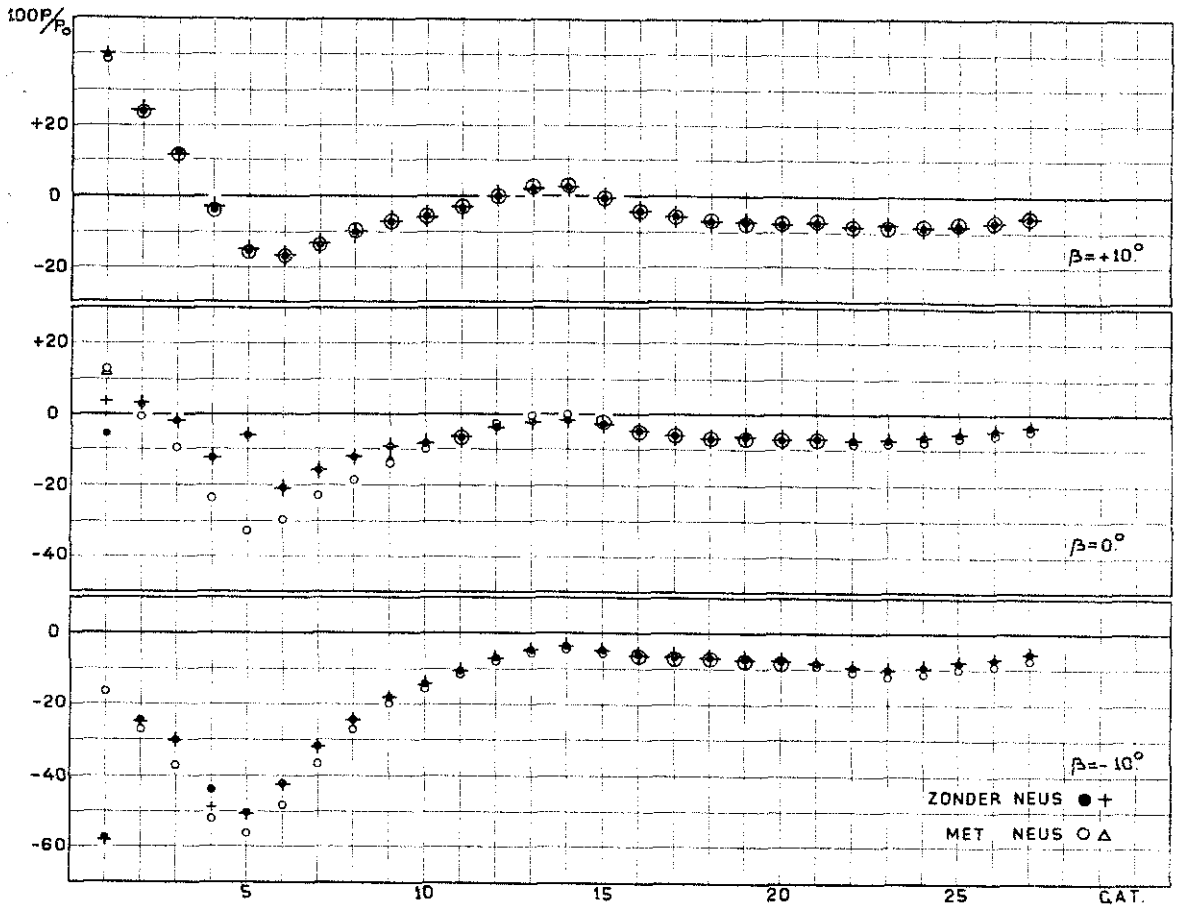


Fig. 8.

van dezelfde grootte als op de andere vlakken. Het draagvlak veroorzaakt een geheel gewijzigde strooming op het onmiddellijk er achter gelegen deel. Bij kleinere invalshoeken bestaat hier overdruk, voor grotere daarentegen een vrij sterke zuiging door den dan in de hoek tusschen draagvlak en romp optredende wervel.

DRUKVERDEELING OP HET BOVENVLAK.

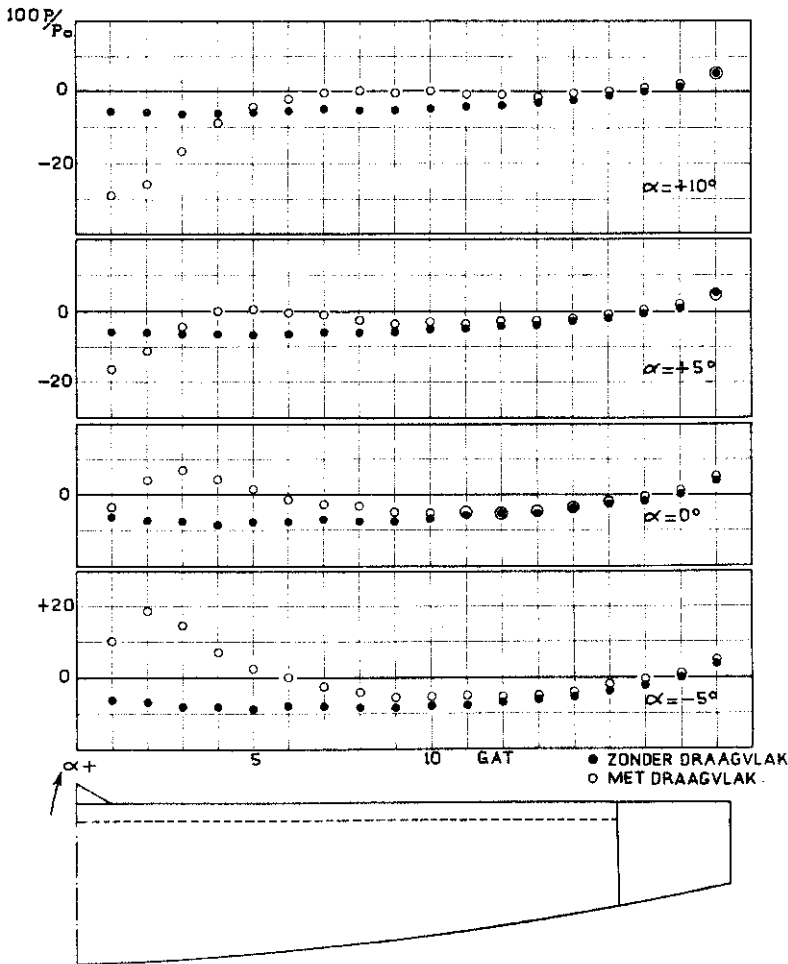


Fig. 9.

Vergelijking met de drukverdeling op andere lichamen.
De drukverdeling op den romp komt in karakter overeen met

die op stroomlijnvormige omwentelingslichamen (4) en op het bovenvlak van draagvlakken bij invalshoeken kleiner dan de kritische (5); alleen de invloed van de scherpe voorrand veroorzaakt afwijkingen. De drukken op stroomlijnvormige lichamen zijn van dezelfde orde van grootte. De onderdrukken op draagvlakken daarentegen zijn veel groter: max. onderdruk hierbij rond 300 pCt. van den stuwdruk, op den romp is deze hoogstens 33 pCt.

(Afgesloten December 1922).

(4) Zie de in noot 3 genoemde literatuur.

(5) Hiervoor kan o. a. verwezen worden naar NORTON and BACON. Pressure distribution over thick aerofoils, model tests. Report No. 150 of the National Advisory Committee for Aeronautics.

TABEL I.

Vliegtuigmodel No. 5.

Druk op het ondervlak van den romp in % van den stuwdruk.

$$\beta = 0^\circ \quad V \approx 28 \text{ M./sec.}$$

Gat.	$\alpha = +10^\circ$						$\alpha = +5^\circ$					
	Met draagvlak.			Zonder draagvlak.			Met draagvlak.			Zonder draagvlak.		
1	+ 27.9	+ 28.1	—	+ 22.6	+ 22.3	—	+ 26.3	+ 24.6	—	+ 6.5	+ 7.2	—
2	+ 25.8	+ 26.5	—	+ 7.0	+ 6.8	—	+ 24.4	+ 24.6	—	— 0.5	— 4.9	—
3	+ 26.3	+ 28.6	—	— 1.9	— 1.6	—	+ 26.5	0	—	— 6.5	— 13.0	—
4	+ 6.3	+ 7.0	—	— 8.4	— 8.8	—	— 6.3	— 5.4	—	— 13.0	— 17.7	—
5	+ 2.1	+ 2.1	—	— 14.7	— 14.9	—	— 9.1	— 8.8	—	— 18.1	— 23.0	—
6	— 4.2	— 3.7	—	— 17.7	— 17.7	—	— 12.6	— 12.8	—	— 24.6	— 24.2	—
7	— 4.7	— 5.1	—	— 18.8	— 19.3	—	— 13.7	— 14.4	—	— 26.5	— 24.9	—
8	— 5.8	— 4.7	—	— 18.1	— 18.6	—	— 12.6	— 11.6	—	— 22.8	— 25.3	—
9	— 4.2	— 4.2	—	— 16.5	— 15.4	—	10.2	— 9.5	—	— 19.3	— 19.5	—
10	— 2.6	— 2.3	—	— 14.4	— 13.9	—	— 7.0	— 7.2	—	— 17.7	— 17.9	—
11	— 1.6	— 1.9	—	— 15.1	— 12.3	—	— 5.6	— 5.1	—	— 15.3	— 15.3	—
12	— 2.8	— 2.3	—	— 12.8	— 13.0	—	— 4.7	— 5.1	—	— 15.3	— 15.1	—
13	— 3.7	— 3.7	—	— 12.8	— 14.4	—	— 6.3	— 6.0	—	— 14.9	— 14.9	—
14	— 4.4	— 4.9	—	— 14.4	— 14.2	—	— 6.3	— 6.0	—	— 15.8	— 15.7	—
15	— 5.1	— 5.4	—	— 13.7	— 13.5	—	— 6.8	— 6.0	—	— 14.9	— 14.6	—
16	— 5.6	— 5.4	—	— 14.0	— 13.5	—	— 6.0	— 6.0	—	— 14.4	— 14.6	—
17	— 5.6	— 5.8	—	— 13.3	— 14.4	—	— 6.8	— 6.0	—	— 14.0	— 13.7	—
18	— 5.4	— 5.8	—	— 13.0	— 13.5	—	— 5.4	— 5.6	—	— 11.9	— 12.8	—
19	— 6.0	— 6.0	—	— 13.7	— 13.5	—	— 5.6	— 5.6	—	— 13.7	— 13.0	—
20	— 5.4	— 5.4	—	— 12.8	— 12.6	—	— 4.9	— 4.9	—	— 11.6	— 12.5	—
21	— 6.0	— 6.0	—	— 12.6	— 12.6	—	— 4.7	— 4.9	—	— 11.4	— 11.4	—
22	— 5.6	— 5.8	—	— 11.9	— 12.1	—	— 4.2	— 4.9	—	— 11.2	— 10.7	—
23	— 4.2	— 4.2	—	— 11.4	— 11.2	—	— 2.8	— 3.0	—	— 9.5	— 9.3	—
24	— 3.5	— 3.7	—	— 9.5	— 9.8	—	— 1.9	— 2.3	—	— 8.2	— 7.9	—
25	— 2.1	— 2.3	— 2.0	— 7.9	— 8.4	— 6.8	— 0.5	— 1.0	— 0.7	— 6.8	— 6.8	— 5.0
26	— 1.2	— 1.2	— 0.7	— 6.0	— 6.3	— 5.2	0	0	+ 1.1	— 4.4	— 4.7	— 3.0
27	+ 1.0	+ 1.0	+ 1.6	— 4.2	— 4.0	— 2.4	+ 2.3	+ 2.1	+ 3.1	— 2.3	— 2.3	— 0.9
28	—	—	+ 3.6	—	—	+ 0.3	—	—	+ 5.2	—	—	+ 2.0
29	—	—	+ 6.1	—	—	+ 2.9	—	—	+ 6.4	—	—	+ 3.9
30	—	—	+ 8.9	—	—	+ 6.9	—	—	+ 8.0	—	—	+ 6.9

$\alpha = 0^\circ$						$\alpha = -5^\circ$					
Met draagvlak.			Zonder draagvlak.			Met draagvlak.			Zonder draagvlak.		
-13.7	-13.0	--	-22.6	-22.3	--	-59.3	-60.3	--	-57.5	-58.2	--
-13.3	-- 8.6	--	-13.3	-13.7	--	-22.1	-21.9	--	-20.7	-20.2	--
-14.7	-13.5	--	-22.8	-19.5	--	-27.0	-27.0	--	-26.0	-26.5	--
-19.8	-17.7	--	-24.9	-24.7	--	-30.9	-31.2	--	-29.8	-29.5	--
-21.2	-19.8	--	-29.5	-27.9	--	-33.3	-31.9	--	-31.8	-31.8	--
-22.8	-21.8	--	-28.4	-27.9	--	-32.1	-32.1	--	-31.2	-31.4	--
-22.1	-21.4	--	-28.4	-27.4	--	-30.5	-30.2	--	-29.3	-31.4	--
-18.6	-18.1	--	-25.1	-24.9	--	-25.6	-25.1	--	-25.3	-25.3	--
-15.4	-14.9	--	-20.7	-20.9	--	-20.9	-20.9	--	-20.7	-20.9	--
-11.4	-10.7	--	-18.8	-18.4	--	-15.6	-16.0	--	-17.7	-18.7	--
- 8.8	- 8.4	--	-17.0	-15.4	--	-12.3	-12.1	--	-14.9	-15.1	--
- 7.7	- 7.4	--	-15.4	-14.9	--	-10.5	-10.7	--	-13.9	-13.9	--
- 7.7	- 7.0	--	-15.1	-13.9	--	- 9.3	- 9.3	--	-13.5	-13.5	--
- 7.0	- 6.8	--	-14.4	-15.4	--	- 8.4	- 8.4	--	-12.8	-13.2	--
- 6.5	- 6.5	--	-13.9	-13.5	--	- 7.4	- 7.4	--	-11.9	-11.6	--
- 6.0	- 5.6	--	-13.3	-13.0	--	- 6.5	- 6.3	--	-10.9	-11.2	--
- 5.4	- 5.1	--	-12.1	-11.9	--	- 5.6	- 5.6	--	- 9.8	- 9.3	--
- 4.7	- 4.4	--	-11.6	-11.1	--	- 4.7	- 4.7	--	- 8.8	- 8.6	--
- 4.4	- 4.2	--	-10.7	-10.9	--	- 3.7	- 4.2	--	- 8.4	- 7.9	--
- 3.5	- 3.3	--	- 9.8	- 9.8	--	- 3.5	- 3.5	--	- 7.0	- 7.2	--
- 3.3	- 2.8	--	- 8.8	- 8.6	--	- 3.0	- 2.8	--	- 6.0	- 5.8	--
- 2.8	- 2.6	--	- 8.4	- 7.7	--	- 2.8	- 2.6	--	- 5.4	- 5.4	--
- 1.4	- 1.4	--	- 6.5	- 6.5	--	- 0.5	- 1.0	--	- 4.2	- 4.2	--
- 0.5	- 0.5	--	- 5.1	- 4.7	--	+ 0.5	0	--	- 3.3	- 3.0	--
+ 0.5	+ 0.5	+ 0.6	- 4.0	- 4.0	- 2.2	+ 1.2	+ 1.2	+ 1.4	- 2.1	- 2.1	- 0.6
+ 1.0	+ 1.4	+ 2.0	- 2.3	- 2.1	- 0.7	+ 1.9	+ 2.3	+ 2.3	- 0.5	- 0.5	+ 0.6
+ 2.3	+ 2.6	+ 3.3	- 0.5	- 0.5	+ 1.1	+ 3.7	+ 3.5	+ 3.7	+ 0.5	+ 0.5	+ 2.0
--	--	+ 5.2	--	--	+ 2.8	--	--	+ 5.4	--	--	+ 3.5
--	--	+ 6.3	--	--	+ 4.2	--	--	+ 6.4	--	--	+ 4.2
--	--	+ 7.9	--	--	+ 5.9	--	--	+ 6.9	--	--	+ 5.8

TABEL II.

Vliegtuigmodel No. 5 zonder afgeronden neus.

Druk op het zijvlak van den romp in $\%$ van den stuwdruk.

$$\alpha = 0^\circ \quad V \approx 28 \text{ M./sec.}$$

Gat.	$\beta = +10^\circ$						$\beta = +5^\circ$			$\beta =$			
	Met draagvlak			Zonder draagvlak.			Met draagvlak.			Met draagvlak.			
1	+ 39.5	+ 40.0	—	+ 27.0	+ 27.9	—	+ 29.1	+ 29.1	—	— 5.6	+ 3.7	+ 13.2	—
2	+ 23.7	+ 23.5	—	+ 5.6	+ 5.4	—	+ 11.2	+ 10.7	—	+ 3.3	+ 3.0	—	—
3	+ 12.3	+ 12.3	—	— 3.7	— 7.7	—	+ 1.0	+ 0.5	—	— 1.9	— 1.9	— 9.8	—
4	— 3.7	— 3.0	—	— 13.0	— 18.8	—	— 14.7	— 14.4	—	— 12.5	— 12.5	—	—
5	— 15.1	— 14.9	—	— 24.4	— 24.4	—	— 24.9	— 24.9	—	— 6.0	— 5.8	—	—
6	— 16.7	— 16.7	—	— 22.1	— 21.8	—	— 24.6	— 24.6	—	— 20.9	— 20.9	— 30.2	—
7	— 13.5	— 13.3	—	— 17.9	— 17.7	—	— 19.3	— 19.5	—	— 16.0	— 15.8	—	—
8	— 10.0	— 9.8	—	— 14.4	— 14.0	—	— 14.2	— 14.4	—	— 12.3	— 12.1	—	—
9	— 7.2	— 7.2	—	— 12.3	— 11.9	—	— 10.2	— 10.2	—	— 9.3	— 9.3	— 12.1	—
10	— 5.6	— 5.8	—	— 12.3	— 12.3	—	— 8.4	— 8.4	—	— 8.4	— 8.4	—	—
11	— 3.3	— 3.3	—	— 12.1	— 11.6	—	— 4.7	— 5.1	—	— 6.8	— 6.5	—	—
12	0	0	—	— 11.2	— 11.2	—	— 1.0	— 1.4	—	— 3.7	— 4.0	— 2.8	—
13	+ 2.1	+ 2.3	—	— 11.6	— 10.9	—	+ 1.2	+ 1.0	—	— 2.3	— 2.1	—	—
14	+ 2.6	+ 2.6	—	— 11.9	— 11.2	—	+ 1.0	+ 1.0	—	— 1.9	— 1.6	—	—
15	— 0.5	— 0.5	—	— 12.1	— 12.1	—	— 2.3	— 2.3	—	— 2.8	— 2.8	— 2.8	—
16	— 4.2	— 4.0	—	— 13.2	— 13.0	—	— 5.1	— 5.1	—	— 4.9	— 5.1	—	—
17	— 6.0	— 6.0	—	— 12.6	— 12.3	—	— 6.5	— 6.5	—	— 6.0	— 6.0	—	—
18	— 7.0	— 7.0	—	— 11.9	— 11.6	—	— 7.0	— 6.8	—	— 7.0	— 6.8	— 6.8	—
19	— 7.2	— 7.4	—	— 10.5	— 10.2	—	— 7.4	— 7.2	—	— 6.5	— 6.8	—	—
20	— 7.7	— 7.9	—	— 9.8	— 9.8	—	— 7.7	— 7.4	—	— 7.0	— 7.2	—	—
21	— 7.2	— 7.4	—	— 9.8	— 9.3	—	— 7.4	— 7.4	—	— 7.0	— 7.0	— 7.0	—
22	— 8.4	— 8.6	—	— 9.8	— 10.0	—	— 8.2	— 8.4	—	— 7.4	— 7.4	—	—
23	— 8.4	— 7.9	—	— 9.8	— 10.0	—	— 8.2	— 8.4	—	— 7.4	— 7.4	—	—
24	— 8.8	— 8.6	—	— 9.5	— 10.0	—	— 7.9	— 8.2	—	— 6.5	— 6.8	— 7.9	—
25	— 7.7	— 7.7	— 6.7	— 9.1	— 8.8	— 8.4	— 7.0	— 7.4	— 6.0	— 5.6	— 5.6	—	— 4.2
26	— 7.2	— 7.2	— 6.5	— 7.9	— 8.2	— 7.5	— 7.2	— 7.4	— 5.4	— 4.7	— 4.9	—	— 3.1
27	— 5.6	— 6.0	— 5.1	— 7.0	— 6.8	— 6.5	— 6.5	— 7.0	— 4.7	— 3.7	— 3.7	— 4.2	— 2.0
28	—	—	— 4.0	—	—	— 4.9	—	—	— 3.6	—	—	—	— 1.2
29	—	—	— 0.9	—	—	— 2.1	—	—	— 1.2	—	—	—	+ 1.5
30	—	—	+ 2.3	—	—	+ 1.3	—	—	+ 1.9	—	—	—	+ 4.8

0°			$\beta = -5^\circ$			$\beta = -10^\circ$					
Zonder draagvlak.			Met draagvlak.			Met draagvlak.			Zonder draagvlak.		
+ 2.6	+ 4.2	—	— 33.0	— 33.7	—	— 57.4	— 58.2	—	— 73.3	— 71.0	—
— 20.0	— 18.1	—	— 11.2	— 11.2	—	— 24.6	— 25.1	—	— 30.9	— 31.4	—
— 28.8	— 28.6	—	— 20.9	— 20.0	—	— 30.2	— 30.2	—	— 38.6	— 38.3	—
— 37.0	— 36.5	—	— 34.4	— 33.0	—	— 43.9	— 43.8	—	— 41.8	— 41.8	—
— 38.6	— 38.3	—	— 41.8	— 40.4	—	— 50.3	— 50.7	—	— 39.4	— 38.3	—
— 33.0	— 32.6	—	— 36.1	— 35.1	—	— 42.1	— 42.6	—	— 30.9	— 31.1	—
— 25.1	— 24.9	—	— 27.2	— 26.7	—	— 31.9	— 31.9	—	— 23.7	— 23.5	—
— 19.5	— 19.3	—	— 20.5	— 20.2	—	— 24.4	— 24.4	—	— 18.6	— 18.4	—
— 16.5	— 16.7	—	— 15.1	— 13.3	—	— 18.1	— 18.1	—	— 16.3	— 15.6	—
— 15.8	— 16.0	—	— 11.6	— 11.6	—	— 14.2	— 14.4	—	— 15.4	— 15.1	—
— 14.9	— 15.4	—	— 8.2	— 7.9	—	— 10.5	— 10.7	—	— 14.4	— 14.4	—
— 14.4	— 14.2	—	— 4.9	— 4.7	—	— 6.8	— 7.0	—	— 14.0	— 14.0	—
— 14.0	— 13.7	—	— 2.3	— 2.3	—	— 4.7	— 4.7	—	— 14.0	— 14.0	—
— 14.2	— 13.7	—	— 2.1	— 1.9	—	— 3.5	— 3.7	—	— 14.4	— 14.0	—
— 14.4	— 14.2	—	— 3.3	— 3.5	—	— 4.7	— 4.7	—	— 16.5	— 14.4	—
— 14.4	— 14.2	—	— 5.4	— 5.4	—	— 6.0	— 6.3	—	— 15.1	— 14.6	—
— 12.8	— 12.8	—	— 6.0	— 5.8	—	— 6.5	— 6.5	—	— 14.4	— 13.7	—
— 11.6	— 11.4	—	— 6.3	— 6.3	—	— 6.8	— 7.0	—	— 14.2	— 13.2	—
— 10.5	— 10.2	—	— 6.5	— 6.5	—	— 7.2	— 7.0	—	— 13.2	— 12.8	—
— 10.0	— 10.0	—	— 7.0	— 7.0	—	— 7.7	— 7.7	—	— 13.0	— 13.0	—
— 9.8	— 9.3	—	— 7.2	— 7.4	—	— 8.4	— 8.2	—	— 13.2	— 13.5	—
— 9.8	— 9.5	—	— 8.4	— 8.2	—	— 9.5	— 9.8	—	— 14.4	— 14.4	—
— 9.3	— 9.3	—	— 8.4	— 9.3	—	— 10.2	— 10.2	—	— 14.4	— 14.2	—
— 8.4	— 8.2	—	— 7.0	— 7.4	—	— 9.5	— 9.8	—	— 12.8	— 12.6	—
— 6.8	— 6.5	— 6.4	— 5.6	— 5.8	— 4.3	— 8.2	— 7.9	— 5.9	— 10.5	— 10.7	— 9.3
— 5.6	— 5.4	— 5.3	— 4.9	— 4.9	— 3.7	— 7.2	— 7.0	— 4.5	— 8.8	— 9.3	— 7.5
— 3.7	— 4.0	— 3.7	— 3.7	— 3.7	— 1.9	— 5.6	— 5.6	— 3.9	— 6.8	— 7.0	— 5.3
—	—	— 2.1	—	—	— 0.5	—	—	— 2.9	—	—	— 3.5
—	—	+ 0.6	—	—	+ 1.9	—	—	— 0.1	—	—	— 0.6
—	—	+ 4.1	—	—	+ 5.3	—	—	+ 3.9	—	—	+ 3.2

TABEL III.

Vliegtuigmodel No. 5 met draagvlak en afgeronde neus.

Druk op het zijvlak van den romp in % van den stuwdruk

 $\alpha = 0^\circ$ $V \approx 28 \text{ M./sec}$

Gat.	$\beta = +10^\circ$		$\beta = 0^\circ$		$\beta = -10^\circ$	
1	+38.6	+38.4	+12.8	+11.9	-16.5	-16.3
2	+23.5	+23.2	-0.5	-0.5	-27.2	-27.0
3	+11.6	+12.1	-9.8	-9.8	-37.2	-37.0
4	-3.7	-4.0	-23.7	-23.9	-52.2	-52.2
5	-15.6	-15.3	-32.8	-32.3	-56.3	-56.1
6	-16.7	-16.5	-29.8	-29.5	-48.3	-48.3
7	-13.5	-13.2	-23.0	-23.2	-36.7	-36.7
8	-9.8	-9.8	-18.6	-18.6	-27.2	-26.7
9	-7.0	-7.2	-14.0	-13.0	-20.0	-20.0
10	-5.6	-5.8	-10.0	-10.2	-15.6	-15.3
11	-3.0	-3.3	-6.8	-6.8	-11.4	-10.9
12	0	0	-2.6	-2.8	-7.7	-7.4
13	+2.8	+2.3	-0.5	-1.0	-5.4	-5.4
14	+2.8	+2.3	0	-0.5	-4.4	-4.7
15	-0.5	-0.5	-2.3	-2.6	-5.4	-5.1
16	-4.2	-4.7	-5.1	-5.4	-6.5	-6.5
17	-5.8	-6.0	-6.0	-6.5	-7.0	-7.0
18	-6.8	-7.2	-6.8	-7.0	-7.0	-7.2
19	-7.7	-7.4	-7.0	-7.2	-7.7	-7.7
20	-7.4	-7.9	-7.2	-7.0	-8.4	-8.2
21	-7.0	-7.4	-7.4	-7.7	-9.3	-8.8
22	-8.4	-8.6	-8.4	-8.4	-10.9	-10.9
23	-8.8	-8.8	-8.4	-8.6	-12.1	-11.4
24	-8.4	-9.1	-7.9	-8.2	-11.4	-11.2
25	-7.4	-7.7	-6.8	-6.8	-10.0	-10.0
26	-7.0	-7.0	-6.0	-6.0	-9.1	-8.8
27	-5.6	-5.8	-4.9	-4.7	-7.4	-7.4

TABEL IV.

Vliegtuigmodel No. 5.

Druk op het bovenvlak van den romp in $\%$ van den stuwdruk.

$$\beta = 0^\circ \quad V \approx 28 \text{ M./sec.}$$

Gat.	$\alpha = +10^\circ$		$\alpha = +5^\circ$		$\alpha = 0^\circ$		$\alpha = -5^\circ$	
	met draagvlak.	zonder draagvlak.	met draagvlak.	zonder draagvlak.	met draagvlak.	zonder draagvlak.	met draagvlak.	zonder draagvlak.
1	-29.1	-5.8	-16.5	-5.8	-3.5	-6.5	+10.0	-6.3
2	-26.0	-6.0	-11.2	-6.0	+4.0	-7.4	+18.6	-7.0
3	-16.7	-6.5	-4.4	-6.5	+6.8	-7.7	+14.6	-8.2
4	-9.1	-6.3	0	-6.5	+4.2	-8.8	+7.0	-8.2
5	-4.4	-6.0	+0.5	-6.8	+1.4	-7.9	+2.3	-8.8
6	-2.3	-5.6	-0.5	-6.5	-1.6	-7.9	0	-7.9
7	-0.5	-5.1	-1.0	-6.0	-3.0	-7.2	-2.6	-7.9
8	0	-5.6	-2.6	-6.0	-3.5	-7.7	-4.2	-8.4
9	-0.5	-5.4	-3.5	-5.8	-5.1	-7.7	-5.6	-8.4
10	0	-5.1	-3.0	-5.1	-5.4	-7.0	-5.4	-7.9
11	-0.5	-4.4	-3.5	-4.9	-5.1	-6.0	-5.6	-7.7
12	-1.0	-4.2	-2.8	-4.2	-5.4	-5.4	-5.4	-7.0
13	-1.6	-3.3	-2.6	-4.0	-4.7	-5.4	-5.1	-6.3
14	-0.5	-2.6	-2.3	-2.8	-3.7	-4.0	-4.2	-5.6
15	0	-1.2	-1.0	-1.9	-2.1	-2.8	-1.9	-4.0
16	+1.0	0	+0.5	-0.5	-0.5	-1.9	-0.5	-2.3
17	+2.1	+1.2	+2.1	+1.0	+1.4	0	+1.0	0
18	+5.1	+5.1	+4.7	+5.4	+5.1	+4.0	+4.9	+3.7

**Nomogram ter bepaling van de correctie
voor invalshoek en weerstand in verband
met de eindige doorsnede van den wind-
stroom bij het onderzoek van draagvlak-
modellen.**

Rapport A 58



Overgedrukt uit *De Ingenieur* van 20 September 1924, No. 38.

RAPPORT A 58.

Nomogram ter bepaling van de correctie voor invalshoek en weerstand in verband met de eindige doorsnede van den windstroom bij het onderzoek van draagvlakmodellen.

Uittreksel.

Volgens de Prandtl'sche draagvlaktheorie moeten, bij het onderzoek van draagvlak- en vliegtuigmodellen in een windtunnel, correcties op den invalshoek en den weerstand worden aangebracht in verband met den invloed van de eindige doorsnede van den windstroom.

Het rapport behandelt het in fig. 3 gegeven nomogram voor het bepalen van deze correcties.

RAPPORT A 58.

Nomogramme pour la correction de l'incidence et de la traînée des modèles d'aile essayés dans un courant d'air de dimensions finies.

Résumé.

D'après la théorie des surfaces portantes, il est nécessaire d'appliquer des corrections en rapport avec les dimensions finies du courant d'air aux valeurs de l'incidence et de la traînée des modèles d'avion ou d'aile essayés au tunnel.

Le rapport traite de l'abaque (fig. 3) pour la détermination de ces corrections.

REPORT A 58.

Nomogram for the correction of incidence and drag of model aerofoils tested in an air stream of finite dimensions.

Summary.

According to the vortex theory it is necessary to apply corrections to measured values of incidence and drag of aerofoil- and aeroplane-models tested in a windchannel in relation with the finite dimensions of the air stream.

The report deals with the nomogram (fig. 3) for the determination of these corrections.

BERICHT A 58.

Rechentafel zur Bestimmung der Anstellwinkel- und Widerstandsberichtigungen im Zusammenhang mit dem endlichen Durchmesser des bei Flügelmodellversuchen benutzten Windstromes.

Der Prandtl'schen Tragflügeltheorie gemäss müssen bei der Untersuchung von Tragflügel- und Flugzeugmodellen im Windkanal Anstellwinkel und Widerstand wegen des endlichen Durchmessers des Windstromes eine Berichtigung erfahren.

Im Bericht wird eine Rechentafel (s. Abb. 3) zur Bestimmung dieser Berichtigungen behandelt.

den invalshoek en van de drift (ontbondene van de windkracht evenwijdig aan de relatieve windrichting) noodig. De grootte van deze correcties werd door PRANDTL bepaald door toepassing van zijn draagvlaktheorie (1). Voor een windstroom van cirkelvormige doorsnede is de correctie voor de driftkracht:

$$R'_{\alpha} = \frac{C_y^2 \frac{\gamma}{q} O^2 V^2}{4 O_0} \left[1 + \frac{3}{16} \left(\frac{b}{D} \right)^4 + \frac{5}{64} \left(\frac{b}{D} \right)^8 + \dots \right]$$

SCHEMA VAN HET NOMOGRAM VOOR INVALSHOEKCORRECTIE $\Delta \alpha$.

$$a_1' = \frac{3}{2} a_4; a_2' = \frac{1}{2} a_4; a_3 = a_4$$

$$l_2' = \frac{1}{2} l_1$$

Overige l -waarden en x, y en z als fig. 1.

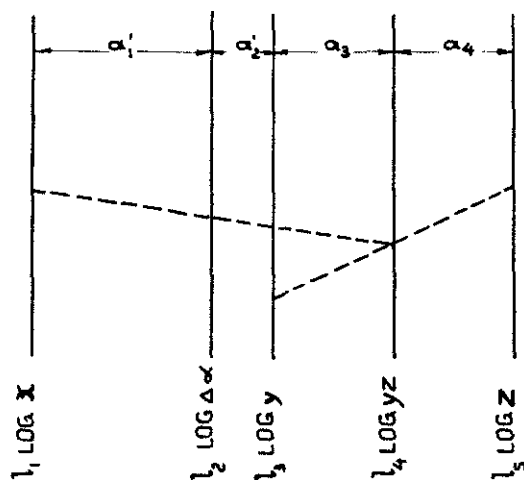


Fig. 2.

Voor deze correctie kan, evenals voor de overige krachten, een dimensielooze coëfficiënt bepaald worden:

$$C'_{\alpha} = \frac{C_y^2 O}{4 O_0} \left[1 + \frac{3}{16} \left(\frac{b}{D} \right)^4 + \frac{5}{64} \left(\frac{b}{D} \right)^8 + \dots \right] \quad (1)$$

De correctie van den invalshoek bedraagt in het hier beschouwde geval

$$\Delta \alpha = 57.3 \frac{C_y O}{4 O_0} \left[1 + \frac{3}{16} \left(\frac{b}{D} \right)^4 + \frac{5}{64} \left(\frac{b}{D} \right)^8 + \dots \right] \quad (2)$$

(1) PRANDTL, L. Tragflügeltheorie. II. Mitteilung. *Nachr. v. d. Kön. Ges. d. Wissensch. zu Göttingen. Math. phys. Kl.* 1919. Heft 1, S. 107.

PRANDTL, L. Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen. I. Lieferung, S. 43; II. Lieferung, S. 17.

De in de formules en in het nomogram voorkomende symbolen hebben de volgende beteekenis:

- C_y = absolute liftcoëfficiënt.
 C_x^1 = correctie van den absoluten driftcoëfficiënt.
 $C_{x\text{ gem}}$ = absolute driftcoëfficiënt (gemeten).
 C_x = absolute driftcoëfficiënt (gecorrigeerd).
 γ = s. g. van de lucht in kg/m³.
 g = versnelling van de zwaartekracht in m/sec².
 O = oppervlak van het draagvlak in m².
 O_0 = oppervlak van de tunneldoorsnede in m².
 V = windsnelheid in m/sec.
 b = draagvlakbreedte in m.
 D = tunneldoorsnede in m.
 α_{gem} = gemeten invalshoek in graden.
 $\Delta \alpha$ = correctie van den invalshoek in graden.
 α = werkelijke invalshoek in graden.

De verdere in de formules weggelaten termen van de voor C_x^1 en $\Delta \alpha$ gegeven reeks mogen als gevolg van de sterke convergentie verwaarloosd worden.

De correcties worden aangebracht volgens de formules:

$$C_x = C_{x\text{ gem}} \pm C_x^1$$

$$\alpha = \alpha_{\text{gem}} \pm \Delta \alpha$$

De hierin voorkomende teekens worden bepaald door het type van windtunnel, waarin gemeten wordt; voor een gesloten kanaal zijn zij positief, voor een vrijstraal negatief.

Het nomogram heeft ten doel de onmiddellijke aflezing der correcties C_x^1 en $\Delta \alpha$ mogelijk te maken.

2. Beschrijving van het nomogram.

Het nomogram voor een product van den vorm $z = x^m y^n$ bestaat uit drie evenwijdige rechten, voorzien van logarithmische schalen. Worden twee punten der x - en y -schalen door een rechte verbonden, dan bepaalt het snijpunt van deze met de derde evenwijdige de bijbehorende waarde van z . De grootte der constante exponenten m en n is bepaald door de verhouding der onderlinge afstanden van de evenwijdige rechten en van de op de verschillende schalen aangenomen lengten voor de logarithmische eenheid (2).

Voor producten van meer dan twee variabele factoren kan deze methode ook gebruikt worden. Hierbij wordt dan eerst

(2) Voor de theorie van dit type van nomogram, bekend onder den naam van «nomogramme à points alignés», kan verwezen worden naar de hierover bestaande literatuur, o. m.:

SOREAU, R. Nomographie. Tome I, p. 174.

D'OCAGNE. Principes usuels de nomographie p. 14.

RUNGE, C. Graphische Methoden. S. 73.

Dictionary of Applied Physics. Vol. III, p. 635.

Handwörterbuch der Naturwissenschaften. V. Band, S. 113.

NOMOGRAM VOOR DE DRIFTCORRECTIE C_x^1 EN DE INVALSHOEKCORRECTIE $\Delta \alpha$.

