

Warszawa, 30 września 1936 r.

URZĄD PATENTOWY



B 64 c 15 / 00

RZECZYPOSPOLITEJ POLSKIEJ OPIS PATENTOWY

Nr 23503.

Kl. 62 b, 15/02.

Willy Messerschmitt
(Augsburg, Niemcy).

Stery poprzeczne do samolotów.

Zgłoszono 13 sierpnia 1934 r.

Udzielono 10 lipca 1936 r.

Pierwszeństwo: 24 lutego 1934 r. dla zastrz. 4, 6; 14 marca 1934 r. dla zastrz. 1—3;
24 marca 1934 r. dla zastrz. 5, 7 (Niemcy).

W samolotach z klapami na tylnej krawędzi skrzydła, służącymi do zwiększania wporu, sprawia pewne trudności umieszczenie używanych zwykle sterów poprzecznych. Gdy wspomniane klapy służą do sterowania poprzecznego w całej ich rozpiętości albo też tylko w ich częściach zewnętrznych, trzeba ze względów bezpieczeństwa zrezygnować z największej możliwej do uzyskania siły wporu. Gdyby klapy służące do sterowania poprzecznego zostały przesunięte tak daleko, jak klapy, służące do wporu, to pociągnęłoby to za sobą pewne niebezpieczeństwo, polegające na oderwaniu się strumienia powietrza najpierw na końcach skrzydeł, co mogłoby spowodować runięcie samolotu. Dla

tego czynione już były próby umieszczania specjalnych sterów poprzecznych w postaci obrotowych końców skrzydeł lub w postaci płaszczyzn pomocniczych, umieszczonych tuż nad skrzydłem. Obydwa te urządzenia posiadają jednak tę wadę, że płaszczyzny, służące do sterowania poprzecznego, nie wytwarzają żadnej siły wyporowej, lecz natomiast wytwarzają znaczny opór.

Stosowano już urządzenia do sterowania poprzecznego, składające się z płaszczyzn zakłócających, które umieszczano od ssącej strony profilu skrzydła, a które zakłócały prąd powietrza w odpowiadającej im części skrzydła. Wskutek zakłócenia prądu powietrza powstawało zmniej-

szczenie siły wyporu w granicach rozpiętości skrzydeł w tych miejscach, w których powierzchnie te wystają z powierzchni skrzydeł. Te znane płaszczyzny zakłócające umieszczano w obrębie końców skrzydeł w tych samych granicach rozpiętości, w których zwykle znajdują się normalne lotki sterownicze.

Tego rodzaju stery poprzeczne posiadają tę zaletę, że sprawność ich, zwłaszcza podczas lotu przy przeciągniętym samolocie, kiedy zwykle lotki zawodzą, jest dobra. Dalsza zaleta tych sterów poprzecznych o płaszczyznach zakłócających polega na tem, że wytwarzają one moment obrotowy, który właśnie przeciwdziała niekorzystnemu momentowi obrotu zwykłych lotek. Znane stery poprzeczne z płaszczyznami zakłócającymi posiadają jednak tę wadę, że zmienny moment przechylający samolot na bok, zgodnie z teoretycznym wykresem krzywej zmienności momentu, posiada przy szybkim locie samolotu niekorzystny przebieg.

Na fig. 1 rysunku przedstawiono momenty, przechylające samolot w zależności od wychylenia płaszczyzny zakłócającej. Fig. 1a przedstawia schematycznie widok boczny skrzydła z oznaczeniem kątów wykresu na fig. 1. Z wykresu na fig. 1 wynika, że stosownie do wielkości kąta natarcia α skrzydła działanie sterów poprzecznych o płaszczyznach zakłócających jest rozmaite. Z przebiegu krzywych na wykresie widać, że gdy kąty natarcia α równają się 10° i więcej, wtedy momenty przechylające, wywoływane przez stery poprzeczne, stale rosną w miarę odchylenia płaszczyzny zakłócającej. Gdy kąty natarcia skrzydła wynoszą mniej niż 10° , a więc przy szybkościach lotu, odpowiadających lotowi podróznemu, lotowi szybkiemu, a nawet wznoszeniu się samolotu, momenty obrotowe, przechylające samolot na bok, są ujemne aż do nachylenia płaszczyzny zakłócającej pod kątem β , równym mniej

więcej 10° , to znaczy momenty te są wprost przeciwnie działaniom sterowniczym, jakie należałoby uzyskać zapomocą powierzchni zakłócających wskutek wychylenia ich przez pilota.

