



Patent dodatkowy
do patentu nr _____

Zgłoszono: 01.02.1975 (P. 177748)

Pierwszeństwo: _____

Zgłoszenie ogłoszono: 20.11.1976

Opis Patentowy opublikowano: 30.01.1980

Int. Cl.² B64D 1/18
B65G 53/42

CZYTELNIA

Urząd Patentowy
Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej

Twórcy wynalazku: Feliks Borodzik, Włodzimierz Konstantynowicz Drużyński, Jerzy Maksymowicz Gorbienko, Andrzej Moldenhawer, Zenon Wasersztum

Uprawniony z patentu: Instytut Lotnictwa, Warszawa (Polska)

Samolotowy kanał transportu pneumatycznego

1

Przedmiotem wynalazku jest samolotowy kanał transportu pneumatycznego służący do rozsiewania sypkich nawozów mineralnych lub innych chemikaliów sypkich.

Znane są samolotowe kanały transportu pneumatycznego do rozsiewania sypkich chemikaliów, których zadaniem jest zwiększenie szerokości smugi rozsiewanych chemikaliów. Kanały te przeważnie są utworzone przez górne i dolne pokrycia skrzydeł lub klap oraz wewnętrzne przegrody, które usztywniają te pokrycia oraz powodują rozdział chemikaliów przepływających kanałem w sposób zapewniający równomierny ich rozkład w smudze. Niektóre z nich, jak np. „Opylacz samolotowy” opisany w opisie patentowym PRL nr 71 139, posiadają w górnych, lub dolnych ścianach otwory, przez które chemikalia wydostają się na zewnątrz kanału dając bardziej równomierne rozłożenie ich w smudze. Inne zaś jak „Skrzydło opylające samolotu (opis patentowy Wielkiej Brytanii Nr 1084 744) posiadają w górnym pokryciu wzdłuż całej długości szczelinę, przez którą wydostają się chemikalia. Rozwiązanie opisane w patencie amerykańskim Nr 3 559 930 posiada kanał zaopatrzony jedynie w końcówki wylotowe na wzór rur opryskujących.

Znane samolotowe kanały transportu pneumatycznego posiadają tę wadę, że wewnętrzne kierownice i długie przegrody powodują zwiększenie strat energii przepływu, co wpływa na zmniejsze-

2

nie prędkości cząstek wylatujących z końcowych wylotów i tym samym zmniejszenie szerokości smugi. Zmiany zaś kierunku przepływu wywołane zarówno kierownicami jak i otworami w górnych lub dolnych ściankach tych kanałów powodują przy przepływie czynnika dwufazowego jakim jest mieszanina powietrza z chemikaliami, wytrącanie cięższych cząstek, co przy większych koncentracjach doprowadza do zalegania cząstek wewnątrz kanałów, a następnie — pulsacyjne ich wysypywanie, również po zamknięciu dozowników podających chemikalia do kanałów.

Celem wynalazku jest skonstruowanie samolotowego kanału transportu pneumatycznego materiałów sypkich, który nie posiadałby wad znanych kanałów i mógłby być stosowany do rozsiewania nawozów mineralnych lub innych chemikaliów sypkich z samolotów.

Samolotowy kanał według wynalazku, usytuowany wzdłuż skrzydła samolotu, prostopadle do kierunku lotu, posiada na całej długości prostokątny przekrój z zaokrąglonymi narożnikami, zmieniający się wzdłuż długości uskokami, przy czym każdy uskok stanowi zakrzywienie ku dołowi, w odniesieniu do osi wzdłużnej kanału odgańczenie, natomiast końcowy wylot stanowi prosty odcinek kanału. Przednia ścianka kanału jest płaska lub prawie płaska, natomiast tylna ścianka, zmienia się odpowiednio z odgańzeniami. Odgańczenia posiadają różne kąty odchylenia od osi wzdłużnej