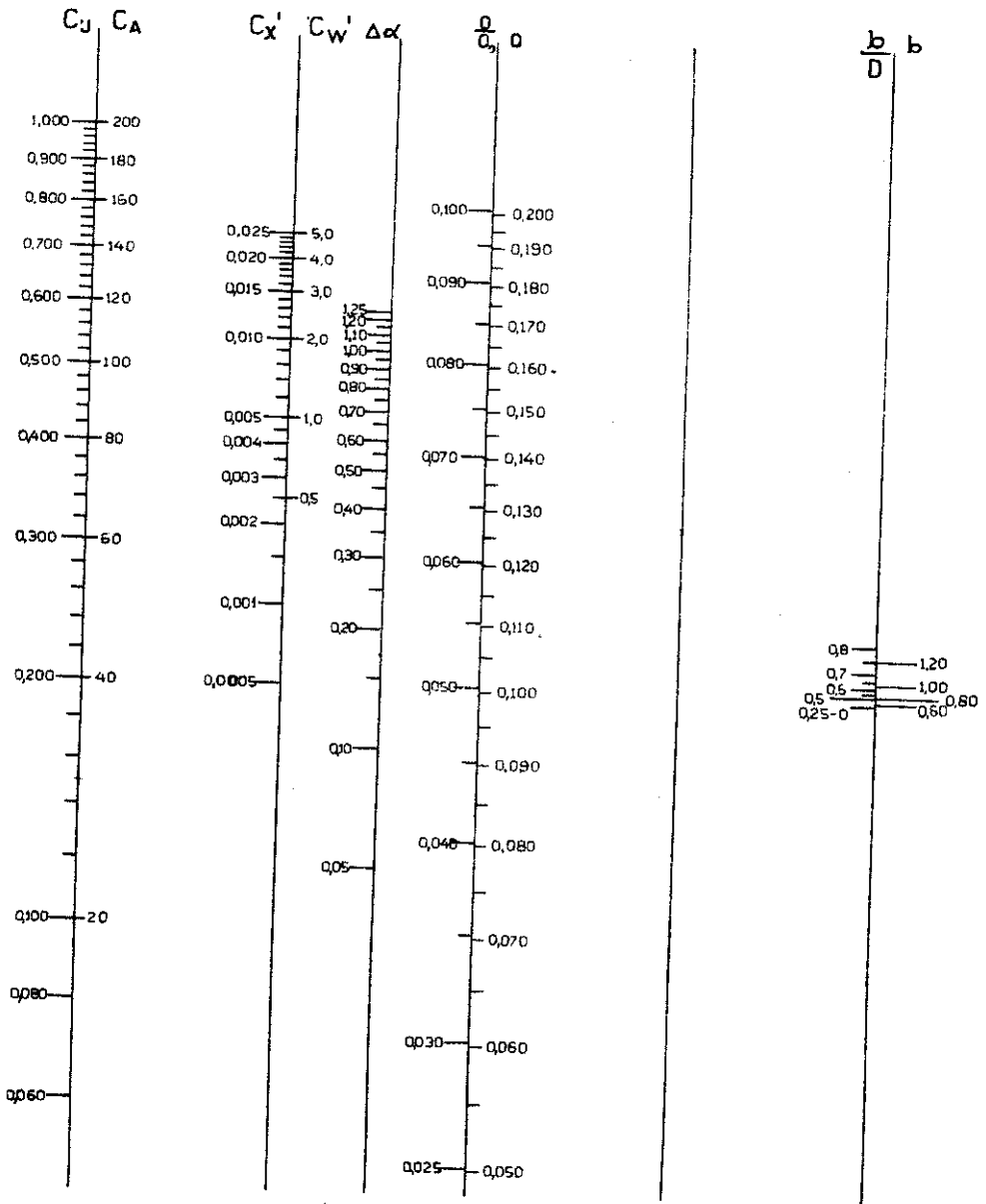


Fig. 3.

het product van twee termen bepaald, dit daarna vermenigvuldigd met het volgende, enz.

De in de formules (1) en (2) gegeven correcties kunnen beschouwd worden als producten van den vorm

$$C^1_x = x^2 y z \text{ en } \Delta \alpha = x y z, \text{ waarin } x = C_y, y = \frac{O}{4 O_0} \text{ en}$$

$$z = 1 + \frac{3}{16} \left(\frac{b}{D} \right)^2 + \frac{5}{64} \left(\frac{b}{D} \right)^4.$$

In de figuren 1 en 2 is nu schematisch aangegeven, hoe de nomogrammen voor deze producten samengesteld zijn. De stippellijn geeft in beide gevallen den gang van de „berekening” aan. Samenvoeging van de beide figuren geeft het complete nomogram, zooals dit in fig. 3 gegeven is. Hierin zijn de schalen van y en z niet gedeeld naar de waarden

van deze grootheden, doch naar $\frac{O}{O_0}$ en $\frac{b}{D}$. Is het nomogram

bedoeld voor het gebruik voor één speciale tunnel, dus bij vaste waarden van O_0 en D , dan krijgen deze schalen direct een verdeeling in O en b . In fig. 3 zijn, bij wijze van voorbeeld, deze schalen aangebracht voor de windtunnel van de R. S. L. ($O_0 = 2.01 \text{ m}^2$, $D = 1.60 \text{ m}$). De beide schalen voor de coëfficiënten zijn voorzien van verdeelingen overeenkomstig de meest gebruikelijke stelsels: C_y en C^1_x zijn de coëfficiënten zooals deze o.m. tot nu toe door den R. S. L. en het N. P. L. gebruikt werden, C_A en C^1_w zijn de waarden, die 200 maal zoo groot zijn (Göttingen).

**Meting van den door metaalgaas
veroorzaakten drukval in een
windstroom.**

Rapport A 77.



Overgedrukt uit *De Ingenieur* van 9 Augustus 1924, No. 32.

RAPPORT A 77.

Meting van den door metaalgaas veroorzaakten drukval in een windstroom.

Uittreksel.

1. Aanleiding tot het onderzoek.

Het was gewenscht den door metaalgaas veroorzaakten val in energiedruk in een windstroom te kennen en te vergelijken met dezelfde grootheid voor een werkelijken vliegtuigkoeler, omdat aan vliegtuigmodellen de koelers vervangen worden door stukjes metaalgaas. Aangenomen wordt daarbij, dat gelijk verlies in energiedruk gelijke verstoring van den luchtstroom beteekent.

2. Onderzochte gaassoorten.

In Tabel I is een overzicht van de gaassoorten gegeven met opgave van maaswijdte en draaddikte.

3. Wijze van onderzoek.

Een gaasraam van ong. 60 cm. vierkant werd in den windtunnel opgehangen en bij verschillende snelheden (V) het verschil in stuwdruk (p_1), energiedruk (p_2) en statische druk (p_3) met een Pitotbuis bepaald.

4. Resultaten.

De in punt 3 genoemde drukverschillen zijn in de laatste drie kolommen in Tabel II en III gegeven, gedeeld door den stuwdruk (p) der ongestoorde strooming (Tabel II voor de afzonderlijke gazen, Tabel III voor twee achter elkaar geplaatste te zamen). Tabel IV geeft gemiddelde waarden der verschillen.

5. Vergelijking met een koeler.

In Tabel V zijn de overeenkomstige waarden gegeven, welke verkregen werden voor den in fig. 1 afgebeelden koeler.

RAPPORT A 77.

Expériences sur la réduction de pression en arrière d'une toile métallique placé dans un courant d'air.

Résumé.

1. But des expériences.

Dans la construction des maquettes d'avion on emploie des pièces de toile métallique pour imiter les radiateurs. Il est donc désirable de savoir quelle est la réduction de la pression énergétique d'un courant d'air causé par la toile afin de la comparer à celle causé par un radiateur réel. On suppose qu'une même réduction de la pression énergétique indique une même perturbation du courant.

2. Toiles métalliques étudiés.

Le tableau I donne quelques détails des espèces de toile étudiés, savoir largeur des mailles („maaswijdte") et diamètre des fils („draaddikte").

3. Méthode d'essai.

Un cadre couvert de toile avec côtés d'environ 60 c.m. était suspendu dans le tunnel. A plusieurs vitesses (V) les différences en pression dynamique (p_1), pression énergétique (p_2) et pression statique (p_3) furent mesurés avec un tube de Pitot.

4. Résultats.

Les différences en pression énumérés dans l'article précédent sont données dans les trois dernières colonnes des tableaux II et III, après division par la pression dynamique (p) du courant imperturbé (tableau II pour les toiles séparées, tableau III pour deux toiles placés l'une derrière l'autre). Le tableau IV donne les moyennes des différences.

5. Comparaison avec un radiateur.

Le tableau V donne les valeurs correspondantes pour le radiateur représenté dans la fig. 1.

REPORT A 77.**Experiments on the pressure-drop in an air current
caused by metal gauze.****Summary.****1. Reason for inquiry.**

As in aeroplane models the radiators are represented by little pieces of metal gauze, it was desired to know the drop in total head caused by metal gauze in an air current and to compare this drop with that caused by a real aeroplane radiator. It was admitted that a same loss of total head in both cases indicates a similar disturbance of the air current.

2. Kinds of gauze tested.

In table I a summary of the kinds of gauze tested is given, with indication of mesh width („maaswijdte”) and wire diameter („draaddikte”).

3. Method of experiments.

A gauze covered frame of about 2 ft. square was suspended in the windchannel. At several different speeds ($\bar{V}$) the differences in dynamic head (p_1), total head (p_2) and static head (p_3) were determined with a Pitot tube.

4. Results.

The pressure differences mentioned in the foregoing article are given in the last three columns of tables II and III after division by the dynamic head of the undisturbed current (table II for separate gauzes, table III for two gauzes placed one behind the other). Table IV gives mean values of the differences.

5. Comparison with a radiator.

In table V are given the corresponding values for the radiator shown in fig. 1.

BERICHT A 77.

Messung des von Metallgaze in einem Windstrome verursachten Druckfalles.

1. Anlász zur Untersuchung.

Es war gewünscht den durch Metallgaze in einem Windstrome verursachten Abfall energetischen Druckes zu bestimmen und einen Vergleich an zu stellen zwischen diesen und jenen hinter einem wirklichen Flugzeugkühler, da an Flugzeugmodellen die Kühler durch Stückchen Metallgaze ersetzt werden. Es wurde dabei angenommen, dass gleicher Verlust energetischen Druckes gleiche Störung des Stromes andeutet.

2. Untersuchte Gasesorten.

Zahlentafel I gibt eine Uebersicht der untersuchten Gasesorten mit Angabe der Maschenweite („maaswijdte“) und des Drahtdurchmessers („draaddikte“).

3. Ausführung der Messungen.

Ein mit Gaze bespannter Rahmen mit Seiten von etwa 60 cm. wurde im Windkanal aufgehängt und bei mehreren Geschwindigkeiten (V) der Unterschied in Staudruck (p_1), energetischen Druck (p_2) und statischen Druck (p_3) mit einem Staurohr gemessen.

4. Ergebnisse.

Die in § 3 genannten Druckunterschiede sind in den letzten drei Spalten der Zahlentafeln II und III eingetragen nach Division durch den Staudruck (p) der ungestörten Strömung (Zahlentafel II für die einzelnen Gazen, Zahlentafel III für zwei hintereinander angeordneten Gazen). Zahlentafel IV enthält Mittelwerte der Unterschiede.

5. Vergleich mit einem Kühler.

In Zahlentafel V sind die diesbezüglichen Werte für den in Abb. 1 dargestellten Kühler gegeben.

Meting van den door metaalgaas veroorzaakten drukval in een windstroom.

Rapport A 77

van den Rijksstudiedienst voor de luchtvaart.

Overzicht.

Bij eenige soorten metaalgaas werden in de windtunnel verschil in stuw-, energie- en statische druk voor en achter het gaas bepaald ter vergelijking met den door een vliegtuigkoeler veroorzaakten drukval. Het gaas moet dienen om in vliegtuigmodellen den koeler te vervangen.

1. Aanleiding tot het onderzoek.

Bij het onderzoek van vliegtuigmodellen in de windtunnel kan het gewenscht zijn aan deze modellen ook de koelers aan te brengen. De invloed van deze op de windkrachten is tweeledig: in de eerste plaats hebben zij een eigen weerstand, terwijl bovendien de door hen veroorzaakte verstoring een verandering van den weerstand van andere onderdeelen ten gevolge kan hebben (b.v. zijkoelers aan een romp). Bij den modellenaanmaak moet nu getracht worden beide invloeden zooveel mogelijk in overeenstemming te brengen met de werkelijkheid. Als maatstaf voor deze overeenstemming werd de door den koeler veroorzaakten drukval, d. w. z. het verschil in energiedruk vóór en achter den koeler, aangenomen. Aan het model worden de koelers dan vervangen door stukjes metaalgaas van denzelfden omtreksvorm en dit gaas wordt zoo gekozen, dat het denzelfden drukval veroorzaakt.

2. Beschrijving van het gebezigde gaas.

Om het gaas te vinden, dat in het bovenaangegeven opzicht gelijkwaardig is met de gebruikelijke koelers, werden 5 soorten metaalgaas met vierkante mazen van verschillende wijden en draaddikten onderzocht. Tabel I bevat een opgave van deze maten met vermelding van het nummer, waarmee het gaas verder aangegeven zal worden. „Maaswijdte” is de van hart tot hart gemeten afstand der draden, „draadoppervlak” de verhouding (oppervlak van de draden) : (totaal oppervlak). De onderzochte gaassoorten vormen geen stelselmatige serie, daar zij uit beschikbare handelssorten gekozen moesten worden.

3. Beschrijving van de wijze van onderzoek.

Bij een drukmeting in stroomende lucht als hier bedoeld komen drie grootheden voor, welke van belang zijn. In de

eerste plaats de „statische druk”, dat is de in het metingspunt heerschende druk, wanneer de strooming daar niet verstoord wordt. Deze druk wordt gemeten met de zij-openingen („statische drukopeningen”) van een Pitotbuis. Ten tweede de „energiedruk”, welke ontstaat, wanneer in het metingspunt de snelheid tot nul teruggebracht wordt. Dit is het geval op het voorste punt van ieder omwentelingslichaam; deze druk wordt dan ook gemeten in de voorste opening van een Pitotbuis. Volgens de vergelijking van Bernouilli is de energiedruk

$$p_2 = p_3 + \frac{1}{2} \rho v^2$$

waarin: p_2 = energiedruk, p_3 = statische druk, ρ = soortelijke massa van de lucht, v = snelheid van de lucht.

De „stuwdruk” $p_1 = \frac{1}{2} \rho v^2$ is de derde hier van belang zijnde grootheid en wordt gemeten als het verschil in druk tusschen de beide openingen van de Pitotbuis.

Door KUMBRUCH (1) is aangetoond, dat de meting van de hier genoemde drukken met een Pitotbuis in turbulente strooming eenige fout kan opleveren. Waarschijnlijk zal hierbij ook de aard der turbulentie invloed hebben, waarover echter geen gegevens bekend zijn. Er werd hier aangenomen, dat deze laatste invloed niet van dusdanig belang zal zijn, dat zij onderlinge vergelijking ontoelaatbaar maakt.

In het hier beschouwde geval is de energiedruk de belangrijkste grootheid. In het stroomingsveld om een lichaam veranderen statische en stuwdruk van punt tot punt met de snelheid, de energiedruk daarentegen blijft constant, behalve wanneer door werveling en wrijving een energieverlies van de lucht plaats heeft. Om deze reden werd dan ook de energiedruk als vergelijkingsmaatstaf gekozen.

Bij het onderzoek werd het gaas op een vierkant raam (zijde

TABEL I.

Overzicht van de onderzochte gaassoorten.

No.	Maaswijdte in mm.	Draaddikte in mm.	Draadoppervlak.
1	4.5	0.9	0.360
2	2.9	0.5	0.315
3	2.0	0.6	0.510
4	1.5	0.4	0.462
5	1.1 ²⁵	0.4	0.585

(1) KUMBRUCH, H. Messung strömender Luft mittels Staugeräten. *Forschungsarbeiten auf dem Gebiete des Ingenieurwesens*. Heft 240.

TABEL II.

Gemeten drukken, uitgedrukt in stuwdruk van de ongestoorde strooming.

Gaas. No.	V m/sec.	Voor.	Achter.				Verschil tusschen voor en achter.		
		p_2/p	p_1/p	p_2/p	p_3/p	p_1/p	p_2/p	p_3/p	
1	11.6	0.99	0.60	0.40	- 0.21	0.40	0.59	0.21	
	16.3	1.01	0.62	0.39	- 0.22	0.38	0.62	0.22	
	20.0	1.01	0.64	0.42	- 0.22	0.36	0.59	0.22	
	23.1	1.01	0.66	0.42	- 0.23	0.34	0.59	0.23	
	25.9	1.00	0.67	0.43	- 0.24	0.33	0.57	0.24	
2	11.6	1.00	0.68	0.49	- 0.19	0.32	0.51	0.19	
	16.3	0.99	0.69	0.51	- 0.19	0.31	0.48	0.19	
	20.0	0.99	0.70	0.51	- 0.20	0.30	0.48	0.20	
	23.1	0.97	0.69	0.49	- 0.20	0.31	0.48	0.20	
	25.9	0.99	0.67	0.47	- 0.21	0.33	0.52	0.21	
3	11.6	0.99	0.63	0.38	- 0.23	0.37	0.61	0.23	
	16.3	1.02	0.63	0.39	- 0.24	0.37	0.63	0.24	
	20.1	1.02	0.64	0.43	- 0.24	0.36	0.59	0.24	
	23.2	1.02	0.62	0.38	- 0.25	0.38	0.64	0.25	
	25.9	1.02	0.63	0.38	- 0.25	0.37	0.64	0.25	
4	11.5	1.01	0.41	0.12	- 0.31	0.59	0.89	0.31	
	16.2	1.03	0.44	0.13	- 0.31	0.56	0.90	0.31	
	19.7	1.02	0.43	0.13	- 0.31	0.57	0.89	0.31	
	22.9	1.03	0.46	0.14	- 0.32	0.54	0.89	0.32	
	25.6	1.03	0.46	0.14	- 0.32	0.54	0.89	0.32	
5	11.5	1.01	0.31	- 0.02	- 0.35	0.69	1.03	0.35	
	16.2	1.02	0.34	- 0.01	- 0.34	0.66	1.03	0.34	
	19.9	1.01	0.34	0	- 0.34	0.66	1.01	0.34	
	23.0	1.03	0.31	- 0.03	- 0.35	0.69	1.06	0.35	
	25.7	1.03	0.31	- 0.04	- 0.36	0.69	1.07	0.36	

V = windsnelheid in m/sec.

p = stuwdruk van de ongestoorde strooming in kg/m².

p₁ = stuwdruk in kg/m².

p₂ = energiedruk in kg/m².

p₃ = statische druk in kg/m².

TABEL III.

Gaas nr. 1 en 2 achter elkaar.

Gemeten drukken, uitgedrukt in stuwdruk van de ongestoorde strooming.

Afstand in mm.	V m/sec.	Voor.	Achter.				Verschil tusschen voor en achter.		
		p_2/p	p_1/p	p_2/p	p_3/p	p_1/p	p_2/p	p_3/p	
0	11.6	0.96	0.44	0.18	— 0.27	0.56	0.78	0.27	
	16.3	1.02	0.45	0.16	— 0.29	0.55	0.86	0.29	
	20.0	1.02	0.46	0.14	— 0.31	0.54	0.88	0.31	
	23.1	1.00	0.49	0.13	— 0.32	0.51	0.87	0.32	
	25.9	1.01	0.52	0.15	— 0.32	0.48	0.86	0.32	
100	11.5	1.00	0.40	0.16	— 0.25	0.60	0.84	0.25	
	16.3	1.00	0.41	0.15	— 0.25	0.59	0.85	0.25	
	20.0	1.00	0.42	0.15	— 0.26	0.58	0.85	0.26	
	23.0	1.00	0.43	0.17	— 0.27	0.57	0.83	0.27	
	25.7	1.00	0.42	0.16	— 0.27	0.58	0.84	0.27	

Toelichting zie Tabel II.

TABEL IV.

Gemiddelde waarden van de in Tabel II en III gegeven verschillen.

Gaas N ₂	p_1/p .	p_2/p .	p_3/p .
1	0.36	0.59	0.22 ^b
2	0.34 ^b	0.49 ^b	0.20
— 3	0.37	0.62	0.24
4	0.56	0.89	0.31 ^b
5	0.68	1.04	0.35
1 + 2 (afstand 0)	0.53	0.85	0.30
1 + 2 (afstand 100)	0.58 ^b	0.84	0.26

Toelichting zie Tabel II.

ong. 60 cm) gespannen. Dit raam was gemaakt uit ronde metalen staven (dikte 4 of 10 mm) en werd met dunne staaldraden in het midden van den windstroom opgehangen. Om de opstelling en meting te vergemakkelijken werd het onderzoek uitgevoerd in de vrijstraal. De drukmetingen werden uitgevoerd met een Pitotbuis van het N.P.L. standaardtype en vloeistofmicromanometer.

In het punt ong. 10 cm achter het midden van het gaasraam werden p_1 , p_2 en p_3 gemeten. Bij de meting der drukken

TABEL V.

Zijkoeler van Fokker C IV vliegtuig.

Gemeten drukken, uitgedrukt in stuwdruk van de ongestoorde strooming.

V. m/sec	Voor.	Achter.			Verschil tusschen voor en achter.		
	p_2/p	p_1/p	p_2/p	p_3/p	p_1/p	p_2/p	p_3/p
11.6	0.99	0.40	0.31	— 0.12	0.60	0.68	0.12
16.3	0.99	0.42	0.27	— 0.14	0.58	0.72	0.14
20.0	0.98	0.41	0.30	— 0.15	0.59	0.68	0.15
23.1	0.99	0.40	0.31	— 0.15	0.60	0.68	0.15
25.9	0.99	0.43	0.30	— 0.15	0.57	0.69	0.15
Gemiddeld . . .					0.59	0.69	0.14

Toelichting zie Tabel II.

p_2 en p_3 werd de vrije zijde van den manometer, om een constanten tegendruk te verkrijgen, verbonden met een opening in den tunnelwand. Voor het gaas werd in het meetpunt op ong. 30 cm vóór het midden alleen de energiedruk gemeten. Statistische en stuwdruk hebben in dit punt minder beteekenis, daar hier de stuwing door het gaas al zeer merkbaar is, de gevonden waarden dus afhankelijk zullen zijn van de aanname van het metingspunt. Voor vergelijking met de achter het gaas gemeten drukken kunnen hier daarom beter de statische en stuwdruk van de ongestoorde strooming aangenomen worden, welke als de op oneindig grooten afstand voor het gaas gemeten drukken beschouwd kunnen worden. De metingen werden bij 5 verschillende snelheden van 11 tot 26 m/sec. uitgevoerd.

Behalve de metingen met de afzonderlijke gaasramen werd ook het drukverschil gemeten voor de achter elkaar geplaatste gaasramen No. 1 en 2, en wel met beide op elkaar en met een tussenruimte van ong. 10 cm. In het laatste geval werden de metingspunten op 30 cm vóór het voorste en 10 cm achter het achterste gaas genomen. In beide gevallen werd het gaas No. 1 vóór geplaatst.

4. Resultaten van het onderzoek.

Ter verkrijging van vergelijkingswaarden werden alle gemeten drukken gedeeld door den stuwdruk van de overeenkomstige ongestoorde strooming. Deze getallen zijn voor de afzonderlijke gazen gegeven in tabel II; voor de samengestelde in tabel III. In beide tabellen zijn voor de metingen vóór het gaas de waarden van p_1/p en p_3/p weggelaten, daar

deze volgens de in het vorige punt gemaakte aanname steeds 1 en 0 zijn. De laatste drie kolommen geven in beide tabellen de verschillen tusschen de drukken vóór en achter.

De resultaten bij verschillende snelheid toonen wel eenigen invloed van deze, een regelmatig verloop is echter niet aan te geven. Daarom werden, voor onderlinge vergelijking, voor de drukverschillen de gemiddelden bepaald en in tabel IV verzameld. Hieruit blijkt, dat met toenemende fijnheid van het gaas het drukverschil, zooals te verwachten was, toeneemt. Een uitzondering hierop, waarvoor geen verklaring gegeven kan worden, vormt het gaas No. 2.

Voor de twee achter elkaar geplaatste gazen is de drukval geringer dan de som van die der twee afzonderlijke. De twee op elkaar gelegde gazen zijn te beschouwen als één fijner, dat, wat aerodynamische eigenschappen betreft, ongeveer overeenkomt met het gaas No. 4. Een afstand tusschen beide gazen blijkt eenig verschil te geven, hetgeen toegeschreven kan worden aan een gewijzigden invloed van het achterste gaas op de reeds turbulent geworden strooming.

ZIJKOELER VAN FOKKER
C IV Vliegtuig.

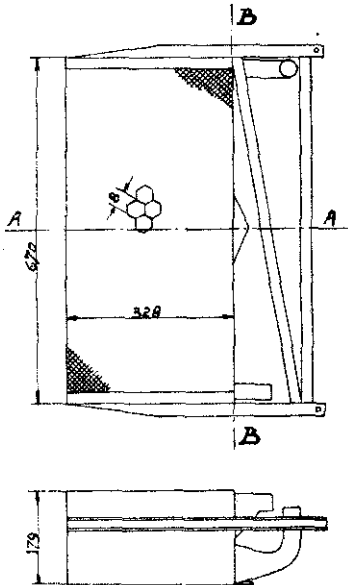


Fig. 1.

ongeveer gelijkwaardig met den koeler beschouwd mag worden. Het gaas No. 3 wordt dus gebruikt voor koelers aan vliegtuigmodellen, indien de in werkelijkheid aangebrachte koeler niet te veel van den hier gebruikten afwijkt.

5. Vergelijking met een koeler.

Voor vergelijking zijn in tabel V bij een koeler gemeten drukken gegeven. De gebruikte koeler was de in fig. 1 afgebeelde zijkoeler van het Fokker C IV vliegtuig. Het onderzoek werd op dezelfde wijze uitgevoerd als boven voor het gaas aangegeven is. Voor zover den val in energiedruk betreft, blijkt deze koeler vrij goed overeen te komen met het gaas No. 3. Hoewel statische en stuwdruk in beide gevallen verschillende afname vertoonden, werd op grond van de in punt 3 gegeven overweging aangenomen, dat dit gaas als

(Afgesloten Januari 1924).

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

Rapport A 96.



RAPPORT A. 96.

Voorlopig onderzoek naar den invloed van een draalende rol aangebracht in een vleugelprofiel.

Uittreksel.

a. Aanleiding tot het onderzoek.

Uit de resultaten van andere onderzoekers (zie literatuuropgave, noot 1) (1) was bekend, dat de strooming om een cylinder en dus ook de op deze werkende krachten aanzienlijk gewijzigd kunnen worden door den cylinder om zijn as te laten roteeren. Het hier beschreven onderzoek had ten doel na te gaan of een soortgelijke werking ook verkregen kan worden, wanneer een cilindrische rol in een draagvlak ingebouwd wordt. Eenerzijds werd hier gedacht aan praktische toepassingsmogelijkheden b.v. voor het vergrooten van den maximum-liftefficiënt, anderzijds aan het nut, dat een dergelijke inrichting, waarmede de strooming om een draagvlak beïnvloed kan worden, kan hebben voor theoretisch onderzoek.

b. Beschrijving van het model.

Het model (fig. 1) bestond uit een metalen voorstuk, waarin een rol tusschen punten draaibaar gelagerd was, en een hieraan aansluitend houten achtersuk. Daar geen gegevens bekend waren over den invloed van een dergelijke rol op een draagvlak, werd het model willekeurig naar een bestaanden profielmal afgewerkt.

c. Beschrijving van de meetmethode.

Het model werd op de in fig. 2 aangegeven wijze opgehangen, waarbij *alleen de lift* gemeten kon worden. Hierdoor werd een vereenvoudiging van de opstelling bereikt, terwijl het voor dit voorloopige onderzoek voldoende was den invloed van de rol op deze eene belangrijke aerodynamische grootheid na te gaan.

De rol werd met de snaar *f* aangedreven door eenen kleinen op de liftbalans *c* geplaatsten electromotor *d*.

(1) Zie ook: M. LAFAY, Contribution expérimentale à l'aérodynamique du cylindre et à l'étude du phénomène de Magnus. Rev. Mécanique Mai 1912.

d. Resultaten van het onderzoek.

De resultaten zijn in Tabel I en fig. 3 gegeven. In de laatste zijn de liftcoëfficiënten C_y uitgezet op den invalshoek α . Het model met stilstaande rol („spleet open”, „toerental rol 0”) gaf een zeer lage waarde van den maximum-liftcoëfficiënt. Daar verwacht werd, dat de tusschen de rol en den scherpen voorrand van het bovenvlak bestaande spleet hierbij een belangrijken invloed had, werd deze met parafine afgedicht („spleet dicht”), hetwelk inderdaad een belangrijke verbetering gaf. Met loopende rol („toerental rol 3000, 17000”) werden de volgende verschillen verkregen:

1°. onder den critischen hoek: kleine vergrooting van den liftcoëfficiënt (ongeveer 10 %);

2°. boven den critischen hoek: belangrijke vergrooting van dezen hoek, gepaard met hogere waarde van den maximum-liftcoëfficiënt.

e. Conclusie.

Gebleden is, dat de strooming om een draagvlakmodel belangrijk beïnvloed kan worden door het aanbrengen van een draaiende rol. De lage absolute waarden der liftcoëfficiënten, die bij dit model gevonden werden, hebben geen beteekenis, daar het profiel van het draagvlak willekeurig gekozen was.

Het is uit dit onderzoek gebleken, dat het aanbrengen van een draaiende rol zoowel voor de theoretische bestudeering van draagvlakken als voor de vliegpraktijk van groot belang kan zijn.

Het onderzoek zal met een ander model worden voortgezet.

RAPPORT A 96.

Etude préliminaire sur l'influence d'un cylindre rotatif adapté dans un profil d'aile.

Résumé.

a. Motif de l'étude.

On savait par les résultats d'autres études (v. bibliographie, note 1) (1) que l'écoulement de l'air autour d'un cylindre

(1) Voir aussi: M. LAFAY, Contribution expérimentale à l'aérodynamique du cylindre et à l'étude du phénomène de Magnus. Rev. Mécanique Mai 1912.

et par conséquent aussi les forces agissant sur celui-ci, peuvent être considérablement modifiées par suite du fait que ledit cylindre est animé d'un mouvement de rotation autour de son axe. L'essai avait pour but d'examiner si un effet analogue peut aussi être obtenu dans le cas où le cylindre est incorporé dans un profil d'aile. On avait notamment en vue, d'une part des possibilités d'application pratique, p. ex. l'augmentation du coefficient maximum de poussée, d'autre part, les services que peut rendre, au cours de recherches théoriques, un dispositif de ce genre, au moyen duquel on peut faire varier l'écoulement de l'air autour d'un profil d'aile.

b. Description du modèle employé.

Le modèle (fig. 1) était composé d'une pièce en métal, dans laquelle un cylindre rotatif était monté entre pointes, et d'une pièce arrière en bois jointe à la première. Vu que l'on ne disposait pas de données au sujet de l'influence d'un pareil cylindre sur les propriétés aérodynamiques d'un profil d'aile, le modèle fut fabriqué d'après un gabarit existant quelconque.

c. Description de la méthode de mesure.

Le modèle était suspendu de la manière représentée à la figure 2, la *poussée seule* pouvant être mesurée. Ceci simplifiait le montage, tandis qu'il était suffisant, pour cet essai préliminaire, d'examiner de quelle manière cette importante valeur aérodynamique était influencée par la présence du cylindre.

Le cylindre était tourné par l'intermédiaire d'une corde *f* au moyen d'un petit moteur électrique *d*, placé sur la balance *c*.

d. Résultats des experiments.

Ces résultats sont consignés dans la table I et dans la figure 3. Dans cette dernière les coefficients de poussée C_y sont rapportés en fonction de l'angle d'incidence α . Le cylindre étant immobile („spleet open, toerental rol 0") la valeur du coefficient maximum de poussée était très petite. Comme on présumait que la fente entre le cylindre et le bord vif avant de la face supérieure de l'aile devait avoir une influence considérable, on la boucha au moyen de paraffine („spleet dicht" ce qui donna en effet une amélioration importante. Le cylindre étant animé d'un mouvement de rotation („toerental rol 3000, 17000") on obtint les différences suivantes:

1°. en dessous de l'angle critique: léger accroissement du coefficient de poussée (environ 10 %);

2°. au dessus de l'angle critique: accroissement important

de cet angle accompagné d'une valeur plus élevée du coefficient maximum de poussée.

e. Conclusion.

Il a été établi que le courant autour d'un modèle de profil d'aile peut être fortement influencé par l'incorporation, dans cette aile, d'un cylindre rotatif. Les valeurs absolues réduites des coefficients de poussée trouvées pour ce modèle sont sans importance, vu que le profil de l'aile avait été choisi arbitrairement. Il ressort clairement de l'essai décrit ci-dessus que l'emploi d'un cylindre rotatif peut être extrêmement important, tant pour l'étude théorique de surfaces sustentatrices que pour la pratique de l'aviation.

L'étude va être continuée avec une modèle modifiée.

REPORT A 96.

Preliminary investigation into the influence of a rotating cylinder in a wing-section.

Summary.

a. Inducement to the investigation.

From the results of other experiments (see Bibliography, Note 1) (1), it was already known that the air current round a cylinder and the forces acting upon it can be considerably altered by imparting a rotary motion round its axis to that cylinder. The object of the present investigation was to find out if a similar effect could be obtained by accommodating a cylinder in a wing-section. On the one hand the adoption of this course evoked possibilities of practical application, such as the increase of the maximum liftcoefficient, whereas on the other hand the usefulness for theoretical research of such a device as would permit to influence the air current round a wing, was thought of.

b. Description of the model.

The model (fig. 1) consisted of a metallic frontpiece, in which a cylinder was rotatorily supported on its spindle

(1) See: M. LAFAY, Contribution expérimentale à l'aérodynamique du cylindre et à l'étude du phénomène de Magnus. Rev. Mécanique Mai 1912.

and to which a close fitting wooden backpiece had been adapted. No data being as yet known concerning the influence of such a cylinder on a wing the model was made after a template that was chosen at random.

c. Description of the method of measurement.

The model was suspended as indicated in fig. 2, in such a manner that *the lift alone* could be measured. In this way a simplification in the erection could be arrived at, it being moreover sufficient for this preliminary test to trace the influence of the cylinder on this one important aerodynamic entity.

The cylinder was driven by means of the string *f*, by a small electromotor *d*, placed on the lift-balance *c*.

d. Results of the test.

The results may be gathered from table I and fig. 3. The latter shows the lift-coefficients C_y , plotted on the angle of incidence α . The cylinder being motionless („spleet open, toerental rol 0°”), the value of the maximum lift-coefficient was very low. It being conjectured that the slot between the cylinder and the sharp edge of the topside of the wing acted as an impediment, it was filled up with paraffin („spleet dicht”), which proved to be a great improvement. With the cylinder rotating („toerental rol 3000, 17000”), the following differences were obtained:

1°. below the critical angle: small increase of the lift-coefficient (about 10 %);

2°. above the critical angle: considerable increase of this angle, attended by a greater value of the maximum lift-coefficient.

e. Conclusion.

It is henceforth obvious that the air flow round about a wing is liable to be influenced to some considerable extent, by the incorporation of a rotatory cylinder. The low absolute values of the lift-coefficients obtained with this model are in no way a criterion to judge by, considering that the form of the wing had been taken at random.

The investigation has shown that a rotatory cylinder as above explained, may be of considerable concern, both for the theoretical study of wing sections as for practical aviation.

This study will be continued with another model.

BERICHT A 96.

Vorläufige Untersuchung über den Einfluss einer rotierenden, an einem Tragflügel angebrachten, Walze.

Auszug.

a. Veranlassung zu der Untersuchung.

Aus den Ergebnissen anderer Untersuchungen (siehe Literaturverzeichnis Anm. 1) (1) war bereits bekannt, dass die Strömung um einen Zylinder und demzufolge auch die auf diesen einwirkenden Kräfte beträchtlich verändert werden können, wenn man den Zylinder um seine Achse drehen lässt. Die hier beschriebene Untersuchung hatte den Zweck, festzustellen ob eine gleichartige Wirkung erzielt werden kann, wenn eine zylindrische Rolle oder Walze in eine Tragfläche eingebaut wird. Einerseits wird hier an Möglichkeiten praktischer Anwendung gedacht, z. B. zur Erhöhung des maximalen Auftrieb-Koeffizienten, andererseits an den Nutzen, den eine derartige Einrichtung, durch welche die Strömung um eine Tragfläche beeinflusst werden kann, für die theoretische Forschung haben kann.

b. Beschreibung des Modells

Das Modell (Fig. 1) bestand aus einem metallenen Vorderstück, worin eine zwischen Spitzen drehbare Walze gelagert war, und einem hieran anschliessenden hölzernen Hinterstück. Da über den Einfluss einer derartigen Walze auf eine Tragfläche keine Angaben bekannt waren, wurde das Modell willkürlich nach einer vorhandenen Profilschablone gearbeitet.

c. Beschreibung der Messmethode.

Das Modell wurde in der auf Fig. 2 ersichtlichen Weise aufgehängt, wobei *nur den Auftrieb* gemessen werden konnte. Hierdurch wurde eine Vereinfachung in der Aufstellung erreicht, während es für diese vorläufige Untersuchung genügte, die Wirkung der Walze auf diese eine wichtige aerodynamische Grösse festzustellen.

Die Rotierung der Walze erfolgte mittels Draht *f* durch einen kleinen, auf der Auftriebswage *c* aufgestellten Elektromotor *d*.

(1) Siehe auch: M. LAFAY, Contribution expérimentale à l'aérodynamique du cylindre et à l'étude du phénomène de Magnus. Rev. Mécanique Mai 1912.

d. Ergebnisse der Untersuchung.

Die Ergebnisse sind aus Tabelle I und Fig. 3 ersichtlich. In letzterer sind die Auftriebskoeffizienten C_y im Anstellwinkel α eingezeichnet. Das Modell mit stillstehender Walze („spleet open, toerental rol 0“) ergab einen sehr niedrigen Wert für den Maximum Auftriebskoeffizienten. Da angenommen wurde dass der zwischen der Walze und dem scharfen Vorderrand der oberen Fläche vorhandene Spalt hierbei einen grossen Einfluss hatte, wurde dieser mit Paraffin abgedichtet („spleet dicht“), was sich tatsächlich als bedeutende Verbesserung herausstellte. Mit rotierender Walze („toerental rol 3000, 17000“) ermittelte man folgende Unterschiede:

1°. unter dem kritischen Winkel: kleine Vermehrung des Auftriebskoeffizienten (ca 10 %);

2°. über dem kritischen Winkel: bedeutende Vergrösserung dieses Winkels, gepaart mit höherem Werte des maximalen Auftriebskoeffizienten.

e. Schlussfolgerung.

Es hat sich gezeigt dass die Strömung um ein Tragflächenmodell durch Anbringen einer rotierenden Walze stark beeinflusst werden kann. Die niedrigen absoluten Werte der Auftriebskoeffizienten, die bei diesem Modell gefunden wurden, haben keine Bedeutung, da das Profil der Tragfläche willkürlich gewählt worden war.

Es ist aus dieser Untersuchung hervorgegangen, dass das Anbringen einer drehenden Walze, sowohl für das theoretische Studium von Tragflächen als auch für die Flugzeugbau, von grosser Bedeutung sein kann.

Die Untersuchung wird an einem anderen Modell fortgesetzt werden.

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

Rapport A 96

DOOR

dr. ir. E. B. WOLFF.

Rijksstudiedienst voor de luchtvaart, Amsterdam.

Overzicht. In een model van een draagvlak met willekeurig profiel werd aan den voorkant een rol bevestigd, welke door middel van een snaar vanaf een electromotor kon worden gedraaid (fig. 1).

DRAAGVLAK MODEL No. 38. MODEL MET DRAAIENDE ROL.