Wykres ten oparty jest na badaniach, przeprowadzonych w kanale aerodynamicznym. Praktyczne próby, przeprowadzone z samolotem podczas lotu, wykazały jednak, że niepożądany przebieg krzywej zmienności momentu przechylającego, przy kątach natarcia α mniejszych od 10° , nie jest tak bardzo niekorzystny. Na podstawie lotów doświadczalnych stwierdzono mianowicie, że przy kątach natarcia skrzydła mniejszych od 10° płaszczyzny zakłócające, aż do odchylenia wynoszącego około 10° , wprawdzie nie wytwarzają dodatniego momentu przechylającego samolot na bok, jednakże nie wytwarzają również przechylającego momentu ujemnego. Zjawisko to można tem wyjaśnić, że w przeciwieństwie do modelu w kanale aerodynamicznym, samolot pod wpływem momentów obrotowych, które występują już przy małych odchyleniach płaszczyzn zakłócających, wykonywa nieznaczne zwroty. Koniec skrzydła, który ma się obniżyć, traci na szybkości wskutek podniesienia płaszczyzny zakłócającej i spowodowanego tem oporu, co pociąga za sobą stratę na wyporze. Wyprzedzający koniec skrzydła zyskuje wskutek zwrotu samolotu na szybkości, a tem samem na wyporze. Zjawisko to można jeszcze zwiększyć w ten sposób, że samolotowi nadaje się większą stateczność poprzeczną. Ta stateczność poprzeczna powinna przekroczyć niezbędną wielkość tylko w bardzo nieznacznym stopniu. Wskutek tej stateczności samolot, który z powodu jednostronnego podniesienia płaszczyzn zakłócających natychmiast przesuwają się nieco w bok, jeszcze skuteczniej podnosi się na wyprzedzającym końcu skrzydła. Widocznym skutkiem tych dwóch zjawisk jest fakt, że w samolocie w

rzeczywistości nie występują ujemne momenty przechylające, stwierdzone przez pomiary w kanale aerodynamicznym.

Jednakże ta bezskuteczność płaszczyzn zakłócających aż do odchylenia, wynoszącego około 10^0 , jest bardzo niepożądana. Pilot musi poruszać dźwignię sterowniczą (np. drążkiem sterowym, ręcznym kołem lub podobnym narządem) w zakresie około 20% całej jej drogi, nie osiągając przez to jeszcze działania sterującego. Ten prawie bezskuteczny zakres odchylenia w pobliżu zerowego położenia dźwigni sterowniczej zmusza pilotów, już przy małych zaburzeniach stateczności poprzecznej, do dużych odchyśleń w sterowaniu. Konieczność bardzo szybkiego wywołania momentu przechylającego samolot powoduje, wskutek bezskutecznego zakresu odchylenia dźwigni sterowniczej, zbyt szybkie ruchy sterownicze, po osiągnięciu zaś zakresu skutecznego nagle występują duże momenty. Wskutek tego sterowanie poprzeczne jest gwałtowne. Okoliczność ta jest nie tylko niedogodna, lecz ponadto podczas lotu na przeciągniętym samolocie, gdy ster poprzeczne z płaszczyznami zakłócającymi wykazują szczególnie skuteczne działanie, jest również niebezpieczna, ponieważ podczas lądowania samolot doznałby gwałtownych przechyleń.

Na fig. 2 rysunku przedstawiono liniami pełnymi przebieg krzywej zmienności momentu obrotowego przechylającego samolot na bok, wywoływanego przez znane ster poprzeczne w postaci powierzchni zakłócających, w zależności od odchylenia dźwigni sterowniczej, a mianowicie przebieg momentu przy małych kątach natarcia skrzydła samolotu. Liniami przerywanymi uwidoczniono żądany przebieg momentu obrotowego, przechylającego samolot w zależności od odchylenia dźwigni sterowniczej. Pożądany jest prawie stały wzrost momentu obrotowego w miarę odchylenia dźwigni sterowniczej, a w szcze-

gólności już przy małych jego odchyleniach. W ten sposób można uniknąć powyżej opisanego, niekorzystnego przebiegu sterowania.

