

RZECZPOSPOLITA
POLSKA



Urząd Patentowy
Rzeczypospolitej Polskiej

(12) **OPIS PATENTOWY**

(19) **PL**

(11) **228492**

(13) **B1**

(21) Numer zgłoszenia: **407868**

(22) Data zgłoszenia: **11.04.2014**

(51) Int.Cl.

B64C 27/02 (2006.01)

B64C 27/22 (2006.01)

B64C 29/00 (2006.01)

B64C 39/00 (2006.01)

(54) **Sposób skróconego startu i lądowania statku powietrznego, zwłaszcza wiatrakowca**

(43) Zgłoszenie ogłoszono:

22.12.2014 BUP 26/14

(45) O udzieleniu patentu ogłoszono:

30.04.2018 WUP 04/18

(73) Uprawniony z patentu:

POLITECHNIKA LUBELSKA, Lublin, PL

(72) Twórca(y) wynalazku:

MIROŚLAW WENDEKER, Lublin, PL

ZBIGNIEW CZYŻ, Grabina, PL

KONRAD PIETRYKOWSKI, Kaplonosy, PL

(74) Pełnomocnik:

rzecz. pat. Tomasz Milczek

PL 228492 B1

Opis wynalazku

Przedmiotem wynalazku jest sposób skróconego startu i lądowania statku powietrznego, zwłaszcza wiatrakowca.

Dotychczas znane są sposoby skracania długości startu i lądowania statku powietrznego, które opierają się na wytwarzaniu siły nośnej dzięki ruchowi obrotowemu wirnika lub wirników napędzanych przez jeden bądź kilka silników, śmigieł lub wentylatorów, wykorzystując nawet siłę wyporu.

Z książki K. Szabelskiego i inni: „Wstęp do konstrukcji śmigłowców”, W.K.Ł., Warszawa 2005, znane jest to, że w śmigłowcach wirnik zbudowany jest z odpowiednio profilowanych łopat osadzonych w głowicy. Przy pomocy dźwigni skoku ogólnego i mocy silnika napędowego pilot zmienia kąt natarcia wszystkich łopat jednocześnie. Ruch tej dźwigni jest sprzężony z układem regulacji mocy silnika.

Układ ten odpowiedzialny jest za utrzymywanie prędkości obrotowej wirnika w wymaganym zakresie poprzez regulacje mocy w zależności od kąta natarcia wszystkich łopat. Zwiększając kąt natarcia łopat dla ograniczonego zakresu zwiększa się siłę ciągu, powodując tym samym pionowe wznoszenie. Głowica śmigłowcowa umożliwia okresową, zależną od położenia łopaty względem śmigłowca, zmianę kąta natarcia łopat – sterowanie okresowe – i nachylenie wirnika. Pozwala to na poruszanie się śmigłowca w dowolnym kierunku „przód-tył” oraz „prawy-lewy” ruchem postępowym – bez wykonywania obrotu względem osi wirnika głównego. Pilot wykonuje ten manewr poprzez odpowiednie wychylenie drążka sterowniczego. Dzięki temu po uzyskaniu odpowiedniej wysokości przechodzi się do lotu poziomego. A od chwili oderwania się od podłoża można pod dowolnym kątem przeprowadzić etap startu.

