

10 listopada 1932 r.

2

URZĄD PATENTOWY



B 64d 45/00



## RZECZYPOSPOLITEJ POLSKIEJ OPIS PATENTOWY

Nr 16704.

Kl. 62 c 25.

Actiengesellschaft C. P. Goerz Optische Anstalt  
Actiová Společnost K. P. Goerz Optický ústav \*)  
(Bratislava, Czechosłowacja).

**Urządzenie do ustalania żadanego kierunku lotu samolotów przy wietrze.**

Zgłoszono 11 grudnia 1931 r.

Udzielono 6 lipca 1932 r.

Pierwszeństwo: 3 stycznia 1931 r. (Włochy).

Celem wynalazku jest mechaniczne ustalanie takiego kąta, tworzonego przez podłużną oś samolotu i wskazówkę kompasu, któryby pozwalał na osiągnięcie i utrzymanie żadanego kierunku lotu przy każdym kierunku i sile wiatru.

Stosownie do wynalazku cel ten osiąga się przez to, iż w pierścieniu podziałkowym, dającym się obracać na podstawie umieszczona jest dająca się nastawiać tarcza spółśrodkowa zaopatrzona w skalę odchylenia wskutek wiatru oraz w rowek wzdłuż promienia, obok którego znajduje

się podłużna skala własnej szybkości i w którym to rowku umieszczony jest suwak ze wskazówką do ustalania własnej szybkości oraz z podziałką do odczytywania względnego kierunku wiatru. Suwak ten posiada czop prostopadły do tarczy do umieszczenia na nim dającego się obracać linjału, zaopatrzonego w podłużną skalę szybkości wiatru. Linjał ten przy obrocie tarczy rowkowanej w stosunku do podstawy zapomocą odpowiedniego środka utrzymywany jest równoległe do siebie samego, podczas gdy dla ustawienia tarczy rowko-

\*) Właścicielka patentu oświadczyła, iż wynalazcą jest Antonio Clementi z Wiednia.

wanej przewidziany jest linjał obracający się na jej osi i zaopatrzony w podłużną skalę szybkości lotu, przyczem ten ostatni linjał może być ustawiony zapomocą wskazówki według zewnętrznej podziałki pierścienia podziałkowego.

Na rysunku dla przykładu przedstawiono formę wykonania wynalazku, przyczem fig. 1 przedstawia geometryczną zasadę wynalazku przy stałej szybkości lotu, fig. 2 — geometryczną zasadę wynalazku przy określonym kierunku lotu, fig. 3 — przekrój średnicowy urządzenia, fig. 4 — widok urządzenia z góry. Na fig. 1 chwilowe położenie samolotu oznaczono literą  $F$ , odcinek linii  $FA = C_0$  oznacza szybkość własną samolotu w kierunku jego osi. Przez  $\alpha$  oznaczono kąt  $AFO$ , który tworzy oś samolotu z kierunkiem zerowym (wskazówką kompasu)  $FO$ ; odcinek linii  $FB = c$  oznacza szybkość lotu zależną od siły wiatru i jego kierunku pod kątem  $OFB = \beta$  w stosunku do kierunku zerowego tak, iż kąt  $AFB = \gamma = \beta - \alpha$  stanowi kąt odchylenia osi samolotu wskutek wiatru.

Jeżeli zatem samolot ma przyjąć nowy kierunek lotu  $FB_1$  pod kątem  $\beta_1$  w stosunku do kierunku zerowego  $FO$ , to zmiany kierunku kąta osiowego ustalanego zapomocą kompasu odczytuje się przez to, iż obrót  $A$  i  $F$  przesuwają przestrzeń  $AB$  równolegle do siebie tak, iż punkt  $B$  układa się na nowym kierunku lotu  $FB_1$ , a punkt  $A$  na łuku  $AA_1$  o promieniu  $AF = A_1F = c_0$ .

Jeżeli jednak znany jest tylko kierunek lotu  $FB$  pod kątem  $\beta$  w stosunku do  $FO$  lub pod kątem  $\gamma$  w stosunku do  $FA$ , nie zaś szybkość  $c = FB$  w tym kierunku, to należy według fig. 2 najpierw obrócić oś  $FA$  samolotu w dotychczasowym kierunku lotu  $FB$ , a więc o kąt odchylenia  $\gamma_1$ , przez co otrzymuje się nowy kierunek lotu  $FB'$  pod kątem  $\gamma$  w stosunku do osi samolotu  $FA'$ . Wprowadzając teraz na jednym linjale ustawionym w tym kierunku szybkość własną  $c_0 = FA'$  i przestawiając linję łączącą

