

URZĄD PATENTOWY w WARSZAWIE OPIS PATENTOWY

Nr 30407

Kl. 46 f, 4'02

F-02c 5/10

Junkers Flugzeug- und Motorenwerke Aktiengesellschaft, Dessau

Blaszana komora spalania, przeznaczona do urządzeń napędowych samolotu

Zgłoszono 12 października 1938

Udzielono 11 lutego 1942

Pierwszeństwo: 18 listopada 1937 (Niemcy)

Wynalazek dotyczy blaszanej komory spalania, przeznaczonej do urządzeń napędowych samolotu, dookoła której jest prowadzony strumień powietrza chłodzącego, którego strumienie częściowe dostają się do wnętrza komory spalania przez otwory w jej płaszczu.

Na ścianki komór spalania, w których spala się gazowe, ciekłe lub rozpylone paliwo przy dostępie powietrza, wymagany jest materiał, który bez szkody mógłby znosić wysokie temperatury przy spalaniu. Zastosowanie ognioodpornych kamieni, odpowiadających temu wymaganiu, jest wykluczone jednak w tych przypadkach, w których możliwie znacznie musi być zmniej-

szony ciężar konstrukcji komory spalania, jak np. w komorach spalania do urządzeń napędowych samolotów.

W tych przypadkach znane jest wytwarzanie ścianek komory spalania z metalu, zwłaszcza z blachy stalowej, oraz w celu ochrony przed zendrowaniem lub przepaleniem się prowadzenie dookoła ścianek na zewnątrz strumienia powietrza chłodzącego. Znane jest następnie zaopatrywanie płaszcza komory spalania w otwory, przez które częściowe strumienie powietrza są odgałęziane od zewnętrznego strumienia powietrza chłodzącego i dostają się do wnętrza komory spalania, gdzie częściowo dostarczają tlenu, niezbędnego do spalania

paliwa, a częściowo obniżają temperaturę środka pędnego, przygotowywanego dla dołączonej turbiny gazowej, do wysokości, dopuszczalnej dla łopatek tej turbiny.

Wada takiej komory spalinowej polega na tym, że nie wytrzymuje zwiększonych naprężeń przy locie, a dalsza wada na tym, że wymaga zbyt wiele przestrzeni i dlatego nie może być umieszczona w przekroju poprzecznym, rozporządzanym w kabinie do umieszczenia urządzenia napędowego i określonego zasadniczo przez piasię śmigła przestawczego.

Wady te usuwa się według wynalazku dzięki temu, że otwory, przewidziane w płaszczu komory spalania, są wykonane w taki sposób jako szerokie szczeliny między pokrywającymi się brzegami następujących po sobie części ścianki komory spalania, że od strumienia powietrza chłodzącego odgałęziają częściowe strumienie powietrzne, które, płynąc wzdłuż wewnętrznej strony ścianki komory spalania, zwróconej do gazów palnych, tworzą warstwę izolacyjną.

Postęp techniczny, uzyskany dzięki wynalazkowi, polega na tym, że udaje się wytworzyć komorę spalania o najmniejszym czołowym oporze i o nadzwyczaj małym ciężarze, która nie tylko spełnia dobrze swe zadanie przy ciągłej pracy samolotu, lecz również czyni zadość obostrzonym wymaganiom przy starcie i locie pionowym.

Znane jest wprowadzić przy silnikach spalinowych, pracujących ze spalaniem przy stałym ciśnieniu, umieszczanie przed wirnikiem turbiny gazowej dyszy, przeznaczonej do wypływu środka pędnego z komory spalania, i zaopatrywanie w szczelinę pierścieniową, przez którą powietrze chłodzące wychodzi w taki sposób, że otacza płaszczem gorący strumień środka pędnego. Jednak przy tego rodzaju urządzeniu chroni się jedynie wylot komory spalania, wykonany jako dysza wylotowa, przed szkodliwym oddziaływaniem gorącego środka pędnego, podczas gdy pozostają nie

chronione ściany komory spalania, poddane znacznie wyższemu oddziaływaniu cieplnemu.