Z publikacji M. Delega: „Głowica wiatrakowca il-28 umożliwia pionowy start”, Prace Instytutu Lotnictwa nr 202, Warszawa 2009, s. 18–23 znany jest sposób na skrócenie startu. Podobnie jak w śmigłowcach opiera się on na zmianie ustawienia kąta natarcia łopat wirnika. Zazwyczaj głowica przed startem ma łopaty wirnika ustawione pod takim kątem, który wytwarza najmniejszą siłę oporów aerodynamicznych i zerową siłę nośną. Jest to położenie ujemne równe około $-1,5^\circ$. W takim przypadku potrzebna jest najmniejsza moc do rozkręcenia wirnika. Po rozkręceniu wirnika do odpowiedniej prędkości obrotowej odłącza się napęd od silnika. W tym momencie zaczyna działać sprzęgło jednokierunkowe a wał, który wcześniej napędzał wirnik, przestaje się poruszać ruchem obrotowym. Następnie łopaty na których pojawia się siła nośna przestawia się, co powoduje uniesienie się wiatrakowca. Jednocześnie przy pracującym śmigle ciągnącym bądź pchającym, wiatrakowiec zaczyna przemieszczać się do przodu. Głowica wiatrakowca o zmiennym skoku łopaty jest konstrukcyjnie prostsza od głowicy śmigłowcowej, ale jej masa jest większa od masy typowej głowicy wiatrakowca.

Z amerykańskiego opisu patentowego nr 8573528B2 znany jest wiatrakowiec, który posiada wirnik z głowicą wyposażoną w piastę skrętną i popychacze umożliwiające sterowanie skokiem ogólnym w celu wykonania pionowego startu i lądowania. W celu równomiernego rozłożenia obciążeń od momentów skręcających piastę na głowicy wirnika podczas jego wstępnego rozkręcania stosuje się konstrukcje z płyt kompozytowych. W celu zmniejszenia drgań na drążku sterowniczym powierzchnie wahliwe elementów mocujących połączone są z piastą skrętną pod kątem nie większym niż 40° – w odniesieniu do wzdłużnej osi skrętnej piasty łopat wirnika. Kontrola siły ciągu podczas lotu odbywa się poprzez popychacze połączone ze śmigłem z regulowaną piastą skrętną wykonywaną z materiałów kompozytowych. Śmigła o zmiennym skoku mogą być stosowane w dowolnych konfiguracjach układów ciągnących bądź pchających dla różnych kategorii statków powietrznych. Według wynalazku start polega na ustawieniu łopat w położeniu neutralnym celem zmniejszenia oporów rozruchu wirnika. Poprzez zmianę kąta natarcia łopat uzyskuje się siłę nośną i oderwanie od podłoża. Następnie poprzez ustawienie łopat śmigła pchającego lub ciągnącego nadaje się ruch postępowy.

Z amerykańskiego opisu patentowego nr 6892980 znany jest sposób pionowego startu i lądowania, w którym statek powietrzny posiada silniki turbowentylatorowe, stosowane powszechnie do lotu. W rozwiązaniu tym wektory siły ciągu mogą być ustawiane w dowolnym kierunku poprzez dwuosiowe zamocowanie silników napędowych. Takie zamocowanie pozwala na obrót jednostek napędowych jednocześnie poprzez wykonanie pochylenia i przechylenia. Silniki turbowentylatorowe montowane są z obu stron, zarówno w części przedniej jak i tylnej. Statki powietrzne z taką konstrukcją mogą unosić się przechylając silniki wentylatorowe o dwóch osiach obrotu, jednak nie wykorzystują podczas lotu poziomego wirnika działającego autorotacyjnie.

Z amerykańskiego opisu patentowego nr 7857253 znany jest statek powietrzny posiadający otulone wentylatory bądź odkryte rozmieszczone na kadłubie. Wentylatory umieszczone są w różnych konfiguracjach względem osi podłużnej i poprzecznej kadłuba. Wentylatory wytwarzające siłę ciągu

umożliwiają pionowy start i lot poziomy poprzez pochylenie całego statku powietrznego. Pochylane mogą być również tylko zespoły wytwarzające siłę ciągu. W przypadku nieruchomych wentylatorów o pionowym działaniu dodatkowo układ napędowy wyposażony jest w zespoły o poziomym działaniu zapewniające ruch postępowy. Z opisu patentowego wynika, że statek powietrzny może pracować również jako poduszkowiec.

