



TECHNISCHE HOGESCHOOL DELFT

VLIEGTUIGBOUWKUNDE

Rapport VTH-112

Windvaanonderzoek van de stroming over de vleugel bij het
overtrekken van het vliegtuig Fokker S-12, PH-NDC

door

ir. J. L. van Ingen

en

ir. G. L. Lamers

Delft - Nederland

oktober 1961

TECHNISCHE HOGESCHOOL DELFT
VLIEGTUIGBOUWKUNDE

Rapport VTH-112

Windvaanonderzoek van de stroming over de vleugel bij het
overtrekken van het vliegtuig Fokker S-12, PH-NDC.

door

ir. J.L. van Ingen
en
ir. G.L. Lamers

Delft-Nederland
oktober 1961.

Samenvatting.

In dit rapport worden de vliegproeven besproken, welke werden uitgevoerd ten einde de stroming over de vleugel van het vliegtuig Fokker S-12, PH-NDC te kunnen beoordelen. Speciaal het loslaten van de stroming over de vleugel bij het naderen van de minimale snelheid werd onderzocht.

Daartoe waren op het oppervlak van de vleugel van het vliegtuig een aantal windvaantjes bevestigd waarvan het gedrag in enige vliegtuigtoestanden bij lage vliegsnelheden werd gefotografeerd en gefilmd.

Uit het onderzoek blijkt dat bij lage vliegsnelheden het loslaten van de stroming aan de vleugelachterrand tussen rolroer en romp begint. Bij verdere verlaging van de snelheid breidt het gebied met losgelaten stroming zich over bijna de gehele vleugel uit.

Indien de landingskleppen volledig zijn uitgeslagen breidt het gebied met losgelaten stroming zich sneller uit dan wanneer de landingskleppen niet zijn uitgeslagen.

De loslating van de stroming wordt - indien de landingskleppen niet zijn uitgeslagen - aan de vleugelachterrand tussen rolroer en romp voorafgegaan door een dwarsstroming. Deze dwarsstroming is naar de romp gericht.

In de onderzochte vliegtuigtoestanden heeft verandering van de motorregeling weinig invloed op het overtrekken van de vleugel.

<u>Inhoud</u>	blz.
1. Inleiding	1
2. Beschrijving van het vliegtuig	1
3. Beschrijving van het windvaanpatroon en de camera's	2
4. Uitvoering van de vliegproeven	3
5. Uitwerking van de metingen	5
6. Resultaten	6
7. Conclusies	8
8. Literatuur	9
Tabellen	10
Figuren	12

1. Inleiding.

Met het S-12 vliegtuig PH-NDC zullen proeven worden uitgevoerd op het gebied van grenslaagafzuiging voor het verhogen van de maximale draagkrachtscoëfficiënt van het vliegtuig.

Voordat werd begonnen met de beproeving van het vliegtuig, voorzien van de hiervoor benodigde afzuiginstallatie, werden metingen uitgevoerd met het oorspronkelijke (ongewijzigde) vliegtuig. Het in dit rapport besproken kwalitatieve onderzoek naar de stroming over de vleugel van het vliegtuig, vormde een onderdeel van deze metingen.

Door middel van windvaantjes is het mogelijk enige waardevolle gegevens omtrent de stroming om een lichaam te verkrijgen. Indien het windvaantje niet ten opzichte van zijn bevestiging beweegt, kan worden geconcludeerd dat de stroming ter plaatse van het vaantje stationair is. Deze stromingstoestand wordt in het navolgende "rustig" genoemd.

Indien de stroming ter plaatse van het vaantje niet stationair is, zal het onder invloed van de veranderende aerodynamische krachten bewegen. Hierbij kunnen twee stromingstoestanden worden onderscheiden. Enerzijds een "onrustige" stroming; anderzijds een losgelaten stroming. Bij deze laatste toestand is het vaantje in heftige beweging. In de onrustige toestand beweegt het vaantje wel, doch niet zo heftig als bij de losgelaten stromingstoestand.

Hierbij moet echter worden opgemerkt dat behalve de luchtkrachten ook nog andere krachten op het vaantje werken, welke de stand van het vaantje kunnen beïnvloeden. Voorbeelden hiervan zijn de zwaartekracht en de krachten en momenten die door de bevestiging van het vaantje worden uitgeoefend. Hierdoor is de interpretatie van het gedrag van het vaantje soms moeilijk.

2. Beschrijving van het vliegtuig.

Het vliegtuig Fokker S-12, PH-NDC, is een éénmotorig tweepersoons lesvliegtuig dat door de onderafdeling der Vliegtuigbouwkunde van de Technische Hogeschool te Delft wordt gebruikt als laboratoriumvliegtuig. Het vliegtuig is voorzien van een vrijdragende gelijkde metalen vleugel; de romp is opgebouwd uit een gelaste huisconstructie en is met doek bekleed. De motor van het vliegtuig is van het type Lycoming O-435-A en heeft een maximaal vermogen op zeeniveau van 190 pk bij een toerental van 2550 min⁻¹.

Ten tijde van de in dit rapport beschreven vliegproeven was het vliegtuig voorzien van een vaste houten schroef. Voor verdere gegevens van het vliegtuig wordt verwezen naar tabel 1. In figuur 1 zijn een maatschets en een foto van het vliegtuig gegeven.

3. Beschrijving van het windvaanpatroon en de camera's.

Op de vleugel van het vliegtuig was een patroon van windvaantjes aangebracht zoals geschetst in figuur 2. De windvaantjes bestonden uit woldraden met een dikte van 2,5 mm en een lengte van 100 mm.

Het uiteinde waarmee de woldraden op de vleugel waren bevestigd was uitgerafeld. De afzonderlijke vezels waren uitgespreid en daarna met behulp van plakband op de vleugel bevestigd; zie ook figuur 3. Hierdoor werd de verstoring van het vleugeloppervlak door de woldraden zo klein mogelijk.

Bij het onderzoek is geen gebruik gemaakt van windvaantjes welke op enige afstand van de vleugel zijn aangebracht. Hierdoor kon de stroming boven het vleugeloppervlak niet worden onderzocht, zodat bijvoorbeeld de dikte van het gebied met losgelaten stroming niet kon worden bepaald.

Met behulp van een Contax kleinbeeldcamera, voorzien van een 90° groothoeklens, werd het windvaanpatroon bij verschillende vliegsnelheden gefotografeerd. Tevens werd met behulp van een 16 mm Paillard film-camera, voorzien van een 70° groothoeklens, het windvaanpatroon gefilmd. Tijdens deze filmopnamen werd de vliegsnelheid langzaam verlaagd. De opnamesnelheid was zestien beeldjes per seconde.

Voor de in dit rapport beschreven proeven was geen speciale meetapparatuur in het vliegtuig geplaatst. De gegeven waarden van de vliegsnelheid zijn bepaald met behulp van het normale pitot-statische systeem, en werden afgelezen van de snelheidsmeter in het instrumentenbord van het vliegtuig. Deze waarden zijn niet gecorrigeerd voor instrumentale en opstellingsfout. Volgens literatuur 1 is de opstellingsfout bij de minimale snelheid ongeveer -2 knopen.

Het motortoerental werd afgelezen van de toerenteller van het vliegtuig, welke door middel van een snaar door de motor wordt aangedreven.

De grootheden welke verder van belang zijn voor de stroming om de vleugel zoals bijvoorbeeld de invalshoek, de sliphoek, de rolroerhoek en de rolsnelheid werden niet gemeten.

4. Uitvoering van de vliegproeven.

De proeven werden uitgevoerd bij twee motortoerentallen (1900 en 1200 min^{-1}) en bij 0° en 40° klepuitslag. De bij deze vliegtuigtoestanden behorende waarden van de minimale aangewezen snelheid zijn vermeld in tabel 2.

Het was met eenvoudige middelen niet mogelijk de camera's zodanig op te stellen, dat beide vleugelhelften tegelijk konden worden gefotografeerd of gefilmd. Daarom werd het windvaanpatroon in de verschillende vliegtoestanden bij gedeelten vanuit de stuurhut gefotografeerd en gefilmd. Teneinde toch het windvaanpatroon over een zo groot mogelijk deel van de vleugel in één opname te kunnen vastleggen, werden groothoeklenzen gebruikt.

De camera's werden bediend door een waarnemer. Tijdens de opnamen welke van de rechtervleugelhelft werden gemaakt, zat de waarnemer op de rechterstoel. Tijdens de opnamen van de linkervleugelhelft zat de waarnemer op de linkerstoel.

Gedurende het vastleggen van het windvaanpatroon met de kleinbeeldcamera werd in de vier vliegtuigtoestanden bij verschillende waarden van de vliegsnelheid (zie tabel 2) allereerst het vleugeldeel buiten de knik gefotografeerd. Daarna werd bij dezelfde vliegsnelheden het vleugelmiddenstuk, tussen de knik en de romp gefotografeerd.

