

(19)



URZĄD
PATENTOWY
RZECZYPOSPOLITEJ
POLSKIEJ

(10) **PL 246373 B1**

(12)

Opis patentowy

(21) Numer zgłoszenia: **437531**

(22) Data zgłoszenia: **2021.04.06**

(43) Data publikacji o zgłoszeniu: **2022.10.10 BUP 41/2022**

(45) Data publikacji o udzieleniu patentu: **2025.01.13 WUP 02/2025**

(51) MKP:

B64C 21/08 (2006.01)

B64C 21/02 (2006.01)

F15D 1/00 (2006.01)

(73) Uprawniony z patentu:
**SIEĆ BADAWCZA ŁUKASIEWICZ-INSTYTUT
LOTNICTWA, Warszawa, PL**

(72) Twórca(-y) wynalazku:
WIT STRYCNIEWICZ, Warszawa, PL

(74) Pełnomocnik:
rzecz. pat. Teresa Kuczyńska, Warszawa, PL

(54) Tytuł:

Układ i sposób aktywnego sterowania przepływem na powierzchni aerodynamicznej

PL 246373 B1

Opis wynalazku

Niniejszy wynalazek dotyczy układu i sposobu aktywnego sterowania przepływem na powierzchni aerodynamicznej. W szczególności, wynalazek dotyczy aktywnego sterowania przepływem na powierzchni aerodynamicznej za pomocą pulsacyjnego przepływu gazu przez dyszę o wymiarze rzędu kilku milimetrów. Wynalazek odnosi się do dziedziny aerodynamiki, a zatem dotyczy zjawisk związanych z ruchem gazów, a także ruchu ciał stałych w ośrodku gazowym i sił działających na te ciała.

Siły aerodynamiczne powstają podczas ruchu ciała w powietrzu bądź przepływu gazu wywołanego różnicą ciśnienia w kanałach. W ogólności siłę aerodynamiczną rozłożyć można na siłę nośną działającą na kierunku prostopadłym do kierunku przepływu na powierzchni aerodynamicznej oraz siłę oporu działającą na kierunku równoległym do kierunku przepływu na powierzchni aerodynamicznej. W świetle niniejszego wynalazku istotną kwestią jest zjawisko oderwania przepływu, które prowadzi do zwiększenia siły oporu aerodynamicznego bądź spadku siły nośnej.

Sterowanie przepływem na powierzchni aerodynamicznej ma na celu zmianę opływu dużego obszaru samolotu, kanału lub dyszy, prowadząc do pożądanego efektu. Rozróżnia się aktywne oraz pasywne sterowanie przepływem na powierzchni aerodynamicznej. Pasywne sterowanie przepływem polega na redystrybucji energii oraz pędu przepływu wokół samolotu (np. za pomocą generatorów wirów). Aktywne sterowanie wymaga zewnętrznego źródła energii w celu dostarczenia płynu o dużej energii do przepływu, bądź usunięcia niskoenergetycznego przepływu w okolicy powierzchni samolotu. Zaletą aktywnego sterowania przepływem na powierzchni aerodynamicznej jest możliwość adaptacji działania do aktualnego stanu przepływu.

Aktywne sterowanie przepływem na powierzchni aerodynamicznej wymaga zastosowania urządzeń umożliwiających dostarczenie bądź odebranie energii, pędu i/lub płynu do lub od niskoenergetycznego przepływu w bezpośredniej bliskości powierzchni np. samolotu. Zastosowanie wymuszenia periodycznego pozwala na osiągnięcie pożądanego efektu przy mniejszym wydatku masowym niż w przypadku stałego wydmuchu.

Sterowanie przepływem na powierzchni aerodynamicznej pozwala na opóźnienie wystąpienia zjawiska oderwania przepływu, co przekłada się na zwiększenie siły nośnej.

Publikacja US 2010/0243819 A1 ujawnia urządzenie do opóźniania odrywania warstwy przyściennej w przepływie powietrza na powierzchni. Urządzenie zawiera otwory utworzone w powierzchni i połączone za pomocą kanałów z zaworami dostarczającymi sprężone powietrze ze źródła sprężonego powietrza. W przykładzie wykonania, zawory są zaworami elektromagnetycznymi, a źródło jest sprężarką silnika samolotu lub dodatkową sprężarką pomocniczą. Sterowanie zaworami odbywa się za pomocą systemu mikroprocesorowego.

Sposoby aktywnego sterowania przepływem na powierzchni aerodynamicznej obejmujące dostarczanie do rzędu otworów wylotowych na powierzchni aerodynamicznej pulsującego sprężonego powietrza o różnych częstotliwościach są ogólnie znane i ujawnione, przykładowo, w publikacjach US 8,382,043 B1, EP 2 650 213 A1 i EP 1 623 922 A1.

Dotychczasowe rozwiązania nie rozwiązują problemów związanych ze skutecznym dostarczeniem przepływu pulsującego z wysoką częstotliwością przy jednoczesnym indywidualnym sterowaniu wpływem z otworów utworzonych w powierzchni aerodynamicznej. Innymi słowami, rozwiązania ze stanu techniki nie zapewniają środków technicznych do osiągnięcia wysokich wartości częstotliwości wydmuchu przy jednoczesnym umożliwieniu precyzyjnego sterowania wydmuchem z każdej dyszy osobno.

Celem niniejszego wynalazku jest rozwiązanie wyżej wymienionych problemów technicznych.

Zgodnie z wynalazkiem, układ do aktywnego sterowania przepływem na powierzchni aerodynamicznej, zawiera co najmniej jeden zespół dozujący, jednostkę sterującą, źródło sprężonego powietrza oraz czujnik umieszczony na powierzchni aerodynamicznej, przy czym zespół dozujący ma dyszę zakończoną otworem wylotowym w powierzchni aerodynamicznej, oraz połączony z dyszą zawór, przez który każdy zespół dozujący jest połączony płynowo ze źródłem sprężonego powietrza, a ponadto w co najmniej jednej dyszy jest umieszczony czujnik i czujniki są połączone z jednostką sterującą, która to jednostka sterująca jest połączona oddzielnie z każdym z zaworów zespołów dozujących. Układ według wynalazku charakteryzuje się tym, że zawiera źródło podciśnienia, zaś połączony z dyszą zawór każdego z zespołów dozujących jest zaworem rozdzielającym połączonym ze źródłem sprężo-

nego powietrza i ze źródłem podciśnienia i ten zawór rozdzielający umożliwia naprzemiennie dostarczenie powietrza ze źródła sprężonego powietrza do dyszy i zasysanie powietrza z dyszy za pomocą źródła podciśnienia.

