(19) URZĄD PATENTOWY RZECZYPOSPOLITEJ POLSKIEJ

(10) **PL 247429 B1**

(12) # Opis patentowy

(21) Numer zgłoszenia: **437958**
(22) Data zgłoszenia: **2021.05.25**
(43) Data publikacji o zgłoszeniu: **2022.11.28 BUP 48/2022**
(45) Data publikacji o udzieleniu patentu: **2025.06.30 WUP 26/2025**

(51) MKP:
A63B 49/00 *(2015.01)*
A63B 49/02 *(2015.01)*
A63B 49/08 *(2015.01)*
A63B 60/46 *(2015.01)*
A63B 60/54 *(2015.01)*
A63B 51/12 *(2006.01)*

(73) Uprawniony z patentu:
MASIERAK PIOTR, Łazy, PL

(72) Twórca(-y) wynalazku:
PIOTR MASIERAK, Łazy, PL

(54) Tytuł:
Rakieta z naciągiem strunowym

PL 247429 B1

Opis wynalazku

Przedmiotem wynalazku jest rakieta z naciągiem strunowym zawierająca główkę w formie obwodowej ramy z szeregiem kanałów montażowych; część uchwytową; szyjkę łączącą część uchwytową z główką; oraz naciąg strunowy zawierający jedną lub większa liczbę strun zamontowany wewnątrz obwodowej ramy główki w kanałach przelotowych znajdujących się w jej kanałach montażowych i wyznaczający płaszczyznę rakiety.

Moc i kontrola odbijania obiektu (typowo piłki lub lotki) rakiety z naciągiem strunowym zależy od parametrów naciągu strunowego (w szczególności od siły napięcia strun, układu strun naciągu strunowego, konstrukcji strun, materiałów strun) i parametrów ramy rakiety (w szczególności od położenia środka ciężkości ramy rakiety, od konstrukcji, profilu i materiałów jej główki i szyjki, od wielkości główki ramy), a także od parametrów współpracy naciągu strunowego z ramą rakiety (w szczególności od konfiguracji kanałów montażowych, którymi struny naciągu strunowego przechodzą przez kształtowniki główki i szyjki ramy rakiety, oraz od umieszczonych opcjonalnie w tych kanałach montażowych przelotek, przez które przechodzą struny naciągu strunowego).

Ze stanu techniki wiadomym jest, że skonfigurowanie parametrów naciągu strunowego i/lub ramy rakiet i/lub współpracy strun z ramą dla zwiększenia mocy rakiety powoduje zmniejszenie kontroli nad uderzeniami wykonywanymi rakietą. I odwrotnie; konfiguracja parametrów rakiety dająca zwiększenie kontroli rakiety zmniejsza moc rakiety.

W typowych sportach rakietowych uderzenia wykonuje się ze strony forhendowej (uderzenie wewnętrzną stroną rakiety po stronie ciała zawodnika od jego ręku dominującej) albo ze strony bekhendowej (uderzenie zewnętrzną stroną rakiety po stronie ciała zawodnika przeciwnej względem jego ręku dominującej).

Zazwyczaj indywidualny gracz po jednej stronie wykonuje uderzenia ze znacznie mniejszą siłą i/lub kontrolą względem uderzeń wykonywanych pod drugiej stronie (zazwyczaj tą słabszą stroną jest strona bekhendowa, ale nie jest to reguła).

Ponadto w sportach rakietowych takich jak tenis czy badminton wykonywanych jest wiele bardzo różniących się względem siebie rodzajów uderzeń (na przykład serwis, wolej, uderzenie z głębi kortu), w których korzystne są różne wartości parametrów dotyczących mocy i/lub kontroli, dodatkowo zależne od indywidualnych umiejętności danej osoby.

Biorąc pod uwagę, że moc i kontrola rakiety z naciągiem strunowym zależą od tak wielu czynników optymalne skonfigurowanie dla indywidualnego gracza rakiety o znanej ze stanu techniki konstrukcji jest trudne i praktycznie w każdym przypadku wymaga pójścia na wiele kompromisów, które nie pozwalają na optymalne wykorzystanie umiejętności gracza jednocześnie zarówno po stronie forhendowej, jak i bekhendowej.

Celem wynalazku jest dostarczenie rakiety z naciągiem strunowym, która będzie cechowała się wysoką uniwersalnością i dużymi możliwościami zoptymalizowania jednocześnie dla różnego rodzaju uderzeń w sportach z rakietami z naciągiem strunowym.

Istotą przedmiotowego wynalazku jest opisana na wstępie rakieta z naciągiem strunowym zawierająca główkę w formie obwodowej ramy z szeregiem kanałów montażowych; część uchwytową; szyjkę łączącą część uchwytową z główką; oraz naciąg strunowy zawierający jedną lub większa liczbę strun zamontowany wewnątrz obwodowej ramy główki w kanałach przelotowych znajdujących się w jej kanałach montażowych i wyznaczający płaszczyznę rakiety, która charakteryzuje się tym, że ma inną odkształcalność sprężystą naciągu strunowego i/lub inną odkształcalność sprężystą ramy główki i/lub inną odkształcalność sprężystą szyjki, przy nacisku na naciąg strunowy z jednej strony płaszczyzny rakiety niż przy takim samym nacisku na naciąg strunowy z drugiej strony płaszczyzny rakiety.

Rzeczona różnica odkształcalności sprężystej wynosi korzystnie co najmniej 5%.

Rzeczona różnica odkształcalności sprężystej może być korzystnie uzyskana poprzez zastosowanie elementu naprężonego z naprężeniem wstępnym w ramie główki i/lub w szyjce.

Takie naprężenie wstępne może być korzystnie uzyskane w elemencie naprężonym poprzez rozciągnięcie tego elementu albo poprzez wygięcie tego elementu.

Rzeczona różnica odkształcalności sprężystej może być korzystnie uzyskana poprzez zastosowanie kompozytowej konstrukcji ramy główki i/lub kompozytowej konstrukcji szyjki, w której to kompozytowej konstrukcji w przekroju poprzecznym profilu ramy główki i/lub szyjki na kierunku normalnym prostopadłym względem płaszczyzny rakiety występują materiały różniące się modułem sprężystości, przy czym układ tych materiałów jest niesymetryczny względem płaszczyzny rakiety.

Rzeczona różnica odkształcalności sprężystej może być korzystnie uzyskana poprzez zastosowanie przekroju poprzecznego profilu ramy główki i/lub przekroju poprzecznego profilu szyjki o zróżnicowanej wytrzymałości na zginanie przy nacisku na naciąg strunowy z jednej strony płaszczyzny rakiety niż przy takim samym nacisku na naciąg strunowy z drugiej strony płaszczyzny rakiety. W takim przypadku przekrój poprzeczny profilu ramy główki i/lub przekrój poprzeczny profilu szyjki może mieć korzystnie kształt trapezowy, trójkątny lub V-kształtny.

Rzeczona różnica odkształcalności sprężystej może być korzystnie uzyskana poprzez zróżnicowanie twardości materiału na powierzchniach kanałów montażowych i/lub kanałów przelotowych naprzeciwległych względem siebie na kierunku normalnym prostopadłym względem płaszczyzny rakiety.

W takich rozwiązaniach w kanałach montażowych mogą korzystnie znajdować się przelotki, przez które przechodzą struny naciągu strunowego, przy czym rzeczone przelotki definiują rzeczone naprzeciwległe względem siebie na kierunku normalnym prostopadłym względem płaszczyzny rakiety powierzchnie kanałów przelotowych o zróżnicowanej twardości materiału.

W tego rodzaju rozwiązaniach może być ponadto korzystne, aby co najmniej jedna z rzeczonych powierzchni kanałów montażowych i/lub kanałów przelotowych o zróżnicowanej twardości materiału jest wykonana z materiału elastomerowego.

Rzeczona różnica odkształcalności sprężystej może być korzystnie uzyskana poprzez zróżnicowanie współczynników tarcia pomiędzy strunami naciągu strunowego a powierzchniami kanałów montażowych i/lub kanałów przelotowych naprzeciwległymi względem siebie na kierunku normalnym prostopadłym względem płaszczyzny rakiety.

W takich rozwiązaniach w kanałach montażowych mogą korzystnie znajdować się przelotki, przez które przechodzą struny naciągu strunowego, przy czym rzeczone przelotki definiują rzeczone naprzeciwległe względem siebie na kierunku normalnym prostopadłym względem płaszczyzny rakiety powierzchnie kanałów przelotowych o różnych współczynnikach tarcia z naciągiem strunowym.

Rzeczona różnica odkształcalności sprężystej może być korzystnie uzyskana poprzez zorientowanie przebiegu kanałów montażowych i/lub kanałów przelotowych w ramie główki w płaszczyźnie prostopadłej do płaszczyzny rakiety pod kątem względem płaszczyzny rakiety.

W tego rodzaju rozwiązaniach kąt nachylenia kanałów montażowych i/lub kanałów przelotowych w ramie główki w płaszczyźnie prostopadłej do płaszczyzny rakiety względem płaszczyzny rakiety może korzystnie zawierać się w przedziale od 1 do 45°.

Przedmiotowy wynalazek dostarcza innowacyjną i nieznaną w stanie techniki funkcjonalność zróżnicowania mocy i kontroli przy odbijaniu jedną i drugą stroną rakiety z naciągiem strunowym.

Przedmiotowy wynalazek zobrazowano w korzystnych przykładach realizacji na rysunku, na którym:

Fig. 1 i 2 przedstawiają przykład wykonania rakiety z naciągiem strunowym według wynalazku w widokach odpowiednio z przodu i z boku;

Fig. 3–8 obrazują ogólnie istotę przedmiotowego wynalazku na przykładzie rakiety z Fig. 1–2 w widokach z boku;

Fig. 10a – 13c przedstawiają przekroje przykładowych kształtowników, z których może być wykonana rama główki i/lub szyjka rakiety według przedmiotowego wynalazku;

Fig. 14a – 17d przedstawiają przekroje poprzeczne przykładowych główek rakiety według przedmiotowego wynalazku w obszarze kanału montażowego ramy z uwidocznieniem struny naciągu strunowego.

Na figurach fig. 1 i 2 przedstawiono widoki ogólne (odpowiednio z przodu i z boku) rakiety 1 z naciągiem strunowym 5 według przedmiotowego wynalazku.