Het filmen van het windvaanpatroon werd twee maal uitgevoerd. De eerste maal werd hiervoor een kleurenfilm gebruikt, de tweede maal een zwart-wit film. Het filmen vond op de volgende wijze plaats.

Nadat de gewenste vliegtuigtoestand was ingesteld, werd de aangewezen snelheid vanaf een waarde 10 à 15 knopen boven de in de betrokken toestand optredende minimale snelheid langzaam verlaagd. Tijdens deze vermindering van de vliegsnelheid werd gefilmd. Het filmen werd echter

nadat de snelheid met ongeveer 5 knopen was verminderd onderbroken. Daarna werd op dezelfde wijze het windvaanpatroon tijdens volgende snelheidsintervallen gefilmd. Hierdoor kon bij de uitwerking een betere schatting worden gemaakt van de bij de afzonderlijke filmbeelden behorende snelheden, dan wanneer het filmen niet zou zijn onderbroken. Het filmen werd voortgezet, totdat de minimale snelheid was bereikt, terwijl ook het herstellen van de normale stroming na het verkleinen van de invalshoek werd gefilmd. De snelheidsintervallen waarbij werd gefilmd zijn eveneens in tabel 2 aangegeven.

Gedurende het opnemen van de films werd getracht de aangewezen snelheid evenredig met de tijd te laten afnemen. Tijdens het filmen werd echter het verband tussen de aangewezen snelheid en tijd niet vastgelegd. Het is dus niet mogelijk na te gaan in hoeverre de gewenste lineaire verandering van de snelheid met de tijd is opgetreden.

De vertraging van het vliegtuig tijdens het filmen was tot het bereiken van de minimale snelheid ongeveer $2/3$ à $1/3$ knoop per seconde. In literatuur 2 wordt aanbevolen bij het bepalen van de overtrekeigenschappen van vliegtuigen de vliegsnelheid met minder dan 1 knoop per seconde, indien de overtreknelheid dicht is benaderd met $1/2$ knoop per sec, te laten afnemen. In literatuur 3 wordt een snelheidsafname kleiner dan 1 knoop per seconde tot het bereiken van de minimale snelheid aanbevolen.

De vliegtoestand, waarbij de grootte van het gebied met losgelaten stroming maximaal was, werd gedurende enige seconden gehandhaafd, waarna de normale vlucht werd hersteld. Vóór, tijdens en na het overtrekken werd de stand van de gashefboom niet veranderd.

In de overtrokken vliegtoestand voert het vliegtuig tamelijk heftige bewegingen om de langsas, de dwarsas en de topas uit. De bewegingen om de langsas en de topas werden zo veel mogelijk met behulp van rolroer- en richtingsroeruitslagen tegengegaan. De bewegingen om de dwarsas konden niet worden tegengegaan, daar het hoogteroer veelal geheel naar boven was uitgeslagen en verkleining van de hoogteroeruitslag het herstellen van de normale vlucht ten gevolge had.

De bewegingen van het vliegtuig om de langsas en de topas konden met de rolroer- en de richtingsroeruitslagen slechts worden tegengegaan doch niet worden voorkomen. Daarom treden in de overtrokken vlucht belang-

rijke variaties in de rolsnelheid en de sliphoeck op. De voor het controleren van de bewegingen noodzakelijke roeruitslagen waren zeer groot; herhaaldelijk werden de maximale uitslagen bereikt.

Het is mogelijk dat de windvaantjes de stroming ter plaatse van erachter gelegen vaantjes hebben beïnvloed. Teneinde na te gaan of dit het geval is geweest werden metingen uitgevoerd waarbij achtereenvolgens de eerste tot en met de vijfde rij windvaantjes waren verwijderd. In de vlucht werd telkens het gedrag van de nog aanwezige vaantjes beoordeeld en gefotografeerd.

5. Uitwerking van de metingen.

Analyse van de films.

Van de opgenomen films werden voor bepaalde waarden van de aangewezen snelheid V_1 de bijbehorende filmbeelden bepaald. Hiertoe werd aangenomen dat tijdens het filmen de aangewezen snelheid recht evenredig met de tijd, dus met het aantal filmbeelden was verminderd. Van de bij elk snelheidsinterval behorende filmstrook is de aangewezen snelheid bij het begin en eind bekend. Door lineaire interpolatie konden dus de filmbeelden behorende bij bepaalde waarden van V_1 worden gekozen.

Het filmbeeld behorende bij de minimale aangewezen snelheid kon uiteraard niet op de bovengeschetste wijze worden bepaald omdat voor dit geval de snelheid aan beide zijden van het interval hoger was V_{\min} . Daarom werd aangenomen dat V_{\min} was bereikt zodra de grootte van het loslatingsgebied maximaal was of bijna niet meer veranderde.

Voor de aldus verkregen filmbeelden werden de gebieden met "rustige", "onrustige" of "losgelaten" stroming getekend. De stroming ter plaatse van een windvaantje werd rustig genoemd indien de richting van het vaantje niet met de tijd veranderde. Onder onrustige stroming werd verstaan die stromingstoestand waarbij de richting van het vaantje met de tijd veranderde doch steeds minder dan ongeveer 45° naar beide zijden van de gemiddelde richting afweek. Wanneer het vaantje meer dan 45° van de gemiddelde richting afweek werd de stroming losgelaten genoemd; vrijwel steeds was het vaantje hierbij in heftige beweging.

Aldus werd voor elke vliegtuig- en vliegtuigtoestand een aantal schetsen verkregen van gebieden met rustige, onrustige of losgelaten

stroming. Deze schetsen hadden dus betrekking op verschillende delen van de vleugel (rechter en linker vleugelmiddenstuk en beide buitenvleugels) en waren verkregen uit de zwart-wit en kleurenfilms.

Door samenvoeging van deze schetsen werd daarna voor elke vliegtuigtoestand en aangewezen snelheid het stromingsbeeld voor de gehele vleugel bepaald. Hierbij bleek dat het stromingsbeeld voor dezelfde vliegtuig- en vliegtuigtoestand volgens de verschillende schetsen niet geheel overeenstemde.

In eerste instantie kan dit worden toegeschreven aan de niet zeer nauwkeurige bepaling van de aangewezen snelheid. Deze fout treedt vooral op wanneer de grootte van het gebied met onrustige en losgelaten stroming sterk verandert met de vliegsnelheid. Ook andere factoren, zoals verschillen in rolsnelheid, sliphoeck, vliegtuiggewicht, belastingsfactor, rolroeruitslag en vertraging van het vliegtuig, kunnen invloed hebben gehad op de stroming om de vleugel.

Analyse van de foto's.

Evenals voor de films werd getracht uit de foto's de gebieden met rustige, onrustige en losgelaten stroming te bepalen. Het bleek hierbij vrijwel onmogelijk onderscheid te maken tussen rustige en onrustige stroming omdat met behulp van één opname een langzame beweging van een vaantje niet kan worden geconstateerd.

Tevens was het aantal opnamen te klein om de ontwikkeling van het stromingsbeeld nauwkeurig te kunnen volgen. Dit gold vooral wanneer de grootte van het gebied met losgelaten stroming snel veranderde.

Om deze redenen werd voor de bepaling van het stromingspatroon geen gebruik gemaakt van de foto's.

6. Resultaten.

De resultaten van de analyse van de films zijn gegeven in fig. 4 t/m 7. De foto's zijn gegeven in fig. 8 t/m 11. De belangrijkste resultaten van het onderzoek kunnen als volgt worden samengevat.

Dwarsstroming.

Indien de kleppen niet zijn uitgeslagen heeft de grenslaagstroming langs de achterrand van de vleugel tussen rolroer en romp een naar de romp toegerichte snelheidscomponent. Reeds bij een aangewezen

snelheid van 75 knopen is deze dwarsstroming aanwezig (zie fig. 8 en 9). Bij vermindering van de aangewezen snelheid wordt de component van de snelheid in spanwijdterichting groter in verhouding tot de component in koorderichting.

Uit het optreden van deze dwarsstroming blijkt dat langs de achterrand van de vleugel de statische druk afneemt in de richting van de romp. Deze conclusie wordt bevestigd door de resultaten van metingen van de drukverdeling over de vleugel.

De dwarsstroming is niet geheel stationair en moet daarom volgens de in hoofdstuk 5 gegeven definitie "onrustig" worden genoemd.

Uit het bovenstaande volgt dat reeds bij snelheden groter dan 75 knopen de stroming onrustig is bij de achterrand van de vleugel.

Voor het geval $\delta_f = 40^\circ$ kan een dergelijke dwarsstroming niet worden geconstateerd.

Stromingsbeeld bij het overtrekken.