Korzystnie, każdy zespół dozujący jest połączony płynowo ze źródłem sprężonego powietrza za pośrednictwem przewodu pneumatycznego doprowadzonego do zaworów.

Korzystnie, każdy zespół dozujący jest połączony płynowo ze źródłem podciśnienia za pośrednictwem przewodu pneumatycznego doprowadzonego do zaworów.

Korzystnie, otwory wylotowe dysz umieszczone są w linii występowania oderwania przepływu na powierzchni aerodynamicznej.

Korzystnie, zawory są połączone bezpośrednio z dyszą za pomocą sztywnego połączenia.

Korzystnie, zawory są połączone z dyszą za pomocą elastycznego połączenia o dowolnej długości.

Korzystnie, każdy zawór rozdzielający zawiera element naprzemiennie przełączający przepływ ze źródła sprężonego powietrza do dyszy oraz z dyszy do źródła podciśnienia poruszany za pomocą cewki elektromagnetycznej lub układu piezoelektrycznego. W korzystnym przykładzie wykonania, elementem otwierającym i zamykającym zaworu jest kulka albo tłok.

Korzystnie, cewka elektromagnetyczna zaworu rozdzielającego zapewnia oscylacje elementu przełączającego z częstotliwością od 1 do 1000 Hz.

Korzystnie, źródło sprężonego powietrza stanowi jedno spośród sprężarki silnika turbinowego samolotu, dedykowanego kompresora, układu kompresorów zasilanego z instalacji elektrycznej samolotu i układu kompresorów zasilanego z dedykowanej baterii.

Korzystnie, źródło podciśnienia stanowi jedno spośród, dedykowanej pompy, układu pomp zasilanych z instalacji elektrycznej samolotu i układu pomp zasilanych z dedykowanej baterii albo podciśnienie jest wywołane przez przepływ zewnętrznego gazu.

Korzystnie, wszystkie zawory rozdzielające mają jednakowe parametry techniczne albo co najmniej jeden spośród zaworów rozdzielających ma inne parametry techniczne względem pozostałych.

Korzystnie, czujnik umieszczony na powierzchni aerodynamicznej jest czujnikiem ciśnienia.

Korzystnie, powierzchnia aerodynamiczna jest skrzydłem samolotu.

Korzystnie, powierzchnia aerodynamiczna jest kanałem dolotowym lub wylotowym maszyny przepływowej.

Korzystnie, czujnik umieszczony w każdej dyszy jest czujnikiem ciśnienia lub prędkości przepływu powietrza przez dyszę.

W sposobie aktywnego sterowania przepływem na powierzchni aerodynamicznej według wynalazku mierzy się wielkość fizyczną na powierzchni aerodynamicznej, na podstawie której to wielkości fizycznej określa się wystąpienie zjawiska oderwania przepływu na powierzchni aerodynamicznej, a następnie po stwierdzeniu wystąpienia oderwania przepływu na powierzchni aerodynamicznej, poprzez rząd otworów wylotowych w powierzchni aerodynamicznej i połączone z otworami wylotowymi dysze, dostarcza się na powierzchnię aerodynamiczną sprężone powietrze ze źródła sprężonego powietrza aż do momentu stwierdzenia zaniku oderwania przepływu na powierzchni aerodynamicznej, przy czym dostarczane do każdego z otworów wylotowych powietrze ma przepływ pulsacyjny. Sposób według wynalazku charakteryzuje się tym, że pulsacyjny przepływ powietrza w otworach wylotowych uzyskuje się poprzez naprzemiennie doprowadzenie do każdej dyszy powietrza ze źródła sprężonego powietrza oraz zasysanie powietrza z dyszy za pomocą źródła podciśnienia.

Korzystnie, naprzemiennie doprowadzenie do każdej dyszy sprężonego powietrza oraz zasysanie strumienia wypływającego z dyszy przeprowadza się poprzez zawór rozdzielający, naprzemiennie przełączający pomiędzy źródłem sprężonego ciśnienia a źródłem podciśnienia.

Korzystnie wartość podciśnienia dobrana jest przez system sterujący na podstawie wartości sygnału z czujnika umieszczonego w dyszy w taki sposób aby następowało przyspieszone ustanie przepływu w dyszy po przełączeniu zaworu z zasilania dyszy sprężonym powietrzem na zasilanie ze źródła podciśnienia.

Korzystnie, powietrze dostarcza się na powierzchnię aerodynamiczną przez wszystkie otwory wylotowe jednocześnie, przez co drugi otwór wylotowy w rzędzie albo sekwencyjnie przez każdy kolejny otwór wylotowy w rzędzie.

Korzystnie, mierzoną wielkością fizyczną jest ciśnienie na krawędzi spływu powierzchni aerodynamicznej, zaś jako warunek wystąpienia oderwania przepływu przyjmuje się uzyskanie wartości ujemnej przez obliczony na podstawie pomiaru ciśnienia współczynnik ciśnienia C_p .

Korzystnie, poprzez naprzemiennie doprowadzenie do każdej dyszy sprężonego powietrza oraz zasysanie strumienia powietrza uzyskuje się w dyszy naprzemienny przepływ w dwóch, wzajemnie przeciwnych kierunkach.

Korzystnie, poprzez naprzemiennie doprowadzenie do każdej dyszy sprężonego powietrza oraz zasysanie strumienia powietrza uzyskuje się w dyszy naprzemiennie stany przepływu powietrza i zatrzymania przepływu powietrza.