Z europejskiego opisu patentowego nr 1209076A2 znany jest sposób pionowego startu i lądowania wynikający z hybrydowego statku powietrznego pionowego startu i lądowania *VTOL* z języka angielskiego *Vertical Take Off and Landing* z możliwością wykonywania skróconego startu *STOL* z angielskiego *Short Take-Off and Landing*. Wynalazek składają się z kadłuba i czterech sekcji bocznych. Sekcje wytwarzające siłę ciągu zamontowane są przegubowo na ruchomych osiach połączonych ze skrzydłami. Skrzydła te wraz z rotorami mogą zmieniać położenie z poziomego na pionowy. Duża objętość konstrukcji kadłuba wykonanego z konstrukcji ramowej pokryta jest płytami kompozytowymi o różnej krzywiznie które są gazoszczelne i odporne na ścieranie. Do napędu mogą być stosowane silniki elektryczne jak i spalinowe. Ciepło odprowadzane z silników służy do podgrzewania gazu znajdującego się wewnątrz objętości konstrukcji statku. Podgrzane powietrze wytwarza siłę wyporu, która umożliwia pionowy start.

Istotą sposobu skróconego startu i lądowania statku powietrznego, zwłaszcza wiatrakowca jest to, że uruchamia się zespoły wytwarzające siłę ciągu i jednocześnie ustawia się niezależnie kąty α pomiędzy osiami zespołów wytwarzających siłę ciągu a podłożem od 0° do 360° w płaszczyźnie podłużnej i kąty β pomiędzy osiami zespołów wytwarzających siłę ciągu a podłożem od 0° do 360° w płaszczyźnie poprzecznej, po czym zwiększa się prędkość obrotową zespołów wytwarzających siłę ciągu i wznosi się statek powietrzny, następnie uruchamia się zespół napędowy o poziomym działaniu siły ciągu jednocześnie z uruchomieniem zespołu napędowego o poziomym działaniu siły ciągu rozkręca się wirnik nośny przy pomocy podzespołu rozruchowego połączonego z zespołem napędowym o poziomym działaniu siły ciągu. Wirnik nośny po osiągnięciu wymaganej prędkości obrotowej odłącza się od podzespołu rozruchowego i napędza się autorotacyjnie. Po uruchomieniu zespołu napędowego o poziomym działaniu siły ciągu wirnik nośny rozkręca się autorotacyjnie. Podczas lądowania uruchamia się zespoły wytwarzające siłę ciągu i jednocześnie ustawia się niezależnie kąty α pomiędzy osiami zespołów wytwarzających siłę ciągu a podłożem od 0° do 360° , po czym reguluje się prędkość obrotową zespołów wytwarzających siłę ciągu i obniża się statek powietrzny, następnie zmniejsza się siłę ciągu zespołu napędowego o poziomym działaniu siły ciągu lub całkowicie się go wyłącza.

Korzystnym skutkiem sposobu według wynalazku jest to, że umożliwia on skrócenie startu i lądowania statku powietrznego, zwłaszcza wiatrakowca. Sposób ten pozwala na pionowe wystartowanie bądź wystartowanie pod dowolnym kątem od podłoża, co w przypadku znanych wiatrakowców jest niemożliwe. Zaletą jest ułatwiona precyzja lądowania na dość krótkim odcinku czy nawet pionowe lądowanie. Start i lądowanie statku powietrznego przy użyciu wynalazku są bezpieczne. Dodatkowo zespoły wytwarzające siłę ciągu zapewniają stateczność we wszystkich fazach lotu.

Sposób skróconego startu i lądowania statku powietrznego, zwłaszcza wiatrakowca może być stosowany w pasażerskim transporcie lotniczym. Użytkowanie statku powietrznego według sposobu pozwala wykonywać loty krótko- albo długodystansowe z punktów nie mających rozwiniętej infrastruktury lotniczej. Start nie wymaga pasa startowego i można wykorzystać go w statkach powietrznych specjalistycznego użytku, do miejsc trudno dostępnych.

