

**TECHNISCHE HOGESCHOOL DELFT**  
**VLIEGTUIGBOUWKUNDE**

**Memorandum M-56**

**Kwalitatieve beoordeling van het vliegtuig Sokol M 1D**

**door**

**ir.G.L.Lamers**

**Delft-Nederland**  
**oktober 1961**

### Samenvatting

In dit verslag wordt het gedrag van het vliegtuig Sokol M 1D, PH-NEM, op grond en in de lucht besproken. Hieraan voorafgaand wordt een korte beschrijving van het vliegtuig gegeven.

Zowel de vliegeigenschappen als de vliegprestaties van het toestel worden in het algemeen als goed beoordeeld. In sommige gevallen geeft het gedrag van het vliegtuig echter aanleiding tot kritiek. De belangrijkste hiervan zijn de volgende.

Ten gevolge van een gering richtingsroervermogen is het besturen van het vliegtuig tijdens start en landing met zijwind moeilijk.

De vergroting van de weerstand ten gevolge van klepuitslag is klein. Hierdoor is de maximale daalsnelheid in de naderingsvlucht niet groot.

Bij krachtig remmen tijdens taxiën bestaat de mogelijkheid dat het vliegtuig voorover duikt.

Het gedrag van het vliegtuig tijdens overstrekken is goed; de waarschuwing voor het overtrekken is echter gering.

| <u>Inhoud</u>                                           | blz. |
|---------------------------------------------------------|------|
| Inleiding                                               | 1    |
| Beschrijving van het vliegtuig                          | 1    |
| Het gedrag van het vliegtuig op de grond en in de lucht | 4    |
| Conclusies                                              | 8    |
| Literatuur                                              | 9    |
| Aanhangsels                                             | 10   |
| Tabellen                                                | 14   |
| Figuren en foto's                                       | 20   |

Inleiding

-1-

In verband met het mogelijk gebruik van een vliegtuig van het type Sokol MID door stafleden en studenten van de onder-afdeling der Vliegtuig-der Technische Hogeschool te Delft was het gewenst dat over een kwalitatieve beoordeling van genoemd vliegtuig kon worden beschikt.

In dit verslag zal allereerst een beknopte beschrijving van het vliegtuig worden gegeven. Voor meer gegevens van het vliegtuig wordt verwezen naar literatuur 1 t/m 4. Daarna zullen de gedragingen van het vliegtuig op de grond en in de lucht worden besproken.

Voor het opstellen van deze beoordeling werden drie vluchten met het vliegtuig uitgevoerd; de totale duur van deze vluchten was 3,35 uur. De vluchten werden uitgevoerd vanaf de luchthaven Rotterdam.

Beschrijving van het vliegtuig.

De Sokol MID is een éénmotorig, drie persoons houten toervliegtuig. In de figuren 1 en 2 zijn respectievelijk een maatschets en enige foto's van het vliegtuig gegeven.

Het toestel is voorzien van een Walter Minor 4-III motor met een maximaal vermogen op zeeniveau van 105 pk bij een toerental van 2500 omw/min. De motor drijft een in de lucht verstelbare houten luchtschroef aan. Deze schroef werd echter na de tweede beoordelingsvlucht vervangen door een vaste metalen schroef.

In de tabellen 1 en 2 zijn enige geometrische en prestatiegegevens van het vliegtuig vermeld. Daar de prestatiegegevens in literatuur 3 en 4 vermeld op sommige punten onderling verschilden, zijn de gegevens van literatuur 3 en 4 afzonderlijk weergegeven.

De romp, de vleugel en de staartvlakken zijn voor het belangrijkste deel bekleed met triplex, waar overheen doek is aangebracht. Slechts de vleugel achter de voorligger en de roeren zijn met doek bekleed. Het buiten oppervlak van het vliegtuig is door het afwezig zijn van klinknagels, naden tussen huidplaten e.d. zeer glad.

Aan de voorzijde van zowel de linker als de rechtervleugel is tussen de romp en de vleugelknik een verstoringsstrip aangebracht, zie figuur 3 a.

De bediening van de roeren vindt plaats door middel van kabels (in de romp) en door stangen (in de vleugel). Het hoogteroer is voorzien van een verstelbaar trimvlak. Het richtingsroer en de beide rolroeren zijn voorzien van een op de grond instelbaar trimvlak. De spanten van alle roeren zijn afgedicht.

De landingskleppen, welke zijn uitgevoerd als splijtkleppen, bevinden zich tussen de romp en de rolroeren. De kleppen worden mechanisch door middel van stangen bediend.

De beide hoofdwielen van het vliegtuig zijn naar achteren intrekbaar. Het intrekken en uitlaten van de beide hoofdwielen vindt plaats door het verdraaien van een hefboom tussen de beide voorste stoelen. Voor het intrekken en uitlaten van de hoofdwielen zijn achttien omwentelingen van de hefboom nodig. De tijd hiervoor benodigd is 12 à 14 seconden. De kracht benodigd voor het intrekken en uitlaten van het onderstel is klein. De maximale snelheid waarbij onderstel en kleppen kunnen worden uitgelaten is 150 km / u. Indien de wielen zijn neergelaten, zijn rode vlakjes met een witte stip, achter vensterjes aan de bovenzijde van de beide vleugelhelften zichtbaar.

In ingetrokken toestand is nog ongeveer de helft van de wielen buiten de vleugel. De wielen bieden daardoor tijdens een landing met ingetrokken onderstel nog bescherming voor de vliegtuigconstructie. Er is geen aanwijzing voor de ingetrokken toestand van de wielen aanwezig. Een waarschuwingshoorn is aanwezig.

Het staartwiel is door middel van het voetenstuur bestuurbaar. Bij het beschrijven van bochten met kleine straal wordt het staartwiel automatisch ontkoppeld, het heeft dan 360° bewegingsvrijheid.

De toegang tot de cabine wordt verkregen via een looppad op de rechter vleugel. De kap van de cabine is zeer groot, zie figuur 2a, hetgeen het instappen zeer eenvoudig maakt.

Alleen het plaats nemen op de linkerstoel dient voorzichtig te geschieden, daar de stoelen zeer laag zijn geplaatst. Bovendien bevinden zich in het midden van de cabinevloer vóór de beide voorste stoelen enige instrumenten en het bedieningskastje voor de VHF-radio, zie figuur 4a.

De veiligheidsgordels bestaan uit een stel buikriemen, schouderriemen zijn niet aanwezig.

Het vliegtuig is uitgerust met organen voor dubbele besturing. Slechts de bediening van de wielremmen kan alleen vanaf de linker bestuurdersplaats met behulp van pedalen op het voetenstuur plaats vinden.

Doordat de zittingen van de stoelen zeer laag zijn geplaatst, bevinden zij zich ongeveer even hoog boven de vloer van de cabine als de voetenstuurpedalen. Daar echter de rugleuningen van de stoelen enigszins achterover zijn geplaatst, wordt toch een zeer comfortabele houding van de inzittenden verkregen. De cabine is ruim. De inwendige hoogte van de cabine is maximaal

1,02 m, de inwendige breedte van de romp is 1,05 m.

