

RZECZPOSPOLITA
POLSKA



Urząd Patentowy
Rzeczypospolitej Polskiej

(12) **OPIS PATENTOWY** (19) **PL** (11) **241949**
(13) **B1**

(21) Numer zgłoszenia: **434194**

(22) Data zgłoszenia: **04.06.2020**

(51) Int.Cl.

F42B 10/66 (2006.01)

F02K 9/84 (2006.01)

F02K 9/90 (2006.01)

(54)

Dysza wylotowa silnika rakietowego

(43) Zgłoszenie ogłoszono:

25.01.2021 BUP 02/21

(45) O udzieleniu patentu ogłoszono:

27.12.2022 WUP 52/22

(73) Uprawniony z patentu:

POLITECHNIKA ŚWIĘTOKRZYSKA, Kielce, PL

(72) Twórca(y) wynalazku:

MARTA GRZYB, Kielce, PL

ŁUKASZ NOCOŃ, Bolmin, PL

ŁUKASZ NOWAKOWSKI, Leszczyny, PL

PIOTR SZMIDT, Kielce, PL

(74) Pełnomocnik:

rzecz. pat. Kamil Kot

PL 241949 B1

Opis wynalazku

Przedmiotem wynalazku jest dysza wylotowa silnika raketowego, sterująca kierunkiem wypadkowej wektora ciągu silnika pocisku raketowego.

Sterowanie wektorem ciągu silnika raketowego wykorzystywane jest do zwiększenia skuteczności działania systemu sterowania lotem pocisku raketowego, zmniejszenia udziału wykorzystania aerodynamicznych powierzchni sterowych (np. ster wysokości, ster kierunku), rozszerzenia możliwości działania podczas lotu oraz zwiększenie bezpieczeństwa lotu pocisku raketowego.

Sterowanie wektorem ciągu może być realizowane przy użyciu sterów strumieniowych, znajdujące się w strumieniu gazów wylotowych, ruchomego dyfuzora, klap strumieniowych, zasuw sterów gazodynamicznych, klap odchylających ciąg, dysz dwuwymiarowych lub symetrycznych osiowo dysz sterujących, które umożliwiają odchylanie strumienia gazów wylotowych od osi silnika.

Innym sposobem na sterowanie wektorem ciągu było zastosowanie w latach osiemdziesiątych XX wieku dysz dwuwymiarowych. Pomimo zalet, jakie wykazywała taka konstrukcja, miała ona również swoje słabe strony. Jedną z nich jest fakt, że mogą odchylać wektor ciągu silnika tylko w jednej płaszczyźnie, pionowej. Pozwala to na sterowanie pochyleniem pocisku raketowego. W celu pokonania tej niedogodności opracowano najnowszy rodzaj dysz, a dokładnie symetryczne osiowo dysze sterujące (ang. Axisymmetric Vectoring Nozzle – AVEN). Pozwalają one na odchylanie strumienia gazów wylotowych od osi silnika w dowolnym kierunku.

Istnieją rozwiązania, które do sterowania wektorem ciągu silnika raketowego stosują jedną, a także dwie lub więcej dysz. Rozwiązania mechanizmów z pojedynczymi dyszami do sterowania kierunkiem wektora ciągu silnika raketowego wykorzystują mechaniczne odchylenie dyszy lub komory ciągu, wprowadzenie do strumienia wylotowego gazów żaroodpornych, ruchomych elementów, które wywołują siły aerodynamiczne i powodują wychylenie części przepływu gazów, wprowadzenie płynu w wydzielonej części dyszy, powodując w ten sposób asymetryczne zniekształcenie naddźwiękowego przepływu gazów, oddzielenie urządzenia wytwarzającego siłę ciągu, które nie jest częścią głównego przepływu przez dyszę.

W rozwiązaniach posiadających układ przegubowy lub kardanowy, gdzie przegub umożliwia obrót tylko wokół jednej osi, podczas gdy przegub kardanowy jest zasadniczo przegubem uniwersalnym, cały silnik jest obracany na łożysku. W ten sposób następuje zmiana kierunku wektora ciągu. Zaletą takiego rozwiązania jest to, że dla małych kątów system ten ma znikome straty dla impulsu właściwego. Rozwiązanie to posiada wadę, ponieważ wymaga stosowania elastycznych zestawów paliwowych, tak zwanych mieszków, aby umożliwić przepływ paliwa ze zbiorników obiektu do ruchomego silnika.