Przedmiot według wynalazku został bliżej objaśniony w przykładzie wykonania na rysunku, na którym fig. 1 – przedstawia widok z boku w wersji ze śmigłem pchającym, fig. 2 – rzut izometryczny statku powietrznego, fig. 3 – rzut z boku w wersji ze śmigłem ciągnącym, fig. 4 – rzut z przodu statku powietrznego.

Sposób skróconego startu i lądowania statku powietrznego, zwłaszcza wiatrakowca polega na tym, że podczas startu uruchamia się zespoły 6 wytwarzające siłę ciągu. Następnie ustawia się niezależnie kąty α pomiędzy osiami 1 zespołów 6 wytwarzających siłę ciągu a podłożem 3 od 0° do 360° w płaszczyźnie podłużnej. Dodatkowo ustawia się kąty β pomiędzy osiami 1 zespołów 6 wytwarzających siłę ciągu a podłożem 3 od 0° do 360° w płaszczyźnie poprzecznej. Ustawienie kątów α i β zespołów 6 wytwarzających siłę ciągu determinuje sposób startu i kierunek lotu. Po ustawieniu kątów α i β zwiększa się prędkość obrotową zespołów 6 wytwarzających siłę ciągu co w konsekwencji powoduje unoszenie statku powietrznego. W przypadku pionowego startu po osiągnięciu wymaganej wysokości uruchamia się zespół 2 napędowy o poziomym działaniu siły ciągu. Powala to na przejście do ruchu postępowego

i lot poziomy. Uruchamiając zespół 2 napędowy o poziomym działaniu siły ciągu oraz włączając podzespół 5 rozruchowy połączony z zespołem 2 napędowym o poziomym działaniu siły ciągu można rozkręcić wstępnie wirnik 4 nośny. W tym przypadku wirnik 4 nośny po osiągnięciu wymaganej prędkości obrotowej odłącza się od podzespołu 5 rozruchowego i wtedy napędza się autorotacyjnie. Oprócz wstępnego rozkręcenia wirnika 4 nośnego poprzez podzespół 5 rozruchowy można także rozkręcić go tylko na zasadzie autorotacji – nie korzysta się z podzespołu 5 rozruchowego. W celu rozkręcenia wirnika 4 nośnego wprowadza się statek powietrzny w ruch względem powietrza z wymaganą prędkością. Podczas lądowania uruchamia się zespoły 6 wytwarzające siłę ciągu i jednocześnie ustawia się niezależnie kąty α i β pomiędzy osiami 1 zespołów 6 wytwarzających siłę ciągu, a podłożem 3 od 0° do 360° . Następnie zmniejsza się prędkość obrotową zespołów 6 wytwarzających siłę ciągu i obniża się statek powietrzny. W celu zmniejszenia prędkości ruchu postępowego statku powietrznego zmniejsza się siłę ciągu zespołu 2 napędowego o poziomym działaniu siły ciągu lub całkowicie się go wyłącza.

Zastrzeżenia patentowe

1. Sposób skróconego startu i lądowania statku powietrznego, zwłaszcza wiatrakowca, **znamienny tym**, że uruchamia się zespoły (6) wytwarzające siłę ciągu i jednocześnie ustawia się niezależnie kąty (α) pomiędzy osiami (1) zespołów (6) wytwarzających siłę ciągu a podłożem (3) od 0° do 360° w płaszczyźnie podłużnej i kąty (β) pomiędzy osiami (1) zespołów (6) wytwarzających siłę ciągu a podłożem (3) od 0° do 360° w płaszczyźnie poprzecznej, po czym zwiększa się prędkość obrotową zespołów (6) wytwarzających siłę ciągu i wznosi się statek powietrzny, następnie uruchamia się zespół (2) napędowy o poziomym działaniu siły ciągu i jednocześnie z uruchomieniem zespołu (2) napędowego o poziomym działaniu siły ciągu rozkręca się wirnik (4) nośny przy pomocy podzespołu (5) rozruchowego połączonego z zespołem (2) napędowym o poziomym działaniu siły ciągu.
2. Sposób według zastrz. 1, **znamienny tym**, że wirnik (4) nośny po osiągnięciu wymaganej prędkości obrotowej odłącza się od podzespołu (5) rozruchowego i napędza się autorotacyjnie.
3. Sposób według zastrz. 1, **znamienny tym**, że po uruchomieniu zespołu (2) napędowego o poziomym działaniu siły ciągu wirnik (4) nośny rozkręca się autorotacyjnie.
4. Sposób według zastrz. 1, **znamienny tym**, że podczas lądowania uruchamia się zespoły (6) wytwarzające siłę ciągu i jednocześnie ustawia się niezależnie kąty (α) pomiędzy osiami (1) zespołów (6) wytwarzających siłę ciągu a podłożem (3) od 0° do 360° , po czym reguluje się prędkość obrotową zespołów (6) wytwarzających siłę ciągu i obniża się statek powietrzny, następnie zmniejsza się siłę ciągu zespołu (2) napędowego o poziomym działaniu siły ciągu lub całkowicie się go wyłącza.