Het instrumentenbord is zeer onoverzichtelijk ingedeeld zoals uit de figuren 4 en 5 blijkt. Bovendien zijn de instrumenten veelal van een ongebruikelijk type. De zichtbaarheid van de instrumenten is goed, behalve van de toerenteller. Deze wordt voor een deel aan het oog onttrokken, door de grijze sierplaat welke voor het instrumentenbord is aangebracht.

De snelheidsmeter is beneden 100 km/u zeer moeilijk af te lezen, daar de schaalverdeling (1 schaaldeel is 10 km/u) zeer grof is. Daardoor bestaat bovendien het gevaar dat de snelheidsmeter 10 km/u fout wordt afgelezen.

De kunstmatige horizon en de koerstol worden met lucht aangedreven door middel van een venturi welke boven de wortel van de linkervleugel is geplaatst, zie figuur 3a.

De bedieningshefbomen en schakelaars zijn in het algemeen goed bereikbaar.

Alleen de hefboom voor het verstellen van de schroef die geheel aan de rechterzijde van de stuurhut is geplaatst, is moeilijk bereikbaar.

De hoofdtanks voor de benzine bevinden zich in de neus van de linker- en rechtervleugelwortel. De tanks zijn met elkaar verbonden; de totale inhoud is 110 liter. De benzinestandaanwijzer, die de inhoud van beide tanks aangeeft, bevindt zich boven de linkertank.

Indien de tanks bijna geheel vol zijn stroomt tijdens de vlucht benzine uit de standaanwijzer.

Aan de bovenzijde van de romp tussen de cabine en het brandschot bevindt zich een noodtank met een inhoud van 15 liter.

De olietank met een inhoud van 8 liter bevindt zich aan de linkerzijde van de romp voor het brandschot.

Het elektrische systeem wordt gevoed vanuit een 28 V, 75 Ah accu welke vóór het brandschot is geplaatst. De accu wordt bijgeladen door een generator (maximale laadstroom 12,5 A) welke door de motor wordt aangedreven.

Op het elektrisch systeem zijn aangesloten de startmotor, de bocht-aanwijzer, de instrument-, nacht- en cabineverlichting en de VLF- en ADF-radio. De schakelaars zijn voor een deel drukknop-zekeringen. Zie ook de figuren 4 en 5.

De kristallen voor de 5 kanalen, type Murphy TR-41 VHF-radio bevinden zich in het bedieningskastje voor de beide stoelen. De kristallen kunnen desgewenst in de lucht worden verwisseld.

Met behulp van de telefoonschakelaar, kunnen de ontvangers van de VHF- en/of de ADF-radio met de telefoons worden verbonden. Wanneer de stand "both" wordt geselecteerd, neemt de geluidssterkte van de signalen van de VHF-radio in belangrijke mate af. De communicatie met de grond is dan moeilijk of geheel onmogelijk.

Het gedrag van het vliegtuig op de grond en in de lucht.

Het aanslaan van de motor levert soms moeilijkheden op. Indien namelijk de noodtank, welke bij het starten van de motor wordt gebruikt, niet geheel gevuld is, kan geen benzine worden ingespoten. Evenals bij de motoren van het type Gipsy Major kan niet te veel benzine worden ingespoten. Zodra voldoende benzine in de carburator aanwezig is, stroomt de overvloedige benzine weg.

Als de motor is ingeslagen, moet de gashefboom voldoende ver worden geopend, daar anders de motor weer afslaat.

Het warmdraaien van de motor vindt plaats bij ongeveer 1000 omw/min. Daar geen parkeerrem is aangebracht, moeten indien geen blokken voor de wielen zijn geplaatst de beide rempedalen steeds ingedrukt worden gehouden. Voor het weg rijden is namelijk op verharde banen slechts een motortoerental van ongeveer 900 omw/min nodig.

Daar de motor het uitzicht naar voren belemmert, moet zig-zag getaxied worden. De besturing van het vliegtuig met behulp van het staartwiel is zeer goed. Voor het beschrijven van scherpe bochten is echter gebruik van de remmen noodzakelijk. De remmen zijn ongunstig afgesteld. Het eerste deel van de slag der rempedalen is zeer weinig effectief, het laatste deel zeer effectief. De remmen moeten hierdoor voorzichtig worden bediend, vooral daar het vliegtuig bij te hard remmen voorover zal duiken.

Tijdens taxiën en proefdraaien verspreidt zich een hinderlijke benzinevlucht in de cabine; deze is echter verdwenen zodra het vliegtuig in de lucht is.

Gedurende de start zonder dwarswind loopt het vliegtuig een weinig naar rechts weg. De richtingsonstabilliteit tijdens de start is groot, zodat voortdurend correcties met het voetenstuur nodig zijn.

Tijdens de start met dwarswind is de richtingsbesturing van het vliegtuig moeilijk. Indien het staartwiel van de grond is, moet bij een dwarswindcomponent groter dan 3 m/sec gedurende de aanloop op één der wielen

worden geremd. De besturing met het richtingsroer is dan namelijk ten gevolge van het te kleine richtingsvermogen niet voldoende. In verband hiermee is het aanbevelingswaardig tijdens de aanloop het staartwiel van het vliegtuig zo lang mogelijk op grond te houden zodat de besturing met het staartwiel kan plaats vinden.

Het hoogteroer is tijdens de start zeer effectief. Reeds direct na het begin van de aanloop kan de staart van het vliegtuig omhoog worden gebracht. In verband met het voorgaande is het echter tijdens een start met dwarswind ongewenst.

De aanlooptijd is betrekkelijk groot; op een verharde baan ongeveer 200 m, op een grasbaan ongeveer 250 m. Een uitslag van de landingskleppen van  $15^{\circ}$  heeft geen merkbare invloed op de aanlooptijd. In tabel 3 zijn enige waarnemingen van de aanlooptijd weergegeven.

De krachten op en de verplaatsingen van het hoogtestuur tijdens de start en het loskomen van het vliegtuig zijn klein. De veranderingen van de hoogtestuurkracht ten gevolge van het intrekken van de wielen en de kleppen zijn eveneens klein.

In tabel 4 zijn enige resultaten van metingen van de stijgsnelheid vermeld. Deze waarden zijn bepaald uit de tijd benodigd om over een hoogteinterval van 100 of 200 m te stijgen.

Het uitzicht tijdens de stijgvlucht is goed. De neus van het vliegtuig bevindt zich namelijk juist onder de horizon.

Voor een rechtlijnige niet-slippende stijgvlucht moet een kleine stuurkracht op het linkervoetenstuur worden uitgeoefend. Bovendien is een betrekkelijk grote stuurkracht naar rechts op het rolstuur vereist. Worden de stuurorganen losgelaten, dan gaat het vliegtuig over in een nagenoeg rechtlijnige slippende vlucht.

