

KRALJEVINA JUGOSLAVIJA

UPRAVA ZA ZAŠTITU



INDUSTRIJSKE SVOJINE

Razred 77a (4).

Izdan 1 aprila 1935.

PATENTNI SPIS ŠT. 11513

Mayo ing. Robert Hobart, London, Anglija.

Izboljšanja na ali v zvezi s sredstvi za lansiranje motornega letala.

Prijava z dne 16. oktobra 1933.

Velja od 1. avgusta 1934.

Zahtevana prvenstvena pravica z dne 14. januarja 1933. (Anglija).

Predležeci izum se nanaša na sredstva za lansiranje motornega letala v neodvisen let in obstoja v tem, da se montira tako motorno letalo na vrh drugega motornega letala na ta način, da tvorita sestavljeno motorno letalo tako, da držijo spojna sredstva od začetka obe komponenti skupaj, in da more sestavljeno motorno letalo vzleteti, letati in po potrebi tudi pristati kot ena sama enota. Navedena spojna sredstva so urejena tako, da se more ločiti spoj med letom sestavljenega motornega letala in da se moreta obe komponenti ločiti.

V opisu jugosl. patenta št. 10864 opisano je sestavljeno motorno letalo take vrste, ki ima sredstva, da omogoči na ta način varno in učinkovito lansiranje motornega letala z zelo visoko specifično obremenitvijo kril in odgovarjajočo visoko minimalno hitrostjo letenja. Odgovarjajoče temu opisu se izvrši varna ločitev gornje komponente (ki naj ima relativno visoko specifično obremenitev kril) od spodnje komponente s povečanjem vpadnega kota ali pa s tem, da se na drug način med letom sestavljenega motornega letala poveča vzgonski koeficijent kril zgornje komponente, da bi se zagotovilo relativno dviganje gornje komponente napram spodnji komponenti v krmiljen in trajen neodvisen let neposredno po tem, ko se spojna sredstva ločijo. Zgornja in spodnja komponenta sta konstruirani in urejeni tako, da se postavita in

fiksirata obe komponenti začetkoma v tak medsebojni položaj, da leti sestavljeno motorno letalo pri vzletu s krili obeh komponent in vstvarjajo krila obeh komponent skupno zahtevani celotni vzgon. Glasom patenta števil. 10864 ni priporočljivo postaviti začetkoma gornjo komponento v tak položaj napram spodnji komponenti, da imajo krila zgornje komponente znatno večji upadni kot kakor krila spodnje komponente, ker bi taka razporeditev povzročila težave med vzletom in začetnim letom sestavljenega motornega letala radi dejstva, da bi bila krila zgornje komponente v brezkoristnem stanju in ne bi samo doprinesla v nezadostni meri k celotnemu potrebnemu vzgonu, temveč bi lahko povzročila resne težave pri krmiljenju sestavljenega motornega letala kot celote.

Predležeci izum ima za predmet ustvariti sestavljeno motorno letalo, zgoraj opisane tipe, pri katerem naj se postavijo krila obeh komponent v tako medsebojno rasporeditev, ki zagotovi, da postane vzgonski koeficijent kril zgornje komponente, ko je dosežena določena hitrost, zadostno velik, da omogoča njeno varno ločitev, ne da bi bilo potrebno povečati navedeni vzgonski koeficijent z ozirom na vzgonski koeficijent kril spodnje komponente, niti da bi nastala izguba na učinkovitosti med vzletom in začetnim letom sestavljenega motornega letala.

Po izumu so postavljena krila zgornje

komponente v fiksnem odnosu napram krilom spodnje komponente, ne da bi postala krila zgornje komponente neučinkovita, kadar se nahajajo krila spodnje komponente pod kotom maksimalnega vzgona. Ta rezultat dobimo, ako uporabljamo za obe komponenti krila z različnimi karakteristikami, tako da so konstruirana krila zgornje komponente s prerezom in razmerjem stranic, ki dajejo relativno veliko kotno območje med kotom brez vzgona in kotom maksimalnega vzgona, medtem ko so konstruirana krila spodnje komponente s takim prerezom in razmerjem stranic krila, ki dajejo relativno majhno kotno območje med kotom brez vzgona in kotom maksimalnega vzgona.