Według wynalazku powierzchnie zakłócające są podzielone poprzecznie do ich rozpiętości na dwie lub kilka części. Przy małych odchyleniach dźwigni sterowniczej podnosi się jedna z częściowych powierzchni zakłócających, podczas gdy pozostała lub pozostałe powierzchnie zakłócające dochodzą do podniesionej pierwszej płaszczyzny dopiero przy większym odchyleniu dźwigni sterowniczej. Według innej postaci wykonania wynalazku powierzchnia zakłócająca jednego skrzydła zostaje wprawdzie niepodzielona, ale stosunek przekładni między dźwignią sterowniczą i powierzchnią zakłócającą może być tak zmieniany, aby osiągnąć stały przyrost momentu przechylającego w miarę odchylenia dźwigni sterowniczej. Według innej jeszcze postaci wykonania powierzchnie zakłócające poruszane są w ten sposób lub ich wystające krawędzie posiadają takie zarysy, że powierzchnie te podczas ich podnoszenia zaczynają działać przede wszystkim na jednej części swej rozpiętości, a pozostałe części rozpiętości powierzchni zakłócającej po ich uruchomieniu działają w ten sposób, że zostaje osiągnięty pożądaný przebieg krzywej momentu obrotowego, przechylającego samolot na bok.

Na rysunku przedstawiono kilka odmian wykonania sterów poprzecznych według wynalazku.

Fig. 1 przedstawia wykres przebiegu momentu obrotowego, przechylającego samolot na bok, w zależności od wychylenia znanych sterów poprzecznych w postaci powierzchni zakłócających, a fig. 1a — widok boczny skrzydła z oznaczeniem wielkości kątów natarcia α skrzydła i kątów odchylenia β powierzchni zakłócających; fig. 2 przedstawia wykres, na którym linja-

mi przerywanymi zaznaczony jest żądany przebieg krzywej momentu obrotowego przechylającego samolot na bok, a liniami pełnymi — przebieg krzywej zmienności tego momentu zapomocą znanych powierzchni zakłócających; fig. 3 przedstawia wykres wyprzedzania wychylenia powierzchni zakłócającej, osiąganego zapomocą przekładni między powierzchnią zakłócającą i dźwignią sterowniczą, a które jest konieczne do osiągnięcia żadanego przebiegu momentu obrotowego przechylającego samolot na bok, zaznaczonego liniami przerywanymi na fig. 2, a fig. 4 — wykres krzywych przebiegu działania powierzchni zakłócającej, podzielonej na dwie części; fig. 5 przedstawia schematycznie przekrój przez skrzydło z podłużną lotką do zwiększania wyporu skrzydła i powierzchnią zakłócającą, a fig. 6 — rzut poziomy jednego skrzydła z powierzchnią zakłócającą, podzieloną w myśl wynalazku na dwie części; fig. 7 do 10 przedstawiają kilka odmian urządzeń sterowniczych, przy pomocy których osiąga się zmienne według wynalazku przekładnie ruchu między dźwignią sterowniczą i powierzchnią zakłócającą; fig. 11 przedstawia perspektywiczny widok końca skrzydła, zaopatrzonego w niepodzielną zwichrowaną powierzchnię zakłócającą; fig. 12 — postać wykonania odpowiedniego urządzenia sterowniczego, nadającego zwichrowany kształt powierzchni zakłócającej, przedstawionej w perspektywie na fig. 11, wreszcie fig. 13, 14 i 15 przedstawiają powierzchnię zakłócającą w trzech kolejnych położeniach podczas przesuwania jej przez szczelinę w powłoce skrzydła, kiedy poszczególne części rozpiętości powierzchni zakłócającej zaczynają kolejno działać, w celu osiągnięcia żadanego przebiegu momentu obrotowego, przechylającego samolot na bok.

Skrzydło, przedstawione na fig. 5 w przekroju, a na fig. 6 — w rzucie poziomym, posiada znaną lotkę α , która służy

do zwiększenia wyporu skrzydła i może być zupełnie odchylana wzdłuż całej rozpiętości skrzydła, odmiennie niż zwykła lotka i bez związku ze sterowaniem poprzecznym. W ten sposób może być wykorzystany możliwie największy wypór skrzydła. Powierzchnie zakłócające b ciągną się w tych samych prawie granicach rozpiętości, co zwykła lotka. Szerokość tych powierzchni wynosi w przybliżeniu 5 do 10% szerokości skrzydła. Powierzchnie zakłócające b są według wynalazku podzielone poprzecznie do rozpiętości na dwie lub kilka części. Przy podziale na dwie części b_1 i b_2 (fig. 6) najkorzystniej jest, gdy zewnętrzna część b_1 posiada mniejszą rozpiętość, np. około 30% łącznej rozpiętości obu części powierzchni zakłócającej.

