

Warszawa, 15 kwietnia 1939 r.

URZĄD PATENTOWY



B64c 27/04

## RZECZYPOSPOLITEJ POLSKIEJ OPIS PATENTOWY

Nr 28044.

Kl. 62 b, 26/01.

The Cierva Autogiro Company Limited  
(Londyn, Wielka Brytania).

### Samolot śrubowy.

Zgłoszono 28 lipca 1934 r.

Udzielono 20 lutego 1939 r.

Pierwszeństwo: 5 sierpnia 1933 r. (Wielka Brytania).

Wynalazek dotyczy samolotu śrubowego, wyposażonego w układ obrotowych skrzydeł nośnych. Ten układ skrzydeł nośnych nazwano w dalszej treści opisu „śmigłem nośnym”. W czasie lotu śmigło nośne obraca się swobodnie wokoło osi pionowej pod wpływem pędu powietrza podczas lotu. Ponadto samolot według wynalazku jest zaopatrzony również w śmigło ciągnące o poziomej osi obrotu do lotu poziomego, które jest napędzane przez silnik urządzony w ten sposób, że na początku lotu nadaje również śmigłu nośnemu początkowy ruch obrotowy, a wówczas śmigło nośne wymienionej budowy spełnia zadanie „starterowego śmigła nośnego”. To star-

terowe śmigło nośne jest zaopatrzone między silnikiem i śmigłem nośnym w wyłączalny łącznik napędowy, dzięki któremu to śmigłu nośnemu może być nadawany pewien moment obrotowy.

Wynalazek niniejszy dotyczy zwłaszcza samolotu śrubowego, w którym poszczególne skrzydła nośne są zamocowane na piaście śmigła nośnego przegubowo lub sprężysto, tak że każde ze skrzydeł nośnych może odchylać się w górę i w dół w płaszczyźnie, w której leży oś śmigła nośnego.

Głównym celem wynalazku jest spotęgowanie sprawności wznoszenia się z ziemi tego rodzaju samolotu bez uprzedniego

rozpędu poziomego, który był dotychczas konieczny do nadania śmigłu nośnemu siły wznoszącej, niezbędnej do podniesienia samolotu, po uprzednim nadaniu ruchu obrotowego śmigłu nośnemu za pomocą urządzenia starterowego.

Według wynalazku w samolocie śrubowym tego rodzaju, w którym śmigłu nośnemu za pomocą urządzenia napędowego nadaje się przed lotem największy moment obrotowy, ten ostatni jest mniejszy od momentu obrotowego, koniecznego do napędu tegoż śmigła podczas lotu poziomego, przy czym urządzenie napędowe musi być w stanie udzielić śmigłu nośnemu szybkość początkową znacznie większą od średniej szybkości obrotowej śmigła nośnego, obracającego się samoczynnie podczas lotu. Według wynalazku samolot śrubowy posiada również urządzenie, które ma za zadanie zmniejszenie siły wstecznej śmigła nośnego podczas startu przez zmianę średniego kąta natarcia skrzydeł śmigła nośnego, a nadmiar energii kinetycznej, nagromadzonej w śmigle nośnym wskutek wielkiej początkowo szybkości obrotowej, zostaje wykorzystany do wytworzenia chwilowej siły podnoszącej, dostatecznej do pionowego podniesienia samolotu z ziemi, czyli podczas startu średni kąt natarcia skrzydeł zostaje tak zmniejszony, iż staje się mniejszy od średniego kąta natarcia skrzydeł podczas lotu, a po skończonym starcie średni kąt natarcia zostaje natychmiast ponownie powiększony aż do właściwej wartości, wymaganej podczas lotu poziomego.

Według wynalazku narządy, służące do zmiany kąta natarcia skrzydeł śmigła nośnego, działają samoczynnie odpowiednio do wahań momentu obrotowego, udzielanego śmigłu nośnemu.

Gdy śmigło nośne obraca się z szybkością, co najmniej mniejszą od najmniejszej szybkości śmigła nośnego, obracającego się samoczynnie podczas lotu, to wówczas,

przy nadawaniu znacznego momentu obrotowego śmigłu nośnemu, średni kąt natarcia skrzydeł śmigła nośnego uzyskuje w przybliżeniu wartość zerową, to jest taką wartość, która odpowiada najmniejszej aerodynamicznej sile wstecznej.

Według wynalazku urządzenie do zmiany kąta natarcia skrzydeł śmigła nośnego pracuje samoczynnie odpowiednio do wahań siły odśrodkowej, wywieranej na skrzydła nośne. Zwiększenie siły odśrodkowej powoduje zwiększenie średniego kąta natarcia i odwrotnie.

W założeniu, że samoczynne urządzenie do zmiany kąta natarcia działa zarówno pod wpływem zmian momentu obrotowego, jak i wahań siły odśrodkowej, wpływ momentu obrotowego, przenieszonego na śmigło nośne, o tyle przewyższa wpływ siły odśrodkowej, że największy moment obrotowy wystarcza do utrzymania najniższej lub prawie najniższej wartości średniego kąta natarcia co najmniej w ciągu okresu, w którym szybkość obrotowa śmigła nośnego nie przekracza swej najmniejszej szybkości obrotowej, kiedy obraca się samoczynnie podczas lotu poziomego pod wpływem pędu powietrza.

Przez zmniejszenie kąta natarcia skrzydeł śmigła nośnego podczas startu do wartości, odpowiadającej zerowej sile wznoszącej, opór aerodynamiczny, przeciwstawiający się obrotowi skrzydeł nośnych, osiąga swą wartość najmniejszą, tak że śmigło nośne może uzyskać odpowiednio większą początkową szybkość obrotową bez zwiększania niezbędnej mocy napędowej.

Ponieważ śmigło nośne przy niewielkim zużyciu mocy napędowej może uzyskać początkową szybkość obrotową, znacznie większą od normalnej szybkości obrotowej śmigła nośnego podczas lotu poziomego wówczas, gdy kąt natarcia skrzydeł nośnych zmienia się pod wpływem siły odśrodkowej w wyżej opisany sposób, to

skrzydła nośne pod wpływem nadmiaru siły odśrodkowej przy zaniku momentu startowego uzyskują kąt natarcia większy od normalnego kąta natarcia podczas lotu poziomego. W ten sposób uzyskuje się zwiększoną siłę wznoszącą. Kąt natarcia cofa się oczywiście do swej normalnej wartości skoro nadmiar energii śmigła nośnego zostaje zużyty, a szybkość obrotowa śmigła zmniejsza się do normalnej szybkości samoczynnego obrotu podczas lotu poziomego.

Zmiana kąta natarcia skrzydeł nośnych w zależności od wyżej omawianej siły odśrodkowej posiada również tę korzyść, że kąty natarcia skrzydeł nośnych we wszystkich normalnych warunkach lotu osiągają w przybliżeniu swe najkorzystniejsze wartości. Dlatego też w samolocie ze śmigłem nośnym wyżej opisanego rodzaju szybkość obrotowa śmigła nieco wzrasta, gdy wzrasta postępową szybkość samolotu podczas lotu poziomego. W urządzeniu według niniejszego wynalazku zwiększenie szybkości obrotowej śmigła nośnego przy wzroście postępowej szybkości samolotu podczas lotu poziomego, wskutek połączonej z tym zwiększeniem siły odśrodkowej, powoduje również powiększenie kąta natarcia skrzydeł śmigła nośnego. Wiadomo, że kąt natarcia przy najkorzystniejszej aerodynamicznie sprawności śmigła nośnego zmienia się wraz z postępową szybkością przenoszenia i jest tym większy, im wyższą jest postępową szybkość przenoszenia. W ten sposób przy zachowaniu warunku, że zwiększenie kąta natarcia powoduje zwiększenie siły odśrodkowej, skrzydła śmigła nośnego, prawie w całym zakresie postępowej szybkości przenoszenia, uzyskują taki kąt natarcia, jaki jest najskuteczniejszy pod względem aerodynamicznym.

Poza tym według wynalazku, ze względu na okoliczność, że zmiana kąta natarcia skrzydeł jest uzależniona od siły odśrodkowej, każde usiłowanie zmniejszenia szyb-

kości obrotowej skrzydeł nośnych zostaje natychmiast wyrównane przez zmniejszenie kąta natarcia, spowodowane zmniejszeniem się siły odśrodkowej. W ten sposób zostaje usunięte niebezpieczeństwo zatrzymania się lub nadmiernego zmniejszenia się szybkości obrotowej śmigła nośnego, a to wskutek jakiejś nieprzewidzianej przyczyny, powodującej zwiększenie siły wstecznej skrzydeł śmigła nośnego, np. przy uszkodzeniu jednego ze skrzydeł nośnych lub wskutek wytworzenia się lodu na skrzydłach nośnych.

Według wynalazku zmienność średniego kąta natarcia skrzydeł śmigła nośnego jest związana z górną granicą, która nie przekracza pewnej górnej wartości granicznej tego zakresu kąta natarcia, w którym możliwy jest jeszcze ciągły samoczynny ruch obrotowy śmigła nośnego przy stałych, to jest nieprzyspieszonych warunkach lotu. Dolna granica kąta natarcia skrzydeł śmigła nośnego, w przypadku stosowania zwykłych profilów, nie powinna przekraczać kąta  $8^{\circ}$ , liczonego od kąta natarcia o współczynniku wyporu równym zero.