De aangewezen waarde van de cylinderkoptemperatuur is in het algemeen zeer laag. In de stijgvlucht ongeveer  $150^{\circ}\text{C}$ , in de daalvlucht neemt de cylinderkoptemperatuur zelfs af tot  $90$  à  $100^{\circ}\text{C}$ .

Veelal wordt in de kruisvlucht met een motortoerental van 2100 omw/min gevlogen. Dit toerental is lager dan het kruistoerental dat door de fabrik wordt opgegeven, namelijk 2300 omw/min.

Enige waarnemingen van de aangewezen snelheid in de kruisvlucht zijn in tabel 5 opgenomen. Nadat het vliegtuig was voorzien van een vaste schroef, waren de prestaties in de kruisvlucht belangrijk slechter.

De stuurkrachten op het rol- en voetenstuur zijn in de kruisvlucht klein. De rolroeren zijn in de symmetrische vlucht ongeveer  $2^{\circ}$  naar boven(rechter rolroer) en naar beneden (linker rolroer) uitgeslagen. Deze uitslag wordt veroor-

zaakt door de beide instelbare trinvlakjes, die op het rechter- en linker rolroer ongeveer  $30^{\circ}$  naar beneden respectievelijk naar boven zijn uitgeslagen.

In de kruisvlucht mogen volgens literatuur 1 bij snelheden groter dan 145 km/u geen manoeuvres worden uitgevoerd waarbij de maximale draagkrachtscoëfficiënt wordt bereikt of de roeren volledig zijn uitgeslagen. Boven een aangewezen snelheid van 230 km/u mag alleen worden gevlogen indien de atmosferische omstandigheden zulks toelaten. De maximaal toelaatbare snelheid is 310 km/u.

Tijdens een duikvlucht waarbij de aangewezen snelheid toename tot 300 km/u werden geen opmerkelijke verschijnselen waargenomen. Het vliegtuig kan bij deze snelheid nog worden uitgetrimd.

In tabel 6 zijn enige waarnemingen van de minimale snelheid vermeld. Tevens is in deze tabel weergegeven bij welke vliegsnelheid het vliegtuig nog juist kon worden uitgetrimd. Indien geen trimsnelheid is vermeld, kon het vliegtuig niet worden uitgetrimd, bij een snelheid lager dan 150 km/u, de maximale snelheid waarbij niet uitgelaten onderstel mag worden gevlogen.

De waarschuwing vóór het overtrekken is gering. Het vliegtuig is niet voorzien van een waarschuwingsinstallatie voor het overtrekken.

Slechts één maal, tijdens overtrekken in de toestand 6 (zie tabel 6) viel het vliegtuig naar links weg. In de toestanden 1 t/m 5 en 7 en 8 trad na het begin van het overtrekken hetwelk plaats vond bij de laagstgenoemde snelheid een stampende beweging van het vliegtuig op. De verandering van de standhoek van het vliegtuig was hierbij  $10^{\circ}$  à  $15^{\circ}$ , de periode van de beweging was in de toestand 1 ongeveer 14 sec. Terwijl de standhoek van het vliegtuig kleiner werd, nam de aangewezen vliegsnelheid toe tot de hoogste in tabel 6 vermelde waarde. In de toestanden 9, 10, en 11 zakte het vliegtuig zonder deze stampende beweging door.

Teneinde het vliegtuig te overtrekken, moet de stuurstang geheel naar achteren worden bewogen. Alleen in de toestand 11 trad het overtrekken op voordat de stuurstang in de achterste stand was.

De hoogtestuurkrachten voor en tijdens het overtrekken zijn klein. De effectiviteit van de rolroeren blijft goed; de effectiviteit van het richtingsroer verandert niet merkbaar.

Het vliegtuig herstelt zich onmiddellijk na het naar voren bewegen van de stuurstang. Het hoogteverlies ten gevolge van overtrekken en herstellen is minder dan 50 m.

Uit tabel 6 blijkt dat een vergroting van de klepuitslag van  $15^{\circ}$  tot  $45^{\circ}$  zeer weinig invloed heeft op de aangewezen minimale snelheid. Ook de invloed van de motorregeling op deze snelheid is gering.

In tabel 7 zijn enige waarnemingen van de langzame slingering vermeld. Vooral in de stijgvlucht is de fugoide slecht gedempt.

In tabel 8 zijn enige waarnemingen betreffende de zwier-beweging weergegeven. De zwier-beweging is goed gedempt, de periode is klein.

De bocht-stabiliteit van het vliegtuig kon niet goed worden onderzocht, daar het vliegtuig in de verschillende vliegtoestanden niet kon worden uitge-trimd. Vermoedelijk is het vliegtuig in de stijgvlucht en in de kruisvlucht in geringe mate bochtonstabiel.

De besturing in bochten is zeer goed, bovendien is betrekkelijk weinig coördinatie van de uitslagen van rol-en voetenstuur bij het inzetten van de bochten nodig. Het uitzicht in bochten is door de laaggeplaatste vleugel en de grote plastickap zeer goed.

In tabel 9 is de tijd benodigd voor een verandering van de dwarshelling van  $90^{\circ}$  en de daarbij gebruikte rolroeruitslag vermeld. De bereikbare rolsnelheden zijn groot. De voetenstuuruitslag nodig om in rollende vluchten geen dwarskracht op het vliegtuig te laten optreden is klein.

In de rechtlijnig slippende glijvlucht bij een vliegsnelheid van 110 km/u met onderstel en kleppen op is de maximaal bereikbare dwarshelling slechts  $7^{\circ}$  à  $8^{\circ}$ . Bij deze dwarshelling is het richtingsroer geheel uitgeslagen. De daarbij behorende sliphoek is klein. De rolroeruitslag is bij maximale sliphoek ongeveer  $1/3$  van de maximale uitslag.

In de rechtlijnig slippende glijvlucht bij een vliegsnelheid van 110 km/u met onderstel uit en kleppen  $45^{\circ}$  uitgeslagen, is de maximaal bereikbare dwarshelling heel klein namelijk ongeveer  $3^{\circ}$ . Ook in deze vliegtuigtoestand wordt de grootte van de sliphoek beperkt doordat het richtingsroer geheel is uitgeslagen.

De stuurkrachten op voeten- en rolstuur nemen toe met de sliphoek. De verandering van deze krachten is echter niet groot. De hoogtestuurkracht verandert niet met toenemende sliphoek.

In de daalvlucht bij een snelheid van 110 km/u is de maximaal bereikbare daalsnelheid niet groot, zoals blijkt uit tabel 10. Uit deze tabel blijkt tevens dat de weerstand van het vliegtuig slechts in geringe mate wordt vergroot door het neerlaten van het onderstel en/of de kleppen. Bovendien kan de daalsnelheid slechts in geringe mate worden vergroot door het uitvoeren van een slippende vlucht.

Bij de voorbereiding voor de landing moet met deze geringe maximale daalsnelheid rekening worden gehouden, door de naderingsvlucht vroegtijdig te beginnen. Dit is vooral van belang indien de windsnelheid klein is.