Ta zewnętrzna część b_1 , którą najlepiej jest umieścić możliwie blisko końca skrzydła, podnosi się zupełnie już przy małych odchyleniach dźwigni sterowniczej i pozostaje w tem podniesionem położeniu podczas dalszego poruszania się dźwigni sterowniczej. Przy większych odchyleniach dźwigni sterowniczej następuje podniesienie drugiej części b_2 powierzchni zakłócającej. Działanie tej podzielonej na dwie części powierzchni zakłócającej w wykonaniu według fig. 6 przedstawiono wykreślić na fig. 4. Przy małych odchyleniach dźwigni sterowniczej zaczyna natychmiast działać część b_1 powierzchni zakłócającej, a bezskuteczny zakres krzywej zmienności momentu obrotowego, przechylającego samolot na bok, jest tak znacznie zmniejszony, że praktycznie jest zupełnie niedostrzegalny. Na krótko przed osiągnięciem przez powierzchnię zakłócającą b_1 położenia, odpowiadającego największemu osiągalnemu momentowi obrotowemu, przechylającemu samolot na bok, następuje również podnoszenie części b_2 powierzchni zakłócającej. Gdy część b_2 przebywa swą bezskuteczną drogę, część b_1 osiąga już położenie, odpowiadające największemu

momentowi obrotowemu, zachowując w dalszym ciągu na stałe to położenie, podczas gdy część b_2 lub, w przypadku zastoso-
 wania kilku powierzchni częściowych, pozostałe części powierzchni zakłócającej zostają w dalszym ciągu podnoszone. Momenty obrotowe, przechylające samolot na bok, wytworzone przez dwie części b_1 i b_2 powierzchni zakłócającej lub większą ich liczbę, sumują się i wytwarzają w rezultacie jeden wypadkowy moment obrotowy, przedstawiony wykreślnie na fig. 4 linią przerywaną, która odtwarza przebieg wypadkowego momentu obrotowego przechylającego samolot na bok.

Podobną zmianę momentu obrotowego przechylającego samolot na bok, w zależności od odchylenia dźwigni sterowniczej, można osiągnąć w ten sposób, że dobiera się zmienny stosunek przekładni między odchyleniem dźwigni sterowniczej i odchyleniem powierzchni zakłócającej. Z przebiegu krzywych na wykresie według fig. 2 można określić potrzebny w danej chwili stosunek przekładni. Aby wytworzyć np. moment obrotowy o wielkości c , powierzchnia zakłócająca b musi się odchylić o kąt, wynoszący x stopni. Prosta jednakowych momentów obrotowych przecina krzywą pożądanego przebiegu momentu obrotowego (zaznaczonego na rysunku linią przerywaną) w punkcie, któremu odpowiada odchylenie dźwigni sterowniczej o kąt, wynoszący y stopni. Pozioma odległość między obydwoma krzywymi według fig. 2 daje więc każdorazową różnicę odchylania dźwigni sterowniczej i powierzchni zakłócającej. Na wykresie fig. 3 przedstawiono przebieg krzywej wyprzedzania odchylenia powierzchni zakłócającej w zależności od odchylenia dźwigni sterowniczej.

Na fig. 7 przedstawiono przykład wykonania urządzenia sterowniczego powierzchni zakłócającej ze zmiennym stosunkiem przekładni nastawczej według wyznaczenia. W zewnętrznym pokryciu d skrzy-