Rozwiązania według niniejszego wynalazku mogą być zastosowane jako system wspomagający lub jako alternatywa do obecnie stosowanych urządzeń do zwiększania siły nośnej skrzydeł takich jak klapy i sloty. Dzięki dokładnemu sterowaniu przepływem przez dyszę, wynalazek pozwala na zwiększenie bezpieczeństwa podczas lądowania i startu samolotu. Rozwiązania według niniejszego wynalazku mogą również być zastosowane do zwiększenia sprawności maszyn przepływowych poprzez likwidację oderwania w kanałach dolotowych bądź odpływowych.

Ze względu na swoją prostotę konstrukcyjną, rozwiązanie według niniejszego wynalazku jest uniwersalne w stosunku do znanych rozwiązań, a ponadto jest łatwe w implementacji.

Jednocześnie, dzięki możliwości modulacji wypływu z pojedynczej dyszy oraz realizowania sekwencji wypływu z układu dysz możliwe jest zastosowanie optymalnej strategii sterowania przepływem na powierzchni aerodynamicznej dla danych warunków przepływu.

Ponadto, zastosowanie wymuszenia periodycznego pozwala na osiągnięcie pożądanego efektu przy mniejszym wydatku masowym niż w przypadku stałego wydmuchu.

Rozwiązanie sekwencyjnego wydmuchu z dysz umożliwia zwiększenie efektu mieszania warstwy przyściennej, przyczyniając się do zwiększenia pędu powietrza w obszarze oderwania i uzyskania efektu przyklejenia oderwania.

Przedmioty wynalazku zostały przedstawione w przykładach wykonania na rysunku, na którym fig. 1 przedstawia schematycznie przykład wykonania układu według wynalazku, fig. 2a i 2b przedstawiają dwa przykłady działania zaworu, fig. 3 przedstawia przykład realizacji sposobu sterowania układem, zaś fig. 4 przedstawia przykład eliminacji oderwania przepływu na powierzchni aerodynamicznej przy użyciu rozwiązania według wynalazku.

W przedstawionym schematycznie na fig. 1 przykładzie wykonania układu według wynalazku, układ zawiera pięć zespołów dozujących 1, 2, 3, 4, 5 i powierzchnią aerodynamiczną 100 jest skrzydło samolotu mające krawędź natarcia, krawędź spływu i cięciwę. W celu zachowania czytelności, na fig. 1 przedstawiono bardziej szczegółowo jedynie pierwszy zespół dozujący 1 i piąty zespół dozujący 5. Każdy z zespołów dozujących 1–5 zawiera jedną dyszę zwiększającą prędkość wypływu, oznaczoną odpowiednio 210, 211, 212, 213 i 214. Każda z dysz 210–214 jest połączona z elektromagnetycznym zaworem rozdzielającym, odpowiednio 220, 221, 222, 223 i 224. Przykładowo, elektromagnetyczny zawór rozdzielający dla dyszy 210 jest oznaczony jako 220. Każda z dysz 210–214 ma otwór wylotowy; odpowiednio 250, 251, 252, 253, 254. Przykładowo, jak to pokazano na fig. 1, dysza 210 ma otwór wylotowy 250. Analogicznie, dysze 211–214 mają odpowiednio otwór wylotowy 251–254.

Każdy z zespołów dozujących 1–5 jest połączony za pomocą przewodu pneumatycznego 230 ze źródłem 300 sprężonego powietrza, którym jest sprężarka silnika turbinowego. W innych przykładach wykonania, źródło 300 sprężonego powietrza może stanowić dedykowany kompresor, układ kompresorów zasilany z instalacji elektrycznej samolotu lub układ kompresorów zasilany z dedykowanej baterii.

Każdy z zespołów dozujących 1–5 jest połączony za pomocą przewodu pneumatycznego 530 ze źródłem 500 podciśnienia, którym jest pompa próżniowa. W innych przykładach wykonania źródłem 500 może być układ pomp próżniowych zasilany z instalacji elektrycznej samolotu lub podciśnienie może być generowane przez stronę ssącą skrzydła.

Zawór rozdzielający 220–224 każdej z dysz 210–214 jest połączony oddzielnie za pomocą przewodu sterującego, odpowiednio 410, 411, 412, 413, 414, z jednostką sterującą 400, przy czym każdy z zaworów 220–224 może być sterowany przez jednostkę sterującą 400 niezależnie. W celu zachowania czytelności, na fig. 1 przedstawiono jedynie połączenie zaworu 224 zespołu dozującego 5 z jednostką sterującą 400 za pomocą przewodu sterującego 414. Pozostałe zawory 220, 221, 222, 223 pozostałych zespołów dozujących 1, 2, 3, 4 są połączone w sposób analogiczny z jednostką sterującą 400, jak opisano powyżej. Jednostka sterująca 400 jest natomiast połączona za pomocą przewodu sygnałowego 430 z czujnikiem 420 ciśnienia umieszczonym na powierzchni aerodynamicznej 100, tutaj na płacie skrzydła samolotu, na krawędzi spływu tego płata oraz, za pomocą przewodu sygnałowego 520–524, z czujnikiem ciśnienia 540–544 w dyszy 210–214.

Otworki wylotowe 250–254 dysz 210–214 umieszczone są równomiernie w linii zasadniczo równoległej do krawędzi natarcia skrzydła, w odległości wynoszącej 30% długości cięciwy od tej krawędzi. Rozmieszczenie otworów wylotowych 250–254 dysz 210–214 odpowiada linii występowania oderwania przepływu podczas lądowania samolotu.

W innym przykładzie wykonania, otworki wylotowe 250–254 mogą znajdować się w dowolnej odległości wynoszącej od 1 do 30% długości cięciwy od krawędzi natarcia.

