RZECZPOSPOLITA POLSKA

Urząd Patentowy Rzeczypospolitej Polskiej

(12) **OPIS OCHRONNY WZORU UŻYTKOWEGO**

(19) **PL** (11) **68768**

(13) **Y1**

(21) Numer zgłoszenia: **123195**

(22) Data zgłoszenia: **23.06.2014**

(51) Int.Cl.
B64C 39/02 (2006.01)
B64D 33/08 (2006.01)
B64D 27/00 (2006.01)
H01M 8/04 (2006.01)

(54) **Układ chłodzenia ogniw paliwowych w bezzałogowym samolocie o napędzie śmigłowym**

(43) Zgłoszenie ogłoszono:
16.02.2015 BUP 04/15

(45) O udzieleniu prawa ochronnego ogłoszono:
30.12.2016 WUP 12/16

(73) Uprawniony z prawa ochronnego:
AKADEMIA GÓRNICZO-HUTNICZA IM. STANISŁAWA STASZICA W KRAKOWIE, Kraków, PL

(72) Twórca(y) wzoru użytkowego:
MAGDALENA DUDEK, Kraków, PL
PIOTR TOMCZYK, Prądnik Korzkiewski, PL
BARTŁOMIEJ LIS, Wojnicz, PL
PIOTR WYGODNIK, Rzeszów, PL
MARIUSZ KORKOSZ, Rzeszów, PL

PL 68768 Y1

Opis wzoru

Przedmiotem wzoru użytkowego jest układ chłodzenia ogniw paliwowych w bezzałogowym samolocie o napędzie śmigłowym, którego silnik elektryczny zasilany jest energią elektryczną generowaną w stosie polimerowych ogniw paliwowych w wyniku reakcji utleniania paliwa, zwłaszcza wodoru.

Optymalne warunki pracy ogniwa paliwowego wymagają jego chłodzenia i utrzymywania temperatury w zakresie między około 60°C – poniżej której występuje istotny spadek mocy spowodowany zmniejszeniem szybkości reakcji elektrodowych i chemicznych, a temperaturą około 100°C – której przekroczenie grozi uszkodzeniem elektrolitu polimerowego. W znanych małych samolotach bezzałogowych (UAS), przykładowo przedstawionym w opisie RU2011147359, temperaturę stosu ogniw paliwowych kontroluje i reguluje system czujników, których sygnały przetworzone w układzie sterowania nadają wymagany wydatek zespołowi wentylatorów układu chłodzenia. Zabudowany w wydzielonej komorze samolotu stos kilkudziesięciu ogniw paliwowych chłodzony jest powietrzem, które przepływa przez wewnętrzne, międzypłytowe kanały chłodzące w wyniku różnicy ciśnień w przylegających z obu stron stosu kanałów: wlotowego i wylotowego. Do kanału wlotowego tłoczone jest powietrze z wentylatorów. Przykładowo rozwiązanie takie przedstawione jest w opisie EP 1777770. Wyposażenie takie zwiększa jednak masę generatora obniżając parametry eksploatacyjne bezzałogowego samolotu.

Układ chłodzenia ogniw paliwowych w bezzałogowym samolocie o napędzie śmigłowym, według niniejszego wzoru, podobnie jak w znanych rozwiązaniach zawiera wydzieloną w kadłubie samolotu komorę ze stosem ogniw paliwowych, które chłodzone są przepływem powietrza przez wewnętrzne, międzypłytowe kanały chłodzące ogniw i przez przylegające do nich z obu stron ażurowe ściany kanałów: wlotowego o wyższym i kanału wylotowego o niższym ciśnieniu. Istota wzoru polega na tym, że kanały wlotowy i wylotowy prowadzone są wzdłuż przeciwległych ścian bocznych kadłuba i z przodu, po obu stronach osi śmigła zakończone są otworami nadmuchowymi. Stos ogniw paliwowych zabudowany jest w prostopadłym do wzdłużnej osi samolotu usytuowaniu kanałów chłodzących ogniw. Wzdłuż ażurowej ścianki kanału wlotowego zamocowane są kierownice przechwytujące, pochylone pod kątem swobodnymi końcami w kierunku otworu nadmuchowego oraz których długość liniowo narasta w kierunku tylnego końca kanału wlotowego, który przesłonięty jest ostatnią kierownicą przechwytującą. W kanale wylotowym wzdłuż ażurowej ścianki zamocowane są łopatki eżektorowe, o jednakowej długości oraz pochylone pod kątem swobodnymi końcami w kierunku tylnego, otwartego końca kanału wylotowego.

W korzystnej postaci wykonania układu według wzoru kąty pochylenia kierownic przechwytujących i łopatek eżektorowych są regulowane mechanizmami dźwigniowymi napędzanymi przez siłowniki liniowe sterowane sygnałem czujnika temperatury zabudowanego na wylocie powietrza chłodzącego ze stosu ogniw paliwowych.