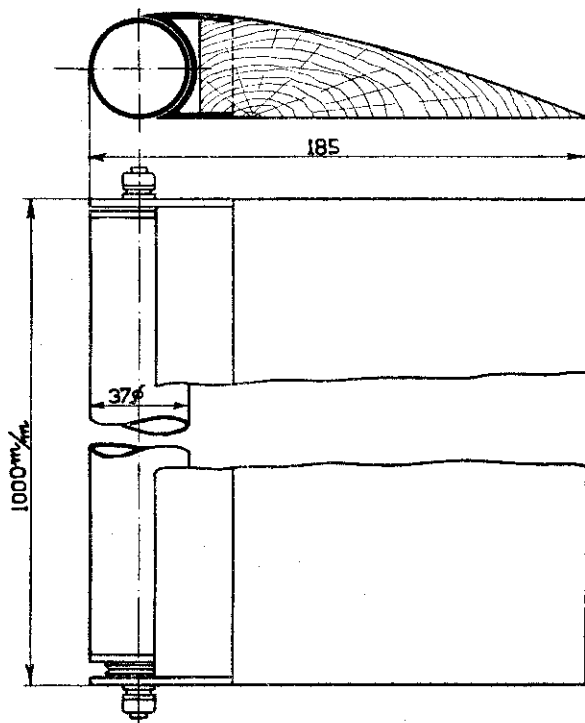


Fig. 1.

In de windtunnel werd nagegaan welken invloed het draaien van deze rol bij verschillende windsnelheid en invalshoek heeft op de grootte van de liftkracht (component van de resultante der luchtkrachten, loodrecht op de windrichting).

Bij deze voorloopige proeven werd de draaiingsrichting gekozen van druk- naar zuigzijde van het profiel.

1. *Aanleiding tot het onderzoek.* Uit proeven van Joukowsky, Bjerknes en Ackeret (1) is gebleken dat een draaiend lichaam de middenstof, waarin het zich bevindt, op zoodanige wijze verstoort, dat daarvan bepaalde krachtwerkingen op het lichaam het gevolg zijn.

Een eenvoudige proef ter gelegenheid van het Delftsche Congres voor Technische Mechanica gedemonstreerd door ir. G. D. BOERLAGE met een papieren cylinder, toont aan dat een dergelijke koker, die met horizontale as roteert, een luchtkracht ondervindt, welke afwijkt van haar bewegingsrichting.

Verwacht kan echter worden, dat een roterende cylinder of vlakke plaat, zooals bij de bovengenoemde onderzoeken gebruikt werd, een in verhouding van de lift grooten weerstand zal hebben, als gevolg van de achter het lichaam gevormde wervels. Daar echter op deze wijze groote waarden van de liftcoëfficiënt verkregen kunnen worden (ACKERET), was het van belang te trachten een geringeren weerstand te verkrijgen, door achter den cylinder een vast min of meer stroomlijn-vormig achterstuk aan te brengen, waardoor de vorming van een groot wervelgebied tegengegaan zou worden. Hierdoor kreeg het draaglichaam een draagvlakachtigen vorm.

Het vraagstuk van de strooming om een dergelijk lichaam en de beïnvloeding van deze door het draaien van de rol kan echter van een geheel andere zijde bezien worden. Aangenomen wordt, dat in vloeistoffen met geringe wrijving, waartoe dan ook de lucht te rekenen is, de wrijvingsinvloeden beperkt zijn tot een zeer dunne laag in de onmiddellijke nabijheid van het lichaam, de z.g. grenslaag. Deze grenslaag speelt indirect een belangrijke rol, doordat zij de oorzaak is van het z.g. loslaten van de strooming van het lichaam, waarbij wervelvorming optreedt, die het geheele stroomingsbeeld wijzigt. Dit loslaten treedt dan op, wanneer de door de wrijvingsverliezen verminderde impuls van de grenslaaglucht

(1) JOUKOWSKY. De la chute dans l'air de corps légers de forme allongée, animés d'un mouvement rotatoire. Bulletin de l'Institut Aérodynamique de Koutchino. Fasc. I, p. 51.

BJERKNES. Zur Berechnung der auf Tragflächen wirkenden Kräfte, Vorträge aus dem Gebiete der Hydro- und Aerodynamik (Innsbruck 1922), herausgegeben von v. KÁRMÁN und LEVI-CIVITA, S. 59.

BJERKNES. Die hydrodynamischen Fernkräfte und deren Zusammenhang mit den Auftriebskräften, die die Aeroplane tragen. Uittreksels der voordrachten Internationaal congres voor Technische Mechanica (Delft 1924), blz. 98.

ACKERET. Discussie van laatstgenoemde voordracht (nog niet gepubliceerd).

ACKERET. Neue Untersuchungen der Aerodynamischen Versuchsanstalt. Hauptversammlung der W. G. L. Referaat: Z. V. D. I. 11 Oktober 1924, S. 1086.

niet meer in staat is een langs het lichaam bestaande druktoename te overwinnen en hierdoor een terugstrooming in de grenslaag ontstaat. Dit heeft voor draagvlakken bij kleinen invalshoek plaats in de nabijheid van den achterrand; bij vergroting van den invalshoek komt het loslatingspunt naar voren, totdat in de nabijheid van den kritischen hoek de strooming over een zoo groot deel van het bovenvlak loslaat, dat het karakter der strooming geheel gewijzigd wordt en de lift af begint te nemen. De rol kan nu beschouwd worden als een middel om de grenslaag vermeerderde impuls te geven, waardoor dan de loslating beïnvloed kan worden. Dit kan een belangrijk hulpmiddel voor nadere bestudeering van de strooming om draagvlakken blijken te zijn, te meer daar de in een bepaald geval aan de grenslaag medegedeelde impuls door een eenvoudig hulpmiddel, het veranderen van de omtreksnelheid van de rol, naar willekeur gewijzigd kan worden.

Bij den eersten opzet van het onderzoek werd in de eerste plaats gedacht aan de practische zijde van het vraagstuk, het vergrooten van de maximum-lift van een draagvlak en mogelijk hieruit voortvloeiende andere technische toepassingen. Bij verdere voortzetting kan echter blijken, dat met dit nieuwe hulpmiddel theoretisch belangrijke resultaten te verkrijgen zijn.

Bij gebrek aan eenige gegevens hierover moest in de eerste plaats een denkbeeld gevormd worden over de grootte der veranderingen, die door het draaien worden veroorzaakt. Daarom werd een eenvoudig houten model gemaakt, voorzien van een metalen voorstuk, waarin de rol, draaibaar om twee tappen, bevestigd werd. Op deze wijze wordt dus de geheele voorneus van het model door de rol ingenomen.

Ter vereenvoudiging werd besloten voor deze voorloopige proef alleen de lift te meten, daar de eventuele vergroting hiervan voor de practijk het belangrijkste zou zijn en hierdoor voorbereiding en uitvoering der proeven vereenvoudigd werden.

2. *Beschrijving van het model en de ophanging.* Een rol van 37.5 mm diameter werd op punten draaibaar bevestigd in een metalen voorstuk en hieraan werd een gepolitoerd houten uitwisselbaar stuk aangebracht, zoodat het geheel een draagvlakmodel vormt (fig. 1).

Daar het er voor deze voorloopige proef niet toe deed welk profiel gebruikt werd, is het houten achterstuk naar een bestaande mal afgewerkt.

De rol werd nauwkeurig geëquilibreerd, het houten deel glad afgewerkt.

Door stroomlijnvormige buizen werd het model omgekeerd opgehangen en verbonden aan een boven de windtunnel en buiten den windstroom staande balans. Verder werd door draden de vaste stand van het geheel gewaarborgd (fig. 2).

De electromotor ($\frac{1}{2}$ P.K.) werd op de balans bevestigd en zijn gewicht werd uitgebalanceerd door verbinding met een

daarboven geplaatste hulpbalans. De motor dreef de rol door een dunne snaar.

SCHEMA VAN DE OPHANGING VAN HET MODEL.

a. Model. *b, b.* Stroomlijnbuizen. *c.* Liftbalans. *d.* Electromotor.
e. Hulpbalans. *f.* Aandrijfsnoer. *g, g.* Draden voor het opnemen van de drift.

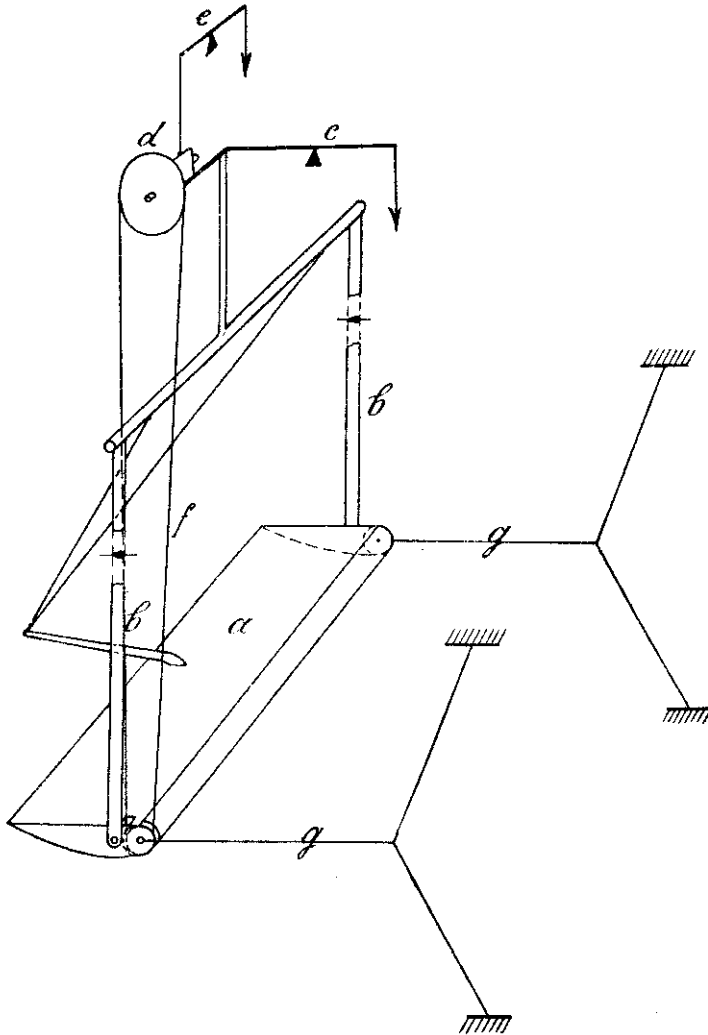


Fig. 2.

Op deze wijze kan alleen een uitwendige verticale kracht invloed op het evenwicht hebben en dus gemeten worden.

Op den zijkant van de rol was met witte verf een stip aangebracht, teneinde met behulp van een stroboscoop het juiste aantal omwentelingen van de rol te meten. De overbrengingsverhouding van motor op rol was 1:7.

Het toerental van de motoras werd gemeten door een gewonen toerenteller.

Aan de balans was een cirkelvormig plaatje bevestigd, dat door ophanging in machine-olie, de schommelingen dempte.

3. *Resultaten van het onderzoek.* Bij de uitvoering der proef werd het model in een bepaalden stand gezet, waarbij de invalshoek gemeten werd tusschen de vlakke onderkant van het model en de horizontale windrichting.

Nadat de balans in evenwicht was gebracht, werd na aanzetten van den wind, eerst de opwaartsch gerichte kracht gemeten met stilstaande, daarna met draaiende rol.

Het bleek dat het directe meten van de omwentelingssnelheid van de rol door middel van een stroboscoop geen betrouwbare uitkomsten gaf. De stroboscoop bestond uit een schijf met een of meer axiaal gerichte sleuven, regelmatig over den omtrek verdeeld, welke gemonteerd was op de as van een kleinen electromotor. Het andere aseind was verbonden aan een toerenteller; de omwentelingssnelheid kon door een electrischen weerstand veranderd worden.

Hoewel zeer duidelijk het beeld van de stip bij bezichtiging door de stroboscoop tot stilstand kon worden gebracht, bleek dit mogelijk bij verschillende toerentallen, zoodat geen betrouwbare waarden konden worden bepaald.

In tabel I zijn de waarden opgenomen, afgelezen op den toerenteller van den motor vermenigvuldigd met 7. Daar een zekere snaarslip kon worden verwacht, zal de rol langzamer gedraaid hebben dan opgegeven werd.

Het bleek dat de kromme: liftcoëfficiënt op invalshoek, bij stilstaande rol een zeer ongunstig verloop had en reeds bij 0° een zeer lage maximum liftcoëfficiënt van $0.293\frac{1}{2}$ (0.302) heeft (zie tabel I en fig. 3).

Daar het moeilijk aan te nemen was, dat dit alleen door den vorm van het profiel zou worden veroorzaakt en uit vorige proefnemingen was gebleken, dat afwijkingen van den gladden vorm en uitsteeksels tot gevolg kunnen hebben dat de maximum lift sterk vermindert en de kritische hoek eerder bereikt wordt (zie rapporten A 51 en A 29. Verslagen en Verhandelingen R. S. L. Deel II, blz. 1 en 13) lag het voor de hand te vermoeden dat de spleet tusschen rol en draagvlak aan de zuigzijde van het model en den scherpen rand van invloed konden zijn.

Teneinde dit te onderzoeken werd de spleet in het bovenvlak met paraffine gedicht, het oppervlak glad afgewerkt en op nieuw deze kromme bepaald.

Ook de hierbij verkregen waarden zijn in de tabel en de grafiek opgenomen.

Het blijkt dat werkelijk hiervan een aanmerkelijke verbeter-

ring het gevolg is. Toch blijft de max. liftcoëfficiënt, die nu bij een kritischen hoek van 4° werd gevonden, nog zeer laag te liggen (0.413), zoodat wel geconcludeerd kan worden dat de vorm van dit profiel niet gunstig is.

Bij het draaien van de rol werd bij alle invalshoeken een grootere waarde van de lift gevonden dan bij stilstaande rol.

De verkregen uitkomsten zijn in de tabel en grafiek opgenomen.

Opgemerkt kan nog worden dat de meeste metingen verricht zijn bij een windsnelheid van 16.7 m/sec., terwijl de toeren-tallen van de rol varieerden van 3000, 8000 en 17.000/min. overeenkomende met omtreksnelheden van 5.9, 15.8 en 33.5 m/sec.

LIFTCOEFFICIENT C_y OP INVALSHOEK α .

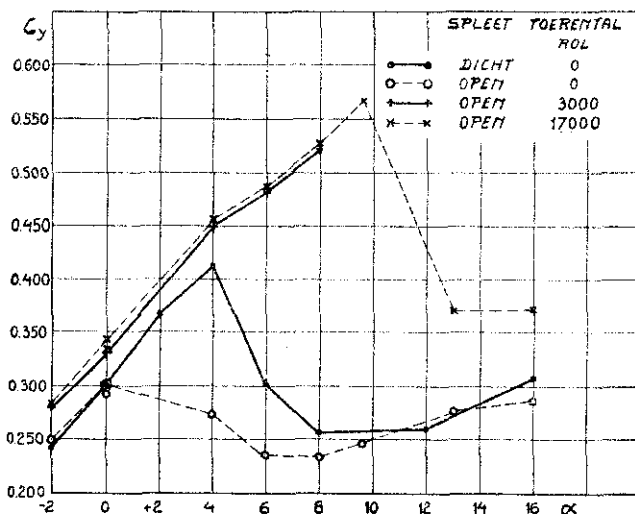


Fig. 3.

Eenige metingen werden verricht bij hogere (20.4 m/sec.) en lagere (11.8 m/sec.) windsnelheden (zie tabel, niet in de grafiek opgenomen).

Geen proefnemingen werden gedaan met ruwer roloppervlak.

Uit de grafiek is duidelijk te zien dat door het draaien van de rol een vermeerdering van de liftcoëfficiënt verkregen werd, die onder den kritischen hoek ongeveer 10 pCt. bedraagt, doch dat tevens deze hoek sterk vergroot wordt. Daarmede gaat dan samen dat de kromme, die anders bij den kritischen hoek afvalt, nu verder omhoog loopt tot een nieuwen, grooteren kritischen hoek.

Uit eenige der proeven kan misschien afgeleid worden dat de grootte van dezen nieuwen kritischen hoek in verband staat met de omwentelingssnelheid van de rol.

TABEL I.
Draagvlakmodel no. 38 (draagvlak met draaiende rol).

Wind- snelheid in m/sec.	Invalshoek in graden.	Omwente- lingen rol per min.	Omtreksnel- heid rol in m/sec.	Liftcoëfficiënt.		
				Stilstaande rol.	Stilstaande rol spleet dicht	Draaiende rol.
16.7	—	2°	—	0.249	0.245	—
16.7	—	2°	3000	—	—	0.281
16.7	—	2°	17000	—	—	0.284
16.7	—	0°	—	0.302 0.294	0.302	—
16.7	—	0°	3000	—	—	0.332 0.333 0.343 0.335
16.7	—	0°	17000	—	—	—
11.8	—	0°	—	0.310	—	—
11.8	—	0°	3000	—	—	0.345
11.8	—	0°	17000	—	—	0.354
16.7	+	2°	—	—	0.367	—
16.7	+	4°	—	0.274	0.413	—
16.7	+	4°	3000	—	—	0.449
16.7	+	4°	8000	—	—	0.455
16.7	+	4°	17000	—	—	0.456
16.7	+	6°	—	0.235	0.302	—
16.7	+	6°	3000	—	—	0.483
16.7	+	6°	8000	—	—	0.487
16.7	+	6°	17000	—	—	0.487
20.4	+	6°	—	0.234	—	—
20.4	+	6°	3000	—	—	0.461
20.4	+	6°	8000	—	—	0.467
20.4	+	6°	17000	—	—	0.469
16.7	+	8°	—	0.233	0.256	—
16.7	+	8°	1500	—	—	0.295
16.7	+	8°	3000	—	—	0.522
16.7	+	8°	8000	—	—	0.526
16.7	+	8°	17000	—	—	0.527
20.4	+	8°	—	0.232	—	—
20.4	+	8°	3000	—	—	0.405
20.4	+	8°	8000	—	—	0.501
20.4	+	8°	17000	—	—	0.502
16.7	+	9.6°	—	0.247	—	—
16.7	+	9.6°	8000	—	—	0.564
16.7	+	12.0°	—	—	0.267	—
16.7	+	13.0°	—	0.276	—	—
16.7	+	13.0°	17000	—	—	0.371
16.7	+	16.0°	—	0.287	0.308	—
16.7	+	16.0°	12000	—	—	0.368
16.7	+	16.0°	17000	—	—	0.373

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

R_y = component van de windkracht loodrecht op de rel. wind-
richting (lift) in kg.

C_y = absolute lift coëfficiënt.

γ = s.g. van de lucht in kg/m³.

g = versnelling van de zwaartekracht in m/sec².

O = oppervlak van het draagvlak in m².

V = windsnelheid in m/sec.

Daar het karakter van de kromme voor de draaiende rol geheel analoog is aan dat van het draagvlak met dichte spleet, kan geconcludeerd worden dat de spleet geen nadeeligen invloed meer heeft als de rol draait. (Voor maten van de spleet zie Tabel II).

TABEL II.

Spleet in het bovenvlak tusschen rol en achterstuk.

Afstand van linker vleugeleinde in mm.	Spleetwijdte in mm.
0	0.3
250	0.3
500	0.2
750	0.3
1000	0.5

In verband met andere metingen in de windtunnel werd besloten deze proeven voorloopig te onderbreken, totdat verschillende wijzigingen aan het model zouden zijn aangebracht.

Het ligt in de bedoeling het onderzoek daarna voort te zetten en te trachten nauwkeuriger en uitvoeriger gegevens te verzamelen.

4. *Algemeene beschouwingen.* Hoewel deze voorloopige uitkomsten nog te weinig in aantal zijn om een verklaring van de gevonden feiten te geven en het de bedoeling is binnenkort door systematische proeven het hier begonnen onderzoek voort te zetten, mogen eenige beschouwingen hieraan vastgeknoopt worden.

In de eerste plaats is gebleken dat de verwachtingen werden vervuld: het blijkt mogelijk aanzienlijke veranderingen in de strooming om een draagvlak te weeg te brengen door middel van een draaiende rol. Deze veranderingen zijn voor een deel afhankelijk van de omwentelingssnelheid en kunnen dus naar wensch in verschillende intensiteit worden veroorzaakt. Hierdoor is dus een middel verkregen, waardoor onze kennis van de stroomingen om lichamen kan worden vergroot. Verder blijkt het mogelijk de maximum-waarde van de liftcoëfficiënt te vergrooten, hetgeen voor de practijk van belang kan zijn.

De gevonden verschillen zullen afzonderlijk moeten beschouwd worden voor het deel der krommen boven en onder den kritischen hoek gelegen.

Het kan, wat dit eerste deel betreft, toch aangenomen worden, dat het afvallen van de lift bij overschrijding van dezen hoek veroorzaakt wordt door de vorming of vergrooting van een wervelgebied aan de zuigzijde van het draagvlak. Dit wervelgebied is gemakkelijk waar te nemen als men de luchtstrooming onderzocht door een dun draadje, bevestigd aan een metalen naald, daarin te brengen.

Men ziet dan duidelijk dat achter aan de zuigzijde de lucht terugstroomt. Werd in denzelfden stand van het model, waarbij dit waargenomen werd, de rol in beweging gebracht, dan bleek dat bij niet te groote hoeken (b.v. 2°) de werveling geheel verdween, bij grootere hoeken de uitbreiding van het wervelgebied verminderde.

Dit verschijnsel kan verklaard worden op grond van de in punt 1 gegeven grenslaagbeschouwingen.

Het verband tusschen omtreksnelheid rol, luchtsnelheid ten opzichte van het draagvlak, ruwheid van het roloppervlak en profielvorm zal door verdere proeven moeten worden gezocht.

In overeenstemming met deze verklaring zou zijn het gevonden feit dat bij 1500 omw./min. (2.9 m/sec.) van de rol de kromme reeds bij 6° zijn hoogste punt heeft, terwijl dit bij 8000 omw. (15.8 m/sec.) eerst bij 9.6° bereikt wordt.

Ook bij de grootere windsnelheid van 20.4 m/sec. werden vrijwel dezelfde coëfficiënten gevonden van de stilstaande rol, terwijl eveneens voor de draaiende rol een sterke vergrooting, alhoewel iets kleiner dan bij de windsnelheid 16.7 m/sec., kon geconstateerd worden.

Ook nu blijkt dat, terwijl bij 6° er weinig verschil is tusschen de lift bij 3000 en 8000 omw./min. van de rol, bij 8° invalshoek de liftcoëfficiënt voor 3000 omw. (5.9 m/sec.) veel lager ligt dan voor 8000 en 17.000 omw.

Het schijnt dus dat een bepaalde omtreksnelheid van de rol minstens noodig is om de strooming boven den kritischen hoek te verbeteren.

Daar de liftcoëfficiënt bij 3000 omw./min. en een windsnelheid van 20.4 m/sec. 0.405 bedraagt, dus veel hooger ligt dan de coëfficiënt die bij stilstaande rol en dichte spleet zou worden verkregen, kan aangenomen worden dat een kleine vergrooting van de omtreksnelheid b.v. tot 8 m/sec. voldoende zou zijn geweest om de coëfficiënt tot zijn bovenwaarde te doen stijgen.

Hieruit zou volgen dat bij 8° invalshoek en 16.7 m/sec. windsnelheid ongeveer 6 m/sec. omtreksnelheid rol, bij 20.4 m/sec. ong. 8 m/sec. noodig zijn.

De proeven zijn nog te onvolledig om hier verder op in te gaan.

De vergrooting van de lift onder den kritischen hoek bedraagt ongeveer 10 pCt. bij de omtreksnelheden die geprobeerd zijn.

De geheele diagramlijn schijnt ongeveer evenwijdig verplaatst.

In hoeverre het mogelijk zal blijken dit deel van de kromme door grootere omtreksnelheid van de rol te verhoogen zal uit latere proeven moeten volgen.

Evenzoo zal door meting van de drift bij draaiende rol de waarde voor deze methode van verhoogen van de lift voor de practijk moeten worden nagegaan.

5. *Conclusie.* Het is gebleken dat door het aanbrengen

van een draaiende rol in den voorrand van een draagvlak de strooming van de lucht om het draagvlak kan worden gewijzigd. Als gevolg hiervan wordt de lift over het geheele meetgebied evenals de maximum lift vergroot.

Hoewel verdere proefnemingen als drift- en momentenmeting, bepaling van de drukverdeeling over het oppervlak, van de snelheid in de grenslaag, enz., noodig zijn om een juist denkbeeld te geven, wat bovengenoemde uitvoering voor waarde zal hebben voor theorie en practijk, kan reeds nu geconstateerd worden dat het feit dat het mogelijk is bepaalde veranderingen in de strooming om een draagwerkprofiel te weeg te brengen en energie in deze strooming in te brengen van belang zal zijn.

(Afgesloten 14 October 1924).

Proefnemingen over de bescherming van hout,
dat in den vliegtuigbouw gebruikt wordt,
tegen vochtwisselingen door middel
van vochtafsluitende lagen.

Rapport M 14 A.



RAPPORT M 14 A.

**Proefnemingen over de bescherming van hout, dat
in den vliegtuigbouw gebruikt wordt, tegen
vochtwisselingen door middel van
vochtafsluitende lagen.**

Uittreksel.

Doel.

Het doel van het hierna beschreven onderzoek is, na te gaan:

- a. in hoeverre het mogelijk is, houten constructiedeeelen tegen vochtwisselingen en tegen de hiermede gepaard gaande veranderingen in elastische eigenschappen te beschermen, door een behandeling met Valspar Oil Varnish;
- b. in hoeverre eenige der beste Nederlandsche olie-verniszen een vergelijking dienaangaande met Valspar-vernis kunnen doorstaan.

Uitvoering van de proeven.

Grenenhouten blokken werden, op de door den fabrikant van de olie-vernis aangegeven wijze, bedekt met een afsluitende laag. De zoo behandelde blokken werden in ketels blootgesteld aan:

- a. verzadigden waterdamp van 15° C.;
- b. water van 15° C.;
- c. verzadigden waterdamp van 45° C.;
- d. water van 45° C.;
- e. droge lucht van 35° C.

De gewichtsveranderingen werden na vaste tusschenpoozen vastgesteld.

De proefstukken werden gedurende ongeveer 4 jaar geobserveerd.

Resultaten.

De resultaten zijn opgenomen in tabellen 1—5 en diagrammen 1—8.

Diagrammen 1—5 geven de gewichtsveranderingen (ordinaat) t. o. v. den tijd (abscis) van onbeschermd hout en van het blok met Valspar Oil Varnish, terwijl het gearceerde gebied aangeeft hoeveel de bescherming van de verschillende onderzochte vernissoorten uiteenliep.

Diagram 6 toont de gewichtsverandering van eenige blokken, tijdens de 4 jaar dat zij geobserveerd werden (abscis), aan.

Diagram 8 geeft rechts van het midden een overzicht van de vochtopname voor damp 15°C , water 15°C ., damp 45°C , water 45°C ., terwijl de gewichtsafname in droge lucht van 35°C . links is uitgezet.

RAPPORT M 14 A.

Recherches sur la protection contre l'humidité de pièces en bois en usage pour l'aviation, au moyen de couches protectrices en vernis.

Résumé.

But de l'étude.

- a. On a étudié, à quel point il est possible de protéger des pièces en bois contre des variations d'humidité et changements des qualités élastiques qui en résultent, par un enduit de Valspar Oil Varnish.
- b. On a comparé quelques-uns des meilleurs vernis à l'huile d'origine hollandais avec le vernis Valspar.

Exécution des essais.

Les blocs de bois furent couverts du vernis suivant les indications données par le fabricant. Ils furent exposés à :

- a. de la vapeur d'eau saturée de 15°C ;
- b. de l'eau de 15°C . ;
- c. de la vapeur d'eau saturée de 45°C . ;
- d. de l'eau de 45°C . ;
- e. de l'air sec de 35°C .

Les changements de poids ont été notés après des intervalles déterminés. Les essais ont été continué pendant 4 années environ.

Résultats.

Les résultats ont été résumés dans les tableaux 1—5 et dans les diagrammes 1—8.

Les diagrammes 1—5 indiquent les changements de poids (ordonnée) par rapport au temps (abscisse) de bois non-protégé et pour le bloc couvert de Valspar Oil Varnish, tandis que la partie hachée indique les différences observés pour les différentes qualités de vernis.

Diagramme 6 montre le changement de poids de quelques blocs pendant les 4 années qu'ils ont été observés (abscisse).

Diagramme 8 donne à droite l'absorption de l'humidité pour vapeur 15° C., eau 15° C., vapeur 45° C., eau 45° C., et à gauche la perte de poids dans l'air sec.

REPORT M 14 A.

Experiments on the protection against humidity of wooden aeroplane parts by means of protective layers of oil varnish.

Summary.

Object of the experiments.

The object of the experiments is to test:

- a. the protection of wooden aeroplane-parts against moisture-absorption and changes in elastic properties, by treating them with Valspar-oil-varnish;
- b. how far some of the best Dutch-made oil-varnishes can be compared with Valspar-varnish.

Description of the tests.

Air-dry pine blocks were covered with a protective coating according to the descriptions for use given by the manufacturers. The prepared blocks were exposed to:

- a. moisture-saturated atmosphere at 15° C.;
- b. water at 15° C.;
- c. saturated atmosphere at 45° C.;
- d. water at 45° C.;
- e. dry air at 35° C.

The weight-alterations were determined after regular intervals. The specimen have been observed during a period of about 4 years.

Results.

The results are laid down in tables 1—5 and diagrams 1—8. Diagrams 1—5 give the alterations in weight (ordinate) with regard to the time (abscissa) of unprotected wood and for the samples treated with Valspar Oil Varnish; the results reached with the different Dutch kinds are ranged in the shaded parts.

Diagram 6 shows the alterations in weight of some blocks during the 4 years of observation (abscissa).

Diagram 8 gives to the right of the centre a summary of the humidity-absorption: for saturated atmosphere at 15° C., water at 15° C., saturated atmosphere at 45° C., water at 45° C.; the left side of the diagram shows the differences after exposing the blocks to dry air.

BERICHT M 14 A.

Versuche über Feuchtigkeitsschutz von im Flugzeug- bau benutzten Holzteilen mittels feucht- abwehrenden Schichten.

Zusammenfassung.

Zweck:

Zweck der hier folgenden Untersuchung ist zu prüfen:

- a. Wieweit, hölzerne Konstruktionsteile vor Feuchtigkeitsschwankungen und der damit verknüpften Änderungen der elastischen Eigenschaften durch eine Behandlung mit Valspar Oil Varnish zu schützen sind;
- b. in wiefern einige der besten holländischen Oelfirnisse im Bezug auf obigem mit Valspar-Firnis zu vergleichen sind.

Versuchsmethode.

Kiefernholzerner Probekörper wurden auf der vom Fabrikant des Oel-Firnisses angegebenen Weise mit der betreffenden Schicht abgedeckt.

Die Versuchsstücke wurden ausgesetzt an:

- a. gesättigtem Wasserdampf von 15° C.;
- b. Wasser von 15° C.;
- c. gesättigtem Wasserdampf von 45° C.;
- d. Wasser von 45° C.;
- e. trockener Luft von 35° C.

Die Gewichtsänderungen der Probestücke wurden in regelmässigen Zwischenräumen festgestellt. Die Observationen wurden während ungefähr 4 Jahre ausgedehnt.

Ergebnisse.

Die Ergebnisse sind in Zahlentafeln 1—5 und Diagramme 1—8 angegeben.

Die Diagramme 1—5 geben die Gewichtsänderungen (Ordinate) in Bezug auf die Zeit (Abscisse) von ungeschütztem Holz und für den Block mit Valspar Oil Varnish; die schraffierte Fläche gibt die Grenzen der mit Höllandischen Firnis erreichten Resultate an.

Skizze 6 zeigt die Gewichtsänderung von einigen Probestücken während der 4 Jahre, der Beobachtungszeit.

Skizze 8 gibt rechts von der Mitte eine Uebersicht der Feuchtigkeitsaufnahme für Dampf 15° C., Wasser 15° C., Dampf 45° C., Wasser 45° C., links von der Mitte die Gewichtsverminderung in trocknen Luft von ca. 35° C.

**Proefnemingen over de bescherming van hout, dat in den
vliegtuigbouw gebruikt wordt, tegen vochtwisselingen,
door middel van vochtafsluitende lagen**

Rapport M 14 A.

DOOR

dr. ir. E. B. WOLFF en ir. L. J. G. VAN EWIJK.

Rijksstudiedienst voor de Luchtvaart, Amsterdam.

Doel. Het doel van het hierna beschreven onderzoek is, na te gaan:

a. in hoeverre het mogelijk is, houten constructiedeelen tegen vochtwisselingen en tegen de hiermede gepaard gaande veranderingen in elastische eigenschappen te beschermen, door een behandeling met Valspar Oil Varnish;

b. in hoeverre eenige der beste Nederlandsche olie-vernissen een vergelijking met Valspar-vernissen kunnen doorstaan.

Hierbij is er van af gezien, het zeer lastige onderwerp der vernissen en lakken als zoodanig te bestudeeren. De onderzochte preparaten werden gebruikt, zooals zij door de fabrikanten in den handel worden gebracht of voor dit onderzoek werden verstrekt. De proefstukken werden i. h. a. geheel volgens de daarbij gegeven gebruiksvoorschriften geprepareerd.

Algemeene beschouwingen. Naast de vele voordeelen, welke het gebruik van hout als constructie-materiaal voor den vliegtuigbouw biedt, heeft dit materiaal ook zijn eigenaardige bezwaren. De voornaamste van deze zijn:

1°. de in het algemeen geringe homogeniteit en de hieruit voortvloeiende groote verschillen in den weerstand tegen trek, druk, afschuiving, schok, enz.;

2°. de zeer uiteenlopende sterkte in de verschillende vezel-richtingen (1);

3°. de groote gevoeligheid voor vochtwisselingen. Tengevolge van het wisselend vochtgehalte kan niet alleen het gewicht belangrijke verschillen vertoonen, doch treden ook veranderingen in de elastische eigenschappen op. De eigen-

(1) Voor de lichte naaldhoutsoorten kan de treksterkte in de richting van den vezel van 20—40 maal zoo groot zijn als in de richtingen, loodrecht daarop (tangential en radiaal). Tengevolge hiervan moeten bij deze houtsoorten de krachten zooveel mogelijk in de vezelrichting aangrijpen.

schappen van het geheele vliegtuig worden hierdoor beïnvloed (2).

Bovendien bestaat nog het gevaar voor bederf, met een daarmede gepaard gaanden achteruitgang van den weerstand tegen belasting in het algemeen. De genoemde bezwaren leveren moeilijkheden op voor den constructeur, bij het vaststellen der spanningen, welke bij het ontwerp als toelaatbaar in rekening kunnen worden gebracht. Ook voor de practijk en de dagelijksche contrôle op vliegtuigen in de vaart zijn deze bezwaren van belang. In het algemeen wordt dan ook getracht, door het aanbrengen van doelmatige bedekkingslagen, de schommelingen in het vochtgehalte van het hout zooveel mogelijk te verminderen. En speciaal in die gevallen, waarin bijzonder ongunstige omstandigheden te verwachten zijn, of de plaatsen, waar hulp kan worden verleend, ver uit elkaar liggen, zooals bij lange overlandvluchten door onbewoonde streken, tochten door zeer droge, of zeer warme gewesten, verblijf onder gebrekkige huisvesting in zeer vochtig klimaat, zal het zaak zijn, het hout zoo goed mogelijk te beschermen.

Uit de geschiedenis van dergelijke lange vluchten is bekend, dat meermalen tengevolge van deze omstandigheden de luchtwaardigheid sterk achteruitging of het vliegtuig onbruikbaar werd. Maar ook in de gewone practijk is dit van belang. De bedrijfsingenieur, met het toezicht op de in gebruik zijnde vliegtuigen belast, zal er op bedacht dienen te wezen, dat door inwerking van vocht verschillende onderdeelen zóoveel in betrouwbaarheid achteruit kunnen gaan, dat de bedrijfszekerheid of de luchtwaardigheid van het geheele toestel in gevaar worden gebracht.

Ter bescherming van het hout vinden de olie-vernissen uit-

(2) Zoo geven B. C. BOULTON en R. L. HANKINSON in hun artikel over de „Properties of wood at 10 pCt. moisture” (*Aerial Age*, Sept. 13, 1920, blz. 11 en 12) voor *Pinus resinosa* (red pine, Norway pine — een Amerikaansche houtsoort, die veel overeenkomst met Europeesch grenenhout heeft, de volgende waarden op:

Vochtgehalte.	Buigproef.			Drukproef.
	Vezelspanning bij elasticiteitsgrens.	Breekvastheid.	Elastici-teitsmod.	Drukvastheid.
15 pCt.	555 K.G./cm ² .	765 K.G./cm ² .	119.000 K.G./cm ² .	428 K.G./cm ² .
10 pCt.	744 K.G./cm ² .	955 K.G./cm ² .	129.000 K.G./cm ² .	570 K.G./cm ² .

gebreide toepassing, reden waarom in deze studie vrijwel uitsluitend aandacht aan deze stoffen werd besteed (3).

Voor de beoordeeling van de kwaliteit van deze vernissen kunnen de volgende punten nader worden beschouwd:

1°. de vochtafsluiting. Van belang is een zoo groot mogelijke weerstand tegen vochtdoorlating in het algemeen, dus ook tegen doorlating van zeewater, benzine, smeerolie, enz., opdat het vochtgehalte van het hout en daarmee de eigenschappen zoo weinig mogelijk varieeren;

2°. de weerstand tegen bederf, te veroorzaken door de stoffen waarmee de laag in het bedrijf in aanraking komt. Ook door atmosferische invloeden in het algemeen mag de laag niet bederven;

3°. de wijze van aanbrengen. Zoowel op uitwendige als inwendige constructiedeelen (b.v. het inwendige der houten vleugels) moet de laag gemakkelijk aan te brengen zijn, ook op de meer samengestelde houten onderdeelen;

4°. de weerstand tegen vervorming. De laag moet bestand zijn tegen de vervormingen, welke de behandelde onderdeelen bij bedrijfsbelasting ondergaan. B.v. door buigen en trillen mag de laag niet barsten of afspringen;

5°. de weerstand tegen beschadiging. Beschadiging tijdens de vlucht kan voorkomen door regen, hagelslag, enz. Bij vertrekken en landen kan opgewaaid zand of water een oorzaak hiervoor zijn. Zoo is voor de luchtschroeven de weerstand tegen beschadiging van bijzonder veel belang, terwijl voor inwendige deelen het gevaar voor beschadiging niet groot is. Voor sommige dezer laatste is de weerstand tegen olie, benzine, enz. belangrijker, zooals b.v. bij houten deelen van de motorbevestiging in het vliegtuig, bij ribben van met doek bedekte vleugels, waar de weggeslingerde olie door het doek heen dringt en zoo in aanraking met het geverniste hout komen kan, enz.

Van deze punten wordt in het voorliggende rapport slechts de vochtdichtheid behandeld. Omtrent de andere eigenschappen werden nog geen systematische gegevens verzameld.