Według wynalazku przewidziane jest również urządzenie hamulcowe, które działa podczas nadawania śmigłu nośnemu niezbędnego do startu momentu obrotowego i zapobiega wzrostowi kąta natarcia skrzydeł śmigła nośnego do wartości, która by wystarczyła do podniesienia samolotu z ziemi wówczas, gdy nastąpiłoby przypadkowe, przemijające zmniejszenie momentu obrotowego skrzydła nośnego. To urządzenie działa samoczynnie w ten sposób, że stwarza opór cierny, który powoduje zmianę kąta natarcia skrzydeł nośnych wówczas, gdy kąt natarcia osiągnął swą najmniejszą wartość lub też zbliżył się do tej najmniejszej wartości. Urządzenie hamulcowe może być również wykonane jako samoczynne urządzenie zaporowe, unieruchamiające skrzydła nośne w położeniu,

odpowiadającym najmniejszemu kątowi natarcia. To urządzenie zaporowe może być również wyłączane ręcznie przez pilota. Urządzenie wyłączające powyższe urządzenie zaporowe może być połączone z ręcznym sprzęgłem, służącym do rozrządu momentu obrotowego w ten sposób, że przy wyłączonym sprzęgle skrzydła nośne mogą się swobodnie obracać w położeniu, odpowiadającym powiększonemu kątowi natarcia. Urządzenie do wyłączania urządzenia zaporowego może być również zarządzane niezależnie. Następnie urządzenie zaporowe, służące do przytrzymywania skrzydeł nośnych w położeniu, odpowiadającym najmniejszemu nastawieniu kąta natarcia, może być w ten sposób połączone z podłużnym urządzeniem sterowym samolotu, że zostaje zwolnione wówczas, gdy przednie i tylne położenia sterowe podłużnego narządu sterowego leżą w zasięgu ruchu sterowego, wykonywanego podczas lotu, a zaczyna działać, gdy dany narząd sterowy porusza się naprzód, to jest w kierunku odpowiadającym powiększeniu szybkości lotu poziomego.

W odmianie wykonania wynalazku, w której poszczególne skrzydła nośne są połączone przegubowo z piastą śmigła nośnego w ten sposób, że każde skrzydło nośne może się obracać względem piasty śmigła nośnego niezależnie na dwóch różnych czopach, z których jeden (nazywany poniżej czopem przechylnym) leży swą osią w płaszczyźnie prostopadłej do osi obrotu, a drugi (nazywany poniżej czopem pociagowym) leży w płaszczyźnie, w której znajduje się oś obrotu, przewidziano urządzenie, za pomocą którego można zmieniać kąt natarcia każdego ze skrzydeł nośnych odpowiednio do jego ruchu względem czopa pociagowego w ten sposób, że przy ruchu skrzydła nośnego względem piasty śmigła nośnego w kierunku przeciwnym do kierunku obrotu śmigła nośnego kąt natarcia zostaje zmniejszony i odwrotnie.

Gdy na piastę przekazywany jest napędowy moment obrotowy, to wówczas skrzydła nośne usiłują pozostać w tyle za piastą, licząc w kierunku obrotu śmigła. Wskutek tego kąt natarcia skrzydeł maleje, a wraz z nim maleje również opór aerodynamiczny, przeciwstawiany obrotowi śmigła.

Gdy śmigło nośne obraca się pod wpływem obrotowego momentu napędowego, wówczas skrzydła nośne dążą do zajęcia położenia równowagi, w którym wywołwane i przeciwstawiane momenty obrotowe zostają wyrównane przez siłę odśrodkową (w założeniu, że osie czopów pociagowych są nieco przesunięte względem osi obrotu). W tym położeniu każde skrzydło nośne zostaje cofnięte z jego średniego położenia ku piastce śmigła nośnego o kąt, który w poniższym opisie oznaczono nazwą „kąta opóźniania” i który zostaje określony wartością stosunku wytwarzanego momentu obrotowego oraz siły odśrodkowej.

Na początku, w chwili startu, ponieważ siła odśrodkowa jest niewielka kąt opóźniania staje się znaczny, gdy skrzydło nośne jest swobodne. Wskazane jest zatem, aby w chwili, gdy śmigło nośne osiągnie pełne obroty, wystarczające do startu, kąt natarcia skrzydeł nośnych miał wartość, niewiele różniącą się od zera. W tym celu przewidziano urządzenie zaporowe, które zapobiega przyjmowaniu znacznie większego ujemnego kąta natarcia przez skrzydła nośne na początku chwili startu. To urządzenie zaporowe może być w ten sposób urządzone, że ogranicza kąt opóźniania lub możliwą zmianę kąta natarcia skrzydeł.

Przy określaniu położenia tych urządzeń zaporowych należy brać pod uwagę możliwe odchylenia lotek skrzydeł śmigła nośnego pod wpływem obciążenia. W przypadku stosowania skrzydła nośnego, którego środek ciężkości jest przesunięty ku

przodowi (o czym będzie mowa niżej), najwłaściwsze nastawienie urządzenia zaporowego powoduje dalsze zmniejszenie najmniejszego kąta natarcia o wielkość  $2^\circ$ , skoro skrzydło nośne jest nieobciążone.

Do uzgodnienia zmian kąta natarcia skrzydeł nośnych z wahaniami kąta opóźniania można zastosować odpowiednie urządzenia mechaniczne, zaopatrzone w układy drążków, kciuki lub tym podobne narządy. Niezależnie od rodzaju zastosowanego urządzenia musi być spełniony warunek, aby podczas lotu skrzydła nośne pod wpływem sił aerodynamicznych i sił bezwładności mogły się swobodnie poruszać na swych czopach pociągowych i aby ewentualnie zastosowane urządzenia ograniczające i zaporowe nie wywierały ujemnego wpływu na swobodne wychylenia skrzydeł.

W odmianie wykonania wynalazku uzyskuje się jednak pożądany stosunek zmiany kąta natarcia i kąta opóźniania w bardzo prosty sposób, a mianowicie — przez odpowiednie wykonanie skrzydła nośnego i przygięcie jego do piasty — podłużna oś skrzydła nośnego zostaje odchylona w górę ku pociągowemu czopowi, tak że górny kąt pomiędzy podłużną osią i wymienioną osią obrotu jest mniejszy od kąta  $90^\circ$ . To urządzenie zapewnia nie tylko samoczynne zmniejszanie się kąta natarcia, gdy skrzydło nośne pozostaje na jego czopie pociągowym nieco za piastą, oraz odpowiedni wzrost kąta natarcia, gdy skrzydło nośne wysuwa się (w kierunku obrotu) przed piastą, lecz również wykorzystuje się w wyżej opisany sposób zależność kąta natarcia od siły odśrodkowej.

Według wynalazku skrzydło śmigła nośnego posiada tak rozłożoną masę i odpowiada takim warunkom aerodynamicznym, że podczas lotu skrzydło śmigła nośnego usiłuje zająć położenie równowagi, w którym siła odśrodkowa wywiera pewną siłę dookoła czopów pociągowych, przez co po-

wstaje siła skierowana ku przodowi, to jest w kierunku obrotu śmigła, tak że powiększenie szybkości obrotowej wywołuje powiększenie średniego kąta natarcia skrzydła i odwrotnie. Środek masy obracającego się skrzydła śmigła nośnego leży (bliżej przedniego brzegu) przed tą linią, względem której współczynnik momentu podłużnego kołysania skrzydła nośnego jest w zasadzie stały. W profilach, stosowanych na ogół do skrzydeł śmigła nośnego w samolotach wymienionego rodzaju, linia ta leży w odległości około 25% cięciwy od przedniego brzegu. Przez przesunięcie środka masy przed tę linię zapewnia się istnienie momentu kołysania podłużnego w skrzydle przy wszelkich kątach natarcia; ten moment kołysania podłużnego usiłuje zmniejszyć kąt natarcia skrzydła. Gdy więc skrzydło nośne posiada powyższe własności i w wyżej opisany sposób podłużna jego oś jest względem czopów pociągowych pochylona ku górze, wówczas wzrost siły odśrodkowej powoduje zwiększenie kąta natarcia skrzydła nośnego i odwrotnie, co można uzasadnić w następujący sposób.

Przesunięcie środka działania siły wznośzącej za środek masy skrzydła nośnego powoduje powstanie momentu kołysania podłużnego względem podłużnej osi skrzydła nośnego. Ten moment kołysania podłużnego jest ujemny, to jest usiłuje zmniejszyć kąt natarcia. Wskutek pochylenia osi czopa pociągowego względem podłużnej osi skrzydła nośnego, moment ten wywołuje dodatkowy moment względem osi wymienionego czopa. Powoduje to opóźnianie się skrzydła nośnego. Gdy jednak skrzydło nośne pozostaje za jego średnim położeniem (w którym podłużna oś skrzydła nośnego przecina oś obrotu śmigła nośnego), wówczas powstaje siła odśrodkowa przeciwdziałająca temu opóźnieniu. Skrzydło nośne przyjmuje więc położenie równowagi lub też waha się wokoło swego położenia równowagi, cofającego się powoli. Z tego

wynika, że zwiększenie siły odśrodkowej wskutek zmniejszenia kąta opóźnienia w położeniu równowagi powoduje samoczynne zwiększenie kąta natarcia.

Za pomocą tego urządzenia znosi się siłę wznoszącą, wywieraną na skrzydło nośne, ponieważ zwiększenie siły wznoszącej wskutek pochylenia czopa pociągowego powoduje powiększenie kąta opóźnienia i skutkiem tego zmniejszenie kąta natarcia i odwrotnie. W ten sposób wahania siły wznoszącej powodują zmiany kąta natarcia, które wyrównywują owe wahania.

Aby podnoszenie samolotu z ziemi odbywało się jak najsprawniej, śmigło nośne powinno posiadać możliwie dużą początkową szybkość obrotową, uzyskiwaną za pomocą startera. Gdy silnik samolotu jest sprzęgnięty ze śmigłem pociągowym o stałym kącie natarcia, uzyskuje się największą rozporządzalną moc przenoszoną na śmigło nośne wówczas, gdy silnik pracuje prawie z połową zwykłej liczby obrotów, przy której śmigło nośne pobiera całkowitą moc silnika w przypadku, gdy postępowy ruch samolotu naprzód jest równy zeru. (Stosunki te zależą oczywiście od przebiegu krzywej mocy silnika przy całkowicie otwartej przepustnicy; pod tym względem zwykle spalinowe silniki samolotowe nie różnią się znacznie od innych silników spalinowych).

W odmianie wykonania wynalazku, w której silnik jest sprzęgnięty ze śmigłem pociągowym o stałym kącie natarcia, stosunek przekładni starteru śmigła nośnego dobiera się w ten sposób, aby w przypadku, gdy silnik pracuje z prawie połową normalnej liczby obrotów, szybkość obrotowa śmigła nośnego była o 40% do 60% większa od normalnej szybkości obrotowej tego śmigła podczas samoczynnego obrotu przy locie poziomym. Przy tak nadmiernej szybkości obrotowej moc pobierana przez śmigło nośne w przypadku, gdy kąt natarcia skrzydła śmigła nośnego zostaje zmniejsz-

szony prawie do zera, odpowiada mniej więcej mocy, rozporządzalnej w przypadku połowy normalnej liczby obrotów silnika. W ten sposób w śmigle nośnym gromadzi się dość znaczny nadmiar mocy, który zapewnia sprawne i szybkie podnoszenie samolotu z ziemi czyli tak zwane „podnoszenie sprężyste”.