De maximale draagkracht van de S-12 vleugel wordt beperkt door loslating van de turbulente grenslaag aan de achterkant van de vleugel. Deze loslating begint in het gebied tussen de romp en het rolroer. Bij vermindering van de aangewezen snelheid breidt het loslatingsgebied zich in eerste instantie vooral in de richting van de vleugelneus uit. Deze uitbreiding verloopt geleidelijk voor het geval $\delta_f = 0^\circ$ en snel bij $\delta_f = 40^\circ$ (vergelijk fig. 4 en 5 met fig. 6 en 7). Het voorste punt van het loslatingsgebied bevindt zich hierbij steeds ter plaatse van de vleugelknik. Indien de aangewezen snelheid is verlaagd tot 0,5 à 1 knoop boven de minimale snelheid heeft dit punt de voorligger bereikt. Daarna breidt het loslatingsgebied zich snel in de richting van de tip uit.

Zoals reeds werd opgemerkt waren bij de minimale snelheid grote uitslagen van rolroer en richtingsroer nodig om de gewenste stand van het vliegtuig te handhaven. Door de uitslag van het rolroer naar boven werd soms loslating van de stroming vóór het rolroer veroorzaakt.

Invloed van klepuitslag en motortoerental.

De verandering van het stromingsbeeld ten gevolge van klepuitslag is reeds in het voorgaande besproken.

Vermindering van het motortoerental van 1900 min^{-1} tot 1200 min^{-1} heeft slechts weinig invloed op de minimale aangewezen snelheid (zie tabel 2). Ook het stromingsbeeld bij het overtrekken vertoont weinig verschillen (vergelijk fig. 4 en 6 met figuur 5 en 7).

Onderlinge beïnvloeding van de verschillende rijen windvaantjes.

Tijdens de proeven waarbij een gedeelte van de windvaantjes was verwijderd konden geen merkbare veranderingen van het gedrag van de overgebleven windvaantjes worden geconstateerd. Aangenomen mag dus worden dat geen ernstige onderlinge beïnvloeding van de windvaantjes is opgetreden.

Kwalitatieve beoordeling van het gedrag van het vliegtuig bij het overtrekken.

Het vliegtuig begint te schudden wanneer de aangewezen snelheid nog enige knopen hoger is dan de minimale snelheid. Dit schudden wordt heftiger naarmate de minimale snelheid dichterbij wordt benaderd.

Bij de minimale snelheid heeft het vliegtuig de neiging naar links weg te vallen. Dit kan echter met rolroeruitslag worden tegengegaan. Na het bereiken van de minimale snelheid, het hoogteroer is dan geheel naar boven uitgeslagen, wordt de standhoek van het vliegtuig ongeveer 10° kleiner, waarbij de aangewezen snelheid toeneemt. Hierna neemt de standhoek weer toe en neemt V_i weer af. De stroming over de vleugel blijft hierbij steeds losgelaten.

Enige malen werd waargenomen dat het vliegtuig bij het gedurende enige tijd handhaven van de overtrokken toestand plotseling naar rechts wegviel. Deze beweging van het vliegtuig kon niet door rolroer- en richtingsroeruitslag worden tegengegaan, zodat herstellen van de normale vlucht nodig was, teneinde een tolvlucht te voorkomen.

Het hoogteverlies tengevolge van overtrekken was ongeveer 20 m indien de normale vlucht onmiddellijk na het bereiken van de minimale snelheid werd hersteld.

7. Conclusies.

1. De maximale draagkracht van het vliegtuig wordt beperkt door loslating van de turbulente grenslaag beginnend aan de achterrand van de vleugel. Het zal dus mogelijk zijn de maximale draagkrachts-

coëfficiënt te vergroten door afzuiging van de turbulente grenslaag over het achterste gedeelte van de vleugel.

2. Verandering van het motortoerental van 1200 min^{-1} tot 1900 min^{-1} heeft weinig invloed op de eigenschappen bij het overtrekken.
3. Door de landingskleppen 40° uit te slaan wordt de minimale aange-
wezen snelheid met ongeveer 5 knopen verminderd. De snelheid waar-
mede het loslatingsgebied zich uitbreidt neemt toe door klepuitslag.
4. Door het filmen van de windvaantjes werd meer informatie verkregen
dan door het fotograferen. De stromingspatronen veranderen nl. in
het algemeen te snel om karakteristieke verschijnselen op een foto
te kunnen vastleggen.
5. Het is gewenst bij dergelijke proeven een snelheidsmeter mee te
filmen zodat het bij een bepaalde waarde van de snelheid behorende
filmbeeld met grotere nauwkeurigheid kan worden bepaald.
6. Het verdient tevens aanbeveling de windvaantjes op beide vleugel-
helften tegelijkertijd op één film vast te leggen. In dat geval
bestaat de zekerheid dat de verkregen beelden van het stromings-
patroon op linker- en rechterhelft dezelfde vliegtoestand weergeven.

8. Literatuur.

1. "Verslag van de prestatiemetingen met
het vliegtuig PH-NDC, type Fokker S-12 in
October en November 1960 te Schiphol".
N.L.L. rapport V 1594.
2. Doyle, G.B. "Stability and control test techniques
used by the U.S. Naval Air Test Center".
1953.
3. Flack, N.D. "Stability and control techniques".
AFFTC-TN-59-21.

Tabel 1

Gegevens van het vliegtuig Fokker S-12, PH-NDC.

Fabriikaat	N.V. Koninklijke Nederlandse Vliegtuigen- fabriek Fokker
Fabrieksnummer	6287
Omschrijving	2 persoons laagdekker met vast neuswiel onderstel.
Doel	lesvliegtuig gebruikt als laboratorium- vliegtuig.
Spanwijdte	11,00 m
Lengte	8,18 m
Hoogte	3,00 m
Vleugeloppervlak	18,50 m ²
Vleugelslankheid	6,54
Vleugelprofiel	knik: NACA 2417, tip NACA 2412
Gemiddelde aerodynamische koorde	1,73 m
Oppervlak van één rolroer	0,928 m ²
Oppervlak van één landingsklep	0,427 m ²
Maximaal toelaatbaar gewicht	1100 kg
Leeggewicht	835 kg
Inhoud benzinetanks	140 l
Inhoud olietanks	11,5 l
Grenzen zwaartepuntsligging	21 - 27°/o g.a.k.
Motor	Lycoming O-435-A
Maximaal vermogen	190 pk bij 2550 min ⁻¹ op zeeniveau.
Luchtschroef	hout, vast, tweebladig
Fabriikaat	Frits Diepen Vliegtuigen N.V.
Type	FDV 2015
Bladhoek op 3/4 R	14,3°
Diameter	2,15 m
Draairichting	rechtsom in vliegrichting gezien.

Tabel 2.

Overzicht van de vliegt toestanden, waarbij het wind-
vaanpatroon werd gefotografeerd of gefilmd.

vliegtuig- toestand	motor- toerental min ⁻¹	klep uit- slag (graden)	minimale snelheid (knopen)	foto's ge- nomen bij V_1 (kn) binnen- en buitenvl.	gefilmd over de snelheidsintervallen																									
					re. en li. vleugel	kleurenfilm [‡] buitenvl. (links)	zwart-wit-film buitenvl. binnenvl.																							
I	1900	0	53	75 65 60 55 53	65-60 60-55 55-53	58-53	63-58 58-53	58-53																						
									II	1200	0	75 65 60 55 54,5	65-60 60-54,5	59,5-54,5	64,5-59,5 59,5-54,5	59,5-54,5														
																	III	1900	40	55 50 48,5	60-55 55-50 50-48,5	58,5-53,5 53,5-48,5	53,5-48,5							
																								IV	1200	40	55 50 49	60-55 55-49	59-54 54-49	54-49

‡ Tijdens de opnamen met de kleurenfilm werd een zo groot mogelijk deel van de vleugel gefilmd; hierbij kwamen echter de vleugelwortel en de vleugeltip niet in het beeld. Van de linker vleugeltip werden in de vliegt toestanden I, II en IV nog enige extra opnamen gemaakt.