De landing zonder dwarswind is niet moeilijk. De uitlooptengete is echter betrekkelijk groot, mede door de geringe weerstand van het vliegtuig. Een uitslag van de landingskleppen heeft slechts geringe invloed op de lengte van de uitloop.

Een landing met dwarswind is moeilijk, indien het vliegtuig slippend wordt geland. Dit is weer een gevolg van de kleine maximaal bereikbare sliphoeck. Bij een dwarswindcomponent groter dan 3 m/sec is geen landing vanuit een slippende vlucht meer mogelijk. In dat geval moet het vliegtuig met een opstuurhoeck naar de baan worden gevlogen en op het moment kort voordat het de grond raakt in de richting van de baan worden gebracht.

#### Conclusies.

Door het vliegen met het Sokol-vliegtuig kan een beter inzicht worden verkregen in het vliegen met grotere vliegtuigen dan met een Piper Cub, een Tiger Moth of een Auster mogelijk is. Dit is voor een deel het gevolg van het uitgebreidere instrumentarium en de radioapparatuur welke in het Sokol-vliegtuig aanwezig zijn. Voor een ander deel is dit het gevolg van het intrek-bare onderstel en de verstelbare schroef.

Daarentegen is de overgang van de drie genoemde vliegtuigen naar het Sokol-vliegtuig niet zo groot, dat hierdoor grote moeilijkheden kunnen ontstaan. Dit vindt zijn oorzaak in de goede prestaties en de over het algemeen goede vliegeigenschappen van het vliegtuig.

Slechts op enkele punten geeft het gedrag van het vliegtuig aanleiding tot enige opmerkingen.

1° De besturing van het vliegtuig tijdens start en landing met dwarswind vereist speciale aandacht. Dit is een gevolg van een te gering richtings-roervernogen.

2° Ten gevolge van een geringe vliegtuigweerstand is de maximaal bereikbare daalsnelheid in de naderingsvlucht klein. Bovendien wordt door een kleine maximaal bereikbare sliphoeck de weerstand en daardoor de daalsnelheid in de slippende vlucht slechts weinig vergroot.

3° In de naderingsvlucht kan het vliegtuig niet met behulp van het hoogteroertrimvlak worden uitgetrind.

4<sup>e</sup> Het gebruik van de wielremmen dient voorzichtig te worden toegepast, daar het vliegtuig bij te sterk remmen voorover zal duiken.

5<sup>e</sup> Een voorziening voor het blokkeren van de remmen (parkeerrem) is niet aanwezig.

6<sup>e</sup> De waarschuwing voor het overtrekken is bijna geheel afwezig.

7<sup>e</sup> Indien drie inzittenden in het vliegtuig aanwezig zijn, moet in het algemeen de benzine-voorraad worden verminderd, daar anders het maximaal toelaatbaar gewicht wordt overschreden.

#### Literatuur.

1. Vlieghandboek Sokol MID, PH-NEM.
2. Jane's all the World's Aircraft 1950-1951, blz. 111c.
3. Description and instruction for dismantling, assembling and operation of the "Sokol MID" airplane.
4. Type-dossier Sokol MID/C. Rijksluchtvaartdienst, Schiphol.

## Aanhangsel A

Bepaling van het gewicht en zwaartepuntsligging.

Volgens opgave in een aanhangsel van lit.1 is het leeggewicht van het vliegtuig 503,55 kg. Het zwaartepunt van het vliegtuig ligt in deze toestand 0,613 m achter de voorzijde van het brandschot.

Aan het begin van de beoordelingsvluchten was 110 l (79 kg) benzine in de hoofdtanks en 15 l (11 kg) benzine in de romptank aanwezig. Het gewicht van de vlieger was 75 kg.

Berekening van het gewicht en zwaartepuntsligging vindt plaats in onderstaande tabel.

|                       | gewicht(kg) | afstand achter brandschot(m) | moment (kgm) |
|-----------------------|-------------|------------------------------|--------------|
| leeggewicht           | 504         | 0,613                        | 311          |
| benzine in hoofdtanks | 79          | 0,420                        | 33           |
| benzine in romptank   | 11          | 0,136                        | 1,5          |
| vlieger               | 75          | 0,900                        | 67,5         |
| startgewicht          | <u>669</u>  | 0,613                        | <u>413</u>   |

Aan het begin van de beoordelingsvluchten was het vliegtuiggewicht 669 kg en de zwaartepuntsligging 0,613 m achter de voorzijde van het brandschot.

Voor de berekening van het vliegtuiggewicht en zwaartepunt aan het eind van de beoordelingsvluchten wordt een vluchtduur van 1.10 uur en een brandstofverbruik van 24,4 l/h (17,6 kg/h) aangenomen.

De verbruikte brandstof bedraagt dus 20,5 kg.

Het vliegtuiggewicht en zwaartepunt aan het eind van de vlucht wordt berekend in onderstaande tabel.

|                 | gewicht(kg) | afstand achter brandschot (m) | moment (kgm) |
|-----------------|-------------|-------------------------------|--------------|
| startgewicht    | 669         | 0,613                         | 413          |
| benzineverbruik | <u>20,5</u> | 0,420                         | <u>8,5</u>   |
| landingsgewicht | 643,5       | 0,625                         | 404,5        |

Het gewicht na de meetvluchten was ongeveer 643,5 kg; de ligging van het zwaartepunt tijdens de landing was 625 mm achter de voorzijde van het brandschot.

Aanhangsel B

Controle-lijst van het vliegtuig Sokol MID volgens opgave van de NLS

PLATFORM-CONTROLE

1. Stel het vliegtuig zodanig op dat de schroefwind geen hinder aan anderen kan opleveren.
2. Inspecteer de oppervlakte van romp, roeren en vleugels op beschadigingen.
3. Inspecteer het landingsgestel, het intrekmechanisme, deremmen (voor zover zichtbaar) en de banden (bandendruk 1.4 - 1.5 atm = 20.6-22.1bs/sg.in)
4. Probeer de flaps.
5. Controleer de inhoud benzine- en olietanks.
6. Inspecteer (voor zover zichtbaar) de motor op bevestigingspunten, ontstekingskabels, aansluiting gashandle en beplating.
7. Controleer de prop op vastzitten.
8. Controleer de druk van de brandblusser.
9. Controleer de veiligheidsriemen.
10. Controleer inhoud stuurhut op losliggende voorwerpen (eventuele bagage goed gestuwd).
11. Voor langere tochten de gereedschapstas controleren.

HET STARTEN VAN DE MOTOR

1. Benzinekraan op reservetank.
2. Na 30 seconden benzinekraan op hoofdtanks.
3. Magneetschakelaars "OFF"
4. Met de hand pompen tot de meter druk aangeeft.
5. Geef 3-5 slagen met de "primer".
6. Draai de motor met de hand tot de benzine overloopt, draai daarna nog vier slagen rond.
7. Drie keer met het gashandle pompen (klemmoer loszetten!)
8. Gashandle dicht.
9. Magneten "ON".
10. Motor starten met elektrische starter.

