

Warszawa, 12 września, 1935 r.

URZĄD PATENTOWY



B 64 d 27/10

RZECZYPOSPOLITEJ POLSKIEJ

OPIS PATENTOWY

Nr 21839.

Kl. 62 c, 12/01.

Aktiebolaget Milo
(Stockholm, Szwecja).

Samolot napędzany zapomocą równoprężnej turbiny gazowej.

Zgłoszono 10 lutego 1934 r.

Udzielono 10 lipca 1935 r.

Pierwszeństwo: 16 lutego 1933 r. (Niemcy).

Niniejszy wynalazek dotyczy samolotu z napędem zapomocą równoprężnej turbiny gazowej i polega zasadniczo na tem, że po stronie sprężarki zespołu równoprężnej turbiny gazowej jest umieszczone śmigło, a po drugiej stronie osiowa turbina gazowa. Kolejność części składowych, licząc od przodu ku tyłowi, jest więc następująca: śmigło, sprężarka, osiowa turbina gazowa.

Układ ten w napędzie samolotu posiada ważne zalety, gdy śmigła są umieszczone z przodu. Wiatr względny wpada wprost na sprężarkę tak, że jeżeli strona ssąca jest z przodu swobodnie otwarta, wiatr względny wpada z dużą szybkością i ciśnieniem do pierwszego stopnia sprężarki, wskutek cze-

go sprawność sprężarki może zwiększyć się znacznie. Położenie osiowej turbiny gazowej z tyłu posiada tę zaletę, że wylot turbiny osiowej może być swobodnie otwarty ku tyłowi tak, iż spaliny, uchodzące z dużą szybkością z turbiny gazowej, dają efekt rakietowy, który wzmacnia działanie śmigła.

Stosując stożkową turbinę osiową, której mniejszy wlot łączy się bezpośrednio ze sprężarką, otrzymuje się szczególnie dobre wyzyskanie miejsca, ponieważ przestrzeń, otaczająca osiową turbinę stożkową, może być wyzyskana do umieszczenia komory spalania. Sprężarka, komora spalania i turbina osiowa dadzą się więc dogodnie umie-

ścić w osłonie, z zewnątrz zupełnie gładkiej, a więc nie stawiającej oporu. Zespół może ewentualnie współdziałać z regeneratorem, służącym do podgrzewania powietrza, wtłaczanego ze sprężarki przed wlotem do komory spalania. Stosując taki regenerator, umieszcza się go w kierunku osi za turbiną, licząc w kierunku lotu.

Inne szczegóły wynalazku są ujawnione w poniższym opisie przykładów wykonania. Fig. 1 przedstawia samolot z dwiema gazowymi turbinami równoprężnymi, fig. 2 — zwiększony przekrój turbiny gazowej, fig. 3 — widok tej turbiny z tyłu, fig. 4 — zespół turbiny gazowej z regeneratorem, fig. 5 — przekrój wzdłuż linii V — V na fig. 4.

W samolocie, składającym się z kadłuba 61, ogona 62 i skrzydeł 63, są umieszczone z prawej i lewej strony kadłuba równoprężne turbiny gazowe 64. Każda turbina składa się ze sprężarki 65, stożkowej turbiny osiowej 66 i komory spalania 67, przyczem wszystkie te części są umieszczone w otaczającej je osłonie 68, którą najlepiej wykonać w kształcie linii prądu.

Na wale zespołu z przodu jest osadzone śmigło 69. Wiatr względny wchodzi przez pierścieniowy przewód ssący 70 sprężarki 65, ulega w niej sprężeniu, poczem wchodzi do komory spalania 67, do której w znany sposób jest wtryskiwane paliwo, wskutek czego powietrze zostaje znacznie ogrzane, poczem wykonywa w turbinie 66 pracę i uchodzi z niej przez otwór wylotowy 71 w kierunku osiowym ku tyłowi.