Rysunki

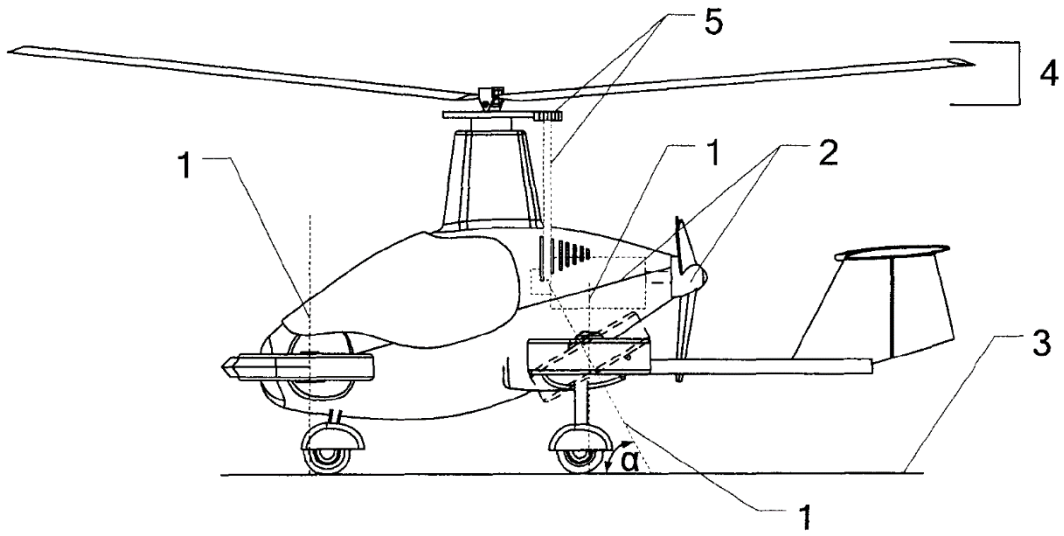


Fig. 1

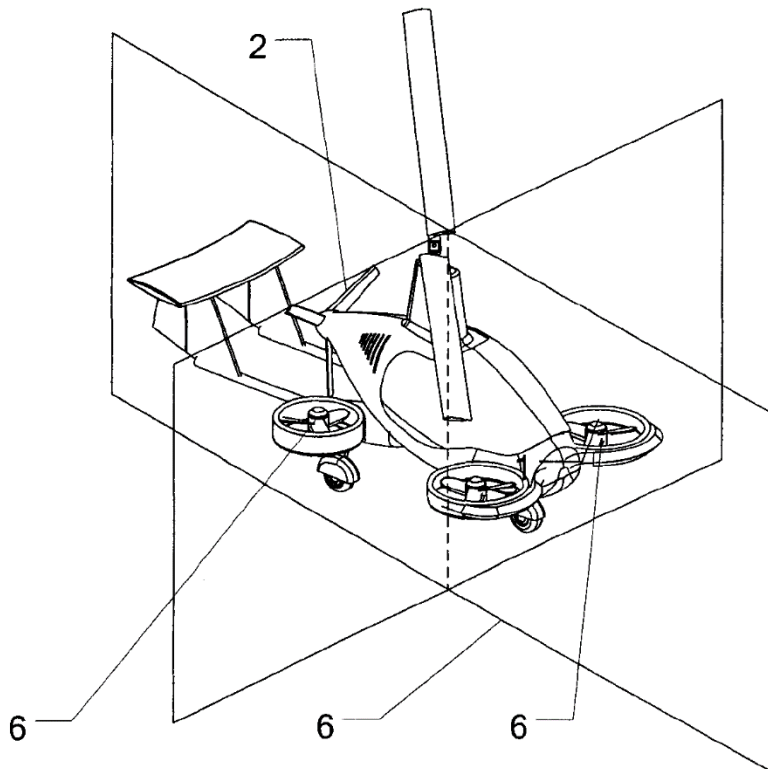