Kolejnym rozwiązaniem stosowanym do sterowania kierunkiem wektora ciągu silnika raketowego są łopatki strumieniowe, które stanowią pary żaroodpornych, aerodynamicznych elementów w kształcie skrzydła umiejscowionych w strumieniu gazów wylotowych dla stałej, nieruchomej dyszy raketowej. Wadą tego rozwiązania jest to, że wychylenie łopatek powoduje dodatkowy opór tzw. opór aerodynamiczny. Opór zwiększa się przy większych odchyleniach łopatek. Występuje również zjawisko erozji powierzchni łopatek. Grafitowe łopatki odrzutowe były używane w niemieckiej rakiecie V-2 w czasie II wojny światowej oraz w pociskach raketowych Scud.

Innego typu rozwiązaniem konstrukcyjnym są kłapy strumieniowe. Ważnym czynnikiem termicznym tego typu konstrukcji jest oddzielenie systemów silnika na paliwo stałe (ang. solid rocket motor SRM) i TVC oraz modułowość. Uzyskanie efektywnej w działaniu konstrukcji w postaci kłap strumieniowych, wpływa na zwiększenie jej objętości oraz utracie ciągu.

Konstrukcje z ruchomymi kłapami charakteryzuje możliwość sterowania kątem przechylenia oraz brak utraty ciągu. Ale ich największą wadą jest złożoność konstrukcyjna.

W pociskach Thor i wczesnej wersji rakiety Atlas użyto małych pomocniczych komór ciągu. Zapewniają one kontrolę podczas pracy głównego silnika raketowego. Są one zasilane z tego samego systemu zasilania, co główny silnik raketowy.

Strumień wtórnego płynu wprowadzonego przez ścianę dyszy do głównego strumienia gazów powoduje powstanie skośnych drgań w rozchodzącej się części dyszy, powodując niesymetryczny rozkład głównego strumienia gazu, w wyniku czego powstaje siła boczna. Wtórna ciecz może być gromadzona w postaci cieczy lub gazu z oddzielnego generatora gorącego gazu, bezpośredniego odpowietrzania z komory lub wtrysku katalizowanego monopropylenu. Kiedy wychylenia są małe mamy system

niskich strat, ale w przypadku dużych momentów, duże siły boczne, ilość wtórnej cieczy staje się nadmierna. System ten znalazł zastosowanie w kilku dużych rakietach na paliwo stałe, takich jak Titan III C oraz jednej wersji Minuteman.

Pośród wszystkich typów wychyleń mechanicznych, najbardziej wydajne są dysze ruchome oraz silnik z zawieszeniem kardanowym. Nie zmniejszają one znacząco ciągu i są stosunkowo lekkie w porównaniu z innymi typami mechanizmów. Używany w silnikach na paliwo stałe system TVC ma uformowany, wielowarstwowy zespół łożysk, który działa jak uszczelnienie, łożysko przenoszące obciążenie i wiskoelastyczne zginanie. Wykorzystywana jest deformacja ułożonego zestawu podwójnie zakrzywionych elastomerowych (gumowych) warstw pomiędzy blachami sferycznymi w celu przeniesienia obciążeń i umożliwienia odchylenia kąтового osi dyszy. Elastyczna dysza uszczelniająca została zastosowana w rakietach nośnych i dużych strategicznych pociskach raketowych, gdzie ekstremalne temperatury środowiska są umiarkowane.

Znany jest z publikacji opisu patentowego US3142153 system do kierowania wektora ciągu silnika raketowego, realizowany przez zespół czterech dyszy silnika raketowego, zamontowanych na końcu pocisku. Każdą z tych dysz można podłączyć do oddzielnego lub wspólnego silnika raketowego w zależności od konkretnej wydajności i wymagań projektowych systemu. Każda z dysz posiada dyfuzor, który może być odchylany w płaszczyźnie prostopadłej do płaszczyzny zawierającej oś centralną pocisku oraz dysze.