Aby osiągnąć wymagany obszar działania chłodzącego, można przewidzieć szeregowo za sobą wiele szczelin w kierunku przepływu powietrza chłodzącego; ich liczbę i odstęp między nimi dobiera się w zależności od odcinka, wzdłuż którego powietrze, wprowadzane przez szczelinę, może dawać wystarczającą ochronę.

Jeżeli w komorze spalania strumieniowi środka pędnego ma być nadany określony kierunek lub zmiana kierunku, wówczas w tym celu wewnątrz komory spalania mogą być przewidziane ściany lub żeberka, które sięgają w strumień środka pędnego. Wadą tego rodzaju występow jest to, że wskutek nadżerania gazami spalinowymi są wystawione na zwiększone niebezpieczeństwo zniszczenia. Szczególnej ochrony potrzebują brzegi najbardziej głęboko sięgające do komory spalania. Ochronę tę można dzięki temu osiągnąć w dalszej postaci wykonania przedmiotu wynalazku, że ściany lub żeberka, sięgające do komory spalania i przeznaczone do kierowania strumienia gazu palnego, są zaopatrzone na brzegach, zwróconych do komory spalania, w otwór, przez który powietrze chłodzące może wchodzić do komory spalania, przy czym jest rzeczą korzystną, aby do żeberek były dołączone przewody doprowadzające, na których otwory wlotowe trafiałby strumień powietrza, dopływający do komory spalania.

Na fig. 1 i 2 rysunku przedstawiono schematycznie przedmiot wynalazku w postaci przekrojów podłużnych komory spalania turbiny gazowej.

Komorę spalania 1 w wykonaniu według fig. 1 jest otoczona ścianką 2 z blachy, a zwłaszcza z blachy stalowej. Przez dwa przewody doprowadzające 3 na je-

dnym podłużnym boku komory spalania jest doprowadzane ciekłe, gazowe lub rozpylone paliwo, jak również powietrze spalania przez otwory wlotowe 4. Komora spalania 2 jest otoczona płaszczem 5. Przez przestrzeń 8, leżącą między ściankami 2 i 5, przepływa w kierunku strzałek x powietrze spalania, dostarczane dmuchawą lub również przez strumień od jazdy w przypadku, gdy turbina gazowa jest umieszczona na szybko poruszającym się pojeździe, np. na samolocie. Po stronie, leżącej na wprost doprowadzenia paliwa, ściana komory spalania 2 jest zaopatrzona w szczeliny 6, przez które przechodzi powietrze. Szczeliny te powstają dzięki temu, że sąsiadujące ze sobą brzegi każdych dwóch następujących po sobie blach zachodzą za siebie oraz tworzą szczelinę, której brzeg zewnętrzny 7, zwrócony ku nadpływającemu powietrzu, sięga do komory 8, tak iż powstaje krótki i płaski kanał, równoległy do ściany komory i prowadzący powietrze chłodzące. Tak więc przez szczeliny 6 wchodzi z komory 8 powietrze chłodzące w takim kierunku do wnętrza komory spalania 2, iż omywa wewnętrzną stronę jej ścianki. Szczeliny 6 rozciągają się poprzecznie do zaznaczonego na rysunku strzałkami kierunku głównego przepływu gazów spalinowych, tak iż powietrze chłodzące wpływa do komory spalania 2 w takim samym kierunku, w jakim płyną gazy palne. Dzięki wykonaniu według wynalazku komory spalania wewnętrzna strona jej ściany jest opłukiwana przez stale odnawiającą się warstwę chłodzącą powietrza, które zapobiega niszczącemu działaniu ciepłemu gazów palnych na materiał.