Rakieta 1 zawiera główkę 2, część uchwytową 3, szyjkę 4 i naciąg strunowy 5. Główka 2 ma formę obwodowej ramy 21 z szeregiem promieniowo rozchodzących się w płaszczyźnie P rakiety 1 kanałów montażowych 22. Szyjka 4 łączy część uchwytową 3 z główką 2.

W typowym przypadku szyjka 4 tworzy z ramą 21 główki 2 jedną integralną część. Szyjka 4 i rama 21 mogą być przykładowo wykonane z odpowiednich profili zamkniętych wykonanych na przykład z żywicy wzmocnionej włóknami, przy czym profile takie mogą być wypełnione dodatkowym materiałem na przykład piankowym, albo na przykład mogą mieć formę pełnych prętów. Sposoby wypełnienia wnętrza szyjki 4 i ramy 21 główki 2 nie wchodzą w zakres istoty przedmiotowego wynalazku i według przedmiotowego wynalazku mogą być dowolne. Dlatego w przedmiotowym wynalazku zarówno szyjka 4, jak i rama 21 główki 2 są przedstawiane ogólnie jako pełne pręty co uwidocznione jest w przekrojach pełnym zakreskowaniem ich przekrojów.

W przedstawionym przykładzie szyjka 4 ma część jednotrzonową 41 połączoną w częścią uchwytową 3 oraz część dwuramienną 42 połączoną w ramą 21 główki 2. Dla znawcy dziedziny przedmiotowego wynalazku oczywistym jest, że w alternatywnych przykładach realizacji szyjka 4 rakiety 1 może zawierać tylko część jednotrzonową 41 lub tylko część dwuramienną 42.

Naciąg strunowy 5 zawierający jedną lub większa liczbę strun 51 jest zamontowany wewnątrz obwodowej ramy 21 główki 2 w kanałach przelotowych 52 znajdujących się w kanałach montażowych 22 ramy 21. Naciąg strunowy 5 wyznacza płaszczyznę P rakiety 1.

Ponadto na promieniowo zewnętrznej powierzchni ramy 21 główki 2 wykonany jest obwodowy rowek montażowy 23, w którym umieszczone są struny 51 naciągu strunowego 5. Kierunek promieniowy w rozumieniu przedmiotowego wynalazku jest kierunkiem łączącym w płaszczyźnie P rakiety 1 punkt leżący we wnętrzu ramy 21 główki 2 z punktem leżącym na zewnątrz ramy 21 główki 2. Dla znawcy dziedziny przedmiotowego wynalazku oczywistym jest, że w innych przykładach wykonania rakiety według wynalazku nie jest konieczne uformowanie rowka montażowego 23; w takim przypadku struny 51 naciągu strunowego 5 będą wystawały poza zewnętrzną powierzchnię ramy główki.

Ponadto rakieta 1 zawiera zespół przelotkowy 24 zawierający szereg rurowych przelotek 241 wychodzących ze wspólnej części paskowej 242. Przelotki 241 są umieszczone w kanałach montażowych 22 i definiują kanały przelotowe 52, przez które bezpośrednio przechodzą struny 51 naciągu strunowego 5, a część paskowa 242 jest umieszczona w obwodowym rowku montażowym 23. Dla znawcy dziedziny przedmiotowego wynalazku oczywistym jest, że zastosowanie zespołu przelotkowego 24 jest opcjonalne, oraz że w alternatywnych przykładach wykonania możliwe jest przeprowadzenie strun 51 naciągu strunowego 5 bezpośrednio przez kanały montażowe 22 ramy 21 główki 2 definiujące w takim przypadku samodzielnie kanały przelotowe 52 dla strun 51, bez konieczności zastosowania zespołu przelotowego 24.

Na figurach fig. 3–4, 5–6, 7–8 w widokach z boku rakiety zobrazowany ogólnie istotę przedmiotowego wynalazku.

Istota przedmiotowego wynalazku polega na zapewnieniu innej odkształcalności sprężystej naciągu strunowego 5 i/lub innej odkształcalności sprężystej ramy 21 główki 2 i/lub innej odkształcalności sprężystej szyjki 4, przy nacisku F1 na naciąg strunowy 5 z jednej strony płaszczyzny P rakiety 1 niż przy takim samym nacisku F2 (to znaczy nacisku F2 o takiej samej wartości jak nacisk F1) na naciąg strunowy 5 z drugiej strony płaszczyzny P rakiety 1. Taka różnica odkształcalności sprężystej według przedmiotowego wynalazku wynosi korzystnie co najmniej 5%.

Figury fig. 3–4 obrazują zróżnicowanie odkształcalności sprężystej ramy 21 główki 2 i zróżnicowanie odkształcalności sprężystej szyjki 4 rakiety poprzez ogólne uwidocznienie wyginania rakiety w obszarze połączenie szyjki 4 z główką 21. W rzeczywistości zróżnicowane wyginanie rakiety 1 według wynalazku może następować w obszarze szyjki 4, w obszarze ramy 21 główki 2 lub jednocześnie w zarówno w obszarze szyjki 4 jak i ramy 21 główki 2. Jak zobrazowano na fig. 3–4, przy nacisku F1 na kierunku normalnym N prostopadłym do płaszczyzny P rakiety 1 z jednej (prawej patrząc na fig. 3) strony następuje wygięcie rakiety 1 powodujące przesunięcie jej górnej części od odcinek df (fig. 3), zaś przy nacisku F2 (o takiej samej wartości jak nacisk F1) na kierunku normalnym N prostopadłym do płaszczyzny P rakiety 1 z drugiej (lewej patrząc na fig. 4) strony rakiety następuje wygięcie rakiety 1 powodujące przesunięcie jej górnej części o odcinek Df znacznie dłuższy od odcinka df (fig. 4). Tak więc szyjka 4 i/lub rama 21 główki 2 rakiety 1 ma mniejszą odkształcalność sprężystą przy nacisku z prawej strony niż przy nacisku z lewej strony patrząc na figury fig. 3 i 4.

Figury fig. 5–6 obrazują zróżnicowanie odkształcalności sprężystej naciągu strunowego 5. Jak zobrazowano przy nacisku F1 na kierunku normalnym N prostopadłym do płaszczyzny P rakiety 1 z jednej (prawej patrząc na fig. 5) strony następuje ugięcie naciągu strunowego 5 rakiety 1 powodujące przesunięcie punktu przyłożenia siły F1 o odcinek ds (fig. 5), zaś przy nacisku F2 (o takiej samej wartości jak nacisk F1) na kierunku normalnym N prostopadłym do płaszczyzny P rakiety 1 z drugiej (lewej patrząc na fig. 6) strony rakiety następuje ugięcie naciągu strunowego 5 rakiety 1 powodujące przesunięcie punktu przyłożenia siły F2 o odcinek Df znacznie dłuższy od odcinka ds (fig. 6). Tak więc naciąg strunowy 5 rakiety 1 ma mniejszą odkształcalność sprężystą przy nacisku z prawej strony niż przy nacisku z lewej strony patrząc na figury fig. 5 i 6.

Figury fig. 7–8 obrazują zarówno zróżnicowanie odkształcalności sprężystej naciągu strunowego 5 jak i zróżnicowanie odkształcalności sprężystej ramy 21 główki 2 i/lub szyjki 4 rakiety. W takiej kombinacji zróżnicowania odkształcalności sprężystej punkt następuje zwielokrotnienie efektów według przedmiotowego wynalazku i różnica między przesunięciami punktu przyłożenia równych co do wartości

siły F1 z prawej i F2 z lewej strony rakiety (odpowiednio dfs i Dfs) jest znacznie większa niż w przypadkach przedstawionych na figurach fig. 3–6.

Na figurach fig. 9a – 9b przedstawiono przekrój odpowiednio poprzeczny i podłużny konstrukcji przykładowego kształtownika, którego zastosowanie w ramie 21 główki 2 i/lub części 41 i/lub 42 szyjki 4 rakiety 1 zapewni zaproponowane według przedmiotowego wynalazku zróżnicowanie odkształcalności sprężystej ramy 21 główki 2 i zróżnicowanie odkształcalności sprężystej szyjki 4 rakiety zobrazowane na figurach fig. 3–4 i 7–8. Przekrój poprzeczny z fig. 9a jest przekrojem wykonanym w dowolnej z płaszczyzn A-A i/lub B-B i/lub C-C zaznaczonych na figurach fig. 1 i 2. Przekrój podłużny z fig. 9a jest przekrojem wzdłużnym wykonanym w płaszczyźnie prostopadłej do płaszczyzny P rakiety 1. Przedstawiony kształtownik tworzący ramę 21 główki 2 i/lub część 41 i/lub 42 szyjki 4 rakiety 1 zawiera materiał składowy o wyższym module sprężystości 61 i materiał składowy o niższym (niż materiał 61) module sprężystości 62. Kształtownik ten zawiera zatem na kierunku normalnym N prostopadłym względem płaszczyzny P rakiety 1 materiały 61, 62 różniące się modułem sprężystości, przy czym układ tych materiałów 61, 62 jest niesymetryczny względem płaszczyzny P rakiety 1. Dzięki takiej konstrukcji przy nacisku F1 z prawej strony nastąpi mniejsze zgięcie niż przy nacisku F2 o takiej samej wartości jak nacisk F1 z lewej strony.

Zrozumiałym jest, że wbudowanie materiału o innym module sprężystości nie musi być „powierzchniowe" jak to zobrazowano na figurach fig. 9a – 9b, ale taki materiał o innym module sprężystości może być umieszczony w dowolnym obszarze objętości kształtownika ramy 21 główki 2 i/lub części 41 i/lub 42 szyjki 4 rakiety 1.

Na figurach fig. 10b – 10c przedstawiono przekrój odpowiednio poprzeczny i podłużny konstrukcji innego przykładowego kształtownika, którego zastosowanie w ramie 21 główki 2 i/lub części 41 i/lub 42 szyjki 4 rakiety 1 zapewni zaproponowane według przedmiotowego wynalazku zróżnicowanie odkształcalności sprężystej ramy 21 główki 2 i zróżnicowanie odkształcalności sprężystej szyjki 4 rakiety zobrazowane na figurach 3–4 i 7–8. Przekrój poprzeczny z fig. 10b jest przekrojem wykonanym w dowolnej z płaszczyzn A-A i/lub B-B i/lub C-C zaznaczonych na figurach fig. 1 i 2.

