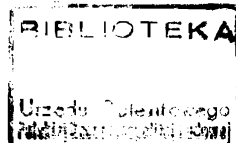


Warszawa, 23 lutego 1935 r.

URZĄD PATENTOWY

B 64d 5/00₂

RZECZYPOSPOLITEJ POLSKIEJ

OPIS PATENTOWY

Nr 20930.

Kl. 62 c, 27/01.

Robert^{*} Hobart Mayo
(Londyn, Wielka Brytania).

Samolot złożony.

Zgłoszono 11 października 1933 r.

Udzielono 10 stycznia 1935 r.

Wynalazek niniejszy dotyczy samolotu, osadzonego na drugim samolocie i tworzącego z nim samolot złożony, przyczem samolot ten zaopatrzony w urządzenie zamykające może startować, latać i w razie potrzeby lądować jako pojedyncza jednostka, a wspomniane urządzenie zamykające daje się podczas lotu samolotu złożonego zwalniać, w celu oddzielenia od siebie obydwóch samolotów składowych.

W patencie polskim Nr 20163 opisano samolot tego typu, zawierający urządzenie, które umożliwia startowanie samolotu o bardzo dużym obciążeniu płatów i odpowiednio dużej minimalnej szybkości lotu. Według wspomnianego patentu odczepianie górnego samolotu (który może posiadać względnie duże obciążenie płatów) od

samolotu dolnego uskutecznia się zapomocą zwiększenia kąta natarcia, albo przez zwiększenie w jakimkolwiek inny sposób współczynnika nośności płatów górnego samolotu podczas lotu samolotu złożonego, w celu umożliwienia natychmiast po zwolnieniu urządzenia zamykającego startu górnego samolotu do niezależnego lotu. Przy takiej konstrukcji obydwie te samoloty zostają początkowo tak osadzone i ustalone względem siebie, iż płaty obydwóch samolotów przyczyniają się do uzyskania żądanej nośności złożonego samolotu. We wspomnianym patencie zaznaczono, że nie byłoby praktyczne osadzanie początkowo górnego samolotu względem dolnego samolotu tak, aby płaty górnego samolotu posiadały znacznie większy kąt natarcia od

płatów dolnego samolotu, ponieważ pociągnęłoby to za sobą trudność startu i początkowego lotu samolotu złożonego wskutek tego, że płaty górnego samolotu znajdowałyby się w położeniu nieczynnym i nie tylko niedostatecznie przyczyniałyby się do żądanej nośności, lecz mogłyby również bardzo źle wpływać na rozrządzanie samolotem złożonym jako całością.

Niniejszy wynalazek dotyczy złożonego samolotu wyżej opisanego typu, w którym płaty obydwóch samolotów mogą być tak ustawione względem siebie, iż po uzyskaniu przez samolot złożony pewnej szybkości współczynnik nośności płatów górnego samolotu jest dostatecznie duży dla odłączenia się tego samolotu od dolnego bez potrzeby zwiększania tego współczynnika w stosunku do współczynnika nośności płatów dolnego samolotu.

Według niniejszego wynalazku płaty górnego samolotu są ustawione w stałym stosunku do płatów dolnego samolotu, co nie pociąga za sobą konieczności ustawiania płatów górnego samolotu, gdy płaty dolnego samolotu są ustawione pod kątem natarcia, odpowiadającym największej nośności. Efekt ten zostaje zapewniony zapomocą płatów o rozmaitych charakterystykach dla obydwóch samolotów, przyczem płaty górnego samolotu są tak zbudowane i osadzone, iż posiadają względnie dużą różnicę między ich kątem natarcia, odpowiadającym zerowej wartości siły nośnej, a kątem natarcia, odpowiadającym największej sile nośnej, podczas gdy płaty dolnego samolotu posiadają małą różnicę między temi kątami.