$AA'$  równolegle do siebie przez przesunięcie w kierunku promienia punktu obrotowego  $A'$  drugiego linjału  $AA'B$ , tak daleko, by punkt  $B$ , leżący symetrycznie do  $A$  w stosunku do  $A'$ , znalazł się na nowym kierunku lotu  $FB'$ , to punkt  $A'$  zleje się z punktem  $B$ , a punkt  $B$  z  $B'$ , przez co otrzymuje się szybkość  $w = A'B' = AB$  wiatru i kierunek jego pod kątem  $\psi$  w stosunku do kierunku zerowego. Jeżeli trzeba ustalić nowy kurs pod kątem  $\delta$  w stosunku do poprzedniego, to obraca się przedewszystkiem linjał ułożyskowany na przesuwającym w kierunku promienia czopie w kierunku  $A'B'$ , umocowując go następnie w położeniu równoległym, obraca się tarczę łożyskową podwójnego czopa tego linjału tak, iż punkt  $B'$ , wskazujący wielkość i kierunek szybkości wiatru, wskazuje pożądaný kierunek lotu. Czop  $A'$  przechodzi przytem w położenie  $A''$ , które daje nowy kierunek  $FA''$  osi samolotu, a przez to nowy kąt osiowy  $\alpha''$  w stosunku do wskazówki kompasu.

Urządzenie zbudowane według tej geometrycznej zasady składa się z cylindrycznej podstawy 1, w której daje się obracać zaciskany śrubą 1b pierścień podziałowy 2, zaopatrzony w jednakowe podziałki 2a, 2b wewnątrz i z zewnątrz. W pierścieniu tym ułożyskowana jest dająca się obracać tarcza podziałowa 3, zaopatrzona we wskazówkę 3a i podziałkę kątową 3b odchylenia wskutek wiatru. Na tarczy tej w jej rowku promieniowym umieszczony jest suwak 4 z podziałką podłużną 3c służącą za skalę własnej szybkości samolotu, zaopatrzony we wskazówkę 4a i bardzo cienką, okrągłą tarczę 4b z podziałką. W suwaku daje się obracać pionowy czop 5. Na jego dolnym końcu umieszczone jest zębate koło stożkowe 6, szczepione z kołem stożkowym 8 tejże wielkości osadzonem na wale 7, ułożyskowanym pod rowkiem tarczy 3. To koło stożkowe 8 zabezpieczone jest od przesuwania się względem suwaka zapomocą swej piasty,

lecz daje się w nim obracać i połączone jest z wałem 7 zapomocą sprężyny i rowka przechodzącego przez całą jego długość, a więc zabezpieczone jest od obracania się, a jednak daje się przesuwac wzdłuż wału. Wał 7 jest ułożyskowany obustronnie w tarczy podziałkowej 3 i posiada osadzone na nim w pobliżu osi tarczy zębate koło stożkowe 9, szczepione z kołem stożkowym 10 tejże wielkości umocowaniem w środku podstawy 1. Te cztery koła stożkowe muszą tak współdziałać, by linia 11, obracający się na czopie 5 i zaciskany zapomocą śruby 5a utrzymywał się zawsze równolegle do siebie samego, pomimo wszelkich obrotów tarczy podziałkowej 3 w stosunku do podstawy 1. Ten linia 11 posiada po obu stronach umieszczoną symetrycznie do swego czopa obrotowego 5 podłużną skalę szybkości wiatru. Na zewnętrznym występie pierścieniowym 1c podstawy obraca się pokrywa 12 zaciskana zapomocą śruby zaciskowej 12b. Jest ona zaopatrzona w nasadę rowową 12a. Pokrywa ta posiada ograniczony średnicowo, półokrągły otwór, którego średnicowa granica zaopatrzona jest w podłużną skalę 12c szybkości lotu. Brzegi średnicowej granicy tej pokrywy są zaopatrzone w ostre wskazówki 12d, pozwalające na odczytywanie kąta w kierunku lotu  $\beta$  na skali zewnętrznej 2a pierścienia 2 z podziałkami.

Sposób posługiwania się urządzeniem jest następujący.

Chwilowy kąt  $\alpha$ , który tworzy oś samolotu z kierunkiem wskazówki kompasu FO (fig. 1), ustawia się zapomocą wskazówki 1a na zewnętrznej podziałce 2a pierścienia 2 i ustala się zapomocą śruby zaciskowej 1b. Następnie ustawia się tarczę podziałkową 3 i zaciska zapomocą śruby 1c tak, by wskazówka 3a stała naprzeciwko wskazówki 1a. Obydwie te wskazówki dają kierunek osi podłużnej samolotu. Następnie ustawia się suwak 4 zapomocą wskazówki 4a na skali 3c własnej szybkości samolotu przez przesunięcie w kierunku promienia odpowiednio

do znanej szybkości własnej, a krawędź średnicową pokrywy 12, zaopatrzoną w podziałkę 12c szybkości lotu, ustawia się i zaciska zapomocą śruby 1c na skali 3b na w jakikolwiek sposób określony kąt odchylenia wskutek wiatru  $\gamma$ . Następnie przesuwa się przy zwolnionej śrubie zaciskowej 5a obracający się dokoła czopa 5 linia 11 tak daleko, by brzeg z podziałką przechodzący przez środek czopa linia 11 wskazywał na skali średnicowej 12c określoną w jakikolwiek sposób szybkość lotu w kierunku lotu. Przez to określa się na podziałce linia 11 wielkość szybkości, podczas gdy kierunek jej pod kątem  $\delta$  w stosunku do osi samolotu odczytuje się na podziałce kołowej 4b zapomocą brzegu z podziałką linia 11, tak samo jak kąt kierunku wiatru  $\psi$  w stosunku do wskazówki kompasu wykazany jest na podziałce jako suma  $\delta + \alpha$  odczytanych na podziałkach kołowych 4b i 2b.