Przez zastosowanie śmigła pociągowego o nastawnym kącie natarcia śmigła nośnemu może być przekazany jeszcze większy nadmiar energii kinetycznej, wskutek czego sprężystość podnoszenia staje się jeszcze większa. Gdy w samolocie zastosowane jest śmigło pociągowe o nastawnym kącie natarcia, wówczas tak dobiera się stosunek przekładni starterowego urządzenia śmigła nośnego, włączanego między silnik i śmigło nośne, że przy normalnej (teoretycznie) liczbie obrotów silnika śmigło nośne obraca się z szybkością o 50% do 100% większą od średniej liczby obrotów śmigła nośnego, obracającego się samoczynnie podczas lotu poziomego. Regulację kąta natarcia śmigła pociągowego należy uzgodnić z momentem obrotowym przenoszonym na śmigło nośne, tak że kąt natarcia śmigła pociągowego zostaje zmniejszony do pewnej mniejszej od normalnej wartości, a nawet do zera wówczas, gdy na śmigło nośne jest przenoszony większy moment obrotowy, a powiększony zaś do wartości wystarczającej do lotu poziomego, gdy napędowy moment obrotowy śmigła nośnego zanika.

Do tego celu przewidziany jest łącznik sterowy między sprzęgłem starteru śmigła nośnego i urządzeniem regulacyjnym do nastawiania kąta natarcia śmigła pociągowego, aby w chwili włączania tego sprzęgła kąt natarcia śmigła pociągowego zmniejszył się do pewnej mniejszej wartości, a nawet osiągnął wartość zerową, a w chwili wyłączania sprzęgła kąt natarcia tego śmigła ponownie wzrósł do wartości, wystarczającej do lotu poziomego.

Urządzenie powyższe jest tak wykonane, że przy wyłączonym sprzęgle można niezależnie zmieniać nastawienie kąta natarcia śmigła pociągowego w ograniczonym zasięgu dodatnich wahań tego nastawienia, aby we wszelkich warunkach lotu uzyskać jego najlepszą sprawność.

W celu dalszego zwiększenia energii kinetycznej, gromadzonej w śmigle nośnym, aby zwiększyć moment bezwładności śmigła nośnego jako całości, stosuje się dodatkowe masy, które są umieszczone najkorzystniej w pobliżu przedniego brzegu tak, aby środek masy skrzydła nośnego przesunął się ku przodowi z wyżej wymienionych powodów.

Opisane urządzenia sterowe do regulacji kąta natarcia skrzydeł nośnych w zależności od udzielanego śmigłu momentu obrotowego posiada również i tę zaletę, że wywieranie hamującego momentu obrotowego na śmigło nośne powoduje samoczynne powiększenie kąta natarcia skrzydeł. Tę własność można wykorzystać do hamowania szybkości opadania samolotu wówczas, gdy samolot, podczas tak zwanego pionowego lądowania, znajdzie się w pobliżu ziemi. Odbywa się to w ten sposób, że włącza się częściowo zwykły hamulec śmigła nośnego, przez co kąt natarcia skrzydeł nośnych zostaje chwilowo powiększony, a opadanie samolotu zahamowane tuż przed dotknięciem przez niego ziemi.

Poza tym podwozie jest również dostosowane do samolotu w wykonaniu według wynalazku. Ta własność, że podczas wywierania obrotowego momentu na śmigło nośne podczas startu skrzydła śmigła nośnego posiadają takie nastawienie kątów natarcia, które wykluczają powstawanie siły wznoszącej, wykluczają również wywołanie odporowego momentu obrotowego powodującego przekręcanie samolotu wokół osi pionowej. Gdy zaś śmigło pociągowe jest w ten sposób wykonane, że podczas pracy urządzenia startowego nie wytwarza

prawie żadnej siły ciągnącej, wówczas wykluczone jest powstanie odporowego momentu obrotowego, przekręcającego samolot wokół jego podłużnej osi poziomej. Z tego powodu koła toczne podwozia mogą być umieszczone jeszcze niżej punktu ciężkości samolotu, niż to było dotychczas niezbędne, zwłaszcza w samolotach wymienionego rodzaju, nieposiadających zwykłego steru wysokości. Aby umożliwić sterowanie podczas lotu poziomego oś śmigła nośnego jest osadzona przechylnie i może być przechylana odpowiednio do potrzeby sterowania. Wskutek tego, że koła znajdują się tuż przed punktem ciężkości, uzyskuje się tę korzyść, że ostroga lub koło ogonowe jest mniej obciążone, niż w przypadku, gdy koła byłyby zbyt wysunięte naprzód.

Następnie, wymienione nachylenia ku tyłowi osi śmigła nośnego, niezbędne do podnoszenia samolotu z ziemi za pomocą śmigła nośnego o stałym nastawieniu kąta natarcia, stają się zbędne wówczas, gdy w samolocie zastosowane jest urządzenie według wynalazku, które umożliwia prawie pionowe wznoszenie się samolotu z ziemi, tak iż podwozie (lub pływak), kadłub i wspornik śmigła nośnego mogą być w ten sposób względem siebie rozmieszczone, że wówczas gdy samolot spoczywa na ziemi (lub pływa po wodzie), pochylenie osi śmigła nośnego względem pionu jest identyczne, jak podczas normalnego lotu poziomego.

Ponieważ w samolocie z urządzeniem według wynalazku śmigło nośne nie ma dążności do podniesienia samolotu przed wyłączeniem starteru, więc całkowity ciężar samolotu zapewnia jego przyleganie do ziemi. Gdy zaś wskutek regulacji nastawienia kąta natarcia śmigła pociągowego w powyżej opisany sposób śmigło to nie wywołuje prawie żadnej siły ciągnącej podczas pracy starteru, więc i samolot podczas startu śmigła nośnego nie usiłuje posuwać

się naprzód. Dzięki temu hamulce do kół stają się zupełnie zbędne. Jednakże hamulce do kół mogą być zachowane, a mianowicie w celu stosowania ich podczas postoju lub też podczas jazdy po ziemi w tył i naprzód. W tym jednak ostatnim przypadku hamulce mogą być znacznie mniejsze od dotychczas stosowanych. Oczywiście samolot śrubowy, lądujący bez wybiegu, nie wymaga do lądowania hamulców do kół.

Samolot śrubowy według niniejszego wynalazku jest również znacznie sprawniejszy od dotychczas stosowanych pod względem podnoszenia się i opadania na wodę w przypadku zastosowania go jako wodnopłatowca. Pionowe lub prawie pionowe podnoszenie samolotu czyni zbędnym stosowanie specjalnych urządzeń do wodowania, jak np. urządzeń, umożliwiających wodowanie den podwozia i stopni kadłuba samolotu oraz pływaka lub pływaków. W przypadku zastosowania samolotu jako ziemnowodnego nie zachodzi potrzeba wciągania osady kół do kadłuba samolotu, ponieważ wpływ kół na wodowanie jest zupełnie bez znaczenia.

W samolotach śrubowych oś śmigła nośnego posiada zazwyczaj taki kierunek, że jest pochylona w tył w celu wyrównania odporowego momentu obrotowego pociągowej śmigły, działającego w kierunku przeciwnym podczas normalnego lotu poziomego. Gdy wał śmigła nośnego jest przechylny a wielkość jego nachylenia do pionu może być regulowana, wówczas wymieniony boczny ruch przechylny otrzymuje się wtedy, gdy narządy sterowe są przechyłane w bok z centralnego miejsca sterowego. Wskutek tego, gdy śmigło nośne podczas podnoszenia pionowego wytwarza siłę podnoszącą bez wywoływania poziomej siły pociągowej, wówczas siła podnosząca śmigła nośnego, która w tym przypadku działa wzdłuż osi obrotu śmigła nośnego, wywiera na samolot wywrotowy moment obrotowy, który usiłuje obracać go

wokoło poprzecznej osi w kierunku ku tyłowi. Z tego powodu należy dobrać kierunki obrotu śmigła pociągowego i śmigła nośnego w ten sposób, aby odporowy moment obrotowy śmigła pociągowego wyrównywał powyżej wymieniony odporowy wywrotowy moment obrotowy śmigła nośnego.

Na rysunku przedstawiono kilka przykładów wykonania samolotu śrubowego według wynalazku. Fig. 1 przedstawia widok boczny samolotu i częściowy przekrój przez kadłub z uwidocznionymi narządami sterowymi dla pilota, fig. 2 — widok z przodu, a fig. 3 — widok z góry na ten samolot, fig. 4 przedstawia górną część piasty śmigła nośnego wraz z drążkiem pociągowym i czopem pociągowym skrzydła nośnego w częściowym przekroju pionowym wzdłuż linii środkowej skrzydła nośnego, fig. 5 — widok i częściowy przekrój wzdłuż linii C — C na fig. 4, fig. 6 — widok z góry przegubowego połączenia skrzydła nośnego według fig. 4, przy czym piasta śmigła nośnego jest przedstawiona w przekroju wzdłuż linii B — B na fig. 4 (tłumiki ciernie i przynależne części zostały opuszczone), fig. 7 — widok z góry na część skrzydła wraz z piastą śmigła nośnego w wykonaniu według fig. 4, fig. 8 — częściowy widok wraz z częściowym przekrojem zamocowania drążka tłumika ciernego na czopie pociągowym skrzydła nośnego wzdłuż linii D — D na fig. 4, fig. 9 — schematyczny częściowy widok boczny układu sterowego, w którym uwidoczniono połączenia sprzęgła sterowego starteru śmigła nośnego i rozrządu do nastawiania tego śmigła, fig. 10 — widok z góry skrzydła nośnego z częściowym przekrojem w pobliżu jego końca, fig. 11 — widok z boku odmiany wykonania samolotu śrubowego według wynalazku, a fig. 12 — widok z przodu na ten samolot, fig. 13 — widok boczny odmiany piasty śmigła nośnego, fig. 14 — częściowy widok oraz przekrój przez skrzy-

dło wzdłuż linii *E — E* na fig. 13, fig. 15 — schematycznie widok boczny urządzenia, przeznaczonego do odryglowywania urządzenia zaporowego i poruszanego za pomocą głównego drążka sterowego, wreszcie fig. 16 — schematycznie widok boczny innej odmiany wykonania urządzenia do odryglowywania urządzenia sterowego.