(3) De namen lak en vernis worden dikwijls verwisseld. Het is gewenscht, hierin een onderscheid te maken. Onder vernis wordt verstaan een oplossing van gom of hars in olie of alcohol. We kunnen dan spreken van olie-vernis of alcohol-vernis. Onder de moderne harssoorten komen er eenige voor, welke „lak” heeten en gevonden worden op sommige tropische boomen. Deze zijn bijzonder hard. De naam „lak” duidt dan op de harde vernissen, welke met deze harssoorten worden vervaardigd. Hierbij kan zoo-wel olie als alcohol worden gebruikt.

Onder „schellak” wordt de gezuiverde hars verstaan, welke in schalen of schelpen (vandaar shell-lac: schellak) wordt gedroogd. Zie hiervoor ook A. W. JUDGE (Aircraft- & Automobile-materials, Pitman & Sons, London, 1921 en C. P. VAN HOEK: Handleiding voor de kennis der schildermaterialen en gereedschappen, Van Mantgem en de Does, Amsterdam, 1913). In dit rapport zal de naam „olie-vernis” worden gebruikt.

Over de vochtdochtheid in het algemeen kan nog het volgende worden opgemerkt. Vochtdoorlating kan o. m. ontstaan:

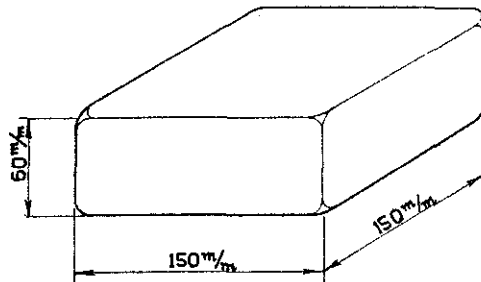
1°. doordat de vernislaag geen afgesloten geheel vormt, doch er zich nog kleine gaatjes in bevinden. Om doorlekken tegen te gaan, zal het noodig zijn, zooveel afzonderlijke lagen over elkaar aan te brengen, dat poreuze plaatsen worden gedicht;

2°. doordat de vernis zelf vocht kan opnemen, hetzij uit het hout, hetzij uit de omgeving, en dit vocht aan den anderen kant van de laag weer afstaat.

Verder kan nog onderscheiden worden doorlating van vocht in dampvorm en in vloeibaren vorm.

De wijze van onderzoek. Opgemerkt moet worden, dat met het hierna beschreven onderzoek een begin werd gemaakt, alvorens rapport No. 85 van het Advisory Committee for Aeronautics: „Moisture resistant finishes for airplanewoods” by M. E. DUNLAP, en de rapporten betreffende: „Varnish”.

MODEL DER PROEFSTUKKEN.



door W. H. LANG (opgenomen in het „Report on the materials used in aircraft and Aircraft-engines” by C. F. JENKIN, blz. 117, uitgegeven door het Aeronautical Research Committee) bekend waren, zoodat niet in aansluiting op de proeven van deze onderzoekers kon worden gewerkt. Als proefstukken werden gekozen blokken van nevenstaande afmetingen, van grenenhout. Deze houtsoort wordt in den vliegtuigbouw veelvuldig toegepast. De proefstukken werden zoo groot genomen, dat de doorlating van de vernislaag slechts weinig door het reeds opgenomen vocht zou worden beïnvloed. Om dezelfde reden werden geen dunne stukken gebruikt. Het gewicht varieerde van 600—750 g, het totaaloppervlak bedroeg $\pm 800 \text{ cm}^2$, het totaal-volume 1250 cm^3 . De hoeken werden afgerond, om het gevaar voor beschadigingen, door stooten bij de wegingen, te verminderen. Aangezien bij een voorloopige proefserie de indruk ontstond, dat het mogelijk was, een nagenoeg volkomen afsluiting van het hout te verkrijgen, door dit op zorgvuldige wijze te gronden, te verven en daarna eenige malen te vernissen, werden meer uitgebreide proeven in deze richting genomen.

Ongetwijfeld zou het voor de proefnemingen van belang geweest zijn, indien het mogelijk geweest ware, op deze wijze een geheel dichte laag te vormen. Evenals bij andere proeven gebruikelijk is, zouden de metingen dan op een nauwkeurig gedefinieerd deel van het proefstuk — een meetvlak — kunnen geschieden, terwijl ook het normaliseeren der proefstukken en het bepalen der vochtopname in verschillende vezelrichtingen hierdoor zou worden vereenvoudigd. Ook voor de praktijk zou het nuttig zijn, te weten, dat verf een geheel dichte laag kan vormen.

Uit het verdere onderzoek is evenwel gebleken, dat een zoodanige afsluiting niet kon worden verkregen. Zelfs door het aanbrengen van drie lagen witte Ripolin-verf, onder de vernislaag, werd de vochtdichtheid slechts weinig minder dan voor de vernislaag alleen. Dit wijst er op, dat de vochtopname vermoedelijk niet aan poreusheid van de bedekking, maar aan doorlating, zooals beschreven sub 2°, moet worden toegeschreven.

De bescherming, welke door het aanbrengen van de vernislagen tegen vochtopname of -afgifte werd verkregen, werd op de volgende wijze onderzocht: In ketels, welke gedeeltelijk met water waren gevuld, werden proefstukken, zoowel onder als boven water, opgesteld. De proefstukken boven water bevonden zich derhalve in een atmosfeer welke met waterdamp was verzadigd. Deze proeven vonden plaats bij 15° C. en bij 45° C., terwijl bovendien ook blokken in droge ketels werden geplaatst, welke tot 35° C. werden verwarmd.

Deze laatste ketels werden op natuurlijke wijze geventileerd en geen andere maatregelen werden genomen om het vochtgehalte van de warme lucht in de ketel te beïnvloeden.

We kunnen dus de volgende proeven onderscheiden:

- a. proeven in verzadigten waterdamp van 15° C.;
- b. onderdompelingsproeven in water van 15° C.;
- c. proeven in verzadigten waterdamp van 45° C.;
- d. onderdompelingsproeven in water van 45° C.;
- e. droogproeven in verwarmde lucht van 35° C.

Tijdens deze proeven welke van 500 tot 1500 uur duurden, werden de blokken geregeld gewogen, waarbij de gewichten tot in halve grammen werden bepaald. Gedurende den nacht werd de verwarming onderbroken, zoodat bij de proeven onder b, d en e vermeld, de verhouding der tijden tusschen hooge en lage temperaturen was als $\pm 2:3$.

Deze beproeving had ten doel over den invloed van tropisch klimaat gegevens te verzamelen.

Totale beproevingstijd. De totale tijd, waarin de blokken werden geobserveerd, bedroeg 3 à 4 jaar. De volgorde der verschillende proeven was als volgt:

- 1°. prepareeren;
- 2°. 1 week drogen;
- 3°. vochtproef van 500—1500 uur: a, b, c of d;
- 4°. rustperiode in het laboratorium;

TABEL NO. 1. Proeven in Damp 15°.

Proef No.	Begin Gewicht.	Vernissoort.	Gewichtverandering in Grammen na:										uur.
			100	200	300	400	500	576	672	744	840	1344	1536
28/29	551 $\frac{1}{2}$	Valspar met eigen vuller. Valspar met Holl. vuller. Valspar met olie. H ₁ . H ₂ . H ₃ . H ₄ . H ₄ ^A . H ₅ . H ₆ . H ₇ . Rubberlak (langs). Rubberlak (kopsch). Contrôleproef op 36/37. Geheel Ripolin + Valspar (langs). Geheel Ripolin + Valspar (kopsch).	1.—	2.—	2.5	3.—	3.5	—	—	—	—	—	—
36/37	666 $\frac{1}{2}$		0.5	1.—	1.5	2.—	2.—	—	—	—	—	—	—
93/94	610		2.5	2.5	2.5	3.—	3.5	—	—	—	—	—	—
61	620 $\frac{1}{2}$		2.5	2.5	3.5	4.—	4.5	—	—	—	—	—	—
63	643		1.—	1.5	2.5	3.—	3.5	—	—	—	—	—	—
68	576		0	1.—	1.—	1.—	1.5	—	—	—	—	—	—
72	549		0.5	1.—	1.—	1.5	2.—	—	—	—	—	—	—
88	502		0	0.5	0.5	1.5	2.5	—	—	—	—	—	—
76	552		0	0	0	0	0	—	—	—	—	—	—
81	514		0	0	0	0	0	—	—	—	—	—	—
83	561 $\frac{1}{2}$		0	0	0	1.—	1.5	—	—	—	—	—	—
102	591 $\frac{1}{2}$		1.5	2.5	3.5	4.5	4.5	—	—	—	—	—	—
106	653 $\frac{1}{2}$		0.5	2.5	3.—	3.5	5.5	—	—	—	—	—	—
111	789		1.—	2.—	3.—	3.5	4.—	4.5	5.—	6.—	6.5	9.5	10.5
120	590		1.—	2.—	2.5	3.—	3.5	4.—	5.—	5.5	6.—	8.5	9.5
126	689		0.5	1.5	2.5	3.—	3.5	4.—	4.5	5.—	5.5	8.—	8.5

Tabel No. 3.

Proeven in Damp 45°.

Proef No.	Begin Gewicht.	Vernissoort.	Gewichtverandering in Grammen na :											
			100	200	300	400	500	576	672	744	840	1344	1536	uur.
32/33	521½	Valspar met eigen vuller. Valspar met Holl. vuller. Valspar met olie. H ₁ H ₂ H ₃ H ₄ H ₄ ^A H ₅ H ₆ H ₇	3.5	6.5	10.—	12.5	13.—	—	—	—	—	—	—	—
40/44	659		1.—	3.—	5.—	8.—	12.5	—	—	—	—	—	—	—
95/96	591½		2.5	4.—	9.5	10.5	15.—	—	—	—	—	—	—	—
60	638		2.5	4.5	6.5	9.—	10.5	—	—	—	—	—	—	—
64	632		1.5	3.5	5.—	6.5	7.5	—	—	—	—	—	—	—
70	563		0.5	2.—	3.5	4.5	5.5	—	—	—	—	—	—	—
74	605		1.—	2.—	3.—	3.5	4.5	—	—	—	—	—	—	—
89	536		2.—	4.—	5.5	8.5	11.5	—	—	—	—	—	—	—
78	643		3.—	4.—	6.5	9.—	11.—	—	—	—	—	—	—	—
79	558		2.—	3.5	5.—	6.—	7.—	—	—	—	—	—	—	—
85	507	Rubberlak (langs). Contrôleproef op 32/33. Contrôleproef op 32/33. Geheel Ripolin + Valspar (langs). Geheel Ripolin + Valspar » Geheel Ripolin + Valspar (kopsch).	15	4.—	6.—	10.5	13.5	—	—	—	—	—	—	
100	519½		10.5	19.5	24.5	27.5	34.5	—	—	—	—	—	—	
114	799		2.5	4.—	6.—	8.—	10.—	10.5	12.—	13.5	15.—	19.5	21.—	—
115	801		1.5	3.—	4.5	6.5	8.—	8.5	10.—	11.—	12.—	16.—	17.—	—
122	803		2.—	4.—	4.5	6.5	7.5	8.—	9.—	9.5	11.—	14.—	14.5	—
123	560		2.—	3.5	5.—	7.—	8.—	8.5	9.5	10.—	11.—	13.5	14.—	—
128	686		2.5	4.—	5.—	6.—	7.5	8.—	9.—	9.5	10.5	14.—	14.—	—

Tabel No. 4.

Proeven in Water 45°.

Proef No.	Begin Gewicht.	Vernissoort.	Gewichtverandering in Grammen na :											
			100	200	300	400	500	576	672	744	840	1344	1536	uur.
30/31	540	Valspar met eigen vuller. Valspar wet Holl. vuller. H ₁ . H ₂ . H ₃ . H ₄ . H ₄ ^A . H ₆ . H ₇ .	6.—	11.—	15.—	18.5	20.—	—	—	—	—	—	—	—
38/39	684		4.5	7.5	10.—	13.5	17.—	—	—	—	—	—	—	—
58	600 ^{1/2}		8.—	10.—	13.—	16.—	19.—	—	—	—	—	—	—	—
62	628		5.5	9.—	11.—	13.—	15.5	—	—	—	—	—	—	—
69	552		0.5	3.5	6.—	7.5	10.—	—	—	—	—	—	—	—
73	574		0.5	3.5	4.—	7.—	9.5	—	—	—	—	—	—	—
90	557		0	0.5	1.—	1.5	2.—	—	—	—	—	—	—	—
80	550 ^{1/2}		4.—	8.—	11.—	13.5	14.5	—	—	—	—	—	—	—
86	510		—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
99	569 ^{1/2}		Rubberlak (langs).	1.5	28.—	40.—	54.5	63.5	—	—	—	—	—	—
116	797	Contrôleproef op 30/31.	7.—	9.—	12.5	16.5	19.—	20.—	23.—	24.5	27.—	34.5	37.	
117	782 ^{1/2}	Contrôleproef op 30/31.	6.—	9.—	12.5	16.5	19.—	20.—	22.5	24.5	26.5	33.5	37.5	
124	614	Geheel Ripolin + Valspar (langs).	5.—	7.5	8.5	11.5	13.—	14.—	15.—	16.5	18.—	22.5	25.5	
125	576	Geheel Ripolin + Valspar »	5.—	7.—	9.—	11.5	13.—	14.—	15.5	16.5	18.—	23.	24.5	
129	681	Geheel Ripolin + Valspar (kopsch).	5.—	7.5	8.5	11.—	12.5	13.5	15.—	16.—	17.5	22.—	24.—	

Tabel No. 5.

Droogproeven 35°.

Proef No.	Begin Gewicht.	Vernissoort.	Gewichtverandering in Grammen na:											
			100	200	300	400	500	576	672	744	840	1344	1546	uur.
99	562 ¹ / ₂	Ongeprepareerd.	25.—	46.5	54.5	60.5	—	—	—	—	—	—	—	—
36	680 ¹ / ₂	Valspar met Holl. Vuller.	5.5	—	30.5	—	—	—	—	—	—	—	—	—
61	623 ¹ / ₂	H ₁ .	8.5	—	33.5	38.5	—	—	—	—	—	—	—	—
63	645 ¹ / ₂	H ₂ .	7.5	—	25.5	29.5	—	—	—	—	—	—	—	—
68	566 ¹ / ₂	H ₃ .	14.5	—	45.5	—	—	—	—	—	—	—	—	—
72	541	H ₄ .	17.—	—	30.5	—	—	—	—	—	—	—	—	—
88	500	H ₄ A.	6.—	—	28.—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
81	510	H ₆ .	17.—	—	35.—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
83	558 ¹ / ₂	H ₇ .	18.—	—	40.—	44.—	—	—	—	—	—	—	—	—
59	622	H ₁ .	—	—	25.—	—	—	—	—	—	34.—	—	—	—
66	653	H ₂ .	—	—	28.—	—	—	—	—	—	36.—	—	—	—
67	567	H ₃ .	—	—	32.—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
71	529	H ₄ .	—	—	32.—	—	—	—	—	—	38.—	—	—	—
75	637	H ₅ .	—	—	29.5	—	—	—	—	—	—	—	—	—
82	512	H ₆ .	—	—	33.—	—	—	—	—	—	42.—	—	—	—
87	491	H ₇ .	—	—	26.—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
58	604 ¹ / ₂	H ₁ .	—	—	15.—	23.—	27.5	—	—	—	—	—	—	—
62	630	H ₂ .	—	—	41.—	49.5	53.5	—	—	—	—	—	—	—
69	539	H ₃ .	—	—	19.5	28.5	34.—	—	—	—	—	—	—	—
73	562	H ₄ .	—	—	17.—	27.—	33.5	—	—	—	—	—	—	—
90	557	H ₄ A.	—	—	20.—	32.—	38.—	—	—	—	—	—	—	—
86	508	H ₇ .	—	—	21.—	32.—	38.5	—	—	—	—	—	—	—
110	788	Contrôleproef op 36.	7.5	11.5	16.5	22.5	25.5	27.—	30.—	32.5	34.5	42.—	44.—	—
118	616	Geheel Ripolin + Valspar (langs).	5.—	8.—	11.5	17.—	18.—	19.—	22.—	23.5	25.—	31.—	32.—	—
119	593	Geheel Ripolin + Valspar »	4.5	7.—	10.—	13.—	14.5	15.5	17.5	18.—	19.5	24.—	25.—	—
84	—	H ₇ .	—	—	—	29.—	—	—	—	—	—	—	—	—

5°. droogproef van 500—1500 uur: e;

6°. rustperiode in het laboratorium.

Teneinde na te gaan, in hoeverre de resultaten door de genoemde volgorde werden beïnvloed, werden eenige blokken zonder voorafgaande vochtproef aan de droogproef (5°) blootgesteld en eveneens werd een aantal blokken, welke de geheele proef hadden doorgemaakt, opnieuw aan een vochtproef (3°) onderworpen. In fig. 6 zijn van eenige der proefstukken de gewichtsveranderingen gedurende den geheelen waarnemings-tijd afgebeeld.

De wijze van prepareren. Het prepareren der proefstukken geschiedde in het algemeen geheel volgens de aanwijzingen, door de fabrikanten der onderzochte soorten verstrekt. Meestal werd dienovereenkomstig het hout vóór het vernissen met een gronder en/of poriënvuller behandeld. In eenige gevallen werd, teneinde een betere sluitende laag te verkrijgen, ook na de afzonderlijke lagen nog geslepen met puimsteenpoeder, hout-, metaalkrullen, enz. Het aantal afzonderlijke vernislagen bedroeg meestal 3. Waar geen verdere aanduiding is bijgevoegd, zal onder de afsluitende laag steeds worden verstaan het geheele complex van gronder, vuller en 3 lagen vernis.

De onderzochte soorten. In totaal werden 9 verschillende soorten vernis onderzocht, n.l.:

1° Valentines Valspar-oil-varnish. Deze werd beproefd:

a. met Valspar gronder en vuller („primer” en „filler”);

b. met Valspar gronder en een Hollandschen vuller;

c. met rauwe lijnolie als onderlaag.

2°. Acht Hollandsche vernis-soorten (meestal lakken genoemd), alle olie-vernissen. Deze Hollandsche vernissen zijn in de tabellen en grafieken aangeduid door H_1 , H_2 , enz.

Geheel overeenkomstig werd onderzocht:

Een rubberhoudende „lak”, die, evenals de vernissen, kon worden gestreken.

Eenige proeven werden verder nog genomen met een blok, dat met een rubberlaag werd bedekt, welke laag daarna werd geïncaniseerd.

Proeven met vernissen, welke aluminium-poeder, barium-sulfaat, grafiet-poeder of iets dergelijks bevatten, werden niet genomen. De onderzochte vernissen waren alle z.g. „blanke vernissen”, welke het mogelijk maken het hout ook na de behandeling nog te inspecteren. Dit zal in de meeste gevallen voordeelen opleveren.

Aantal proefstukken. Het aantal der geobserveerde proefstukken bedroeg 195 totaal. Vochtproeven (1°, 2°, 3°) werden op 149 stukken genomen, ± 40 voor iedere vochtproef a, b, c of d, droogproeven (1° tot 6°) op 46 stukken (proef e).

Ter verkrijging van vergelijkingswaarden werden eenige ongeprepareerde blokken aan droog- en vochtproeven onderworpen.

Resultaten der proeven. — A. *Vochtproeven.* In tabel 1—4 zijn voor een aantal proefstukken de waargenomen ge-

GEWICHTSVERANDERINGEN BIJ DE PROEFNEMINGEN IN DAMP VAN
15° C. WAARGENOMEN. (1)

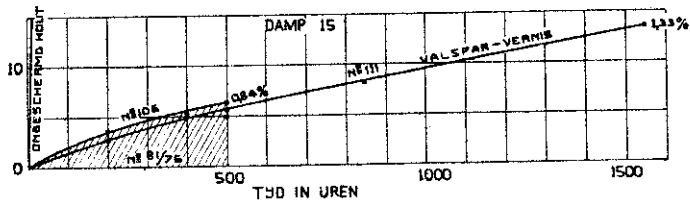


Fig. 1.

GEWICHTSVERANDERINGEN BIJ DE PROEFNEMINGEN IN WATER VAN
15° C. WAARGENOMEN. (1)

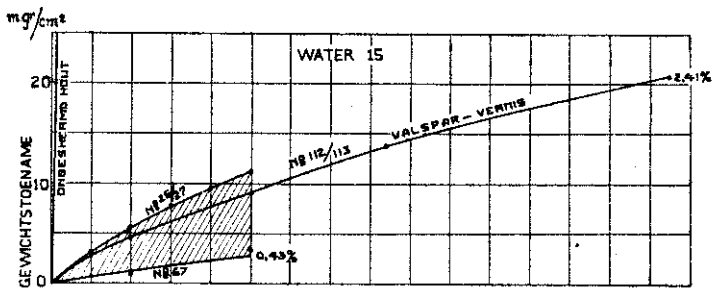


Fig. 2.

GEWICHTSVERANDERINGEN BIJ DE PROEFNEMINGEN IN DAMP VAN
45° C WAARGENOMEN. (1)

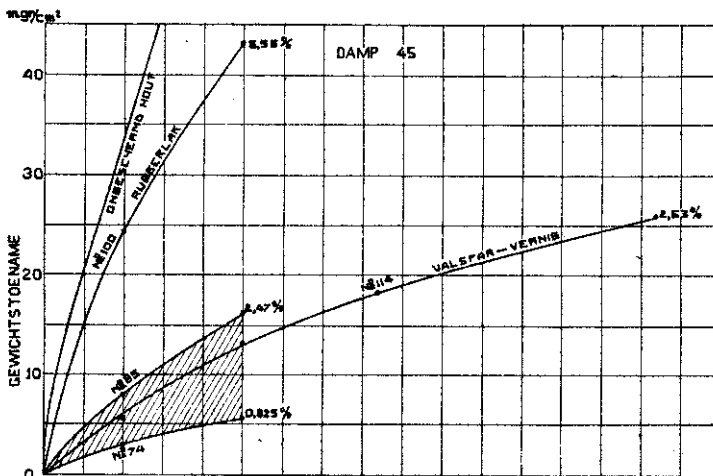


Fig. 3.

(1) In de figuren 1—5 geeft het gearceerde gebied de grenzen aan, waartusschen de waarden voor de onderzochte soorten uiteen liepen.

GEWICHTSVERANDERINGEN BIJ DE PROEFNEMINGEN IN WATER VAN 45° C. WAARGENOMEN. (1)

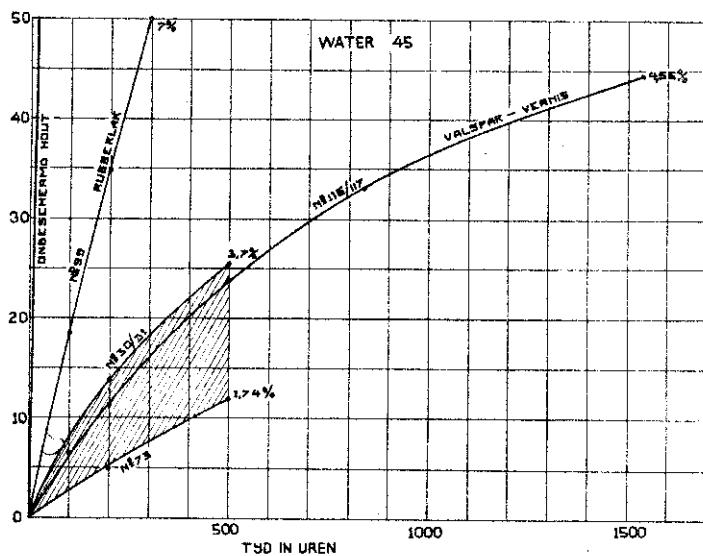


Fig. 4.

GEWICHTSVERANDERINGEN BIJ DE DROOGPROEVEN BIJ 35° C. WAARGENOMEN. (1)

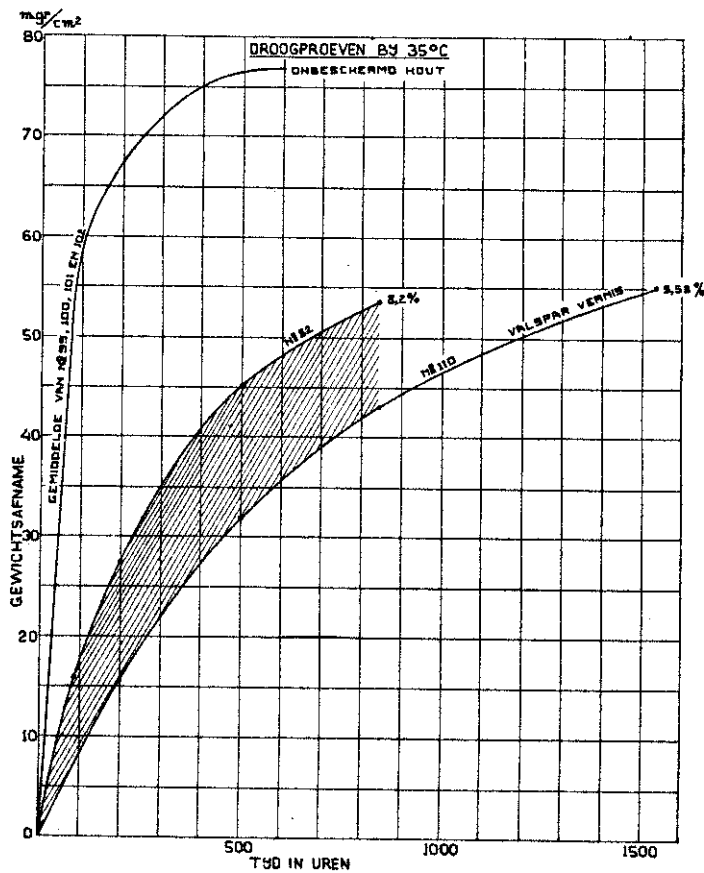


Fig. 5.

GEWICHTSVERANDERING VAN EENIGE PROEFSTUKKEN GEDURENDE DEN
GEHEELEN WAARNEMINGSTIJD (1).

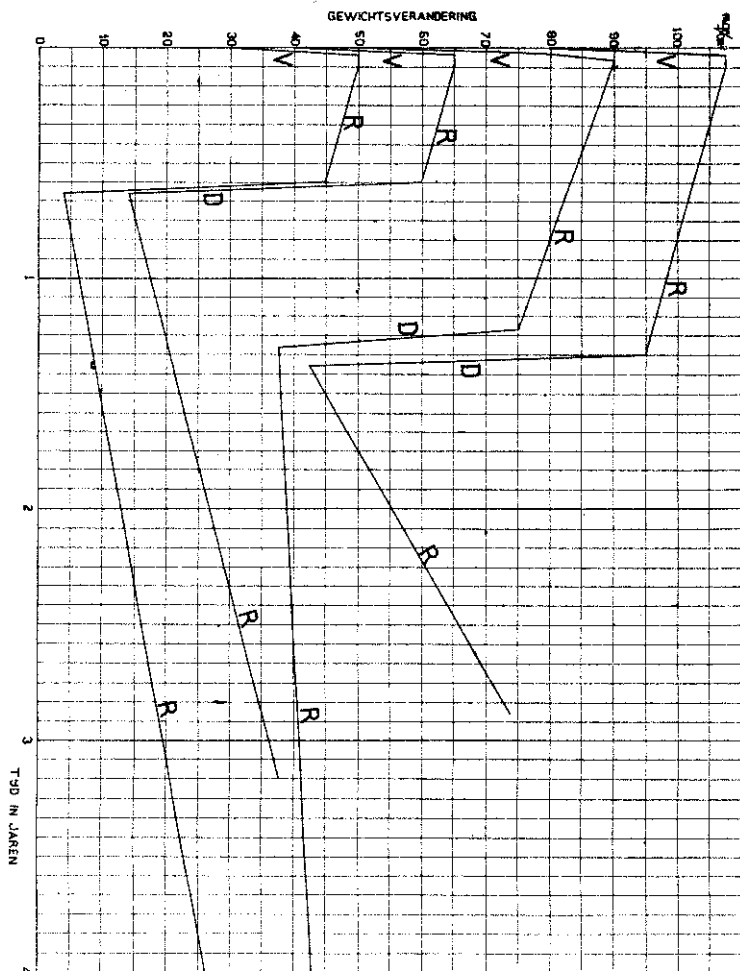


Fig. 6.

wichtsveranderingen verzameld. Deze veranderingen zijn in de bijbehorende figuren 1—4 grafisch voorgesteld. Op de horizontale as is de tijd uitgezet in uren, terwijl de gewichtsveranderingen in mg per cm² doorlatend oppervlak, op de verticale as zijn uitgezet. Het gearceerde gedeelte in deze figuren geeft het gebied aan, waartusschen de waarnemingen voor de onderzochte soorten vallen. Van de blokken, welke de boven- en de benedengrens van deze gebieden vormen, zijn de gewichtsveranderingen in procenten aan het einde van de lijn bijgeschreven.

(1) Beteekenis der letters bij de lijnen:

- V beteekent vochtproef.
- D „ droogproef.
- R „ rustperiode.

Ter vergelijking is in elk dezer grafieken een proef van langeren duur op Valspar-verniss opgenomen, terwijl tevens de gewichtsveranderingen, welke bij de onderzochte rubberlak-soort en bij onbeschermden blokken werden waargenomen, zijn opgeteekend. Doordat de begin-gewichten der proefstukken vrij belangrijk uiteenliepen, was het niet mogelijk een tweede schaalverdeling aan te brengen, waarop de veranderingen in procenten afgelezen zouden kunnen worden.

Uit deze grafieken is te zien:

1°. Dat in alle vier de gevallen de vochtopname gering is, hoewel duidelijke verschillen werden gevonden. Vanaf het begin van de proef wordt de gewichtstoename per tijdseenheid steeds kleiner. Een grenswaarde werd niet gevonden voor den tijd waarover de proeven verliepen, al is het niet onwaarschijnlijk, dat zich na langeren duur een evenwicht instelt. In afwijking met de resultaten door W. LANG gepubliceerd (zie Report on the materials used in aircraft and aircraft engines, by C. F. JENKIN, blz. 117) werd geen rechtlijnig verband tusschen vochtopname en tijd geconstateerd. De grenswaarden bij 500 uur bedragen voor de olie-vernissen:

bij proef a:	van	0	tot	6.88	mg per cm ² ;
"	"	b:	"	3.13	" 11.25 " " "
"	"	c:	"	5.63	" 16.88 " " "
"	"	d:	"	11.88	" 25 " " "

2°. dat de onderzochte vernissoorten onderling zeer weinig uiteenloopen. De bij deze proeven gevonden cijfers kunnen niet gebruikt worden, om deze soorten naar kwaliteit te rangschikken, aangezien de verschillen daarvoor te gering zijn en hierop bovendien de wijze van beproëving en de individueele eigenschappen der geprepareerde proefstukken van invloed kunnen zijn;

3°. dat bij gebruik van rauwe lijnolie als onderlaag minder bescherming wordt verkregen dan bij toepassing van gronder en vuller;

4°. dat de onderzochte rubberlak veel minder bescherming geeft dan de olievernissen. Deze rubberlaksoort kan als onvoldoende voor den vliegtuigbouw worden gequalificeerd. De cijfers, op deze laksoort betrekking hebbende, zijn in bovengenoemde tabellen opgenomen.

B. *Droogproeven.* Tabel 5 geeft de gewichtsveranderingen van een aantal proefstukken tijdens de droogproeven weer. In grafiek No. 5 is het gebied aangegeven, waarin de onderzochte blokken vallen. Evenals bij de vochtproeven, werd ook hier een afbuigen van de lijnen, welke de gewichtsveranderingen ten opzichte van den tijd aangeven, waargenomen. Een grenswaarde werd ook hier niet bereikt, al werd een grootere afbuiging van de lijn geconstateerd. In mg per cm² doorlatend oppervlak bedragen de grenswaarden bij 500 uur: van 32 tot 45.

Ten einde een overzicht over de gewichtsveranderingen bij de verschillende proeven mogelijk te maken, werden in fig. 7

de gemiddelden der in fig. 1—5 afgebeelde spreidingen uitgezet, terwijl in fig. 8 voor een aantal proefblokken de bijbehorende veranderingen door rechte lijnen zijn voorgesteld.

Uit deze proeven volgt:

1°. dat de weerstand tegen uitdrogen geringer is dan tegen vochtopname;

2°. dat, evenals bij de vochtproeven, weinig verschil tusschen de onderzochte olie-vernissen werd gevonden.

Algemeene opmerkingen. Uit de diagrammen bij deze publi-

OVERZICHT DER GEMIDDELDE
GEWICHTSVERANDERINGEN VOOR DE
VERSCHILLENDE PROEVEN.

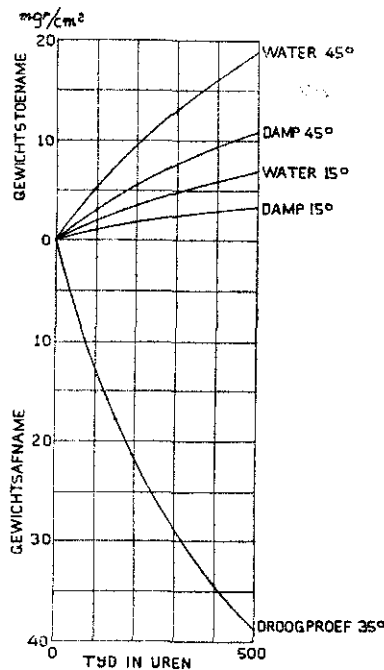
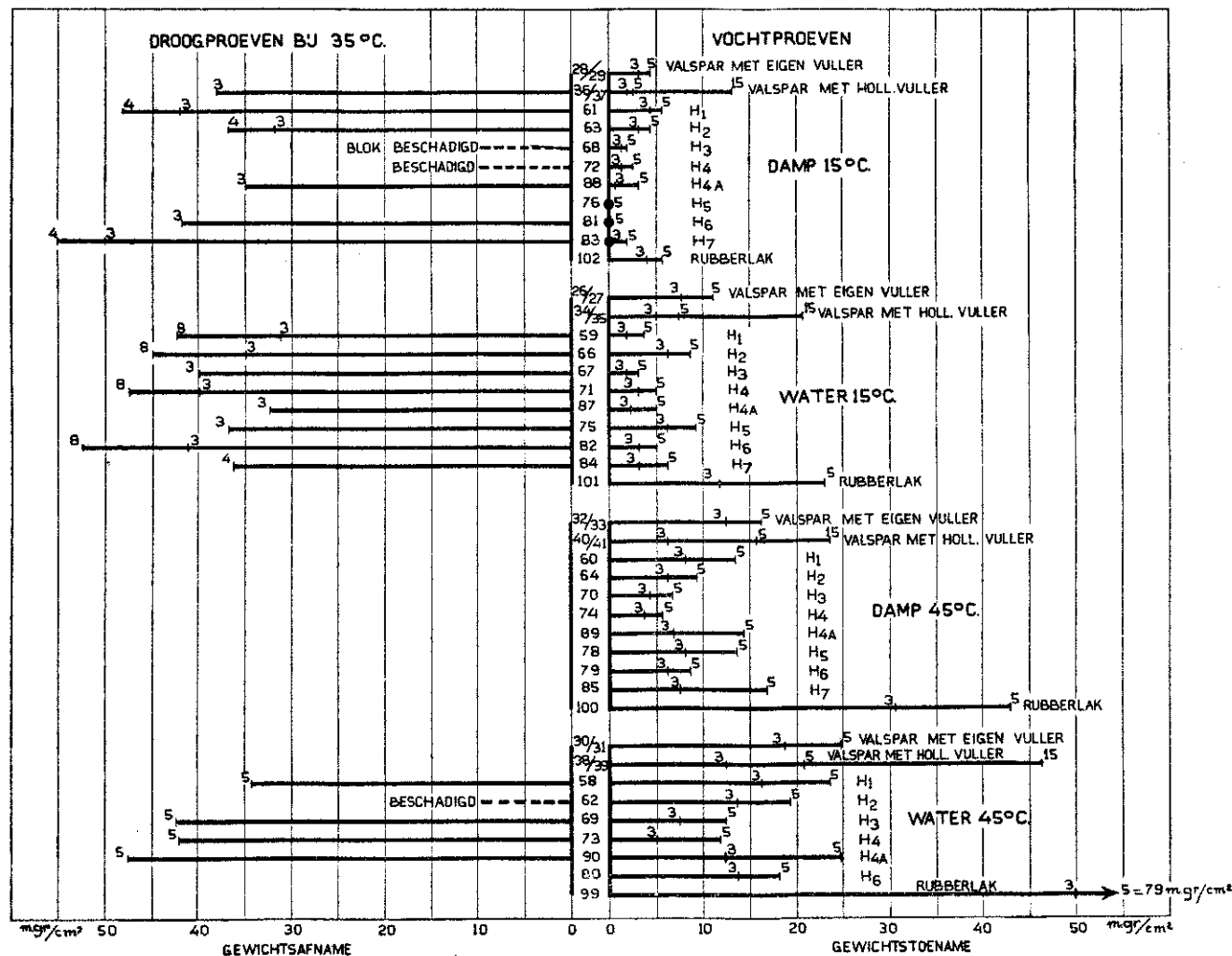


Fig. 7.

catie gevoegd, is waar te nemen dat de krommen, welke de gewichtsveranderingen der blokken tijdens de proeven aangeven, steeds hetzelfde karakter dragen. Hoewel in de practijk de periodieke temperatuurs- en vochtschommelingen in het algemeen anders zullen zijn dan bij deze proeven, is toch het kennen van deze lijnen van belang. Ten eerste, omdat het hierdoor mogelijk wordt de eigenschappen van verschillende bedekkingsstoffen (zoowel olie-vernissen als andere) met elkaar te vergelijken. Ten tweede, omdat men zich ten naaste bij rekenschap kan geven van de veranderingen, welke bij het gebruik van een bepaalde bedekking in het hout kunnen

OVERZICHT DER GEWICHTSVERANDERINGEN VOOR EEN AANTAL BLOKKEN WELKE AAN VERSCHILLENDE PROEVEN WERDEN ONDERWORPEN. DOOR DE CIJFERTJES OP DE ZWAARGETROKKEN LIJNEN ZIJN DE GEWICHTSVERANDERINGEN GEMARKEERD, WELKE NA EEN BEPROEVINGSTIJD VAN 100 $\times$ HET CIJFER IN UREN WERDEN GEVONDEN.



optreden. Wanneer een constructeur zich evenwel van dergelijke gegevens wil bedienen, dan zal er bij de fabricage op gelet moeten worden, dat het aanbrengen van de laag ook op inwendige deelen met zeer veel zorg geschiedt, zoodat inderdaad de bescherming bereikt wordt, waarop of waarmede gerekend werd.

Conclusies. Uit het hiervoor beschreven onderzoek zijn de navolgende conclusies te trekken.

1^o. Door een goed gebruik van Valentines-Valspar-oil-varnish kan voor grenenhout een zeer goede bescherming tegen vochtwisselingen en atmosferische invloeden in het algemeen worden bereikt. Onder goed gebruik moet worden verstaan, dat het hout met gronder en vuller wordt behandeld, en na zorgvuldige droging met drie achtereenvolgende lagen olie-verniss wordt bestreken.