Do konstrukcji płatów górnego samolotu, w celu zapewnienia względnie dużej różnicy między kątem natarcia, odpowiadającym zerowej wartości siły nośnej, a kątem natarcia, odpowiadającym jej największej wartości, stosuje się przeważnie skrzydła o grubym przekroju i dużej sile nośnej, lecz rozumie się, że nie wszystkie płaty

o grubym przekroju lub o dużej sile nośnej posiadają tę charakterystykę. Stosunkowo dużą różnicę pomiędzy kątem natarcia, odpowiadającym zerowej wartości siły nośnej, a kątem natarcia, odpowiadającym największej jej wartości, można również otrzymać zapomocą zastosowania szczelin lub innych urządzeń, służących do zwiększenia różnicy między wspomnianymi kątami. Poniżej dla przykładu podano skrzydła, nadające się do konstrukcji płatów górnego samolotu i posiadające żadaną charakterystykę o względnie dużej różnicy między kątem natarcia, odpowiadającym zerowej wartości siły nośnej, a kątem natarcia, odpowiadającym największej jej wartości.

1. Skrzydło typu Fokker F. VII, które dla wydłużenia 6 posiada różnicę około 26° między kątem natarcia, odpowiadającym zerowej wartości siły nośnej, a kątem natarcia, odpowiadającym jej największej wartości. Skrzydło to posiada przekrój o maksymalnej grubości około 20% cięciwy.

2. Skrzydło typu Göttingen 387, które dla wydłużenia 6 posiada granicę kątową około 23° między kątem natarcia, odpowiadającym zerowej wartości siły nośnej, a kątem natarcia, odpowiadającym jej największej wartości. Skrzydło to posiada przekrój o maksymalnej grubości około 15% cięciwy.

Typ skrzydła o względnie małej różnicy między kątem natarcia, odpowiadającym zerowej wartości siły nośnej, a kątem natarcia, odpowiadającym jej największej wartości, nadający się do konstrukcji płatów dolnego samolotu, jest typem skrzydła o średnim tylko maximum współczynnika siły nośnej i posiada przeważnie przekrój o małej lub średniej grubości w porównaniu z przekrojem skrzydła, użytego na płaty górnego samolotu.

Względnie małą różnicę między kątami natarcia, odpowiadającymi zerowej i największej wartości siły nośnej, można

również otrzymać, stosując klapy lub inne narządy, służące do tego celu. W ten sposób, jeżeli skrzydło jest zaopatrzone w klapę, która początkowo jest ustawiona pod kątem dodatnim lub wdół względem skrzydła, lecz potem porusza się do góry (mechanicznie lub samoczynnie) w miarę zwiększania się szybkości samolotu, to wtedy różnica między kątem natarcia, odpowiadającym zerowej wartości siły nośnej, a kątem natarcia, odpowiadającym jej największej wartości, zostaje zwykle zmniejszona w porównaniu z odpowiednią różnicą podobnego skrzydła bez klapy. Poniżej podano przykłady skrzydeł, posiadających żadaną charakterystykę.

1. Skrzydło typu R. A. F. 15, które dla wydłużenia 6 posiada różnicę kątową około $17\frac{1}{2}\%$ między kątem natarcia, odpowiadającym zerowej wartości siły nośnej, a kątem natarcia, odpowiadającym jej największej wartości.

2. Skrzydło typu R. A. F. 34, które dla wydłużenia 6 posiada różnicę kątową około 16° . Skrzydło to posiada średnio gruby przekrój o maksymalnej grubości około 13% cięciwy.

Poniżej podano przykłady skrzydeł, posiadających normalnie małą różnicę pomiędzy temi granicznymi kątami natarcia, która jednak daje się zmieniać zapomocą szczelin tak, iż otrzymuje się względnie dużą różnicę pomiędzy kątem natarcia, odpowiadającym zerowej wartości siły nośnej, a kątem natarcia, odpowiadającym jej największej wartości.

1. Skrzydło typu R. A. F. 15 ze szczeliną posiada dla wydłużenia 6 różnicę kątów natarcia około $27\frac{1}{2}^\circ$.

2. Skrzydło typu R. A. F. 31 ze szczeliną posiada dla wydłużenia 6 różnicę kątów natarcia około 30° .

Rozumie się, że w celu zwiększenia różnicy między kątem natarcia, odpowiadającym zerowej wartości siły nośnej, a kątem natarcia, odpowiadającym jej naj-

większej wartości, skrzydło można zaopatrzyć albo w stałe szczeliny, albo w zmienne. Jeżeli stosuje się zmienne szczeliny, to zmianę ich osiąga się albo samoczynnie, albo zapomocą urządzeń mechanicznych.