Pri konstrukciji kril zgornje komponente uporabljena vrsta zračne peruti bo v glavnem visokovzgonska tipa zračne peruti s širokim prerezom, da se osigura relativno veliko kotno območje med kotom brez vzgona in kotom maksimalnega vzgona. Vendar pa se razume, da nimajo vse debele ali visokovzgonske zračne peruti te karakteristike. Relativno veliko kotno območje med kotom brez vzgona in kotom maksimalnega vzgona dosežemo lahko tudi z uporabo špranje ali drugih priprav za povečanje kotnega območja med kotom brez vzgona in kotom maksimalnega vzgona. V naslednjem so navedeni primeri za zračne peruti, ki so pripravne za konstrukcijo kril zgornje komponente, ker imajo željeno karakteristiko relativno velikega kotnega območja med kotom brez vzgona in kotom maksimalnega vzgona:

(i) Zračna perut, kakor je znana kot zračna perut Fokker F. VII z razmerjem stranic 6, ima kotno območje od približno 26° med kotom brez vzgona in kotom maksimalnega vzgona. Ta zračna perut ima širok prerez z maksimalno širino ca 20 % od dolžine prereza.

(ii) Zračna perut, kakor je znana kot zračna perut Göttingen 387 z razmerjem stranic 6, ima kotno območje približno 23° med kotom brez vzgona in kotom maksimalnega vzgona. Ta zračna perut ima zmerno debelino, največ, ca 15 % od širine.

Tipa zračne peruti z relativno majhnim kotnim območjem med kotom brez vzgona in kotom maksimalnega vzgona, ki je pripravna za konstrukcijo kril spodnje komponente, bo v splošnem zračna perut z le zmernim maksimalnim vzgonskim koeficientom in majhno ali zmerno debelino v razmerju z zračno perutjo, ki se uporablja za krila zgornje komponente.

Relativno majhno kotno območje med kotom brez vzgona in kotom maksimalnega vzgona, dosežemo lahko tudi z uporabo robnih krilc ali drugih priprav za zmanjšanje

kotnega območja med kotom brez vzgona in kotom maksimalnega vzgona. Ako je zračna perut opremljena z robnim krilcem, ki se nahaja začetkoma v pozitivnem ali navzdol obrnjenem kotu napram peruti, toda se pri naraščujoči zračni hitrosti giblje navzgor (bodisi mehanično ali avtomatično), se v splošnem zmanjša kotno območje med kotom brez vzgona in kotom maksimalnega vzgona v razmerju z odgovarjajočim kotnim območjem podobne zračne peruti brez robnega krilca. V naslednjem slede primeri zračnih peruti, ki imajo zaželjeno karakteristiko relativno majhnega kotnega območja med kotom brez vzgona in kotom maksimalnega vzgona:

(i) Zračna perut, kakor je znana kot zračna perut R.A.F. 15 z razmerjem stranic 6, ima kotno območje od ca $17\frac{1}{2}^\circ$ med kotom brez vzgona in kotom maksimalnega vzgona. Ta zračna perut ima ozek prerez z maksimalno širino od ca $6\frac{1}{2}\%$ dolžine.

(ii) Zračna perut, kakor je znana kot zračna perut R.A.F. 34 z razmerjem stranic 6, ima kotno območje od ca 16° med kotom brez vzgona in kotom maksimalnega vzgona. Ta zračna perut ima srednje širok prerez z maksimalno širino ca 13% dolžine.

V naslednjem so navedeni primeri zračnih peruti, ki imajo normalno relativno majhno kotno območje med kotom brez vzgona in kotom maksimalnega vzgona in pri katerih se doseže s pomočjo vodilnih špranj relativno veliko kotno območje med kotom brez vzgona in kotom maksimalnega vzgona:

(i) Zračna perut, kakor je znana kot zračna perut R. A. F. 15 s špranjo (pri čemer je vodilna zračna perut postavljena v najugodnejši položaj), ima pri razmerju stranic 6 kotno območje ca $27\frac{1}{2}^\circ$ med kotom brez vzgona in kotom maksimalnega vzgona.