Przedstawiony na fig. 1 — 3 samolot śrubowy składa się z kadłuba 20 i silnika 21, który napędza śmigło pociągowe 22. Śmigło nośne jest osadzone na wsporniku, wykonanym ze stojaków 23. Na końcu wspornika jest osadzone łożysko 24, na którym obraca się śmigło nośne. Samo śmigło nośne składa się z piasty 25 i trzech nośnych skrzydeł 26.

Na tylnym końcu samolotu znajdują się nieruchome pionowe stateczniki 27, 28 oraz poziome stateczniki 29. Poziome stateczniki 29 są zaopatrzone w zagięte ku górze końce 30, zapewniające stateczność boczną, jak również stateczność podczas sterowania samolotu. Główne podwozie składa się z pary podatnych teleskopowych zastrzałów 31, przejmujących uderzenia, oraz pary skierowanych promieniowo do kadłuba zastrzałów 32 i głównych kół 33. Tylna część samolotu spoczywa również na ziemi, wspierając się na sterowanym tylnym kole 34.

Urządzenie napędowe, służące do przenoszenia w chwili startu momentu obrotowego na śmigło nośne, składa się z poziomego wału 35, napędzanego przez silnik 21, oraz z wału 37 nieco pochylonego względem pionu. Dolny koniec wału 37 i tylny koniec wału 35 są osadzone w łożysku kadłuba 36, zawierającego parę kół stożkowych oraz rozrządalne sprzęgło (nie przedstawione na rysunku), służące do włączania i wyłączania urządzenia przenoszącego. Końcowy napęd śmigła nośnego składa się z pary zębatach kół 38, 39, z których pierwsze jest osadzone na górnym końcu wału 37, a drugie na piaście 25 śmigła nośnego.

Piasta śmigła nośnego może być również zaopatrzona w hamulec, służący do unieruchomienia śmigła po pewnym okresie jego pracy. Ponieważ hamulec śmigła nośnego nie stanowi przedmiotu wynalazku, więc ze względu na przejrzystość nie przedstawiono go na rysunku. Hamulec ten jednakże zastosowano z tego powodu w urządzeniu, że w połączeniu z samoczynnym urządzeniem do zmiany kąta natarcia skrzydeł nośnych według niniejszego wynalazku daje pewne nowe korzyści, polegające na zmniejszeniu szybkości pionowego opadania samolotu podczas lądowania w powyżej opisany sposób.

Sterowanie samolotu podczas lotu odbywa się przez przechylanie łożyska 24 śmigła nośnego wokół czopa 42, którego oś ma kierunek poprzeczny do podłużnej osi kadłuba samolotu lub wokół czopa 43, którego oś ma kierunek równoległy do podłużnej osi kadłuba samolotu. Łożysko 24 jest zaopatrzone w dźwignię 48, skierowaną prostopadłe do osi czopa 42, i boczną dźwignię 52, skierowaną prostopadłe do osi czopa 43. Sterowanie śmigła nośnego w kierunku podłużnej osi samolotu uskutecznia się przez pochylanie sterowej dźwigni 44 w przód i w tył. Ruch ten zostaje przeniesiony na dźwignię 48 za pośrednictwem dźwigni 45, katowej dźwigni 46 i prawie pionowego drążka 47. Sterowanie boczne odbywa się przez przechylenie dźwigni 44 w bok. Ruch ten zostaje przeniesiony na boczną dźwignię 52 za pośrednictwem wału 49, korby 50 i prawie pionowego drążka 51.

W przykładzie wykonania samolotu śrubowego, przedstawionego na rysunku, można regulować kąt natarcia śmigła nośnego. Urządzenie sterowe, służące do zmiany nastawienia kąta natarcia śmigła nośnego, jest wbudowane w piastę śmigła, jednakże nie zostało przedstawione na rysunku, ponieważ do tego celu może być zastosowane dowolne znane urządzenie.

Urządzenie to może być rozrządzane za pomocą dźwigni 107 (przedstawionej schematycznie na rysunku), z którą połączony jest drążek 103, prowadzący do kabiny 40 pilota. Narządy sterowe pilota, służące do zmiany kąta natarcia śmigła nośnego oraz do uruchomienia dźwigni sprzęgła, osadzonego w kadłubie 36, będą opisane poniżej w związku z układem sterowym, przedstawionym na fig. 9.

Piasta 25 śmigła nośnego, przedstawiona szczegółowo na fig. 4 — 8, składa się z korpusu, którego górna część jest zaopatrzona w trzy nasady 53. Nasady te posiadają otwory 54, które stanowią łożyska poziomych czopów trzech skrzydeł nośnych. Nasady 53 posiadają również występy 53\* i 53°, spełniające zadanie zdeżaków przy ruchu w górę lub w dół skrzydeł nośnych dookoła ich poziomych czopów przegubowych wówczas, gdy ich wewnętrzne końce zetkną się z wystającym końcem wkładki 65.

Pośredni narząd przegubowego połączenia skrzydeł nośnych, nazywany niżej drążkiem pociągowym, składa się z pary płytek 55, 56, między którymi zamocowany jest wewnętrzny koniec wkładki 65 za pomocą śrub 63 i nakrętek 64. Wewnętrzne końce płytek 55, 56 są zaopatrzone w nasady 57, 58, stanowiące jedną całość z płytkami 55, 56. Nasada 57 posiada otwór 59, w który wchodzi czop 60 nasady 58. Przez nasady 57 i 58 przechodzi trzpień 61 z nakrętką 62, przy czym trzpień ten stanowi poziomy czop przegubowy skrzydeł nośnych, osadzony ruchomo w otworze 54 nasady 53.

Zewnętrzny koniec wkładki 65 posiada zakończenie w postaci czopa łożyskowego 66, na którym są zamocowane wewnętrzne pierścienie biegowe dwóch stożkowych łożysk wałkowych 67. Pierścienie zewnętrznych powierzchni biegowych łożysk wałkowych są zamocowane w bębnowym kadłubie 68, którego zewnętrzny koniec jest

zaopatrzony w kołnierz 69. Z tym kołnierzem 69 połączony jest za pomocą śrub 70 kołnierz dźwigara 71, stanowiącego główny uchwyt podłużnicy szkieletu skrzydła nośnego. Pusta podłużnica skrzydła nośnego (nie przedstawiona na rysunku) jest zamocowana na dźwigarze 71 za pomocą nitów 72. Wewnętrzny koniec bębnowego kadłuba 68 jest zaopatrzony w skierowany na zewnątrz kołnierz 73, do którego za pomocą śrub 75 przymocowany jest pierścień 74. Wewnętrzny brzeg oporowego pierścienia 74 jest zagięty w kształcie obrzeża, z którym styka się czołowa powierzchnia zewnętrznego pierścienia biegowego wewnętrznego wałkowego łożyska 67. Pierścień 74 z obrzeżem służy więc do przejmowania siły odśrodkowej skrzydła nośnego i przekazywania jej na wewnętrzne łożysko wałkowe 67.

Oś czopa łożyskowego 66 stanowi linia  $A - A$ , podczas gdy oś podłużną skrzydła nośnego oznaczono linią  $B - B$ . Oś  $A - A$  wznosi się ku górze i względem osi  $B - B$  jest pochylona w płaszczyźnie pionowej pod kątem ostrym. W przedstawionym przykładzie wykonania kąt pomiędzy osiami  $A - A$  i  $B - B$  wynosi około 26°. Połączenie przegubowe 66, 67, 68 tworzy właściwy czop pociągowy przegubu skrzydła nośnego. Gdy skrzydło nośne porusza się na swym czopie pociągowym, wówczas oś  $B - B$  skrzydła nośnego opisuje dookoła osi  $A - A$  czopa pociągowego powierzchnię stożkową, przy czym ruch ten dookoła czopa pociągowego jest połączony zarazem ze zmianą kąta natarcia skrzydła nośnego w ten sposób, że skoro skrzydło nośne obraca się na pociągowym czopie w kierunku przeciwnym do kierunku obrotu śmigła nośnego, wówczas kąt natarcia maleje, i odwrotnie. Kierunek obrotu śmigła nośnego przedstawiono strzałką na fig. 3, 4 i 6.

Ruch skrzydła nośnego dookoła czopa pociągowego jest ograniczony przez zapo-

rową płytę 76, przymocowaną za pomocą śrub 77 do pierścienia 74 i zaopatrzoną w parę skierowanych do wewnątrz nasad 78 w kształcie rogów. Wewnętrzne powierzchnie 78<sup>a</sup> i 78<sup>b</sup> tych nasad mogą się stykać z płaskimi powierzchniami 65<sup>\*</sup> wewnętrznej części wkładki 65. Nasady 78 są tak rozmieszczone, że gdy skrzydło nośne znajdzie się w stosunku do kierunku obrotu w swym skrajnym tylnym położeniu, wówczas czynny kąt natarcia skrzydła nośnego zbliża się do zera, podczas gdy kąt ten wynosi 8° lub nieco mniej wówczas, gdy skrzydło nośne znajdzie się w swym skrajnym przednim położeniu. Kąty natarcia skrzydeł nośnych są przy tym liczone od kąta natarcia równego zeru.