dła jest umieszczona powierzchnia zakłócająca b , obracająca się wokół osi e . Wewnątrz skrzydła jest osadzona dźwignia kołankowa f , na której jednym końcu jest osadzony krążek g , a której drugi koniec jest połączony z linkami lub drążkami h , które prowadzą do dźwigni sterowniczej, znajdującej się obok siedzenia pilota. Krążek g przylega wpobliżu osi e do powierzchni zakłócającej b . W razie pociągnięcia linki lub drążka h dźwigni f naciska za pośrednictwem krążka g na powierzchnię b , odchylając ją z powierzchni skrzydła, i podnosi ją do położenia końcowego, zaznaczonego na rysunku liniami kreskowanymi. Przy pomocy tego dźwigniowego urządzenia rozrządczego już małymi odchyleniami dźwigni sterowniczej może być osiągnięte przekroczenie mało skutecznego zakresu krzywej momentu obrotowego, przechylającego samolot na bok, ponieważ małe odchylenia dźwigni sterowniczej wpobliżu położenia zerowego odpowiadają dużym odchyleniom powierzchni zakłócających. Dzięki temu, że odległość krążka g od osi e jest w położeniu zerowym bardzo mała i zwiększa się przy większych odchyleniach powierzchni zakłócających względnie dźwigni sterowniczej, zmienia się również stosunek przekładni między dźwignią sterowniczą i powierzchnią zakłócającą. W licznych przypadkach już zapomocą tego prostego urządzenia rozrządczego według fig. 7 można osiągnąć zadowalający przebieg krzywej momentu obrotowego, przechylającego samolot na bok. Przez umieszczenie na powierzchni zakłócającej b krzywiznowego toru i , jak w wykonaniu urządzenia według fig. 8, przebieg krzywej tego momentu może być zmieniony jeszcze bardziej.

Już zapomocą opisanej wyżej, samej tylko zmiany stosunku przekładni między dźwignią sterowniczą i powierzchnią zakłócającą można osiągnąć żądany przebieg krzywej momentu obrotowego. Wskazane

jest jednak oprócz tego, stosownie do wynalazku, podzielenie powierzchni zakłócającej na części. Podział taki jest uzasadniony tem, że wskutek dużej przekładni występują przy małych odchyleniach w dźwigni sterowniczej duże siły. Wskutek podziału powierzchni zakłócających występuje równomierniejszy podział sił przy odchylaniu dźwigni sterowniczej. Zapewnia to spokojną i wygodną obsługę urządzenia sterowniczego.

Przy rozrządzie według wynalazku wskazane jest stosowanie dużej przekładni tylko dla tej części powierzchni zakłócającej, którą podnosi się najpierw, aby można było ją szybko podnieść już przy małych odchyleniach dźwigni sterowniczej. Najpraktyczniej jest, gdy pozostałe części powierzchni zakłócającej podnosi się stopniowo. Ma to tę zaletę, że przy każdorazowym ustawieniu pozostałych części powierzchni zakłócającej nie występuje nagłe zwiększenie sił w narządach sterujących, ze względu na spokojne podnoszenie pozostałych części powierzchni zakłócających, oraz że otrzymana krzywa momentu obrotowego przechylającego samolot na bok, która przedstawia sumę wartości poszczególnych krzywych, zachowuje zawsze pożądaną przebieg.

Powyższe odnosi się również do niepodzielnych podatnych powierzchni zakłócających lub sztywnych powierzchni zakłócających, które w podobny sposób przesuwane są przez szczelinę w powierzchni skrzydła. Stosunkowo prędko podnoszona jest pierwsza czynna część rozpiętości powierzchni zakłócającej, poczem w sposób ciągły podnoszone są pozostałe części rozpiętości powierzchni zakłócającej.

Na fig. 9 i 10 przedstawiono przykład wykonania urządzenia sterowniczego, za pomocą którego przez różnorodne wykonanie kciuka k można zmieniać stosunek przekładni dla różnych części zwichrowanej względnie niepodzielonej powierzchni

zakłócającej. Na fig. 9 kciuk k jest zaopatrzony w krzywiznowy bok o niewielkiej krzywiznie. Kciuk ten obraca się na ośce 1, osadzonej w skrzydle. Przy nieznacznym obrocie kciuka k z położenia zerowego, zaznaczonego na rysunku linjami pełnemi, podnosi się natychmiast powierzchnia zakłócająca. Kciuk k w urządzeniu według fig. 10 posiada bok o wielkiej krzywiznie. Obrotowi kciuka k w urządzeniu według fig. 10 odpowiada znacznie powolniejszy ruch kątowy powierzchni zakłócającej. A więc podczas uruchomienia powierzchni zakłócających, składających się z kilku części, najpierw podnoszona część powierzchni zakłócającej jest uruchamiana za pomocą kciuka w wykonaniu według fig. 9, a pozostałe części powierzchni zakłócających — za pomocą kciuka o kształcie, przedstawionym na fig. 10.