(ii) Zračna perut, kakor je znana kot zračna perut R. A. F. 31 s špranjo (pri čemer je vodilna zračna perut postavljena v najugodnejši položaj), ima pri razmerju stranic 6 kotno območje približno 30° med kotom brez vzgona in kotom maksimalnega vzgona.

Razume se, da se uporabljajo lahko tako fiksne takor tudi spremenljive špranje za povečanje kotnega območja med kotom brez vzgona in kotom maksimalnega vzgona pri kaki zračni peruti in da se dejstvu je zračna špranja, ako je spremenljiva, lahko avtomatično ali s pomočjo kakih mehaničnih sredstev.

Ako so krila obeh komponent tako konstruirana, da imajo različne karakteristike, kakor je bilo povedano, se postavi-

ta obe komponenti v tak medsebojni položaj, da se nahajajo krila obeh komponent, ko sta obe komponenti medsebojno spojeni in pripravljeni za let kot sestavljeno motorno letalo, istočasno pod ali približno pod njihovim kotom maksimalnega vzgona. Če torej vzleti sestavljeno motorno letalo pri svoji minimalni letalni hitrosti, ne bo nobena komponenta v breskoristem stanju. Ko pridobiva sestavljeno motorno letalo na hitrosti, se zmanjšujejo upadni koti kril obeh komponent. Zaradi različnih karakteristik kril obeh komponent pada vzgonski koeficient kril spodnje komponente hitreje kakor vzgonski koeficient kril zgornje komponente, in ko narašča hitrost sestavljene motornega letala, prevzamejo krila zgornje komponente večji del celotnega potrebnega vzgona. Pri določeni hitrosti, ki se doseže lahko v normalnem letu ali kot rezultat padanja do potrebne mere, bodo krila zgornje komponente izvajala vzgonsko silo, ki je enaka teži zgornje komponente. Ko narašča hitrost sestavljenega motornega letala še dalje, prekosi vzgonska sila kril zgornje komponente težo te komponente medtem ko pada vzgonska sila na krilih spodnje komponente pod težo te komponente. Po nekem času ko je dosegel ali prekoščil presežek na vzgonu kril zgornje komponente minimum, ki je za varno ločitev potreben, se ločijo spojna sredstva, ki tvorijo spoj med obema komponentama, in zgornja komponenta se lansira na ta način v ločeni let. Neposredno po taki ločitvi se dvigne zgornja komponenta radi svojega presežka na vzgonu, medtem ko izgublja spodnja komponenta radi nezadostnega vzgona na višini. Tako je dosežena hitra ločitev obeh komponent. Izvedbeni primer, ki pojasnjuje uporabo izuma v slučaju določenega sestavljenega motornega letala, sledi pozneje.

Sledi detajlni opis izuma na podlagi priloženih risb, izmed katerih prikazuje slike 1, 3, 5 in 7 prereze različnih zračnih peruti in slike 2, 3, 4, 6 in 8 odgovarjajoče krivulje, iz katerih je razvidna sprememba vzgonskega koeficienta zračnih peruti z varijacijo vpadnega kota. Slikeperezov zračnih peruti in krivulje vzgonskih koeficientov so povzete iz „Royal Aeronautical Society's Handbook of Aeronautics“.

Slika 1 prikazuje prečni rez zračne peruti, ki je znana kot zračna perut Fokker F. VII. Ta zračna perut se zoži iz sredine napram zunanemu koncu. Na sliki je posnet prerez ob centralnem delu zračne peruti. Ta zračna perut ima širok prerez in je zlasti uporabna za konstrukcijo monoplanov. Maksimalna debelina peruti znaša ca. 20% širine.

Slika 2 je krivulja, ki prikazuje spremem-

bo vzgonskega koeficienta zračne peruti Fokker F. VII. s spremembo vpadnega kota. Ta krivulja je posneta po poskusnih modelih in odgovarja razmerju strane 6. V primeru te zračne peruti prikazuje poskusni model, da je kot brezkoristnosti znatno večji, ako se vpadni kot poveča kakor če se vpadni kot zmanjšuje. Krivulja v sliki 2 se nanaša na slučaj, ko narašča vpadni kot. Vpadni kot α je prikazan v stopinjah i vzgonski koeficient K_L v britanskih enotah. Razvidno je, da znaša kot brez vzgona približno -8° in kot maksimalnega vzgona približno 18° . Kotno območje R_2 med tema dvema vpadnima kotoma znaša torej približno 26° .