Znany jest z publikacji opisu patentowego US3069852 układ do wektoryzacji ciągu realizujący odchylenie strumienia gazów od osi dyszy silnika raketowego. Wokół poszerzonego końca dyszy znajduje się pusty zawór kulowy, który jest otwarty na przeciwstawnych końcach i zamontowany obrotowo. Serwomotor obraca zawór wokół osi tak, aby wychylać strumień gazu wychodzący z dyszy w jednym lub drugim kierunku. W wyniku tych wychyleń strumienia gazów możliwa jest zmiana kierunku lotu pocisku raketowego. Układ ten nie posiada uszczelek pierścieniowych, charakteryzuje się stosunkowo dużymi szczelinami, w celu wyeliminowania zamarzania, zmniejszenia ciężaru i kosztów konstrukcji, przy jednoczesnym utrzymaniu wysokiej sprawności urządzenia. Inny ważnym elementem konstrukcji jest to, że mechanizm napędowy do przesuwania lotek może być umieszczony na zewnątrz kadłuba, ponieważ występuje przestrzeń pomiędzy dyszą a osłoną gorącej dyszy.

Znany jest z publikacji opisu patentowego US3090198 system sterowania dyszy obrotowej z dyfuzorem, która jest wychylana w celu osiągnięcia zadanego położenia przez dysze pomocnicze. Ruchoma połowa dyszy i dyfuzora jest połączona obrotowo z drugą nieruchomą połową dyszy za pomocą pierścienia kardanowego z możliwością wykonania 360-stopniowego obrotu ruchomej części dyszy.

Znany jest z publikacji opisu patentowego US3230708 sterowany silnik raketowy z kulistymi dyszami i środkami chłodzącymi. Rozwiązanie dotyczy silników reakcyjnych, a w szczególności do ulepszonej osiowo dyszy wylotowej. Rozwiązanie umożliwia obracanie dysz wylotowych strumienia gazów w celu sterowania wektorem ciągu. Ruchoma dysza silnika raketowego wyposażona jest w przegub kardanowy na końcu komory ciągu i składa się z pierścienia kardanowego, który obraca się w płaszczyźnie pionowej za pomocą rozmieszczonych na średnicy sworzni obrotowych. Pary ramion podporowych dyszy zamontowanych na sworzniu połączonych z pierścieniem kardanowym w celu umożliwienia ruchu w płaszczyźnie poziomej z wykorzystaniem rozmieszczonych na średnicy sworzni obrotowych. W ten sposób dysza silnika, może być łatwo przesuwana lub obracana do pożądanego położenia kąowego względem osi komory ciągu za pomocą zdalnie sterowanych siłowników do zmiany wektora ciągu silnika raketowego.

Z publikacji opisu patentowego US3659788 znany jest zespół dysz strumieniowych, składający się z korpusu o zakrzywionej powierzchni nośnej zapewniającej miejsce osadzenia dla wychylnego elementu dyszy, wewnątrz którego podczas pracy może przepływać strumień napędowy. Dodatkowe elementy zespołu stanowią siłownik, który powoduje obracanie się elementu dyszy względem korpusu, kanał doprowadza płyn chłodzący i/lub smarujący powierzchnię oraz element kołnierзовый przymocowany do dyszy. Obudowa posiada wspornik, na którym znajduje się zamontowany co najmniej jeden siłownik, za pomocą którego nachylenie elementu dyszy do osi podłużnej obudowy może być zmieniane. W przypadku, gdy siłownik działa dwukierunkowo, pojedynczy siłownik może być wystarczający do nachylenia i obrotu elementu dyszy. Dla przypadku, gdy mamy do dyspozycji siłowniki jednostronnego działania, wymagana jest para takich siłowników rozmieszczonych naprzeciwko elementu dyszy.

Opisane powyżej rozwiązania odznaczają się jedną wspólną niedogodnością, a mianowicie w celu szybkiej zmiany toru lotu pocisku raketowego musi nastąpić odchylenie strumienia gazów od osi dyszy silnika raketowego przez wychylenie kątowe dyszy. Manewrowość pocisku raketowego w tych

przypadkach zależy od szybkości realizowania tego wychylenia oraz kąta wychylenia osi dyszy względem osi pocisku raketowego. Są to dwa warunki, które posiadają ograniczenia, ponieważ większy kąt wychylenia wiąże się z koniecznością przebycia większej drogi przez napęd, co wydłuża czas reakcji układu sterowania. Ponadto zakresy wychyleń kątowych dysz w pociskach raketowych ze względu na ich konstrukcje posiadają ograniczenia, a dodatkowo napędy układów wykorzystywanych w układach sterowania posiadają ograniczenia w prędkości działania. Kolejną niedogodnością jest zastosowanie systemów napędowych na korpusie rakiety lub układu wykonawczego co wydłuża całą konstrukcję i wymaga zastosowania dodatkowych elementów np. w postaci ramion dźwigni i cięgien. Większa liczba ruchomych elementów mechanicznych może podnosić awaryjność systemów sterowania.

