

Warszawa, 27 lutego 1937 r.

URZĄD PATENTOWY



B61C 13/12

RZECZYPOSPOLITEJ POLSKIEJ

OPIS PATENTOWY

Nr 24342.

Kl. 62 b, 12/02.

Sperry Gyroscope Company Inc.
(Brooklyn, New York, Stany Zjednoczone Ameryki).

Silnik pomocniczy do uruchamiania sterów samolotu.

Zgłoszono 31 października 1935 r.

Udzielono 28 grudnia 1936 r.

Pierwszeństwo: 2 listopada 1934 r. (Stany Zjednoczone Ameryki).

W znanych samoczynnych urządzeniach sterowniczych, stosowanych do samolotów, rozrządzane są przy pomocy różnicowego strumienia powietrza hydrauliczne silniki pomocnicze, w celu uruchomienia sterów samolotu. W urządzeniach tych stosowane są również połączenia silników pomocniczych z urządzeniem rozrządczym do ręcznego uruchomienia sterów samolotu bez pomocy hydraulicznego silnika. Wynalazek niniejszy dotyczy silnika pomocniczego do bezpośredniego uruchomienia sterów samolotu niezależnie od położenia jego w przestrzeni oraz od działania samoczynnego urządzenia sterowniczego.

Według niniejszego wynalazku silnik

pomocniczy do sterowania samolotem zaopatrzony jest w zabezpieczający zawór, który odsuwa się przy wywarciu nań zwiększonego ciśnienia hydraulicznego otwierając samoczynnie przepływ cieczy w silniku pomocniczym, w celu umożliwienia natychmiastowego uruchomienia sterów samolotu niezależnie od działania silnika pomocniczego.

Na rysunku uwidoczniono przykład wykonania urządzenia według wynalazku.

Fig. 1 przedstawia widok z góry silnika pomocniczego wraz ze schematem układu jego połączenia ze sterami samolotu oraz z ręcznym urządzeniem sterowniczym, fig. 2 — w większej podziałce częściowy po-

dłużny przekrój jednego z cylindrów silnika pomocniczego oraz zaworu zabezpieczającego, fig. 3 — przekrój poprzeczny wzdłuż linii 3 — 3 na fig. 2, fig. 4 — boczny widok urządzenia, wreszcie fig. 5 — szczegół urządzenia, ograniczającego obrót zaworu wyłączającego.

Silnik pomocniczy według niniejszego wynalazku zawiera cylindry 1, 2, 3, po jednym cylindrze dla każdego ze sterów samolotu, a mianowicie do steru boczniowego R, do steru wysokościowego E oraz do lotek A, przy czym każdy z tych cylindrów jest rozrządzany przy pomocy głównego zaworu (nie uwidocznionego na rysunku), kierującego dopływ oleju na jedną lub drugą stronę odnośnych tłoków 4. Główny zawór jest z kolei rozrządzany przez poruszany powietrzem przyrząd różnicowy, sterowany przy pomocy przyrządu żyroskopowego. Stery samolotu są poruszane przy pomocy tłoków 4, przy czym tłoczyska 5, 6 i 7 tych tłoków są połączone na obydwóch swych końcach z odpowiednimi sterami za pomocą cięgieł. Najkorzystniej jest, gdy podczas unieruchomienia samoczynnego urządzenia sterowniczego dźwignia do ręcznego sterowania lub pedały do sterowania są połączone ze sterami za pomocą tych samych cięgieł. Cięgła steru boczniowego R są również połączone z pedałem 9 lub innym urządzeniem sterowniczym. Lotki A są połączone z dźwignią sterowniczą 10, a ster wysokościowy E połączony jest za pomocą cięgieł z dźwignią sterowniczą 11.

Na fig. 2 uwidoczniono przewody 12 i 13, połączone z głównym zaworem jednego z cylindrów urządzenia, np. cylindra 1, przy czym olej lub inny ciekły czynnik doprowadzany jest pod ciśnieniem do jednego z przewodów 12 lub 13 w celu obrócenia steru w jedną stronę, po czym olej wraca przez drugi przewód. W celu obracania steru w drugą stronę, przepływ oleju następuje w kierunku przeciwnym. Olej z przewodu 13 wpływa do komory pierście-