HANDELINGEN VOOR DE START.

1. Kap goed gesloten (knop en haaksluiting + borg).
2. Remmen vast.
3. Flaps op.
4. Trim neutraal.

5. Hoogte-meter op C.
6. Toerenteller op werking controleren.
7. "PRIMER" borgen (naar rechts vastschroeven).
8. Benzinedruk controleren. (0.1 - 0.3).
9. Oliedruk controleren (2-4).
10. Olietemperatuur controleren. (40 - 90).
11. Benzinekraan op hoofdtanks.
12. Roeren op juiste werking controleren.
13. Prop op "fine pitch" (0 stand geheel naar rechts draaien).
14. "Start Massa" schakelaar "OFF".
15. Massa-schakelaar voor de instrumenten "ON".
16. Klokken opwinden.
17. Motor proefdraaien = volgas plm. 2400 rpm.
18. Magneten testen bij 1900 rpm. (max.val = 50 rpm).
19. Flaps 1ste stand.
20. Remmen los.

#### HANDELINGEN NA DE START.

1. Landingsgestel indraaien, 17 - 13 slagen.
2. Flaps op.
3. Prop op klimstand = 2 = groen merk.
4. Inlaatdruk na korte klin. op 27 - 23 inch.
5. Klimsnelheid 110 - 120 km/u.
6. Vliegtuig aftrimmen..

#### KRUISEN.

1. Prop in kruisstand (5 = rood merk) 25 - 26 inch. inlaatdruk.
2. Vliegtuig aftrimmen.

#### HANDELINGEN OP DOWNWIND.

1. Snelheid terug brengen tot 140 - 150 km/u.
2. Prop in klimstand (2 = groen merk).
3. Landingsgestel uitdraaien (17 - 13 slagen, kijken of wit cirkeltje achter controle-ruitje zichtbaar is.)
4. Flaps 1<sup>ste</sup> stand.
5. Vliegtuig aftrimmen.

GLIJVLUCHT.

1. Snelheid = 100 km/u.
2. Flaps 2de stand.
3. Prop op 0 stand (fine pitch).
4. Vliegtuig aftrimmen.
5. Vlak voor de baan flaps eventueel 3de stand.
6. Direct na de landing flaps op.

Tabel 1

Gegevens van het vliegtuig.

|                                                                              |                                                   |
|------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------|
| Toestel type                                                                 | Sokol MID                                         |
| Registratie                                                                  | PH-NEM                                            |
| Fabriikaat                                                                   | Ceskoslovenské Zavody Automobílové a Letecké n.p. |
| Bouwjaar                                                                     | 1951                                              |
| Fabrieksnummer                                                               | 321                                               |
| Omschrijving                                                                 | 3-persoons, houten laagdekker toervliegtuig       |
| Doel                                                                         |                                                   |
| Maximaal gewicht                                                             | 800 kg                                            |
| Leeggewicht                                                                  | 503,50 kg                                         |
| Voorste zwaartepuntsligging                                                  | 569 mm } achter de voorzijde van                  |
| Achterste zwaartepuntsligging                                                | 815 mm } het brandschot.                          |
| Lengte                                                                       | 7,35 m                                            |
| Spanwijdte                                                                   | 10,00 m                                           |
| Hoogte                                                                       | 2,20 m                                            |
| Vleugeloppervlak                                                             | 13,8 m <sup>2</sup>                               |
| Vleugelslankheid                                                             | 7,25                                              |
| Gemiddelde aerodynamische koorde                                             | 1,47 m                                            |
| Vleugelprofiel                                                               | Laminair                                          |
| V-vorm (alleen buitendelen)                                                  | 7°                                                |
| Oppervlak landingskleppen                                                    | 1,40 m <sup>2</sup>                               |
| Klepuitslagen                                                                | 0°, 15°, 30°, 45°                                 |
| Kleptype                                                                     | splijtkleppen                                     |
| Oppervlak van één rolroer                                                    | 0,463 m <sup>2</sup>                              |
| Uitslagen van de rolroeren                                                   | + 20° tot - 23°                                   |
| Rolroertype                                                                  | frise                                             |
| Oppervlak van een rolroertrimvlak                                            | 0,0072 m <sup>2</sup>                             |
| Oppervlak van het horizontaal staartvlak                                     | 2,266 m <sup>2</sup>                              |
| Oppervlak van het hoogteroer                                                 | 1,016 m <sup>2</sup>                              |
| Afstand tussen de punten op 1/4 g.a.k. van vleugel en horizontaal staartvlak | 4,23 m                                            |
| Uitslagen van het hoogteroer                                                 | + 25° tot - 20°                                   |
| Oppervlak van het hoogteroertrimvlak                                         | 0,0572 m <sup>2</sup>                             |
| Uitslagen van het hoogteroertrimvlak                                         | + 27° tot - 25°                                   |

|                                         |                                           |
|-----------------------------------------|-------------------------------------------|
| Oppervlak van het verticale staartvlak  | 1,24 m <sup>2</sup>                       |
| Oppervlak van het richtingsroer         | 0,63 m <sup>2</sup>                       |
| Uitslagen van het richtingsroer         | + 25° tot - 25°                           |
| Oppervlak van het richtingsroertrimvlak | 0,0162 m <sup>2</sup>                     |
| Uitslag van het hoogtestuur             | + 124 tot - 93 mm                         |
| Verdraaiing van het rolstuur            | + 60° tot - 60°                           |
| Uitslag van het voetenstuur             | + 47 tot - 47 mm                          |
| Motortype                               | Walter Minor 4-III                        |
| Fabrikaat                               | Cs.Z.A.L.n.p.(ontwerp Walter)             |
| Maximaal vermogen op zeeniveau          | 105 pk bij n = 2500 min <sup>-1</sup>     |
| Maximaal toelaatbaar toerental          | 2750 min <sup>-1</sup>                    |
| Kruisvermogen.                          | 80 pk bij n = 2300 min <sup>-1</sup>      |
| Olietemperatuur: normaal                | 50-90° C                                  |
| : minimum voor de start                 | 30° C                                     |
| : maximum                               | 105° C                                    |
| Oliedruk : normaal                      | 3-4 at                                    |
| : bij ralenti                           | 2 at                                      |
| Cylinder koptemperatuur: normaal        | 130 - 230° C                              |
| : in de stijgvluicht                    | 250° C                                    |
| : maximaal                              | 260° C                                    |
| Benzine                                 | 73 octaan                                 |
| Benzinedruk                             | 0,1-0,3 at.                               |
| Schroeftype                             | tweebladig, instelbaar, hout              |
| Fabrikaat                               | Cs.Z.A.L. np.(ontwerp Walter)             |
| Schroefdiameter                         | 1,73 m                                    |
| Onderstel                               | met staartwiel; hoofdwielen<br>intrekbaar |
| Spoorbreedte                            | 2,30 m                                    |
| Afmetingen hoofdwielen                  | 420 x 150 mm                              |
| Afmetingen staartwiel                   | 160 x 40 mm                               |

Tabel 2

Belangrijkste prestatiegegevens van het vliegtuig  
volgens opgave van de fabriek.