Znana jest z publikacji zgłoszenia wynalazku US2005016158 obrotowa dysza silnika raketowego, która zawiera ruchomą część rozbieżną i część statyczną przymocowaną do tylnej ściany końcowej komory spalania silnika. Łącznik przegubowy z mocowaniem Cardana łączy ruchomą część rozbieżną dyszy z częścią statyczną, przy czym ruchoma część rozbieżna i część statyczna są we wzajemnym kontakcie za pośrednictwem odpowiednich powierzchni kulistych. Sprężyste elementy powrotne są umieszczone pomiędzy ruchomą rozbieżną częścią dyszy a statyczną częścią i działają na ruchomą rozbieżną część w celu popychania jej w kierunku statycznej części tak, aby zachować kuliste powierzchnie stykające się ze sobą dla dowolnej pożądanej orientacji dyszy.

Ciągły rozwój techniki stwarza nieustającą potrzebę konstruowania układów wykonawczych sterowania w tym kierunku wektora ciągu silnika raketowego. W systemach raketowych istnieje zapotrzebowanie na opracowanie układów wykonawczych sterowania kierunkiem lotu pocisku, które będzie można wykorzystywać w różnych typach pocisków raketowych poprawiając ich manewrowość, bez znaczącego zwiększania objętości korpusu pocisku raketowego i jednocześnie przy zminimalizowaniu ilości ruchomych układów napędowych.

Celem niniejszego wynalazku jest opracowanie konstrukcji dyszy wylotowej silnika raketowego charakteryzującej się minimalną długością przy jednoczesnym zwiększeniu manewrowości pocisku raketowego, przy minimalnej liczbie układów napędowych oraz niewielkich kątach wychylenia dyfuzora i łopatek strumieniowych.

Rozwiązanie, według wynalazku eliminuje wyżej wymienione ograniczenia. Dzięki konstrukcji dyszy, możliwe będzie sterowanie kierunkiem wektora ciągu silnika raketowego, w którym odchylenie strumienia gazów od osi dyszy silnika raketowego, realizowane będzie za pomocą skrętnej dyszy oraz uchylnych łopatek strumieniowych. Pozwoli to na skrócenie czasu reakcji układu sterowania, poprawi manewrowość pocisków raketowych oraz pozwoli na stosowanie napędów o mniejszych przemieszczeniach liniowych lub kątowych.

W rozwiązaniu, według wynalazku, przedstawiono połączenie ruchomej dyszy z łopatkami znajdującymi się w strumieniu gazów wylotowych silnika raketowego. W konstrukcji układu wykonawczego zastosowano siłowniki, które w sposób proporcjonalny odchylają dyszę oraz łopatki strumieniowe.

Dysza wylotowa silnika raketowego, posiadająca korpus w kształcie tulei z kołnierzem, do którego przykręcona jest tarcza kulowa, przy czym na tarczy kulowej osadzona jest uchylnie panewka kulowa oraz dysza, zaś panewka kulowa połączona jest z tarczą kulową oraz z dyszą za pomocą czterech sworzni, przy czym w otworach znajdujących się w górnej części dyszy zamontowane są skrętnie czopy, a na końcach czopów zamontowane są łączniki, które za pomocą przegubów połączone są kolumnami teleskopowymi ze wspornikami przykręconymi do tarczy kulowej, charakteryzuje się tym, że panewka kulowa połączona jest z tarczą kulową z wewnętrznym ożebrowaniem oraz z dyszą dodatkowo za pomocą łożysk, osadzonych w piastach tarczy kulowej i w deklach przykręconych do dyszy, przy czym łożyska osadzone są w deklach, a łożyska osadzone są w piastach tarczy kulowej, przy czym wewnątrz dyszy zamontowane są skrętnie łopatki.

Korzystnie, pomiędzy korpusem rakiety, niepokazanym na rysunku, a tarczą kulową znajduje się element sprężysty w postaci uszczelki, którego zadaniem jest uszczelnienie przestrzeni pomiędzy dyszą i tarczą kulową.