Przekrój podłużny z fig. 10c jest przekrojem wzdłużnym wykonanym w płaszczyźnie prostopadłej do płaszczyzny P rakiety 1.

Jak zobrazowano na figurze fig. 10a, kształtownik przedstawiony na figurach fig. 10b – 10c został wytworzony poprzez połączenie ze sobą dwóch kształtowników składowych, z których jeden był prostoliniowym kształtownikiem 63' a drugi był łukowato wygiętym kształtownikiem 64'. W wyniku połączenia ze sobą tych kształtowników 63', 64', łukowato wygięty kształtownik 64' został w stanie zespolenia wyprostowany z wytworzeniem w jego materiale naprężenia wstępnego Fw skierowanego w kierunku drugiego kształtownika prostoliniowego 63'.

Kształtownik ten zawiera zatem na kierunku normalnym N prostopadłym względem płaszczyzny P rakiety 1 element składowy 63 bez naprężenia wstępnego i element naprężony 64 z naprężeniem wstępnym Fw uzyskanym poprzez wygięcie tego elementu składowego 64.

Dzięki takiej konstrukcji przy nacisku F1 z prawej strony nastąpi mniejsze zgięcie tego kształtownika niż przy nacisku F2 o takiej samej wartości jak nacisk F1 z lewej strony, z uwagi na to, że naprężenie wstępne Fw jest skierowane w przeciwną stronę niż nacisk F1, a w tę samą stronę co nacisk F2.

Zrozumiałym jest, że wbudowanie elementu naprężonego 64 nie musi być „powierzchniowe" jak to zobrazowano na figurach fig. 10b – 10c, ale taki element naprężony 64 może być umieszczony w dowolnym obszarze objętości kształtownika ramy 21 główki 2 i/lub części 41 i/lub 42 szyjki 4 rakiety 1.

Na figurach fig. 11b – 11c przedstawiono przekrój odpowiednio poprzeczny i podłużny konstrukcji innego przykładowego kształtownika, którego zastosowanie w ramie 21 główki 2 i/lub części 41 i/lub 42 szyjki 4 rakiety 1 zapewni zaproponowane według przedmiotowego wynalazku zróżnicowanie odkształcalności sprężystej ramy 21 główki 2 i zróżnicowanie odkształcalności sprężystej szyjki 4 rakiety zobrazowane na figurach 3–4 i 7–8. Przekrój poprzeczny z fig. 11b jest przekrojem wykonanym w dowolnej z płaszczyzn A-A i/lub B-B i/lub C-C zaznaczonych na figurach fig. 1 i 2. Przekrój podłużny z fig. 11c jest przekrojem wzdłużnym wykonanym w płaszczyźnie prostopadłej do płaszczyzny P rakiety 1.

Jak zobrazowano na figurze fig. 11a, kształtownik przedstawiony na figurach fig. 11b – 11c został wytworzony poprzez połączenie ze sobą dwóch prostoliniowych kształtowników składowych 63', 64', przy czym w czasie połączenia kształtownik 64' został połączony z kształtownikiem 63' w stanie jego rozciągnięcia z wytworzeniem w jego materiale naprężenia wstępnego Fw dążącego do wygięcia tego rozciągniętego kształtownika 64' w kierunku od nierozciągniętego kształtownika 63'.

Kształtownik ten zawiera zatem na kierunku normalnym N prostopadłym względem płaszczyzny P rakiety 1 element składowy 63 bez naprężenia wstępnego i element naprężony 64 z naprężeniem wstępnym Fw uzyskanym przez rozciągnięcie tego elementu składowego 64. Rozmieszczenie rozciągniętego elementu naprężonego 64 jest niesymetryczne względem płaszczyzny P rakiety 1.

Dzięki takiej konstrukcji przy nacisku F1 z prawej strony nastąpi mniejsze zgięcie tego kształtownika niż przy nacisku F2 o takiej samej wartości jak nacisk F1 z lewej strony, z uwagi na to, że naprężenie wstępne Fw jest skierowane w przeciwną stronę niż nacisk F1, a w tę samą stronę co nacisk F2.

Zrozumiałym jest, że wbudowanie elementu naprężonego 64 nie musi być „powierzchniowe" jak to zobrazowano na figurach fig. 11b – 11c, ale taki element naprężony 64 może być umieszczony w dowolnym obszarze objętości kształtownika ramy 21 główki 2 i/lub części 41 i/lub 42 szyjki 4 rakiety 1.

Na figurach fig. 12a – 12c przedstawiono przekroje poprzeczne innych przykładowych kształtowników, których zastosowanie w części 41 i/lub 42 szyjki 4 rakiety 1 zapewni zaproponowane według przedmiotowego wynalazku zróżnicowanie odkształcalności sprężystej szyjki 4 rakiety zobrazowane na figurach 3–4 i 7–8

Przekroje poprzeczne z figur fig. 12a – 12c są przekrojami wykonanymi w dowolnej z płaszczyzn B-B i/lub C-C zaznaczonych na figurach fig. 1 i 2.

Kształtowniki przedstawione na figurach fig. 12a – 12c charakteryzują się tym, że ich przekroje poprzeczne mają zróżnicowane wytrzymałości na zginanie przy nacisku na nie na kierunku N prostopadłym do płaszczyzny rakiety P z jednej strony niż przy takim samym nacisku z drugiej strony; innymi słowy ich przekroje mają zróżnicowane wytrzymałości na zginanie przy nacisku na naciąg strunowy 5 rakiety 1 z jednej strony płaszczyzny P rakiety 1 niż przy takim samym nacisku na naciąg strunowy 5 z drugiej strony płaszczyzny P rakiety 1.

Przedstawione przykładowe kształtowniki zapewniające takie zróżnicowanie wytrzymałości na zginanie obejmują kształtownik o przekroju poprzecznym trapezowym (zbliżonym do przekroju trójkątnego) z fig. 12a, kształtownik o przekroju poprzecznym V-kształtnym z fig. 12b oraz kształtownik o przekroju poprzecznym w kształcie rozciągniętej litery V z fig. 12c (przy czym przestrzeń wewnętrzna tego kształtownika została dodatkowo wypełniona materiałem piankowym 65 celem wyrównania oporu stawianego przez powietrze przy przemieszczaniu rakiety w obie strony na kierunku N prostopadłym do powierzchni P rakiety 1. Wszystkie przekroje poprzeczne kształtowników z figur fig. 12a – 12c mają osie symetrii pokrywające się z kierunkiem N prostopadłym do powierzchni P rakiety 1.

Dzięki odpowiednim geometriom przekroju kształtowników przedstawionych na figurach fig. 12a – 12c przy nacisku F1 z prawej strony nastąpi mniejsze zgięcie każdego z tych kształtowników niż przy nacisku F2 o takiej samej wartości jak nacisk F1 z lewej strony. Na figurze fig. 12b siłę F1 zobrazowano jako dwa wektory o wartości F1/2, z których każdy działa na jedno ramię kształtownika.

Na figurach Fig. 13a – 13c przedstawiono przekroje poprzeczne przykładowych kształtowników odpowiadających kształtownikom z figur fig. 12a – 12c ale w zastosowaniu w ramie 21 główki 2 rakiety.

Przekroje poprzeczne z figur Fig. 13a – 13c są przekrojami poprzecznymi wykonanymi w płaszczyźnie A-A zaznaczonej na figurach fig. 1 i 2, przechodzącej przez strunę naciągu strunowego 5 znajdującą się w kanale montażowym 22 i obwodowym rowku montażowym 23 ramy 21. Te przykłady wykonania nie zawierają zespołu przelotowego, a więc kanały przelotowe 52 dla strun 51 naciągu strunowego 5 są zdefiniowane bezpośrednio przez kanały montażowe 22 ramy 21.

Analogicznie jak w kształtownikach z figur Fig. 12a – 12c, w kształtownikach z figur Fig. 13a – 13c zaproponowane według przedmiotowego wynalazku zróżnicowanie odkształcalności sprężystej ramy 21 główki 2 zobrazowane na figurach 3–4 i 7–8 jest uzyskane poprzez zastosowanie kształtu przekroju poprzecznego cechującego się inną wytrzymałością na zginanie przy nacisku na nie na kierunku N prostopadłym do płaszczyzny rakiety P z jednej strony tej płaszczyzny P niż wytrzymałość na zginanie przy takim samym nacisku z drugiej strony tej płaszczyzny P; innymi słowy ich przekroje mają zróżnicowanie wytrzymałości na zginanie przy nacisku na naciąg strunowy 5 rakiety 1 z jednej strony płaszczyzny P rakiety 1 niż przy takim samym nacisku na naciąg strunowy 5 z drugiej strony płaszczyzny P rakiety 1.

Kształtownik z figury fig. 13c zawiera dodatkowo wypełnienie piankowe 65 zmniejszające opór powietrza przy przemieszczaniu rakiety, analogiczne do wypełnienia piankowego 65 z figury fig. 12c.

Dzięki odpowiednim geometriom przekroju kształtowników przedstawionych na figurach fig. 13a – 13c przy nacisku F1 z prawej strony nastąpi mniejsze zgięcie każdego z tych kształtowników niż przy nacisku F2 o takiej samej wartości jak nacisk F1 z lewej strony. Na figurze fig. 13b działającą

prawej strony siłę F1 zobrazowano jako dwa wektory o wartości F1/2, z których każdy działa na jedno ramię kształtownika.

Na figurach fig. 14a – 14c przedstawiono przekroje poprzeczne przykładowych główek 2 rakiety 1 w obszarze kanału montażowego 22 ramy 21 główki 2 z uwidocznienie struny 51 naciągu strunowego 5.

Przekroje poprzeczne z figur fig. 14a – 14c są przekrojami poprzecznymi wykonanymi w płaszczyźnie A-A zaznaczonej na figurach fig. 1 i 2, przechodzącej przez strunę 51 naciągu strunowego 5 znajdującą się w kanale przelotowym 52 i obwodowym rowku montażowym 23 ramy 21, przy czym na figurach fig. 14b – 14c struna 51 naciągu strunowego 5 znajduje się dodatkowo w rurowej przelotce 241 zespołu przelotkowego 24 definiującej kanały przelotowe 52, a na figurze fig. 14a kanały przelotowe 52 są definiowane bezpośrednio przez kanały montażowe 22.