Analogiczne posunięcia należy skutecznie wówczas, gdy stosownie do opisu fig. 2 pragnie się zmienić kierunek lotu pod dowolnym kątem przy nieznanej jeszcze szybkości lotu.

#### Zastrzeżenie patentowe.

Urządzenie do ustalania żadanego kierunku lotu samolotów przy wietrze, znamienne tem, że posiada pierścień z podziałką (2) obracający się w jego podstawie (1), wewnątrz którego obraca się spółśrodkowa tarcza (3), zaopatrzona w kołową (3a) skalę odchylenia samolotu wskutek wiatru i idący wzdłuż promienia rowek, przy którym umieszczona jest podłużna skala (3c) szybkości własnej samolotu, a w którym to rowku umieszczony jest suwak (4) ze wskazówką (4a) do ustalania szybkości własnej samolotu i podziałką kołową (4b) do odczytywania względnego kierunku wiatru ( $\delta$ ), przyczem suwak ten posiada czop (5) prostopadły do tarczy dla obracającego się na nim linia 11 z podłużną skalą, szybkości

wiatru, który to linjał przy obrocie tarczy (3) w stosunku do podstawy (1) zapomocą odpowiednich środków utrzymywany jest równolegle sam do siebie, podczas gdy dla ustawienia kąтового tarczy (3) służy linjał promieniowy (12c), obracający się na osi tarczy i zaopatrzony w podłużną skalę szybkości lotu, przyczem linjał ten (12c) daje się ustawiać zapomocą wskazówki (12d) na

kąt kierunku lotu, względnie może ten kąt wykazać.

Actiengesellschaft C. P. Goerz  
Optische Anstalt  
Actiová Společnost K. P. Goerz  
Optický ústav.  
Zastępca: Inż. J. Wyganowski,  
rzecznik patentowy.

Fig. 1.

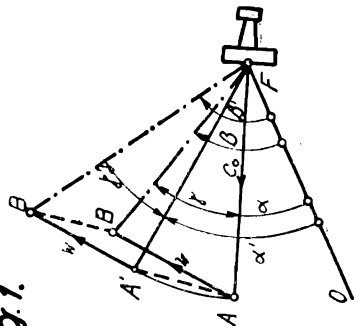


Fig. 2.

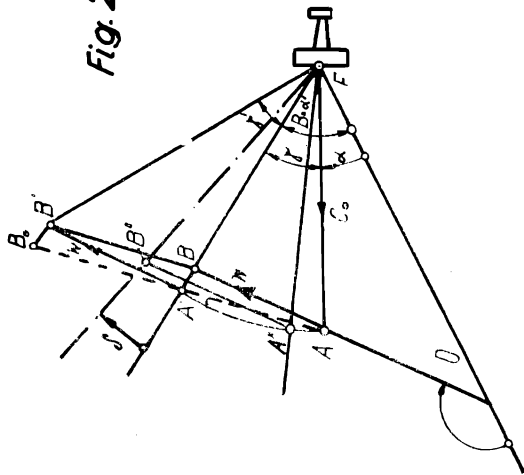


Fig. 3.

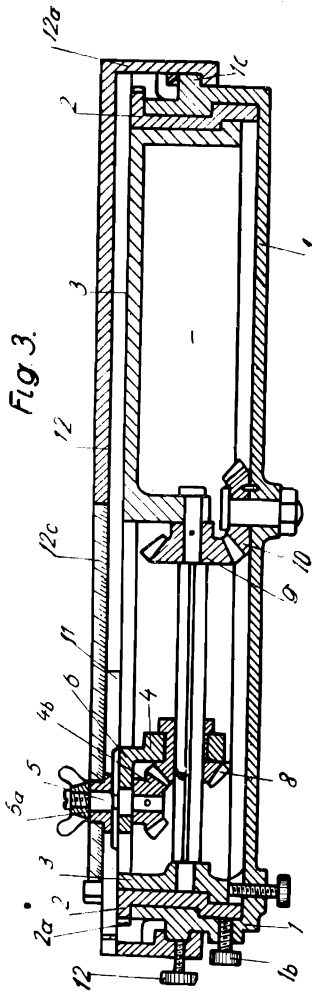


Fig. 4.