Do osiągnięcia niezbędnych w myśl wynalazku stosunków przekładni istnieje bardzo wiele rozwiązań. Według wynalazku żądany przebieg krzywej momentu obrotowego, przechylającego samolot na bok w zależności od uruchomienia dźwigni sterowniczej, można również osiągnąć w ten sposób, że powierzchnie zakłócające doprowadza się w czynne położenie przez odpowiedni ruch lub przez nadanie odpowiednich zarysów ich krawędziom w tej części ich rozpiętości, które najpierw są czynne, poczem w odpowiedni sposób doprowadza się do działania pozostałe części rozpiętości powierzchni zakłócającej. W urządzeniach według fig. 11 — 15 przedstawiono kolejne położenia części rozpiętości powierzchni zakłócającej, uruchamianej za pomocą przekładni o zmiennym stosunku. W urządzeniu według fig. 11 przewidziano na skrzydle powierzchnię zakłócającą b , doprowadzaną do stanu zwichrowanego w kierunku podłużnym. W położeniu zerowym powierzchnia b spoczywa na powłoce skrzydła. Przez uruchomienie dźwigni sterowniczej podnosi się najpierw koniec m

powierzchni b , podczas gdy koniec n leży jeszcze na powierzchni skrzydła. Czynną powierzchnię powierzchni zakłócającej b zwiększa się przez podnoszenie coraz to dalszych części rozpiętości, w zależności od wychylenia dźwigni sterowniczej, aż do osiągnięcia żadanego przebiegu krzywej momentu obrotowego, przechylającego samolot na bok. Po zupełnem podniesieniu powierzchni b zajmuje położenie, zaznaczone na fig. 11 linjami kropkowanymi. Linjami pełnymi nakreślono powierzchnię zakłócającą b w położeniu do połowy wyprostowanem.

W urządzeniu według fig. 12 stopniowe podnoszenie powierzchni b odbywa się za pomocą czterech kciuków p_1, p_2, p_3, p_4 , osadzonych na wale o . Przez obrócenie wału kciukowego o w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara najpierw zostaje podniesiony przez kciuk p_1 koniec płaszczyzny b . Przy dalszem obracaniu wału o następne kciuki podnoszą stopniowo pozostałe części powierzchni b . Linjami kreskowanymi oznaczono przekroje powierzchni b w różnych położeniach, odpowiadające poszczególnym kciukom p_2, p_3 i p_4 . Powierzchnia b swą przednią krawędzią q jest połączona z zewnętrzną powłoką skrzydła i wskutek swej elastyczności usiłuje powrócić do swego wyjściowego położenia w powierzchni skrzydła. Siłę napięcia powierzchni b można zwiększyć za pomocą sprężyn pomocniczych lub podobnych narządów. Wolna krawędź r powierzchni b , w celu dalszego oddziaływania na przebieg krzywej momentów obrotowych, może być prowadzona wzdłuż odpowiedniego krzywiznowego toru.

W urządzeniu według fig. 13 — 15 powierzchnia zakłócająca b jest przesuwana przez szczelinę w powierzchni skrzydła stosownie do wynalazku, tak iż najpierw podnosi się jeden koniec powierzchni b (fig. 14), a potem przez dalsze odchylenie dźwigni sterowniczej podnosi się również

drugi jej koniec (fig. 15). Ruch powierzchni zakłócającej b poprzez płaszczyznę zewnętrzną powłoki d skrzydła odbywa się w ten sposób, że drążek s , zaopatrzony w prowadnice z_1 i z_2 , przez przesunięcie w kierunku osiowym podnosi kolejno czopy u_2 i u_1 , w które wyposażone są konce powierzchni b . Drążek s jest w dowolny sposób połączony z dźwignią sterowniczą. Dzięki rozmaitym kształtom krzywiznowych powierzchni prowadniczych prowadnic z_1 i z_2 oraz przez zmianę odległości między temi prowadnicami z_1 i z_2 można osiągnąć dowolny ruch powierzchni b . Górna krawędź powierzchni b może również posiadać krzywiznowy przebieg, który ze swej strony przyczynia się do zmiany krzywej momentów obrotowych, przechylających samolot na bok. Tak więc w niektórych przypadkach wskazane jest podnoszącą się najpierw część powierzchni zakłócającej wyposażyć w nieco większą szerokość, niż pozostałe jej części, aby nisko nachyloną część krzywej momentów ukształtować na początku uruchomienia powierzchni zakłócających bardziej stromo.