Na rysunku jest widoczna zwarta i prosta budowa zespołu oraz prowadzenie powietrza w ten sposób, że wiatr względny wchodzi w kierunku osiowym przeciwnym do kierunku lotu i spaliny uchodzą z zespołu turbiny również w kierunku osiowym, przeciwnym do kierunku lotu.

Szczegóły konstrukcyjne zespołu turbiny i sprężarki są przedstawione w zwiększonej podziałce na fig. 2 i 3.

We wspólnej osłonie są osadzone na

wspólnym wale sprężarka A i turbina osiowa B. Wał jest wydrążony i składa się z kilku rur, połączonych ze sobą złączami 1, 2 i osadzonych z obydwóch stron w łożyskach 3 i 4. W środku wał jest podparty jeszcze łożyskiem pośrednim 5.

Sprężarka wsysa powietrze przez otwór 6 i spręża je, np. do 3 atm. Sprężone powietrze uchodzi na końcu sprężarki przez pierścieniową szczelinę 7, opływa ku tyłowi w kierunku strzałki komorę spalania 8 i wchodzi przez otwór 9 do wnętrza komory spalania. W komorze tej jest umieszczony szereg lejków 10, przez które otworem 11 wchodzi pierwotny prąd powietrza, do którego jest wtryskiwane paliwo, np. ropa, przez szereg dysz 12, rozmieszczonych równomiernie na obwodzie. Paliwo zapala się w znany sposób. Dzięki spalaniu się paliwa w komorze spalania 8 sprężone powietrze ogrzewa się do bezwzględnej temperatury 800° i wyżej. Powietrze o tej temperaturze przechodzi do turbiny przez pierścieniowy kanał 13, przylegający do komory spalania 8. Średnią średnicę pierwszych kół obiera się jak najmniejszą, a więc np. 200 mm w turbinie według fig. 1. Długość łopatek wynosi według wynalazku 20% średniej średnicy łopatek, a więc 40 mm. W przykładzie wykonania wynalazku, przedstawionym na fig. 1, turbina gazowa może służyć za silnik do napędu pojazdu śmigłowego, np. samolotu. W tym przypadku nie ma potrzeby wyzyskiwania w łopatkach turbiny całej energii gorącego czynnika. Z ostatniego stopnia turbiny osiowej gazy mogą uchodzić z dużą szybkością nazewnątrz. Siła reakcji daje efekt rakietowy, który pędzi samolot naprzód. W tym przypadku stosunek łopatek po stronie wylotowej może być inny niż na stronie wlotowej, tak iż długość łopatek w stosunku do średniej średnicy jest mniejsza od strony wlotowej.

Komorę spalania 8 opisywanego przykładu jest zbiornikiem pierścieniowym, którego przekrój, widoczny na fig. 1, otacza jak

gdyby płaszczem osłonę turbiny. Przez komorę spalania 8 przechodzą do końca w pobliżu sprężarki kanały 32 tak, iż powietrze, otrzymywane ze sprężarki 7, może przepływać przez kanały 32 pomiędzy osłoną turbiny i wewnętrzną ścianką 15 komory spalania. Część powietrza, dostarczonego ze sprężarki przebiega drogę, oznaczoną strzałką 16, naokoło zewnętrznej ścianki komory spalania i wchodzi przed pierwszą łopatkę turbinową 17 do turbiny w kierunku strzałki 18. Część sprężonego powietrza otacza przeto ustawicznie zewsząd komorę spalania, stanowiąc warstwę otuliny cieplnej i chroniąc w ten sposób wrażliwe części instalacji w rodzaju np. uszczelnienia 19 oraz łożyska 5 od bezpośredniego oddziaływania promieni cieplnych komory spalania 8.

Ogólna konstrukcja jest następująca.