Gdy wywierany jest podczas startu moment obrotowy za pomocą napędowego urządzenia w postaci przekładni 35, 37, 38, 39 (fig. 1), wówczas skrzydła nośne wskutek swej bezwładności cofają się na swych czopach pociągowych aż do położenia, w którym powierzchnie 78<sup>a</sup> zaporowych płyt 76 zetkną się z przednimi płaskimi powierzchniami 65<sup>\*</sup> wkładki 65, jak przedstawiono linią przerywaną na fig. 5. Dla większej przejrzystości rysunku wkładkę 65 przedstawiono liniami kreskowanymi w położeniu przestawionym, gdy tymczasem w rzeczywistości wkładka 65 pozostaje, oczywiście, w położeniu niezmienionym, podczas gdy skrzydło nośne przesuwa się wraz z bębnowym kadłubem 68. W położeniu tym urządzenie cierne, składające się z nurnika 108, hamuje obrót skrzydła nośnego na czopie pociagowym. Nurnik ten ślizga się w pochwie 111, umieszczonej w pierścieniu 74. Silna sprężyna 109 przyciska nurnik 108 ku wnętrzu, tak iż styka się z zaokrągloną powierzchnią wkładki 65. Sprężyna 109 przytrzymywana jest w pochwie 111 za pomocą nastawczej śruby 110. Czynna powierzchnia nurnika 108 jest pokryta materiałem ciernym. Powierzchnia cierna jest nieco pochylona, wskutek

czego w przypadku gdy powierzchnia 65<sup>\*</sup> wkładki 65 zbliży się do zderzakowej powierzchni 78<sup>a</sup>, wówczas sprężyna 109 zostaje silniej ściśnięta, wskutek czego siła tarcia, wywierana przez nurnik 108, jest największa wtedy, gdy skrzydło nośne przesuwa się jak najbardziej w tył, przy czym ruch ten ograniczony jest przez zderzak 78<sup>a</sup>. Cierny nurnik 108 jest osadzony w ten sposób względem wkładki 65, że nie wywiera działania hamującego w okresie wahań skrzydeł nośnych dokoła czopów pociagowych podczas normalnego lotu poziomego. Aby cierny nurnik 108 zetknął się z wkładką 65 skrzydło nośne musi się cofnąć znacznie, niż to ma miejsce w zwykłych warunkach lotu poziomego.

Zastosowanie tego urządzenia ma na celu, jak to powyżej zaznaczono, zapobieganie przedwczesnemu wznoszeniu się samolotu, co może mieć miejsce w przypadku, gdy podczas startu napędowy moment obrotowy śmigła nośnego zaniknie na pewien krótki okres czasu, co mogłoby zająć wtedy, gdyby silnik przestał działać. Wtedy skrzydła nośne przechyliłyby się na swych czopach pociagowych w przód, przez co wzrósłby kąt natarcia skrzydeł nośnych, co z kolei mogłoby spowodować przedwczesne wzniesienie się samolotu z ziemi.

Wyżej opisane urządzenie ma na celu zapobieganie, aby kąt natarcia skrzydeł nośnych nie mógł się powiększyć ponad swą najmniejszą wartość, dopóki ostatecznie nie zaniknie napędowy moment obrotowy podczas startu, np. wskutek wyłączenia sprzęgła starteru.

Ruch skrzydeł nośnych dookoła ich czopów pociagowych jest tłumiony za pomocą środkowego tłumika ciernego, umieszczonego na piaście 25 (fig. 4, 7 i 8). Każde ze skrzydeł nośnych jest połączone z ciernym tłumikiem za pomocą niezależnego układu drążków, składającego się z widełkowej przegubowej płyty 79. Płyta

79 posiada przegubowy trzpień 80, na którym osadzona jest przegubowo dźwignia 81 zakończona łbem kulistym 82, ujętym z obydwóch stron parą nastawczych śrub 83. Nastawcze śruby 83 są osadzone w szczelinowym widełkowym drażku 85 i zabezpieczone za pomocą przeciwnakrętek 84. Wewnętrzny widełkowy koniec drażka 85 jest połączony przegubowo za pomocą trzpienia 86 z przegubową płytą 87, zamocowaną za pomocą nitów 88 na wystającej części 89 płaskiego pierścienia 90. Pierścień 90 stanowi jedną z ruchomych części środkowego tłumika ciernego. Tłumik składa się z podstawowej płyty 92, wkręconej w koniec piasty 25 i zaopatrzonej w pokrywę 91 w kształcie dzwona. Dolna część dzwonowej pokrywy 91 jest zaopatrzona w zewnętrzny kołnierz 91\*, stanowiący dolną oporową tarczę 91, na której są osadzone luźno trzy oddzielne płaskie pierścienie 90. Pierścienie 90 są od siebie oddzielone za pomocą tarcz ciernych. Każdy z tych pierścieni 90 jest połączony z każdym skrzydłem nośnym za pomocą układu drażków 87, 85, 81, 79. Górny koniec dzwonowej pokrywy 91 jest zakończony nagwintowaną tulejką 91°, na którą są wkręcone nakrętki 96. Za pomocą tych nakrętek podkładka 95 może wywierać nacisk na górną oporową tarczę 94, przy czym nacisk ten zostaje przeniesiony przez tłumikową tarczę 93 na cierne pierścienie 90. W ten sposób cierne pierścienie zostają dociskane między górnymi i dolnymi oporowymi tarczami 94, 91\*. Wielkość siły tarcia między tymi tarczami można zmieniać przez odpowiednie przestawienie nakrętek 96 na tulejce 91°.

Układ drażków 81, 85, 87 umożliwia swobodny ruch skrzydeł nośnych dookoła skojarzonych czopów 54, 57, 58, przy czym za pomocą tego układu ruchy skrzydeł nośnych dookoła ich pociągowych czopów 66, 67, 68 są przekazywane na pierścienie 90. Tłumieniu ulegają zarówno zgodne ru-

chy skrzydeł nośnych względem piasty śmigła nośnego, jak również względne ruchy przeciwne skrzydeł nośnych.

Na fig. 9 przedstawiono układ urządzenia rozrządowego do sprzęgła starterowego, urządzenia napędowego oraz urządzenia do zmiany kąta natarcia śmigła. Urządzenie rozrządowe do sprzęgła starterowego, umieszczone wewnątrz kadłuba 36, jest połączone z zewnętrzną dźwignią 97, którą sprężyna 98 przytrzymuje w położeniu, któremu odpowiada sprzęgło wyłączone. Drażek 99 łączy dźwignię 97 z drażkiem sterowym 100, znajdującym się w kabinie pilota.

Sterowa dźwignia 107 do regulacji nastawienia kąta natarcia śmigła pociągowego jest połączona za pomocą drażków 103, 105 ze sterowymi drażkami 106 (fig. 1), służącymi do regulacji kąta natarcia śmigła nośnego i znajdującymi się w kabinie pilota. Drażek 103 posiada szczelinę 102, w którą wchodzi czop 101. Czop ten znajduje się na sterowym drażku 100, rozrządzającym sprzęgło. Drażek 103 jest połączony również z drażkiem 105 za pomocą przegubu 104, dzięki czemu można zmieniać wzajemne położenia katowe tych drażków. Ruch drażka sterowego 100 przenosi się na drażek 103 śmigła nośnego; przegubowo-szczelinowe połączenie drażka sterowego 100 z drażkiem 103 za pomocą czopa 101 i szczeliny 102 umożliwia jednak pewien swobodny ruch drażków 103, 106, umożliwiając rozrząd śmigła nośnego niezależnie od rozrządu sprzęgła starterowego. W położeniu poszczególnych dźwigni i części, przedstawionych na fig. 9 linią ciągłą, sprzęgło starterowe jest wyłączone. Kąt natarcia śmigła nośnego przyjął najniższą wartość graniczną w granicy zasięgu wahań, powstających podczas lotu poziomego. Gdy dźwignia sterowa 100 sprzęgła znajduje się w tym lewym skrajnym położeniu, wówczas dźwignię rozrządczą 106 śmigła nośnego można jeszcze przesu-

nać naprzód w położenie  $106^a$ , przez co kąt natarcia skrzydeł śmigła nośnego osiągnie swą najwyższą wartość, jaką posiada podczas lotu poziomego. Podczas włączania sprzęgła przez przełożenie drążka sterowego 100 w położenie przedstawione na rysunku linią przerywaną, rozrządczy drążek 106 śmigła nośnego zostaje przesunięty z powrotem w położenie  $106^b$ . Przy tym położeniu drążka 106 kąt natarcia skrzydeł śmigła nośnego zmniejsza się z powrotem do jego poprzedniej najniższej wartości, a nawet może osiągnąć wartość zerową.

Na fig. 10 przedstawiono widok z góry skrzydła 26 śmigła nośnej. Środek  $M$  masy skrzydła nośnego leży bliżej przedniego brzegu 1 od teoretycznej linii  $p - p$  (przedstawionej na fig. 10 linią przerywaną), która leży w odległości od przedniego brzegu 1 skrzydła, wynoszącej 25% cięciwy poprzecznego profilu skrzydła. Aby przesunąć środek masy skrzydła nośnego dostatecznie naprzód oraz w sposób oszczędny zwiększyć moment bezwładności śmigła nośnego, w pobliżu końca skrzydła nośnego oraz w pobliżu przedniego brzegu tego skrzydła należy umieścić dodatkowe masy  $m$ . W przedstawionym przykładzie wykonania masy  $m$  są osadzone na ramionach  $a$ , zaopatrzonych w pierścienie  $c$ , które są z kolei zamocowane na głównej rurowej podłużnicy  $t$ .

Kierunek obrotu śmigła pociągowego 22 przedstawiono strzałką na fig. 2. Kierunek obrotu śmigła pociągowego widziany z tyłu w odniesieniu do fig. 2 jest ten sam, co i kierunek obrotu śmigła nośnego widziany z góry w odniesieniu do fig. 3. Przyczyna, dla której zostały ustalone takie kierunki obrotu śmig, została już wyjaśniona powyżej.

Na fig. 12 i 13 przedstawiono odmianę wykonania samolotu śrubowego według fig. 1 i 3. W tej odmianie wykonania samolot jest zaopatrzony w podwozie, umożliwiające zarówno lądowanie na ziemi, jak i

wodowanie na wodzie. Samolot posiada podwójne pływaki  $f$ , osadzone na układzie drążków  $s$ . W każdym pływaku jest osadzone koło 33, przy czym koła leżą w specjalnych szczelinach pływaków i wystają stale z dna pływaków. Oprócz tego koła są wsparte w znany sposób na amortyzatorach. Pływaki są wykonane bez zastosowania znanych środków, umożliwiających wodowanie den lub stopni. Tego rodzaju budowa pływaków i stałe wystawianie z pływaków kół do lądowania, które znajdują się częściowo pod wodą, gdy samolot spoczywa na wodzie, jest umożliwiona dzięki temu, że samolot śrubowy według wynalazku może się podnosić z powierzchni wody prawie pionowo. Dzięki temu w budowie pływaków można w znacznie większym stopniu, niż dotychczas, uwzględnić ich własności pod względem aerodynamicznym.