kanalu, zmieniające się od wartości większej od 90° dla odgałęzienia usytuowanego najbliżej kadłuba samolotu, do wartości 0° dla końcowego wylotu kanału. Wielkości przekrojów wlotowych i wylotowych kolejnych odgałęzień są różne i różniące się między sobą, tworząc dysze zbieżne lub rozbieżne w poszczególnych odgałęzieniach, przy czym odgałęzienie najbliższe kadłuba samolotu ma zawsze dyszę zbieżną. Zbieżność lub rozbieżność odgałęzienia dobiera się w zależności od współczynnika koncentracji tj. stosunku masy unoszonych chemikaliów do masy powietrza transportującego tak, aby dla danego współczynnika koncentracji opory przepływu przez poszczególne odgałęzienia były prawie jednakowe, zaś prędkość wypływu z końcowego wylotu kanału była jak największa, przy czym należy zaznaczyć, że zmniejszenie współczynnika koncentracji powoduje zmniejszenie zbieżności dyszy, aż do rozbieżności włącznie.

Ponadto, każde odgałęzienie posiada tak dobrany kształt odgięcia, aby wytrącone ze strumienia cięższe cząstki na skutek zmiany kierunku przepływu, odbijając się od zakrzywionych ścianek, uzyskiwały kierunek najbardziej zbliżony do zmniejszonego kierunku ruchu strumienia, zaś w odzyskaniu utraconej na skutek odbicia prędkości pomagały siły ciężkości. Każde odgałęzienie zmieniające wielkość przekroju samolotowego kanału poprzedzone jest krótką pionową przegrodą, nie zmieniającą kierunku przepływu lecz odcinającą odpowiednią część kanału, która to przegroda za odgałęzieniem stanowi tylną ściankę kanału, aż do następnego odgałęzienia. Samolotowy kanał według wynalazku, podzielony jest na szereg odpowiednio łączonych funkcjonalnych odcinków, co pozwala na szybką ich wymianę i przystosowanie kanału do żądanych warunków transportu pneumatycznego rozsiewanych chemikaliów.

Samolotowy kanał transportu pneumatycznego według wynalazku posiada szereg zalet, do których w szczególności należą: małe straty hydrauliczne przepływu szczególnie czynnika dwufazowego, co pozwala na uzyskanie stosunkowo wysokich prędkości cząstek chemikaliów wyrzucanych prostopadle do kierunku lotu z końcowego wylotu, co z kolei pozwala na uzyskiwanie dużych szerokości smugi rozsiewanych chemikaliów, równomierny ustabilizowany rozdział przepływającego kanałem dwufazowego czynnika na poszczególne odgałęzienia, stanowiące punkty wysypu rozmieszczone w sposób zapewniający uzyskanie wymaganej równomierności pokrycia pola chemikaliami, wyeliminowanie zalegania wytrąconych z ruchu cząstek wewnątrz kanału oraz lekkość konstrukcji i możliwość rozszerzenia zakresu zmian optymalnych wartości współczynnika koncentracji transportu pneumatycznego drogą łatwej wymiany poszczególnych segmentów.

Przedmiot wynalazku jest przedstawiony w przykładzie wykonania na rysunku, na którym fig. 1 przedstawia kanał w widoku z boku, a fig. 2 — ten sam kanał w widoku perspektywicznym.

Przykładowe rozwiązanie wynalazku składa się z czterech funkcjonalnych odcinków 1, 2, 3, 4 połączonych końcami 5. Pierwszy odcinek 1 kanału jest zespołem dwóch odgałęzień 6 i 7, z których pierwsze 6 usytuowane bliżej kadłuba samolotu odchylone jest od osi wzdlużnej kanału w dół, o kąt $\alpha_1 > 90^\circ$ i stanowi je dysza zbieżna o przekroju prostokątnym z zaokrąglonymi narożami, której wylot w kształcie płaskiego prostokąta, ustawiony jest dłuższymi bokami równoległe do osi wzdlużnej kadłuba samolotu. Odgałęzienie 7 odchylone jest od osi wzdlużnej kanału o kąt $\alpha_2 = 90^\circ$, stanowi dyszę mniej zbieżną o przekroju wylotowym w kształcie płaskiego prostokąta z zaokrąglonymi narożami ale o bokach dłuższych prostopadłych do osi wzdlużnej kadłuba samolotu. Odcinki 2 i 3 samolotowego kanału posiadają po jednym odgałęzieniu, odcinek 2 odgałęzienie 8, odcinek 3 odgałęzienie 9, odchylonym od osi wzdlużnej kanału odpowiednio o kąty α_3 i α_4 przy czym $\alpha_4 < \alpha_3 < 90^\circ$.