Wynalazek umożliwia sterowanie lotem pocisku raketowego przez zastosowanie wychylnej dyszy oraz skrętnych łopatek znajdujących się w jej wnętrzu. Zależność geometryczna oparta na zamocowaniu dolnej części siłownika w połowie długości między osią obrotu dyszy a osią obrotu czopu łopatki wpływa na wychylanie się łopatki względem płaszczyzny symetrii dyszy. Każda łopatka wychyla się o właściwą wartość kątową zgodnie z tą zależnością. Wychylenie dyszy w dowolną stronę powoduje dodatkowe odchylenie się łopatek strumieniowych od płaszczyzny symetrii dyszy. Układ wykonawczy

sterowania kierunkiem lotu pocisku raketowego umożliwia dzięki zamontowaniu w uchylnej dyszy skrętnych łopatek strumieniowych stosowanie mniejszych kątów wychylenia elementów sterujących lotem pocisku raketowego oraz znacznie skraca długość całego układu wykonawczego. Wynalazek, dzięki swojej modułowej konstrukcji oraz swojej uniwersalności, może być stosowany w większości sterowanych pocisków raketowych. Ożebrowanie powierzchni wewnętrznej tarczy kulowej stabilizuje temperaturę całą konstrukcję, wzmacnia i zmniejsza masę.

Przedmiot wynalazku uwidoczniono w przykładach wykonania na rysunku, na którym fig. 1 przedstawia widok z góry dyszy wylotowej silnika raketowego, fig. 2 – widok z boku dyszy, fig. 3 – przekrój A-A z fig. 1, fig. 4 – przekrój B-B z fig. 1, a fig. 5 – przekrój C-C z fig. 2.

Dysza wylotowa silnika raketowego przykręcona jest do korpusu silnika raketowego, niepokazanego na rysunku, za pomocą tarczy kulowej **2** posiadającej wewnątrz ożebrowanie **13**. Na tarczy kulowej **2** osadzono uchylne panewkę kulową **7**, w punkcie obrotu **16** następnie dyszę **10**. W punkcie obrotu **16** przecina się oś dyszy **15** oraz oś rakiety **17**. Panewka kulowa **7** połączona jest z tarczą kulową **2** oraz z dyszą **10**, za pomocą czterech sworzni **5** oraz łożysk **6**, **18** osadzonych w dwóch piastach **19** tarczy kulowej **2** i w dwóch deklach **4** przykręconych do dyszy **10**. Łożyska **6** osadzone są w deklach **4**, a łożyska **18** osadzone są w piastach **19** tarczy kulowej **2**. Wewnątrz dyszy **10** w otworach znajdujących się w górnej jej części zamontowane są skrętnie za pośrednictwem czopów **11** łopatki **12**. Na końcach czopów **11** łopatek **12** zamontowane są łączniki **9**, które za pomocą przegubów połączone są siłownikami **8** z wspornikami **3** przykręconymi do tarczy kulowej **2**. Pomiędzy korpusem silnika raketowego, niepokazanego na rysunku, a tarczą kulową **3** znajduje się w sprężyste uszczelnienie **1** w postaci uszczelki, którego zadaniem jest uszczelnienie przestrzeni pomiędzy dyszą i tarczą kulową. Wewnątrz dyszy **10** zamontowana jest wymienna zwężka **14** wykonana w postaci tulei z materiału odpornego na wysoką temperaturę oraz niskiej rozszerzalności cieplnej.

Podczas sterowania kierunkiem lotu pocisku raketowego dysza steruje kierunkiem wektora ciągu silnika raketowego przez zmianę położenia osi dyszy **10** względem osi rakiety **17** za pomocą czterech siłowników **8**, których ruch jest odpowiednio sterowany w celu zrealizowania trajektorii lotu pocisku raketowego.

Jednocześnie podczas zmiany położenia dyszy **10** proporcjonalnie realizowana jest zmiana położenia łopatek **12**, które dodatkowo zmieniają kierunek gazów wylotowych. Proporcjonalna zmiana położenia łopatek **12** względem położenia dyszy **10** realizowana jest za pomocą łącznika **9** osadzonego na czopie steru **11** połączonego przegubem z siłownikiem **8**, który połączony jest przegubem ze wspornikiem **3** przykręconym do tarczy kulowej **2**.

Wykaz oznaczeń:

1. Uszczelnienie, element sprężysty
2. Tarcza kulowa
3. Wspornik
4. Dekiel
5. Sworzeń
6. Łożysko
7. Panewka kulowa
8. Siłownik
9. Łącznik
10. Dysza
11. Czop steru
12. Łopatki
13. Ożebrowanie
14. Zwężka (przekrój krytyczny)
15. Oś dyszy
16. Punkt obrotu
17. Oś rakiety
18. Łożysko
19. Piasta.

