

Warszawa, 15 listopada 1935 r.

URZĄD PATENTOWY

B64c 3/14



RZECZYPOSPOLITEJ POLSKIEJ

OPIS PATENTOWY

Nr 22117.

Kl. 62 b, 4/01.

Willy Messerschmitt
(Augsburg, Niemcy).

Skrzydło nośne samolotu.

Zgłoszono 13 sierpnia 1934 r.

Udzielono 6 września 1935 r.

Pierwszeństwo: 14 kwietnia 1934 r. (Niemcy).

W przypadkach, gdy samolot posiada skrzydła, których poprzeczne profile poprzez całą ich rozpiętość są jednakowe lub których grubość w kierunku do końców skrzydeł stopniowo się zmniejsza, podczas lotu po przeciągnięciu samolotu następuje łatwo jego przechylenie na jeden koniec skrzydła, co z kolei doprowadza do niebezpiecznego kołysania się samolotu. Samoloty, posiadające tę ujemną własność, stanowią nie tylko ciągle niebezpieczeństwo dla niedoświadczonych pilotów, lecz uniemożliwiają też osiągnięcie najmniejszej możliwej szybkości lądowania odpowiednio do rozporządzalnego najwyższego wyporu skrzydeł samolotu, ponieważ już nawet ma-

łe przekroczenie kąta natarcia, odpowiadającego największemu wyporowi, doprowadza do zniweczenia stateczności poprzecznej.

Wady powyższe skrzydeł mogą być usunięte mniej lub więcej skutecznie zapomocą różnych środków. W tym celu stosowano na zewnętrznych końcach skrzydeł profile procentowo grubsze, niż w środku, gdyż grubsze profile posiadają większe dopuszczalne granice kąta natarcia, niż profile cienkie. Poza tem stosowano na wewnętrznych końcach skrzydeł wcięcia, które podczas lotu po przeciągnięciu samolotu zmuszają strumień powietrza do przylegania do skrzydła także na zewnętrznych

końcach skrzydeł, utrzymując w ten sposób zwrotność poprzeczną samolotu. Wreszcie wykonywano również wichrowate skrzydła tak, aby środkowe części skrzydła osiągnęły wcześniej krytyczny kąt natarcia, niż końce skrzydła.

Według wynalazku osiąga się stateczność poprzeczną podczas lotu na przeciągniętym samolocie dzięki temu, że promień krzywizny czoła profilu skrzydła w odniesieniu do każdorazowej grubości profilu skrzydła wzdłuż rozpiętości skrzydeł jest zmienny, przyczem w kierunku nazewnątrz w obrębie końców skrzydeł promień krzywizny czoła profilu jest duży, w środkowej zaś części stosunkowo mały. Stateczność poprzeczną samolotu można osiągnąć według wynalazku również w ten sposób, że najbardziej wysunięta część czoła profilu skrzydła tylko w środkowej części rozpiętości skrzydeł zaopatruje się w jedną lub kilka nierówności albo szorstkości na przestrzeni, równającej się mniej więcej połowie długości tej rozpiętości.

W dawniejszych wykonaniach stosowano również skrzydła o profilu zmiennym wzdłuż ich rozpiętości, jednakże najgrubsze miejsce znajdowało się w obrębie końców skrzydeł bezpośrednio przy krawędzi natarcia, a w obrębie skrzydeł, położonym bliżej kadłuba, znajdowało się mniej więcej w połowie szerokości skrzydła. W ten sposób w środku rozpiętości skrzydeł skrzydło posiadało zaostrzoną krawędź natarcia, na końcach zaś silnie zaokrągloną.