Każda z dysz 210, 211, 212, 213, 214 jest połączona za pomocą sztywnego połączenia z zaworem rozdzielającym 220, 221, 222, 223, 224. Dysze 210–214 mogą być również połączone z przyporzadkowanymi do nich zaworami 220–224 za pomocą elastycznego połączenia o dowolnej długości. Zawory 220–224 umożliwiają zmianę kierunku przepływu w dyszy 210–214 poprzez poruszanie tłoka poprzez cewkę elektromagnetyczną. Zależnie od położenia tłoka, do dyszy 210–214 kierowane jest powietrze pod ciśnieniem ze sprężarki lub następuje zatrzymanie przepływu w dyszy albo przepływ w przeciwnym kierunku na skutek podciśnienia generowanego przez pompę próżniową. Każdy z zaworów 220–224 posiada cewkę elektromagnetyczną zapewniającą pracę zaworu z częstotliwością od 1 do 1000 Hz. Każdy zawór 220–224 jest umieszczony w zasadniczo takiej samej odległości od odpowiadającej mu dyszy, odpowiednio 210, 211, 212, 213, 214. Ponadto, wszystkie zawory 220–224, są zasadniczo takie same co do wielkości i charakterystyk przepływowych.

Figury 2a i 2b przedstawiają schematycznie sposób działania zespołu dozującego 1, złożonego z dyszy 210 oraz zaworu rozdzielającego 220, przy czym przedstawiony schemat dotyczy też pozostałych zespołów 2, 3, 4, 5 złożonych z dyszy 211, 212, 213 i 214 oraz zaworu rozdzielającego 221, 222, 223, 224. Figura 2a przedstawia wariant sposobu z przepływem dwukierunkowym, zaś figura 2b wariant sposobu, w którym występują dwa stany: przepływ i zatrzymanie przepływu. W wariantcie przedstawionym na fig. 2a, w pierwszym interwale czasowym przepływ występuje od przewodu 230 podłączonego do źródła 300 sprężonego powietrza do otworu wylotowego 250 z dyszy 210 w kierunku KP1 przepływu, przy czym – zgodny z nim – kierunek przepływu w dyszy został oznaczony jako KPD1. W drugim interwale czasowym, po przełączeniu do źródła 500 podciśnienia, takiego jak pompa próżniowa, przepływ występuje z otworu 250 do – podłączonego do pompy próżniowej – przewodu 530 w kierunku KP2 przepływu, który jest przeciwny do kierunku KP1, w wyniku czego w dyszy ma miejsce przepływ w kierunku KPD2, który jest przeciwny do kierunku KPD1. W drugim wariantcie, przedstawionym na fig. 2b, w pierwszym interwale czasowym przepływ występuje od przewodu 230 podłączonego do źródła 300 sprężonego powietrza do otworu wylotowego 250 z dyszy 210 w kierunku KP1 przepływu, przy czym – zgodny z nim – kierunek przepływu w dyszy został oznaczony jako KPD1, natomiast w drugim interwale czasowym, po przełączeniu do źródła 500 podciśnienia, takiego jak pompa próżniowa, następuje – oznaczone jako ZPD – zatrzymanie przepływu w dyszy 210.

Fig. 3 przedstawia przykład realizacji sposobu aktywnego sterowania przepływem na powierzchni aerodynamicznej w układzie według wynalazku. W etapie S1 odbywa się pomiar ciśnienia na płacie 100 skrzydła za pomocą czujnika 420 ciśnienia. Zmierzona wartość jest przesyłana przewodem sygnałowym 430 do jednostki sterującej 400, w której w etapie S2 odbywa się sprawdzenie warunku aktywacji układu. Sprawdzenie warunku aktywacji układu polega na ustaleniu, czy obliczony na podstawie zmierzonego ciśnienia na płacie 100 skrzydła w etapie S1 współczynnik ciśnienia C_p będący stosunkiem różnicy lokalnej wartości ciśnienia statycznego p zmierzonego na płacie i ciśnienia przepływu niezaburzonego p_∞ do ciśnienia dynamicznego przepływu q , ma wartość ujemną. Jeśli C_p ma wartość nieujemną na krawędzi spływu płata to oderwanie nie występuje i jednostka sterująca 400 w etapie S3 nie wysyła sygnału sterującego do zespołów dozujących 1–5 albo zaprzestaje wysyłania sygnału, jeśli poprzednio zmierzona wartość C_p była ujemna. Jeśli C_p ma wartość ujemną, jednostka sterująca 400 w etapie S4 wysyła sygnał sterujący do każdego zespołu dozującego 1–5 za pomocą przewodów sterujących, odpowiednio 410, 411, 412, 413 i 414. Sygnały sterujące przesyłane za pomocą przewodów sterujących 410–414 mogą być od siebie niezależne, dzięki czemu można niezależnie sterować każdym zespołem dozującym 1–5, a w związku z tym niezależnie sterować za pomocą odpowiednich zaworów przepływem przez każdą z dysz 210–214. Sekwencja sygnałów sterujących pracą poszczególnych zaworów 220–224 jest zapisana w pamięci jednostki sterującej 400. Sterowanie każdą z dysz 210–214 za pomocą odpowiadających zaworów, odpowiednio 220–224, w etapie S5 zostało przedstawione na przykładzie zaworu 220 połączonego z dyszą 210. Zawór 220 naprzemiennie łączy dyszę ze źródłem 300 sprężonego powietrza oraz źródłem 500 podciśnienia w sposób cykliczny w równych interwałach czasowych. W sposób analogiczny odbywa się niezależne sterowanie zaworami 221–224 pozostałych dysz 211–214. Sprężone powietrze wypływające z dysz 210–214 przez otworki 250–254 podczas pracy

zaworów pochodzi z nadatku powietrza generowanego przez sprężarkę silnika turbinowego natomiast podciśnienie z pompy próżniowej. Zastosowanie podciśnienia ma na celu wyhamowanie wypływu z dyszy 210, 211, 212, 213 i 214 lub przepływ w przeciwnym kierunku, co umożliwi uzyskanie pulsacji o dużej częstotliwości.