Zastrzeżenia patentowe

1. Dysza wylotowa silnika rakietowego, posiadająca korpus w kształcie tulei z kołnierzem, do którego przykręcona jest tarcza kulowa, przy czym na tarczy kulowej osadzona jest uchylne panewka kulowa oraz dysza, zaś panewka kulowa połączona jest z tarczą kulową oraz z dyszą za pomocą czterech sworzni, przy czym w otworach znajdujących się w górnej części dyszy zamontowane są skrętnie czopy, a na końcach czopów zamontowane są łączniki, które za pomocą przegubów połączone są kolumnami teleskopowymi ze wspornikami przykręconymi do tarczy kulowej, **znamienna tym**, że panewka kulowa (7) połączona jest z tarczą kulową (2) z wewnętrznym ożebrowaniem oraz z dyszą (10) dodatkowo za pomocą łożysk (6, 18), osadzonych w piastach (19) tarczy kulowej (2) i w deklach (4) przykręconych do dyszy (10), przy czym łożyska (6) osadzone są w deklach (4), a łożyska (18) osadzone są w piastach (19) tarczy kulowej (2), przy czym wewnątrz dyszy (10) zamontowane są skrętnie łopatki (12).
2. Dysza, według zastrz. 1, **znamienna tym**, że pomiędzy korpusem silnika rakietowego a tarczą kulową (3) zainstalowane jest sprężyste uszczelnienie (1).