Na fig. 13 i 14 przedstawiono odmianę wykonania piasty z urządzeniem, które utrzymuje skrzydła nośne pod najmniejszym kątem natarcia tak długo, aż samolot wzniesie się ku górze. Ta odmiana urządzenia jest zaopatrzona również w urządzenie zaporowe do skrzydeł nośnych, przy czym to urządzenie zaporowe zaczyna działać samoczynnie wówczas, gdy obracające się skrzydła nośne osiągnęły w swym wstecznym ruchu opóźniającym granicę ruchu dookoła czopów pociągowych i wskutek tego znajdują się w położeniu, odpowiadającym najmniejszemu kątowi natarcia.

Odmiana wykonania urządzenia ryglującego, przedstawiona na fig. 13 i 14, posiada, podobnie jak w poprzednio opisanej odmianie wykonania, pochwę 111, sprężynę 109 i zderzakową śrubę nastawczą 110. Jednakże w niniejszym wykonaniu koniec nurnika 108 jest zaopatrzony w ząb  $108^a$ , który wchodzi we wgłębienie 112 okrągłej powierzchni końca wkładki 65 (zaznaczonej na fig. 14 linią ciągłą). W położeniu wkładki 65, przedstawionej na fig. 14 linią

przerywaną, ząb 108<sup>a</sup> nurnika 108 jest wsunięty we wgłębienie 112.

Ząb 108<sup>a</sup> zaskakuje we wgłębienie 112 samoczynnie pod działaniem sprężyny 109 wówczas, gdy skrzydło nośne osiągnęło granicę swego ruchu wstecznego. Skrzydło nośne jest dopóty unieruchomione, dopóki ząb 108<sup>a</sup> nurnika 108 nie zostanie zwolniony, co może być uskutecznione przez pilota przy użyciu steru.

Nurnik 108 jest zaopatrzony w nasadę 113, która przechodzi przez szczelinę 114 pochwy 111. Niasada 113 może być przesunięta wraz z nurnikiem 108 za pomocą guzika 115 wówczas, gdy skrzydło nośne osiągnie granicę ruchu wstecznego dookoła czopa pociągowego, przy czym guzik 115 jest umieszczony na końcu drążka 116, który może ślizgać się w zakończeniu wkładki 65. Dolny koniec drążka 116 jest zaopatrzony w krążek 117, stykający się z poziomym pierścieniem 118. Pierścień ten wspiera się na trzech przesuwających się pionowo drążkach 119, osadzonych we wspornikach 120. Wsporniki 120 są przymocowane do kadłuba łożyska 24 śmigła nośnego. Wspornik 120 jest zaopatrzony w ruchome dźwignie 121, których wewnętrzne końce współpracują z dolnymi końcami drążków 119, a których zewnętrzne końce są połączone ze sterową linką Bowden'a 122. Sprężyny 123 utrzymują linkę 122 w naprężeniu i są osadzone na występach 124 wsporników 120. Występy 124 służą jako oparcie zderzakowe do rurek 125 linek Bowden'a 122.

Trzy sterowe linki 122 schodzą się w jednym miejscu pod śmigłem nośnym i są połączone w jedną linkę Bowden'a 126, biegnącą ku kabinnie pilota.

Zbiornicza linka 126 linek 122 może być poruszana w rozmaity sposób. Według jednej odmiany wykonania tego urządzenia linka 126 jest połączona z dolnym przedłużeniem sterowego drążka 100 sprzęgła starteru (fig. 9). Gdy sprzęgłowy drążek

100 zostanie przesunięty w przód i sprzęgło wyłączone, to wówczas linki 126 i 122 zostają naprężone, dźwignia 121 obrócona o pewien kąt, a drążki 119 wraz z pierścieniem 118 uniesione w górę. Krążki 117 przenoszą ten ruch na drążki 116, które z kolei przesuwają nasady 113, tak iż nurniki 108 wraz z nasadami 113 zostają podniesione po ugięciu sprężyn 109, a zęby 108<sup>a</sup> wysuwają się z wgłębienia 112. Skrzydła nośne mogą się wówczas przechylać ku przodowi dookoła swych czopów pociągowych, przy czym kąt natarcia skrzydeł odpowiednio się zwiększa.

Inną odmianę wykonania tego urządzenia przedstawiono na fig. 15. W urządzeniu tym linka 126 jest przymocowana do nasady 127 nurnika 128. Nurnik 128 jest umieszczony w nieruchomym cylindrze 129 i znajduje się pod działaniem sprężyny 130. Sprężyna ta naciska na nurnik 128 w takim kierunku, że linki 126 i 122 zostają naprężone, a zaporowe urządzenie 108<sup>a</sup>, 112 skrzydła nośnego zostaje zwolnione.

Nurnik 128 można przesunąć za pomocą sterowego drążka 44, w celu wyłączenia urządzenia zaporowego 108<sup>a</sup>, 112. Gdy drążek sterowy 44 zajmuje położenie, znajdujące się w zasięgu położenia stosowanych przy normalnym locie poziomym, wówczas między drążkiem sterowym 44 i nurnikiem 120 powstaje luz. Na fig. 15 przedstawiono linią przerywaną granicę zasięgu położenia drążka sterowego 44 podczas lotu poziomego. Gdy drążek sterowy 44 zostanie przesunięty naprzód dość znacznie poza granicę zasięgu podczas lotu poziomego, wówczas po osiągnięciu styku z nurnikiem 128 przesuwają go naprzód po ugięciu sprężyny 130. Wskutek powyższego przesuwu linki Bowden'a 126, 122 zostają zwolnione, dźwignie 121 obracają się pod działaniem sprężyn 123 w odwrotnym kierunku, a drążki 119, 116 wraz z pierścieniem 118 opuszczają się. Wskutek tego sprężyny 109 przesuwają nurniki 108 ku wkładkom

65 skrzydeł. Gdy skrzydła nośne cofają się do swego skrajnego tylnego położenia (przy starcie), wówczas zostają unieruchomione za pomocą zębów 108, które wsuwają się we wgłębienia 112. Gdy drążek sterowy zostaje ponownie przesunięty ze swego skrajnego tylnego położenia naprzód, wówczas urządzenie zaporowe 108<sup>a</sup>, 112 zostaje ponownie zwolnione.

Na fig. 16 przedstawiono inną jeszcze odmianę wykonania urządzenia, w którym linka Bowden'a 126 jest poruszana za pomocą oddzielnego steru, składającego się z małej ręcznej dźwigni 131 osadzonej ruchomo na wsporniku 132. Ten ostatni jest osadzony np. na tablicy rozdzielczej 133 w kabinie pilota. Przy przesunięciu dźwigni 131 w dół uwalnia się zaporowe urządzenie 108<sup>a</sup>, 112. Gdy urządzenie to zostało już zwolnione, wówczas przy normalnym locie poziomym nie można go ponownie włączyć, ponieważ skrzydła nośne nie wahają się na swych czopach pociągowych dostatecznie daleko w tył, aby zęby 108<sup>a</sup> mogły zaskoczyć do wgłębień 112.

W podwoziu do lądowania i urzędnictwu pływakowym do wodowania, przedstawionym na fig. 1 — 3, 11 i 12, główne koła 33 są wysunięte nieco przed punkt ciężkości samolotu, gdy ten ostatni spoczywa na ziemi lub na wodzie. Punkt ciężkości samolotu oznaczono literą *g* (fig. 1 i 11).

Punkt styku kół podwozia z ziemią jest umieszczony tak nisko, że pozostawiono dostatecznie miejsca dla pociągowego śmigła 22. Kadłub samolotu i dźwigar śmigła nośnego są w ten sposób umieszczone względem kół lub pływaków, albo względem kół i pływaków, że w razie, gdy samolot spoczywa na ziemi lub na wodzie, os *O* — *O* obrotu śmigła nośnego, oznaczona na rysunku linią przerywaną, jest pochylona tylko nieco w tył względem pionu.

Z powyższego, a zwłaszcza z fig. 4 — 8, wynika, że kąt natarcia skrzydeł nośnych, zależny od położenia, jakie skrzy-

dła nośne zajmują względem pochyłych pociągowych czopów 66, może się zmieniać w zależności od siły odśrodkowej, nadawanej skrzydłom nośnym, oraz od wielkości momentu obrotowego, nadawanego w opisany wyżej sposób piastom śmigła nośnego.

Zależność między zmianą kąta natarcia skrzydeł nośnych i kątem opóźniania (o czym była mowa powyżej) zależy od kąta między osią *A* — *A* pociągowego czopa 65 i podłużną osią skrzydła nośnego. Okazało się, że kąt 26° nachylenia tych osi jest szczególnie dogodny do zapewnienia odpowiedniej zależności wahań siły odśrodkowej skrzydeł nośnych i wahań kąta ich natarcia, stosując skrzydła nośne o normalnej szybkości obrotowej i momencie bezwładności o zwykłej wielkości. Nastawienie katowe osi czopa pociągowego względem osi podłużnej skrzydła nośnego może oczywiście zmieniać się w szerokich granicach odpowiednio do specjalnych wymagań, jakie następcza budowa danego samolotu śrubowego.

Jak już wyżej zaznaczono, należy tak dobrać stosunek przekładni urządzenia napędowego 35, 37, 38, 39 starteru śmigła nośnego, aby przy normalnej (teoretycznie) liczbie obrotów silnika śmigło nośne obracało się z szybkością o 50% do 100% większą od normalnej liczby obrotów śmigła nośnego, obracającego się swobodnie pod wpływem wiatru podczas lotu poziomego.