W kolejnej postaci wzoru w komorę stosu ogniw paliwowych wbudowana jest bateria akumulatorów szczytowych, wykorzystywanych w okresie zwiększonego zapotrzebowania mocy.

Przedstawiony układ chłodzenia według wzoru wykorzystuje strumienie powietrza opływające kadłub samolotu do wytworzenia różnicy ciśnień po obu stronach kanałów chłodzących ogniw. Podczas startu, gdy moc stosu ogniw paliwowych wspomagana jest energią z akumulatorów szczytowych, wykorzystywane jest głównie wentylatorowe działanie śmigła, natomiast w czasie lotu podstawowe znaczenie ma aerodynamika prędkości strumieni przechwytywanych otworami nadmuchowymi do obu kanałów. Ciepło wydzielane przez stos jest proporcjonalne do obciążenia – wyższe obciążenia skutkują wyższymi obrotami śmigła i zasadniczo większą szybkością lotu. Występuje korzystna synergia pomiędzy mocą elektryczną czerpaną z generatora i ilością wytworzonego ciepła a szybkością lotu. Utrzymywanie optymalnej temperatury pracy ogniw paliwowych zapewnia układ sterowania położeniem kierownic przechwytujących i łopatek eżektorowych w kanałach wlotowym i wylotowym.

Układ chłodzenia według wzoru użytkowego pokazany jest na rysunku w ujęciu schematycznym.

Mały samolot bezzałogowy o napędzie śmigła 2 przez bezszczotkowy silnik elektryczny 3 o mocy kilkuset watów, ma wydzieloną w kadłubie 1 komorę 7 z zabudowanym w niej stosem ogniw paliwowych 9 zasilanych ze zbiornika sprężonego wodoru 16. Ogniwa paliwowe chłodzone są przepływem powietrza przez wewnętrzne, międzypłytowe kanały chłodzące 10, usytuowane prostopadle do wzdłużnej osi samolotu O–O. W komorę stosu ogniw paliwowych 7 wbudowana jest również bateria akumulatorów szczytowych 15, w położeniu narzuconym warunkami wyważenia. Komorę stosu ogniw paliwowych 7 obejmują z obu stron ażurowe ścianki boczne 8, za którymi znajdują się

odpowiednio: kanał wlotowy 4 i kanał wylotowy 5, prowadzone wzdłuż przeciwległych ścian bocznych kadłuba 1. Z przodu, po obu stronach osi śmigła 2 kanały 4 i 5 zakończone są otworami nadmuchowymi 6. Wzdłuż ażurowej ścianki 8 kanału wlotowego 4 zamocowane są kierownice przechwytujące 11, pochylone pod kątem α swobodnymi końcami w kierunku otworu nadmuchowego 6 oraz których długość l1 liniowo narasta w kierunku tylnego końca kanału wlotowego 4, przesłoniętego ostatnią kierownicą przechwytującą 11. W kanale wylotowym 5 wzdłuż ażurowej ścianki 8 zamocowane są łopatki eżektorowe 12, o jednakowej długości l2 oraz pochylone pod kątem β swobodnymi końcami w kierunku tylnego, otwartego końca kanału wylotowego 5. Kąty pochylenia α i β kierownic przechwytujących 11 i łopatek eżektorowych 12 są regulowane mechanizmami dźwigniowymi, napędzanymi przez elektryczne siłowniki liniowe 13 sterowane sygnałem czujnika temperatury 14, który zabudowany jest na wylocie powietrza chłodzącego ze stosu ogniw paliwowych 9. Aerodynamika dwóch strumieni powietrza wpływających do tak kształtowo wypełnionych kanału wlotowego 4 i kanału wylotowego 5 wywołuje wystąpienie w nich znacznej różnicy ciśnień i wymuszenie wielkości przepływu powietrza przez kanały chłodzące 10 ogniw odpowiedniej dla zachowania optymalnych warunków pracy stosu.