Slika 3 prikazuje prečni rez zračne peruti, ki je znana pod imenom Göttingen 387. To je zračna perut z zmerno širokim prerezom, ki je pripravna za konstruiranje monoplanov - Maksimalna debelina peruti znaša približno 15% širine.

Slika 4 predstavlja krivuljo, ki prikazuje spremembo vzgonskega koeficienta zračne peruti Göttingen 387 z vpadnim kotom. Ta krivulja je posneta po poskusnih modelih in odgovarja razmerju stranic 6. Razvidno je, da znaša kot brez vzgona približno -7° in kot maksimalnega vzgona približno 16° . Kotno območje R_4 med tema dvema vpadnima kotoma znaša torej približno 23° .

Slika 5 prikazuje prečni rez zračne peruti, ki je znana kot zračna perut R.A.F. 15. Ta zračna perut ima relativno ozek prerez, pri čemer znaša debelina peruti samo približno 6,5% širine iste. Ta zračna perut je torej zlasti uporabna za konstrukcijo biplanov.

Slika 6 predstavlja krivuljo, ki prikazuje spremembo vzgonskega koeficienta zračne peruti R.A.F. 15 z vpadnim kotom. Krivulja je posneta po poskusnih modelih in odgovarja razmerju stranic 6. Razvidno je, da znaša kot brez vzgona približno -2° in kot maksimalnega vzgona približno $15\frac{1}{2}^\circ$. Kotno območje R_6 med tema dvema vpadnima kotoma znaša torej približno $17\frac{1}{2}^\circ$.

Slika 7 prikazuje prečni rez zračne peruti, ki je znana kot zračna perut R.A.F. 34. To je primer zmerno debele zračne peruti, ki je pripravna za konstrukcijo monoplanov ali biplanov. Maksimalna debelina peruti znaša približno 13% širine.

Slika 8 predstavlja krivuljo, ki prikazuje spremembo vzgonskega koeficienta zračne peruti R.A.F. 34 v odvisnosti od vpadnega kota. Krivulja je posneta po poskusnih modelih in odgovarja razmerju stranic 6. Razvidno je, da znaša kot brez vzgona približno -1° in kot maksimalnega vzgona približno 15° . Kotno območje R_8

med tema dvema vpadnima kotoma znaša torej približno 16° .

Upoštevati je treba, da so bile izbrane zračne peruti, na katere se nanašajo slike 1 do 8 samo kot primeri takih zračnih peruti, ki imajo one karakteristične lastnosti, o katerih je bilo govora prej. Izbira posameznih zračnih peruti za zgornjo in spodnjo komponento sestavljenega motornega letala se bo v praksi izvršila z ozirom na glavni namen in zaželjene karakteristike obeh komponent sestavljenega motornega letala. Vsekakor pa se izbirajo zračne peruti obeh komponent v soglasju z izumom tako, da je v slučaju gornje komponente kotno območje med kotom brez vzgona in kotom maksimalnega vzgona znatno večje kakor v slučaju spodnje komponente. Upoštevati je treba, da se pri izbiri prereza kril mora ozirati na razmerje stranic, ki se uporablja pri krilih zgornje in spodnje komponente. Posledica povečanja razmerja stranic zračne peruti obstoja v splošnem v povečanju maksimuma vzgonskega koeficienta, toda istočasno v zmanjšanju kotnega območja med kotom brez vzgona in kotom maksimalnega vzgona. Praktično se bodo torej izbrali prerezi kril za obe komponenti sestavljenega motornega letala z ozirom na uporabljeno razmerje stranic tako, da se doseže željena velikost kotnega območja med kotom brez vzgona in kotom maksimalnega vzgona.