Jeżeli płaty obu samolotów posiadają różne charakterystyki, to dla lotu złożonego obydwa samoloty tak się ustawia względem siebie, by ich płaty były jednocześnie ustawione pod lub prawie pod kątami natarcia, odpowiadającymi największej wartości ich siły nośnej. W ten sposób, gdy samolot złożony wzlatuje ze swą największą szybkością wzlotową, to w miarę przyspieszania ruchu samolotu złożonego zmniejszają się kąty natarcia płatów poszczególnych samolotów. Wskutek rozmaitych charakterystyk płatów obydwóch samolotów składowych, siła nośna płatów dolnego samolotu spada szybciej niż siła nośna płatów górnego samolotu, wskutek czego w miarę zwiększania się szybkości samolotu złożonego płaty górnego samolotu zapewniają wzrastanie nośności płatów złożonego samolotu. Przy pewnej szybkości płaty górnego samolotu posiadają siłę nośną równą ich wadze. Następnie, gdy szybkość samolotu złożonego wzrasta jeszcze więcej, wówczas siła nośna, działająca na płaty górnego samolotu, wzrasta i staje się większa od ciężaru samolotu, podczas gdy siła nośna, działająca na płaty dolnego samolotu, zostaje zmniejszona i staje się mniejsza od ciężaru tego samolotu. W każdym razie, gdy nadmiar siły nośnej na górnym samolocie osiągnie lub przekroczy minimum, niezbędne do zapewnienia bezpiecznego odłączenia obydwóch samolotów, urządzenie zamykające, łączące ze sobą obydwa samoloty, może być zwolnione i w ten sposób górny samolot może lecieć samodzielnie. Natychmiast po tem zwolnieniu górny samolot wznosi się wskutek nadmiernego zwiększenia kąta natarcia płatów, podczas gdy dolny samolot traci swą wysokość wskutek zmniejszenia się kąta natarcia

płatów, co umożliwia szybkie odłączenie obu samolotów. Przykład, wyjaśniający niniejszy wynalazek, opisany jest poniżej.

Na fig. 1, 3, 5 i 7 przedstawiono przekroje rozmaitych skrzydeł, a na fig. 2, 4, 6 i 8 — odpowiednie krzywe, wykazujące zmiany współczynnika nośności skrzydeł w zależności od zmian kąta natarcia. Przekroje skrzydeł i krzywe współczynnika ich nośności wzięto z „Royal Aeronautical Society's Handbook of Aeronautics”.

Fig. 1 przedstawia przekrój poprzeczny skrzydła typu Fokker F. VII. Skrzydło to jest zaostrome od środka ku końcom, a uwidoczniony przekrój poprzeczny wykonany jest przez środkową część skrzydła. Skrzydło to posiada gruby przekrój i nadaje się zwłaszcza do konstrukcji jednopłatowców. Największa grubość wynosi około 20% cięciwy.

Fig. 2 przedstawia krzywą zmian współczynnika nośności skrzydła Fokker F. VII w zależności od kąta natarcia. Krzywą tę otrzymano na podstawie badań modelu i odpowiada ona wydłużeniu 6. Badania modelu tego skrzydła wykazują, że nośność skrzydła zwiększa się wtedy, gdy kąt natarcia zwiększa się, a krzywa, wskazana na fig. 2, dotyczy przypadku, w którym kąt natarcia zwiększa się. Kąt natarcia α jest oznaczony w stopniach, a współczynnik nośności K_1 — w jednostkach angielskich. Na wykresie widać, że kąt natarcia, odpowiadający zerowej wartości siły nośnej, wynosi -8° , a kąt natarcia, odpowiadający największej jej wartości, — około 18° . Różnica R_2 między temi dwoma kątami natarcia wynosi w ten sposób około 26° .

Fig. 3 przedstawia przekrój poprzeczny skrzydła typu Göttingen Nr 387. Jest to skrzydło o dość grubym przekroju i nadaje się do budowy jednopłatowców. Największa grubość wynosi około 15% cięciwy.