W jednym przykładzie realizacji sposobu aktywnego sterowania przepływem na powierzchni aerodynamicznej, sposób zapewnia pulsacyjny wydmuch do $q = 0,004$ kg/s powietrza z każdej dyszy 210–214 z częstotliwością $f = 300$ Hz, dzięki zastosowaniu zaworów elektromagnetycznych 220–224 pracujących z częstotliwością $f_z = 300$ Hz otwieranych oraz zamykanych naprzemiennie z interwałem $t = 1$ ms i zasilanych powietrzem ze sprężarki zapewniającej nadciśnienie w dyszy $P = 60000$ Pa oraz podciśnienia 15000 Pa względem ciśnienia atmosferycznego.

Na fig. 4 przedstawiono wykres współczynnika ciśnienia C_p w zależności od stosunku odległości od krawędzi natarcia do długości cięciwy. Rozkład ciśnienia wzdłuż cięciwy c profilu skrzydła w stanie oderwania bez zastosowania rozwiązania według wynalazku przedstawiono za pomocą krzywej K1, podczas gdy po likwidacji oderwania przepływu z zastosowaniem rozwiązania według wynalazku za pomocą krzywej K2. Krzywa K1 przedstawia rozkład współczynnika C_p charakterystyczny dla opływu powietrza wokół skrzydła w przypadku oderwania przepływu. Widoczne jest wypłaszczenie krzywej C_p od $x/c = 0,5$ oraz ujemna wartość współczynnika na krawędzi spływu dla $x/c = 1$. Krzywa K2 przedstawia rozkład współczynnika C_p dla opływu skrzydła bez oderwania, charakterystyczne jest to iż dla $x/c = 1$ wartość współczynnika $C_p = 0$.

Rozwiązanie według wynalazku może być przemysłowo zastosowane zwłaszcza w przemyśle lotniczym, gdzie pożądane jest powstrzymanie bądź opóźnienie wystąpienia zjawiska oderwania przepływu na skrzydle samolotu.

Zastrzeżenia patentowe

1. Układ do aktywnego sterowania przepływem na powierzchni aerodynamicznej (100) zawierający co najmniej jeden zespół dozujący (1, 2, 3, 4, 5), jednostkę sterującą (400), źródło (300) sprężonego powietrza, oraz czujnik (420) umieszczony na powierzchni aerodynamicznej (100), przy czym zespół dozujący (1, 2, 3, 4, 5) ma dyszę (210, 211, 212, 213, 214) zakończoną otworem wylotowym (250, 251, 252, 253, 254) w powierzchni aerodynamicznej (100), oraz połączony z dyszą (210, 211, 212, 213, 214) zawór (220, 221, 222, 223, 224), przez który każdy zespół dozujący (1, 2, 3, 4, 5) jest połączony płynowo ze źródłem (300) sprężonego powietrza, a ponadto w co najmniej jednej dyszy (210, 211, 212, 213, 214) jest umieszczony czujnik (540, 541, 542, 543, 544) i czujniki (420, 540, 541, 542, 543, 544) są połączone z jednostką sterującą (400), która to jednostka sterująca (400) jest połączona oddzielnie z każdym z zaworów (220, 221, 222, 223, 224) zespołów dozujących (1, 2, 3, 4, 5), **znamienny tym**, że zawiera źródło (500) podciśnienia, zaś połączony z dyszą (210, 211, 212, 213, 214) zawór (220, 221, 222, 223, 224) każdego z zespołów dozujących (1, 2, 3, 4, 5) jest zaworem rozdzielającym połączonym ze źródłem (300) sprężonego powietrza i ze źródłem (500) podciśnienia i ten zawór rozdzielający (220, 221, 222, 223, 224) umożliwia naprzemienne dostarczanie powietrza ze źródła (300) sprężonego powietrza do dyszy (210, 211, 212, 213, 214) i zasysanie powietrza z dyszy (210, 211, 212, 213, 214) za pomocą źródła (500) podciśnienia.
2. Układ według zastr. 1, **znamienny tym**, że każdy zespół dozujący (1, 2, 3, 4, 5) jest połączony płynowo ze źródłem (300) sprężonego powietrza za pośrednictwem przewodu pneumatycznego (230) doprowadzonego do zaworów (220, 221, 222, 223, 224).
3. Układ według zastr. 1, **znamienny tym**, że każdy zespół dozujący (1, 2, 3, 4, 5) jest połączony płynowo ze źródłem (500) podciśnienia za pośrednictwem przewodu pneumatycznego (530) doprowadzonego do zaworów (220, 221, 222, 223, 224).
4. Układ według zastr. 1, **znamienny tym**, że otwory wylotowe (250, 251, 252, 253, 254) dysz (210, 211, 212, 213, 214) umieszczone są w linii występowania oderwania przepływu na powierzchni aerodynamicznej (100).
5. Układ według zastr. 1, **znamienny tym**, że zawory (220, 221, 222, 223, 224) są połączone bezpośrednio z dyszą (210, 211, 212, 213, 214) za pomocą sztywnego połączenia.