Sledeči primer ilustrira uporabo izuma v slučaju določenega sestavljenega motornega letala, pri katerem se uporablja zračna perut Fokker F. VII in zračna perut R. A. F. 34 za krila gornje komponente odnosno spodnje komponente. Povdariti je treba, da imajo spodnji računi samo aproksimativno vrednost in da imajo samo namen ilustrirati razloženi princip. Niso upoštevane površine repa it.d. Predpostavljeno je, da imajo krila krivulje koeficientov iz slike 2 odnosno 8 in da znaša minimalna hitrost letenja zgornje komponente, ki je težko obremenjena in ki jo hočemo lansirati, 50% več kakor minimalna hitrost letenja sestavljenega motornega letala. Nadalje je radi enostavnosti predpostavljeno, da imata obe komponenti enaki celotni teži.

W = celotna teža vsake komponente.

A_1 = površina kril zgornje komponente.

A_2 = površina kril spodnje komponente.

V_m = minimalna hitrost letenja sestavljenega motornega letala.

$1.5 V_m$ = minimalna hitrost letenja zgornje komponente.

ρ = gostota zraka.

V smislu zgoraj obrazloženih principov, se postavita obe komponenti v tak

medsebojni položaj, da delujejo med vzletom sestavljenega motornega letala krila obeh komponent ob svojem maksimalnem vzgonskem koeficientu. To je v slučaju zgornje komponente pri vpadnem kotu od približno 18° in v slučaju spodnje komponente pri vpadnem kotu od približno 15° . Zaradi tega postavimo krila zgornje komponente pod vpadnim kotom, ki je za 3° večji kakor vpadni kot kril spodnje komponente. Maksimalni vzgonski koeficient obeh zračnih peruti znaša 0.73 odnosno 0.51 (glej slike 2 in 8).

Razmerje med površinami kril je določeno potom sledečih dveh enačb, ki predstavljata pogoje za horizontalni let pri minimalni hitrosti letenja gornje komponente same odnosno sestavljenega motornega letala:

$$\begin{aligned} W &= \rho \cdot A_1 \cdot 0.73 \cdot (1.5 V_m)^2 \\ 2 W &= \rho \cdot A_1 \cdot 0.73 \cdot V_m^2 + \rho \cdot A_2 \cdot 0.51 \cdot V_m^2 \\ A_2 &= \frac{2 \times 0.73 \times 1.5^2 - 0.73}{0.51} A_1 = 5 A_1 \end{aligned}$$

to je, spodnja komponenta mora imeti petkratno površino kril zgornje komponente.

Ko vzleti sestavljeno motorno letalo ob svoji minimalni hitrosti letenja, znaša razmerje, v katerem prispevata obe komponenti k celotnemu potrebnemu vzgonu kakor sledi, pri čemer znači L_1 vzgon kril zgornje komponente in L_2 vzgon kril spodnje komponente:

$$\begin{aligned} \frac{L_1}{L_2} &= \frac{\rho \cdot A_1 \cdot 0.73 \cdot V_m^2}{\rho \cdot 5 A_1 \cdot 0.51 \cdot V_m^2} = 0.286 \\ L_1 + L_2 &= 2 W \\ L_1 &= 0.445 W \\ L_2 &= 1.555 W \end{aligned}$$

Ako znači R reakcijo med obema komponentama,

$R = W - L_1 = L_2 - W = 0.555 W$, in tako obstoja tu sila $0.555 W$, ki skuša preprečiti ločitev obeh komponent.

Ko narašča hitrost sestavljenega motornega letala, bo povzročila izbira zračnih peruti po izumu, da narašča vzgon zgornje komponente in da pada vzgon spodnje komponente dokler pri gotovi zračni hitrosti (ki bo večja kakor minimalna hitrost letenja zgornje komponente) ne doseže vzgon vsake komponente ravno njeno lastno težo. Ko se poveča hitrost sestavljenega motornega letala še nadalje, postaja vzgon zgornje komponente večji kakor vzgon spodnje komponente in zaradi tega nastopa rezultujoča sila, ki skuša ločiti obe komponenti.