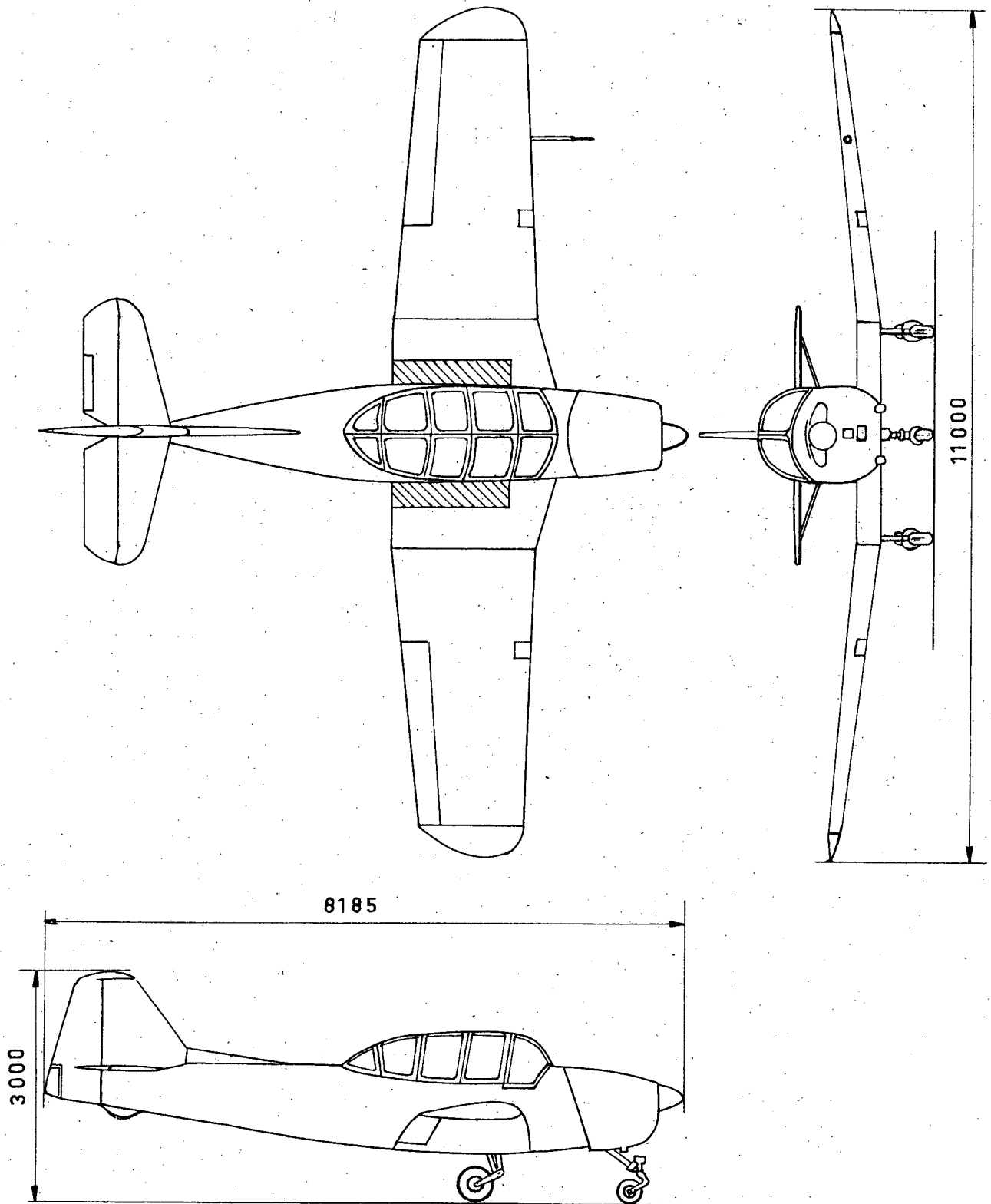


FIG:1a MAATSCHETS VAN HET VLIEGTUIG FOKKER S-12 PH-NDC.

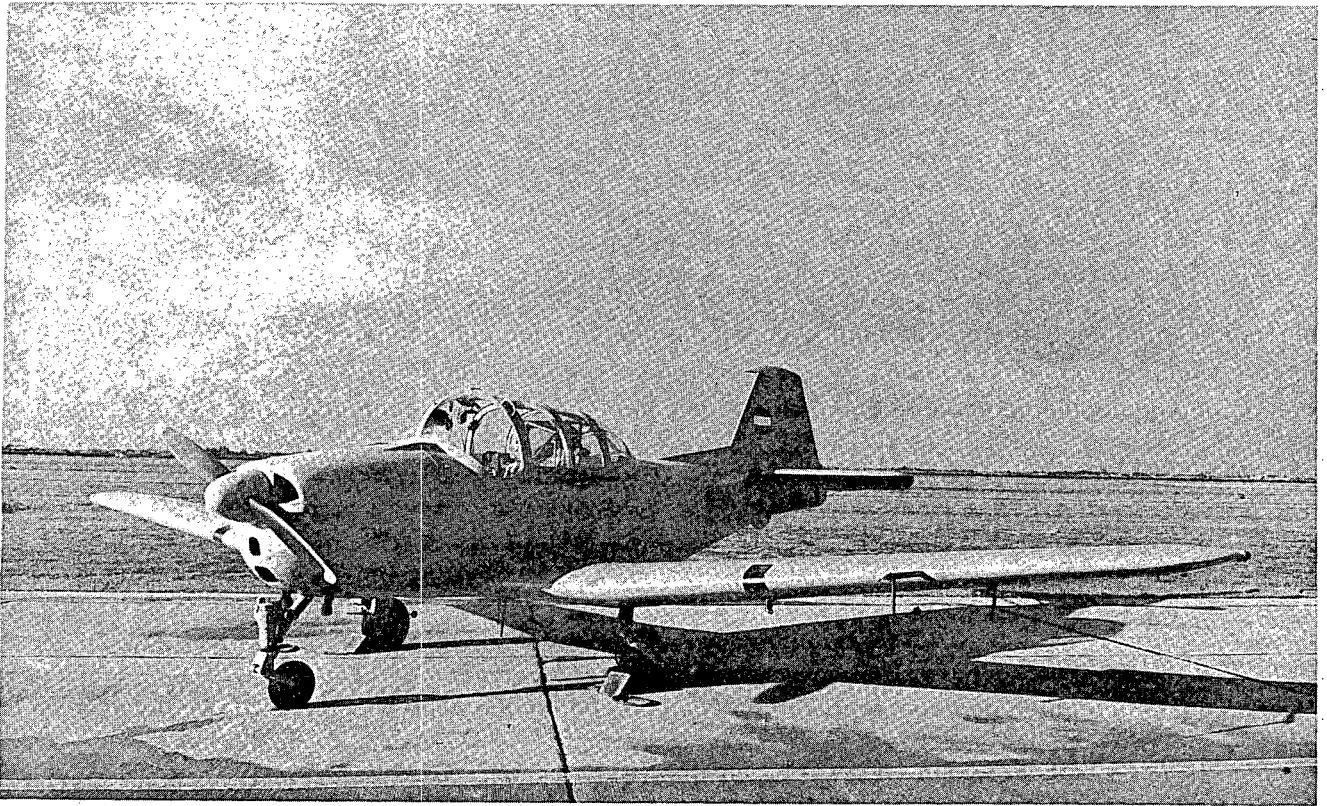


Fig. 1b. Foto van het vliegtuig S-12 PH-NDC.

Opm. Ten tijde van de vliegproeven met de windvanen op de vleugel waren de gesleepte statische buis onder de romp, de richtende pitotbuis en de pitotbol aan de staak van de linkervleugel en het thermometer meetelement achter de landingslamp van de linkervleugel nog niet aangebracht.