2^o. Het verdient geen aanbeveling, de behandeling met gronder en vuller door een behandeling met rauwe lijnolie te vervangen. Voornamelijk tegen vochtinwerking bij hogere temperaturen wordt hierdoor een minder goede bescherming verkregen.

3^o. De onderzochte 8 Hollandsche olie-vernissen (gewoonlijk ook door de fabrikanten olie-lakken genoemd) kunnen een vergelijking met Valspar zeer goed doorstaan. In alle gevallen waren de afwijkingen zeer gering.

4^o. De onderzochte Hollandsche poriënvuller gaf over het algemeen resultaten, welke nog iets gunstiger waren dan de Valspar-vuller, ook bij gebruik van Valspar-oil-varnish. De verschillen waren echter gering.

5^o. De onderzochte rubberlak kan een vergelijking met de olie-vernissen niet doorstaan en moet voor den vliegtuigbouw als ongeschikt worden gekenmerkt. Er werd slechts één rubberlaksoort onderzocht.

6^o. Het is gewenscht dat betreffende de vochtafsluiting van bedekkingsmiddelen verdere proeven worden genomen. Als punten van onderzoek komen in aanmerking:

a. het gedrag van andere bedekkingsmiddelen in vergelijking met olie-vernissen in het algemeen;

b. de invloed van de houtsoort;

c. de invloed van verschillende soorten onderlagen (gronders, vullers, enz.);

d. de invloed van verschillende bijmengselen (aluminium-poeder, grafiet-poeder, bariumsulfaat, enz.) op de vochtafsluitende werking;

e. de weerstand van bedekkingslagen tegen slijtage, olie, benzine, enz.;

f. de weerstand van olie-vernissen tegen den invloed door sterke lichtbestraling uitgeoefend;

g. de wijze waarop proeven op olie-vernissen en andere bedekkingsmiddelen voor de practijk te normaliseeren zijn;

h. het vaststellen van de eischen, welke in materiaalvoorschriften voor de luchtvaart kunnen worden opgenomen.

Fotografische tijdstudies van vliegtuigbanen.

Rapport V 79.



Overgedrukt uit *De Ingenieur* van 14 Maart 1925, No. 11.

RAPPORT V 79.

Fotografische tijdstudies van vliegtuigbanen.

Uittreksel.

Doel.

Het bepalen van afstand en hoogte op bekende tijden van een vliegtuig bij start of landing, of wel bij horizontale vlucht, uit welke gegevens kunnen worden afgeleid grootheden, welke ter beoordeeling van een vliegtuig van belang zijn. Hiertoe behooren aanlooptijd, aanlooptijd, horizontale snelheid bij het begin der vlucht, stijgsnelheid, horizontale snelheid bij de landing, uitlooptijd, enz. Deze zijn met andere methoden moeilijk te bepalen, vooral bij watervliegtuigen.

Methode.

Het vliegtuig vliegt met of tegen den wind over het fotografietoestel, waarvoor bij voorkeur een kinematograaf wordt genomen, bij welke een secondenhorloge met behulp van een uitwendig aangebrachten hollen spiegel wordt medefotografeerd (fig. 4, 5 en 6). De vleugel wordt zoodoende „onverkort” afgebeeld.

Uit de grootte van het fotografische beeld van den vleugel wordt berekend de afstand tusschen vliegtuig en foto-apparaat. Dit is mogelijk met bekende vleugelafmeting, en brandpuntsafstand van het objectief. De hoogte wordt gevonden door vergelijking op de fotografie van de hoogte van het vliegtuig boven den horizon met de bekende vleugelafmeting (fig. 1, 2 en 3).

Met een groot aantal beelden kan de invloed van toevallige fouten worden verminderd. Het blijkt dat met $f = 50$ mm bevredigende uitkomsten worden verkregen tot op een afstand van eenige honderden meters (zie fig. 7). Hieruit worden afgeleid aanlooptijd 104 m, aanlooptijd 8.7 sec., vliedsnelheid na windcorrectie 31.5 m p. sec. = 113 km p. uur, op 300 m vanaf het startpunt is de hoogte 38.5 m, daar is de stijgsnelheid 6.2 m p. sec.

Met grooter brandpuntsafstand zou met dit hulpmiddel de maximale horizontale snelheid met voldoende nauwkeurigheid kunnen worden bepaald, waarbij de hoogte op elk punt der baan bekend is.

RAPPORT V 79.

Etudes photographiques de trajectoires d'avion.

Résumé.

But.

Déterminer à des temps connus la distance et la hauteur d'un avion pendant l'essor ou l'atterrissage ou bien pendant le vol horizontal. De ces données on peut déduire des grandeurs qui sont d'importance pour juger un avion. Parmi celles on compte la longueur et le temps de roulement avant l'essor, la vitesse horizontale au commencement du vol, la vitesse de montée, la vitesse horizontale à l'atterrissage, la longueur de roulement, après l'atterrissage, etc. Ces grandeurs sont difficiles à déterminer par d'autres méthodes, surtout dans le cas des hydravions.

Méthode.

L'avion survole l'appareil photographique avec ou contre le vent; comme appareil sera employé de préférence un cinématographe. Une montre à cadran divisé en secondes, placé à l'extérieur, est photographiée en même temps à l'aide d'un miroir concave (voir fig. 4, 5 et 6). Les ailes de l'avion sont ainsi photographiées sans raccourcissement.

De la grandeur de l'envergure sur l'image photographique, la distance de l'avion à l'appareil photographique est calculée. Cela est possible quand l'envergure de l'avion et le focus de l'objectif sont connus. La hauteur au dessus du sol est trouvée en comparant sur la photographie la hauteur au dessus de l'horizon avec l'envergure (voir fig. 1, 2 et 3).

Avec un grand nombre de photographies l'influence d'erreurs accidentelles est diminué. On a obtenu des résultats satisfaisants avec $f = 50$ mm pour des distances jusqu'à plusieurs centaines de mètres; voir fig. 7, dont on déduit longueur de roulement à l'essor 104 m, temps 8.7 sec., vitesse de vol après correction pour le vent 31.5 m/sec., vitesse de montée au sol 6.2 m/sec.

Avec un focus plus grand on pourrait déterminer avec une précision suffisante la vitesse maxima en vol horizontal en même temps que la hauteur en chaque point de la trajectoire.

Fig. 1. Le plan de symétrie de l'avion est tenu autant que possible dans le plan du vent, passant par l'objectif photographique.

Fig. 2. L distance, B envergure, f distance focale, b image de l'envergure.

$$\frac{L}{B} = \frac{f}{b}$$

Fig. 3. Schéma d'une photographie d'avion.

Fig. 4. Montage du petit miroir et de la montre.

Fig. 5. Cinématographe Ernemann, muni au R. S. L. d'un miroir et d'une montre.

Fig. 6. La détermination de la vitesse horizontale minimale de l'avion de reconnaissance type F. K. 31.

Fig. 7. Etude de décollage.

REPORT V 79.

Photographic timestudies of aeroplane paths.

Summary.

Object.

The determination of distance and height of an aeroplane at known times during starting, landing or horizontal flight. From these data characteristics can be deduced which are of interest for judging the merits of an aeroplane, as for instance, length and time of starting run, flight speed after „unsticking”, climbing speed, landing speed, landing run, etc. These are difficult to determine with other methods, especially for seaplanes.

Method.

The aeroplane flies over the photographic apparatus with or against the wind. Preferably a cinematograph is used, to which is fitted externally a stop watch which is photographed at the same time by means of a concave mirror (see fig. 4, 5 and 6). The wings are photographed unshortened.

From the width of span on the photograph the distance between aeroplane and photographic apparatus is calculated. This is possible when both the span of the wings and the focus of the objective are known. The height is found by comparing on the photograph the height of the aeroplane above the horizon with the known wing span (fig. 1, 2 and 3).

With a great number of photographs the influence of incidental errors is diminished. It appears that with $f = 50$ mm satisfying results can be obtained at distances up to several hundred metres (see fig. 7); from this are found starting run 104 m, time 8.7 sec., air speed after wind correction 31.5 m/sec., climbing speed at ground level 6.2 m/sec.

With greater focus it would be possible to determine in this way the maximal horizontal flight speed with sufficient accuracy and at the same time the height in every point of the flight path.

Fig. 1. The plane of symmetry of the aeroplane is kept in the „windplane” through the photographic lense.

Fig. 2. L distance, B span, f focus, b image of span.

$$\frac{L}{B} = \frac{f}{b}$$

Fig. 3. Scheme of aeroplane-photo.

Fig. 4. Plan view of concave mirror and watch.

Fig. 5. Cinematograph of Ernemann, equipped at the R. S. L. with watch and mirror.

Fig. 6. Measurement of minimum horizontal speed of reconnoissance machine type F. K. 31.

Fig. 7. Time study of start.

BERICHT V 79.

Photographische Zeitstudien von Flugzeugbahnen.

Zusammenfassung.

Zweck.

Bestimmung von Abstand und Höhe eines Flugzeuges in bekannten Zeiten bei Start und Landung oder bei Horizontalflug. Aus diesen Daten lässt sich eine Reihe für die Beurteilung eines Flugzeuges wichtiger Grössen ableiten. Zu diesen gehören Länge und Zeit des Anlaufes, horizontale Geschwindigkeit am Anfang des Fluges, Steiggeschwindigkeit, Ausschwebegeschwindigkeit, Auslauflänge u. s. w. Diese sind auf anderem Wege nur schwer bestimmbar, insbesondere bei Wasserflugzeugen.

Methode.

Das Flugzeug fliegt mit oder gegen den Wind über den photographischen Apparat. Vorzugsweise wird ein Kinematograph benutzt. Eine auswendig befestigte Sekundenuhr wird mit Hilfe eines Hohlspiegels mitphotographiert (s. Abb. 4, 5 und 6). Der Flügel wird also unverkürzt abgebildet.

Aus der Grösse des photographischen Flugzeugbildes wird der Abstand zwischen Flugzeug und Kamera berechnet; dies ist möglich wenn Flügelabmessung und Brennpunkt Abstand des Objektivs bekannt sind. Die Höhe wird auf dem Bilde

durch Vergleich der Höhe des Flugzeuges über den Horizont mit der bekannten Spannweite gefunden (Abb 1, 2 und 3).

Mit einer grösseren Bilderzahl kann der Einfluss zufälliger Fehler verringert werden. Es zeigte sich dass mit $f = 50$ mm zufriedenstellende Ergebnisse erhalten werden für Abstände bis zu mehrere hundert Meter (siehe Abb. 7); hieraus ist abzuleiten: Anlauf 104 m, Zeit 8.7 sek, Fluggeschwindigkeit nach Anbringen einer Windkorrektur 31.5 m/sek, Steiggeschwindigkeit am Boden 6.2 m/sek

Mit grösserer Brennweite könnte mit diesem Hilfsmittel die maximale Horizontalgeschwindigkeit mit genügender Genauigkeit bestimmt werden, wobei die Höhe in jedem Punkte der Bahn bekannt sein würde.

Fig. 1. Die Symmetrie Ebene des Flugzeuges wird möglichst in der Windebene durch das photographische Objektiv gehalten.

Fig. 2. L Entfernung, B Spannweite, f Brennweite, b Bild der Spannweite.

$$\frac{L}{B} = \frac{f}{b}$$

Fig. 3. Schema des Flugzeugbildes.

Fig. 4. Aufstellung von Hohlspiegel und Uhr.

Fig. 5. Ernemann-kino, am R. S. L. versehen von Spiegel und Uhr.

Fig. 6. Messung von mindest Horizontalfluggeschwindigkeit Erkundungsflugzeug typ F. K. 31.

Fig. 7. Zeitstudie vom Start

Fotografische tijdstudies van vliegtuigbanen

DOOR

ir. A. G. VON BAUMHAUER.

Rapport V 79

van den Rijks-Studiedienst voor de Luchtvaart.

Doel van dit rapport is het beschrijven van een methode, welke aan den R. S. L. is onderzocht en die van nut bleek te zijn bij het vastleggen van de baan van een vliegtuig, in het bijzonder bij opstijging en landing.

Overzicht. In dit rapport is beschreven, hoe uit fotografieën, bij voorkeur kinematografische opnamen, waarop tevens een seconden-horloge is afgebeeld, de afstand wordt gemeten, waarop een vliegtuig zich van het fotografiestoestel bevindt. Ook de hoogte boven den grond kan hieruit worden bepaald.

Bekend moeten hierbij zijn de vliegtuigbreedte en de brandpuntsafstand van het fotografisch objectief. Het vliegtuig wordt recht van voren of van achteren gezien, waartoe in de windrichting over het fototoestel wordt gevlogen. Verschillende toepassingen, o. a. ter bepaling van de startbaan, worden beschreven. Een methode van snelheidsmeting wordt toegelicht.

Inleiding. Met behulp van deze methode kunnen met voldoende nauwkeurigheid verschillende gegevens worden verzameld, waarvoor ons geen andere meetmethoden bekend zijn. Het gedrag van het vliegtuig bij opstijging en landing te leeren kennen, is voor de beoordeeling van vliegtuigen van groot belang.

In verband met de veiligheid van verkeersvliegtuigen zijn voorschriften opgesteld (1) omtrent de hoogte, die een vliegtuig moet hebben bereikt op een bepaalden afstand vanaf het begin der beweging (b.v. een hoogte van tenminste 20 m op 650 m afstand). Verder is het van nut te weten, welke de vliegsnelheid is, b.v. bij de landing, wat de stijgsnelheid is dicht bij den grond, enz. Het is daarom van belang te kennen de baan, door het vliegtuig afgelegd, en de tijden, behoorende bij de punten van deze baan. Met behulp van de hieronder beschreven methode blijkt dit mogelijk te zijn.

Bij de veranderlijke beweging, zooals bij opstijgingen en landingen, zijn de bestaande hoogtemeters en snelheidsmeters ongeschikt. De barometrische hoogtemeters zijn n.l. niet voldoende nauwkeurig voor het aangeven van hoogte-veranderingen van eenige meters, welke hier van belang zijn. De elastische nawerking van de aneroïde-doozen levert merkbare miswijzing.

(1) Beschikking van den Minister van Waterstaat van 28 Mei 1924.

De afstanden zouden kunnen worden gevonden door integratie der veranderlijke snelheid naar den tijd. Molensnelheidsmeters zullen door hun traagheid naloopen; van manometrische snelheidsmeters zijn de membraan-aanwijzers onvoldoende nauwkeurig, mede tengevolge van de elastische nwerking.

Beschrijving der methode. De methode berust op de mogelijkheid, om uit de grootte van een vliegtuigbeeld op een fotografie den afstand van het vliegtuig tot het fototoestel te bepalen, wanneer de bepalende grootheden van vliegtuig en fototoestel bekend zijn. Om de zaak te vereenvoudigen, wordt er voor gezorgd, dat de baan van het vliegtuig in een verticaal vlak blijft, evenwijdig aan den wind. Dit komt overeen

HET SYMMETRIE-VLAK VAN HET Vliegtuig Blijft
ZOO VEEL MOGELIJK IN HET «WINDVLAK» DAT DOOR
DE FOTO-LENS GAAT.

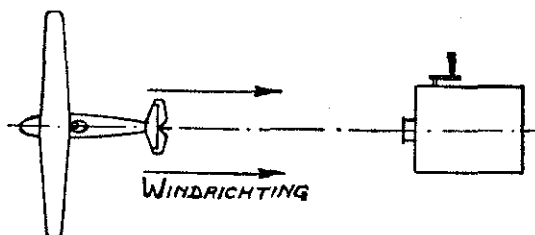


Fig. 1.

met den practischen eisch, dat bij opstijging en landing recht tegen den wind wordt gevlogen.

Het fotografietoestel wordt opgesteld met de optische as in de windrichting. De vlieger heeft opdracht, gedurende de proef ook in de lucht in dit „windvlak” te blijven (fig. 1).

Het langsscheepsche symmetrievlak van het vliegtuig blijft zooveel mogelijk in het windvlak, dat door het fototoestel gaat. De vleugels worden dus „onverkort” gefotografeerd. Bij deze proeven wordt de vleugelgrootte aan het vliegtuig opgemeten en tevens de beeldgrootte daarvan bepaald op de fotografie. Uit de zoo gevonden verkleining en den nauwkeurig bekenden brandpuntsafstand van het objectief kan dan berekend worden de afstand van vliegtuig tot fototoestel. Het objectief wordt op oneindig scherp gesteld.

Stel: vliegtuigafstand L , vliegtuigbreedte B , brandpuntsafstand f , beeldgrootte b , dan volgt uit de figuur 2:

$$\frac{L}{B} = \frac{f}{b}$$

Hierin zijn bekend B , f en b , zoodat L kan worden berekend, b.v. $B = 12.50$ m, $f = 50$ mm, $b = 2.50$ mm, dan is $L = 250$ m.

De hoogte, waarop zich het vliegtuig bevindt, kan eenvoudig worden bepaald uit de foto.

De loodlijn, neergelaten uit het vliegtuig, ligt n.l. in het zelfde verticale vlak als de vleugel. Dit vlak staat evenwijdig aan het fotografische negatief. De hoogte is dus in dezelfde mate verkleind als de vliegtuigbreedte.

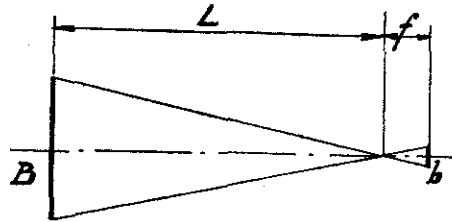


Fig. 2.

Op de foto worden hoogte h en vliegtuigbreedte b opgemeten (fig. 3).

Dan is de ware hoogte $H = \frac{h}{b} B$.

Van belang voor het bepalen der tijden en snelheden is het kennen van het oogenblik van opname van het fotografische beeld.

SCHEMA VAN EEN VLIEGTUIG-FOTO.

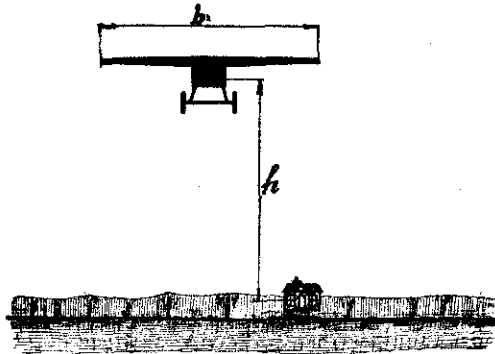


Fig. 3.

Bij het gebruik van fotografietoestellen met vaste film-pakken werd belicht, op het oogenblik, dat de waarnemer den secondenwijzer bepaalde punten zag passeeren, b.v. bij de start van een verkeersvliegtuig na 10, 13, 16, 20, 25, 30, 40 en 50 seconden. Teneinde zoo snel de films te kunnen wisselen, werden 3 toestellen gebruikt.

Een nauwkeuriger tijdsbepaling wordt verkregen door het gelijktijdig medefotografeeren van een secondenhorloge. Een inrichting daartoe werd aangebracht aan de kinematograaf.

Teneinde dit toestel niet inwendig te behoeven veranderen en dus allicht voor ander werk minder geschikt te maken, werd dit secundaire optische stelsel van buiten aangebracht.

In fig. 4 is de opstelling schematisch in bovenaanzicht weergegeven, fig. 5 geeft een fotografie daarvan.

OPSTELLING VAN HORLOGE EN SPIEGEL, VAN BOVEN GEZIEN.

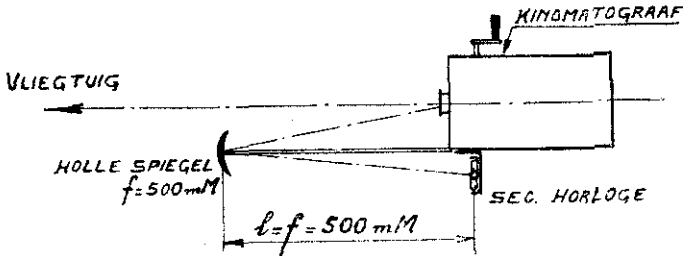


Fig. 4.

Het secondenhorloge is opgesteld in het brandpunt van een hollen spiegel, welke vóór de lens van de kinematograaf is opgesteld, welke laatste op oneindig is scherp gesteld.

Van het horloge wordt een beeld ontworpen op één tiende van de ware grootte, daar de verhouding der brandpuntsafstanden van spiegel en kino-objectief $\frac{500}{50} = 10$ bedraagt.

Van het fotografische beeld van 18×24 mm gaat een cirkel af van ongeveer 5 mm, welke in een hoek aan de onderzijde komt te liggen (fig. 6).

KINEMATOGRAAF VAN ERNEMANN, AAN DEN R. S. L. VOORZIEN VAN HORLOGE EN SPIEGEL.

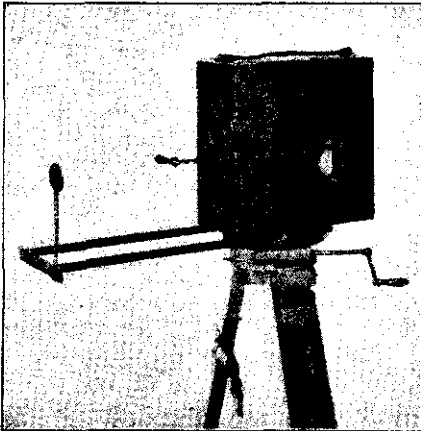


Fig. 5.

De opstelling van het spiegeltje wordt bevestigd aan het statief, de horlogehouder wordt aan de kinematograaf bevestigd. Alles is licht en demontabel uitgevoerd. Bij transport worden de staven en de spiegel in een kistje opgeborgen, groot $4.5 \times 6.5 \times 65$ cm, en de horlogehouder omgekeerd op de kino gehouden. Tezamen bedraagt het extra-gewicht bijna 1 kg. Als spiegel is

gekozen een brilleglas van $+2$ m brandpuntsafstand, waarvan één zijde is verzilverd.

Voor kino-objectieven van 80 resp. 150 mm zijn inrichtingen in bewerking, waarbij een secundair stelsel het horlogebeeld op de film werpt met behulp van een prisma, tusschen film en objectief geplaatst.

Met behulp van den kinematograaf kan een voldoende aantal beelden worden verkregen, zoodat hierbij ook de bijzondere punten voorkomen, b.v. bij de landing het eerste aanraken met den grond en dergelijke. Om toch niet te veel beelden te verkrijgen om uit te werken, en film te sparen, kan zonder bezwaar, in plaats van normaal 15 à 18 beelden per seconde op te nemen, met ongeveer twee beelden per sec. worden volstaan. Door de sector-opening te verkleinen, wordt de belichtingstijd hierbij voldoende kort gehouden.

Van de opstijging is op de film soms moeilijk nauwkeurig aan te geven het eerste loskomen van den grond. Om toch de aanlooptenue uit de fotografische gegevens te vinden, wordt dan met succes gebruikt de tijd, welke door directe waarneming met behulp van een stophorloge is opgenomen. Door directe meting van de aanlooptenue is dit gecontroleerd en toelaatbaar bevonden.

Beoordeeling der fouten. Voor het opmeten der fotografieën wordt aan den R. S. L. gebruikt een opmeetmicroscop van Leitz, geschikt voor platen van ten hoogste 13×18 cm.

Voor beelden, grooter dan 5 mm, wordt de aflezing gedaan op twee onderling loodrechte schalen met nonius tot op 0.05 mm nauwkeurig. Kleinere beelden worden gemeten met een oculair-micrometer, waarbij de korrelgrootte van het fotografisch materiaal en de beeldscherpte de grens stelt, b.v. op 0.02 mm. De nauwkeurigheid der meting volgt hieruit.

DE VERKENNER TYPE F K. 31 BIJ HET VLIEGEN
MET ZOO GERING MOGELIJKE SNELHEID.

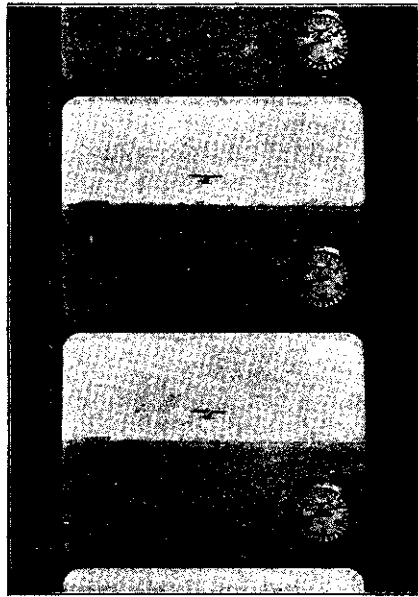


Fig. 6.

Stel een meetfout in beeldgrootte zij Δb , dan is de fout in afstand ΔL .

$$\frac{\Delta L}{L} = -\frac{\Delta b}{b};$$

voeren we hierin de waarde van $b = \frac{fB}{L}$ dan is:

$$\Delta L = -\Delta b \times \frac{L^2}{fB}$$

De absolute fout in den afstand is omgekeerd evenredig met den brandpuntsafstand en evenredig met het kwadraat van den afstand (2). Bij een zekere maximale fout in beeldmeting kan de noodzakelijke brandpuntsafstand worden berekend voor gegeven omstandigheden en een bepaalde toelaatbare fout in den afstand.

Ter toelichting diene het volgende voorbeeld.

Hierbij wordt aangenomen voor de vliegtuigbreedte $B = 12.50$ m, afstand $L = 500$ m, beeldfout $\Delta b = 0.02$ mm. Met een brandpuntsafstand van $f = 50$ mm wordt dan de berekende fout in afstand 8 m.

Deze brandpuntsafstand komt voor aan de Ernemann-kinematograaf, waarmede verschillende proeven van deze soort zijn verricht. Met dit toestel is het mogelijk, snel achtereenvolgende opnamen te maken. Door strooking van de baan door de afzonderlijke punten wordt inderdaad een kleiner gemiddelde fout gemaakt.

Indien voor andere proeven, b.v. voor snelheidsmeting op grooteren afstand en nauwkeuriger moet worden gemeten, dan moet een objectief van grooter brandpuntsafstand worden gebruikt.

Met $f = 720$ mm kan met $B = 12.50$ m een relatieve fout van $\frac{1}{3}$ pCt. worden verkregen op 1500 m afstand.

Door contrôleproeven is gebleken, dat fouten binnen de meetfouten lagen, waarbij de invloed van trekken van de film dus geen bezwaar bleek.

Indien groote nauwkeurigheid gewenscht is, kan een vergelijkings-object van bekende grootte en op bekenden afstand in het terrein mede worden gefotografeerd.

Fouten tengevolge van het fotografisch materieel zullen geen of minder invloed hebben op de nauwkeurigheid der hoogtemeting, daar hoogte en breedte beide daardoor worden beïnvloed.

Voor de hoogtebepaling moet op de foto worden gemeten de afstand van een vliegtuigdeel tot den horizon. In den regel is de horizon niet scherp gegeven op de foto. Met succes wordt bij de uitwerking gebruik gemaakt van het horizontale vlak gaande door de foto-lens. Op den achtergrond worden

(2) Dit geldt ook voor twee-kijker-telemeters. In analogie is bij de fotografische afstandsbe-paling de vliegtuigbreedte de basis van meting; de beeld-grootte is een maat voor de parallaxis.

dan op voorwerpen (b.v. een huis) of personen punten opgezocht, die vrijwel even hoog liggen, terwijl van het vliegtuig zooveel mogelijk uitgegaan wordt van punten, welke in datzelfde vlak liggen, wanneer het vliegtuig op den grond staat (fig. 3).

Wat betreft de tijdmeting kan worden opgemerkt, dat de nauwkeurigheid afhangt van het gekozen uurwerk. De nauwkeurigheid van aflezing hangt af van de grootte der verdeling. Bij een horloge van 50 mm schaaldiameter en een omlooptijd van 30 seconden, kan op $\frac{1}{2}$ seconde nauwkeurig worden afgelezen.

TIJDSSTUDIE VAN DE OPSTIJGING.

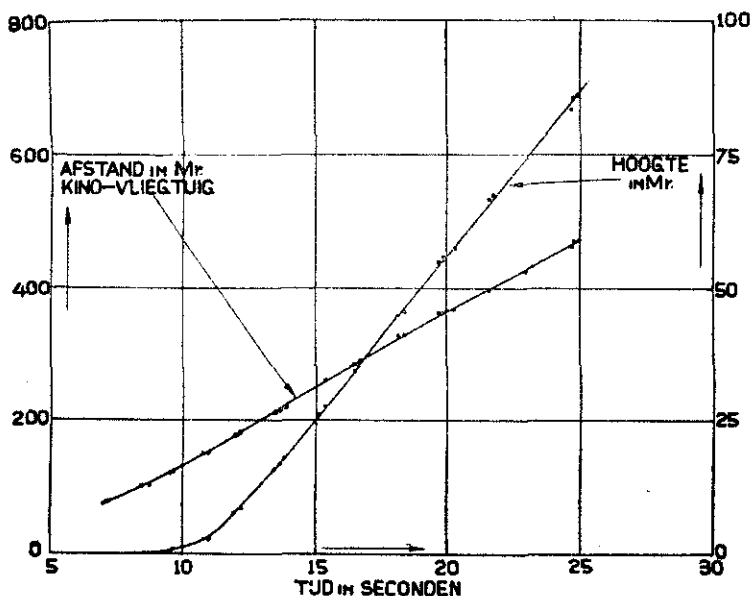


Fig. 7.

Toepassingen. In fig. 7 wordt een voorbeeld gegeven van een meting, verricht bij de start van een verkenningsvliegtuig. Horizontale afstand en hoogte zijn hier uitgezet op den tijd, verstreken vanaf het begin der beweging (3).

De spreiding der punten is zeer gering; zelfs op grooten afstand. De lijnen hebben een vloeiend verloop. De stijgsnelheid blijkt kort na het verlaten van den grond reeds praktisch constant te zijn. Als uitkomsten kunnen worden vermeld:

Aanlooptijd 104 m, aanlooptijd 8.7 sec.; in den tijd van 15 tot 25 sec., na het begin der beweging, werd afgelegd 240 m; gemiddelde snelheid 24.0 m per sec.; de windsnelheid werd gemeten en was 7.5 m per sec. Vliegsnelheid $24.0 + 7.5 = 31.5$ m per sec. d. i. 113 km per uur. Op 300 m vanaf het startpunt is de hoogte 38.5 m; daar is de stijgsnelheid 6.2 m per sec.

(3) Van een film, uitgewerkt door ir. H. J. v. d. MAAS.

Het opmeten van aan- en uitloop, zooals dit te land met een meetband kan geschieden, is te water niet doenlijk, zoodat voor watervliegtuigen de fotografische methode voor tijd-studies in een behoefte kan voorzien.

Van de verschillende toepassingen der fotografische methode kan nog vermeld worden de meting van de maximale snelheid van een vliegtuig bij den grond. Bij de gebruikelijke snelheidsmeting wordt ter eliminatie van den windinvloed b.v. bij het tijdopnemen vanuit het vliegtuig, langs de zijden van een rechthoek, in het algemeen in tenminste drie richtingen gevlogen. Indien toevalligerwijze een baan in de windrichting ligt, is het alleen noodig, langs die baan heen en weer te vliegen. Wat met een baan van vaste terreinpunten slechts bij toeval voorkomt, kan met de fotografische methode opzettelijk worden verkregen. Er wordt dan gevlogen over het fotografietoestel volgens de windrichting tegen en met den wind.

Het feit, dat hierbij de hoogte reeds eenige kilometers vóór de baan en gedurende de baanvlucht met voldoende nauwkeurigheid kan worden bepaald, levert een goede contrôle op het zoogenaamde „steken”, d. i. dalen vóór en in de baan, teneinde de snelheid ten onrechte te verhoogen.

Wanneer de vliegers weten, dat de hoogte objectief wordt vastgelegd, zullen zij van dezen kunstgreep worden weerhouden.

Met voldoende grooten brandpuntsafstand ($f = 720$ mm), kan een baanlengte worden opgenomen van 3000 m, waarvan punten op ongeveer 1500 m vóór en 1500 m achter het fotografie-toestel.

Door het opnemen van eenige beelden in de nabijheid van den afstand van 1500 m, kan door strooking in de grafische voorstelling de invloed van toevallige fouten worden verminderd.

Bij deze meting lijkt het gebruiken van vergelijkingsvoorwerpen, b.v. op 1500 m afstand, aan te bevelen.

Daar hier een hooge graad van nauwkeurigheid wordt vereischt, kan worden gebruikt een precisie-secondenhorloge met 3 seconden omlooptijd. De tijd van belichting van ongeveer $1/60$ seconde zou bij snelleren gang van den wijzer een breed beeld leveren. Door het midden te zoeken van dit beeld, zou de aflezing op $1/100$ sec. mogelijk zijn.

Ik meen, dat de hier beschreven snelheidsmeting aan de eischen zou kunnen voldoen, welke voor een meting van de maximale snelheid van vliegtuigen bij den grond door de Fédération Aéronautique Internationale zijn gesteld (4).

Ten slotte kan worden opgemerkt, dat de hier beschreven methode voor tijdstudies wellicht op andere gebieden kan worden toegepast, b.v. bij het bepalen van de snelheid van schepen. Hierbij zou de kinematograaf aan boord kunnen worden geplaatst, teneinde landmerken te fotografeeren, waarvan de afstand bekend is.

(4) Zie *Vliegveld* No. 2, Februari 1924, blz. 45.

Onderzoek van de koelwerking van
twee verschillende koelers voor
het Fokker C IV vliegtuig.

Rapport A 92.



Overgedrukt uit *De Ingenieur* van 18 April 1925, No. 16.

RAPPORT A 92.

Onderzoek van de koelwerking van twee verschillende koelers voor het Fokker C IV vliegtuig.

Uittreksel.

a. Aanleiding tot het onderzoek.

Doel van het onderzoek was het vergelijken van de warmteafgifte door twee koelers van denzelfden uitwendigen vorm (fig. 1) doch verschillende constructie van het koelend oppervlak (fig. 2, 3).

b. Wijze van onderzoek.

De koeler werd voor de uitlaatopening van een ventilator opgesteld (fig. 4). Door den koeler stroomde warm water, dat door een B. M. W.-motor geleverd werd. Gemeten werden: watertemperatuur voor en na den koeler, luchttemperatuur aan den ventilator, statische druk van de lucht voor en achter den koeler, doorstroomende waterhoeveelheid. In den windtunnel werd bepaald welke snelheid van de vrije strooming om den koeler hetzelfde verschil in statischen druk voor en achter den koeler geeft als bij de koelproeven gemeten werd.

c. Resultaten van het onderzoek.

De afgegeven warmtehoeveelheid bij de verschillende proeven werd omgerekend op gelijk temperatuursverschil tusschen lucht en water (45°C.) en gelijke snelheid van de vrije strooming (35 m/sec.) De resultaten zijn gegeven in Tabel I, waarin G = doorgestroomde hoeveelheid water in l/min, Q_2 = omgerekende warmte-afgifte in cal/min. per m^2 frontoppervlak. Het blijkt, dat de koeler no. 2 onder gelijke omstandigheden ongeveer 33% meer warmte afgeeft. Deze is echter in het nadeel wat gewicht (zie Tabel II) en luchtweerstand (zie Rapport A 98) betreft

RAPPORT A 92.

Expériences sur le pouvoir radiant de deux radiateurs utilisés sur l'avion Fokker C IV.

Résumé.

a. But.

Les expériences avaient pour but la comparaison de l'évacuation de chaleur par deux radiateurs ayant même forme extérieure (fig. 1) mais différant par la construction de la surface radiante (fig. 2, 3)

b. Méthode d'essai.

Le radiateur était placé devant l'ouverture de sortie d'un ventilateur (fig. 4). De l'eau chaude fourni par un moteur B. M. W. était conduite au radiateur. On a mesuré la température de l'eau à l'entrée et à la sortie du radiateur, la température de l'air refoulé par le ventilateur, la pression statique de l'air avant et après son passage par le radiateur et le débit du radiateur. Dans le tunnel on a déterminé quelle vitesse du courant libre était nécessaire pour obtenir une même différence de pression statique en avant et à l'arrière du radiateur.

c. Résultats.

La quantité de chaleur évacuée pendant les essais est réduite à même différence de température (45° C.) et même vitesse du courant libre (35 m/sec.) Les résultats sont donnés dans le tableau I, dans lequel G = débit en $\text{dm}^3/\text{min.}$, Q_2 = chaleur évacuée réduite en cal/min. par m^2 de maître couple. Il en ressort qu'en mêmes circonstances le radiateur no. 2 évacue environ les $4/3$ de la chaleur évacuée par le radiateur no. 1. Le no. 2 est par contre plus lourd (voir le tableau II) et sa résistance à l'avancement est plus grande (voir le Rapport A 98).

REPORT A 92.

Experiments on the cooling power of two different radiators for the Fokker C IV aeroplane.

Summary.

a. Object.

The experiments were made to compare the heat dissi-

pation by two radiators having both the same external form (fig. 1) but differing by the construction of the radiating surface (fig. 2, 3).

b. Method of testing.

A radiator was placed in front of the exhaust of a ventilator (fig. 4). Hot water was supplied by a B. M. W. engine. The following measurements were made: temperature of the water before and after passing the radiator, temperature of the air furnished by the ventilator, static head of the air before and after passing the radiator and the quantity of water flowing through the radiator. In the wind-channel the velocity of the free flow around the radiator which gave the same drop in static head as found at the mentioned tests, was determined.

c. Results of the tests.

The heat dissipation at the different tests was reduced to an equal temperature difference of 45°C . between air and water and an equal velocity of 35 m/sec. of the free air flow. Results are given in table I, where G = the flow of water through the radiator in $\text{dm}^3/\text{min.}$, Q_2 = reduced heat dissipation in cal/min. per m^2 of frontal area. It shows that radiator nr 2 under equal conditions dissipates 33 percent more heat than nr. 1 It is, however, heavier (see table II) and gives more head resistance (see Report A 98).

BERICHT A 92.

Untersuchung über die Kühlwirkung zweier Seitenkühler des Fokker C IV Flugzeuges.

Zusammenfassung.

a. Zweck.

Zweck der Untersuchung war der Vergleich der Wärmeabfuhr durch zwei Kühler gleicher äußerer Form (Abb. 1) aber verschiedener Konstruktion der Kühlfläche (Abb. 2, 3).

b. Ausführung der Versuche.

Der Kühler, welcher vor der Austrittsöffnung eines Gebläses aufgestellt war (Abb. 4), wurde von einem B. M. W.-Motor gespeist. Gemessen wurde: die Wassertemperatur vor und nach Durchgang durch den Kühler, die Lufttemperatur am Gebläse, die durchströmende Wassermenge, der statische

Druck des Luftstromes vor und hinter den Kühler. Im Windkanal wurde bestimmt, bei welcher Geschwindigkeit der freien Strömung um den Kühler derselbe statische Druckunterschied hervorgerufen wurde als bei den Kühlversuchen festgestellt war.

c. Ergebnisse.