Fig. 2

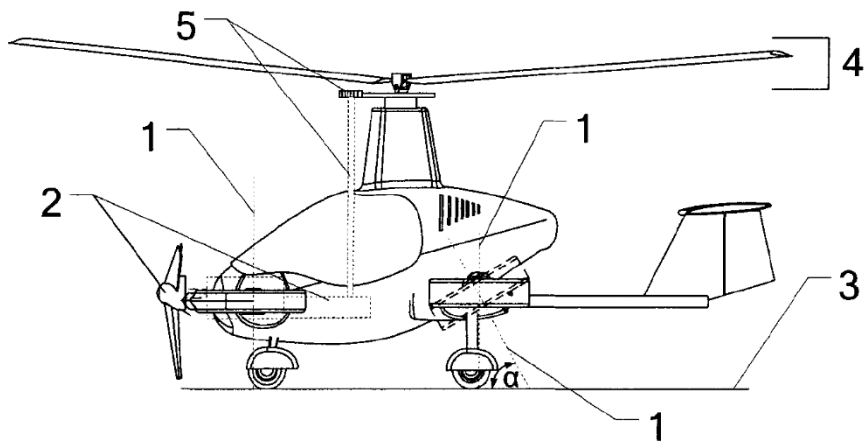


Fig. 3

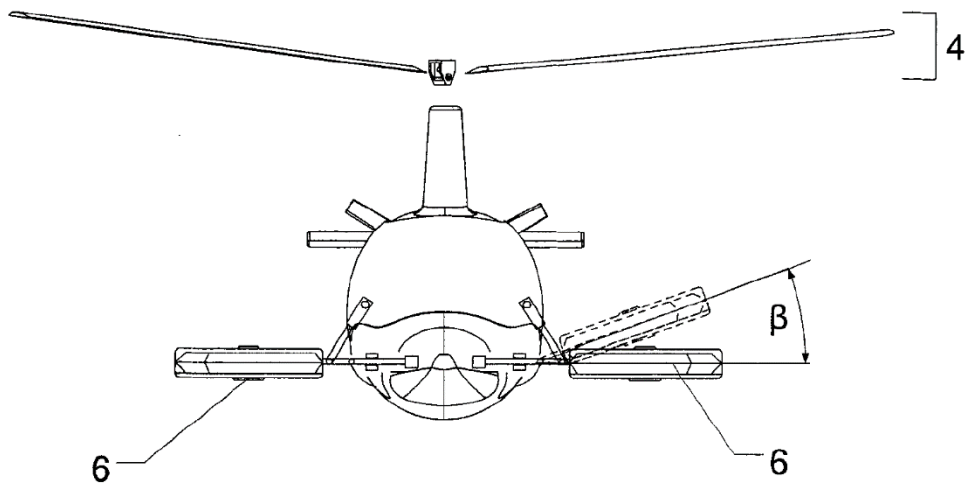


Fig. 4