6. Układ według zastrz. 1, **znamienny tym**, że zawory (220, 221, 222, 223, 224) są połączone z dyszą (210, 211, 212, 213, 214) za pomocą elastycznego połączenia o dowolnej długości.
7. Układ według zastrz. 1, **znamienny tym**, że każdy zawór rozdzielający (220, 221, 222, 223, 224) zawiera element naprzemiennie przełączający przepływ ze źródła (300) sprężonego powietrza do dyszy (210, 211, 212, 213, 214) oraz z dyszy (210, 211, 212, 213, 214) do źródła (500) podciśnienia poruszany za pomocą cewki elektromagnetycznej lub układu piezoelektrycznego.
8. Układ według zastrz. 1, **znamienny tym**, że elementem otwierającym i zamykającym zaworu (220, 221, 222, 223, 224) jest kulka albo tłok.
9. Układ według zastrz. 1, **znamienny tym**, że cewka elektromagnetyczna zaworu rozdzielającego (220, 221, 222, 223, 224) zapewnia oscylacje elementu przełączającego z częstotliwością od 1 do 1000 Hz.
10. Układ według zastrz. 1, **znamienny tym**, że źródło (300) sprężonego powietrza stanowi jedno spośród sprężarki silnika turbinowego samolotu, dedykowanego kompresora, układu kompresorów zasilanego z instalacji elektrycznej samolotu i układu kompresorów zasilanego z dedykowanej baterii.
11. Układ według zastrz. 1, **znamienny tym**, że źródło (500) podciśnienia stanowi jedno spośród, dedykowanej pompy, układu pomp zasilanych z instalacji elektrycznej samolotu i układu pomp zasilanych z dedykowanej baterii albo podciśnienie jest wywołane przez przepływ zewnętrznego gazu.
12. Układ według zastrz. 1, **znamienny tym**, że wszystkie zawory rozdzielające (220, 221, 222, 223, 224) mają jednakowe parametry techniczne albo co najmniej jeden spośród zaworów rozdzielających (220, 221, 222, 223, 224) ma inne parametry techniczne względem pozostałych.
13. Układ według zastrz. 1, **znamienny tym**, że czujnik (420) umieszczony na powierzchni aerodynamicznej (100) jest czujnikiem ciśnienia.
14. Układ według zastrz. 13, **znamienny tym**, że powierzchnia aerodynamiczna (100) jest skrzydłem samolotu.
15. Układ według zastrz. 13, **znamienny tym**, że powierzchnia aerodynamiczna (100) jest kanałem dolotowym lub wylotowym maszyny przepływowej.
16. Układ według zastrz. 1, **znamienny tym**, że czujnik (540, 541, 542, 543, 544) umieszczony w każdej dyszy (210, 211, 212, 213, 214) jest czujnikiem ciśnienia lub prędkości przepływu powietrza przez dyszę (210, 211, 212, 213, 214).
17. Sposób aktywnego sterowania przepływem na powierzchni aerodynamicznej (100), w którym mierzy się wielkość fizyczną na powierzchni aerodynamicznej (100), na podstawie której to wielkości fizycznej określa się wystąpienie zjawiska oderwania przepływu na powierzchni aerodynamicznej (100), a następnie po stwierdzeniu wystąpienia oderwania przepływu na powierzchni aerodynamicznej (100), poprzez rząd otworów wylotowych (250, 251, 252, 253, 254) w powierzchni aerodynamicznej (100) i połączone z otworami wylotowymi (250, 251, 252, 253, 254) dysze (210, 211, 212, 213, 214), dostarcza się na powierzchnię aerodynamiczną (100) sprężone powietrze ze źródła (300) sprężonego powietrza aż do momentu stwierdzenia zaniku oderwania przepływu na powierzchni aerodynamicznej (100), przy czym dostarczane do każdego z otworów wylotowych (250, 251, 252, 253, 254) powietrze ma przepływ pulsacyjny, **znamienny tym**, że pulsacyjny przepływ powietrza w otworach wylotowych (250, 251, 252, 253, 254) uzyskuje się poprzez naprzemiennie doprowadzenie do każdej dyszy (210, 211, 212, 213, 214) powietrza ze źródła (300) sprężonego powietrza oraz zasysanie powietrza z dyszy (210, 211, 212, 213, 214) za pomocą źródła (500) podciśnienia.
18. Sposób według zastrz. 17, **znamienny tym**, że naprzemiennie doprowadzenie do każdej dyszy (210, 211, 212, 213, 214) sprężonego powietrza oraz zasysanie strumienia wypływającego z dyszy (210, 211, 212, 213, 214) przeprowadza się poprzez zawór rozdzielający (220, 221, 222, 223, 224), naprzemiennie przełączający pomiędzy źródłem (300) sprężonego powietrza a źródłem (500) podciśnienia.
19. Sposób według zastrz. 17, **znamienny tym**, że wartość podciśnienia dobrana jest przez system sterujący na podstawie wartości sygnału z czujnika (540, 541, 542, 543, 544) umieszczonego w dyszy (210, 211, 212, 213, 214) w taki sposób aby następowało przyśpieszone ustanie przepływu w dyszy (210, 211, 212, 213, 214) po przełączeniu zaworu (220, 221, 222, 223, 224) z zasilania dyszy (210, 211, 212, 213, 214) sprężonym powietrzem na zasilanie ze źródła (500) podciśnienia.

20. Sposób według zastr. 17, **znamienny tym**, że powietrze dostarcza się na powierzchnię aerodynamiczną (100) przez wszystkie otwory wylotowe (250, 251, 252, 253, 254) jednocześnie, przez co drugi otwór wylotowy (250, 251, 252, 253, 254) w rzędzie albo sekwencyjnie przez każdy kolejny otwór wylotowy (250, 251, 252, 253, 254) w rzędzie.
21. Sposób według zastr. 17, **znamienny tym**, że mierzoną wielkością fizyczną jest ciśnienie na krawędzi spływu powierzchni aerodynamicznej (100), zaś jako warunek wystąpienia odrywania przepływu przyjmuje się uzyskanie wartości ujemnej przez obliczony na podstawie pomiaru ciśnienia współczynnik ciśnienia C_p .
22. Sposób według zastr. 17, **znamienny tym**, że poprzez naprzemienne doprowadzenie do każdej dyszy (210, 211, 212, 213, 214) sprężonego powietrza oraz zasysanie strumienia powietrza uzyskuje się w dyszy (210, 211, 212, 213, 214) naprzemienne przepływy w dwóch, wzajemnie przeciwnych kierunkach.
23. Sposób według zastr. 17, **znamienny tym**, że poprzez naprzemienne doprowadzenie do każdej dyszy (210, 211, 212, 213, 214) sprężonego powietrza oraz zasysanie strumienia powietrza uzyskuje się w dyszy (210, 211, 212, 213, 214) naprzemienne stany przepływu powietrza i zatrzymania przepływu powietrza.