Nie jest rzeczą konieczną, aby w którejkolwiek z opisanych wyżej postaci wykonania powierzchni zakłócającej najpierw uruchomiana jej część znajdowała się jak najbliżej końca skrzydła. Może to być część środkowa albo też część powierzchni zakłócającej, znajdująca się obok kadłuba.

W samolotach, w których dopuszczalne jest nieznaczne zwiększenie oporu, żądany przebieg krzywej momentów obrotowych, przechylających samolot na bok, może być również osiągnięty w ten sposób, że jedna lub kilka powierzchni zakłócających zostają stale całkowicie lub częściowo na tyle tylko podniesione, aby nie wytwarzały jeszcze żadnego momentu obrotowego, przechylającego samolot na bok. Gdy takie powierzchnie zakłócające podnosi się nieco wyżej, natychmiast działają one będą zgodnie z obrębem tej części krzywej, w któ-

rym wraz ze wzrostem wychylenia powierzchni zakłócającej zwiększa się również w dostatecznym stopniu moment obrotowy, przechylający samolot na bok.

Opisane urządzenia sterownicze stanowią jedynie kilka przykładów wykonania wielkiej liczby możliwych rozwiązań. Przedstawiony w urządzeniu według fig. 12 kciuk p można zastąpić walcem, zaopatrzonym w śrubową powierzchnię. Skok tej powierzchni śrubowej nie musi jednak być na całej długości stały. Powierzchnie zakłócające mogą być również uruchomiane zapomocą wszelkiego rodzaju urządzeń dźwigniowych i korbowych. Przedewszystkiem zaś zarówno wyprostowanie i wichrowanie, jak i wysuwanie powierzchni można uskutecznić napędem hydraulicznym zapomocą tłoków i cylindrów lub dmuchaw, rozmieszczonych wzdłuż rozpiętości powierzchni zakłócającej.

Zastosowanie powierzchni zakłócających jako sterów poprzecznych jest nie tylko korzystne w samolotach, wyposażonych w lotki do zwiększenia wyporu, lecz daje również pewne korzyści w samolotach z jednolitymi przekrojami skrzydeł. Przedewszystkiem na powierzchnie zakłócające działają stosunkowo małe siły. Mogą one więc być bardzo lekko wykonane i uruchomiane zapomocą bardzo lekkich narządów napędowych. Następnie stery poprzeczne w wykonaniu według wynalazku mogą być bez trudności umieszczone dodatkowo na istniejących samolotach. Wreszcie wykonanie skrzydeł z powierzchniami zakłócającymi jest szczególnie proste, ponieważ przekrój skrzydła może być jednakowy na całej jego rozpiętości.

Powierzchnie zakłócające według wynalazku mogą również spełniać i inne zadanie. Przy dużych kątach natarcia skrzydła w miejscu, w którym umieszczone są powierzchnie zakłócające, znajduje się obszar największego podciśnienia. Ażeby więc zapobiec przypadkowemu podnosze-

niu się powierzchni zakłócających, trzeba je zaopatrzyć w sprężynę lub obciążyć w inny podobny sposób. Niekiedy jednak samoczynne podnoszenie się powierzchni zakłócających jest bardzo pożądane. Przez nadanie prawidłowych wymiarów sprężynom, zamykającym powierzchnie zakłócające, można bez trudności osiągnąć ten skutek, że przy dużych szybkościach i dużych kątach natarcia powierzchnie zakłócające zostają samoczynnie podnoszone przez siły powietrzne. To znaczy, że podczas wyprowadzania samolotu z lotu nurkowego (spadowego) lub podczas podobnego lotu, kiedy przy dużych szybkościach osiąga się duże kąty natarcia oraz niepożądane bardzo duże siły wyporowe, przez zastosowanie powierzchni zakłócających według wynalazku siła wyporu zostaje znacznie zmniejszona przynajmniej na końcach skrzydeł, gdzie siła ta wywołuje zwykle w skrzydłach największe momenty gnące. Przez zastosowanie powierzchni zakłócających według wynalazku zapobiega się więc w skuteczny sposób wspomnianym niebezpiecznym stanom, w jakich może się znajdować samolot podczas lotu, a wobec tego szkielet samolotu, wyposażonego w powierzchnie zakłócające w wykonaniu według wynalazku, może posiadać mniejsze grubości, niż szkielet zwykłego normalnego samolotu, ponieważ duże momenty gnące, jakie występują zazwyczaj w szkieletach normalnych samolotów, nie mogą osiągnąć tak znacznych wartości w samolotach, wyposażonych w powierzchnie zakłócające według wynalazku.