Fig. 4 przedstawia krzywą zmian

współczynnika nośności skrzydła Göttingen Nr 387 w zależności od zmian kąta natarcia. Krzywą otrzymano na podstawie badań modelu, przyczem odpowiada ona wydłużeniu 6. Na wykresie widać, że kąt natarcia, odpowiadający zerowej wartości siły nośnej, wynosi -7° , a kąt natarcia, odpowiadający największej jej wartości, — około 16° . Różnica R_4 między temi dwoma kątami natarcia wynosi więc około 23° .

Fig. 5 przedstawia przekrój poprzeczny skrzydła typu R. A. F. 15. Skrzydło to posiada względnie cienki przekrój, przyczem największa grubość wynosi około 6,5% cięciwy. Skrzydło to nadaje się więc głównie do budowy dwupłatowców.

Fig. 6 przedstawia krzywą zmian współczynnika nośności skrzydła R. A. F. 15 w zależności od zmian kąta natarcia. Krzywą tę otrzymano na podstawie badań modelu, przyczem odpowiada ona wydłużeniu 6. Jak widać na wykresie, kąt natarcia, odpowiadający zerowej wartości siły nośnej, wynosi około -2° , a kąt natarcia, odpowiadający największej jej wartości, — około $15,5^\circ$. Różnica R_6 między temi dwoma kątami natarcia wynosi więc około $17,5^\circ$.

Fig. 7 przedstawia przekrój poprzeczny skrzydła typu R. A. F. 34. Jest to przykład średnio grubego skrzydła, które nadaje się do budowy jednopłatowców i dwupłatowców. Największa grubość wynosi około 13% cięciwy.

Fig. 8 przedstawia krzywą zmian współczynnika nośności skrzydła R. A. F. 34 w zależności od zmian kąta natarcia. Krzywą tę otrzymano z badań modelu i odpowiada ona wydłużeniu 6. Z wykresu widać, że kąt natarcia, odpowiadający zerowej wartości siły nośnej, wynosi około -1° , a kąt natarcia, odpowiadający największej jej wartości, — około 15° . Różnica R_8 między temi dwoma kątami natarcia wynosi więc około 16° .

Należy zaznaczyć, że skrzydła, do których odnoszą się fig. 1 — 8, są jedynie

wybrane jako przykłady skrzydeł, posiadających wspomniane charakterystyki. Wybór skrzydeł, jakie mają być użyte do górnego i dolnego samolotu złożonego samolotu, określa się w praktyce w związku z ogólnym rysunkiem i żądaniami charakterystykami obu samolotów składowych. W każdym jednak razie skrzydła obu samolotów składowych dobiera się w myśl wynalazku w ten sposób, aby różnica między kątem natarcia, odpowiadającym zerowej wartości siły nośnej, a kątem natarcia, odpowiadającym największej jej wartości, była znacznie większa dla górnego samolotu niż dla dolnego samolotu. Należy również zaznaczyć, że przekroje skrzydeł dobiera się odpowiednio do wydłużenia, zastosowanego do płatów górnego i dolnego samolotu składowego. Zwiększenie wydłużenia skrzydła powoduje zwykle zwiększenie współczynnika największej nośności, lecz jednocześnie zmniejszenie różnicy pomiędzy kątem natarcia, odpowiadającym zerowej wartości siły nośnej, a kątem natarcia, odpowiadającym jej największej

wartości. W praktyce przekroje skrzydeł obu samolotów składowych tak się dobiera w stosunku do zastosowanego wydłużenia, aby otrzymać żadaną różnicę pomiędzy kątem natarcia, odpowiadającym zerowej wartości siły nośnej, a kątem natarcia, odpowiadającym największej jej wartości.

Następujący przykład ilustruje zastosowanie wynalazku w przypadku złożonego samolotu, w którym skrzydło Fokker F. VII i skrzydło R. A. F. 34 są odpowiednio użyte na płaty górnego i dolnego samolotu. Należy zaznaczyć, że niżej podane liczby mają jedynie na celu zobrazowanie wyjaśnionej zasady. Nie bierze się pod uwagę nośności płaszczyzn ogonowych i t. d. Przyjęto, że płaty posiadają krzywe współczynnika nośności, wskazane na fig. 2 — 8, i że górny samolot o dużym obciążeniu, który ma być odczepiony, posiada minimalną szybkość lotu o 50% większą od minimalnej szybkości lotu samolotu złożonego. Przyjęto również (jedynie dla jasności), że obydwa samoloty posiadają jednaki ciężar całkowity.