Odgałęzienia 8 i 9 są mniej zbieżne niż wcześniej opisane posiadają przekroje prostokątne z zaokrąglonymi narożami, przy czym boki usytuowane równoległe do osi wzdlużnej kadłuba samolotu są nieco dłuższe od pozostałych. Ostatni odcinek 4 kanału stanowi jego końcowy wylot 10. Jest to prosta rura, kąt $\alpha_5 = 0^\circ$ o przekroju płaskiego prostokąta z zaokrąglonymi narożami o bokach dłuższych równoległych do osi wzdlużnej kadłuba samolotu. Samolotowy kanał o przekroju wlotowym 11 skonstruowany jest w ten sposób, że jego przednia ścianka 12 posiada niewielką zbieżność, biegnącą od strony kadłuba samolotu w kierunku wylotu 10 i ciągnie się prostoliniowo wzdluż rozpiętości skrzydła samolotu, tzn. prostopadle do kierunku lotu. Tylną ścianką 13 kanału jest jednocześnie tylną ścianką odgałęzienia 7. Przegroda pionowa 14 odcina odpowiednią część przekroju wlotowego 11 i stanowi przednią ściankę odgałęzienia 7, a tylną odgałęzienia 6. Przegroda pionowa 15 odcina dalszą część przekroju wlotowego 11 kanału, tworzy przednią ściankę odgałęzienia 6 przechodząc w tylną ściankę samolotowego kanału aż do końca odgałęzienia 8 w odcinku 2 kanału.

Analogicznie w odcinku 2 kanału, przegroda pionowa 16 odcina odpowiednią część przekroju kanału, tworząc przednią ściankę odgałęzienia 8, następnie przechodzi w tylną ściankę samolotowego kanału aż do zakończenia odgałęzienia 9 w odcinku 3 kanału. Przegroda pionowa 17 w odcinku 3 kanału, odcina dalszą część kanału tworząc przednią ściankę odgałęzienia 9, a następnie przechodząc w tylną ściankę kanału, aż do końcowego wylotu 10. Krzywizny odgięć poszczególnych odgałęzień 6, 7, 8 i 9 są tak dobrane, że transportowane cząstki chemikaliów, odbijając się od zakrzywionej górnej ścianki danego odgałęzienia trafiają w swej większości w światło jego wylotu.

Powierzchnie przekrojów wylotowych odgałęzień 6, 7, 8 i 9 w stosunku do powierzchni przekrojów wlotowych, odciętych przez odpowiednie przegrody pionowe 14, 15, 16 i 17 z początkowego przekroju wlotowego 11 kanału, są zmniejszone proporcjonalnie do strat przepływu w tych odgałęzieniach,

związanych ze współczynnikiem koncentracji transportowanego materiału, jego ciężarem właściwym i rozdrobnieniem tak, że w końcowym wylocie 10. uzyskiwane są największe prędkości wysypu chemikaliów oraz taki ich wydatek sekundowy w poszczególnych odgałęzieniach, że zapewniona jest odpowiednia równomierność rozkładu chemikaliów w rozsiewanej smudze. Podział samolotowego kanału na funkcjonalne odcinki 1, 2, 3, 4 pozwala na szybką ich wymianę i łatwe przystosowanie kanału do żądanych warunków rozsiewania chemikaliów przez zastosowanie odpowiednio ukształtowanych odgałęzień do wymaganych warunków transportu pneumatycznego.

Zastrzeżenia patentowe

1. Samolotowy kanał transportu pneumatycznego posiadający poprzeczny przekrój w kształcie poziomo ustawionego prostokąta z zaokrąglonymi narożami, **znamienny tym**, że przekrój ten zmniejsza się wzdłuż długości uskokami stanowiącymi zakrzywione w dół w stosunku do osi wzdłużnej kanału odgałęzienia (6, 7, 8, 9), poprzedzone pionowymi przegrodami (14, 15, 16, 17), zaś końcowy wylot (10) stanowi prostokątna rura z zaokrąglonymi

mi narożami, której jedna z pionowych ścianek jest przedłużeniem ostatniej przegrody (17), a druga pionowa ścianka — płaską lub prawie płaską ściankę (12) całego kanału.