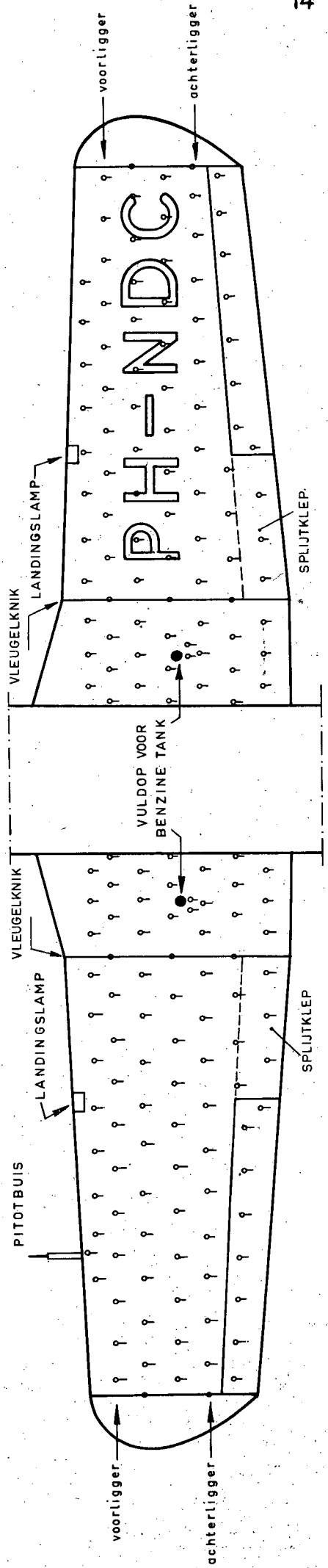


FIG. 2 : HET PATROON VAN WINDVANEN OP DE VLEUGEL

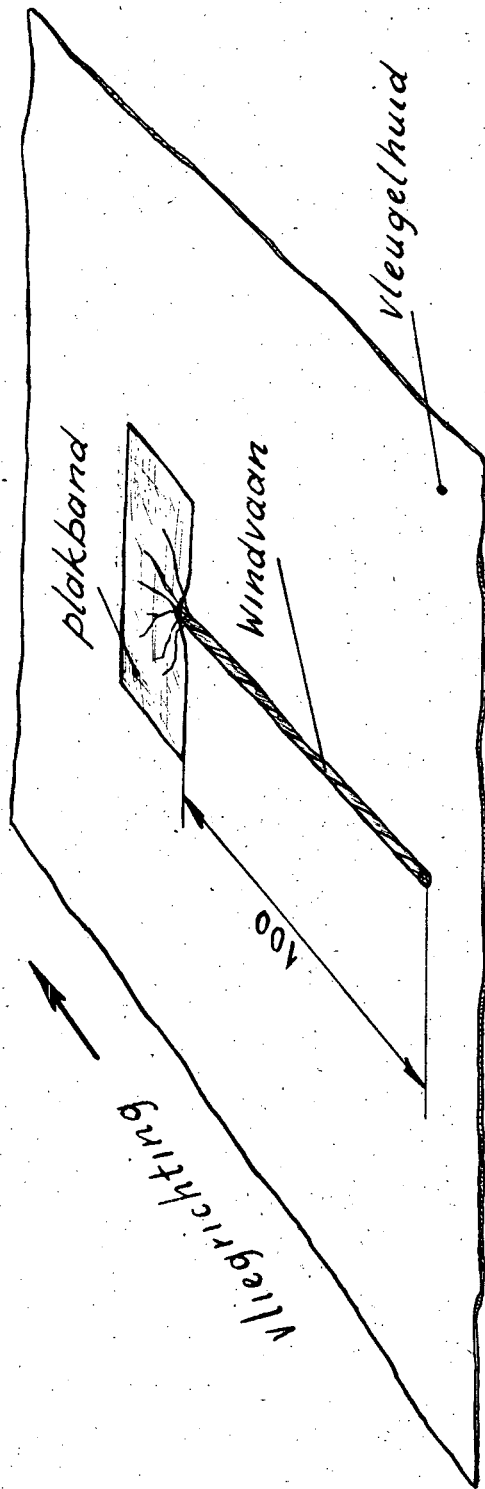
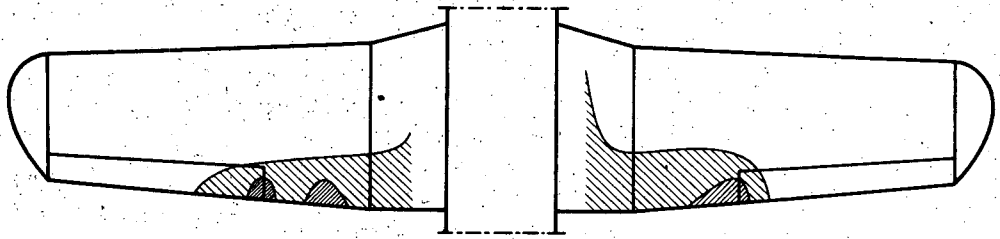


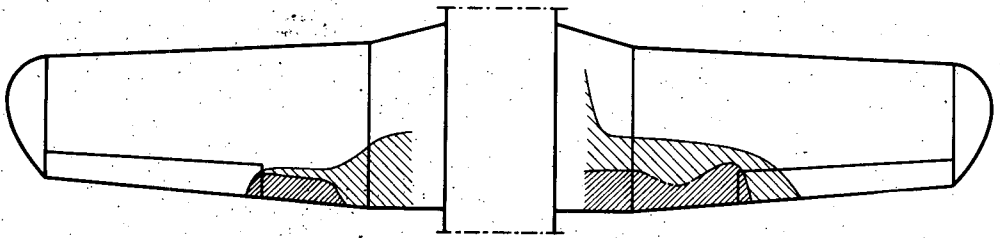
Fig. 3 . De bevestiging van een windvaan op de vleugel.

V_i
(knopen)

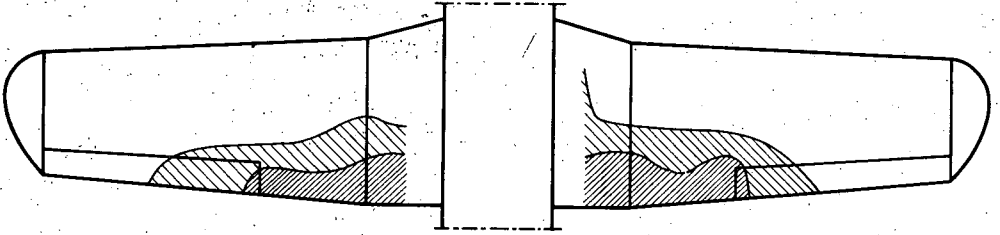
58



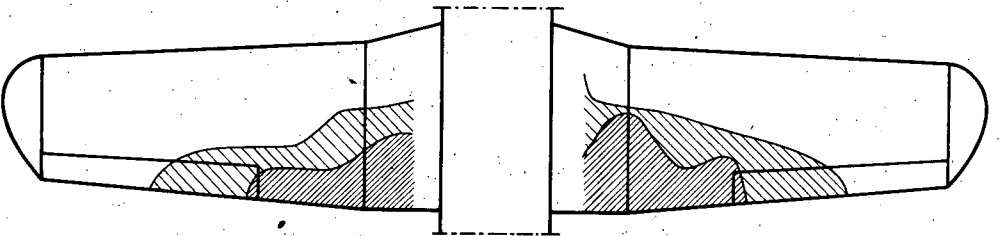
57



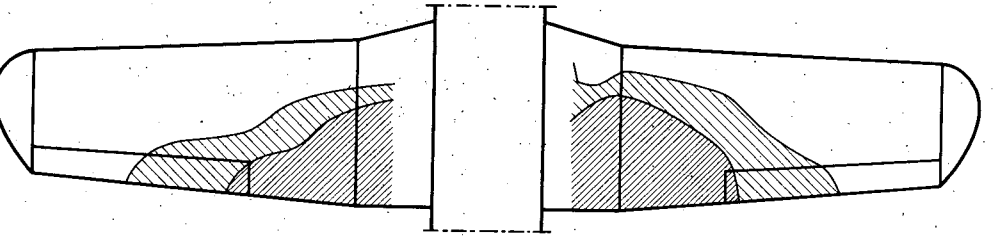
56



55



54



53

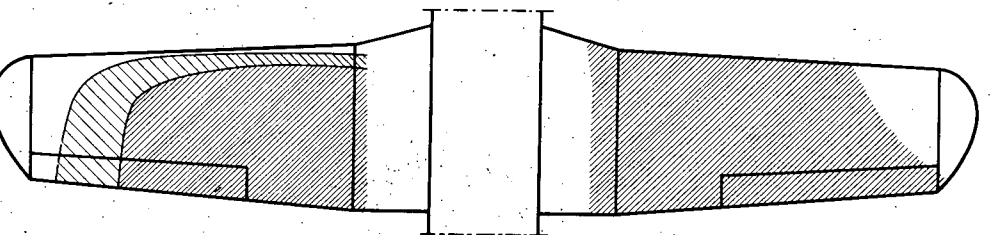


Fig. 4 : Het stromingsbeeld bij lage vliegsnelheden.

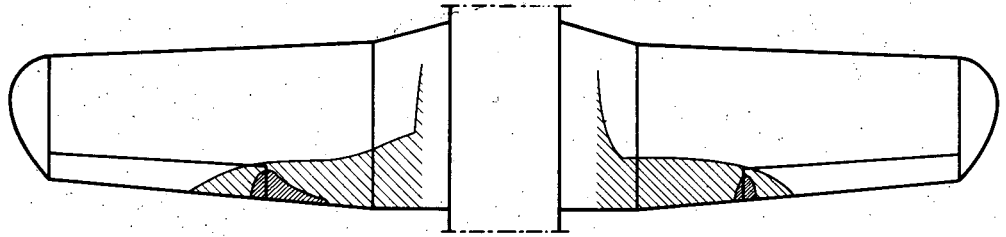
Vliegtuigtoestand : $n = 1900 \text{ min.}^{-1}$, $\delta_f = 0^\circ$.