- W = całkowitemu ciężarowi poszczególnych samolotów,
 A_1 = powierzchni płatu górnego samolotu,
 A_2 = powierzchni płatu dolnego samolotu,
 V_m = najmniejszej szybkości lotu samolotu złożonego,
 $1,5 V_m$ = najmniejszej szybkości lotu samolotu górnego.
 ρ = gęstości powietrza.

Stosownie do wyżej wyjaśnionych zasad obydwa samoloty znajdują się w takim stosunku do siebie, iż podczas wzlotu samolotu złożonego płaty obydwóch samolotów składowych posiadają współczynniki największej nośności. Zachodzi to wtedy, gdy kąt natarcia górnego samolotu wynosi około 18° , a dolnego samolotu — 15° , wskutek czego płaty górnego samolotu są ustawione pod kątem natarcia, większym o 3° od kąta natarcia płatów dolnego samolotu. Największe współczynniki nośności oby-

dwóch skrzydeł wynoszą odpowiednio 0,73 i 0,51 (fig. 2 i 8).

Związek między powierzchniami płatów określają następujące równania, które przedstawiają warunki dla lotu poziomego przy najmniejszej szybkości samego tylko górnego samolotu i samolotu złożonego:

$$\begin{aligned}
 W &= \rho \cdot A_1 \cdot 0,73 \cdot (1,5 V_m)^2 \\
 2W &= \rho \cdot A_1 \cdot 0,73 \cdot V_m^2 + \rho \cdot A_2 \cdot 0,51 \cdot V_m^2 \\
 A_2 &= \frac{2 \times 0,73 \times 1,5^2 - 0,73}{0,51} A_1 = 5 A_1
 \end{aligned}$$

t. j. powierzchnia płatu dolnego samolotu jest pięć razy większa od powierzchni płatu górnego samolotu.

Gdy samolot złożony odrywa się od ziemi przy swej najmniejszej szybkości lotu, wtedy stosunki, przy jakich obydwie samoloty składowe przyczyniają się do całkowitej nośności, są następujące, przyjmując, że L_1 jest siłą nośną płatów górnego samolotu, a L_2 — siłą nośną płatów dolnego samolotu:

$$\frac{L_1}{L_2} = \frac{\varrho \cdot A_1 \cdot 0,73 V_m^2}{\varrho 5 A_1 \cdot 0,51 V_m^2} = 0,286$$

$$\begin{aligned} L_1 + L_2 &= 2 W \\ L_1 &= 0,445 W \\ L_2 &= 1,555 W. \end{aligned}$$

Jeżeli R stanowi reakcję między obydwo ma samolotami składowymi, to wtedy

$$R = W - L_1 = L_2 - W = 0,555 W,$$

a więc będzie to zatem siła o wartości 0,555 W , która usiłuje zapobiec odłączeniu się od siebie obydwóch samolotów składowych.

Gdy jednakże samolot złożony zwiększa swą szybkość, to nośność płatów górnego samolotu zwiększa się, a nośność płatów dolnego zmniejsza się, przyczem przy pewnej szybkości lotu każdy samolot składowy będzie unosił swój własny ciężar. Gdy samolot złożony jeszcze zwiększy swą szybkość, to wtedy nośność górnego samolotu staje się większa od nośności dolnego, czego wynikiem będzie siła, usiłująca odłączyć od siebie obydwie samoloty składowe.

W ten sposób np., gdy samolot złożony osiągnie szybkość V_1 , przy której kąty natarcia płatów obydwóch samolotów składowych wynoszą 1° (dolnego) i 4° (górnego), wtedy stosunki, w których obydwie samoloty złożone przyczyniają się do unoszenia całości, zostają określone jak następuje:

Współczynnik nośności płatów górnego samolotu (fig. 2) = 0,455.