Zastrzeżenia patentowe.

1. Stery poprzeczne do samolotów, składające się ze znanych powierzchni, zakłócających strumień powietrza, które w położeniu nieczynnym pokrywają się z powierzchnią zarysu skrzydła, a w czynnym położeniu wystają z powierzchni skrzydła,

znamiennie tem, że między dźwignią sterowniczą a powierzchnią zakłócającą (b) są zastosowane narządy (f , g lub l , k lub O , P_1 , P_2 , P_3 , P_4 lub S , Z_1 , Z_2), przenoszące ruch tej dźwigni na powierzchnie zakłócające w ten sposób, aby równomiernemu przyrostowi odchylenia dźwigni sterowniczej odpowiadał zmniejszający się przyrost wielkości występującej nazewnątrz powierzchni zakłócającej (b).

2. Stery poprzeczne według zastrz. 1, znamiennie tem, że posiadają elastyczne powierzchnie zakłócające (b), które mogą być wichrowane wzdłuż ich rozpiętości, przy czem każda z tych powierzchni połączona jest przegubowo lub sztywno ze skrzydłem wzdłuż jednej swej podłużnej krawędzi.

3. Odmiana sterów poprzecznych według zastrz. 1, których powierzchnia zakłócająca przesuwana jest przez szczelinę w górnej powierzchni skrzydła, znamiennie tem, że dźwignia sterownicza jest tak połączona z powierzchnią zakłócającą (b), że początkowemu odchyleniu jej odpowiada przesunięcie się do góry jednego końca (U_2) powierzchni zakłócającej (b), a dalszemu odchyleniu tej dźwigni odpowiada przesuwanie się do góry pozostałej części powierzchni zakłócającej.

4. Odmiana sterów poprzecznych według zastrz. 1, znamiennie tem, że powierzchnia zakłócająca podzielona jest poprzecznie do rozpiętości na dwie lub więcej części (b_1 , b_2), przy czem każda z tych części powierzchni zakłócającej posiada oddzielne urządzenie nastawcze, zapomocą którego poszczególne te części są tak nastawiane, aby niewielkim odchyleniom dźwigni sterowniczej odpowiadało podnoszenie się jednej części (np. części b) powierzchni zakłócającej, podczas gdy pozostała lub pozostałe części podnoszą się do-

piero po dokonaniu większego odchylenia przez dźwignię sterowniczą po uprzednim całkowitem lub częściowym podniesieniu się pierwszej części powierzchni zakłócającej.

5. Odmiana sterów poprzecznych według zastrz. 1, znamiennie tem, że dźwignia sterownicza połączona jest z powierzchnią zakłócającą zapomocą takiej przekładni (np. w postaci tarczy kciukowej), która na początku ruchu dźwigni sterowniczej z położenia zerowego łączy powierzchnię zakłócającą z tą dźwignią przy dużym stosunku przekładni, następnie zaś przy małym stosunku przekładni.

6. Odmiana sterów poprzecznych według zastrz. 1 — 5, znamiennie tem, że powierzchnie zakłócające są obciążone zapomocą ciężarów, sprężyn lub innych elastycznych narządów, wywierających na nie odpowiednie siły w celu zabezpieczenia ich podczas normalnych warunków lotu przed samoczynnem podnoszeniem się z położenia nieczynnego w położenie czynne.

7. Stery poprzeczne według zastrz. 1 — 6, znamiennie tem, że powierzchnie zakłócające (b) tak są połączone z dźwignią sterowniczą, iż w położeniu zerowym tej dźwigni wystają na pewną wysokość z powierzchni skrzydła samolotu, w którem to położeniu są nieczynne, nie wytwarzając przytem jeszcze żadnego zmniejszenia wyporu skrzydła, wskutek czego przy najmniejszym poruszeniu dźwigni powierzchnie zakłócające wkraczą w zakres drogi swego ruchu, w którym następuje już mniej więcej równomierny wzrost momentu, przechylającego samolot na bok.

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