Rysunki

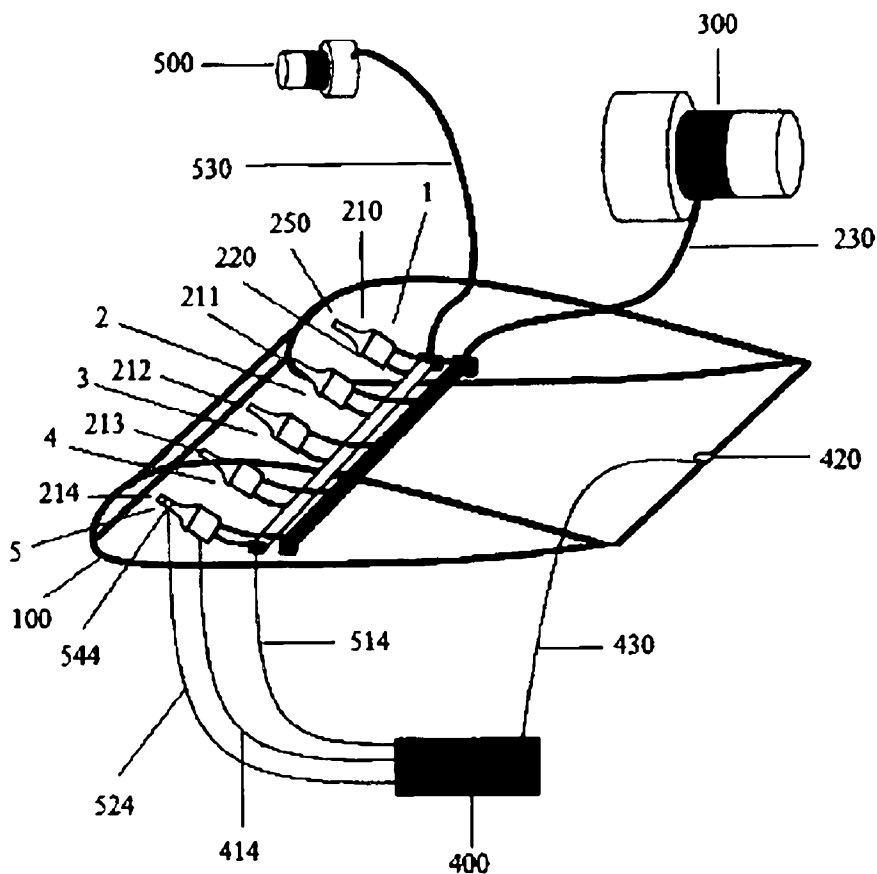


Fig. 1

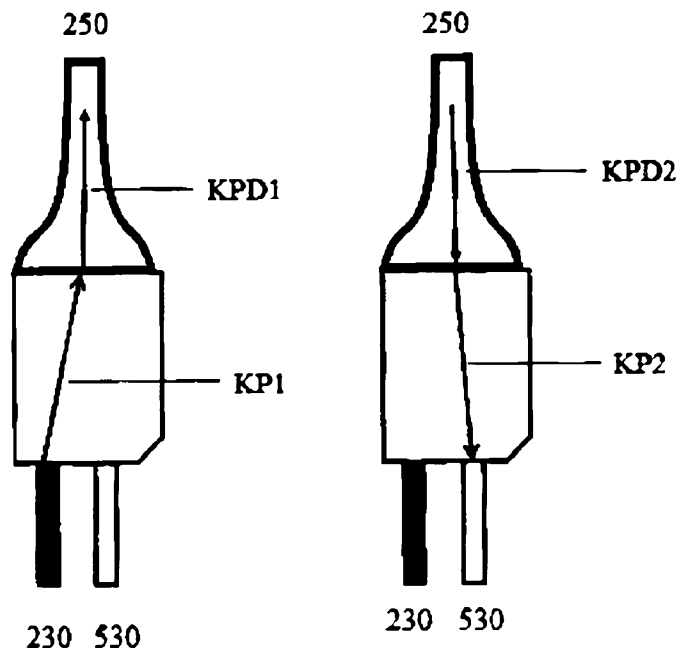


Fig. 2a