Współczynnik nośności płatów dolnego samolotu (fig. 8) = 0,075.

$$\begin{aligned} \text{Całkowita nośność} &= \varrho \cdot A_1 \cdot 0,455 \cdot V_1^2 + \\ &+ \varrho \cdot 5 A_1 \cdot 0,075 V_1^2 = 2 W = 2 \varrho \cdot A_1 \cdot \\ &\cdot 0,73 \cdot (1,5 V_m)^2, \text{ skąd } V_1^2 = \frac{2 \times 0,73 \times 1,5^2}{0,455 + 5 \times 0,075} \\ V_m^2 &= 3,96 V_m^2, \text{ a } V_1 = 1,99 V_m. \end{aligned}$$

Następnie, jeżeli

L_1 = siła nośnej płatów górnego samolotu składowego, a

L_2 = siła nośnej płatów dolnego samolotu składowego, to

$$\begin{aligned} \frac{L_1}{L_2} &= \frac{0,455}{5 \times 0,075}, \\ L_1 + L_2 &= 2 W, \text{ skąd} \\ L_1 &= 1,1 W \\ L_2 &= 0,9 W \end{aligned}$$

Jeżeli T jest nadmiarem siły nośnej górnego samolotu, to

$$T = L_1 - W = W - L_2 = 0,1 W.$$

W ten sposób przy szybkości prawie dwa razy większej od najmniejszej szybkości lotu złożonego samolotu górny samolot podnosić będzie więcej niż swój własny ciężar, przyczem istnieć będzie siła, równa prawie 0,1 W , usiłująca odłączyć od siebie obydwie samoloty.

Gdy samolot złożony jeszcze więcej powiększy swą szybkość, np. do szybkości V_2 , przy której kąty natarcia płatów obydwóch samolotów składowych wynoszą $0,5^\circ$ (dolnego) i $3,5^\circ$ (górnego), wtedy podział nośności między obydwoma samolotami składowymi zostaje określony jak następuje.

Współczynnik nośności płatów górnego samolotu składowego (fig. 2) = 0,435.

Współczynnik nośności płatów dolnego samolotu składowego (fig. 8) = 0,055.

$$\begin{aligned} \text{Całkowita siła nośna} &= \rho \cdot A_1 \cdot 0,435 \cdot V_2^2 + \rho \cdot 5 \cdot A_1 \cdot 0,055 \cdot V_2^2 = 2W = 2 \cdot \rho \cdot A_1 \cdot 0,73 \cdot (1,5 V_m)^2, \text{ skąd} \\ V_2^2 &= \frac{2 \times 0,73 \times 1,5^2}{0,435 + 5 \times 0,055} \cdot V_m^2 = 4,62 V_m^2, \\ \text{czyli } V_2 &= 2,15 V_m. \end{aligned}$$

Następnie, jeżeli

L_1 = sile nośnej płatów górnego samolotu,

L_2 = sile nośnej płatów dolnego samolotu, to

$$\begin{aligned} \frac{L_1}{L_2} &= \frac{0,435}{5 \times 0,055}; \\ L_1 + L_2 &= 2W, \\ L_1 &= 1,225 W, \\ L_2 &= 0,775 W. \end{aligned}$$

W ten sposób przy szybkości powietrza prawie 2,15 razy większej od najmniejszej szybkości lotu samolotu złożonego górny samolot będzie posiadał nadmiar nośności większy o 0,225 od ciężaru własnego, podczas gdy dolny samolot będzie posiadał taki sam niedobór nośności; powstaje zatem siła około 0,225 W, usiłująca odłączyć od siebie obydwa samoloty składowe.

Z powyższego wynika, że gdy szybkość złożonego samolotu wzrasta, wówczas stale wzrasta również nośność płatów górnego samolotu, podczas gdy nośność płatów dolnego samolotu stale się zmniejsza dzięki różnicy charakterystyk skrzydeł obranych według wynalazku. Działanie złożonego samolotu jest normalnie takie, że w locie poziomym może utrzymać szybkość, przekraczającą minimalną szybkość, przy której obydwa samoloty składowe usiłują odłączyć się od siebie, lecz w każdym razie szybkość samolotu złożonego można zwiększyć, aż osiągnie się żadaną szybkość.