////// onrustige stroming

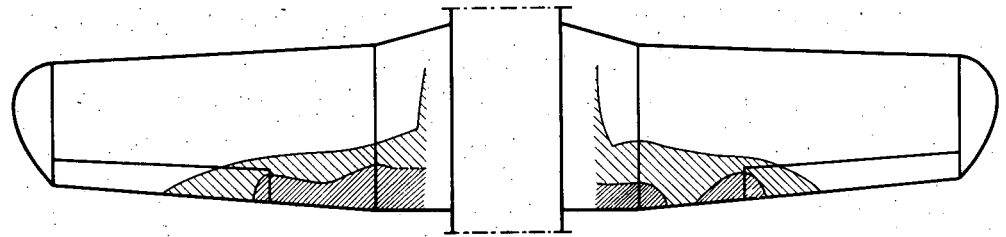
////// losgelaten stroming

V_i
(knopen)

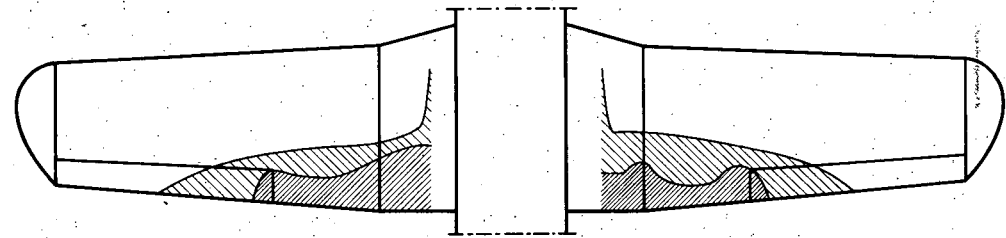
59



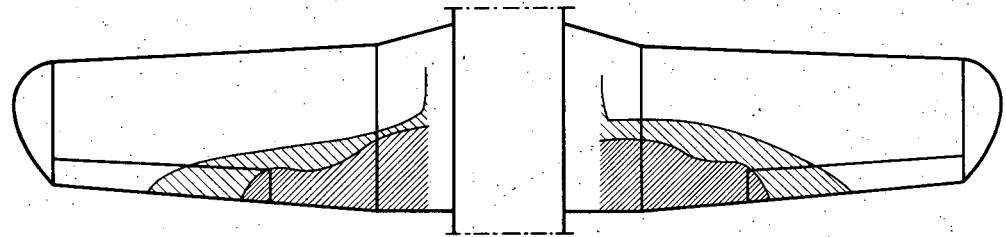
58



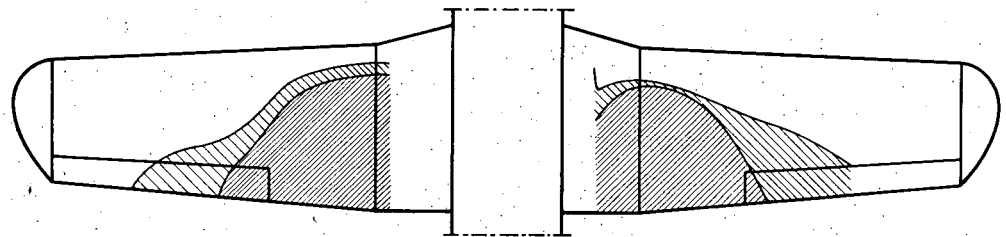
57



56



55



54,5

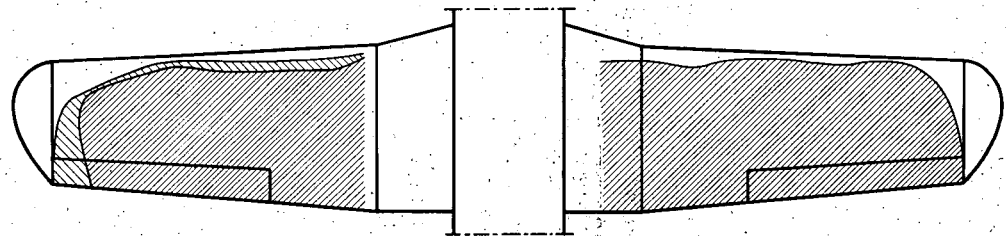


Fig. 5 : Het stromingsbeeld bij lage vliegsnelheden.

Vliegtuigtoestand : $n = 1200 \text{ min}^{-1}$, $\delta f = 0$.

////// onrustige stroming // // // losgelaten stroming

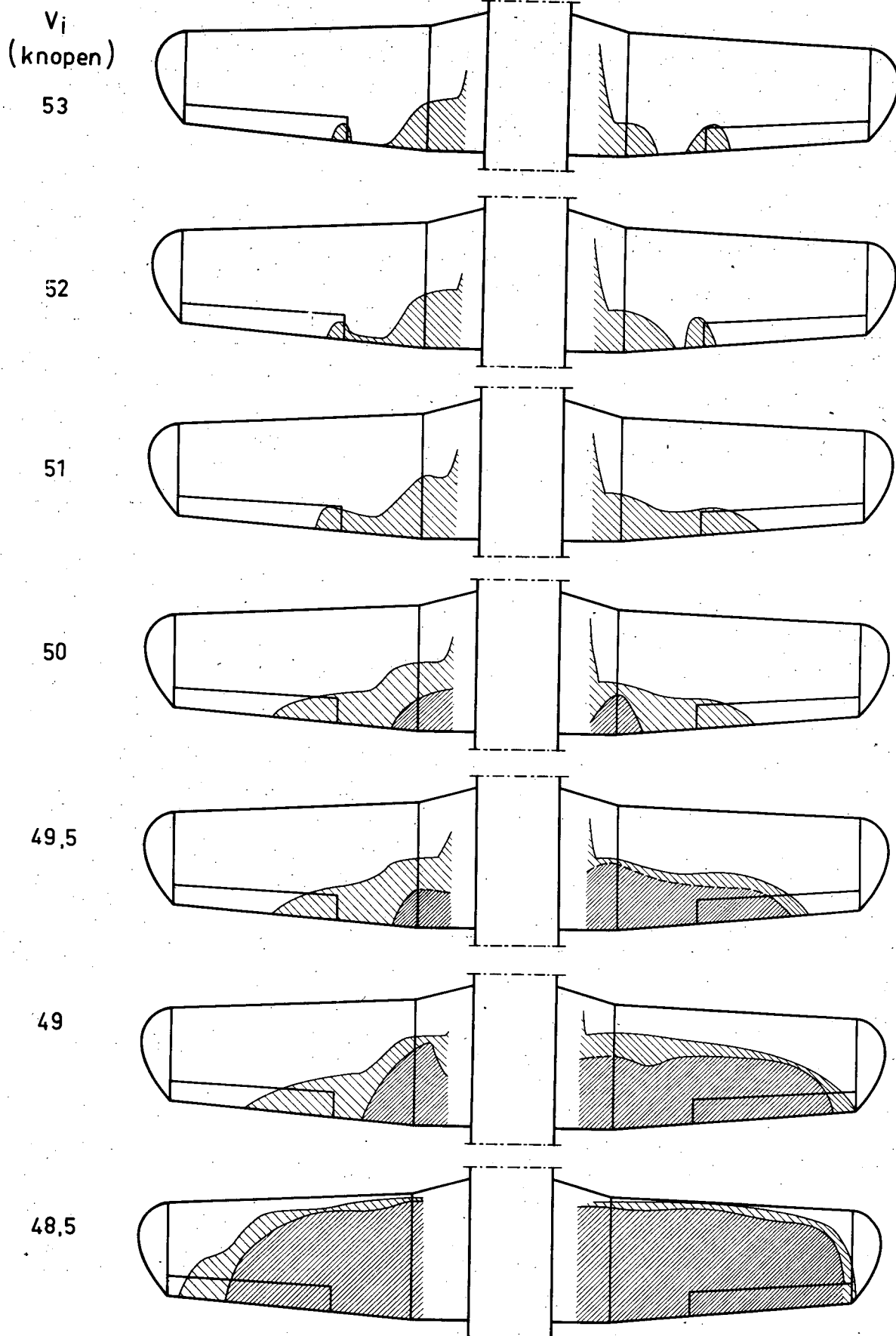
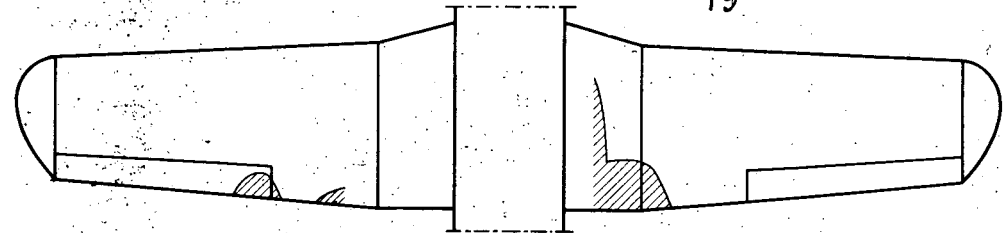


Fig. 6 : Het stromingsbeeld bij lage vliegsnelheden.
Vliegtostand : $n = 1900 \text{ min}^{-1}$, $\delta_f = 40^\circ$.