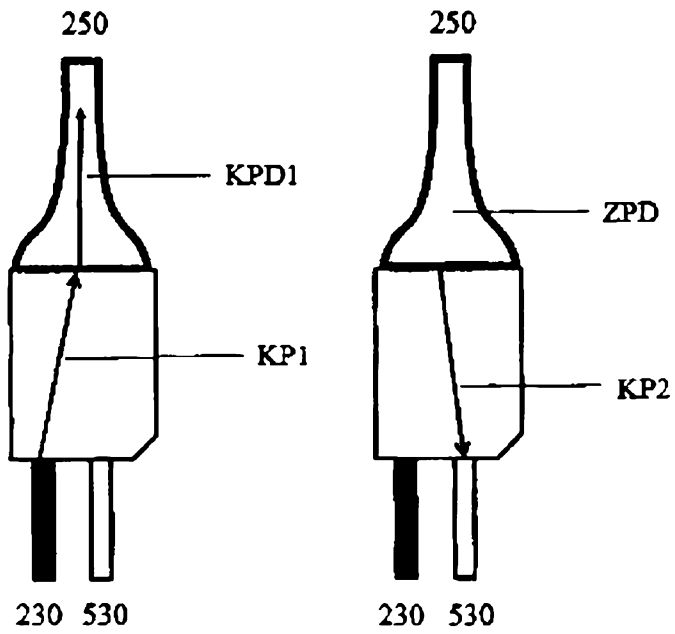


Fig. 2b

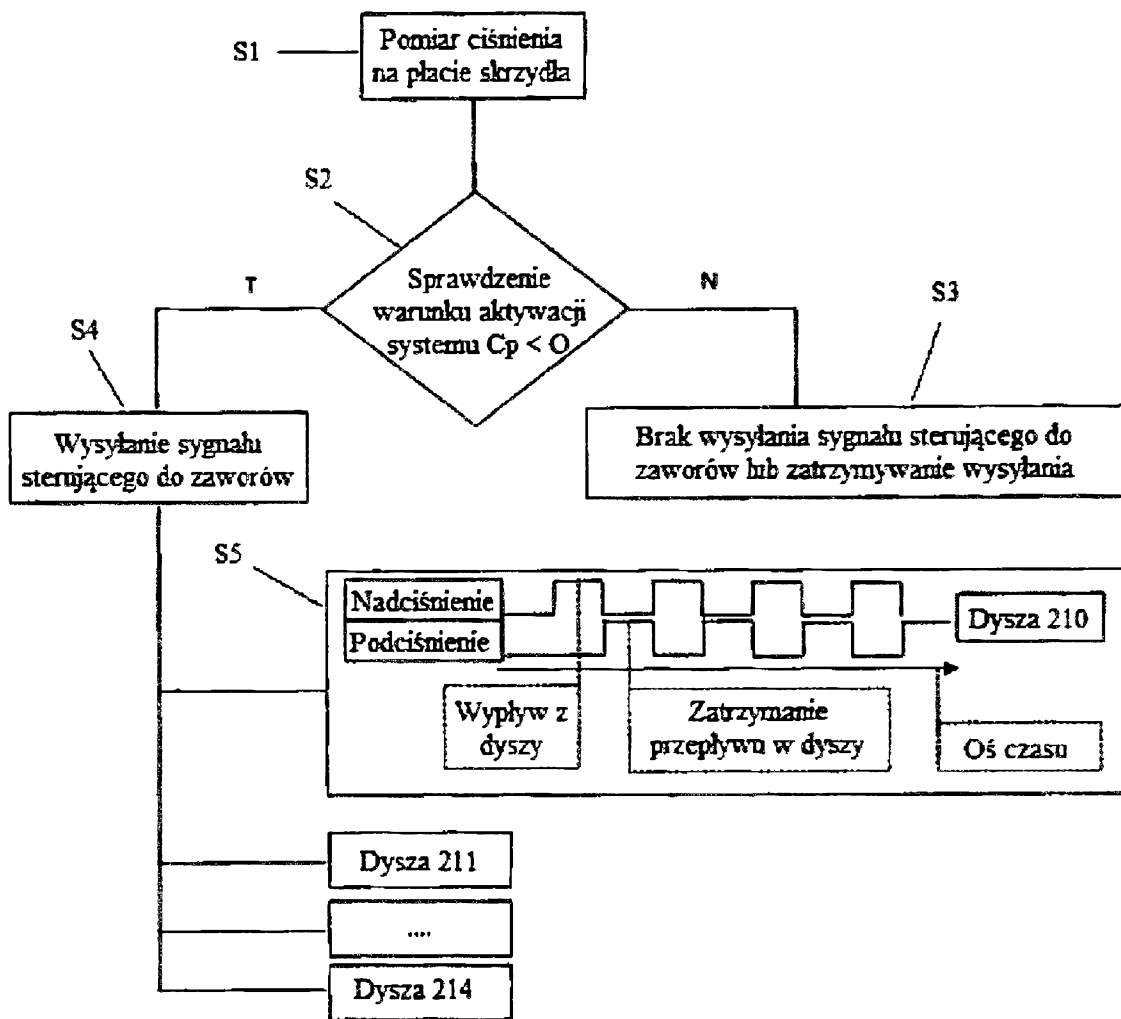


Fig. 3

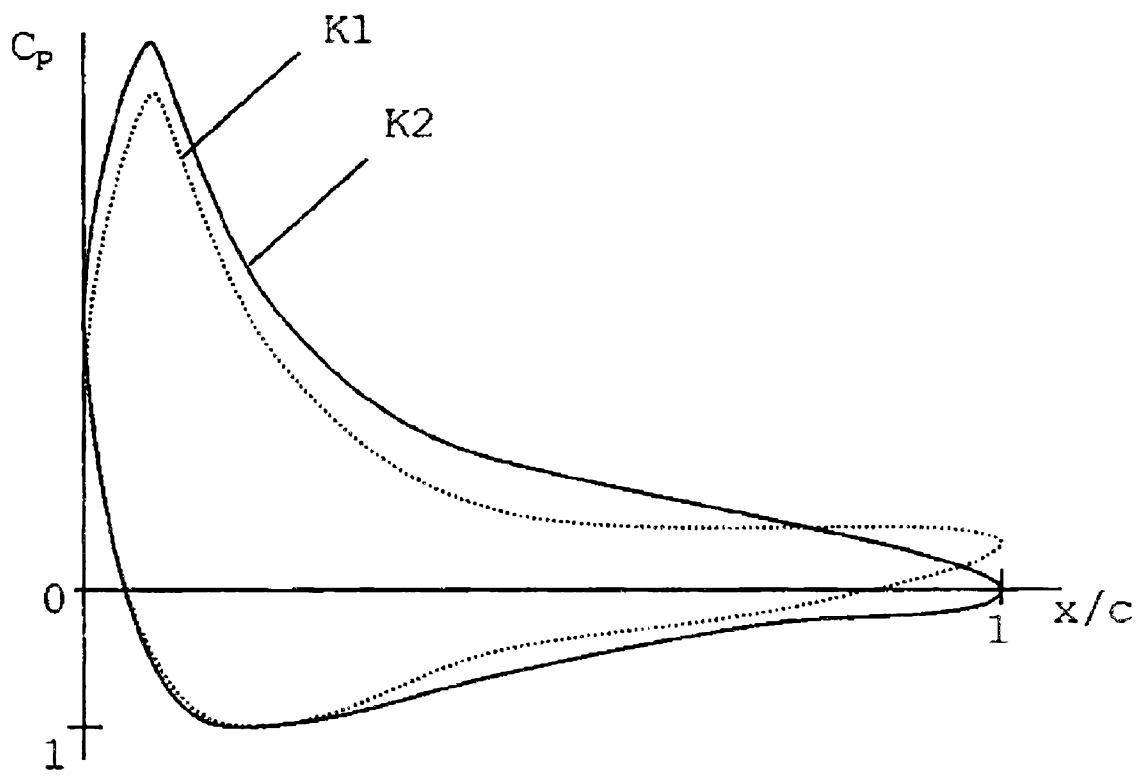


Fig. 4