Jak wyjaśniono wyżej, urządzenie zamykające, łączące ze sobą obydwa samoloty, może być tak wykonane, aby go można było zwolnić w każdej chwili po osiągnięciu przez złożony samolot szybkości, przy

której górny samolot posiada nadmiar nośności i istnieje siła, usiłująca odłączyć je od siebie. Z powyższego widać, że po zwolnieniu urządzenia łączącego górny samolot natychmiast wznosi się z dolnego samolotu i unosi się w powietrzu z zachowaniem równowagi. W chwili odłączania się od dolnego samolotu górny samolot unosi się zwykle pod kątem natarcia bliskim kąta, odpowiadającego największej nośności, wskutek czego górny samolot odłącza się w ten sposób w szczególnie korzystnych warunkach. W chwili odłączenia się od siebie obydwóch samolotów dolny samolot posiada niedobór nośności i w ten sposób usiłuje odłączyć się od górnego samolotu. Natychmiast jednak po bezpiecznym odłączeniu się od siebie obu samolotów, pilot dolnego samolotu może przez manipulowanie sterami zwiększyć nośność dolnego samolotu do wielkości, niezbędnej dla niezależnego lotu tego samolotu.

Górny samolot może być umocowany na dolnym samolocie w trzech lub więcej miejscach oraz może posiadać urządzenie, zapewniające to połączenie dowolnie długo, albo też może nie być umocowany w kilku miejscach, lecz spoczywać w tulejach lub łożyskach na dolnym samolocie i utrzymywać się w swym położeniu zapomocą specjalnych urządzeń zamocowywujących. Najlepiej, jeżeli górny samolot jest umocowany na dolnym samolocie w jednym tylko miejscu, gdyż wtedy wykluczone jest wszelkie niebezpieczeństwo, jakie mogłoby wyniknąć w razie, gdyby przy odmykaniu zawiodło jedno z połączeń.

Urządzenia łączące, stosowane do połączenia obu samolotów składowych samolotu złożonego, mogą być wykonane podobnie, jak urządzenia, opisane w patencie Nr 20163, i mogą być zaopatrzone w odpowiednie narządy zabezpieczające. Można np. stosować narządy, zapobiegające całkowitemu zwolnieniu urządzeń łączących, dopóki skrzydła górnego samolotu nie posia-

dają dostatecznej wartości siły nośnej i nie zapewniają bezpiecznego odłączenia się obu samolotów składowych oraz niezależnego lotu górnego samolotu natychmiast po jego odłączeniu się. Wreszcie urządzenia łączące mogą być tak wykonane, aby je można było zwalniać tylko przez łączne lub kolejne działanie narządów rozrządczych, umieszczonych na obydwóch samolotach składowych.

Należy następnie zaznaczyć, że sposób zapewnienia bezpiecznego odłączenia od siebie obydwóch samolotów, tworzących złożony samolot, opisany w patencie Nr 20163, może być połączony ze sposobem według niniejszego wynalazku. Połączenie tych sposobów może w razie potrzeby zapewnić bezpieczne odłączenie od siebie obu samolotów zapomocą zwiększenia współczynnika nośności płatów górnego samolotu lub zapomocą takiej budowy płatów górnego samolotu, aby posiadały one charakterystyki, różniące się od charakterystyk płatów dolnego samolotu w mniejszym stopniu, jaki byłby wymagany, gdyby sposób według jednego lub drugiego wynalazku był użyty osobno.

Rozumie się, że każdy samolot składowy samolotu złożonego według wynalazku może być samolotem lądowym, wodnym lub lądowo-wodnym.

Zastrzeżenia patentowe.

1. Samolot złożony, składający się z dwóch samolotów, osadzonych jeden

na drugim, z których każdy jest zdolny do samodzielnego lotu, przyczem obydwie samoloty początkowo są połączone ze sobą zapomocą dającego się zwalniać urządzenia zamykającego tak, aby umożliwić start górnego samolotu, znamienny tem, że płat lub płyty górnego samolotu są ustawione tak, iż różnica między ich kątem natarcia, odpowiadającym zerowej wartości siły nośnej a kątem natarcia, odpowiadającym największej jej wartości, jest znacznie większa od takiejże różnicy dla płatów dolnego samolotu.