Skrzydło samolotu w dawniejszym wykonaniu posiadało bardzo niedostateczne własności aerodynamiczne, podczas gdy skrzydło według wynalazku wykazuje dobrą sprawność, ponieważ najgrubsze miejsce profilu znajduje się zawsze w najkorzystniejszej części profilu, a więc mniej więcej na jednej trzeciej szerokości skrzydła. Nierówności, szorstkości lub mniejsze promienie krzywizny znajdują się w skrzy-

dle według wynalazku w punkcie wejścia, czyli spiętrzenia powietrza podczas lotu szybkiego. W tym punkcie spiętrzenia powietrza, jak wiadomo, szybkość przepływu powietrza, a tem samem jego opór, równa się zeru.

Skuteczność skrzydła według wynalazku polega na znanem zjawisku, że profile skrzydeł z zaostrzonym czołem posiadają mniejsze granice kąta natarcia, niż profile z czołem bardziej zaokrąglonym. To samo dotyczy profilów, posiadających na przedniej części ich czoła nierówności lub szorstkości. Skutek, osiągany przez ukształtowanie skrzydła według wynalazku, byłby więc podobny do osiąganego przez wichrowate skrzydło lub przez zastosowanie profilów o małych granicach dla kąta natarcia w środku, o dużych zaś — na końcach.

Skrzydło według wynalazku wykazuje jednak jeszcze dalsze korzyści. Profile skrzydeł z czołem zaostrzonym lub w przybliżeniu zaostrzonym, wykazują, przy wzrastaniu kąta natarcia, powyżej kąta, odpowiadającego najwyższemu wyporowi, stosunkowo małe zmniejszenie się współczynnika wyporu. Własność ta jest bardzo korzystna ze względu na stateczność poprzeczną podczas lotu na przeciągniętym samolocie, gdyż zmniejsza kołysanie się samolotu. Poza tem profile skrzydeł z nierównościami na krawędzi natarcia skrzydła oraz profile skrzydeł, posiadających przednią czołową powierzchnię o niewielkim promieniu krzywizny mają tę własność, że strumień powietrza zazwyczaj odrywa się w pierw w obrębie czoła skrzydła, podczas gdy jeszcze przylega w obrębie tylnej krawędzi skrzydła. Wskutek tego środek wyporu zostaje przesunięty do tyłu. Powstały w ten sposób moment obrotowy nachyla przód samolotu, powodując zmniejszenie się kąta natarcia skrzydeł samolotu, wpływając tem samem dodatnio na stateczność samolotu.

Na rysunku uwidoczniono kilka przy-

kładów wykonania profilów skrzydła. Fig. 1 przedstawia profil skrzydła według wynalazku, w którym zaznaczono liniami kreskowaną i kropkowaną odnośne kształty krawędzi natarcia skrzydła według wynalazku wzdłuż rozpiętości skrzydeł, a fig. 2 — 8, przedstawiają kilka odmian wykonania czoła profilów skrzydła.

W obrębie końców skrzydeł według wynalazku promień krzywizny czoła ich profilu jest duży i profil posiada zarys, uwidoczniiony na fig. 1 pełnymi liniami. Aż do połowy skrzydła zmniejsza się promień krzywizny czoła skrzydła i może, ewentualnie, zmniejszyć się nawet do zera, tak że powstanie wówczas profil ostrej krawędzi natarcia, jak uwidoczniiono liniami kropkowanymi na fig. 1. Pośrednie profile, z których jeden profil jest zaznaczony pomiędzy obu liniami końcowych profilów skrzydła, posiadają czoło o średnim promieniu krzywizny, jak uwidoczniiono na rysunku liniami kreskowanymi. W skrzydłach, zwężających się ku końcowi (trapezowych, eliptycznych lub tym podobnych), promień krzywizny również się zmniejsza według wynalazku w kierunku ku środkowi rozpiętości skrzydeł nośnych, jednakże to zmniejszenie promienia krzywizny może nie być absolutne, gdyż wystarczy w większości przypadków zmniejszenie się promienia krzywizny czoła profilu proporcjonalnie do grubości skrzydła.