W przestrzeni spalania 11 komory 14 w wykonaniu według fig. 2 są umieszczone przewody 12 do doprowadzania paliwa między stalowymi żeberkami 13, służącymi do kierowania strumienia gazów palnych. Komora spalania 14, wykonana ko-

rzystnie również z blach stalowych, jest otoczona płaszczem 15, przez który w kierunku strzałek y przepływa powietrze, służące do ochładzania jej ścianek. Żeberka 13 posiadają wewnątrz kanały szczelinowe 16, które w poprzek do strumienia gazu palnego zajmują całą szerokość komory spalania. Z kanałem szczelinowym 16 każdego żeberka jest połączony kanał 18, doprowadzający powietrze, chłodzące te żeberka. Otwory wlotowe 19 tych kanałów znajdują się na drodze wlotu powietrza do komory spalania. Kanały 20, oddzielające kanały 18 i przebiegające w tym samym kierunku, służą do doprowadzania powietrza spalania do komory spalania 11.

Na brzegach żeberek 13, sięgających do komory spalania 14, kończą się kanały szczelinowe 16 otworami 17, przez które powietrze chłodzące wychodzi do komory spalania. Przy tym działanie ochronne brzegów żeberek osiąga się dzięki temu, że strumień powietrza chłodzącego wypiera w sposób, zaznaczony na rysunku, strumień gazów palnych z tych brzegów i może chronić materiał żeberek w tym miejscu, szczególnie narażonym na przepalanie.

Zastrzeżenia patentowe.

1. Blaszana komora spalania, przeznaczona do urządzeń napędowych samolotu, z przestrzenią spalania, dookoła której jest prowadzony strumień powietrza chłodzącego, z którego powstające strumienie częściowe przedostają się przez otwory, przewidziane w płaszczu komory spalania, do wnętrza przestrzeni spalania, znamienna tym, że te otwory są tak wykonane jako szerokie szczeliny (6) między pokrywającymi się za sobą brzegami leżących szeregowo za sobą części (7) ścianki (2) komory spalania, iż odgałęziają one częściowe strumienie powietrzne od stru-

mienia powietrza chłodzącego, które, przepływając wzdłuż ścianki komory spalania, zwróconej do gazów palnych, tworzą warstwę izolacyjną.

2. Komora spalania według zastrz. 1, znamienna tym, że ścianki lub żeberka (13), sięgające do przestrzeni spalania (11) i przeznaczone do kierowania strumienia gazu palnego, są zaopatrzone na brzegu, zwróconym do przestrzeni spalania w otwór (17), przez który powietrze chłodzące może wchodzić do przestrzeni spalania.

3. Komora spalania według zastrz. 2, znamienna tym, że do żeberek (13) są dołączone przewody doprowadzające (18), na których otwory wlotowe (19) trafia strumień powietrza, dopływający do komory spalania.

Junkers
Flugzeug- und Motorenwerke
Aktiengesellschaft
Zastępca: inż. J. Wyganowski
rzecznik patentowy

Fig. 1

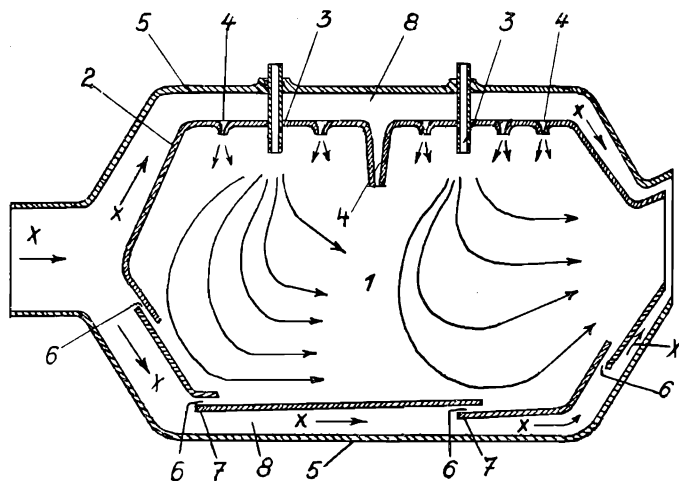


Fig. 2