2. Samolotowy kanał według zastrz. 1, **znamienny tym**, że kąty ($\alpha_1 + \alpha_2$) (α) odgałęzień (6, 7, 8, 9) i wylotu końcowego (10) w stosunku do osi kanału zmieniają się stopniowo od wartości (α_1) większej od 90° dla odgałęzienia (6) usytuowanego najbliżej kadłuba samolotu, aż do wartości (α_2) równej 0° dla wylotu końcowego (10).

3. Samolotowy kanał według zastrz. 2, **znamienny tym**, że odgałęzienie (6), usytuowane wylotem najbliżej kadłuba samolotu, jest dyszą zbieżną.

4. Samolotowy kanał według zastrz. 2, **znamienny tym**, że wyloty odgałęzień (6 i 7), usytuowanych w pobliżu kadłuba samolotu, mają kształt wydłużonego prostokąta o zaokrąglonych narożach, przy czym dłuższy bok wylotu odgałęzienia (6), położonego najbliżej kadłuba samolotu, jest ustawiony równoległe do osi kadłuba, a dłuższy bok wylotu pozostałego odgałęzienia (7) jest ustawiony prostopadłe do osi kadłuba samolotu.

5. Samolotowy kanał według zastrz. 1, **znamienny tym**, że składa się z szeregu funkcjonalnych odcinków (1, 2, 3, 4) łączonych na końcach (5).

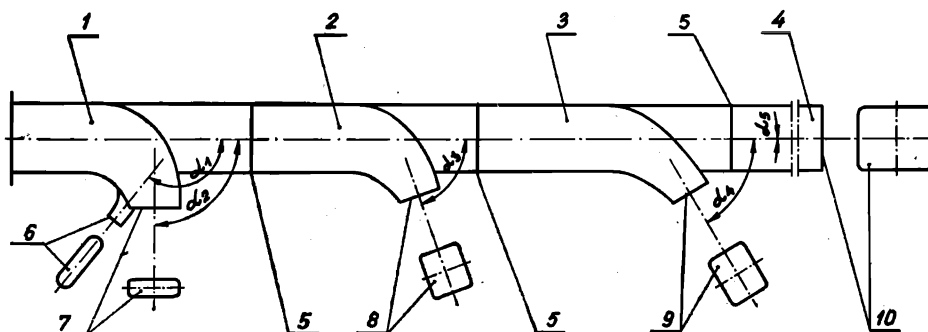


Fig. 1

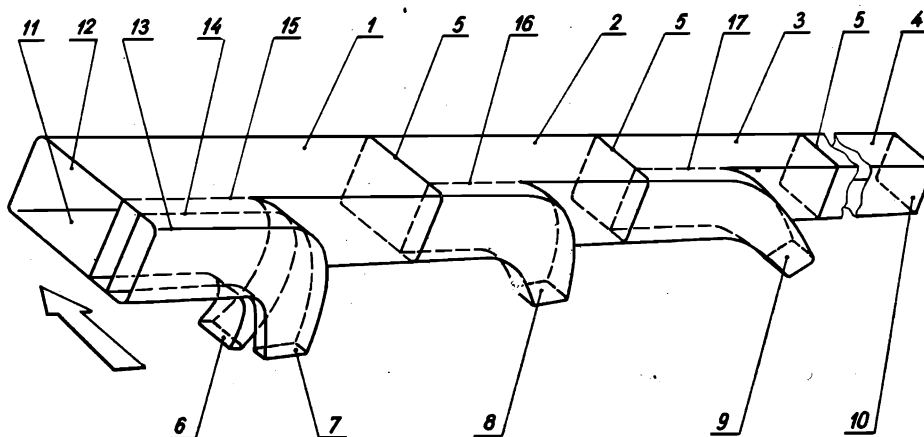


Fig. 2