Osłona sprężarki składa się w znany sposób z części 20, 21 i 22. Ostatnia część zawiera wpustowy kanał 6 i łożysko 3. Do części 21 jest przypocony stożek blaszany 23, podtrzymujący w środku łożysko pośrednie 5. Do stożka blaszanego jest przymocowany pierścień 24, np. zapomocą spawania, służący do podtrzymywania osłony turbiny i jej środkowania, a mianowicie w sposób następujący.

Lewy koniec osłony 25 turbiny ma kształt stożka 26, zakończonego pierścieniowym kołnierzem 27. Pierścieniowy kołnierz 27 otacza pierścień 24, łącząc się z nim zapomocą sworznia 54, który pozwala na wydłużanie się, tak iż ewentualne wydłużenia w kierunku promieni i wynikające stąd zmiany średnic pierścienia 24 i kołnierza pierścieniowego 27 mogą się wyrównywać.

W ścianie końcowego stożka 26 znajdują się wycięcia 27, przez które mogą przechodzić króćce 32, łączące się z komorą pierścieniową 31, której prawy pierścieniowy otwór 13 łączy się bezpośrednio z wlotem turbiny.

Według wynalazku cała osłona turbiny jest wykonana jako jedna całość bez szcze-

lin, dzięki czemu nadaje się do bardzo wysokich temperatur roboczych, przy których osłona turbinowa, składająca się z kilku części, byłaby mniej odpowiednia. Średnica osłony 25 turbiny, jak widać na fig. 1, wzrasta od jednego stopnia do drugiego schodkowo, a wewnątrz osłony jest również wykonane schodkowo. Ścianki są stosunkowo cienkie, a ponieważ osłona jest jednolita, przeto ścianki osłony mogą bardzo szybko przyjąć temperaturę otoczenia, ogrzewając się tak samo, jak i wał, dla którego warunki doprowadzania ciepła są korzystniejsze. Wirnik składa się z wydrążonego wału 33, na którym na zewnętrznym obwodzie są umieszczone tarcze 34, tworzące z wałem jedną całość. W tarczach są umocowane w odpowiedni sposób łopatki turbinowe zapomocą znanych połączeń, np. rowka i krawędzi w kształcie jaskółczego ogona, przyczem połączenie to zabezpiecza się zapomocą dodatkowego spawania zwłaszcza przed spęłaniem.

Z osłoną sprężarki łączy się zewnętrzna osłona 41, która z tyłu jest zakończona pierścieniowym kołnierzem 42, połączonym z osłoną np. spawaniem w miejscu 43. Do kołnierza tego jest przymocowana pierścieniowa blacha 44, do której jest przymocowany lejkowaty wylot 45 osłony 25 turbiny. Wewnątrz lejkowatego wylotu 45 są umieszczone żebra nośne 46, najlepiej o przekroju w kształcie linii prądu, podtrzymujące zapomocą blachy pierścieniowej 47 końcowe łożysko 4. Piasta turbiny i końcowe łożysko są osłonięte z zewnątrz kołpakiem 48 w kształcie linii prądu, przyczem największa średnica tego kołpaka znajduje się w tym miejscu, gdzie kołpak przechodzi na ostatni wieńiec łopatek. Kołpak z tyłu posiada kształt zaokrąglonego ostrza 49. Taka konstrukcja kołpaka ma na celu umożliwienie odpływu spalin z turbiny ku tyłowi bez strat, co jest szczególnie ważne wtedy, gdy turbina ma działać jednocześnie jako turbina rakietowa.

Tarcza 44, do której wewnętrzny obwód jest przymocowana część wylotowa 45 osłony turbiny, posiada według wynalazku podatność dzięki odpowiednio małej grubości blachy, tak iż mogą wyrównywać się różne odkształcenia zewnętrznej 41 i wewnętrznej 25 osłon turbiny. Ponieważ łożysko końcowe 4 jest wykonane jako łożysko osiowe i znajduje się u wylotu 45 turbiny, przeto i wał może wydłużać się bez przeszkód w tym samym stopniu, co i osłona, dzięki czemu różnice wydłużeń osiowych wirnika i osłony są zmniejszone do minimum.