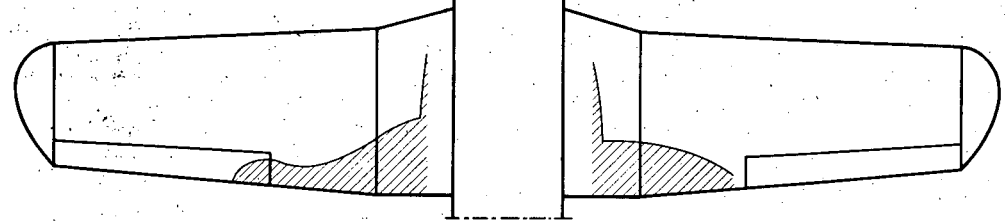
////// onrustige stroming // // // losgelaten stroming

V_i
(knopen)

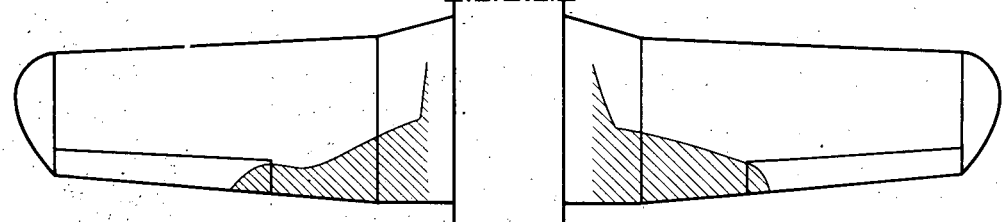
55



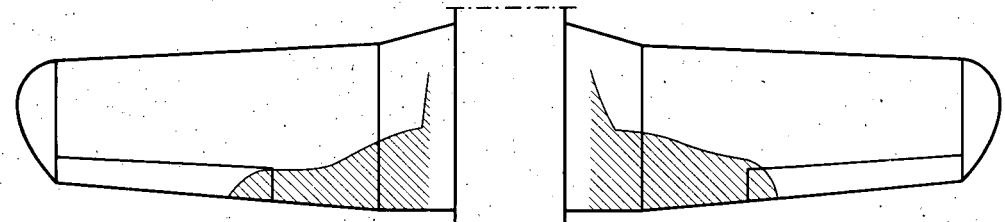
54



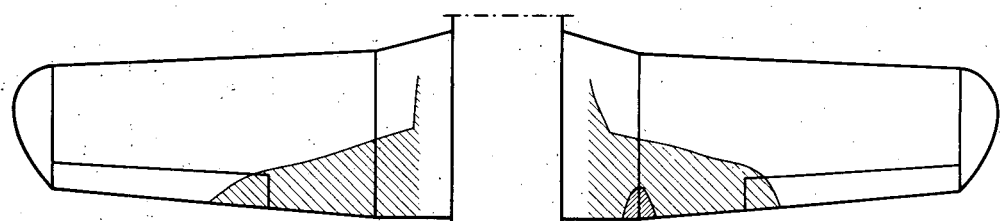
53



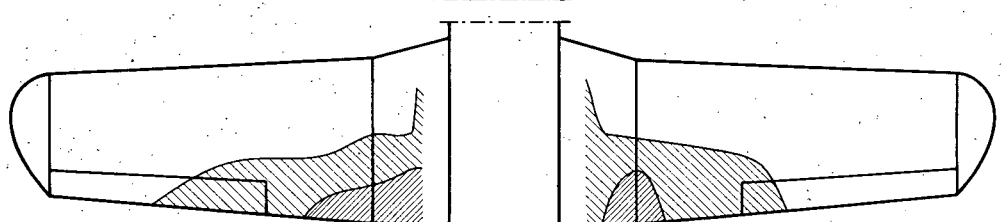
52



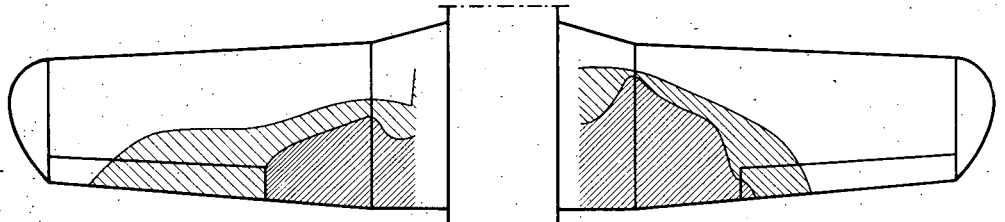
51



50



49,5



49

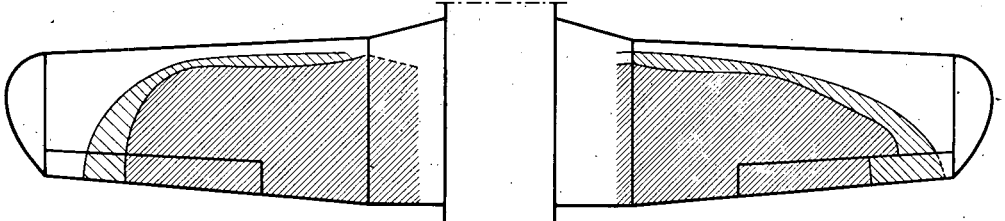


Fig. 7: Het stromingsbeeld bij lage vliegsnelheden.
 Vliegtuigtoestand : $n = 1200 \text{ min}^{-1}$, $\delta_f = 40^\circ$

 onrustige stroming
  losgelaten stroming

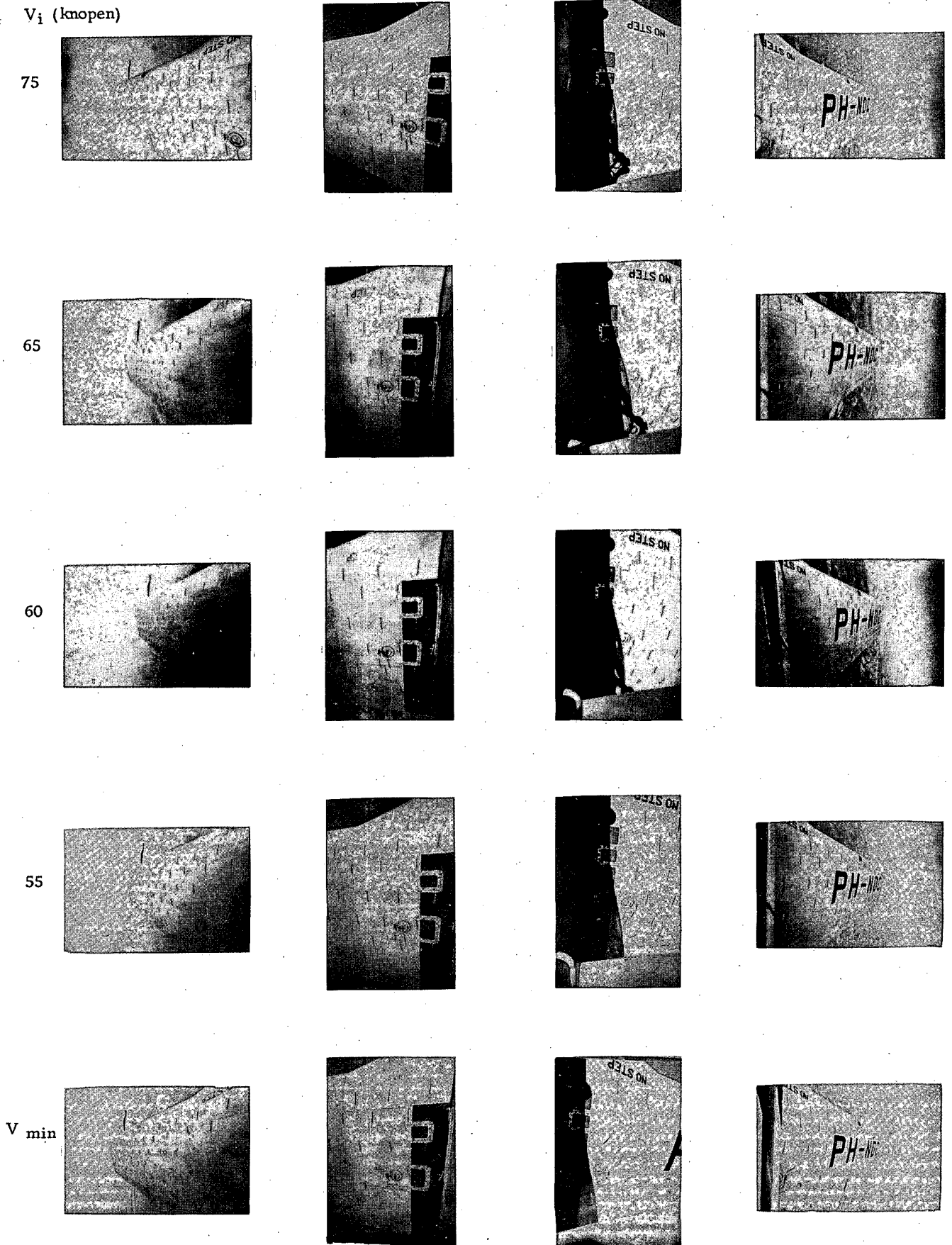


Fig. 8: Foto's van het windvaanpatroon. Vliegtuigtoestand: $n = 1900 \text{ min}^{-1}$, $\alpha = 0^\circ$.