Die bei den Versuchen abgeführte Wärmemenge wurde auf gleiche Temperaturdifferenz zwischen Luft und Wasser (45° C.) und gleiche Geschwindigkeit der freien Strömung (35 m/sec.) umgerechnet. Die Ergebnisse sind erhalten in Zahlentafel I, wo G = durchgeführte Wassermenge in $\text{dm}^3/\text{min.}$, Q_2 = umgerechnete Wärmeabfuhr in cal/min. pro m^2 Stirnfläche. Es stellt sich heraus, dass Kühler Nr. 2 unter sonst gleichen Verhältnissen eine etwa um 33 v. H. grössere Wärmemenge abführt wie Nr. 1. Er ist aber im Nachteil bezüglich Gewicht (s. Zahlentafel II) und Stirnwiderstand (s. Bericht A 98).

Onderzoek van de koelwerking van twee verschillende koelers voor het Fokker C IV vliegtuig

Rapport A 92

van den Rijks Studiedienst voor de Luchtvaart.

Overzicht. Twee vliegtuigkoelers met verschillende constructie van koelend oppervlak werden onderling vergeleken. In het rapport worden de wijze van onderzoek en de verkregen resultaten besproken.

OMTREKSVORM VAN DE KOELERS.

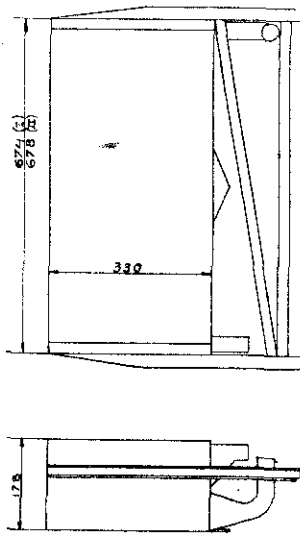


Fig. 1.

1. *Doel van het onderzoek.* Het onderzoek van de koelers had ten doel de koelwerking, d.w.z. de warmte-afgifte per tijdseenheid, onder overigens gelijke omstandigheden, te vergelijken. Proeven in het vliegtuig hadden in dit opzicht geen duidelijke resultaten opgeleverd. Verdere factoren, welke bij de keuze van een vliegtuigkoeler van belang zijn, als: gewicht, luchtweerstand en waterweerstand, worden hier buiten beschouwing gelaten.

2. *Beschrijving van de koelers.* De beide koelers, welke bestemd zijn om als zijkoeler aan het C IV-vliegtuig gebruikt te worden, waren in uitwendigen vorm en afmetingen geheel aan elkaar gelijk. De hoofdmaten zijn gegeven in fig. 1. Voor koeler No. 1, welke met de normale uitvoering overeenkomt, bestaat het koelend oppervlak uit ronde

buisjes, welke voor en achter tot een regelmatige zeshoekige doorsnede uitgezet zijn. Koeler No. 2 is een z.g. „André”-koeler, waarvan de buisjes voor en achter een plat zeshoekige doorsnede hebben en in het midden ongeveer denzelfden vorm met twee ronde uitbuigingen op de evenwijdige wanden van den zeshoek. In fig. 2 en 3 zijn schetsen gegeven van het koelende oppervlak, voor den koeler No. 1, overgenomen uit een werkteekening en voor zoover mogelijk aan den koeler gecontroleerd; voor koeler No. 2 daarentegen uit een opmeting.

3. *Wijze van onderzoek.* Voor het onderzoek waren de volgende drie methoden mogelijk:

1°. door den in de windtunnel opgestellten koeler warm

water laten stroomen en bij een gegeven windsnelheid de afkoeling van dit water meten;

2°. den in de windtunnel opgestellten koeler vullen met

KOELEND OPPERVLAKE
VAN KOELER No. 1.

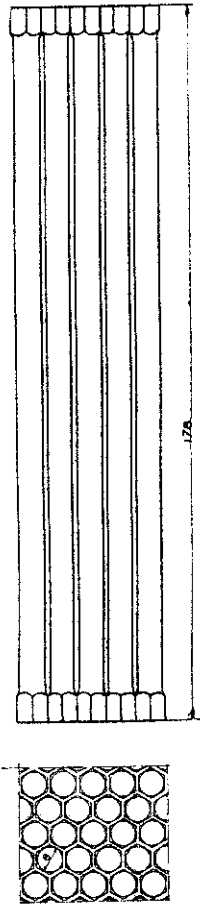


Fig. 2.

KOELEND OPPERVLAKE
VAN KOELER No. 2.

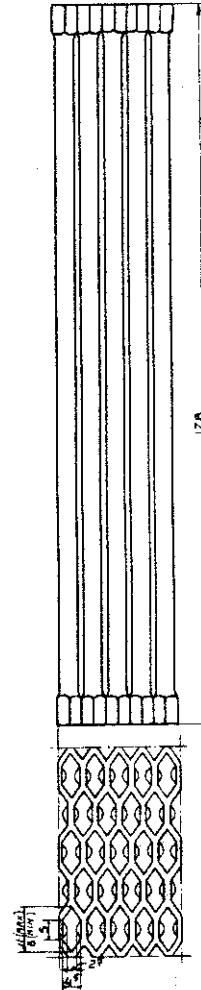


Fig. 3.

warm water en bij gegeven windsnelheid de afkoeling bepalen;

3°. een deel van het koelend oppervlak plaatsen voor den uitlaat van een ventilator en de afkoeling bepalen van het door een motor geleverde warme water.

Oorspronkelijk was het plan de eerste methode te volgen,

doch het bleek moeilijk in de windtunnel te beschikken over een voldoende hoeveelheid water van de gewenschte temperatuur.

De tweede methode, welke dit bezwaar ontgaat, heeft het nadeel, dat een factor, welke van belang kan zijn voor de koelwerking, de strooming van het water langs het koelende oppervlak, verwaarloosd wordt. Het onderzoek werd daarom volgens de derde methode uitgevoerd.

De opstelling bij het onderzoek is gegeven in fig. 4. De kegel *b* werd tusschen den uitlaat van den ventilator *a* en den koeler *c* aangebracht, om den luchtstroom een grooter deel van het koelend oppervlak te doen bestrijken.

De tegen den koeler bevestigde opening van dezen kegel was cirkelvormig met een middellijn van 158 mm. Het overige deel van den koeler werd, om de uitstralingsverliezen te beperken,

SCHEMA VAN DE OPSTELLING BIJ DE PROEVEN.

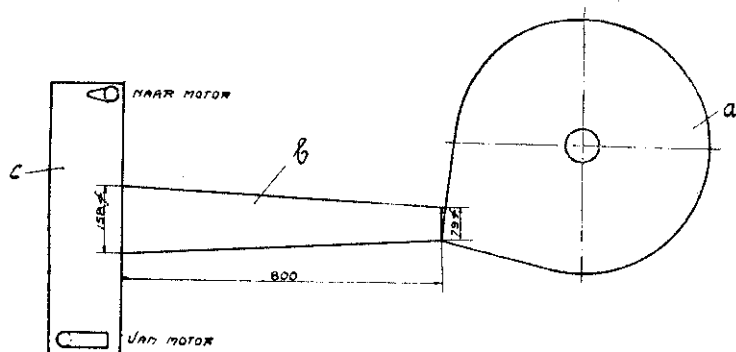


Fig. 4.

bekleed met een laag vette watten, behalve het tegenover de kegelopening gelegen deel van het achtervlak. Het voor de proef benoodigde warme water werd geleverd door een B. M. W.-motor, de doorstroomende waterhoeveelheid kon geregeld worden. Voor het meten der van belang zijnde grootheden werden de volgende instrumenten aangebracht: thermometers in de wateraan- en afvoerleidingen onmiddellijk voor en achter den koeler, bij de inlaatopening van den ventilator en in den windstroom achter den koeler, een watermeter in de toevoerleiding en twee Pitotbuizen, waarvan de eene in den kegel voor en de andere in den luchtstroom achter den koeler opgesteld was. Door een driewegkraan konden de statische drukopeningen van beide Pitotbuizen beurtelings met een micromanometer verbonden worden.

Voor één proef werden nu 8 à 12 aflezingen van de bovengenoemde instrumenten met tusschenruimten van 2 minuten of langer genomen, waarbij getracht werd gedurende de geheele proef de watertemperatuur en waterhoeveelheid zooveel mogelijk constant te houden.

Bij dit onderzoek was de luchtstrooming door den koeler bepaald door het verschil in statischen druk voor en achter den koeler. De bedoeling is echter de koelers te vergelijken bij een gelijke snelheid van de vrije strooming om deze heen. In de windtunnel werd daarom bepaald, welke snelheid van de ongestoorde strooming overeenkomt met het voor het eerste deel van het onderzoek gebruikte verschil in statischen druk voor en achter.

4. *Uitwerking van de resultaten.* Uit de verkregen resultaten kan de afgegeven warmte-hoeveelheid per min. Q berekend worden door vermenigvuldiging van het gewicht G (dat met voldoende benadering vervangen kan worden door het volume) van het doorgestroomde water per minuut met het verschil in temperatuur Δt tusschen het aan- en afgevoerde water. Deze waarde geldt dan voor een frontoppervlak, dat gelijk is aan dat van de opening van den kegel O . Per vierkanten meter frontoppervlak bedraagt dus de warmte-afgifte:

$$Q_1 = \frac{Q}{O} = \frac{G \Delta t}{O} \text{ cal/min.}$$

Hiermede zijn nog geen voor beide koelers direct vergelijkbare resultaten verkregen, daar de omstandigheden, waaronder beide onderzocht werden (temperatuurverschil tusschen lucht en water en snelheid van de vrije luchtstrooming) niet geheel gelijk zijn. Om tot vergelijkingsresultaten te komen, werd gebruik gemaakt van eenige algemeene gegevens, welke uit Amerikaansche koeleronderzoekingen volgen (1). Deze zijn de volgende:

1°. voor koelers met alleen direct koelend oppervlak is de warmte-afgifte ongeveer evenredig met de doorgestroomde luchthoeveelheid (*Report 63, p. 280*);

2° de warmte-afgifte is evenredig met het temperatuurverschil tusschen lucht en water (als luchttemperatuur wordt hierbij die vóór den koeler, als watertemperatuur de gemiddelde van die van in- en uitstroomend water aangenomen) (*Report 63, p. 281*);

3°. de warmte-afgifte wordt weinig beïnvloed door de doorgestroomde hoeveelheid water boven „2 gallons per minute per inch of core depth per foot width of core” (*Report 63, p. 281*), hetgeen voor de onderzochte koelers overeenkomt met ongeveer 69 l per minuut;

4°. de doorgestroomde luchthoeveelheid is voor een gegeven koeler evenredig met de snelheid van de ongestoorde strooming (*Report 59, p. 219*).

Op grond van deze resultaten kunnen de bij de proef ver-

(1) Deze onderzoekingen, waarvan de opzet zeer ruim was en waarbij veel materiaal verwerkt werd, zijn beschreven in Reports No. 59 t/m 63 van het National Advisory Committee for Aeronautics (Fifth annual report 1919).

kregen uitkomsten omgerekend worden op gelijke omstandigheden met behulp van de formule:

$$Q_2 = Q_1 \frac{V_2 \Delta_2 t}{V_1 \Delta_1 t}$$

waarin:

Q = warmte-afgifte in cal/min.

V = snelheid van de ongestoorde strooming.

Δt = verschil tusschen de luchttemperatuur voor den koeler en de gemiddelde watertemperatuur.

De indices 1 en 2 geven resp. de bij de proef gemeten grootheden en die in den aangenomen normaaltoestand.

5°. *Resultaten van het onderzoek.* Deze zijn samengevat in tabel I. Voor iedere proef zijn als Q_1 en $\Delta_1 t$ de gemiddelden van de uit de waarnemingen tijdens de proef berekende grootheden gegeven, terwijl Q_2 de op de normaalomstandigheden omgerekende warmte-afgifte is. Als normaalwaarden V_2 en $\Delta_2 t$ werden 35 m/sec. en 45° C. aangenomen, welke nagenoeg gelijk zijn aan de gemiddelden tijdens alle proeven. Vergelijking van de in de laatste kolom gegeven waarden van Q_2 toont aan, dat zoowel bij 80 als bij 130 l/min. koeler No. 2 ongeveer 33 pCt. grootere warmte-afgifte heeft dan No. 1.

Betreffende de nauwkeurigheid der proeven kan het volgende opgemerkt worden.

Is het de bedoeling de verkregen resultaten als onderlinge vergelijkingswaarden te beschouwen, dan bestaat als eenige belangrijke foutenbron de meting van het temperatuursverschil van het water voor en na den koeler. Dit temperatuursverschil bedraagt bij de verschillende proeven van 0.8° tot 1.8°. De thermometeraflezingen worden in 1/10 graden geschat op een schaal met gradenverdeling (1 graad = 1.8 mm). Gezien het vrij groote aantal (8 tot 12) aflezingen per proef, mag wel aangenomen worden, dat het temperatuursverschil tot op 0.1° of tot op rond 10 pCt. nauwkeurig bepaald werd. Deze zelfde nauwkeurigheid zou dan ook gelden voor de waarden Q_1 en Q_2 .

Dat deze schatting van de nauwkeurigheid echter zeer ruim genomen is en dat verwacht mag worden, dat de werkelijk gemaakte fouten veel kleiner zijn zullen, blijkt uit het feit, dat zoowel de proeven 1 als de proeven 2 in percenten uitgedrukt, hetzelfde verschil tusschen beide koelers geven. De metingsfouten zullen dus hoogstens een klein gedeelte van het gevonden verschil uitmaken.

Er bestaan belangrijke verschillen tusschen de omstandigheden bij de proeven en die in normaal vliegtuiggebruik, zoodat er voor gewaarschuwd dient te worden, de bij de proeven verkregen waarden van en verschillen in Q als voor vliegtuiggebruik quantitatief geldig te beschouwen. De bij de proeven gevonden verschillen in warmte-afgifte zijn echter voldoende groot, om hieruit te mogen besluiten, dat ook in het vliegtuig in dit opzicht een belangrijk verschil in het voordeel van den koeler No. 2 zal bestaan.

Voor onderlinge vergelijking der koelers zij er nog op gewezen, dat de koeler No. 2 aanzienlijk zwaarder is dan No. 1 (zie tabel II) en dat waarschijnlijk ook, gezien de nauwere luchtpijpjes, zijn luchtweerstand grooter zal zijn.

6. *Conclusie.* Bij de proeven werd, onder gelijke omstandigheden, door den André-koeler (No. 2) ongeveer 33 pCt. meer warmte afgegeven dan door den normalen (No. 1). Daar er belangrijke verschillen in bedrijfsomstandigheden tusschen de proeven en vliegtuiggebruik bestaan, mag uit de verkregen resultaten niet besloten worden, dat ook in het laatste geval het verschil in warmte-afgifte deze waarde zal hebben, echter wel dat dan ook in dit opzicht een belangrijk verschil ten gunste van den André-koeler zal bestaan. Gewezen moet echter worden op het grootere gewicht en den waarschijnlijk grooteren luchtweerstand van dezen koeler. (Zie Rapport A 98).

TABEL I.

Koeler No.	Proef No.	G .	Q_1	$\Delta_1 t$	V_1	Q_2
1	1	136	5310	46.9	33.5	5320
1	2	81	4690	41.1	31.0	5800
2	1	131	8670	52.4	36.8	7080
2	2	84	7700	43.1	36.3	7750

G = doorgestroomde hoeveelheid water in l/min.;

Q_1 = afgegeven hoeveelheid warmte per m² frontoppervlak in cal/min.;

$\Delta_1 t$ = verschil tusschen de temperatuur van de lucht voor den koeler en de gemiddelde watertemperatuur in graden C.;

V_1 = snelheid van de ongestoorde strooming, welke hetzelfde verschil in statischen druk geeft als bij de proef voor den ventilator;

Q_2 = de op normale vergelijkingsomstandigheden omgerekende warmte-afgifte in cal/min. per m² frontoppervlak.

TABEL II.

Gewicht van de koelers.		
Koeler No.	Gewicht leeg in kg.	Gewicht gevuld in kg.
1	25.1	38.1
2	37.8	53.1

Onderzoek van de modellen van verschillende uitvoeringen van het Fokker C IV-vliegtuig.

Rapport A 76.



RAPPORT A 76.

Onderzoek van de modellen van verschillende uitvoeringen van het Fokker C IV-vliegtuig.

a. Omvang van het onderzoek.

De modellen van drie verschillende uitvoeringen van het Fokker C IV-vliegtuig werden onderzocht. Hierbij werden lift, drift en duikmomenten gemeten voor de afzonderlijke draagvlakken, voor de uit deze opgebouwde tweedekkerellen en voor de uit cel en romp bestaande vliegtuigmodellen.

b. Gegevens van de modellen.

De modellen werden op $\frac{1}{12}$ van de ware grootte uitgevoerd. Tabel I geeft een overzicht van de nummering der modellen, terwijl verder de hoofdmaten der profielen (Tabel II)¹⁾, der draagvlakken (fig. 1 t/m 5, Tabel III), der cellen (fig. 9 t/m 11, Tabel IV) en der vliegtuigen (fig. 12 t/m 14) gegeven worden.

c. Meetmethode.

De wijze van meten der krachten en van uitwerken der resultaten wordt in het rapport uitvoerig beschreven.

Fig. 16 geeft schematisch de gebezigde wijze van ophanging.

d. Resultaten.

De resultaten zijn gegeven in de volgende Tabellen:

voor de draagvlakken Tabel VII t/m XI,
voor de cellen Tabel XII t/m XIV,
voor de vliegtuigen Tabel XV t/m XVII,
voor den romp met verschillende koelerstanden (zie Tabel V) Tabel XVIII t/m XXII.

In de figuren 20 t/m 25 zijn telkens de gegevens van een stel bijeenbehorende modellen uitgezet. Voor verdere vergelijking geeft fig. 26 de profielweerstand der draagvlakken, fig. 27 en 28 de lift- en driftcoëfficiënten der cellen, resp. der vliegtuigmodellen en fig. 29 deze grootheden voor den romp met verschillende koelerstanden.

¹⁾ Publicatie van de volledige maten der profielen was niet gewenscht.

RAPPORT A 76.

Expériences sur les modèles de quelques variations de l'avion Fokker C IV.

Sommaire.

a. Etendue des essais.

On a essayé les modèles de trois variations de l'avion Fokker C IV. La poussée, la traînée et le moment furent mesurés des ailes isolées, des cellules biplanes et des modèles d'avion formés d'une cellule avec fuselage.

b. Données des modèles.

Les modèles étaient confectionnés à l'échelle 1 : 12.

Le tableau I donne un résumé du numérotage des modèles. Les dimensions les plus importantes des profils sont données dans le tableau II¹⁾; celles des ailes dans les figures 1 à 5 et le tableau III, celles des cellules dans les figures 9 à 11 et le tableau IV et celles des avions dans les figures 12 à 14.

c. Méthode d'essai.

La manière de mesurer les forces et d'élaborer les résultats est décrite en détail dans le rapport. La fig. 16 représente schématiquement la méthode de suspension des modèles.

d. Résultats.

Les résultats sont donnés dans les tableaux suivants:

ailes isolées:	tableaux VII à XI
cellules biplanes:	" XII à XIV
avions:	" XV à XVII

fuselage avec positions différentes du radiateur (voir tableau V): tableaux XVIII à XXII.

Les figures 20 à 25 contiennent chacune les données des modèles allant ensemble. A titre de comparaison la figure 26 donne la résistance de profil des ailes, les figures 27 et 28 représentent les coefficients de poussée et de traînée des cellules et des avions et la figure 29 représente ces grandeurs pour le fuselage avec le radiateur en quelques positions différentes.

¹⁾ Publication des mesures exactes des profils d'aile n'est pas possible.

REPORT A 76.

Model experiments on modifications of Fokker C IV biplane.

Summary.

a. Extent of experiments.

Models of three different modifications of the Fokker C IV biplane were tested. Lift, drag and pitching moment were measured for the wings separately, the biplane cellules and combinations of these with a fuselage.

b. Model data.

The models were made on scale 1 : 12. Model numbers are given in table I. The most important dimensions of the wing sections are given in table II¹⁾, those of wings in figs. 1—5 and table III, those of the biplane cellules in figs. 9—11 and table IV and those of the aeroplanes in figs. 12—14.

c. Method of tests.

This is given in detail in the report. Fig. 16 gives a scheme of the method used for supporting the models.

d. Results.

Results are given in the following tables:

separate wings: tables VII—XI

biplane cellules: " XII—XIV

aeroplanes: " XV—XVII

fuselage with different positions of radiator (see table V):
tables XVIII—XXII.

In each of the figs. 20—25 the results of one set of models are plotted. For comparison purposes the profile drags are plotted in fig. 26, lift and drag of cellules and aeroplanes in figs. 27 and 28. Lift and drag of fuselage with different radiator positions are given in fig. 29.

¹⁾ Publication of the wing-sections in full detail is prohibited.

BERICHT A 76.

Untersuchung einiger Modelle des Fokker C IV Flugzeuges in verschiedener Ausführung.

Zusammenfassung.

a. Umfang der Untersuchung.

Es wurden die Modelle dreier verschiedenen Ausführungen der Fok C IV Flugzeuges untersucht. Bei den Versuchen wurden Auftrieb, Widerstand und Längsmoment der einzelnen Flügel, der aus diesen aufgebauten Doppeldeckerzellen und der aus Zelle und Rumpf zusammengestellten Flugzeugen gemessen.

b. Modelldaten.

Die Modelle wurden im Maszstabe 1 : 12 angefertigt. Zahlentafel I gibt eine Uebersicht der Numerierung der Modelle. Die Hauptmasze der Profile sind Zahlentafel II dargestellt ¹⁾, die der Flügel in den Abb. 1—5 und Zahlentafel III, der Zellen in den Abb. 9—11 und Zahlentafel IV und der Flugzeugen in den Abb. 12—14.

c. Versuchsmethode.

Diese ist im Bericht ausführlich beschrieben.

Abb. 16 zeigt in schematischen Darstellung die benutzte Art der Aufhängung.

d. Ergebnisse.

Die Ergebnisse sind in folgenden Zahlentafeln erhalten:

Einzelne Flügel: Zahlentafeln VII—XI

Zellen: " XII—XIV

Flugzeuge: " XV—XVII

Rumpf mit Kühler in verschiedenen Stellungen (s. Zahlentafel V): Zahlentafeln XVIII—XXII.

In jeder der Abb. 20—25 sind die Ergebnisse eines Modellsatzes eingetragen worden. Zur weiteren Vergleichung gibt Abb. 26 die Profilwiderstände der Flügel, Abb. 27 und 28 die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte der Zellen bzw. der Flugzeugen und Abb. 29 zeigt diese Grössen für den Rumpf mit verschiedenen Kühlerstellungen.

¹⁾ Veröffentlichung aller Masze der Profile ist zurzeit unerwünscht.

Onderzoek van de modellen van verschillende uitvoeringen van het Fokker C IV-vliegtuig.

Rapport A 76.

1. Aanleiding tot en omvang van het onderzoek.

Het C IV-vliegtuig der N.V. Nederlandsche Vliegtuigenfabriek werd in verschillende uitvoeringen gebouwd, welke onderling verschillen in oppervlak en profiel der draagvlakken. Teneinde na te gaan of de bij de vliegproeven gebleken verschillen in aerodynamische eigenschappen ook door een onderzoek van modellen te constateeren zijn, werd door genoemde fabriek verzocht modellen der belangrijkste uitvoeringen in den windtunnel te onderzoeken.

Dit onderzoek werd verder uitgebreid in dien zin, dat ook de aerodynamische eigenschappen der belangrijkste samenstellende deelen afzonderlijk bepaald werden. Gemeten werden dus lift, drift en duikmoment van:

- boven- en ondervleugel afzonderlijk;

- romp;

- tweedekker, alleen bestaande uit beide vleugels;

- vliegtuigmodel, bestaande uit cel en romp.

Van het onderzoek van complete vliegtuigmodellen, d.w.z. modellen, voorzien van staart- en stuurvlakken, stijlen, landingsgestel en wielen, werd afgezien, omdat de aanmaak van deze onderdeelen zeer veel tijd zou kosten, er voor een deel van deze (stijlen) een belangrijk schaafeffect bestaat en er uit andere metingen voldoende gegevens bekend zijn om voor deze weglating een correctie aan te brengen.

2. Beschrijving van de modellen.

a. Overzicht van de onderzochte modellen.

Het onderzoek omvatte drie uitvoeringen, welke door de fabriek aangegeven werden als: C IV normaal profiel, C IV F IV profiel en C IV Soesterberg. In tabel 1 is een overzicht gegeven van de bijeenbehorende profielen, onderdeelen en vliegtuigmodellen.

Bedoeld wordt met:

- draagvlak: het afzonderlijke draagvlak;

- tweedekker: de uit twee draagvlakken opgebouwde cel zonder romp;

- vliegtuig: het uit tweedekker en romp bestaande model.

b. Gegevens der modellen.

De modellen werden vervaardigd op $\frac{1}{12}$ der ware grootte. De hiervoor benodigde gegevens der draagvlakprofielen werden opgemeten uit de door de fabriek verstrekte teekeningen op ware grootte, de overige maten, omtreksvorm en uitsnijdingen der draagvlakken werden overgenomen uit de werkteekeningen. De stuurklappen werden weggelaten, waarbij de achterrand van het draagvlak daar ter plaatse als verlengde van die van het klaplooze deel beschouwd werd. Om de meting der onder-vleugels als afzonderlijk draagvlak en in een tweedekker mogelijk te maken, werd op de plaats, welke in het vliegtuig door den romp ingenomen wordt, een recht stuk aangebracht, waarvan het profiel gelijk is aan dat van de grootste rib. Bij het samenstellen van het vliegtuigmodel werd dit deel in den romp ingelaten, zoodat de spanwijdte van den onder-vleugel onveranderd bleef.

Daar de maten der draagvlakprofielen niet gepubliceerd mogen worden, zijn alleen de hoofdafmetingen der draagvlakken in de fig. 1 t/m 5 aangegeven, terwijl eenige algemeene gegevens verzameld zijn in de tabellen II en III. De voor den opbouw der tweedekker- en vliegtuigmodellen van belang zijnde maten zijn in de fig. 9 t/m 14, de belangrijkste vergelijkingswaarden in tabel IV gegeven. De in werkelijkheid aanwezige stijlen werden weggelaten, daar zij door hun schaaleffect de resultaten der metingen ongunstig zouden kunnen beïnvloeden. Er werd volstaan met het aanbrengen van zoo weinig mogelijk stijlen van een profiel, waarvan de weerstand per lengte-eenheid bekend was (zie punt 3), terwijl deze weerstand bij de verwerking der metingsresultaten weggecorrigeerd werd.

Fig. 15 geeft de opmeting van het door de fabriek vervaardigde rompmodel. Als afzonderlijken romp werd dit model in eenige verschillende toestanden onderzocht, zoowel met als zonder koelers. Een overzicht hiervan is gegeven in tabel V. De koelers werden hierbij nagemaakt van metaalgaas, dat in den windstroom ongeveer denzelfden val in energiedruk veroorzaakte als een werkelijke koeler (zie rapport A 77). De vliegtuigmodellen werden steeds gemeten met het rompmodel, waaraan koelers in den door de fabriek als normalen vliegstand aangegeven stand aangebracht waren, dus met rompmodel 2^d.

c. Vervaardiging van de modellen.

Voor den aanmaak der draagvlakmodellen werden de profielen in 32 punten uit de ware-grootte-teekeningen opgemeten en omgerekend op de modelafmetingen. Deze maten werden op zinkplaat uitgezet en hieruit een binnenmal gemaakt, welke met een opmeetmicroscoop gecontroleerd werd. Hierbij werden afwijkingen van hoogstens 0,05 m.M. toegelaten. Naar dezen binnenmal werden de buitenmallen uit ijzerplaat vervaardigd, waarbij de controle volgens een lichtspleetmethode geschiedde.

De buitenmallen werden aan de onderzijde voorzien van een paskant, zóó dat, wanneer zij met dezen op een vlaktafel geplaatst werden, de beide uiterste profielen (d. w. z. grootste en kleinste rib) den juiste stand ten opzichte van elkaar hebben.

De draagvlakmodellen werden naar deze mallen onder toezicht van den R. S. L. gemaakt in de modelmakerij van Werkspoor. Om het trekken der modellen tegen te gaan, werden zij gemaakt uit blokken, gevormd door het samenlijmen van drie plankjes mahoniehout. Na afwerking werd het oppervlak der modellen zeer zorgvuldig gepolitoerd. Voor controle werden bij aflevering de modellen opgemeten op het opmeetapparaat, waarbij de maten met de oorspronkelijke van den mal vergeleken werden. Voor de profielen werden afwijkingen van hoogstens 0,2 m.M. toegelaten. Voorzover nodig werden de modellen vóór de meting en na het samenstellen der tweedekkers en vliegtuigmodellen met de mallen gecontroleerd en afwijkingen ten gevolge van het trekken van het hout verbeterd. Voor een uitvoeriger beschrijving van den modellenaanmaak en -controle kan verwezen worden naar het (nog niet gepubliceerde) rapport A 40.

3. Beschrijving der meetmethode.

Bij het onderzoek, dat in de windtunnel van den R. S. L. uitgevoerd werd, werden de modellen op de in fig. 16 schematisch aangegeven wijze opgehangen. Deze ophanging komt in hoofdzaken overeen met de in Göttingen gebruikelijke, de invalshoekverstelling daarentegen met die te Issy (S. T. Aë). Het model is hierbij bevestigd aan de liftdraden a en b en de driftdraden c . Een diagonaaldraad in het vlak der liftdraden a om zijdelingsche bewegingen tegen te gaan bleek niet nodig te zijn. De invalshoek wordt gesteld door verstelling van het boven het balansplatform aangebrachte raam, waarop de balans B_2 geplaatst is. De afmetingen zijn zoo gekozen, dat door bedoeld raam, de ophangdraden a en b en het model een parallelogram gevormd wordt. Een gegeven verstelling van het raam beteekent dus een gelijke verandering van de invalshoek. De balans B_2 is zoodanig opgehangen, dat zij bij iedere verstelling horizontaal blijft. De draden d en e met de eraan bevestigde gewichten dienen om door het geven van voorspanning in de liftdraden het instellen mogelijk te maken. De dikte der ophangdraden is van 0,2 tot 0,5 m.M. afhankelijk van het gewicht van het model en de grootte der te verwachten krachten. De bevestiging der draden aan het model werd zoo gekozen, dat een zoo gering mogelijke storing verwacht kan worden. De liftdraden a en de driftdraden c werden vastgemaakt aan kleine knopjes aan de vleugeluiteinden (middellijn 4 m.M., lengte 3 m.M.), de liftdraden b aan een pootje van lensvormige doorsnede (3×8 m.M.), dat op het achterste deel van het ondervlak van het model bevestigd werd.

De lift (component van de windkracht in het symmetrievlak loodrecht op de relatieve windrichting) wordt gemeten met de twee balanssen B_1 en B_2 . Het meten met twee balanssen geeft de gelegenheid tot het berekenen van duikmomenten (zie punt 4b).

De drift (component van de windkracht, evenwijdig aan de relatieve windrichting) wordt gemeten met de balans B_3 . Het verband tusschen de drift en de met deze balans bepaalde kracht wordt door ijking bepaald. Bij verstelling zal de voorspanning in de horizontale driftdraden een weinig veranderen met als gevolg kleine veranderingen in de door ijking bepaalde constanten (zie punt 4a). De ijking werd daarom bij ieder model voor minstens twee invalshoeken (meestal -2.5° en $+10^\circ$) uitgevoerd, waarna voor de overige standen de ijkingsconstanten door interpolatie bepaald werden.

Wanneer de liftdraden niet zuiver verticaal gesteld zijn, zullen de spanningen in deze de aanwijzing van de driftbalans beïnvloeden. Om de hiervoor aan te brengen correctie te ontgaan, worden bij de metingen de voorste liftdraden a met aangezetten wind nauwkeurig verticaal gesteld met behulp van een buiten de tunnel opgehangen loodlijn en een in het vlak door loodlijn en ophangdraden geplaatsten kijker met kruisdraden.

In de gemeten drift van het model is de weerstand der ophangdraden inbegrepen. Om hiervoor een correctie aan te brengen werd deze weerstand afzonderlijk gemeten. Het model werd hierbij vervangen door een staafje van stroomlijnvormig profiel, waarbij twee metingen uitgevoerd werden: eerst met staaflengte 40 c.M. en daarna met staaflengte 20 c.M. Hierdoor was de weerstand van het staafje bekend en dus mogelijk deze uit de draadweerstandsmeting te elimineeren. Daar het profiel van het staafje hetzelfde is als van de in de tweedekker- en vliegtuigmodellen gebruikte stijlen, kunnen deze gegevens ook gebruikt worden voor het berekenen van den weerstand van deze. De lengte der ophangdraden zal bij de modelmeting in het algemeen eenigszins verschillen van die bij de draadweerstandsmeting, terwijl zij in het eerste geval ook kleine veranderingen ondergaat bij het verstellen van den invalshoek. Om de hiervoor benodigde correctie aan te kunnen brengen, werd de draadweerstandsmeting herhaald met één extra-draad, waardoor dan de weerstand van den draad per lengte-eenheid bekend is.

De boven voor eendekkers beschreven ophanging werd ook voor de overige modellen gebruikt. Bij de romp- en vliegtuigmodellen verviel het stroomlijnvormige pootje ter bevestiging der liftdraden b , daar deze hier in het achterste deel van den romp vastgemaakt konden worden. Bij de metingen aan het rompmodel werden de liftdraden a vervangen door V-vormige als de draden b en de beide stellen driftdraden c door één stel, waarvan de horizontale aan het voorste punt van het model bevestigd werd.

4. Overzicht van de methode van uitwerken der metingsresultaten.

a. Berekening der lift- en driftcoëfficiënten.

Uit fig. 17 volgen als evenwichtsvoorwaarden voor de op het model werkende krachten:

$$\text{horizontaal: } R_x + W = S_3$$

$$\text{verticaal: } R_y = S_1 + S_2$$

Hierin zijn:

R_y = lift, ontbondene van de windkracht, loodrecht op de relatieve windrichting;

R_x = drift, ontbondene van de windkracht, evenwijdig aan de relatieve windrichting;

S_1, S_2, S_3 = spanningen tengevolge van de windkracht, resp. in de liftdraden a en b en den horizontalen drift-draad c ;

W = som van de aan het model aangrijpende deelen van den draadweerstand W_1, W_2 en W_3 (de laatste is ter verduidelijking aan het model aangrijpend geteekend, hoewel zij via de driftdraden onmiddellijk op de driftbalans werkt).

In de figuur en in de vergelijkingen zijn het gewicht van het model en de voorspanningen in de draden weggelaten, daar deze onderling evenwicht maken, terwijl zij bij de gemeten krachten wegvallen, bij de liftbalansen door het bepalen van den nulstand, bij de driftbalans door de ijking.

De in de liftvergelijking voorkomende grootheden S_1 en S_2 zijn gelijk aan de met de balansen B_1 en B_2 gemeten krachten G_1 en G_2 , zoodat de lift zonder eenige correctie gegeven wordt door:

$$R_y = G_1 + G_2$$

Het verband tusschen de spanning S_3 en de met de balans B_3 gemeten kracht G_3 wordt door ijking bepaald. Hierbij wordt een betrekking verkregen van den vorm:

$$S_3 = c_1 G_3 + c_2 \quad (c_1, c_2 = \text{ijkingsconstanten}).$$

Voor berekening van de drift moeten hierop nu in de eerste plaats de uit de evenwichtsvoorwaarde volgende correctie voor de draadweerstand W aangebracht worden. Deze wordt door een afzonderlijke meting bepaald (zie punt 3). De gecorrigeerde drift is de in de tunnel op het model werkende kracht. Hierop wordt nog een correctie aangebracht voor den invloed van de tunnelwanden, welke uit de PRANDL'SCHE draagvlaktheorie berekend kan worden (zie rapport A. 58). Ook op den invalshoek wordt om deze reden een correctie aangebracht

De tweedekker- en vliegtuigmodellen werden onderzocht met stijlen, welke niet met de werkelijke uitvoering overeenkwamen. Van de gemeten driftwaarden werd daarom de weerstand van deze stijlen afgetrokken, welke bekend is uit de draadweerstandsmeting (zie punt 3). Bij berekening van de vliegtuigprestaties uit de gemeten gegevens moet dus opnieuw de weerstand der stijlen naast die der andere ontbrekende onderdeelen in rekening gebracht worden.

De lift- en driftkrachten worden uitgedrukt in absolute coëfficiënten C_y en C_x met behulp van de formules:

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

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

Hierin is:

R_y, R_x = lift, resp. drift.

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

γ = soortgelijk gewicht van de lucht.

g = versnelling van de zwaartekracht.

O = draagvlakoppervlak.

V = windsnelheid.

Voor de tweedekkermodellen werd voor O de som van het oppervlak van beide draagvlakken genomen, voor de vliegtuigmodellen dezelfde waarde als voor de bijbehorende tweedekker. Bij de laatste werd dus het binnen den romp vallende deel van den ondervleugel in het oppervlak medegerekend. Voor het rompmodel werden verschillende waarden van O aangenomen. In de eerste plaats voor vergelijking met andere rompen het oppervlak van de grootste doorsnede loodrecht op de lengte-as, van het grootspant dus, waarbij het oppervlak van de koelers buiten rekening gelaten werd. Verder werden de coëfficiënten voor het rompmodel ook berekend met het oppervlak der verschillende vliegtuigmodellen, waardoor vergelijking tusschen de metingen van romp en tweedekker afzonderlijk en van vliegtuigmodel mogelijk is. Een overzicht van de gebezigde waarden van O is gegeven in tabel VI.

b. Berekening van momenten- en drukmiddelpunts-coëfficiënt voor draagvlakmodellen.

Uit fig. 18 volgt als moment van de windkracht om de lijn der voorste ophangpunten:

$$M_1 = S_2 l_1 \cos (\alpha + \delta) = G_2 l_1 \cos (\alpha + \delta)$$

waarin:

M_1 = moment om het voorste ophangpunt;

G_2 = met balans B_2 gemeten kracht;

l_1 = afstand van het achterste ophangpunt tot aan de verbindingslijn der voorste;

α = invalshoek = hoek tusschen de koorde van het middendeel van het draagvlak en de relatieve windrichting;

δ = hoek tusschen de voor meting van α aangenomen koorde en het vlak door de ophangpunten.

Het moment om het voorste punt A van het draagvlak is nu gelijk aan:

$$M = M_1 + R_N x - R_T y$$

Hierin is

$R_N = R_y \cos \alpha + R_x \sin \alpha$ = normaalkracht.

$R_T = R_x \cos \alpha - R_y \sin \alpha$ = tangentialkracht.

x, y = coördinaten van het ophangpunt t. o. v. het aangenomen assenstelsel (zie fig. 18).

Dit moment kan in een absoluten momentencoëfficiënt uitgedrukt worden met behulp van de formule:

$$M = C_M \frac{\gamma}{g} OV^2 t$$

waarin, behalve de reeds boven voor de lift- en driftcoëfficiënten aangegeven notaties:

M = moment om het voorste punt.

C_M = absolute momentencoëfficiënt.

t = draagvlakdiepte, c. q. grootste draagvlakdiepte.