W przykładach według fig. 4 i 5 zastosowano regeneratorek. Regeneratorek ten jest wymiennicą ciepła, w której spaliny turbiny zostają wyzyskane do podgrzania powietrza ze sprężarki przed wlotem do komory spalania. Zewnętrzna ścianka osłony, która otacza komorę spalania, jest oznaczona liczbą 41. Z osłoną tą jest połączona kołnierzem 72 osłona 73, połączona z kolei kołnierzem 74 z regeneratorem. Od osłony 73 odgałęziają się kanały 75 i 75', które, jak widać na fig. 5, są względem siebie przesunięte. Kanały te przechodzą przez regeneratorek 77 i kończą się z drugiej strony kanałami końcowymi 76 lub 76', które są połączone z wewnętrznymi kanałami 78 i 78' na gorące powietrze. Pośrednie przegrody 79, stanowiące ograniczenie kanałów 78, 78', są zakończone w płaszczyźnie połączenia pierścieniowym kołnierzem 72 i są wpuszczone do otwartych żłobków 80 w zewnętrznej ścianie 81 komory spalania. Wewnętrzna ścianka 82 komory spalania posiada również żłobki 83, w które jest wpuszczona wewnętrzna ścianka 84 kanałów 78 lub 78'.

Tłoczone ze sprężarek powietrze przepływa jak wskazują strzałki naokoło ścianki 81 komory spalania do regeneratora 77. Po podgrzaniu w regeneratorze powietrze przechodzi przez kanały 78 lub 78' z powrotem do otworu pierścieniowego 84 komory spalania i stamtąd znowu przechodzi

do turbiny, której spaliny uchodzą przez wylot pierścieniowy 85 i przepływają w kierunku strzałek przez regeneratorek, skąd uchodzą ostatecznie na zewnątrz.

Przy takiej konstrukcji regeneratora potrzeba, by przegrody 81 lub 79 i wewnętrzne ścianki ograniczające 84 lub 82 były utrzymywane luźno w żłobkach 80 lub 83, a regeneratorek był połączony z osłoną zespołu zapomocą zewnętrznego pierścienia 72. Tylko to połączenie powinno być szczelne. W połączeniu żłobkowym wystarczy poprostu włożenie do żłobka, ponieważ nie wchodzi tu w grę znaczniejsza różnica ciśnień. Ważną zaletą jest również to, że powietrze przechodzące ze sprężarki znajduje się na zewnętrznym obwodzie urządzenia do wymiany ciepła i tem samem jakby stanowi izolację cieplną regeneratora od zewnątrz, podczas gdy ogrzane powietrze przepływa przez kanały wewnętrzne 78, 78', a więc jest chronione z zewnątrz przed ochłodzeniem.

Zastrzeżenia patentowe.

1. Samolot napędzany zapomocą równoprzężnej turbiny gazowej, znamieny tem, że po jednej stronie sprężarki jest umieszczone śmigło, a po drugiej stronie osiowa turbina gazowa.

2. Samolot według zastrz. 1, znamieny tem, że turbina jest wykonana jako turbina stożkowa, której wlotowa strona, łącząca się ze sprężarką, jest mniejsza.

3. Napęd samolotu według zastrz. 1 i 2, znamieny tem, że w przestrzeni, otaczającej stożkową turbinę osiową, jest umieszczona komora spalania.

4. Napęd samolotu według zastrz. 1, w którym spaliny turbiny osiowej służą do napędu regeneratora, znamieny tem, że regeneratorek, licząc w kierunku jazdy, leży za turbiną osiową w kierunku jej osi.