Rozwiązania przedstawione na figurach fig. 14a – 14c cechują się inną odkształcalnością sprężystą naciągu strunowego 5, przy nacisku F1 na naciąg strunowy 5 z jednej strony płaszczyzny P rakiety 1 niż przy takim samym nacisku F2 na naciąg strunowy 5 z drugiej strony płaszczyzny P rakiety 1, jak zobrazowano na figurach fig. 5–6 i 7–8. W tych przypadkach jest to uzyskiwane poprzez zastosowanie zróżnicowania twardości materiałów na powierzchniach kanałów montażowych 22 i kanałów przelotowych 52 naprzeciwległych względem siebie na kierunku normalnym N prostopadłym względem płaszczyzny P rakiety 1. W pewnych tego rodzaju rozwiązaniach korzystne może być, aby co najmniej jedna z powierzchni kanałów przelotowych 52 była wykonana z materiału elastomerowego

W przykładach zobrazowanych na fig. 14a – 14b powierzchnia kanału montażowego 22 (definiującego na fig. 14a bezpośrednio kanał przelotowy 52) po jego prawej stronie jest utworzona na warstwie materiału składowego 66 o mniejszej twardości niż materiał kształtownika ramy 21 główki 2.

Dzięki takiej konstrukcji przy nacisku F2 z lewej strony na naciąg strunowy 5 jego przesunięcie będzie większe niż przy takim samym nacisku F1 z prawej strony z uwagi na większe ugięcie bardziej miękkiego materiału 66 pod naciskiem struny naciągu strunowego 5 (na fig 14b za pośrednictwem rurowej przelotki 241).

W przykładzie zobrazowanym na fig. 14c powierzchnia kanału przelotowego 52 definiowanego przez rurową przelotkę 241 po jego prawej stronie jest utworzona na warstwie materiału składowego 66 o mniejszej twardości niż materiał rurowej przelotki 241 po lewej stronie. Dzięki takiej konstrukcji przy nacisku F2 z lewej strony na naciąg strunowy 5 jego przesunięcie będzie większe niż przy takim samym nacisku F1 z prawej strony z uwagi na większe ugięcie bardziej miękkiego materiału 66 rurowej przelotki 241 pod naciskiem struny naciągu strunowego 5.

Według wynalazku nie jest koniecznie wymagane, aby materiał składowy o mniejszej twardości 66 znajdował się wzdłuż całej długości kanału przelotowego 52. Przykładowo możliwe jest, że taki materiał o mniejszej twardości 66 znajduje się tylko w pewnym obszarze od strony promieniowo wewnętrznego wylotu kanału przelotowego 52; przy czym kierunek promieniowy w rozumieniu przedmiotowego wynalazku jest kierunkiem łączącym w płaszczyźnie P rakiety 1 punkt leżący we wnętrzu ramy 21 główki 2 z punktem leżącym na zewnątrz ramy 21 główki 2 (patrz na przykład Fig. 17c).

Na figurach fig. 15a – 15b przedstawiono przekroje poprzeczne innych przykładowych główek 2 rakiety 1 w obszarze kanału montażowego 22 ramy 21 główki 2 z uwidocznienie struny 51 naciągu strunowego 5.

Przekroje poprzeczne z figur fig. 15a – 15b są przekrojami poprzecznymi wykonanymi w płaszczyźnie A-A zaznaczonej na figurach fig. 1 i 2, przechodzącej przez strunę 51 naciągu strunowego 5 znajdującą się w kanale przelotowym 52 i obwodowym rowku montażowym 23 ramy 21, przy czym na figurze fig. 15b struna naciągu strunowego 5 znajduje się dodatkowo w rurowej przelotce 241 zespołu przelotkowego 24 definiującej kanały przelotowe 52, a na figurze fig. 15a kanały przelotowe 52 są definiowane bezpośrednio przez kanały montażowe 22.

Rozwiązania przedstawione na figurach fig. 15a – 15b cechują się inną odkształcalnością sprężystą naciągu strunowego 5, przy nacisku F1 na naciąg strunowy 5 z jednej strony płaszczyzny P rakiety 1 niż przy takim samym nacisku F2 na naciąg strunowy 5 z drugiej strony płaszczyzny P rakiety 1, jak zobrazowano na figurach fig. 5–6 i 7–8. W tych przypadkach jest to uzyskiwane poprzez zastosowanie zróżnicowania współczynników tarcia pomiędzy naciągiem strunowym 5 a powierzchniami kanałów przelotowych 52 naprzeciwległymi względem siebie na kierunku normalnym N prostopadłym względem płaszczyzny P rakiety 1.

W przykładzie zobrazowanym na fig. 15a powierzchnia kanału montażowego 22 (definiującego na fig. 16a bezpośrednio kanał przelotowy 52) po jego lewej stronie jest utworzona na warstwie materiału składowego 67 o wyższym współczynniku tarcia względem naciągu strunowego 5 niż materiał kształtownika ramy 21 główki 2 tworzący powierzchnię kanału przelotowego 52 po prawej stronie.

Dzięki takiej konstrukcji przy nacisku F1 z prawej strony na naciąg strunowy 5 jego przesunięcie będzie mniejsze niż przy takim samym nacisku F2 z lewej strony z uwagi na mniejsze rozciągnięcie struny naciągu strunowego 5 poddanej większemu tarciu o ściankę kanału przelotowego 52 przy jej docisku do lewej powierzchni kanału przelotowego 52.

W przykładzie zobrazowanym na fig. 15b powierzchnia kanału przelotowego 52 definiowanego przez rurową przelotkę 241 po jego lewej stronie jest utworzona na warstwie materiału składowego 67 o wyższym współczynniku tarcia względem naciągu strunowego 5 niż materiał po prawej stronie przelotki 241. Dzięki takiej konstrukcji przy nacisku F1 z prawej strony na naciąg strunowy 5 jego przesunięcie będzie mniejsze niż przy takim samym nacisku F2 z lewej strony z uwagi na mniejsze rozciągnięcie struny naciągu strunowego 5 poddanej większemu tarciu o ściankę rurowej przelotki 241 przy jej docisku do lewej powierzchni kanału przelotowego 52.

Według wynalazku nie jest koniecznie wymagane, aby materiał składowy o wyższym współczynniku tarcia 67 znajdował się wzdłuż całej długości kanału przelotowego 52. Przykładowo możliwe jest, że taki materiał o wyższym współczynniku tarcia 67 znajduje się tylko w pewnym obszarze od strony promieniowo wewnętrznego wylotu kanału przelotowego 52; przy czym kierunek promieniowy w rozumieniu przedmiotowego wynalazku jest kierunkiem łączącym w płaszczyźnie P rakiety 1 punkt leżący we wnętrzu ramy 21 główki 2 z punktem leżącym na zewnątrz ramy 21 główki 2 (patrz na przykład Fig. 17a i Fig. 17c).

Na figurach fig. 16a – 16b przedstawiono przekroje poprzeczne innych przykładowych główek 2 rakiety 1 w obszarze kanału montażowego 22 ramy 21 główki 2 z uwidocznienie struny 51 naciągu strunowego 5.

Przekroje poprzeczne z figur fig. 16a – 16b są przekrojami poprzecznymi wykonanymi w płaszczyźnie A-A zaznaczonej na figurach fig. 1 i 2, przechodzącej przez strunę 51 naciągu strunowego 5 znajdującą się w kanale przelotowym 52 i obwodowym rowku montażowym 23 ramy 21, przy czym na figurze fig. 16b struna naciągu strunowego 5 znajduje się dodatkowo w rurowej przelotce 241 zespołu przelotkowego 24 definiującej kanały przelotowe 52, a na figurze fig. 16a kanały przelotowe 52 są definiowane bezpośrednio przez kanały montażowe 22.

Rozwiązania przedstawione na figurach fig. 16a – 16b cechują się inną odkształcalnością sprężystą naciągu strunowego 5, przy nacisku F1 na naciąg strunowy 5 z jednej strony płaszczyzny P rakiety 1 niż przy takim samym nacisku F2 na naciąg strunowy 5 z drugiej strony płaszczyzny P rakiety 1, jak zobrazowano na figurach fig. 5–6 i 7–8. W tych przypadkach jest to uzyskiwane poprzez zorientowanie przebiegu kanałów przelotowych 52 w ramie 2 główki 1 w płaszczyźnie prostopadłej PP do płaszczyzny P rakiety 1 pod kątem α względem płaszczyzny P rakiety 1. Kąt α zeskosowania kanałów przelotowych 52 zawiera się korzystnie w przedziale od 1 do 45°. Rozwiązanie takie jest możliwe zarówno w wariancie z zespołem przelotkowym 24 (fig. 16b), jak i bez takiego zespołu (fig. 16a).

Przy takim zeskosowaniu kanałów przelotowych 52 przy nacisku F1 z prawej strony na naciąg strunowy 5 jego przesunięcie będzie mniejsze niż przy takim samym nacisku F2 z lewej strony z uwagi na mniejsze rozciągnięcie struny 51 naciągu strunowego 5 poddanego naciskowi na ostrą krawędź 521 kanału przelotowego 52 niż rozciągnięcie struny naciągu strunowego 5 poddanego naciskowi na rozwartą krawędź 522 kanału przelotowego 52.

Figury fig. 17a – 17d przedstawiają przykłady pewnych kombinacji rozwiązań zobrazowanych na figurach fig. 14–16, przy czym:

Fig. 17a przedstawia kombinację zeskosowania kanału przelotowego 52 i zastosowania materiału składowego o wyższym współczynniku tarcia 67, przy czym materiał 67 jest naniesiony tylko na pewnym odcinku kanału przelotowego 52 od strony ostrej krawędzi 521;

Fig. 17b przedstawia kombinację zeskosowania kanału przelotowego 52 i zastosowania materiału składowego o mniejszej twardości 66;

Fig. 17c przedstawia kombinację zastosowania materiału składowego o mniejszej twardości 67 i zastosowania materiału składowego o wyższym współczynniku tarcia 67; oraz

Fig. 17d przedstawia kombinację zeskosowania kanału przelotowego 52, zastosowania materiału składowego o mniejszej twardości 66 i zastosowania materiału składowego o wyższym współczynniku tarcia 67.

Na przedstawionym rysunku, celem lepszego zilustrowania przedmiotowego wynalazku, niektóre jego cechy mogły zostać pokazane z przesadą lub w pomniejszeniu/powiększeniu, bez zachowania właściwej skali.