niowej 16 przez wylot 15. Komora 16 znajduje się między wewnętrzną powierzchnią zewnętrznej osłony 17 a obracającym z zewnątrz końcem 18 tulei 19. Olej z przewodu 12 przepływa przez otwór 20 i wewnątrz 19' tulei 19 i wypływa zeń przez otwór 21 do kanału 22, a następnie przez otwór 23 do jednego z końców cylindra 1. Wskutek wywieranego ciśnienia olej przepływa z wylotu 15, przez otwór 24 do kanału 22', a przez wylot 23' do drugiego końca tegoż cylindra 1, przy czym kanały 22 i 22' przy włączonym urządzeniu samoczynnym są oddzielone od siebie za pomocą zaworu 25, przeznaczonego do odcięcia połączenia kanałów 22 i 22'.

Zawór zabezpieczający 26 dociskany jest za pomocą sprężyny 27 do pierścieniowej powierzchni obrzeża 41 osłony 17 i zamyka zarówno kanał pierścieniowy 16, jak i wewnątrz 19' tulei 19.

Napięcie sprężyny 27 jest regulowane za pomocą śruby ustalającej 28, wywierającej nacisk na kołnierz 29, przylegający do lewego końca tej sprężyny. Na powierzchni czynne grzybka zaworu 26, zamykające wewnątrz 19' tulei 19 oraz kanały 16, do których jest wtłaczany olej, wywierane jest jednakowe ciśnienie, tak iż zawór jednakowo działa zarówno pod ciśnieniem oleju, dopływającego z przewodu 12, jak i z przewodu 13. Wskutek zwiększonego ciśnienia zawór 26 otwiera się, przy czym olej, znajdujący się pod znacznym ciśnieniem, przepływa bezpośrednio do przestrzeni, w której ciśnienie jest mniejsze, nie poruszając wtedy tłoka 4. Korzystnie jest zastosować zawory pomocnicze 31 i 32, umieszczone w grzybku zaworu 26 i przepuszczające olej, przesączały się na przeciwną stronę grzybka zaworu 26, w celu zapobiegania powstawaniu ciśnienia, wywierającego przeciwne działanie. Zawór 32 jest połączony z wnętrzem 19' tulei 19, a zawór 31 — z kanałem 16. Zawory pomocnicze 31 i 32 otwierają się w chwili,

kiedy odwrotne ciśnienie zaczyna przekraczać ciśnienie, wywierane na nie z przodu. Cylindry 2 i 3, umieszczone w osłonach 17' i 17'' (fig. 4), zaopatrzone są w podobny zawór zabezpieczający, jak zawór 26.

Jako urządzenie pomocnicze do wyłączania samoczynnego urządzenia, oddziałującego na stery, służy zawór 25, zaopatrzony w przelotowy otwór 40. Zawór 25 osadzony jest na jednym wale 33 wraz z odnośnymi zaworami 25' i 25'' cylindrów 2 i 3 (fig. 3) i na tymże wale osadzone jest koło 34 do ręcznego obracania wału 33.

Działanie całego urządzenia jest następujące. Poszczególne silniki pomocnicze, rozrządzane przy pomocy samoczynnego urządzenia sterowniczego, poruszają stery samolotu wskutek przesunięcia tłoków 4 w cylindrach 1, 2 i 3. W przypadku, gdy chodzi o wyłączenie samoczynnego urządzenia sterowniczego, lotnik obraca dźwignię 36, sterującą wał z zaworem 25, w celu uzyskania wolnego przepływu oleju, dopływającego pod ciśnieniem. Wtedy lotnik może sterować samolot poruszając ręcznie dźwignie sterownicze, połączone ze sterami, tymi samymi linkami, przy czym wówczas poruszane są również tłoki 4, na które olej już nie wywiera ciśnienia. Urządzenie to jest zwykłym urządzeniem do ręcznego sterowania podczas lądowania i wzlotu. Gdyby urządzenie wyłączające 33 — 36 zawiodło lub dla jakiegokolwiek przyczyny lotnik nie mógł wyłączyć samoczynnego urządzenia sterowniczego, to może on w dalszym ciągu sterować ręcznie samolot w każdym położeniu naciskając silniej odpowiedni pedał sterowniczy 9 lub dźwignie sterownicze 10 i 11. Zwiększony w taki sposób nacisk wywiera większe ciśnienie na olej za pomocą tłoka 4 powodując otwarcie właściwego przewodu 10 względnie 12 za pomocą zaworu 26 i umożliwiając tym samym uruchomienie sterów samolotu, a co zatem idzie, układ hydrauliczny silników pomocniczych nie może stanowić prze-

szkody do ręcznego sterowania samolotem w każdej chwili.