De prestatiegegevens zoals vermeld in literatuur 3 en 4 zijn voor een deel verschillend. Daarom worden de gegevens afzonderlijk gegeven.

Literatuur 3:

|                                                                                                  |          |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------|----------|
| Aanlooptlengte bij een windsnelheid van 2,5 m/sec                                                | 190 m    |
| Uitlooptlengte bij een windsnelheid van 2,5 m/sec<br>(bij gebruik van landingskleppen en remmen) | 170 m    |
| Landingssnelheid                                                                                 | 75 km/u  |
| Stijgsnelheid op 0 m hoogte                                                                      | 3 m/sec  |
| Stijgtijd tot 1000 m                                                                             | 6 min    |
| Kruissnelheid bij 2300 min <sup>-1</sup>                                                         | 212 km/u |
| Benzineverbruik bij 2300 min <sup>-1</sup>                                                       | 24,4 l/u |
| Vliegbereik                                                                                      | 1000 km  |
| Vliegduur                                                                                        | 4.45 uur |

Literatuur 4:

|                                              |           |
|----------------------------------------------|-----------|
| Aanlooptlengte                               | 275 m     |
| Startlengte tot 15 m                         | 505 m     |
| Landingslengte over 15 m met 45° klopuitslag | 475 m     |
| Uitlooptlengte                               | 215 m     |
| Stijgsnelheid op 0 m hoogte                  | 2,7 m/sec |
| Stijgtijd tot 4000 m                         | 41.16 min |
| Dienstplafond                                | 4300 m    |
| Maximum snelheid op 0 m hoogte               | 230 km/u  |
| Maximum snelheid op 2000 m hoogte            | 221 km/u  |
| Minimum snelheid met onderstel en kleppen in | 90 km/u   |

Tabel 3

Enige metingen van de aanlooptijd.

| startbaan<br>magn. richting<br>en ondergrond | windrichting<br>en-snelheid<br>(m/sec) | klepuit-<br>slag(graden) | snelheid bij<br>het losko-<br>men(km/u) | aanloop-<br>tijd (sec) | Opmerkingen                                                              |
|----------------------------------------------|----------------------------------------|--------------------------|-----------------------------------------|------------------------|--------------------------------------------------------------------------|
| 090, gras                                    | 100/5                                  | 15                       | 100                                     | 13                     |                                                                          |
| 090, gras                                    | 120/4                                  | 0                        | 95                                      | 16,5                   |                                                                          |
| 060, verhard                                 | 120/5                                  | 15                       | 95                                      | 20                     | remmen met lin-<br>kerwiel teneinde<br>vliegtuig op de<br>baan te houden |
| 240, verhard                                 | 230/4                                  | 0                        | 90                                      | 15,2                   |                                                                          |

Tabel 4

Enige metingen van de stijgsnelheid.

| hoogte(m) | aangewezen<br>snelheid(km/u) | stijgsnelheid<br>(m/sec) |
|-----------|------------------------------|--------------------------|
| 300       | 120                          | 3,6                      |
| 1300      | 120                          | 2,7                      |
| 2400      | 120                          | 1,8                      |

Tabel 5

Enige metingen van de kruissnelheid.

| hoogte(m) | toerental<br>(min <sup>-1</sup> ) | inlaatdruk<br>(inch H <sub>2</sub> O) | aangewezen<br>snelheid(km/h) | Opmerkingen   |
|-----------|-----------------------------------|---------------------------------------|------------------------------|---------------|
| 500       | 2150                              | 23                                    | 195                          |               |
| 600       | 2100                              | 25                                    | 195                          |               |
| 1000      | 2100                              | 24                                    | 135                          |               |
| 2300      | 2100                              | 20                                    | 170                          |               |
| 1200      | 2350                              | 22                                    | 125                          | vaste schroef |

Tabel 6

Enige metingen van de overtreksnelheid.

| toestand | stand gas-<br>hefboom              | onderstel | klepuitslag<br>(graden) | minimale<br>snelheid(km/u) | minimale trimsnel-<br>heid (km/u) |
|----------|------------------------------------|-----------|-------------------------|----------------------------|-----------------------------------|
| 1        | gesloten                           | op        | 0                       | 80-33                      | 140                               |
| 2        | gesloten                           | neer      | 0                       | 80-33                      |                                   |
| 3        | gesloten                           | neer      | 15                      | 71-30                      |                                   |
| 4        | gesloten                           | neer      | 30                      | 69-30                      |                                   |
| 5        | gesloten                           | neer      | 45                      | 69-30                      |                                   |
| 6        | 1700 min <sup>-1</sup>             | op        | 0                       | 75                         | 110                               |
| 7        | 1700 min <sup>-1</sup>             | neer      | 0                       | 75-80                      | 140                               |
| 8        | 1700 min <sup>-1</sup>             | neer      | 15                      | 72-78                      | 150                               |
| 9        | 1700 min <sup>-1</sup>             | neer      | 30                      | 68-70                      |                                   |
| 10       | 1700 min <sup>-1</sup>             | neer      | 45                      | 70                         |                                   |
| 11       | 2100 min <sup>-1</sup><br>(volgas) | op        | 15                      | 70                         | 100                               |

Tabel 7

Enige metingen betreffende de langzame slingering.

|                                                        | aangewezen<br>snelheid(km/u) | periode<br>(sec) | uitgedempt<br>na (per) |
|--------------------------------------------------------|------------------------------|------------------|------------------------|
| stijgvlucht                                            | 120                          | 31               | >4                     |
| kruisvlucht                                            | 170                          | 29 à 30          | 3½                     |
| daalvlucht(onder-<br>stel neer, klepuits-<br>slag 30°) | 120                          | 27               | 2                      |

Tabel 8

Enige metingen betreffende de Dutch-Roll beweging.

|                                                 | aangewezen<br>snelheid(km/u) | periode<br>(sec) | uitgedempt<br>na (per) |
|-------------------------------------------------|------------------------------|------------------|------------------------|
| stijgvlucht                                     | 120                          | 2,8              | 1,5 à 2                |
| kruisvlucht                                     | 170                          | 2                | 2                      |
| daalvlucht (onderstel<br>neer, klepuitslag 30°) | 120                          | 2,2              | 2                      |

Tabel 9

Enige metingen van de tijd benodigd voor een verandering van de dwarshelling van  $90^{\circ}$ .

|                                                           | aangewezen<br>snelheid(km/u) | rolroeruit-<br>slag(graden) | Tijd voor $90^{\circ}$ verandering<br>van dwarshelling (sec) |
|-----------------------------------------------------------|------------------------------|-----------------------------|--------------------------------------------------------------|
| kruisvlucht                                               | 170                          | 25                          | 3                                                            |
| daalvlucht (onderstel<br>neer, klepuitslag $30^{\circ}$ ) | 120                          | 43<br>(maximale<br>uitslag) | 3                                                            |