Rysunki

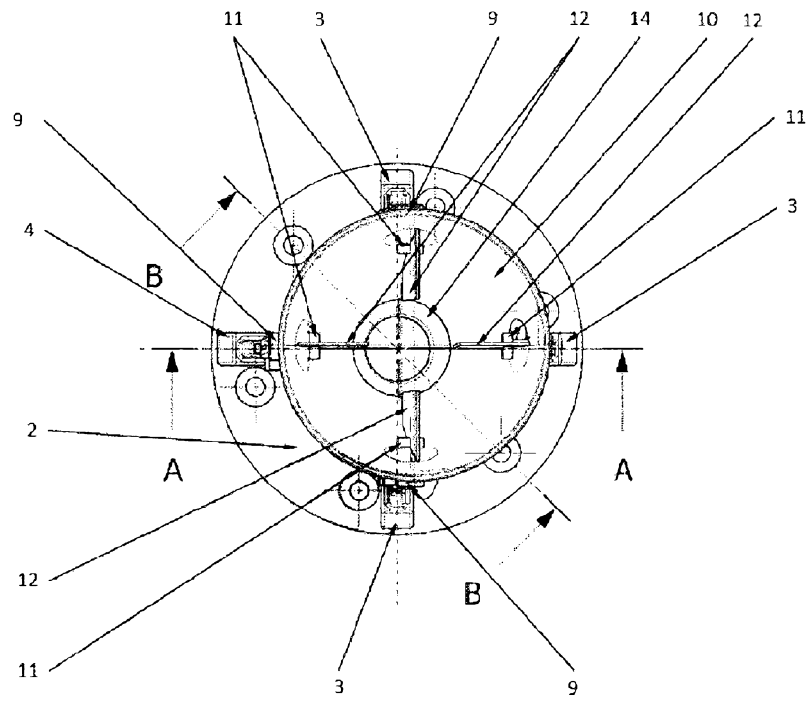


Fig. 1

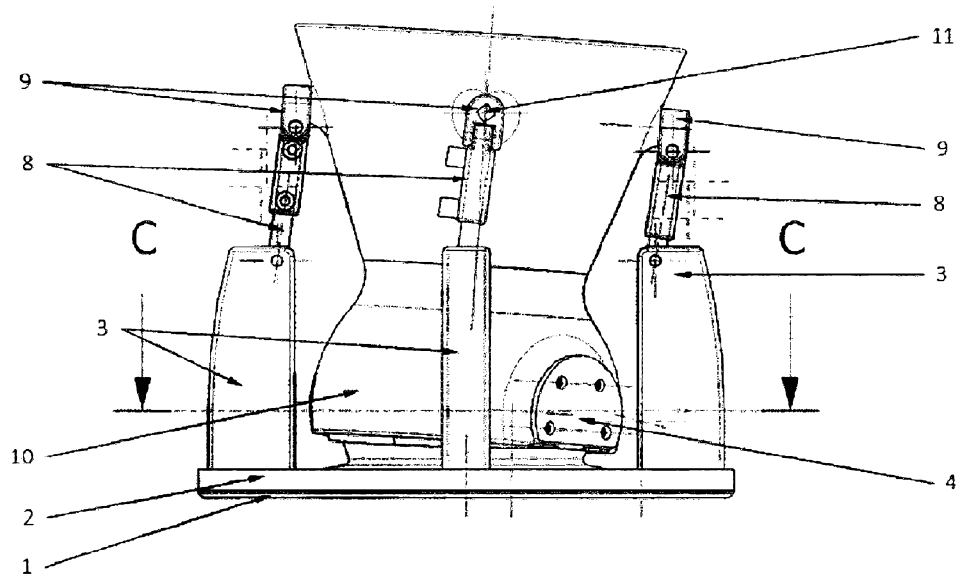


Fig. 2