Przedstawionych powyżej przykładów wykonania nie należy w żadnym wypadku traktować jako ograniczających przedmiotowy wynalazek.

Do zakresu przedmiotowego wynalazku wchodzą wszystkie dowolne kombinacje przedstawionych przykładów wykonania, a zakres ochrony przedmiotowego wynalazku definiują zastrzeżenia patentowe.

Lista odsyłaczy numerycznych

1 rakieta
2 główka
- 21 rama
- 22 kanały montażowe
- 23 obwodowy rowek montażowy
- 24 zespół przelotowy
  - 241 przelotki
  - 242 część paskowa

3 część uchwytowa
4 szyjka
- 41 część jednotrzonowa
- 42 część dwuramienna

5 naciąg strunowy
- 51 struna
- 52 kanały przelotowe (dla strun naciągu strunowego 5)
  - 521 ostra krawędź
  - 522 rozwarta krawędź

61 materiał składowy o wyższym module sprężystości
62 materiał składowy o niższym module sprężystości
63 element składowy bez naprężenia wstępnego
64 element naprężony z naprężeniem wstępnym
65 wypełnienie piankowe
66 materiał składowy o mniejszej twardości
67 materiał składowy o wyższym współczynniku tarcia
P płaszczyzna rakiety
N kierunek normalny
PP płaszczyzna prostopadła do płaszczyzny rakiety P

Zastrzeżenia patentowe

1. Rakieta (1) z naciągiem strunowym (5) zawierająca
   - główkę (2) w formie obwodowej ramy (21) z szeregiem kanałów montażowych (22);
   - część uchwytową (3);
   - szyjkę (4) łączącą część uchwytową (3) z główką (2); oraz
   - naciąg strunowy (5) zawierający jedną lub większa liczbę strun (51) zamontowany wewnątrz obwodowej ramy (21) główki (2) w kanałach przelotowych (52) znajdujących się w jej kanałach montażowych (22) i wyznaczający płaszczyznę (P) rakiety (1),

   znamienna tym, że
   ma inną odkształcalność sprężystą naciągu strunowego (5) i/lub inną odkształcalność sprężystą ramy (21) główki (2) i/lub inną odkształcalność sprężystą szyjki (4), przy nacisku na naciąg strunowy (5) z jednej strony płaszczyzny (P) rakiety (1) niż przy takim samym nacisku na naciąg strunowy (5) z drugiej strony płaszczyzny (P) rakiety (1).
2. Rakieta z naciągiem strunowym według zastrz. 1, **znamienna tym**, że rzeczona różnica odkształcalności sprężystej wynosi co najmniej 5%.
3. Rakieta z naciągiem strunowym według dowolnego z zastrz. 1 albo 2, **znamienna tym**, że rzeczona różnica odkształcalności sprężystej jest uzyskana poprzez zastosowanie elementu naprężonego (64) z naprężeniem wstępnym w ramie (22) główki (2) i/lub w szyjce (4).

4. Rakieta z naciągiem strunowym według zastrz. 3, **znamienna tym**, że naprężenie wstępne jest uzyskane w elemencie naprężonym (64) poprzez rozciągnięcie tego elementu (64).
5. Rakieta z naciągiem strunowym według zastrz. 3 albo 4, **znamienna tym**, że naprężenie wstępne jest uzyskane w elemencie naprężonym (64) poprzez wygięcie tego elementu (64).
6. Rakieta z naciągiem strunowym według dowolnego z zastrz. 1–5, **znamienna tym**, że rzeczona różnica odkształcalności sprężystej jest uzyskana poprzez zastosowanie kompozytowej konstrukcji ramy (21) główki (2) i/lub kompozytowej konstrukcji szyjki (4), w której to kompozytowej konstrukcji w przekroju poprzecznym profilu ramy (21) główki (2) i/lub szyjki (4) na kierunku normalnym (N) prostopadłym względem płaszczyzny (P) rakiety (1) występują materiały (61, 62) różniące się modułem sprężystości, przy czym układ tych materiałów jest niesymetryczny względem płaszczyzny (P) rakiety (1).
7. Rakieta z naciągiem strunowym według dowolnego z zastrz. 1–6, **znamienna tym**, że rzeczona różnica odkształcalności sprężystej jest uzyskana poprzez zastosowanie przekroju poprzecznego profilu ramy (21) główki (2) i/lub przekroju poprzecznego profilu szyjki (4) o zróżnicowanej wytrzymałości na zginanie przy nacisku na naciąg strunowy (5) z jednej strony płaszczyzny (P) rakiety (1) niż przy takim samym nacisku na naciąg strunowy (5) z drugiej strony płaszczyzny (P) rakiety (1).
8. Rakieta z naciągiem strunowym według zastrz. 7, **znamienna tym**, że przekrój poprzeczny profilu ramy (21) główki (1) i/lub przekrój poprzeczny profilu szyjki (4) ma kształt trapezowy, trójkątny lub V-kształtny.
9. Rakieta z naciągiem strunowym według dowolnego z zastrz. 1–8, **znamienna tym**, że rzeczona różnica odkształcalności sprężystej jest uzyskana poprzez zróżnicowanie twardości materiału na powierzchniach kanałów montażowych (22) i/lub kanałów przelotowych (52) naprzeciwległych względem siebie na kierunku normalnym (N) prostopadłym względem płaszczyzny (P) rakiety (1).
10. Rakieta z naciągiem strunowym według zastrz. 9, **znamienna tym**, że w kanałach montażowych (22) znajdują się przelotki (241), przez które przechodzą struny (51) naciągu strunowego (5), przy czym rzeczone przelotki (241) definiują rzeczone naprzeciwległe względem siebie na kierunku normalnym (N) prostopadłym względem płaszczyzny (P) rakiety (1) powierzchnie kanałów przelotowych (52) o różnej twardości materiału.
11. Rakieta z naciągiem strunowym według zastrz. 9 albo 10, **znamienna tym**, że co najmniej jedna z rzeczonych powierzchni kanałów montażowych (22) i/lub kanałów przelotowych (52) o zróżnicowanej twardości materiału jest wykonana z materiału elastomerowego.
12. Rakieta z naciągiem strunowym według dowolnego z zastrz. 1–11, **znamienna tym**, że rzeczona różnica odkształcalności sprężystej jest uzyskana poprzez zróżnicowanie współczynników tarcia pomiędzy strunami (51) naciągu strunowego (5) a powierzchniami kanałów montażowych (22) i/lub kanałów przelotowych (52) naprzeciwległymi względem siebie na kierunku normalnym (N) prostopadłym względem płaszczyzny (P) rakiety (1).
13. Rakieta z naciągiem strunowym według zastrz. 12, **znamienna tym**, że w kanałach montażowych (22) znajdują się przelotki (241) przez które przechodzą struny (51) naciągu strunowego (5), przy czym rzeczone przelotki (241) definiują rzeczone naprzeciwległe względem siebie na kierunku normalnym (N) prostopadłym względem płaszczyzny (P) rakiety (1) powierzchnie kanałów przelotowych (52) o różnych współczynnikach tarcia z naciągiem strunowym (1).
14. Rakieta z naciągiem strunowym według dowolnego z zastrz. 1–13, **znamienna tym**, że rzeczona różnica odkształcalności sprężystej jest uzyskana poprzez zorientowanie przebiegu kanałów montażowych (22) i/lub kanałów przelotowych (52) w ramie (21) główki (2) w płaszczyźnie prostopadłej (PP) do płaszczyzny (P) rakiety (1) pod kątem (α) względem płaszczyzny (P) rakiety (1).
15. Rakieta z naciągiem strunowym według zastrz. 14, **znamienna tym**, że kąt nachylenia (α) kanałów montażowych (22) i/lub kanałów przelotowych (52) w ramie (21) główki (2) w płaszczyźnie prostopadłej (PP) do płaszczyzny (P) rakiety (1) względem płaszczyzny (P) rakiety (1) zawiera się w przedziale od 1 do 45°.