Tabel 10

Enige metingen van de daalsnelheid (gas dicht).

| aangewezen<br>snelheid(km/u) | onderstel | klepuitslag<br>(graden) | daalsnelheid<br>(m/sec) | daalsnelheid bij<br>max. sliphoek(m/sec) |
|------------------------------|-----------|-------------------------|-------------------------|------------------------------------------|
| 110                          | op        | 0                       | 3                       | 5                                        |
| 110                          | neer      | 0                       | 3,5                     |                                          |
| 110                          | neer      | 45                      | 3,75                    | 4(100 km/u)                              |

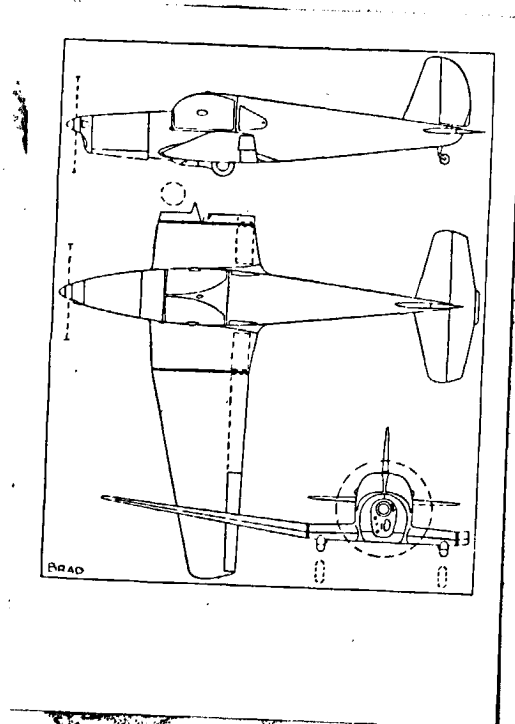
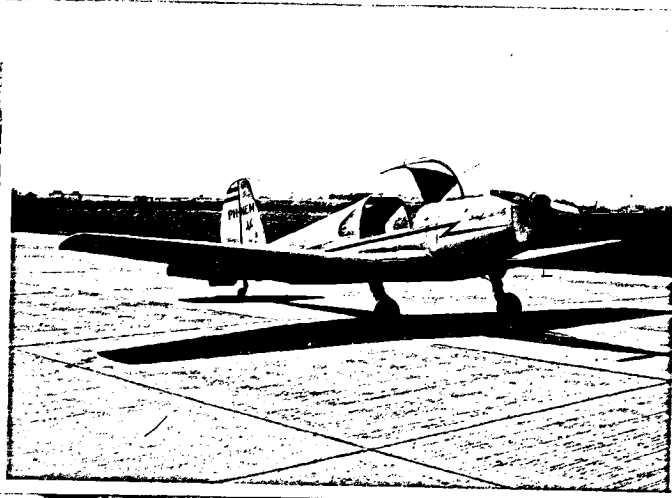
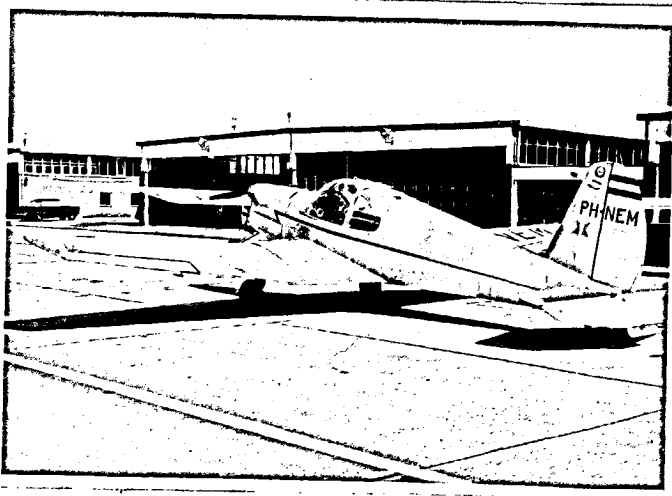


fig. 1. Maatschets van het vliegtuig Sokol M 1D.

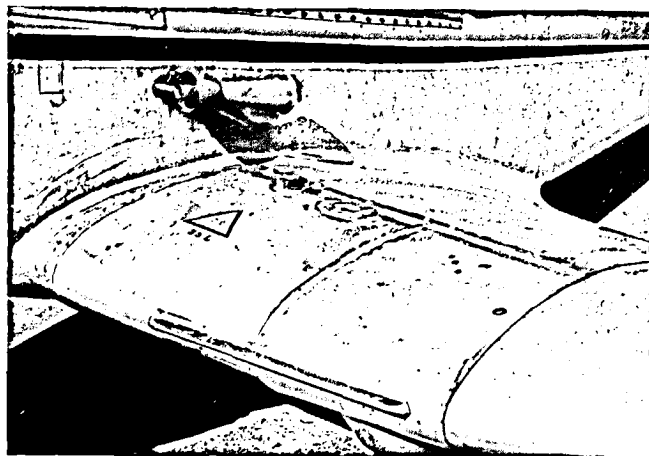


a

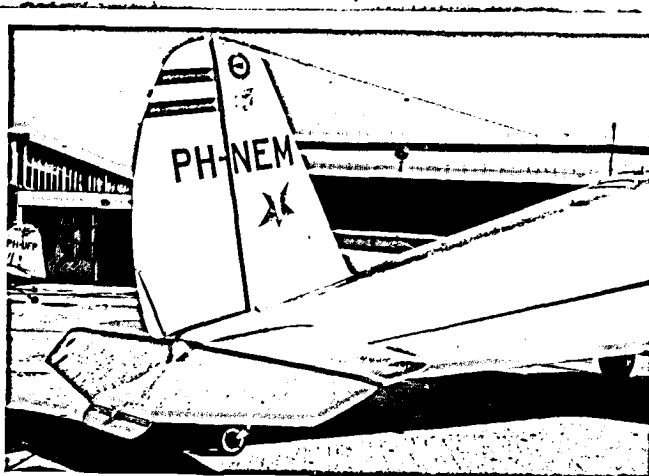


b

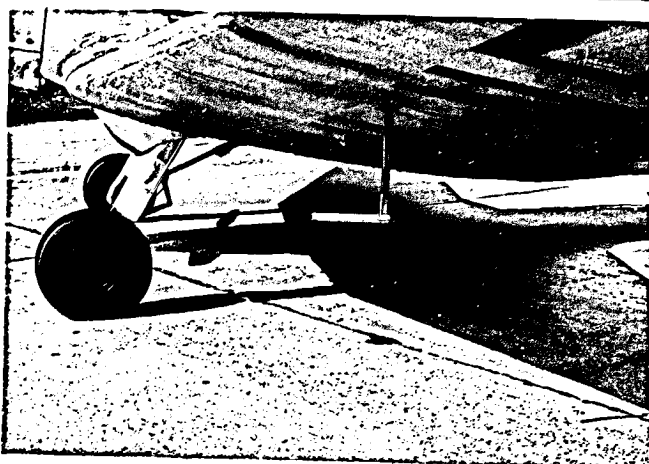
fig. 2. Foto's van het vliegtuig Sokol M 1D.



a. de linker vleugelwortel.