Ko doseže, na primer sestavljeno motorno letalo hitrost (V_1), pri kateri znašajo vpadni koti kril obeh komponent 1° (pri

spodnji) in 4° (pri zgornji), je določeno razmerje, v katerem prispevata obe komponenti k celotnemu potrebnemu vzgonu kakor sledi:

Vzgonski koeficient kril zgornje komponente (glej sl. 2) = 0.455
vzgonski koeficient kril spodnje komponente (glej sl. 8) = 0.075
celotni vzgon

$$= \rho \cdot A_1 \cdot 0.455 \cdot V_1^2 + \rho \cdot 5A_1 \cdot 0.075 V_1^2 = 2W$$

$$= 2 \rho \cdot A_1 \cdot 0.73 \cdot (1.5 V_m)^2$$

$$V_1^2 = \frac{2 \times 0.73 \times 1.5^2}{0.455 + 5 \times 0.075} V_m^2 = 3.96 V_m^2$$

$$V_1 = 1.99 V_m$$

Če znači nadalje

L_1 = vzgon kril zgornje komponente

L_2 = vzgon kril spodnje komponente

$$\frac{L_1}{L_2} = \frac{0.455}{5 \times 0.075}$$

$$L_1 + L_2 = 2W$$

$$L_1 = \rho \cdot 1.1 W$$

$$L_2 = 0.9 W$$

Če znači T natezno silo med obema komponentama,

$$T = L_1 - W = W - L_2 = 0.1 W$$

Pri zračni hitrosti, ki je približno dvakrat tako velika kakor minimalna hitrost letenja sestavljenega motornega letala, znaša vzgon zgornje komponente več kakor njena lastna teža in zaradi tega nastopa sila približno $0.1 W$, ki skuša ločiti obe komponenti.

Ako narašča hitrost sestavljenega motornega letala še naprej do hitrosti (V_2), pri kateri znašajo vpadni koti kril obeh komponent 0.5° (pri spodnji) in 3.5° (pri zgornji), je določena razdelitev vzgona med obema komponentama kakor sledi:

Vzgonski koeficient kril

zgornje komponente (glej sl. 2) = 0.435

vzgonski koeficient kril

spodnje komponente (glej sl. 8) = 0.055

celotni vzgon = $\rho \cdot A_1 \cdot 0.435 V_1^2 + \rho \cdot 5 \cdot A_1 \cdot 0.055 V_2^2 = 2W$

$$= 2 \rho \cdot A_1 \cdot 0.73 (1.5 V_m)^2$$

$$V_1^2 = \frac{2 \times 0.73 \times 1.5^2}{0.435 + 5 \times 0.055} V_m^2$$

$$= 4.62 V_m^2 \quad 2.15 V_m^2$$

Če znači nadalje

L_1 = vzgon kril zgornje komponente

L_2 = vzgon kril spodnje komponente

$$\frac{L_1}{L_2} = \frac{0.435}{5 \times 0.055}$$

$$L_1 + L_2 = 2W$$

$$L_1 = 1.225 W$$

$$L_2 = 0.775 W$$

Tako bo imela zgornja komponenta pri zračni hitrosti od približno 2.15 krat večje vrednosti, kakor je minimalna hitrost letenja sestavljenega motornega letala, presežek na vzgonu, ki znaša 0.225 od njene lastne teže, medtem ko bo spodnja komponenta imela primanjkljaj na vzgonu v enakem znesku; tako bo obstojala sila od približno 0.225 W , ki bo skušala ločiti obe komponenti.

Razvidno je torej, da, ko narašča hitrost sestavljenega motornega letala, narašča vzgon kril zgornje komponente kontinuirno, medtem ko pada vzgon kril spodnje komponente kontinuirno zaradi difference v karakteristikah zračnih peruti, ki so bile izbrane po izumu. Delovanje sestavljenega motornega letala bo normalno tako, da doseže v horizontalnem letu lahko hitrost, ki je večja kakor minimalna hitrost, pri kateri se skušata komponenti ločiti, toda v vsakem slučaju se lahko poveča hitrost sestavljenega motornega letala potom spuščanja dokler ni dosežena hitrost.