Rysunki

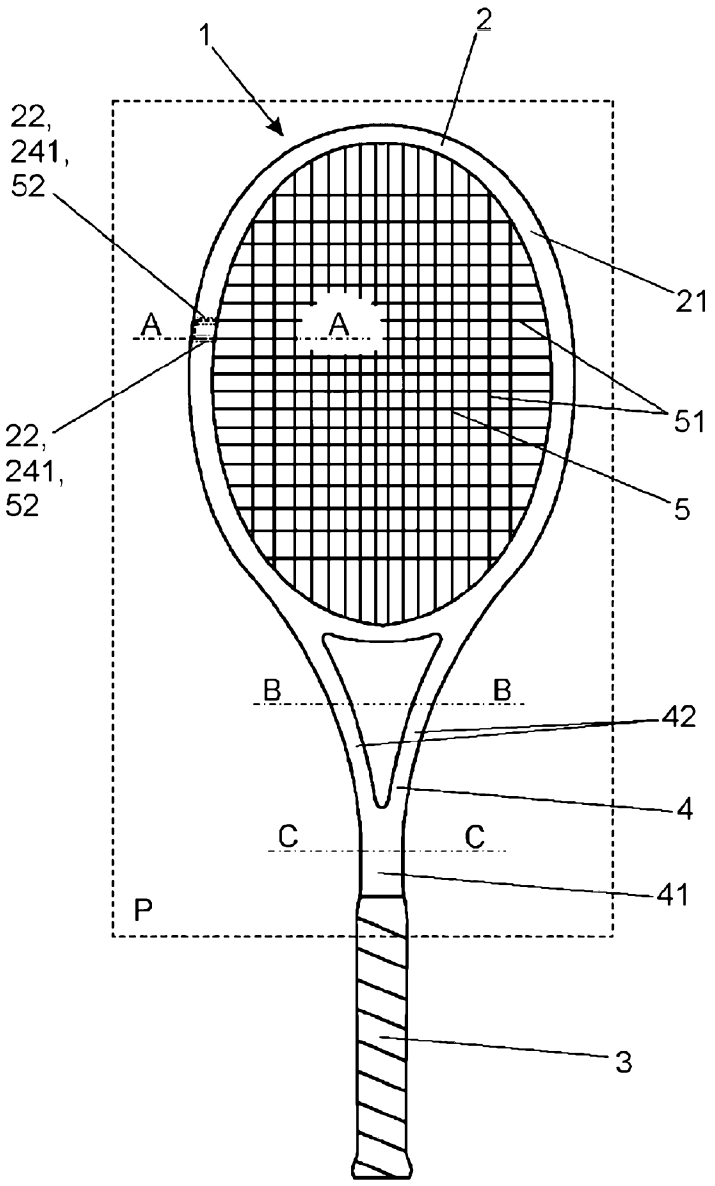


Fig. 1

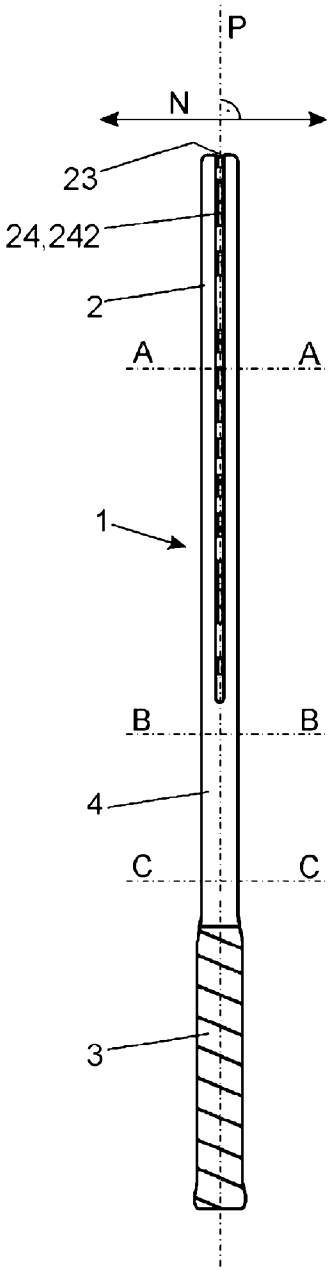


Fig. 2

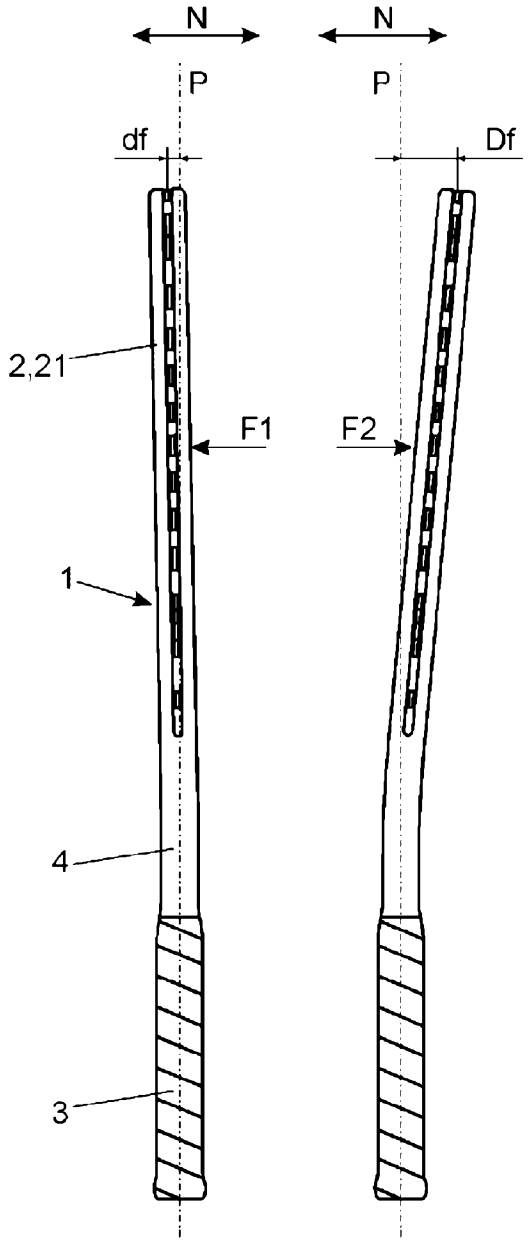


Fig. 3

Fig. 4

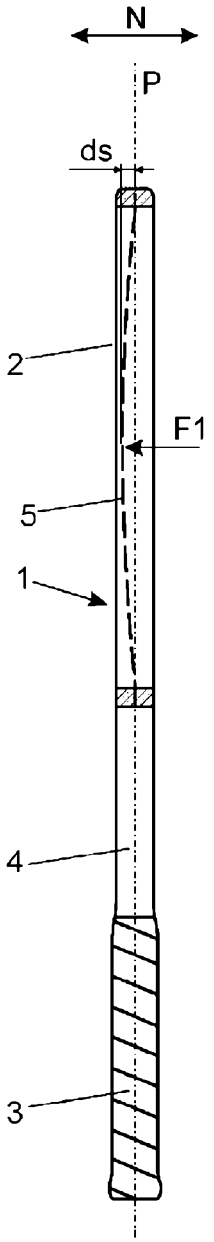


Fig. 5

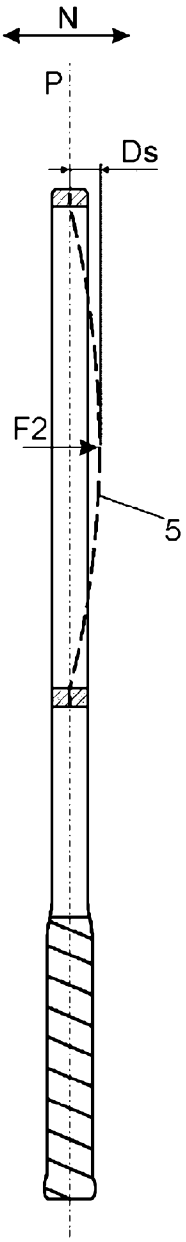


Fig. 6

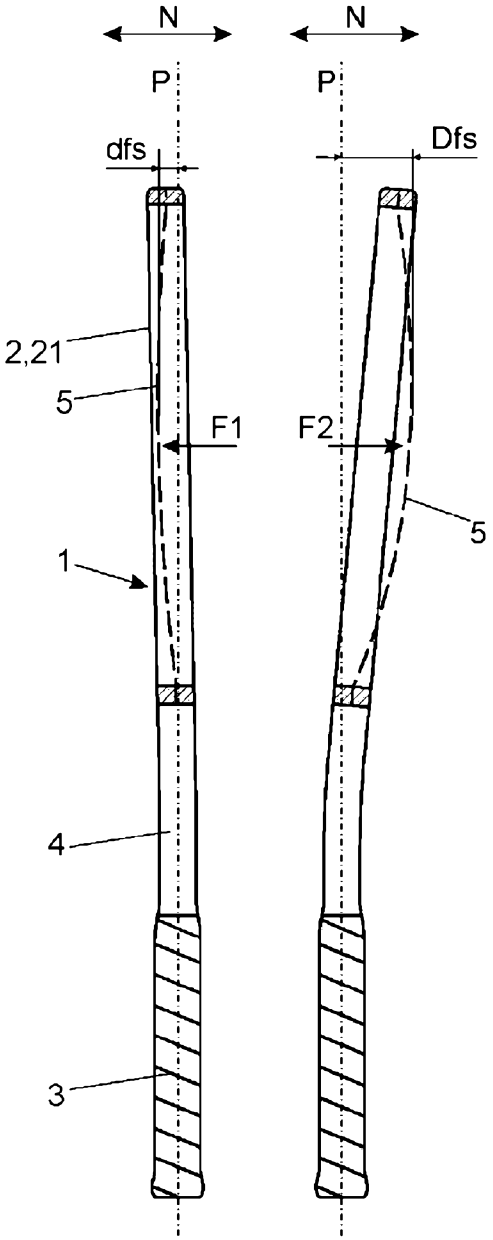


Fig. 7

Fig. 8

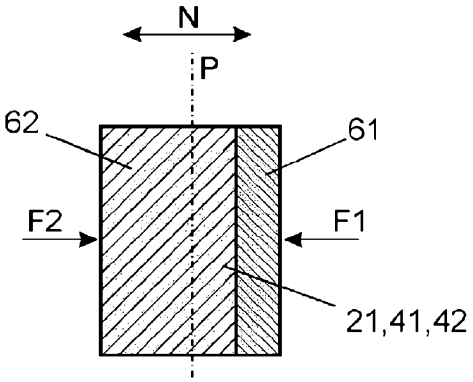


Fig. 9a

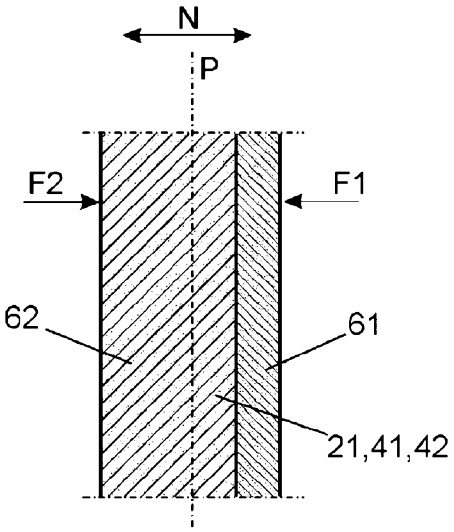


Fig. 9b

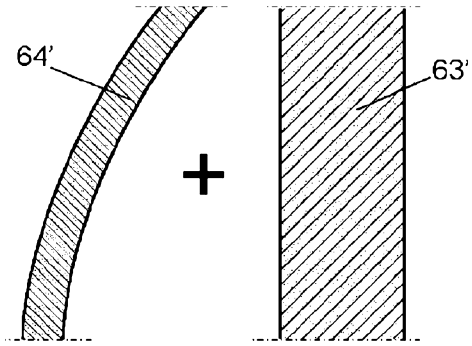


Fig. 10a

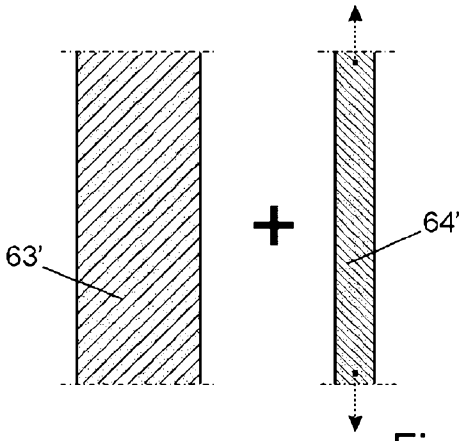


Fig. 11a