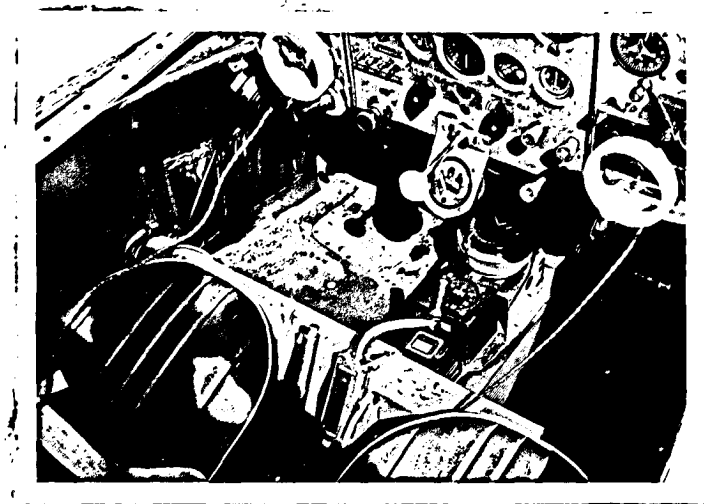


b. de staartvlakken.

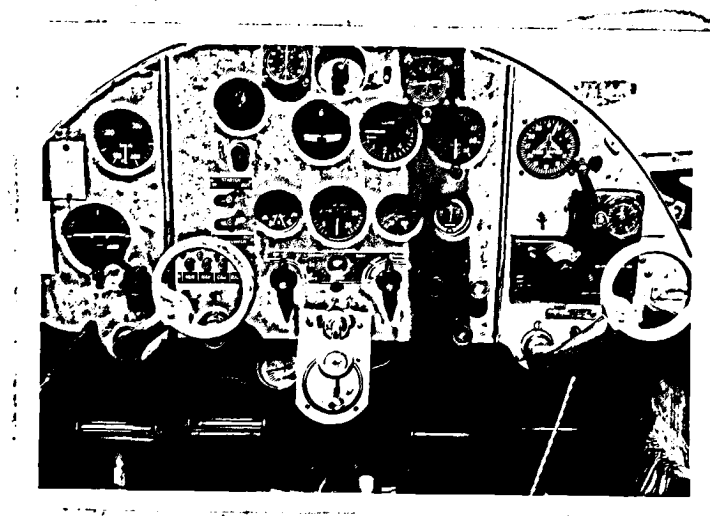


c. de pitotbuis en het hoofdonderstel.

fig. 3. Foto's van enige details van het vliegtuig Sokol M 1D.



a.



b.

fig. 4. De cabine en het instrumentenbord van het vliegtuig Sokol M 1D.

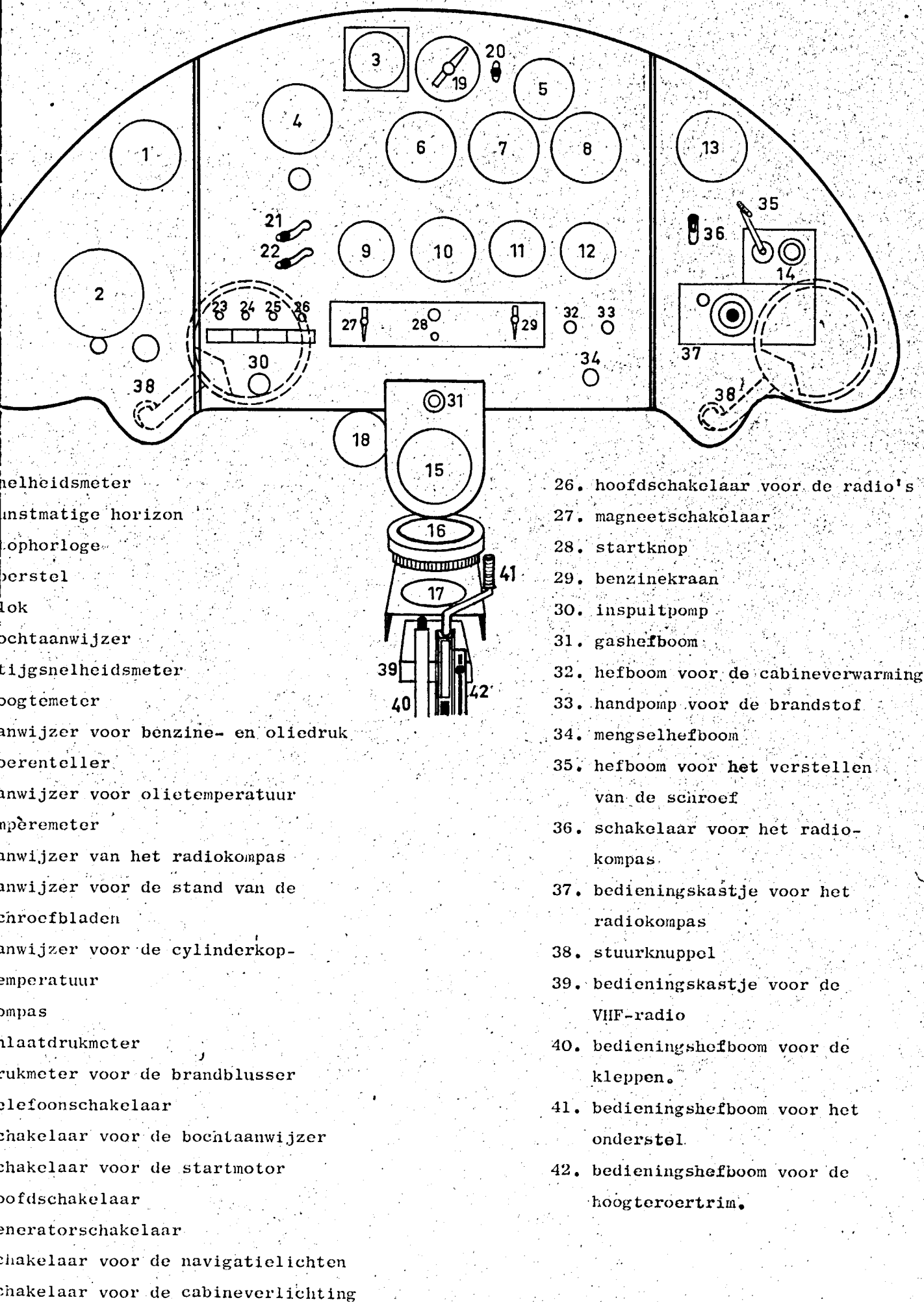


fig. 5. Het instrumentenbord.

Memorandum 56



60142990903