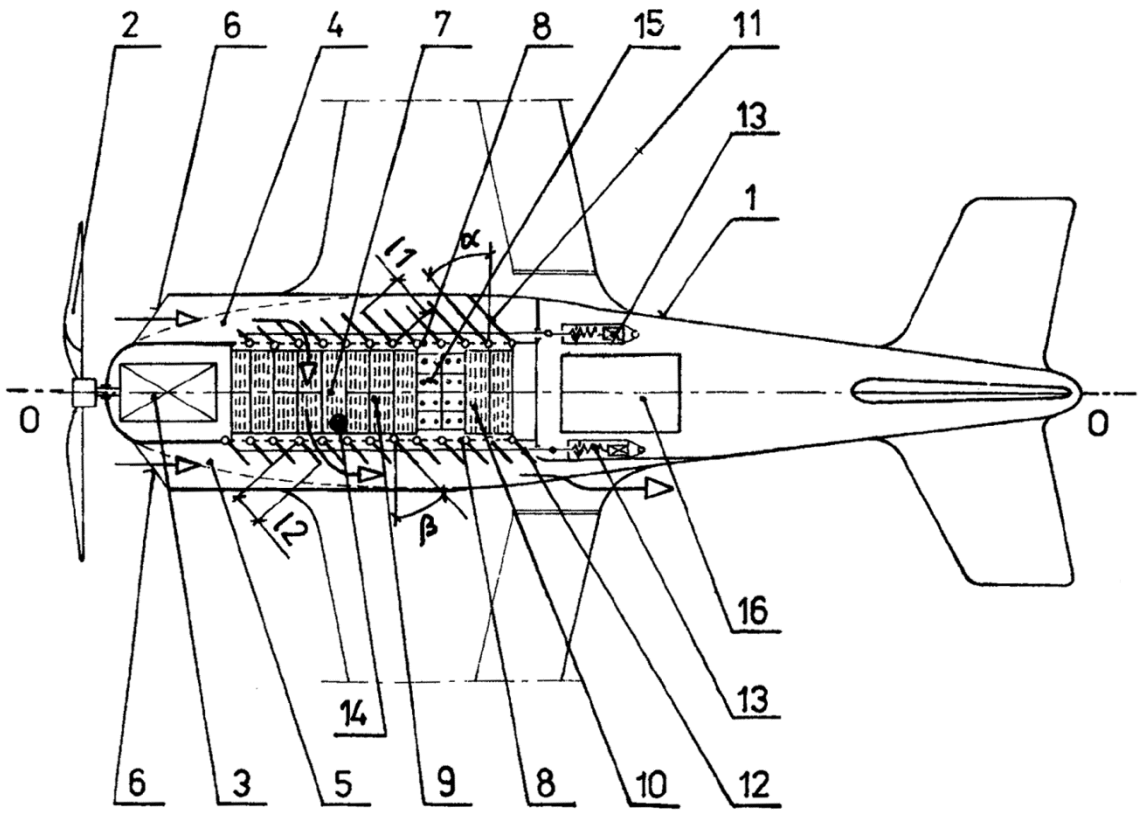
Wykaz oznaczeń na rysunku
1. kadłub
2. śmigło
3. silnik elektryczny
4. kanał wlotowy
5. kanał wylotowy
6. otwór nadmuchowy
7. komora stosu ogniw paliwowych
8. ażurowa ścianka
9. stos ogniw paliwowych
10. kanały chłodzące ogniw
11. kierownica przechwytująca
12. łopatka eżektorowa
13. siłownik liniowy
14. czujnik temperatury
15. akumulator szczytowy
16. zbiornik wodoru

O-O oś wzdłużna samolotu
α kąt pochylenia kierownicy przechwytującej
β kąt pochylenia łopatki eżektorowej
l1 długość kierownicy przechwytującej
l2 długość łopatki eżektorowej

Zastrzeżenia ochronne

1. Układ chłodzenia ogniw paliwowych w samolocie bezzałogowym o napędzie śmigłowym, zawierający wydzieloną w kadłubie samolotu komorę ze stosem ogniw paliwowych, chłodzonych przepływem powietrza przez wewnętrzne, międzypłytowe kanały chłodzące ogniw i przez przylegające do nich z obu stron ażurowe ściany kanałów: wlotowego o wyższym i kanału wylotowego o niższym ciśnieniu, **znamienny tym**, że kanały wlotowy (4) i wylotowy (5) prowadzone są wzdłuż przeciwległych ścian bocznych kadłuba (1) i z przodu, po obu stronach osi śmigła (2) zakończone są otworami nadmuchowymi (6), przy czym stos ogniw paliwowych (9) zabudowany jest w prostopadłym do wzdłużnej osi samolotu (O–O) usytuowaniu kanałów chłodzących (10) ogniw oraz ponad to wzdłuż ażurowej ścianki (8) kanału wlotowego (4) zamocowane są kierownice przechwytujące (11), pochylone pod kątem (α) swobodnymi końcami w kierunku otworu nadmuchowego (6) oraz których długość (l1) liniowo narasta w kierunku tylnego końca kanału wlotowego (4), przesłoniętego ostatnią kierownicą przechwytującą (11), natomiast w kanale wylotowym (5) wzdłuż ażurowej ścianki (8) zamocowane są łopatki eżektorowe (12), o jednakowej długości (l2) oraz pochylone pod kątem (β) swobodnymi końcami w kierunku tylnego, otwartego końca kanału wylotowego (5).

2. Układ chłodzenia według zastrz. 1, **znamienny tym**, że kąty pochylenia (α, β) kierownic przechwytujących (11) i łopatek eżektorowych (12) są regulowane mechanizmami dźwigniowymi napędzanymi przez siłowniki liniowe (13) sterowane sygnałem czujnika temperatury (14) zabudowanego na wylocie powietrza chłodzącego ze stosu ogniw paliwowych (9).

3. Układ chłodzenia według zastrz. 1, **znamienny tym**, że w komorę stosu ogniw paliwowych (7) wbudowana jest bateria akumulatorów szczytowych (15).

Rysunek