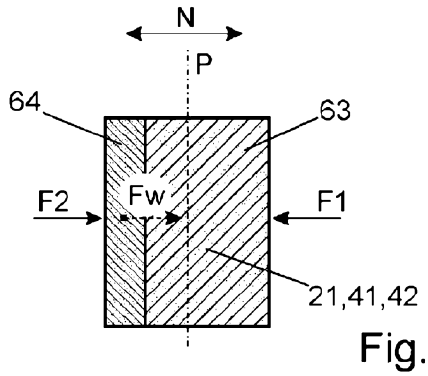


Fig. 10b

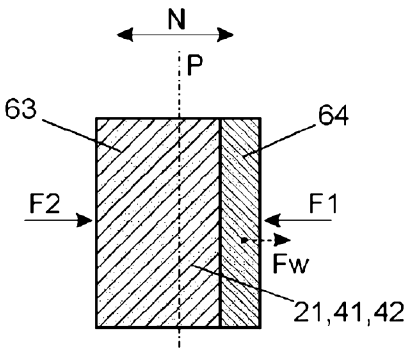


Fig. 11b

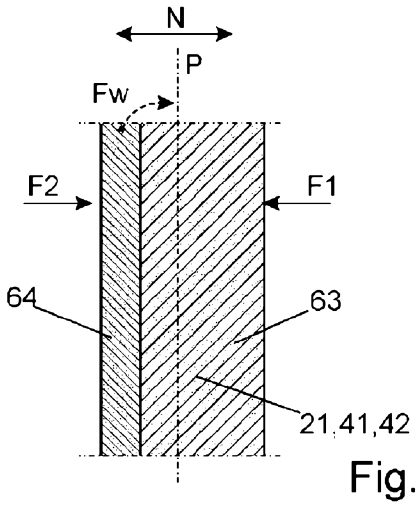


Fig. 10c

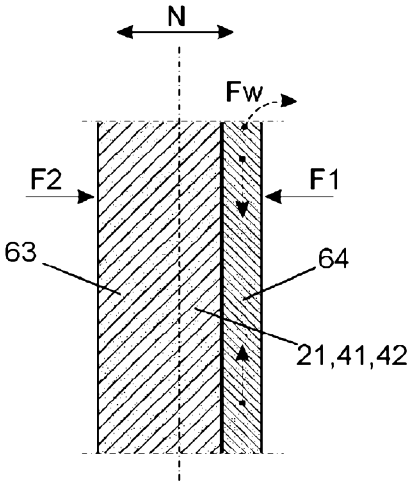


Fig. 11c

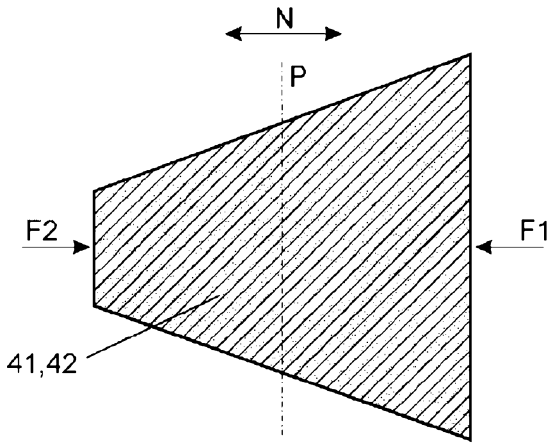


Fig. 12a

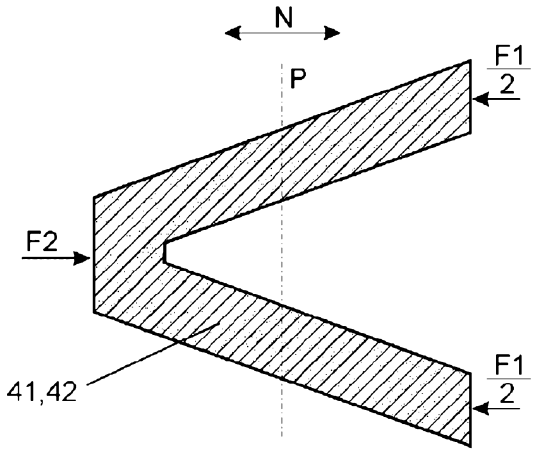


Fig. 12b

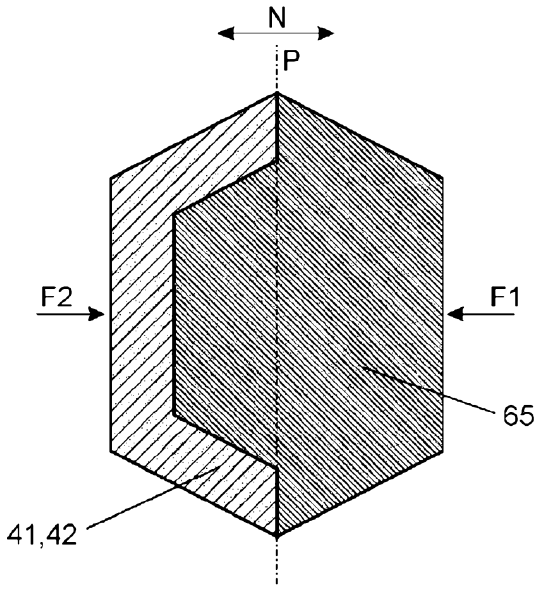


Fig. 12c

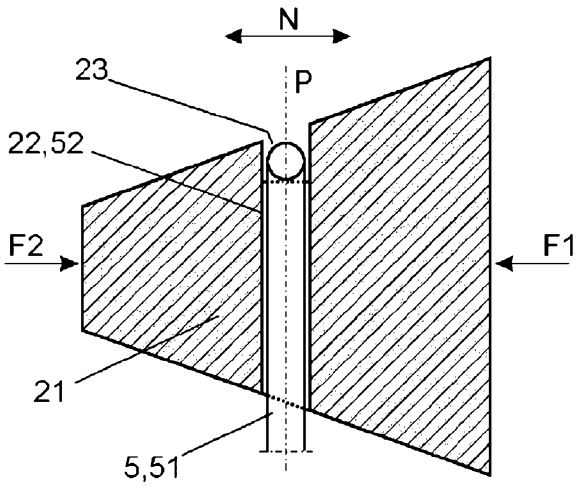


Fig. 13a

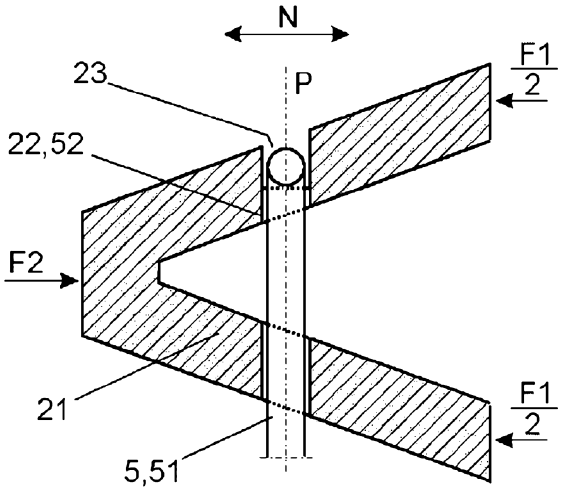


Fig. 13b

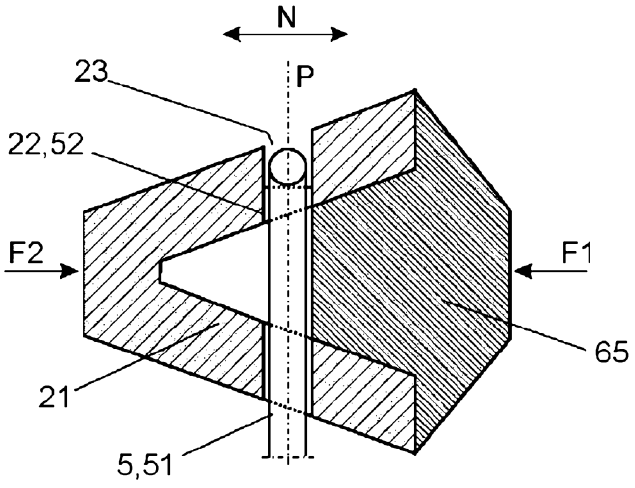


Fig. 13c

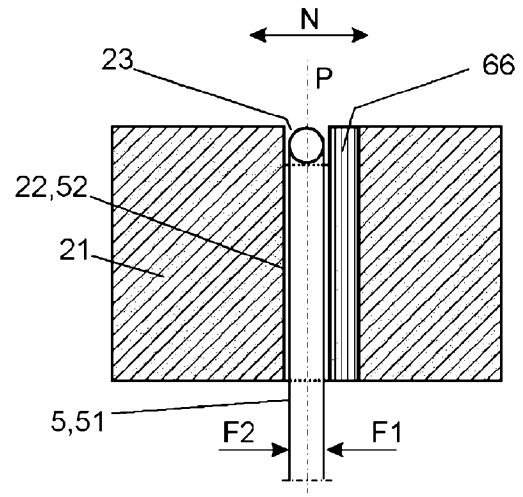