W samolocie śrubowym według wynalazku może być również zastosowana inna odmiana wykonania urządzenia, przedstawionego na rysunku, w której śmigło nośne posiada stały kąt natarcia. W tym przypadku należy tak dobrać stosunek przekładni urządzenia napędowego starteru śmigła nośnego, aby to śmigło wykonywało 40% do 60% obrotów więcej, niż podczas lotu poziomego przy normalnym obrocie samoczynnym, gdy jednocześnie silnik i śmigło pociągowe obracają się z prawie połową normalnej liczby obrotów.

## Zastrzeżenia patentowe.

1. Samolot śrubowy z urządzeniem napędowym, nadającym śmigłu nośnemu początkowy ruch obrotowy, umieszczonym między głównym silnikiem napędowym a wspomnianym śmigłem i wyposażonym w sprzęgło do wyłączania tego urządzenia napędowego, przy czym silnik i urządzenie napędowe nie są w stanie nadawać śmigłu nośnemu siły dostatecznej do unoszenia się (jak u helikopterów), znamieny tym, że posiada przekładnię urządzenia napędowego (35 — 39) o tak dobranym stosunku szybkości, iż śmigłu nośnemu zostaje nadana znacznie większa początkowa szybkość obrotowa od jego średniej normalnej szybkości podczas lotu poziomego, a ponadto każde skrzydło (71) śmigła jest zaopatrzone w urządzenie do zmiany kąta natarcia śmigła, umożliwiające zmniejszanie średniego kąta natarcia do wartości zasadniczo mniejszej od wartości wymaganej podczas lotu poziomego podczas wywierania rozruchowego momentu obrotowego, przy czym urządzenie to współdziała również z urządzeniem do wyłączania starteru (97 — 100) w taki sposób, aby wraz z wyłączeniem starteru następował wzrost kąta natarcia skrzydeł (26, 71) śmigła do wartości dostatecznej do wywołania siły wyporowej, równej przynajmniej ciężarowi samolotu.

2. Samolot śrubowy według zastrz. 1, znamieny tym, że poszczególne skrzydła (26, 71) śmigła nośnego są osadzone na pochylonych czopach przegubowych (66 — 68), tak iż kąt natarcia tych skrzydeł może zmniejszać się samoczynnie, gdy śmigło nośne jest napędzane z mniejszą szybkością niż przy swobodnym obrocie.

3. Samolot śrubowy według zastrz. 1, znamieny tym, że oś (A — A) czopa (66 — 68), za pomocą którego każde skrzydło (26, 71) śmigła jest przymocowane do piasty (25), jest pochylona w górę i na ze-

wnątrz względem podłużnej osi (B — B) skrzydła.

4. Samolot śrubowy według zastrz. 2 i 3, znamieny tym, że posiada cierne urządzenie ryglujące (108 — 111) do przytrzymywania skrzydeł w położeniu, odpowiadającym najmniejszemu kątowi natarcia, przy czym czopy ryglujące (108) urządzenia są zaopatrzone w występy (113), sprzęgnięte z urządzeniem nastawczym (115 — 126), uruchomianym za pomocą dźwigni sterowej (44) lub dźwigni (100) sprzęgła rozruchowego, po przesunięciu do przodu odnośnej dźwigni poza normalne jej położenie.

5. Samolot śrubowy według zastrz. 1 — 4, znamieny tym, że piasta (25) śmigła nośnego (25, 26) jest tak sprzęgnięta z wałem korbowym silnika, iż kierunek obrotu śmigła nośnego (25, 26) podczas napędzania go w chwili rozruchu, widziany z góry, jest zgodny z kierunkiem obrotu śmigła lub śmigieł pociągowych (22), widzianych od tyłu.

6. Samolot śrubowy według zastrz. 1 ze śmigłem o regulowanym kącie natarcia ramion, znamieny tym, że dźwignia sterowa (107) do regulacji kąta natarcia śmigła pociągowego jest połączona za pomocą układu drążków (103 — 105) z drążkiem sterowym (106) do regulacji kąta natarcia śmigła nośnego (25, 26) oraz za pomocą czopa (101), umieszczonego w szczelinie (102) drążka (103), z drążkiem sterowym (100) do rozrządzania sprzęgła (36), a to w celu zmniejszenia do zera lub prawie do zera kąta natarcia pociągowego śmigła (22), gdy sprzęgło rozruchowe zostanie włączone.

7. Samolot śrubowy według zastrz. 1 — 6, zaopatrzony w silnik sprzęgnięty ze śmigłem pociagowym o regulowanym kącie natarcia ramion, znamieny tym, że stosunek szybkości przekładni urządzenia napędowego (35 — 39), umieszczonego między silnikiem (21) i śmigłem nośnym (25,

26), posiada tak dobraną wartość, aby wówczas, gdy silnik pracuje z normalną liczbą obrotów, śmigło nośne obracało się z szybkością większą od swej normalnej szybkości podczas lotu poziomego w granicach od 50% do 100%.

8. Samolot śrubowy według zastrz. 1 — 6, zaopatrzony w silnik sprzęgnięty ze śmigłem pociągowym o ustalonym kącie natarcia, znamienny tym, że między silnikiem (21) i śmigłem nośnym (25, 26) jest zastosowana przekładnia (35 — 39) o takim stosunku szybkości, aby podczas pracy silnika z liczbą obrotów dwukrotnie mniejszą od normalnej liczby obrotów, śmigło nośne napędzane było z szybkością większą od jego normalnej szybkości podczas lotu poziomego w granicach od 40% do 60%.

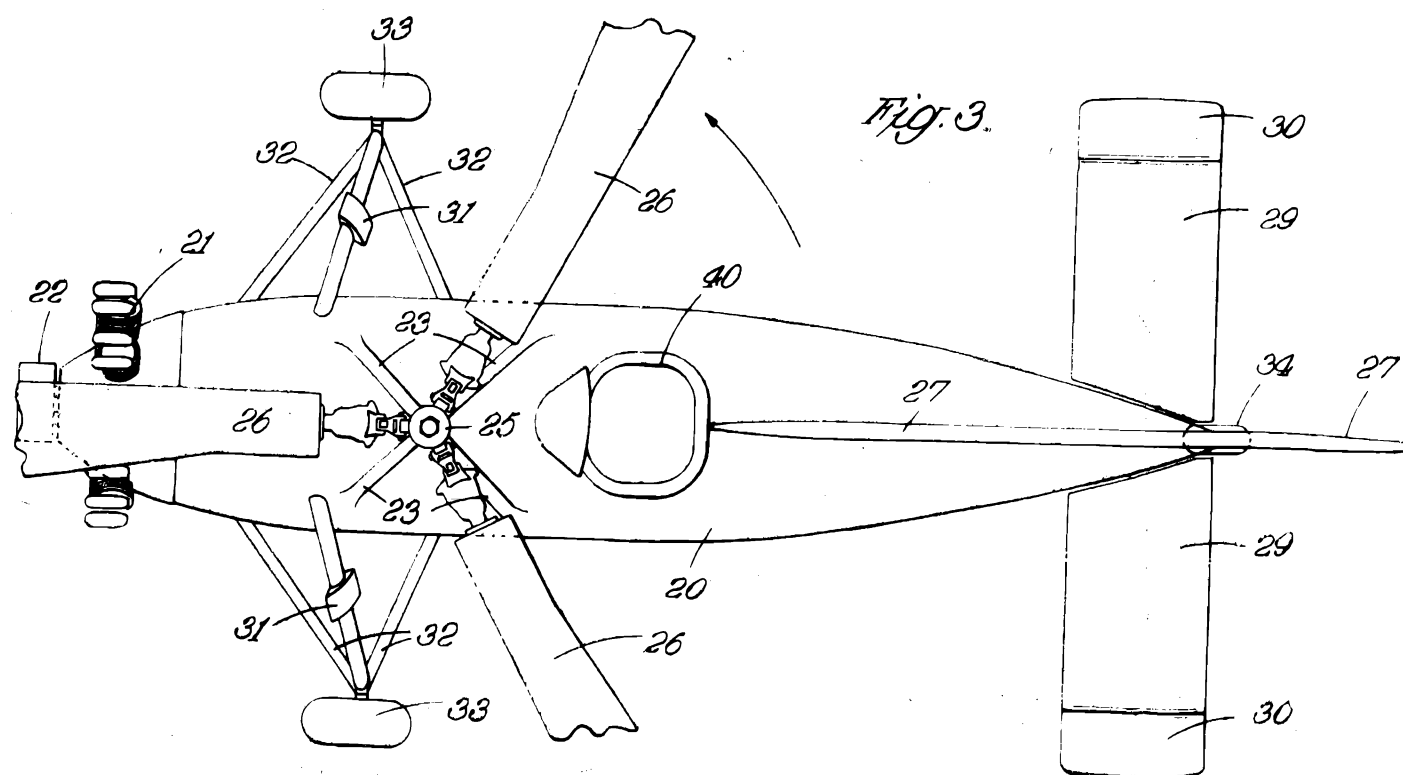
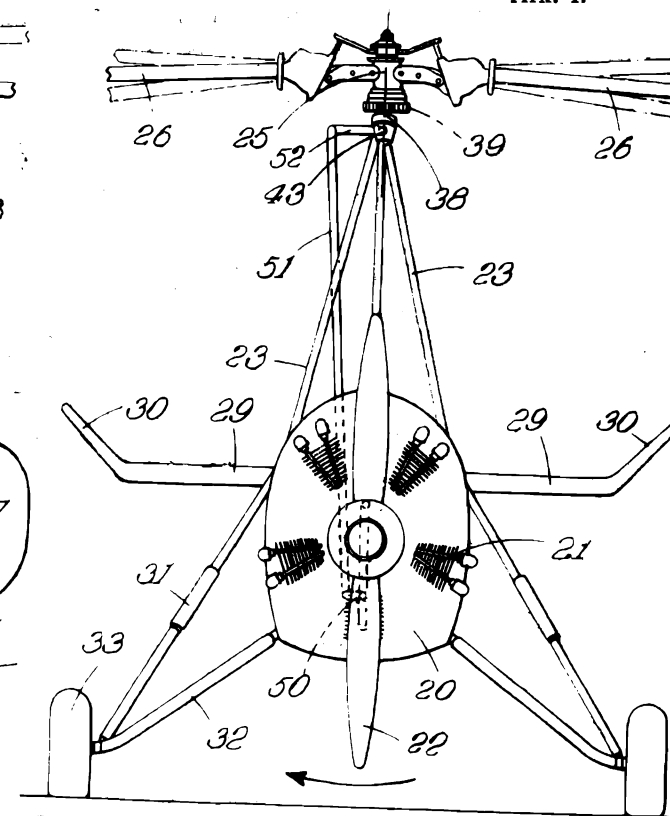
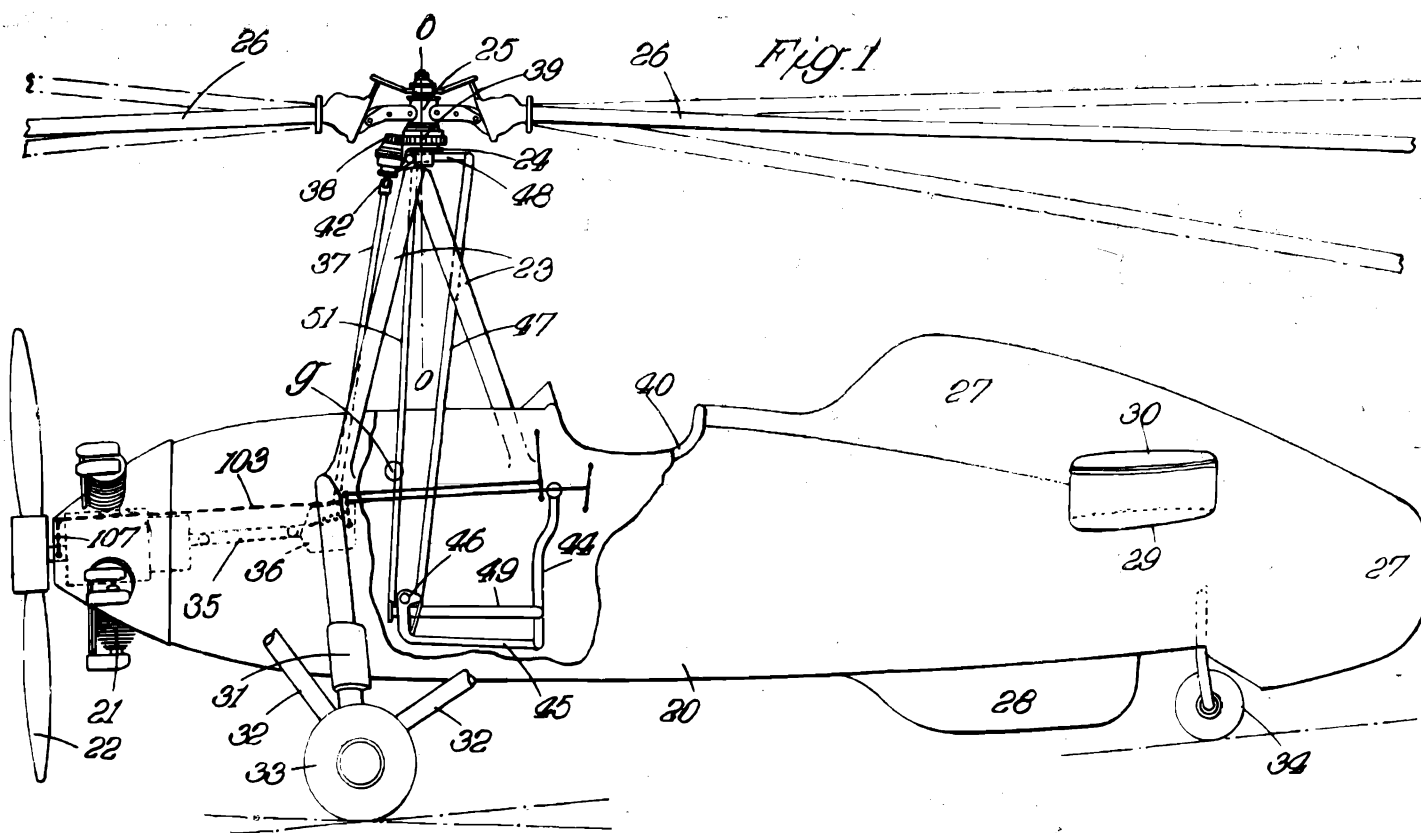
9. Samolot śrubowy według zastrz. 1 — 8, znamienny tym, że środek masy ( $M$ ) każdego skrzydła (26) śmigła nośnego (25, 26) znajduje się na przodzie od środkowej linii ( $p - p$ ) ciśnień sił wyporowych, przy