Deeling van dezen momentencoëfficiënt door den coëfficiënt C_N van de normaalkracht geeft den afstand td van het aangrijpingspunt der windkrachtresultante achter het voorste punt. Deze afstand, gedeeld door t geeft een absolute grootheid d , welke als „drukmiddelpuntscoëfficiënt” aangegeven wordt.

Er dient hier opgemerkt te worden, dat bij alle metingen de voorste ophangpunten ongeveer 0.2 t achter het voorste punt lagen, de momentenmeting dus om dit punt uitgevoerd werd, terwijl de resultaten overeenkomstig het algemeen geldende gebruik gegeven werden t. o. v. het voorste punt. De waarden van t voor de verschillende modellen zijn gegeven in tabel VI.

c. Berekening van momenten- en drukmiddelpunts-coëfficiënt voor de overige modellen.

De berekening van het moment om de voorste ophangpunten uit de gemeten gegevens geschiedt op geheel dezelfde wijze als boven voor de eendekkers is aangegeven. Als momentenpunt, waartoe de gegevens herleid moeten worden, werd nu

het voorste punt van den ondervleugel genomen. In fig. 19 is het gebezigde coördinatenstelsel gegeven, waarvan de oorsprong ligt in het momentenpunt, de X-as samenvalt met de middenkooorde van den ondervleugel. Het coördinatenstelsel is vast met het model verbonden.

Op dezelfde wijze als voor de draagvlakmodellen zijn de resultaten uitgedrukt in momentencoëfficiënt C_M en drukmiddelpunts-coëfficiënt d , berekend volgens de formules:

$$M = C_M \frac{\gamma}{g} OV^2 t$$

$$td = C_M : C_N$$

waarin t de grootste voorkomende koorddiepte (dus hier die van de middenkooorde van den bovenzleugel) is; d geeft hier dus: den afstand van het voorste punt van den ondervleugel tot snijpunt van de resulterende windkracht met de middenkooorde van den ondervleugel, uitgedrukt in koorddiepte van den bovenzleugel.

5. Resultaten van het onderzoek.

a. Algemeen.

De resultaten zijn, voor zoover het onderzoek der draagvlak-, tweedekker- en vliegtuigmodellen betreft, gegeven in de tabellen VII t/m XVII en in de figuren 20 t/m 28. In de tabellen XVIII t/m XXII zijn de resultaten van het onderzoek van de verschillende vormen van het rompmodel verzameld, welke in fig. 29 zijn uitgezet.

In de figuren zijn de coëfficiënten op de gebruikelijke wijze uitgezet: de windkrachtcoëfficiënten C_y en C_x te samen in een polaire grafiek, de momentencoëfficiënten C_M als functie van den liftcoëfficiënt C_y , de drukmiddelpunts-coëfficiënt d als functie van den invalshoek α .

b. Draagvlak- tweedekker- en vliegtuigmodellen.

In ieder der figuren 20 t/m 25 zijn de resultaten voor een stel bijeenbehoorende modellen uitgezet.

Voor vergelijking van de eigenschappen der profielen van de verschillende draagvlakken kan gebruik gemaakt worden van den coëfficiënt C_{xp} van den profielweerstand. Deze wordt verkregen door van den coëfficiënt van den totaalweerstand C_x die van den geïnduceerden C_{xi} af te trekken:

$$C_{xp} = C_x - C_{xi}$$

Meestal wordt voor de berekening van C_{xi} aangenomen, dat de liftverdeling elliptisch is en dus gebruik gemaakt van de formule:

$$C_{xi} = \frac{2}{\pi} \frac{O}{b^2} C_y^2 \quad 1)$$

waarin: C_y = liftcoëfficiënt, O = oppervlak van het draagvlak, b = grootste breedte van het draagvlak. Dit is toelaatbaar zoolang het gaat om onderlinge vergelijking van draagvlakken van gelijke omtreksvorm. Is dit niet het geval, dan kunnen op deze wijze kleine verschillen in geïnduceerden weerstand op rekening van den profiweerstand geschoven worden. De hier beschouwde draagvlakken vormen een deel van een grootere serie, waarbij ook met naar buiten vrij sterk verminderende koorde voorkomen, waarvan de resultaten echter thans nog niet gepubliceerd mogen worden.

De coëfficiënt van den geïnduceerden weerstand werd hier daarom berekend uit de benaderingsformule:

$$C_{xi} = \frac{2}{\pi} \left(0.96 \frac{O}{b^2} + 0.014 \right) C_y^2 \quad 1)$$

De op deze wijze verkregen waarden der coëfficiënten C_{xp} zijn in fig. 26 als functie van C_y uitgezet. Het blijkt, dat de draagvlakken zich vrij goed in twee groepen laten verdeelen, voor welke in de figuur de gemiddelde krommen getrokken zijn. De eerste groep bestaat uit de beide draagvlakken met z.g. normaal profiel (Nr. 32 en 33), de tweede uit die met F. VI-profiel (Nr. 34, 35 en 36). De profielen van beide groepen vertoonen in de hoofdmaten (pijl en maximum dikte) vrij geringe verschillen (zie Tabel II). Voor de eerste groep bedraagt de minimum waarde van den gemiddelden profiweerstand 0.005⁵, voor de tweede 0.007⁵. Het verschil in profiel-weerstand voor beide groepen is 0 voor $C_y = 0$ en neemt toe tot 0.001⁵ bij $C_y = 0.1$ en 0.004 bij $C_y = 0.6$.

Uit de fig. 20, 22 en 24 blijkt, dat het tweedekker-effect, d. w. z. het verschil in weerstandcoëfficiënt voor de draagvlakken en de uit deze opgebouwde tweedekker-cel, voor de tweedekkermodellen 4 (C IV normaal profiel), 5 (C IV F VI-profiel) en 6 (C IV Soesterberg) resp. 0.04 C_y^2 , 0.06 C_y^2 en 0.04⁵ C_y^2 is. De waarden van de getallen coëfficiënten werden verkregen door in het gebied tusschen $C_y = 0.3$ en $C_y = 0.6$ bij gelijke waarden van C_y het verschil in weerstandcoëfficiënt te bepalen tusschen het tweedekkermodel en het gemiddelde der beide draagvlakmodellen, deze waarden door C_y^2 te deelen en het gemiddelde over het beschouwde gebied te nemen. Het gebied met C_y kleiner dan 0.3 werd buiten be-

1) Voor deze formules kan o.m. verwezen worden naar: Fuchs-Hopf. Aerodynamik. S 119 u. 124.

schouwing gelaten daar hier kleine metingsfouten onevenredig groote verschillen kunnen veroorzaken, dat met C_y grooter dan 0.6, omdat hier andere invloeden (loslaten van de strooming) kunnen optreden, die de waarde van den weerstandscoefficient beïnvloeden. Bij berekening volgens de uit de PRANDTL'sCHE draagvlaktheorie volgende formules ¹⁾ onder vereenvoudigende aannamen (elliptische liftverdeeling, verwaarloozing van secundaire invloeden als gevolg van voorwaartsche verplaatsing van de bovenvleugel en relatieve kromming van de strooming) werd voor deze getallencoefficient een waarde van 0.05 gevonden voor de drie cellen.

De maximum liftcoefficient heeft voor het tweedekkermodel 4 (C IV normaal profiel) practisch dezelfde waarde als voor de beide samenstellende draagvlakken, voor de beide andere tweedekkermodellen vertoont zij een afname van 3%.

De invloed van den romp op de cel, welke beoordeeld kan worden door vergelijking van de met de overeenkomstige vliegtuig- en tweedekkermodellen verkregen resultaten, vertoont eenige onregelmatigheid. Terwijl bij de vliegtuigmodellen 12 (C IV F VI) en 13 (C IV Soesterberg) het gemiddelde verschil in weerstand tusschen tweedekker- en vliegtuigmodel kleiner is dan de minimum weerstand van den afzonderlijk onderzochten romp met denzelfden koelerstand, is dit voor het vliegtuigmodel 11 (C IV normaal profiel) niet het geval. Zoo bedraagt het gemiddelde verschil in weerstand voor de vliegtuigmodellen 11, 12 en 13 achtereenvolgens 0.009, 0.006 en 0.0065, terwijl de minimum-weerstandscoefficient (omgerekend op het vleugeloppervlak van het bijbehorende vliegtuigmodel) voor alle drie 0.0075 is (zie Tabel XXI).

Bij de beoordeeling der momenten- en drukmiddelpuntscoefficienten dient er op gelet te worden, dat de ligging van het momentenpunt ten opzichte van het lichaam, waarop de krachten werken, een geheel andere is voor de tweedekker- en vliegtuigmodellen (zie punt 4b en c) dan voor de draagvlakmodellen. Dit is, naast den onderlingen invloed der draagvlakken, een oorzaak van het geheel verschillend karakter van de krommen voor beide gevallen.

Voor onderlinge vergelijking der tweedekkermodellen zijn in fig. 27 de polaire krommen voor deze te samen uitgezet. Wat de beide cellen met gelijk profiel (5 (C IV F VI) en 6 (C IV Soesterberg)) betreft blijkt het volgende. Voor kleine waarden van C_y ($C_y < 0.1$) zijn beide cellen vrijwel gelijkwaardig. In het gebied tusschen $C_y = 0.1$ en $C_y = 0.55$ is de weerstand van tweedekker 6 (C IV Soesterberg) geringer dan die van tweedekker 5 (C IV F VI). Dit verschil bereikt een maximum van 15% bij $C_y = 0.3$. Boven $C_y = 0.55$ keert het verschil van teeken om en bedraagt bij $C_y = 0.65$ 9.5%. De cel met het z.g. normaalprofiel (tweedekker 4) is over het geheele gebied tot $C_y = 0.675$ gunstiger. Het verschil van

¹⁾ Zie hiervoor o.m. Fuchs-Hopf. Aerodynamik. S 134.

deze met 5 (C IV F VI) is 0 voor $C_y = 0$, neemt toe, tot bij $C_y = 0.25$ een maximum van 25 % bereikt is en daarna weer geleidelijk af tot 9 % bij $C_y = 0.6$. De waarden van den maximum-liftcoëfficiënt voor de drie cellen vertoonen slechts geringe verschillen.

Een dergelijke vergelijking zou voor de vliegtuigmodellen minder juist zijn. Van aerodynamisch standpunt bestaat dan het bezwaar, dat, daar de coëfficiënt per oppervlakte-eenheid berekend is, bij toenemend vleugeloppervlak van het model de rompweerstand minder in rekening komt. Vliegtechnisch bestaat bovendien het bezwaar, dat het hier gaat om vliegtuigen met verschillend draagvlakoppervlak en dus bij gelijke C_y verschillende vliegsnelheden behooren en zoodoende de C_x alleen geen maat is voor de grootte van de weerstandskracht en het benodigd vermogen. Een juistere vergelijking geven de „coëfficiënten” $C_y O$ en $C_x O$, zooals deze in fig. 28 zijn uitgezet, waarbij de coëfficiënten C_y en C_x vermenigvuldigd zijn met het draagvlakoppervlak O van het model (zie tabel VI). De evenwichtsvoorwaarden voor eenparige horizontale vlucht zijn:

$$G = C_y \frac{\gamma}{g} O_1 V^2$$

$$S = C_x \frac{\gamma}{g} O_1 V^2$$

waarin:

G = gewicht van het vliegtuig.

S = trekkracht van de schroef.

γ/g = soortelijke massa van de lucht.

O_1 = draagvlakoppervlak van het vliegtuig.

V = vliegsnelheid.

Gelijk vliegtuiggewicht en gelijke luchtdichtheid vooropgesteld, geeft dus gelijke waarde van $C_y O_1$ gelijke vliegsnelheid en de bijbehorende waarde van $C_x O_1$ een vergelijking van den weerstand en het benodigde vermogen. Daar de drie modellen op eenzelfde schaal uitgevoerd waren, geldt hetzelfde ook voor $C_y O$ en $C_x O$.

Deze vergelijking (zie fig. 28) geeft kwalitatief practisch hetzelfde beeld als die voor de tweedekkers, met uitzondering van een klein verschil in de ligging der krommen voor de vliegtuigmodellen 11 (C. IV normaal profiel) en 13 (C. IV Soesterberg), welke laatste over een klein gebied gunstiger is. De verschillen zijn echter, door invloed van den romp-weerstand relatief kleiner. Zoo bedraagt het maximale verschil in weerstand tusschen de modellen 12 (C. IV F VI-profiel) en 13

(C. IV Soesterberg) 7 % (voor de overeenkomstige tweedekkers 15 %).

c. Rompmodel met verschillende koelerstanden.

De belangrijkste gegevens zijn hiervoor uitgezet in fig. 29. Hier blijkt wederom den invloed van ongunstig gevormde uitsteeksels op den weerstand. Het aanbrengen van de beide windschermen en het openmaken der cockpits (model 2a-model 2b) gaf een vermeerdering van 58 % van den minimum-weerstand, de koelers in in- en uitgeschoven stand (modellen 2c en 2d) resp. 25 en 141 % (vergeleken met model 2b), terwijl het front-oppervlak der koelers in deze gevallen resp. 6% en 37 % van het grootspantoppervlak bedraagt. De aanwezigheid van een kleine opening tusschen koeler en romp heeft practisch geen invloed op den weerstand (vergelijk de modellen 2d en 2e).

TABEL I.**Overzicht der modellen.**

Type.	Profiel Nr.		Draagvlak Nr.		Twee-dekker Nr.	Romp Nr.	Vliegtuig-model Nr.
	Boven-vleugel.	Onder-vleugel.	Boven.	Onder.			
C. IV norm. prof.	11 A, B	12 A, B	32	33	4	2	11
C. IV F. VI prof.	1 A, B	4 A, B	34	35	5	2	12
C. IV Soesterberg	1 A, B	4 A, B	34	36	6	2	13

De profielen A en B zijn voor ieder draagvlak die van de kleinste en de grootste rib.

TABEL II.**Overzicht van eenige gegevens van de profielen.**

Profiel Nr.	11 ^A	11 ^B	12 ^A	12 ^B	1 ^A	1 ^B	4 ^A	4 ^B
Pijl in % v. d. koorde . . .	4.55	4.50	4.60	4.70	4.20	4.20	4.20	4.25
Max. dikte in % v. d. koorde . . .	10.60	16.90	10.10	16.80	9.45	16.70	9.50	16.60

Voor toelichting zie fig. 6.

TABEL III.**Overzicht van eenige gegevens der draagvlakmodellen.**

Draagvlak-model Nr.	Breedte-verhouding.	Koorde-verhouding.	Dikte-verhouding.
32	6.08	1	0.63
33	7.33	1	0.60
34	6.07	1	0.57
35	7.32	1	0.57
36	6.69	1	0.57

$$\text{Breedteverhouding} = \frac{b^2}{O}. \text{ Koordeverhouding} = \frac{t \text{ min.}}{t \text{ max.}}$$

$$\text{Dikteverhouding} = \frac{\delta \text{ min.}}{\delta \text{ max.}}$$

waarin (zie fig. 7):

O = oppervlak van het draagvlak.

b = draagvlakbreedte.

t = koorddiepte van een profiel.

δ = maximum dikte van een profiel.

De indices max. en min. geven de bedoelde grootheid voor de grootste resp. kleinste rib.

TABEL IV.

Overzicht van eenige gegevens van de tweedekkermodellen.

Twee-dekker-model nr.	Hoogte/diepte-verhouding.	Hoogte/breedte-verhouding.	Oppervl. Bovenvl.	Voorwaartsche verplaatsing bovenvleugel in graden.	Verschil invalshoek boven en onder.
			Totaal oppervl. in %		
4	0.858	0.150	59.9	23° 20'	— 0° 30'
5	0.861	0.151	59.9	23° 10'	— 0° 30'
6	0.856	0.156	62.0	23° 20'	— 0° 30'

$$\text{Hoogte/diepte-verhouding} = \frac{h}{tb}.$$

$$\text{Hoogte/breedte-verhouding} = \frac{2h}{b_b + b_o}.$$

Voorwaartsche verplaatsing bovenvleugel

$$\beta = bg \operatorname{tg} \frac{\alpha - \frac{1}{2}(tb - to)}{h}.$$

$$\text{Verschil invalshoek} = \alpha_b - \alpha_o$$

waarin (zie fig. 8):

h = hoogte van de cel. d. w. z. loodrechte afstand van de profielkoorden in het symmetrievlak.

t = koorddiepte van een vleugel in het symmetrievlak.

b = draagvlakbreedte.

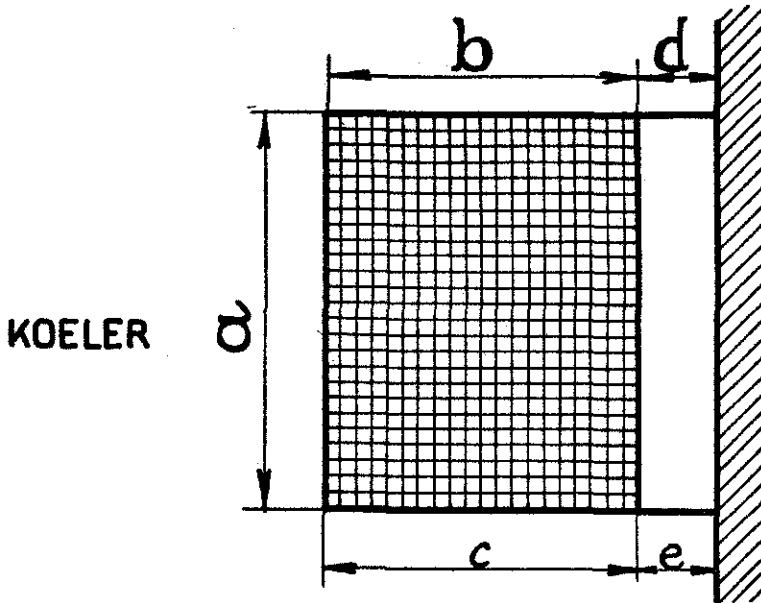
a = afstand tusschen voorste punten van boven- en onder-vleugel, gemeten evenwijdig aan de koorde.

α = invalshoek, gemeten op de koorde in het symmetrievlak.

De indices b en o geven de bedoelde grootheid voor boven-, resp. ondervleugel.

TABEL V.

Overzicht van de toestanden, waarin het rompmodel onderzocht werd.



Nr.	BESCHRIJVING.
2a	Romp zonder koelers en ruiten, cockpit dicht.
2b	Als 2a, doch met ruiten en open cockpit.
2c	Als 2b, doch met geheel ingeschoven koelers: $a = 56,5$; $b = 6$; $c = 3$; $d = 0$; $e = 0$.
2d	Als 2b, doch met koelers in normalen vliegstand; $a = 56$; $b = 28$; $c = 28$; $d = 4$; $e = 2$;
2e	Als 2b, met koelers tegen den romp aangesloten: $a = 56$; $b = 28$; $c = 28$; $d = 0$; $e = 0$.

Maten a , b , c , d en e in m.M.

TABEL VI.

Oppervlak en koorddiepte van de modellen.

Model.	Oppervlak in M ² .	Koord- diepte t in M.	Model.	Oppervlak in M ² .	Koord- diepte t in M.
Draagvlakmodel Nr. 32	0,166	0,1667	Tweedekkermodel Nr. 5	0,2765	0,1667
" " 33	0,111	0,125	" " 6	0,267	0,1667
" " 34	0,1655	0,1667	Vliegtuigmodel " 11	0,277	0,1667
" " 35	0,111	0,125	" " 12	0,2765	0,1667
" " 36	0,1015	0,125	" " 13	0,267	0,1667
Tweedekkermodel Nr. 4	0,277	0,1667	Rompmod. (grootspan) Nr. 2	0,0085	0,6815

TABEL VII.

Draagvlakmodel Nr. 32.
Bovenvleugel C. IV normaal profiel.

α	C_y	C_x	C_y/C_x	C_{xp}	C_m	d
12.6	0.680	0.062	11.0	0.011 ⁵	0.217	0.321
10.0	0.599	0.047	12.7	0.007 ⁵	0.197	0.330
7.4	0.538 ⁵	0.039	13.8	0.007 ⁵	0.181	0.336
4.8	0.445	0.026	17.1	0.004 ⁵	0.157	0.353
2.2	0.343 ⁵	0.017 ⁵	19.0	0.004 ⁵	0.132	0.386
-0.4	0.226 ⁵	0.010 ⁵	21.6	0.005	0.101	0.446
-3.1	0.118 ⁵	0.007 ⁵	15.8	0.006	0.075	0.637
-5.7	0.026 ⁵	0.007 ⁵	3.5	0.007 ⁵	0.052	2.03
-8.2	-0.065 ⁵	0.017 ⁵	-3.7	0.017	0.031	-0.458

windsnelheid 26.6 M/sec.

TABEL VIII.

Draagvlakmodel Nr. 33.
Ondervleugel C. IV normaal profiel.

α	C_y	C_x	C_y/C_x	C_{xp}	C_m	d
14.7	0.681	0.078 ⁵	8.7	0.035 ⁵	0.211	0.312
12.2	0.674 ⁵	0.056	12.0	0.014	0.207	0.309
9.7	0.605 ⁵	0.044	13.8	0.010	0.190	0.316
7.1	0.510 ⁵	0.032	16.0	0.008	0.168	0.329
4.5	0.420	0.022 ⁵	18.7	0.006	0.145	0.345
2.0	0.318 ⁵	0.015	21.2	0.005 ⁵	0.120	0.379
-0.6	0.192	0.010	19.2	0.006 ⁵	0.086	0.454
-3.2	0.094	0.008	11.8	0.007	0.062	0.670
-5.8	-0.000 ⁵	0.009 ⁵	0	0.009 ⁵	0.041	-28.2

windsnelheid 26.6 M/sec.

TABEL IX.

Draagvlakmodel Nr. 34.
Bovenvleugel C. IV F. VI-profiel.

α	C_y	C_x	C_y/C_x	C_{xp}	C_m	d
18.4	0.719	0.126	5.7	0.069 ⁵	0.226	0.312
15.9	0.742 ⁵	0.102	7.3	0.041 ⁵	0.223	0.300
13.4	0.720	0.082 ⁵	8.7	0.025 ⁵	0.213	0.296
10.8	0.664	0.062 ⁵	10.6	0.014 ⁵	0.204	0.302
8.2	0.578	0.048 ⁵	11.9	0.012	0.180	0.310
5.6	0.483 ⁵	0.036	13.4	0.010 ⁵	0.156	0.323
3.0	0.387	0.025	15.5	0.008 ⁵	0.133	0.342
0.3	0.284 ⁵	0.017	16.7	0.008	0.107	0.377
-2.3	0.190	0.011 ⁵	16.5	0.007 ⁵	0.084	0.453
-4.9	0.089	0.009	9.9	0.008	0.061	0.699
-7.5	-0.012	0.009 ⁵	- 1.3	0.009 ⁵	0.039	-3.47

windsnelheid 26.1 M/sec.

TABEL X.

Draagvlakmodel Nr. 35.
Ondervleugel C. IV F. VI-profiel.

α	C_y	C_x	C_y/C_x	C_{xp}	C_m	d
15.5	0.613	0.141 ⁵	4.3	0.106 ⁵	0.206	0.329
13.1	0.724	0.075 ⁵	9.6	0.027	0.213	0.296
10.5	0.682	0.059 ⁵	11.5	0.016 ⁵	0.202	0.297
8.0	0.596 ⁵	0.046	13.0	0.013	0.181	0.304
5.4	0.511 ⁵	0.033	15.5	0.009	0.161	0.315
2.8	0.420 ⁵	0.024	17.5	0.007 ⁵	0.139	0.330
0.3	0.321	0.016 ⁵	19.4	0.007	0.115	0.358
-2.3	0.212	0.012 ⁵	17.0	0.008 ⁵	0.088	0.416
-4.9	0.107	0.009	11.9	0.008	0.064	0.599
-7.5	0.007	0.009	0.8	0.009	0.041	6.95

windsnelheid 26.2 M/sec.

TABEL XI.

Draagvlakmodel Nr. 36.

Onderveugel C. IV Soesterberg.

α	C_y	C_x	C_y/C_x	C_{xp}	C_m	d
15.4	0.6015	0.128	4.7	0.0915	0.198	0.324
13.0	0.718	0.0805	8.9	0.029	0.216	0.308
10.5	0.665	0.0625	10.6	0.018	0.204	0.308
7.9	0.5915	0.048	12.3	0.013	0.185	0.314
5.4	0.506	0.035	14.5	0.0095	0.165	0.325
2.8	0.408	0.024	17.0	0.0075	0.140	0.344
0.2	0.301	0.0165	18.2	0.0075	0.112	0.374
2.4	0.206	0.0115	17.9	0.0075	0.090	0.437
4.9	0.110	0.0085	12.9	0.0075	0.068	0.620
7.5	0.013	0.008	1.6	0.008	0.046	3.68

windsnelheid 26.1 M/sec.

 $d C_y C_x$

TABEL XII.

Tweedekkermodel Nr. 4.

Cel C. IV normaal profiel.

α	C_y	C_x	C_y/C_x	C_m	d
18.2	0.6885	0.097	7.1	0.070	0.103
15.7	0.6675	0.0785	8.5	0.056	0.085
13.1	0.6185	0.064	9.7	0.044	0.072
10.4	0.5405	0.0495	10.9	0.032	0.060
7.8	0.4715	0.0388	12.4	0.025	0.053
5.1	0.394	0.027	14.6	0.020	0.050
2.4	0.312	0.0185	16.9	0.015	0.049
0.3	0.219	0.0115	19.0	0.015	0.068
2.9	0.1395	0.0085	16.4	0.018	0.133
5.6	0.0605	0.0075	8.1	0.026	0.442
8.2	0.018	0.010	1.8	0.038	1.95

windsnelheid 26.5 M/sec.

TABEL XIII.

Tweedekkermodel Nr. 5.
Cel C. IV F. VI-profiel.

α	C_y	C_x	C_y/C_x	C_m	d
18.9	0.712	0.102	7.0	0.107	0.153
16.4	0.693	0.089	7.8	0.084	0.122
13.8	0.628 ⁵	0.073 ⁵	8.6	0.064	0.103
11.1	0.562 ⁵	0.059 ⁵	9.5	0.047	0.083
8.5	0.497	0.048 ⁵	10.2	0.031	0.062
5.9	0.421	0.037	11.4	0.023	0.055
3.2	0.346 ⁵	0.028	12.4	0.019	0.055
0.5	0.259 ⁵	0.019	13.7	0.016	0.061
-2.1	0.175 ⁵	0.012 ⁵	14.0	0.019	0.111
-4.8	0.094	0.009	10.4	0.027	0.290
-7.5	0.019 ⁵	0.008 ⁵	2.3	0.035	1.89

windsnelheid 26.0 M/sec.

TABEL XIV.

Tweedekkermodel Nr. 6.
Cel C. IV Soesterberg.

α	C_y	C_x	C_y/C_x	C_m	d
18.9	0.703 ⁵	0.121	5.8	0.061	0.087
16.3	0.687	0.100	6.9	0.050	0.073
13.8	0.638 ⁵	0.081 ⁵	7.8	0.032	0.050
11.1	0.573 ⁵	0.062	9.2	0.023	0.041
8.5	0.498	0.048 ⁵	10.3	0.014	0.028
5.8	0.425	0.036	11.8	0.007	0.017
3.2	0.350	0.026	13.5	0.006	0.018
0.5	0.257	0.016 ⁵	15.6	0.007	0.029
-2.2	0.177 ⁵	0.011 ⁵	15.4	0.014	0.082
-4.8	0.096 ⁵	0.009	10.7	0.022	0.232
-7.5	0.016 ⁵	0.008	2.1	0.034	2.19

windsnelheid 26.5 M/sec.

TABEL XV.

Vliegtuigmodel Nr. 11.

C. IV normaal profiel.

α	C_y	C_x	C_y/C_x	C_m	d
15.7	0.691 ⁵	0.099 ⁵	6.9	0.040	0.058
13.1	0.631	0.082	7.7	0.027	0.043
10.4	0.558 ⁵	0.064	8.7	0.020	0.035
7.8	0.488 ⁵	0.051 ⁵	9.5	0.008	0.016
5.1	0.406	0.039 ⁵	10.3	0.006	0.016
2.4	0.289 ⁵	0.026	11.1	0.008	0.027
— 0.3	0.220	0.020 ⁵	10.7	0.005	0.022
— 2.9	0.138 ⁵	0.016 ⁵	8.4	0.011	0.079
— 5.6	0.057 ⁵	0.014 ⁵	4.0	0.022	0.402
— 8.2	— 0.020	0.017 ⁵	— 1.1	0.032	— 1.44

windsnelheid 26.5 M/sec.

TABEL XVI.

Vliegtuigmodel Nr. 12.

C. IV F. VI profiel.

α	C_y	C_x	C_y/C_x	C_m	d
18.9	0.706 ⁵	0.125	5.7	0.058	0.082
16.4	0.712	0.105	6.8	0.042	0.060
13.8	0.653	0.090	7.3	0.025	0.038
11.2	0.588 ⁵	0.074 ⁵	7.9	0.013	0.023
8.6	0.518	0.058 ⁵	8.9	0.005	0.009
5.9	0.435 ⁵	0.045	9.7	— 0.001	— 0.003
3.2	0.355 ⁵	0.034	10.5	— 0.002	— 0.007
0.5	0.260 ⁵	0.024	10.9	— 0.001	— 0.004
— 2.1	0.174 ⁵	0.018	9.7	+ 0.004	0.026
— 4.8	0.094 ⁵	0.015 ⁵	6.1	0.013	0.145
— 7.5	0.013 ⁵	0.016	0.8	0.025	2.22

windsnelheid 26.1 M/sec.

TABEL XVII.

Vliegtuigmodel Nr. 13.

C. IV Soesterberg.

α	C_y	C_x	C_y/C_x	C_m	d
18.9	0.723 ⁵	0.132 ⁵	5.5	0.058	0.081
16.4	0.711 ⁵	0.109 ⁵	6.5	0.039	0.055
13.8	0.667	0.091 ⁵	7.3	0.026	0.039
11.2	0.603	0.073	8.3	0.017	0.028
8.5	0.521	0.057	9.1	0.007	0.014
5.9	0.443	0.044	10.1	0.001	0.003
3.2	0.359	0.032	11.2	0.002	0.007
0.5	0.266 ⁵	0.024	11.1	0.002	0.009
-2.1	0.180	0.019	9.5	0.007	0.039
-4.8	0.099	0.016 ⁵	6.0	0.016	0.170
-7.5	0.016	0.017	0.9	0.029	2.07

windsnelheid 26.5 M/sec.

TABEL XVIII.

Rompmodel Nr. 2a.

C. IV-romp zonder koelers en ruiten, cockpit dicht.

α	Grootspant.			C. IV norm. profiel.			C. IV F. VI profiel.			C. IV Soesterberg.		
	C_y	C_x	C_m	C_y	C_x	C_m	C_y	C_x	C_m	C_y	C_x	C_m
20	0.394	0.246	-0.027	0.012	0.0075	-0.003	0.012	0.0075	-0.003	0.0125	0.008	-0.003
15	0.256	0.145	-0.039	0.008	0.0045	-0.005	0.008	0.0045	-0.005	0.008	0.0045	-0.005
10	0.127	0.090	-0.039	0.004	0.003	-0.005	0.004	0.003	-0.005	0.004	0.003	-0.005
5	0.044	0.063	-0.030	0.0015	0.002	-0.004	0.0015	0.002	-0.004	0.0015	0.002	-0.004
0	0.001	0.067	-0.002	0	0.002	0	0	0.002	0	0	0.002	0
-5	-0.052	0.090	+0.024	-0.0015	0.003	+0.003	-0.0015	0.003	+0.003	-0.0015	0.003	+0.003

windsnelheid 26.3 M/sec.

TABEL XIX.

Rompmodel Nr. 2b.

C. IV-romp zonder koelers, met ruiten, cockpit open.

α	Grootspant.		C. IV norm. prof.		C. IV F. VI-prof.		C. IV Soesterberg.	
	C_y	C_x	C_y	C_x	C_y	C_x	C_y	C_x
20	0.416	0.294	0.013	0.009	0.013	0.009	0.013 ^b	0.009 ^b
15	0.254	0.193	0.008	0.006	0.008	0.006	0.008	0.006
10	0.137	0.126	0.004	0.004	0.004	0.004	0.004 ^b	0.004
5	0.046	0.101	0.001 ^b	0.003	0.001 ^b	0.003	0.001 ^b	0.003 ^b
0	0	0.099	0	0.003	0	0.003	0	0.003
-5	-0.052	0.111	-0.001 ^b	0.003 ^b	-0.001 ^b	0.003 ^b	-0.001 ^b	0.003 ^b

windsnelheid 26.3 M/sec.

TABEL XX.

Rompmodel Nr. 2c.

C. IV-romp met ingeschoven koelers.

α	Grootspant.		C. IV norm. prof.		C. IV F. VI-prof.		C. IV Soesterberg.	
	C_y	C_x	C_y	C_x	C_y	C_x	C_y	C_x
20	0.410	0.295	0.012 ^b	0.009	0.012 ^b	0.009	0.013	0.009 ^b
15	0.247	0.200	0.007 ^b	0.006	0.007 ^b	0.006	0.008	0.006 ^b
10	0.133	0.139	0.004	0.004 ^b	0.004	0.004 ^b	0.004	0.004 ^b
5	0.049	0.124	0.001 ^b	0.004	0.001 ^b	0.004	0.001 ^b	0.004
0	0.008	0.125	0	0.004	0	0.004 ^b	0	0.004
-5	-0.048	0.150	-0.001 ^b	0.004 ^b	-0.001 ^b	0.004 ^b	-0.001 ^b	0.005

windsnelheid 26.4 M/sec.

TABEL XXI.

Rompmoedel Nr. 2d.
C. IV-Romp met geheel uitgeschoven koelers (normale vliegstand).

α	Grootspant.			C. IV norm. profiel.			C. IV F. VI profiel.			C. IV Soesterberg.		
	C_y	C_x	C_m	C_y	C_x	C_m	C_y	C_x	C_m	C_y	C_x	C_m
20	0.383	0.395	-0.033	0.012	0.012	-0.004	0.012	0.012	-0.004	0.012	0.012 ⁵	-0.004
17 ⁵	0.312	0.353	-0.039	0.009 ⁵	0.011	-0.005	0.009 ⁵	0.011	-0.005	0.010	0.011	-0.005
15	0.236	0.310	-0.043	0.007 ⁵	0.009 ⁵	-0.005	0.007 ⁵	0.009 ⁵	-0.005	0.007 ⁵	0.010	-0.005
12 ⁵	0.181	0.285	-0.040	0.005 ⁵	0.009	-0.005	0.005 ⁵	0.009	-0.005	0.006	0.009	-0.005
10	0.133	0.252	-0.039	0.004	0.008	-0.005	0.004	0.008	-0.005	0.004	0.008	-0.005
7 ⁵	0.092	0.253	-0.032	0.003	0.008	-0.004	0.003	0.008	-0.004	0.003	0.008	-0.004
5	0.048	0.242	-0.023	0.001 ⁵	0.007 ⁵	-0.003	0.001 ⁵	0.007 ⁵	-0.003	0.001 ⁵	0.007 ⁵	-0.003
2 ⁵	0.028	0.240	-0.015	0.001	0.007 ⁵	-0.002	0.001	0.007 ⁵	-0.002	0.001	0.007 ⁵	-0.002
0	0.004	0.240	-0.004	0	0.007 ⁵	0	0	0.007 ⁵	0	0	0.007 ⁵	0
-2 ⁵	-0.031	0.265	+0.007	-0.001	0.008	+0.001	-0.001	0.008	+0.001	-0.001	0.008 ⁵	+0.001
-5	-0.064	0.277	+0.016	-0.002	0.008 ⁵	+0.002	-0.002	0.008 ⁵	+0.002	-0.002	0.009	+0.002
-7 ⁵	-0.087	0.280	+0.028	-0.002 ⁵	0.008 ⁵	+0.003	-0.002 ⁵	0.008 ⁵	+0.003	-0.003	0.009	+0.003

windsnelheid 26.4 M/sec.

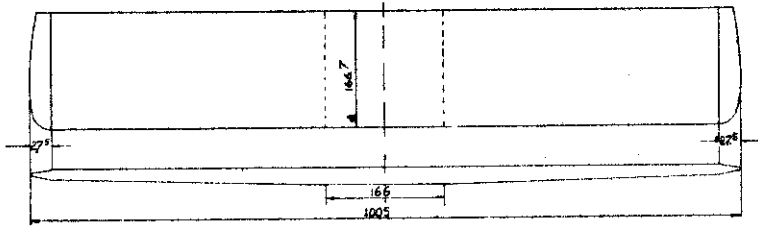
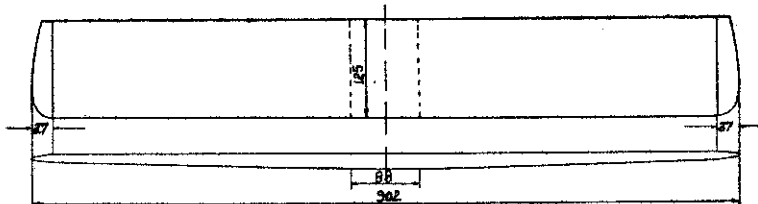
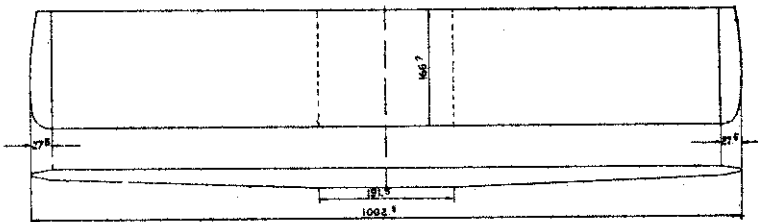
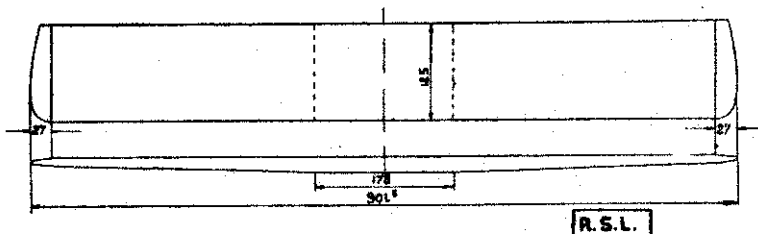
TABEL XXII.

Rompmodel Nr. 2e.