2. Samolot złożony według zastrz. 1, znamienny tem, że płat górnego samolotu posiada gruby przekrój i dużą nośność (np. jak płat Fokker F. VII lub Göttingen 387), podczas gdy płat dolnego samolotu posiada cienki lub tylko średnio gruby przekrój (np. jak płat R. A. F. 15 lub R. A. F. 34).

3. Samolot złożony według zastrz. 1, znamienny tem, że płyty każdego z samolotów, tworzących samolot złożony, są zaopatrzone w szczeliny, klapy lub inne urządzenia, umożliwiające zmianę różnicy między ich kątem natarcia, odpowiadającym zerowej wartości siły nośnej, a kątem natarcia, odpowiadającym największej jej wartości.

Robert Hobart Mayo.
Zastępca: Inż. St. Pawlikowski,
rzecznik patentowy.

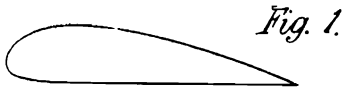


Fig. 1.

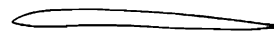


Fig. 5.

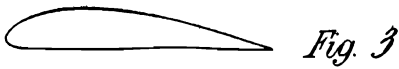
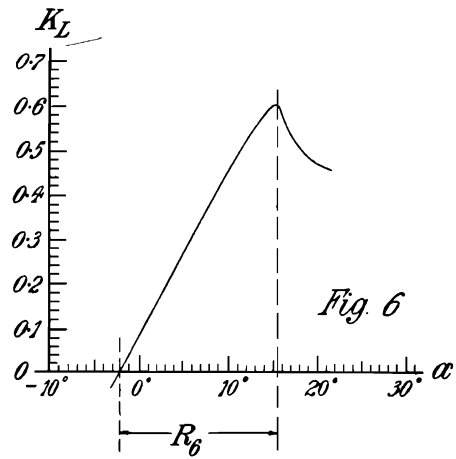
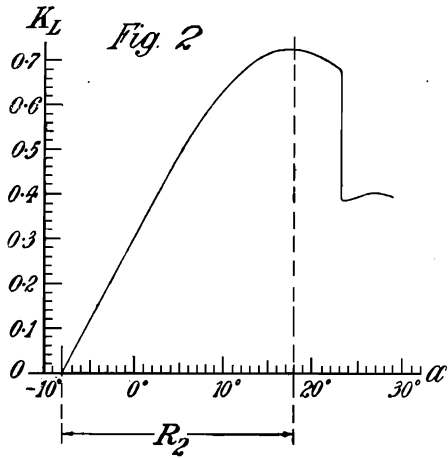


Fig. 3

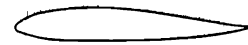


Fig. 7.

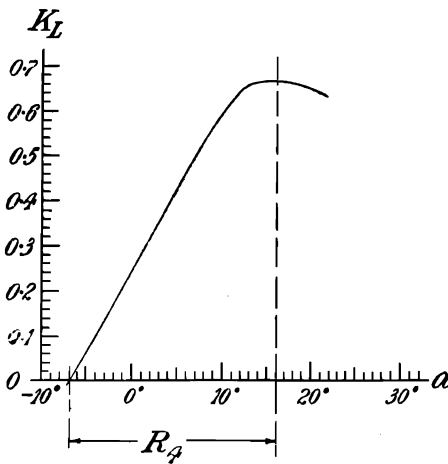


Fig. 4.

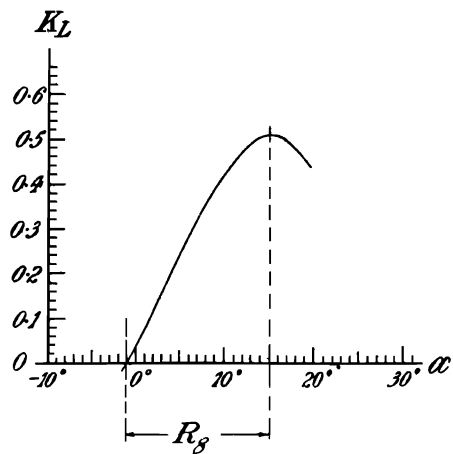


Fig. 8.