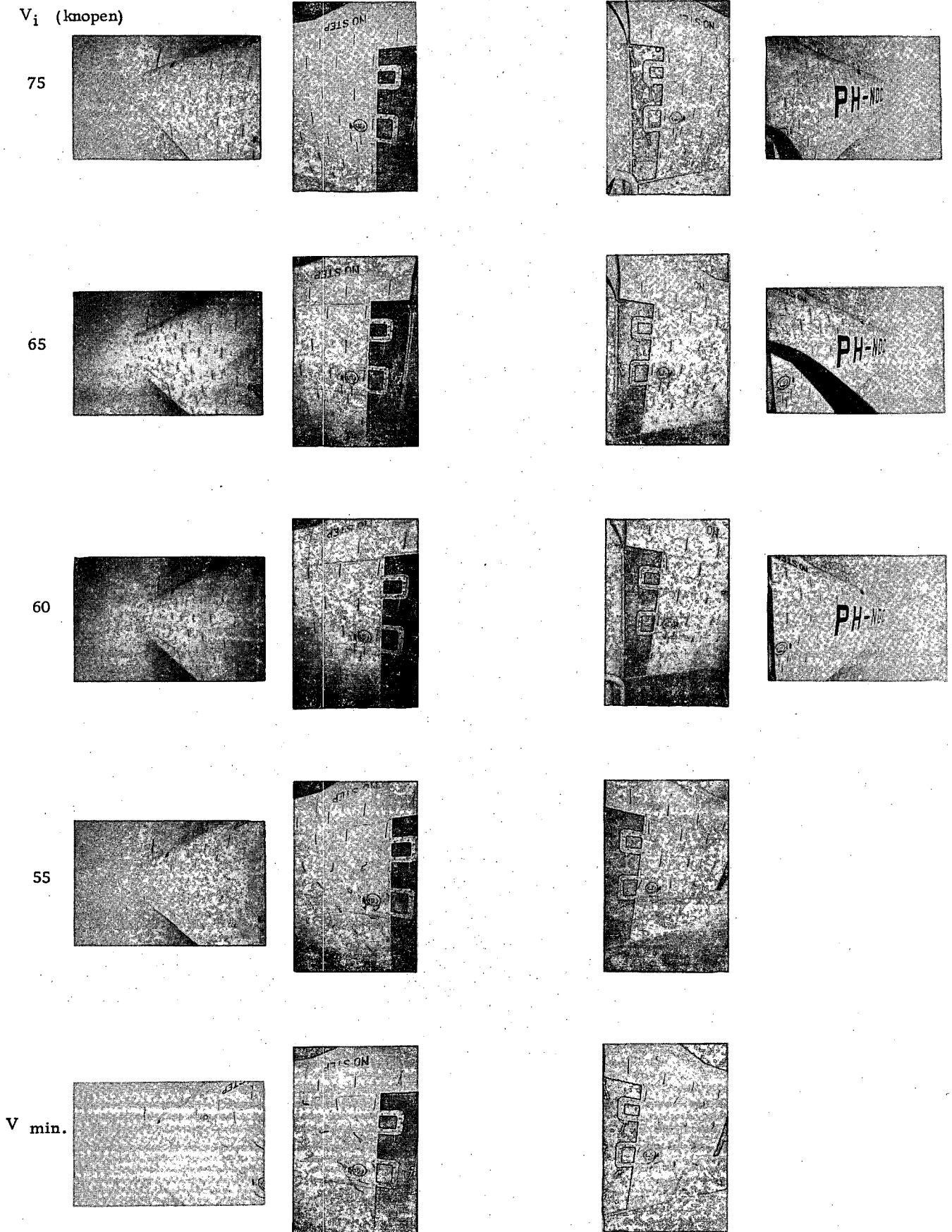
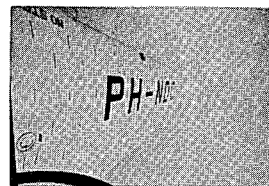
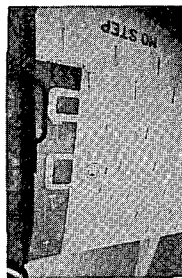
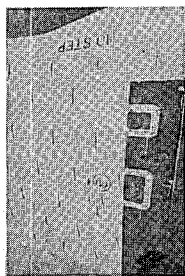
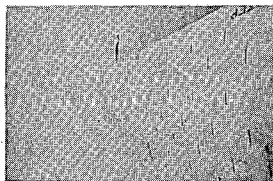


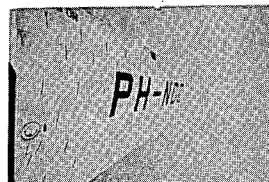
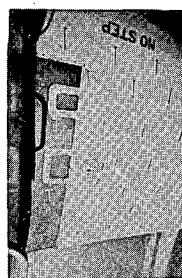
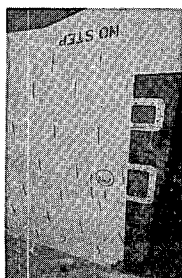
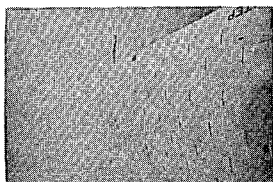
Fig. 9: Foto's van het windvaanpatroon. Vliegtuigtoestand: $n = 1200 \text{ min}^{-1}$, $\alpha = 0^\circ$.

V_i (knopen)

55



50



V_{min} .

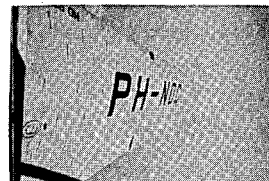
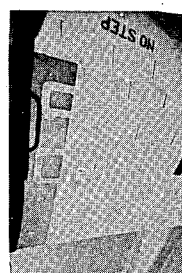
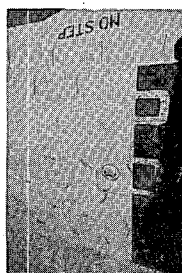
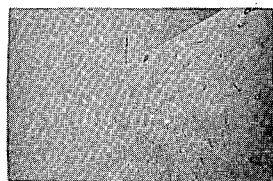
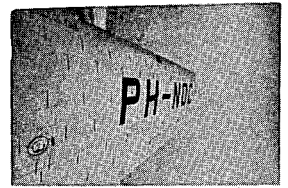
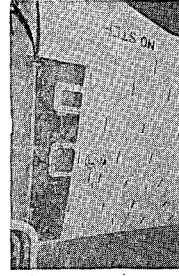
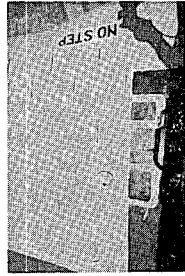
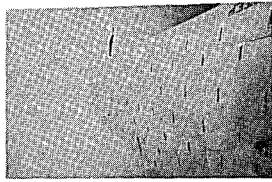


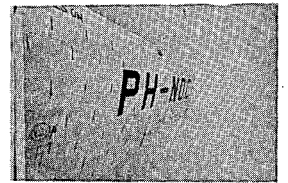
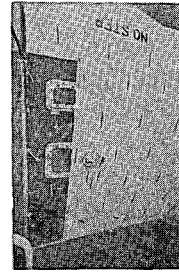
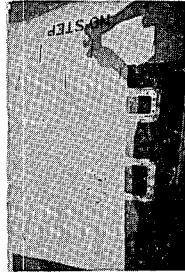
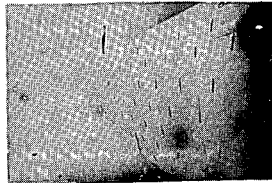
Fig. 10: Foto's van het windvaanpatroon. Vliegtuigtoestand: $n = 1900 \text{ min}^{-1}$, $\delta_f = 40^\circ$.

V_i (knopen)

55



50



V min.

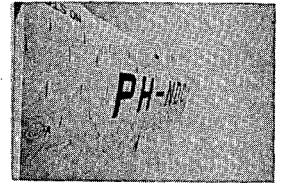
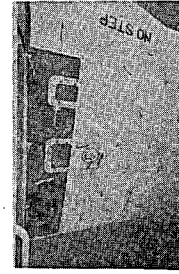
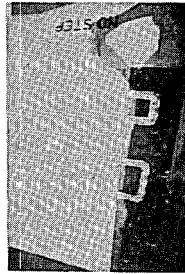
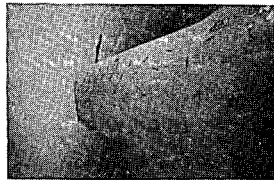


Fig. 11: Foto's van het windvaanpatroon. Vliegtuigtoestand: $n = 1200 \text{ min}^{-1}$, $\delta_f = 40^\circ$.