C. IV-romp met geheel uitgeschoven, doch aan den romp aansluitende koelers.

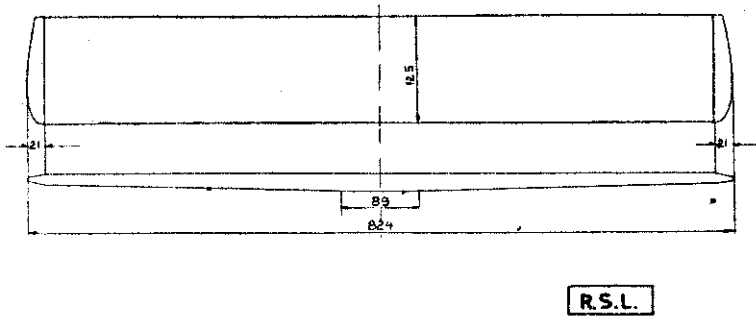
α	Grootspant.		C. IV norm. prof.		C. IV F. VI prof.		C. IV Soesterberg.	
	C_y	C_x	C_y	C_x	C_y	C_x	C_y	C_x
15	0.240	0.314	0.0075	0.0095	0.0075	0.0095	0.0075	0.010
5	0.056	0.238	0.0015	0.0075	0.0015	0.0075	0.002	0.0075
-5	-0.052	0.273	-0.0015	0.0085	-0.0015	0.0085	-0.0015	0.0085

windsnelheid 26.4 M/sec.

FIGUUR 1.**Draagvlakmodel nr. 32 (bovenvleugel CIV normaal profiel).****R.S.L.****FIGUUR 2.****Draagvlakmodel nr. 33 (ondervleugel CIV normaal profiel).****R.S.L.****FIGUUR 3.****Draagvlakmodel nr. 34 (bovenvleugel CIV F VI-profiel).****FIGUUR 4.****Draagvlakmodel nr. 35 (ondervleugel CIV F VI-profiel).****R.S.L.**

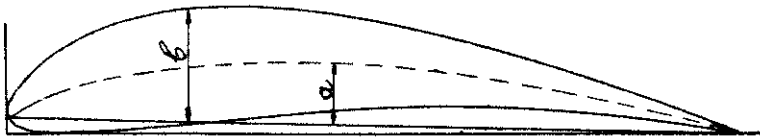
FIGUUR 5.

Draagvlakmodel nr. 36 (ondervleugel C IV Soesterberg).



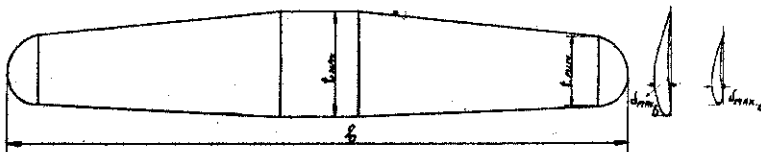
FIGUUR 6.

Belangrijkste gegevens van een profiel (toelichting van Tabel II).

 a : PUL b : MAX DIKTE

FIGUUR 7.

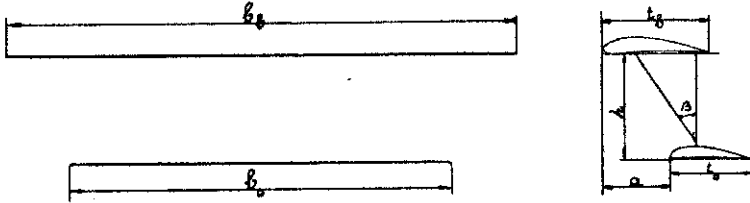
Belangrijkste maten van een draagvlak (toelichting van Tabel III).



b = vleugelbreedte; $t_{max, min}$ = maximum, minimum koorddiepte;
 $\delta_{max, min}$ = maximum, minimum dikte.

FIGUUR 8.

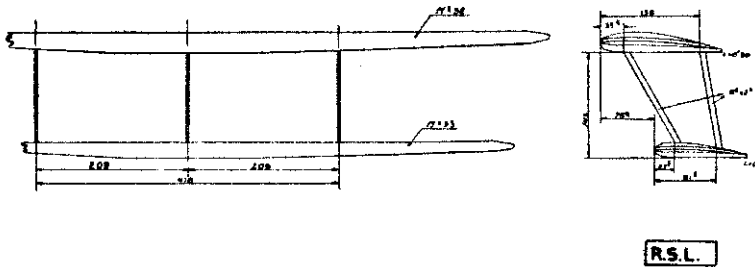
Belangrijkste maten van een tweedekkereel (toelichting van tabel IV.)



$b_{b,o}$ = breedte van boven-, ondervleugel; $t_{b,o}$ = koorddiepte van boven-, ondervleugel; h = hoogte van de cel; β = voorwaartsche verplaatsing van de bovenvleugel.

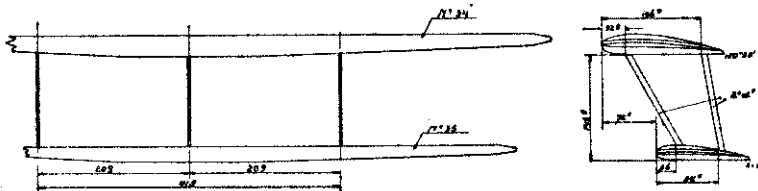
FIGUUR 9.

Tweedekkermodel nr. 4 (eel CIV normaal profiel).



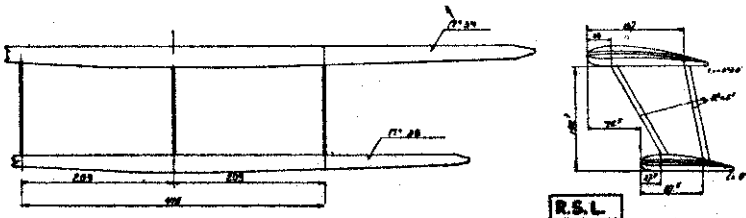
FIGUUR 10.

Tweedekkermodel nr. 5 (eel CIV F VI-profiel).



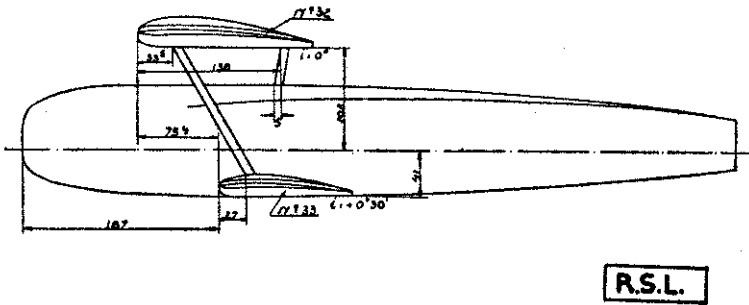
FIGUUR 11.

Tweedekkermodel nr. 6 (eel CIV Soesterberg).



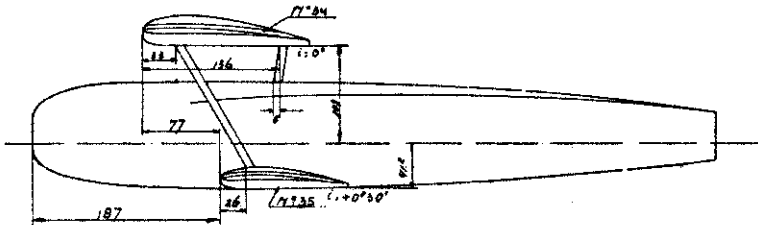
FIGUUR 12.

Vliegtuigmodel nr. 11 (CIV normaal profiel).



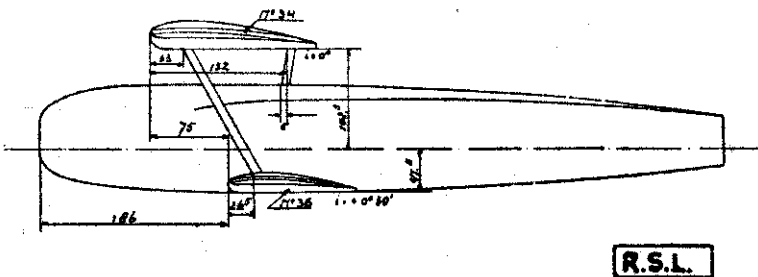
FIGUUR 13.

Vliegtuigmodel nr. 12 (CIV F VI-profiel).

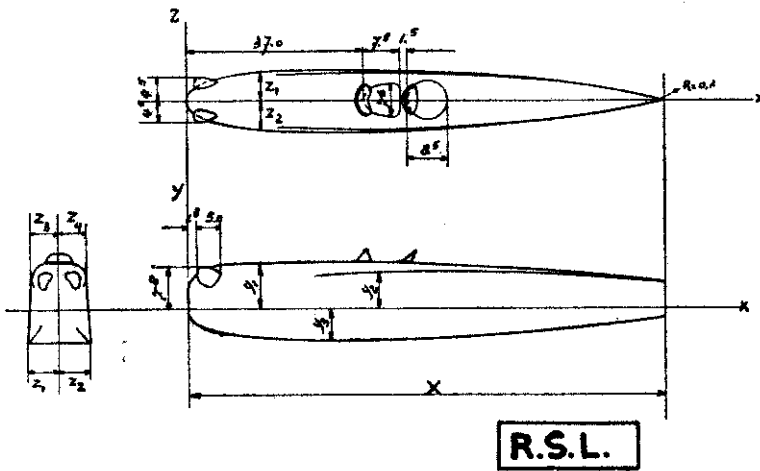


FIGUUR 14.

Vliegtuigmodel nr. 13 (CIV Soesterberg).



FIGUUR 15.
Rompmodel nr. 2 (C IV-romp).

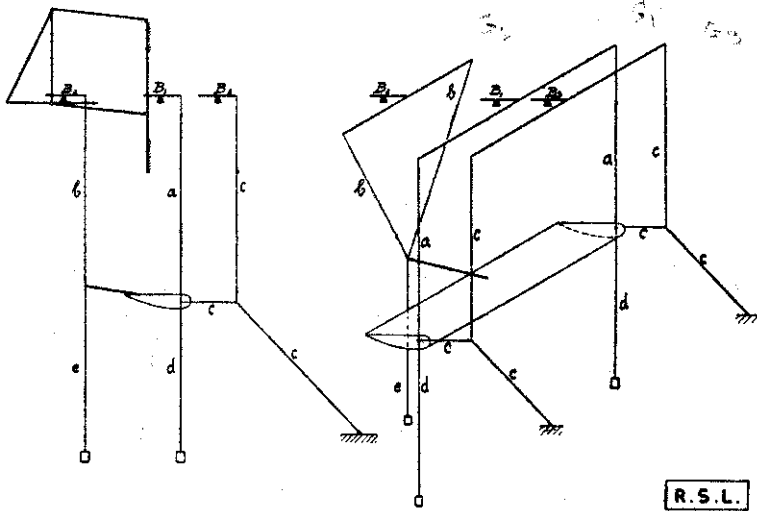


X	Y ₁	Y ₂	Y ₃	Z ₁	Z ₂	Z ₃	Z ₄
0	2.95	—	1.75	0	0	0	0
1.25	6.35	—	3.55	2.75	2.75	—	—
2.50	7.70	—	4.20	3.55	3.55	—	—
5.00	8.50	—	4.85	4.55	4.55	—	—
7.50	8.85	—	5.25	5.15	5.15	—	—
10.00	9.00	—	5.60	5.55	5.55	—	—
15.00	9.20	—	5.95	6.10	6.10	—	—
20.00	9.25	—	6.15	6.30	6.30	5.90	5.90
30.00	9.25	6.90	6.40	6.35	6.35	5.95	5.95
40.00	9.20	7.25	6.35	6.35	6.35	5.95	5.95
50.00	9.00	7.50	6.05	6.15	6.15	5.90	5.90
60.00	8.60	7.40	5.60	5.65	5.65	5.60	5.60
70.00	7.85	7.10	4.95	4.90	4.90	4.90	4.90
80.00	7.05	6.55	4.20	3.75	3.75	3.75	3.75
90.00	6.25	6.10	3.40	2.15	2.15	2.15	2.15
95.00	5.85	5.75	2.90	1.20	1.20	1.20	1.20
100.00	5.45	5.45	2.35	0	0	0	0

maten in % van de romplengte.

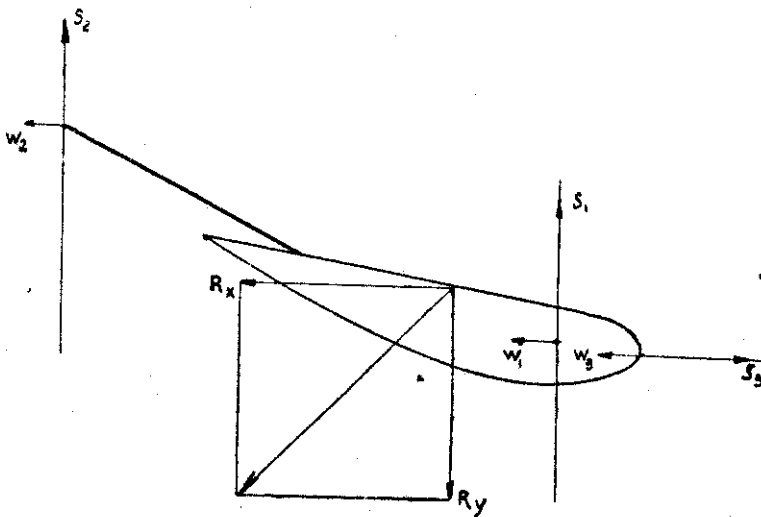
FIGUUR 16.

Schema van de ophanging van een draagvlak model; aa , bb : lift-
draden; cc : driftdraden; $B_1 B_2 B_3$: balansen.



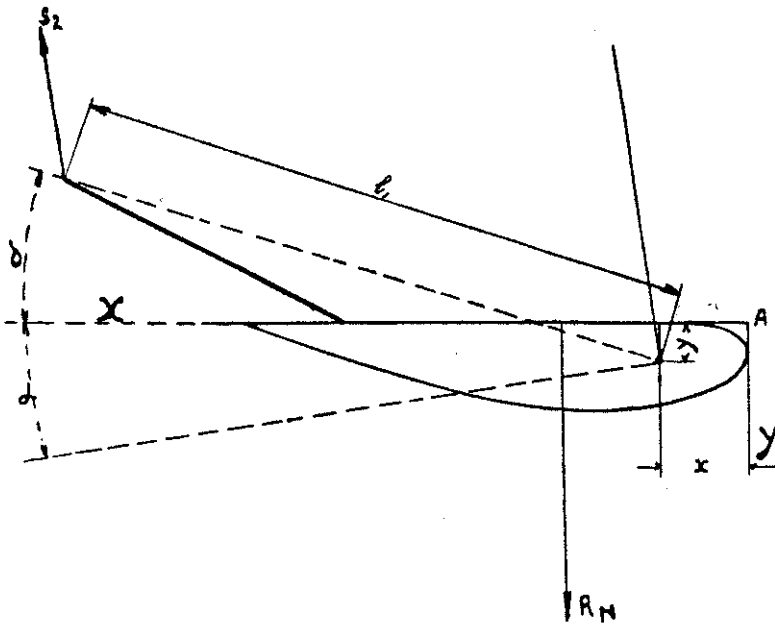
FIGUUR 17.

Toelichting van de krachtenberekening.



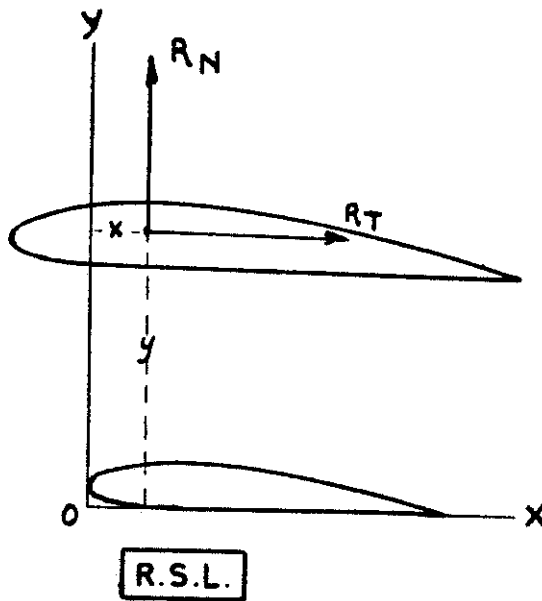
FIGUUR 18.

Toelichting van de momentenberekening voor een draagvlakmodel.

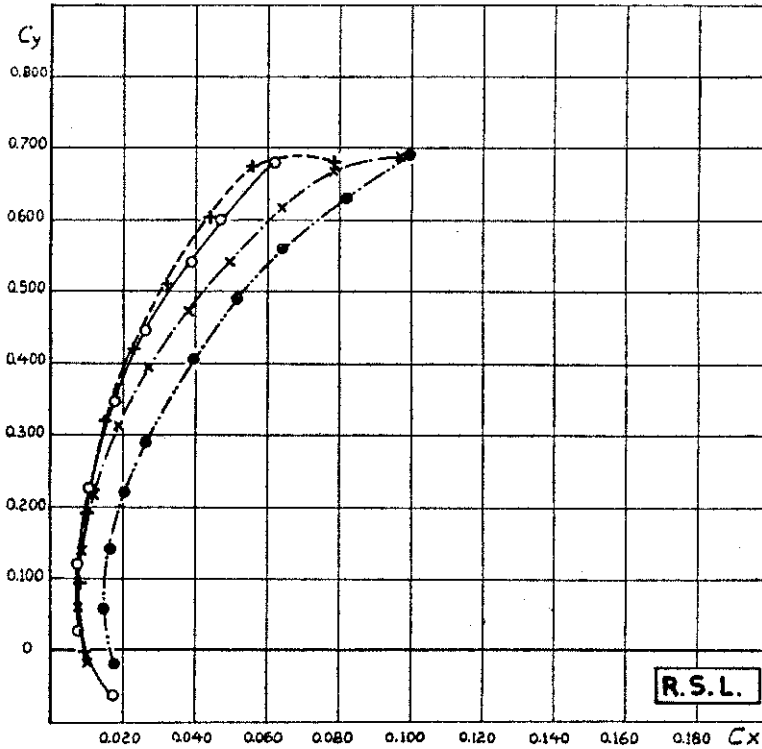


FIGUUR 19.

Toelichting van de momentenberekening voor een
tweedekker- of vliegtuigmodel.

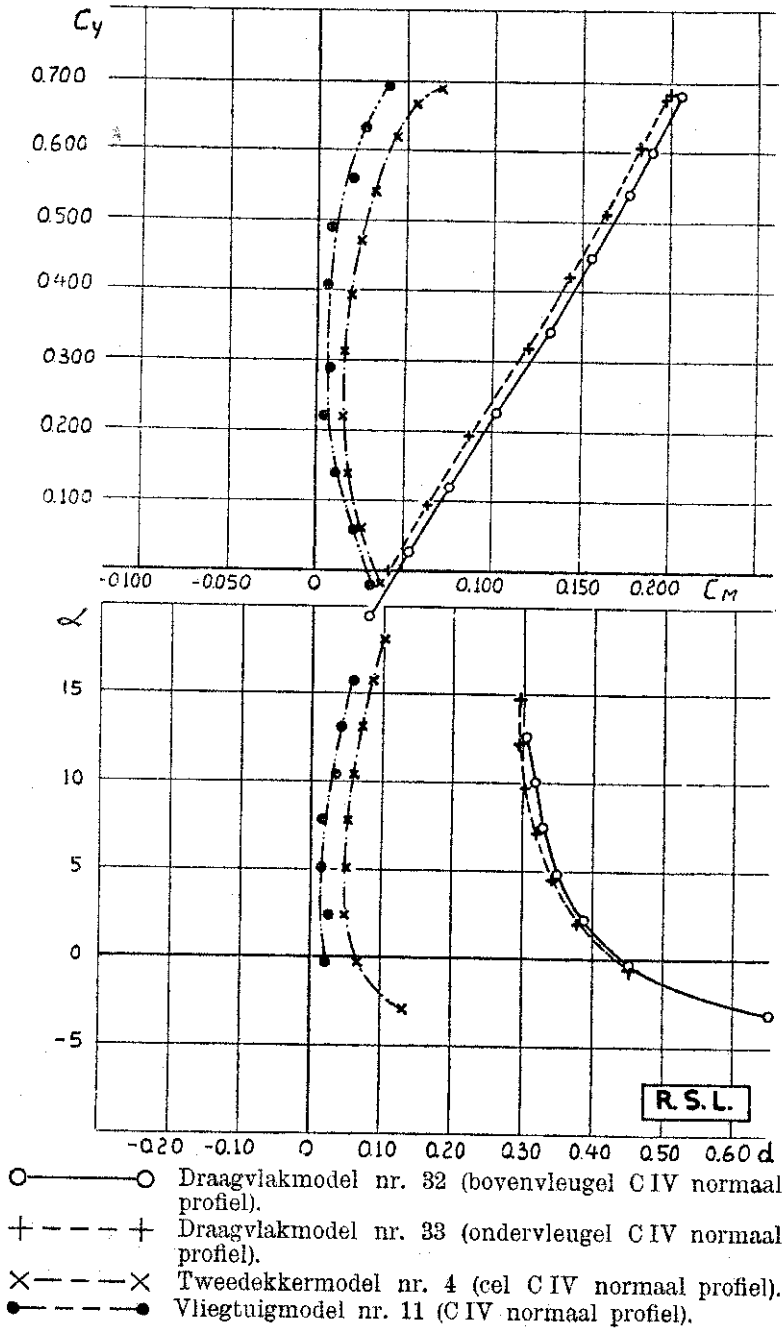


FIGUUR 20.

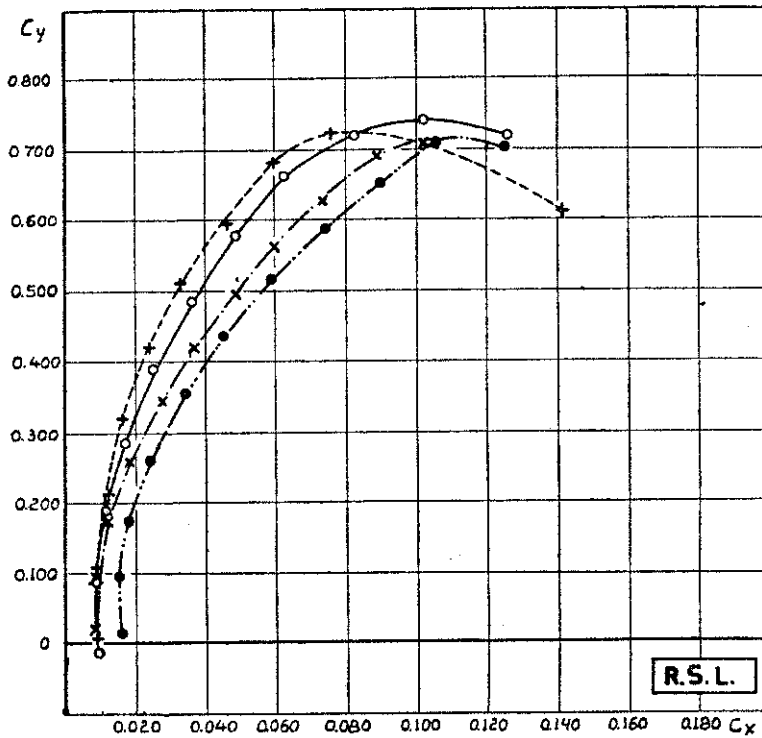
Coëfficiënten C_y en C_x voor CIV normaal profiel modellen.

- — ○ Draagvlakmodel nr. 32 (bovenvleugel CIV normaal profiel).
- + - - - + Draagvlakmodel nr. 33 (ondervleugel CIV normaal profiel).
- × - - - × Tweedekkermodel nr. 4 (cel CIV normaal profiel).
- - - - ● Vliegtuigmodel nr. 11 (CIV normaal profiel).

FIGUUR 21.

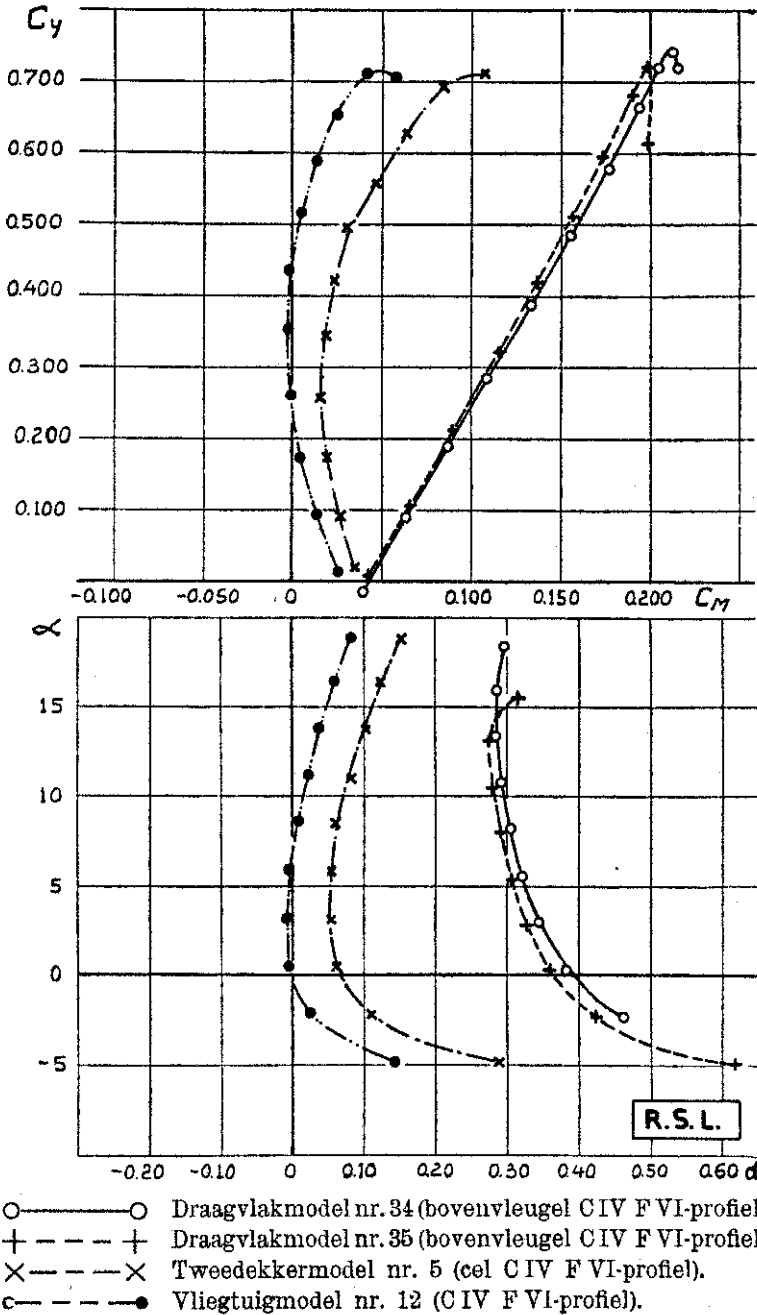
Coëfficiënten C_m en d voor CIV normaal profiel modellen.

FIGUUR 22.
 Coëfficiënten C_y en C_x voor CIV F VI-profiel modellen.

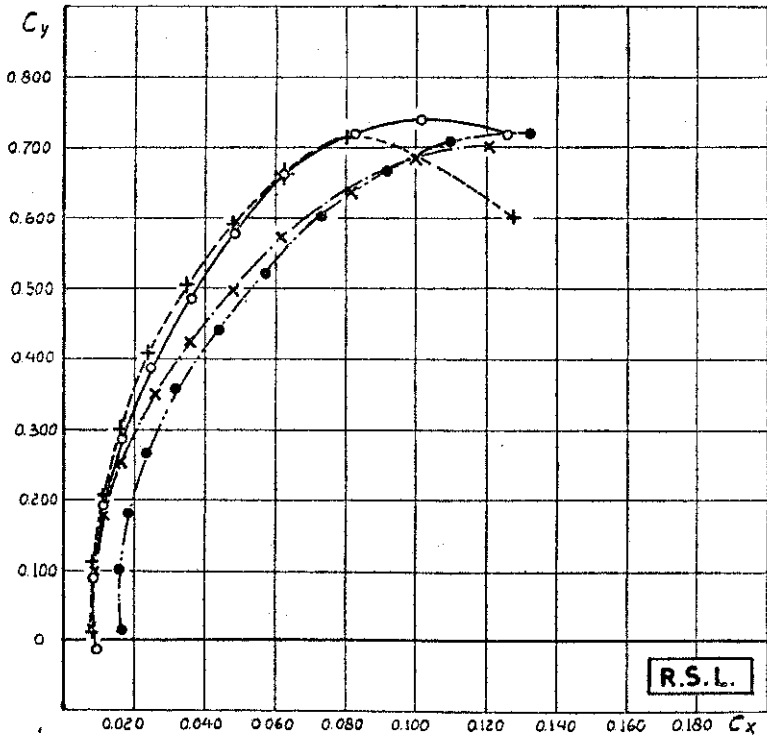


- — ○ Draagvlakmodel nr. 34 (bovenvleugel CIV F VI-profiel).
- + - - - + Draagvlakmodel nr. 35 (ondervleugel CIV F VI-profiel.)
- × - - - × Tweedekkermodel nr. 5 (cel CIV F VI-profiel).
- - - - ● Vliegtuigmodel nr. 12 (CIV F VI-profiel).

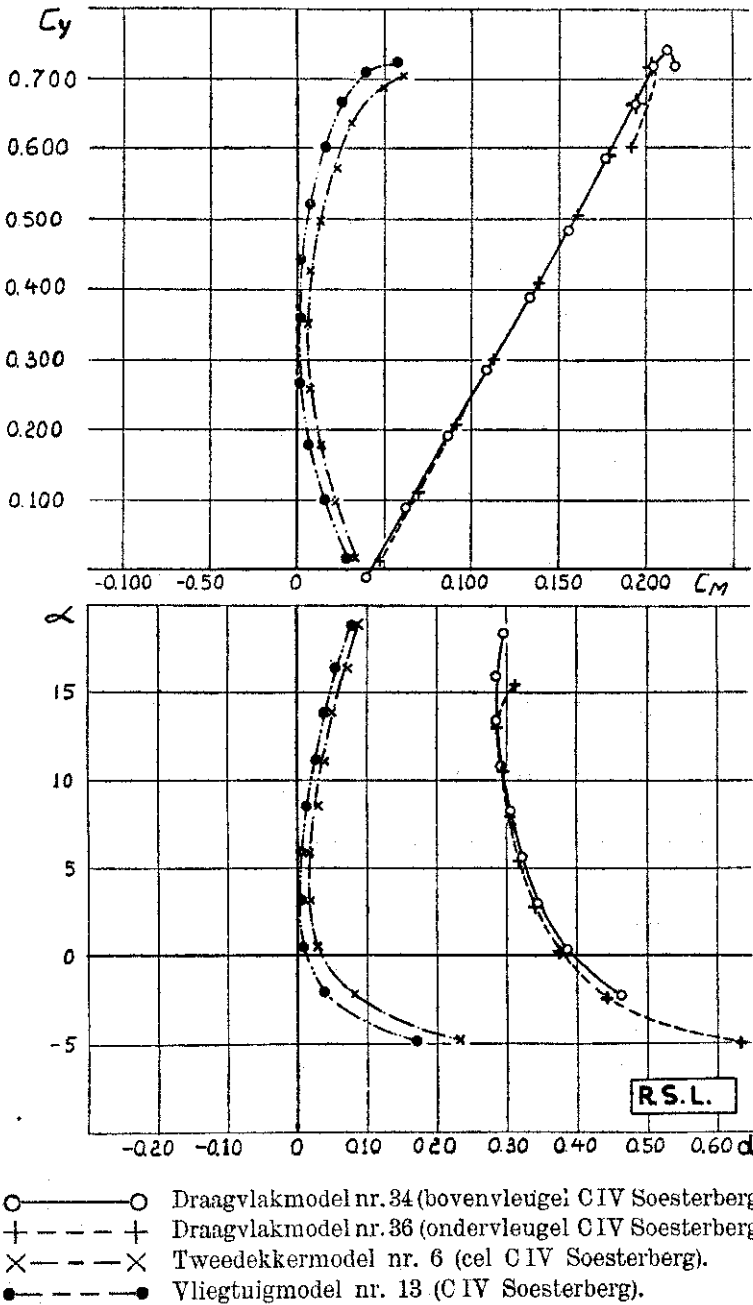
FIGUUR 23.

Coëfficiënten C_m en d voor CIV F VI-profiel modellen.

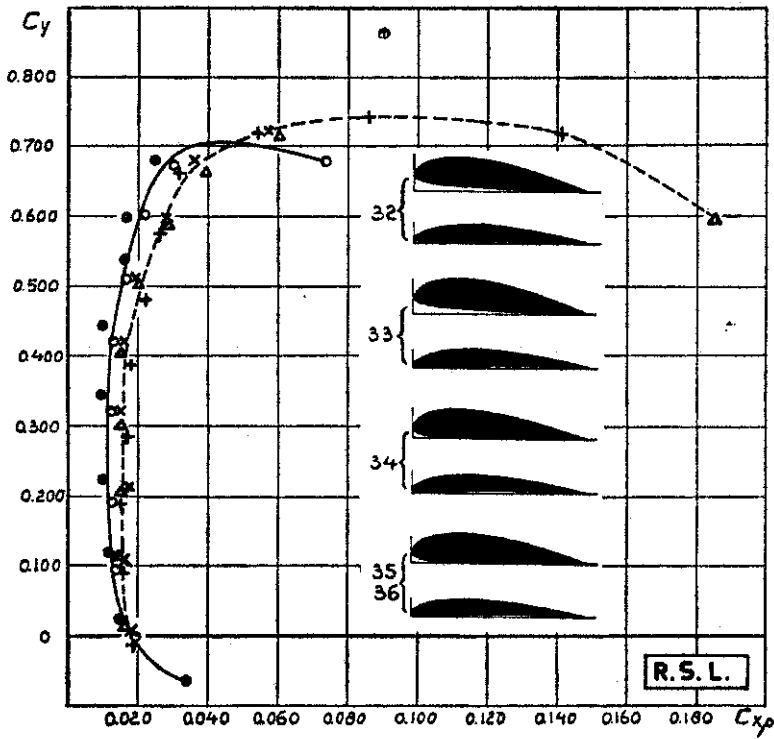
FIGUUR 24.

Coëfficiënten C_y en C_x voor CIV Soesterberg modellen.

FIGUUR 25.

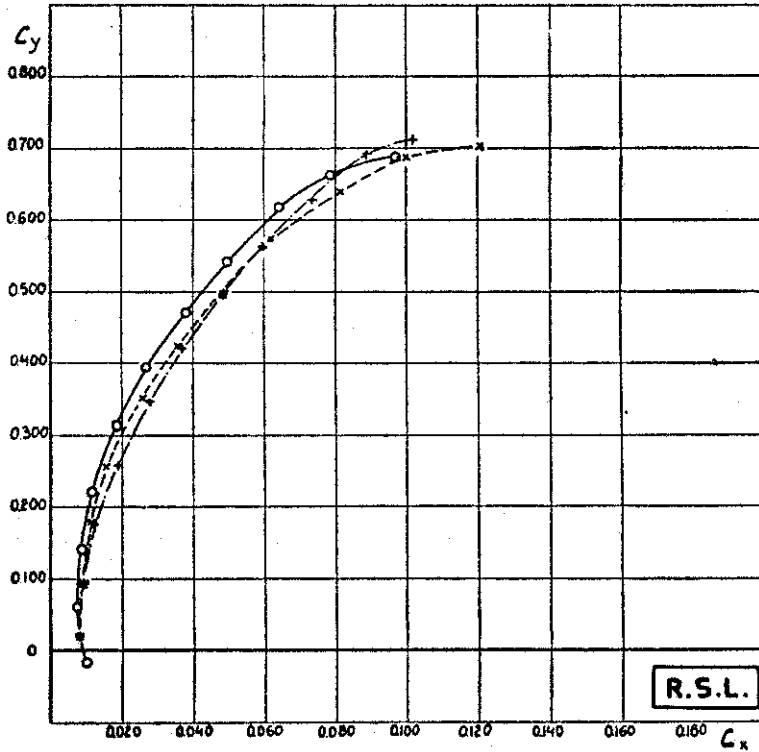
Coëfficiënten C_m en d voor CIV Soesterberg modellen.

FIGUUR 26.
Coëfficiënten C_{xp} voor de draagvlakmodellen.



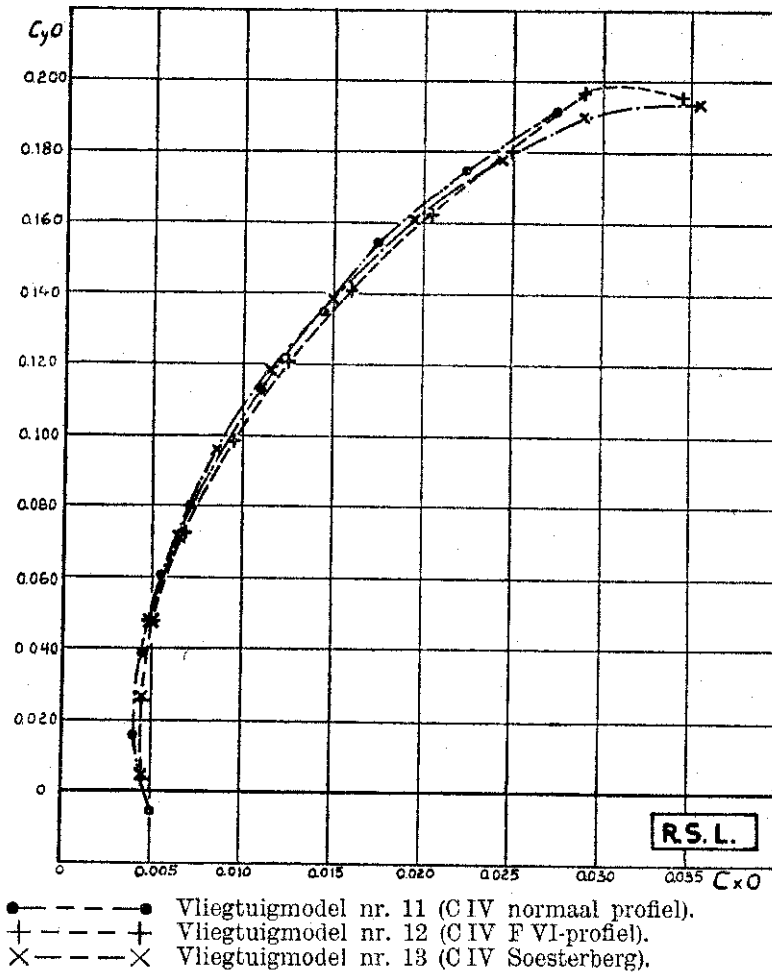
- Draagvlakmodel nr. 32 } —————
- Draagvlakmodel nr. 33 } —————
- + Draagvlakmodel nr. 34 } —————
- × Draagvlakmodel nr. 35 } - - - - -
- △ Draagvlakmodel nr. 36 } - - - - -

FIGUUR 27.
Vergelijking van de tweedekkermodellen.



- — ○ Tweedekkermodel nr. 4 (cel CIV normaal profiel).
- + - - - + Tweedekkermodel nr. 5 (cel CIV F VI-profiel).
- × - - - × Tweedekkermodel nr. 6 (cel CIV Soesterberg).

FIGUUR 28.
Vergelijking van de vliegtuigmodellen.



FIGUUR 29.
Coëfficiënten C_y en C_x voor de rompmodellen.