Kakor je bilo obrazloženo zgoraj, so spojna sredstva, ki spajajo obe komponenti, urejena lahko tako, da ločijo spoj po poteku poljubnega časa potem ko je doseženo sestavljeno motorno letalo tako hitrost, pri kateri ima zgornja komponenta presežek na vzgonu in ko deluje med obema komponentama sila, ki ju skuša ločiti. Opaža se, da se zgornja komponenta, ko ločijo spojna sredstva spoj, takoj dvigne od spodnje komponente v varen let, pri katerem se ne nahajajo njena krila v breskoristnem položaju. V tem času, ko se zgornja komponenta loči od spodnje komponente, leti zgornja komponenta v splošnem pod kotom vpadanja v območju maksimalnega odnosa med vzgonom in uporom. Na taj način se lansira zgornja komponenta pod zelo ugodnimi pogoji. Ob času ločitve obeh komponent ima spodnja komponenta premalo vzgona ter ima tendenco padanja od zgornje komponente. Kakor hitro sta se obe komponenti ločili, je pilot spodnje komponente v stanju potom delovanja svojih krmil povečati vzgon spodnje komponente do one mere, ki je potrebna za ločen let te komponente.

Zgornja komponenta se montira lahko na spodnjo komponento s tremi ali večjim številom spojnih mest in spojnih sredstev, ki vzdržujejo spoj, dokler ni zaželeno izvesti ločitev zgornje komponente od spodnje komponente. Alternativno nalega lahko zgornja komponenta, na mesto, da bi bilo predvidenih več spojnih mest s spojnimi sredstvi, v vilicah ali podnožjih na spodnji komponenti, kjer jo drže v položaju posebna varovalna sredstva. Prednostno se vzdržuje kon-

čno spoj med zgornjo in spodnjo komponento na enem samem spojnem mestu, tako da se izloči vsaka nevarnost za nemoteno ločitev zgornje komponente, ki bi nastala, ako bi vsled defekta ne popustila eno ali več ločilnih sredstev ob pravem trenutku.

Sredstva za montažo in za spoj, ki se uporabljajo za medsebojni spoj obeh komponent, so lahko podobna onim ki so opisana v opisu patenta števil. 10864. Tem sredstvom se lahko dodajajo razne zavarovalne priprave glasom navedenega patenta, ki se lahko koristno uporabljajo v zvezi s predležčim izumom. Na primer se lahko predvidijo sredstva, da se onemogoči popolna ločitev spojnih sredstev, predno ne dobijo krila zgornje komponente dovoljni vzgon, ki je v stanju zagotoviti varno ločitev obeh komponent in osigurati neodvisen krmiljen let zgornje komponente neposredno po taki ločitvi. Spojna sredstva pa se uredijo lahko tudi tako, da se loči spoj samo potem kombiniranega ali zaporednega dejstvovanja v obeh komponentah nameščenih krmil.

Nadalje je treba upoštevati, da se uporablja lahko metoda za zavarovanje varne ločitve obeh komponent glasom patenta števil. 10864 v zvezi z metodo po predležčem izumu. Ako kombiniramo te metode, moremo doseči, ako je zaželeno, varno ločitev s tem, da povečamo vzgonski koeficijent kril zgornje komponente do manjše vrednosti in/ali da konstruiramo krila zgornje komponente tako, da imajo karakteristike, ki se razlikujejo od karakteristik kril spodnje komponente v manjši meri, kakor bi bilo to potrebno, ako bi se uporabljala metoda samo po enem ali drugem izumu.