5. Napęd samolotu według zastrz. 1 i 4, znamieny tem, że regeneratorek jest umieszczony w części (73) osłony, która jest po-

łączona kołnierzem z osłoną (41), otaczającą osłonę turbiny i komory spalania, przy czem kanały dopływowe i odpływowe (73, 73' lub 78, 78') powietrza do regeneratora są pierścieniowe, a brzegi opierają się o odpowiednio wykonane brzegi (żłobki 80, 83) osłony, otaczającej turbinę.

6. Napęd samolotu według zastrz. 1 i 5, znamienny tem, że powietrze, sprężone w sprężarce, jest prowadzone tak, iż izoluje ciepłnie od zewnątrz powietrze, dopływające do komory spalania lub do osłony turbiny

oraz dopływające z regeneratora do komory spalania.

7. Napęd samolotu według zastrz. 1 — 6, znamienny tem, że przekrój przepływu środka napędowego najpierw wzrasta stopniowo, poczynając od wlotu turbiny, a następnie maleje aż do wylotu z samolotu.

Aktiebolaget Milo.
Zastępca: M. Skrzykowski,
rzecznik patentowy.

Fig.1

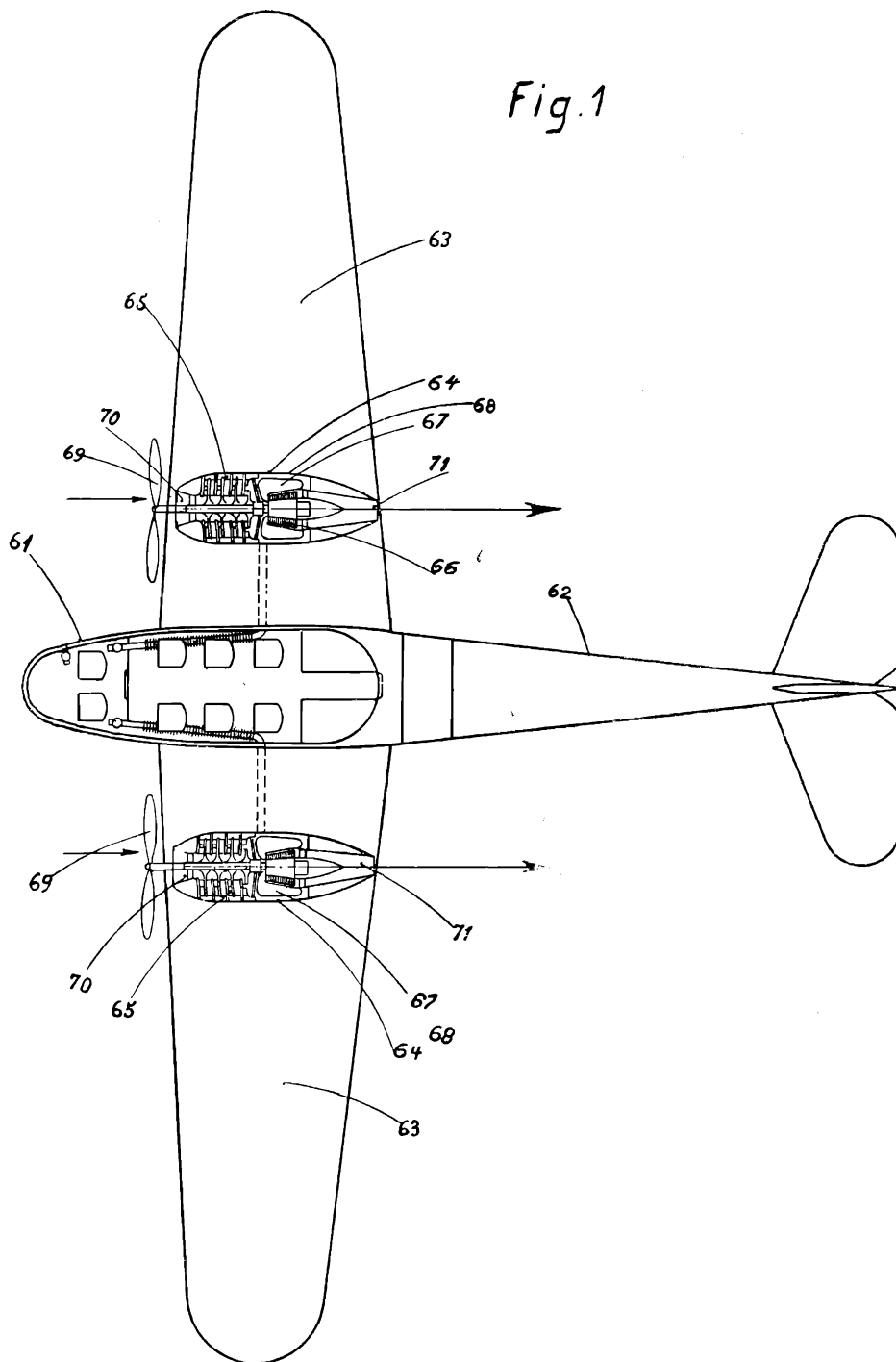


Fig.2

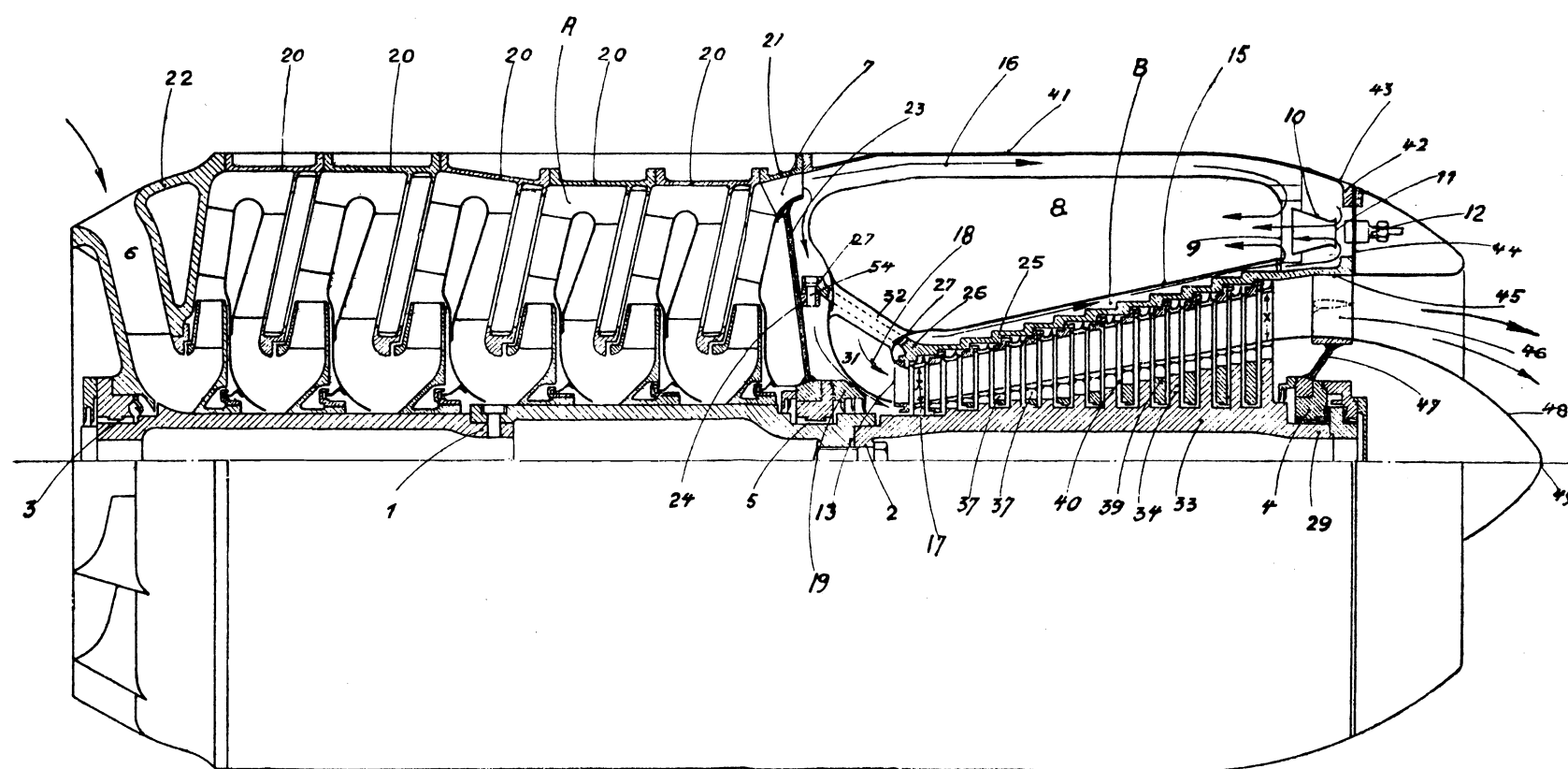


Fig.3

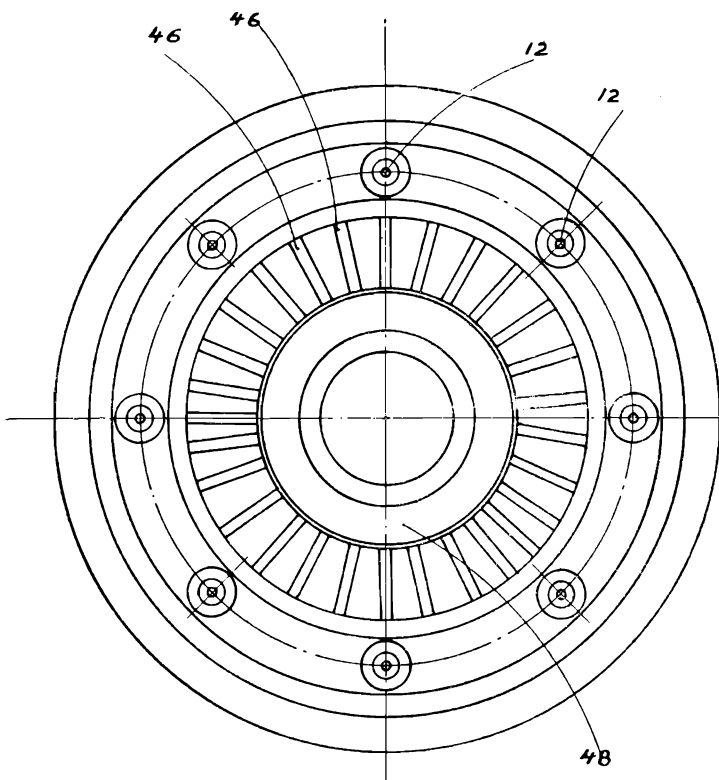


Fig. 5

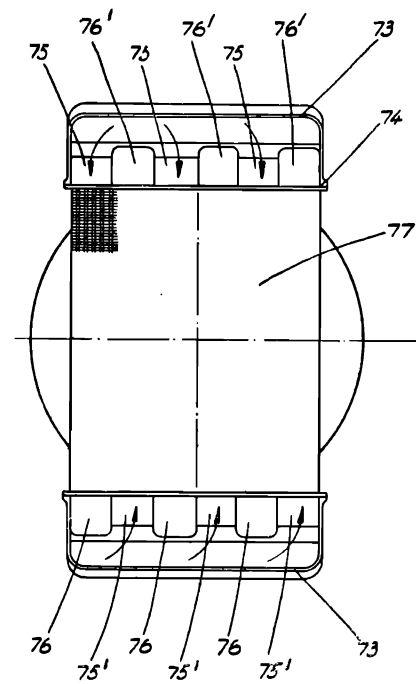


Fig. 4