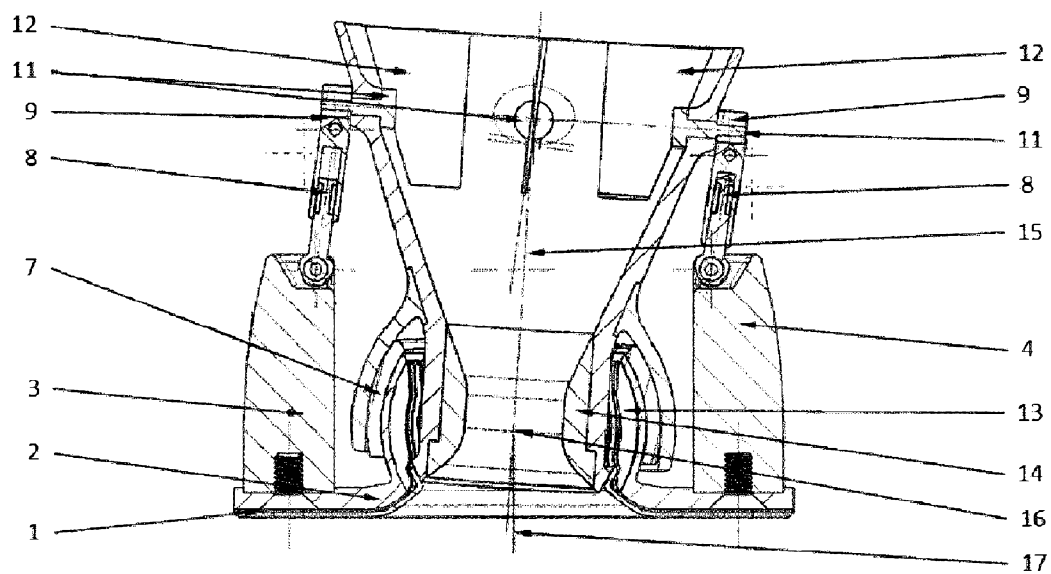


Fig. 3

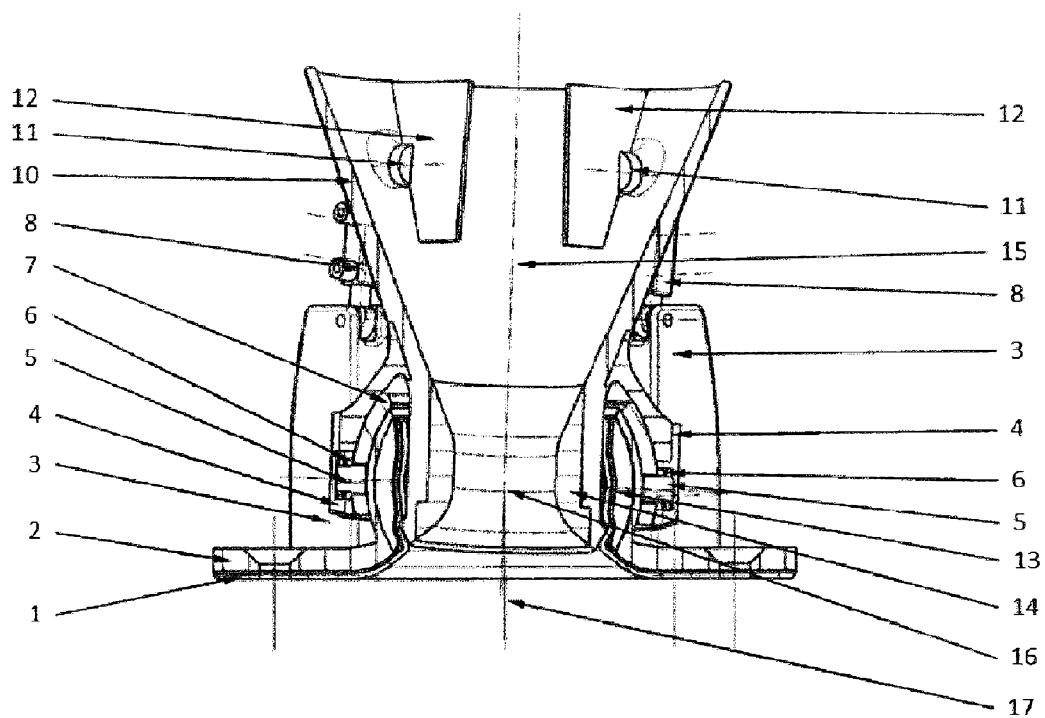


Fig. 4

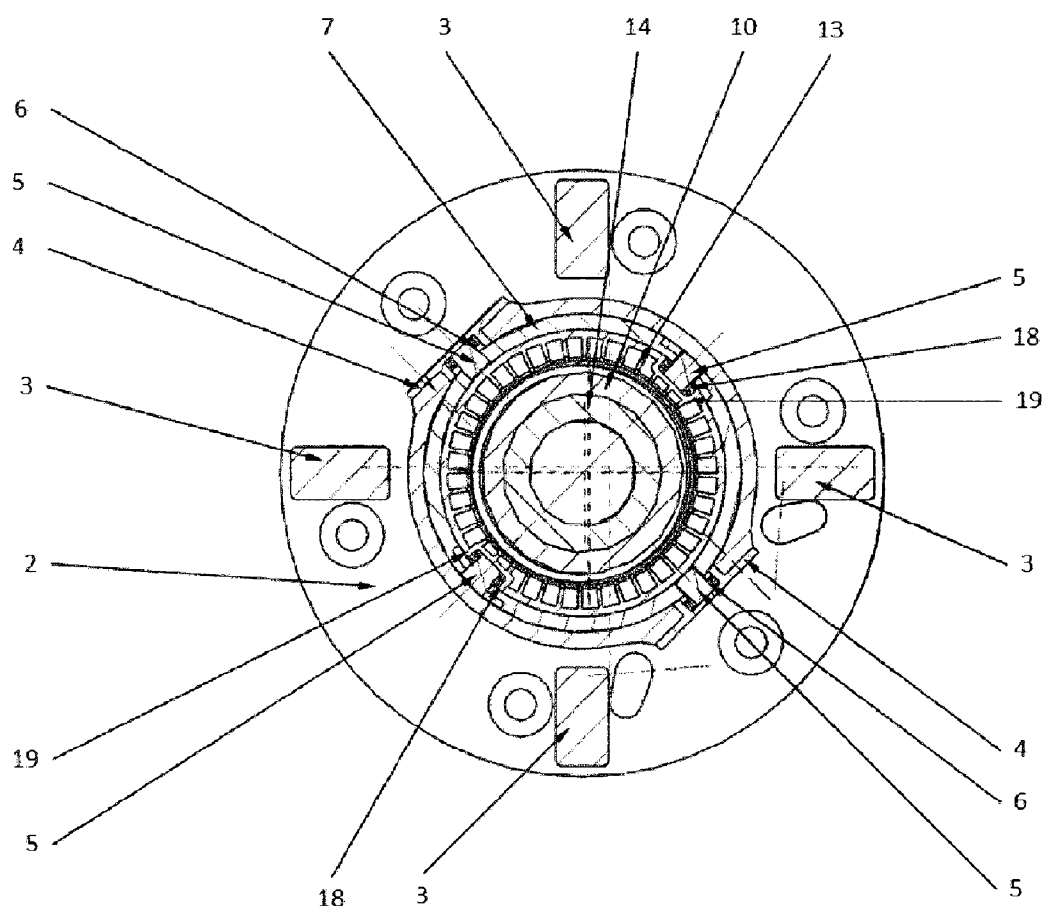


Fig. 5