Fig. 14a

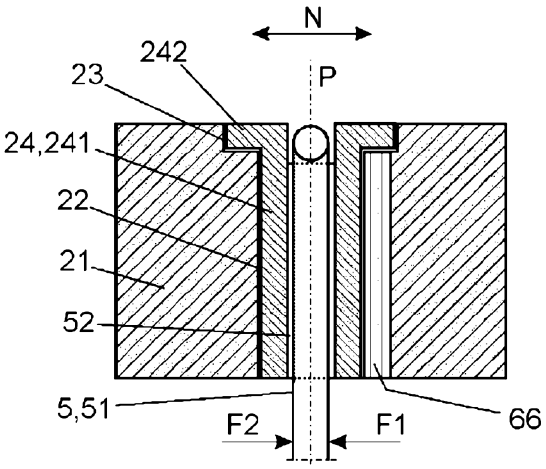


Fig. 14b

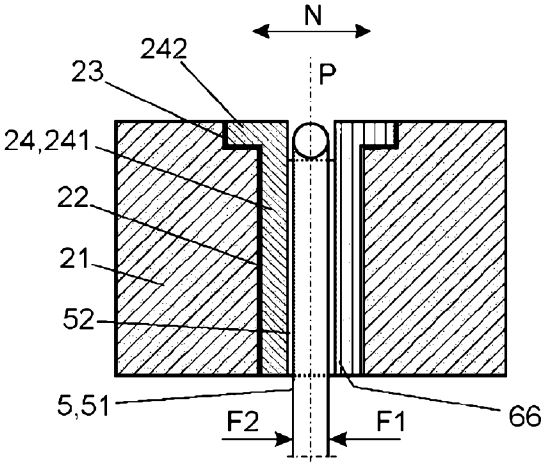


Fig. 14c

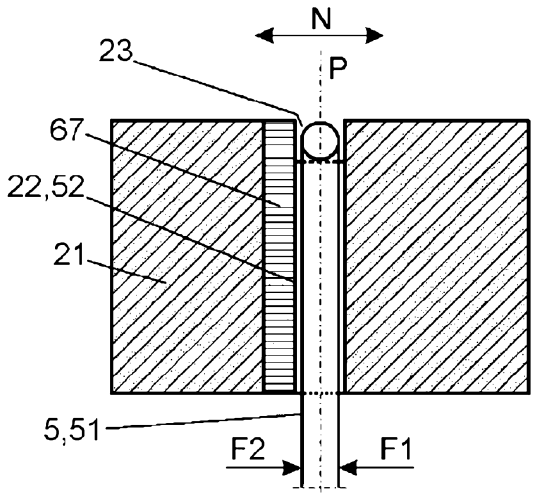


Fig. 15a

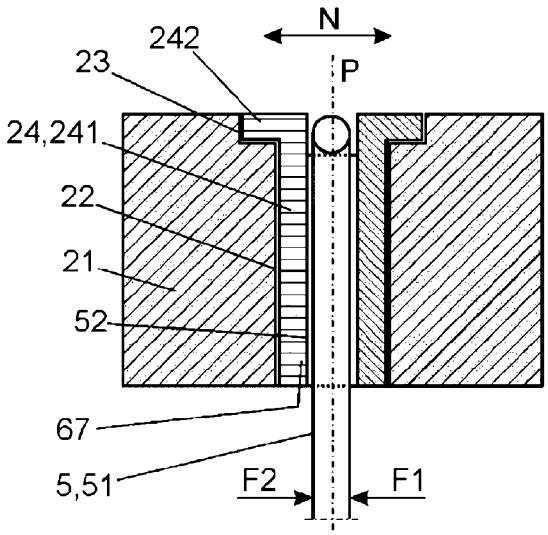


Fig. 15b

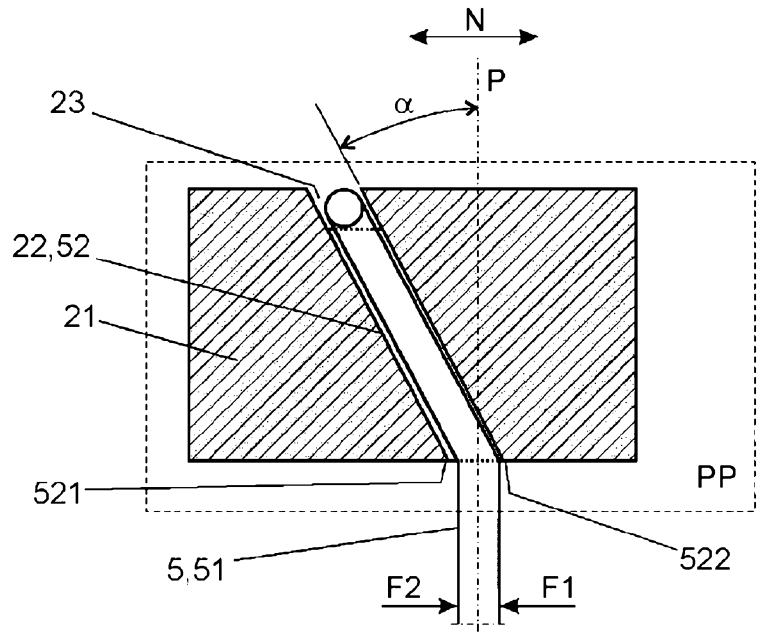


Fig. 16a

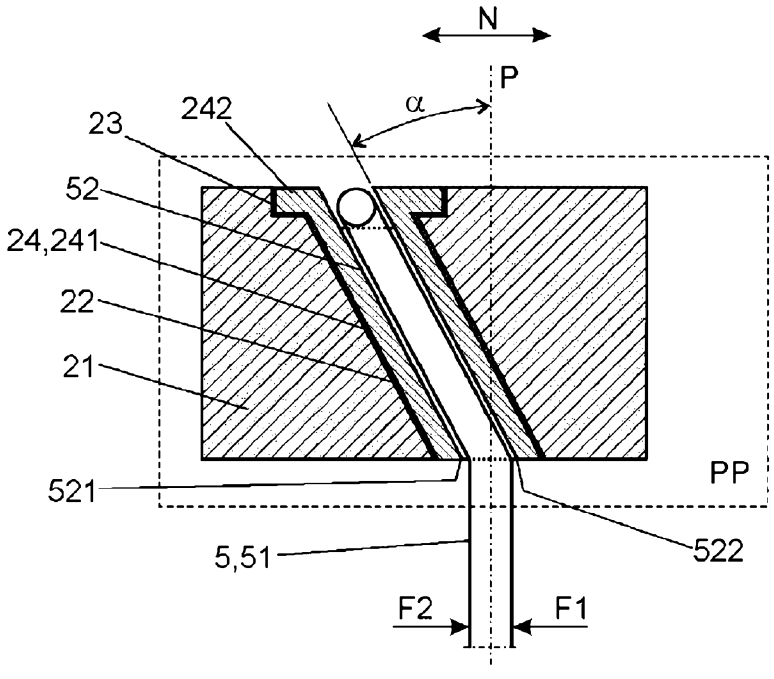


Fig. 16b

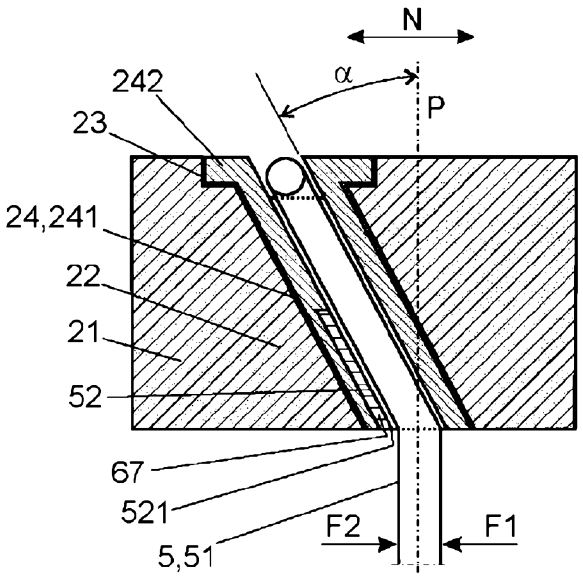


Fig. 17a

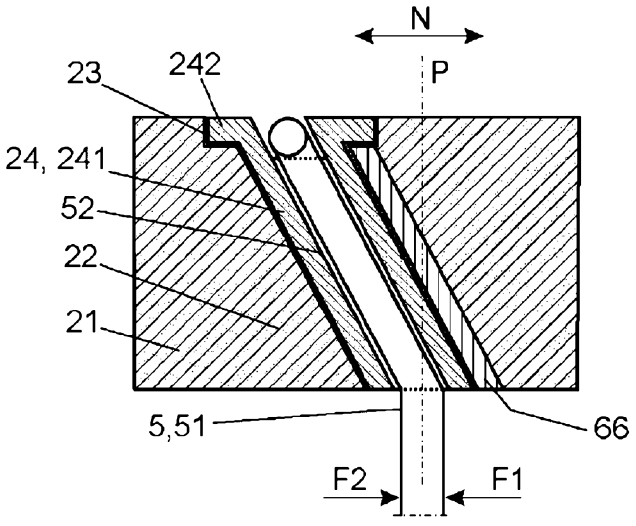


Fig. 17b

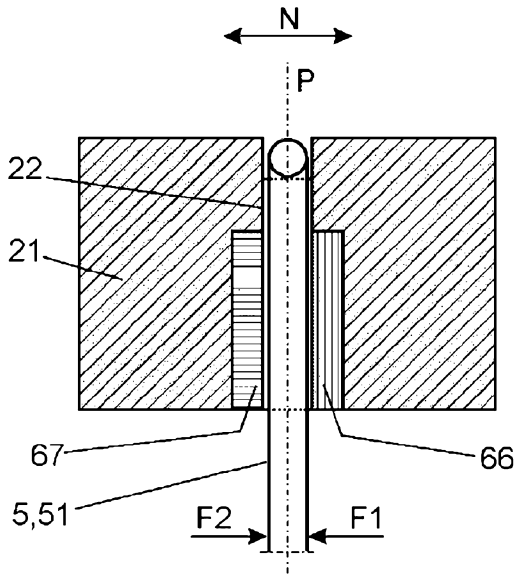


Fig. 17c

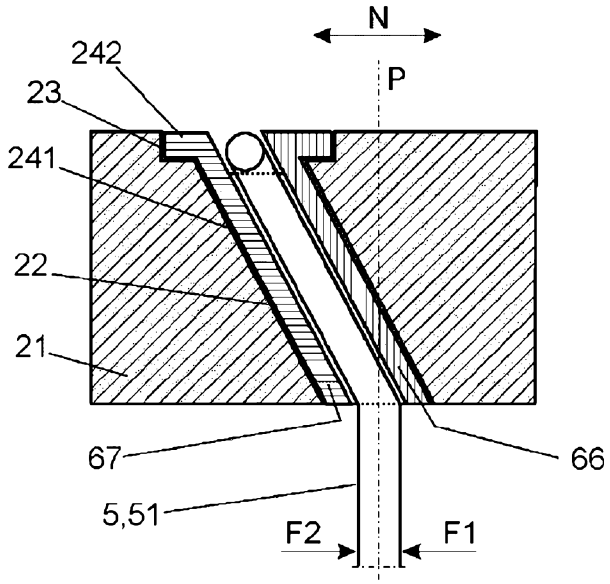


Fig. 17d