Zastrzeżenia patentowe.

1. Silnik pomocniczy do uruchomiania sterów samolotu, znamieny tym, że jest zaopatrzony w zabezpieczający zawór (26), który pod działaniem zwiększonego ciśnienia cieczy powoduje samoczynnie przepływ cieczy wewnątrz silnika pomocniczego, a to w celu umożliwienia pilotowi natychmiastowego oddziaływania na stery, niezależnie od działania silnika pomocniczego.

2. Silnik według zastrz. 1, znamieny tym, że jego główny tłok (4) połączony jest jednocześnie ze sterami (R, A, E) oraz ze sterowniczymi dźwigniami (10, 11) i pedałem sterowniczym (9) samolotu.

3. Silnik według zastrz. 1, znamieny tym, iż zabezpieczający zawór (26) jest wyposażony w sprężynę (27), która utrzymuje go w stanie zamknięcia wbrew działaniu ciśnienia cieczy, która wywiera z drugiej strony ciśnienie na tłok (4) silnika pomocniczego.

4. Silnik według zastrz. 1, znamieny tym, że jeden z przewodów (12, 13) do cieczy, dopływającej do silnika pomocniczego, połączony jest z komorą (19'), prowadzącą do głównego cylindra (1) po jednej stronie tłoka (4), a drugi z tych przewodów połączony jest jednocześnie z kanałem (16), prowadzącym do zabezpieczającego zaworu (26) tego silnika pomocniczego.

5. Silnik według zastrz. 3, znamieny tym, że zabezpieczający zawór (26) jest zaopatrzony w zawory pomocnicze (31, 32), w celu zapobiegania powstawaniu ciśnienia po jego przeciwnej stronie, a tym samym umożliwieniu jego sprawnego działania.

6. Silnik według zastrz. 3, znamieny tym, że czynne powierzchnie zabezpieczającego zaworu (26), na które wywierane jest ciśnienie cieczy, tłoczony przez głów-

ny tłok (4) silnika pomocniczego podczas jego ruchu w jednym czy w drugim kierunku, są jednakowej wielkości.

7. Silnik według zastrz. 1, znamieny tym, że jego cylinder (1) jest wyposażony w główny tłok (4), który jest przesuwany w tym cylindrze pod ciśnieniem cieczy, do-

prowadzanej do cylindra (1) na jedną lub drugą stronę głównego tłoka (4).

Sperry Gyroscope

Company Inc.

Zastępca: Inż. J. Wyganowski,
rzecznik patentowy.

Fig. 1.

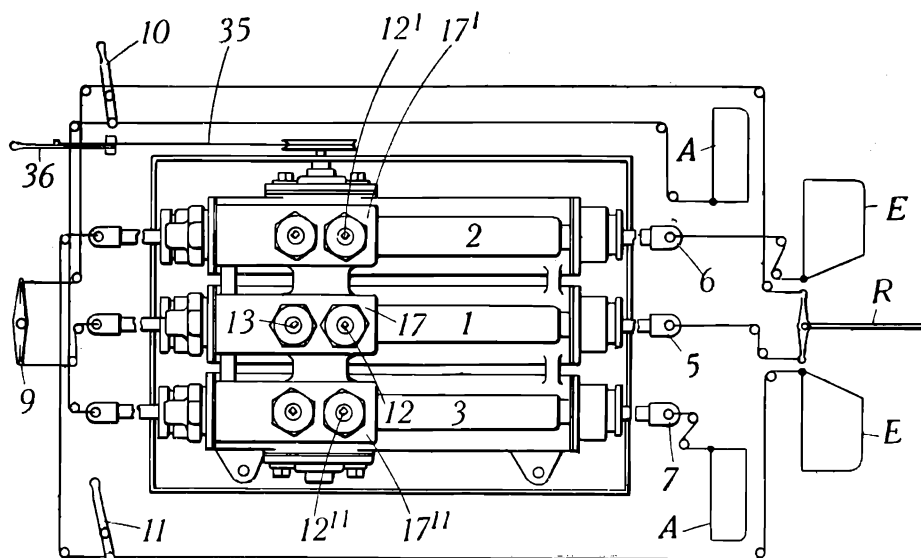


Fig. 2.