czym przednia krawędź skrzydła jest poza tym, ewentualnie, obciążona w pobliżu zewnętrznego końca dodatkowymi narządami ( $a$ ) o pewnej masie ( $m$ ).

10. Samolot śrubowy według zastrz. 1 — 9, przystosowany do wznoszenia się z wody i wodowania, znamienny tym, że pływak ( $f$ ), dźwigające samolot na wodzie, posiadają gładkie dna, pozbawione stosowanych zwykle stopni, umożliwiających wodowanie poślizgowe.

11. Samolot śrubowy według zastrz. 10, znamienny tym, że podwozie samolotu posiada oprócz pływaków ( $f$ ) częściowo z nich wystające koła toczne (33) do lądowania, osadzone sztywno w pływakach, tak iż stale wystają z dna pływaków, utrzymując je w dostatecznej odległości od ziemi.

The Cierva Autogiro  
Company Limited.  
Zastępca: Inż. S. Pawlikowski,  
rzecznik patentowy.



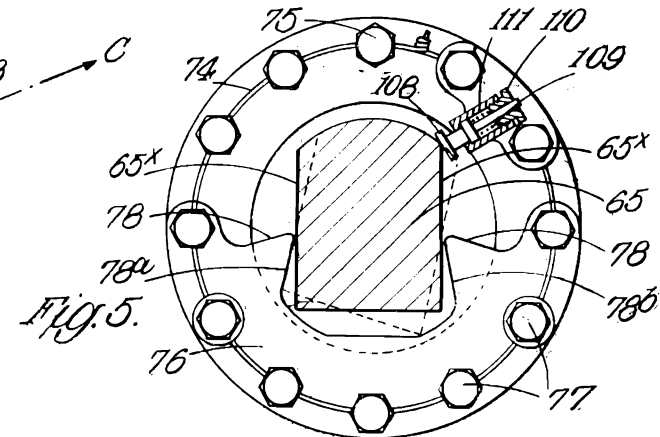
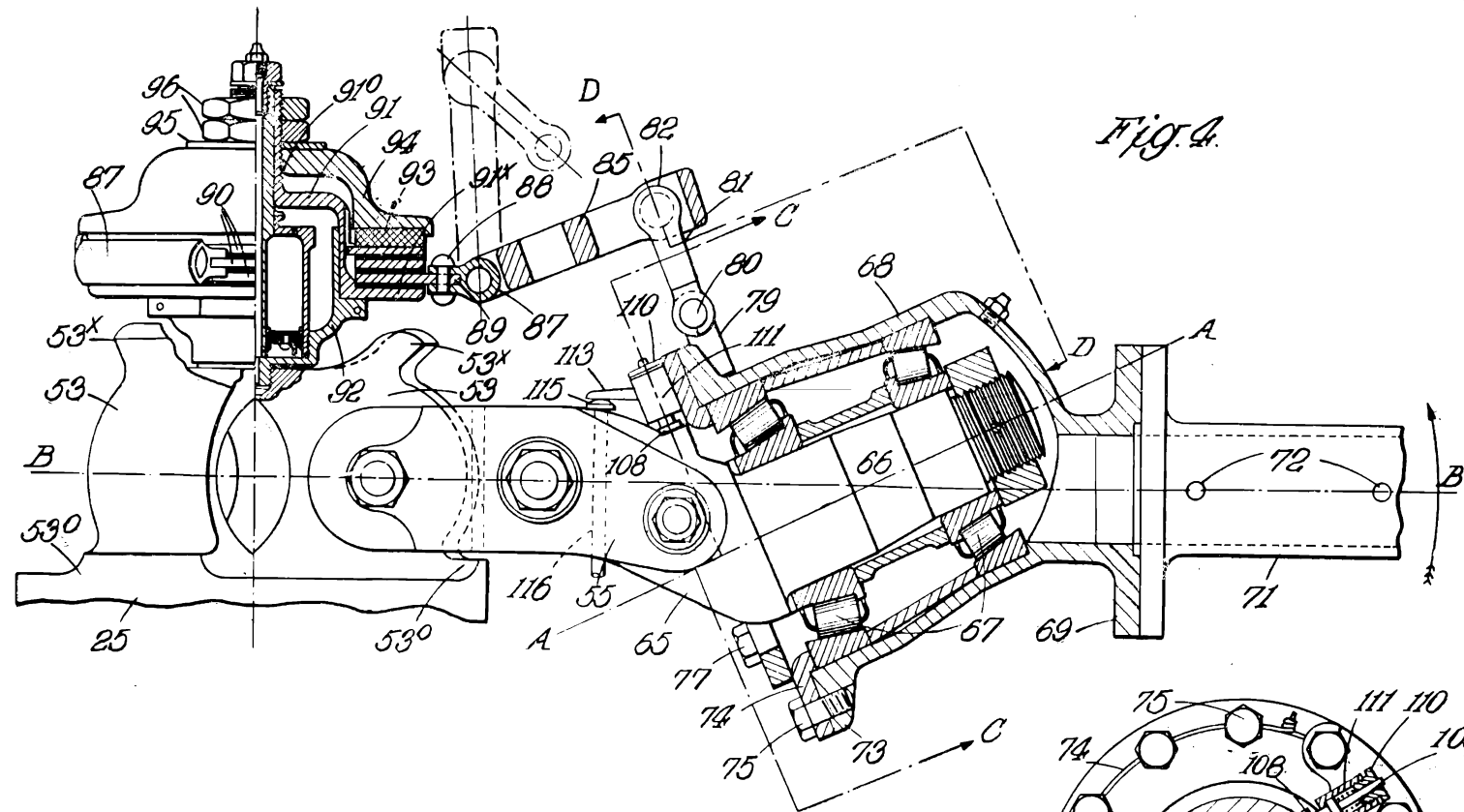


Fig. 6.