Skrzydłom samolotu nadaje się często taką postać, że jeden lub kilka profilów zasadniczych skrzydła zmniejsza się lub też zwiększa się nie tylko procentowo w stosunku do szerokości skrzydeł, lecz również w ten sposób, że grubość profilu zmniejsza się procentowo w kierunku ku końcom skrzydeł. Wraz ze zmniejszeniem grubości skrzydła na końcach otrzymuje się zmniejszenie oporu całego skrzydła, jednakże w tym przypadku następuje też zwiększenie niebezpieczeństwa bocznego przechylenia się samolotu podczas lotu na przeciagnię-

tym samolocie, jak już wspomniano poprzednio wyżej. Według wynalazku promień krzywizny czoła profilu tego rodzaju skrzydeł zmienia się wzdłuż ich rozpiętości tak, aby odnośnie do profilu zasadniczego według fig. 1 lub profilów, kształtowanych odpowiednio do procentowo równej grubości, promień krzywizny był duży na końcach skrzydeł, mały zaś w pobliżu podłużnej osi samolotu.

Przykłady wykonania skrzydeł, zapomocą których otrzymuje się takie same lub podobne wyniki, są uwidoczniione na fig. 2 do 8. W przykładach wykonania skrzydła według fig. 2 do 5 na krawędzi natarcia skrzydła o normalnym profilu są przymocowane listwy, tworzące na profilach skrzydła rodzaj występów. Listwy te mogą w przekroju poprzecznym posiadać postać trójkąta (fig. 2), trapezu (fig. 3), dwu przyległych trójkątów (fig. 4), lub też kształt zaokrąglony (fig. 5). Czoło profilu skrzydła, zaopatrzone w ten sposób w odnośne nierówności, może być poddane próbnym lotom, w celu dobrania najwłaściwszego kształtu, wykazującego najlepszą sprawność. W szczególności można w ten sposób stwierdzić, na jakiej długości należy krawędź natarcia skrzydła zaopatrzyć w nierówności wzdłuż rozpiętości skrzydeł, aby osiągnąć najlepszy możliwie wynik. Ten najlepszy wynik zostanie osiągnięty wtedy, jeśli stosownie do wynalazku najbardziej wysunięta ku przodowi część czoła profilu skrzydła w środkowej części rozpiętości skrzydeł będzie posiadała jedną lub kilka nierówności albo szorstkości o długości, równającej się mniej więcej połowie rozpiętości skrzydła.

W przykładzie wykonania skrzydła według fig. 6 na krawędzi natarcia skrzydła umieszczona jest szorstka powierzchnia *a*, w przykładzie wykonania według fig. 7 zastosowana jest nierówność w postaci wgłębienia, a według fig. 8 — częściowy występ w postaci schodka.

Zastrzeżenia patentowe.

1. Skrzydło nośne samolotu, którego profile na zewnętrznych końcach później osiągają krytyczny kąt natarcia, niż na wewnętrznych końcach w pobliżu kadłuba samolotu, oraz którego największa grubość profilu znajduje się mniej więcej na jednej trzeciej każdorazowej szerokości skrzydła, znamienne tem, że promień krzywizny czoła profilu skrzydła w odniesieniu do profilu zasadniczego lub kilku profilów o równej procentowo grubości jest zmienny wzdłuż rozpiętości skrzydeł, przyczem na zewnątrz, w obrębie końców skrzydeł, pro-

mień krzywizny jest duży, w środkowej zaś części rozpiętości skrzydeł stosunkowo mały (fig. 1).

2. Skrzydło nośne samolotu według zastrz. 1, znamienne tem, że najbardziej wysunięta ku przodowi część czołowej powierzchni skrzydła posiada tylko na przestrzeni środkowej części rozpiętości skrzydeł, na długości, równającej się mniej więcej połowie tej rozpiętości, jedną lub kilka nierówności albo szorstkości (a fig. 2 — 8).

Willy Messerschmitt.
Zastępca: Inż. J. Wyganowski,
rzecznik patentowy.