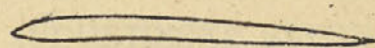
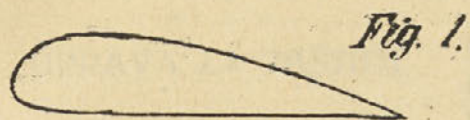
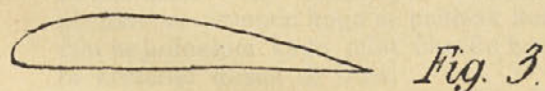
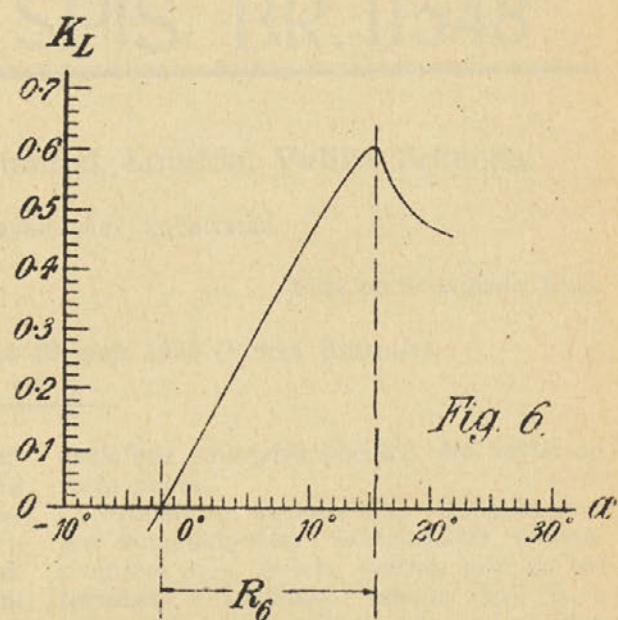
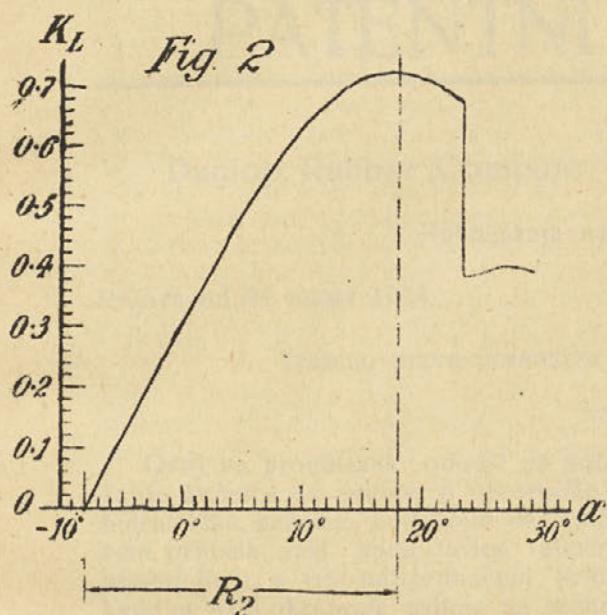
Razume se, da je vsaka izmed obeh komponent sestavljenega motornega letala po izumu lahko suhozemne, pomorske ali amfibijske tipe.

Patentni zahtevi:

1. Sestavljeno motorno letalo sestoječe iz dveh komponentnih motornih letal, izmed katerih je vsako sposobno za ločen let in od katerih je montirano eno vrh drugega, pri čemer sta potom ločljivih spojin sredstev tako medsebojno spojeni, da je sestavljeno motorno letalo v stanju vzleteti, leteti in pristati kot ena enota, označeno z tem, da se uporablja za krila zgornje komponente zračna perut, ki ima znatno večje kotno območje med svojim kotom brez vzgona in svojim kotom maksimalnega vzgona, kakor je odgovarjajoče kotno območje zračne peruti, ki se uporablja za krila spodnje komponente.

2. Sestavljeno motorno letalo po zahtevu 1., označeno s tem, da se uporablja za krila zgornje komponente debela in visokovzgonska zračna perut, ki ima karakteristiko relativno velikega kotnega območja med kotom brez vzgona in kotom maksimalnega vzgona, medtem ko je zračna perut, ki se uporablja za krila spodnje komponente, zračna perut s ozkim ali zmerno širokim prerezom, ki ima karakteristiko relativno majhnega kotnega območja med kotom brez vzgona in kotom maksimalnega vzgona (tak kakor na primer prerez R. A. F. 15 ali prerez R. A. F. 34).

3. Sestavljeno motorno letalo po zahtevu 1., označeno s tem, da je opremljena zračna perut, ki se uporablja za obe komponenti, s špranjo, robnim krilcem ali drugo pripravo, ki učinkuje tako, da poveča kotno območje med kotom brez vzgona in kotom maksimalnega vzgona peruti, ki se uporablja za krila zgornje komponente, relativno napram kotnemu območju med kotom brez vzgona in kotom maksimalnega vzgona zračne peruti, ki se uporablja za krila spodnje komponente.

*Fig. 5.**Fig. 7.*