

(12)

CERERE DE BREVET DE INVENȚIE

(21) Nr. cerere: a 2020 00223

(22) Data de depozit: 27/04/2020

(41) Data publicării cererii:
28/08/2020 BOPI nr. 8/2020

(71) Solicitant:
• UNIVERSITATEA "TRANSILVANIA"
DIN BRAȘOV, BD.EROILOR NR.29,
BRAȘOV, BV, RO

(72) Inventatori:
• GHIȚESCU ION-MARIUS, BD.GĂRII,
NR.10, BL.10, SC.A, AP.14, BRAȘOV, BV,
RO;
• VLASE SORIN, STR.CASTELULUI NR.30,
BRAȘOV, BV, RO;
• GHIȚESCU MARILENA, STR.URLETI,
NR.763, COMUNA BĂNEȘTI, PH, RO

(54) AVION UȘOR ȘI MECANISM DE COMANDĂ A VOLEȚILOR

(57) Rezumat:

Invenția se referă la un mecanism de comandă voletii instalat în structura fuzelajului central și al aripilor unui avion, și la un avion ușor, cu capacitate de maximum două locuri utilizat în aviația sportivă și de agrement. Mecanismul conform invenției este constituit dintr-o manetă (14) de acționare a unor voletii, care, în momentul în care este acționată, transmite mișcarea prin intermediul unui tub (14') de torsiune la niște elemente (15 și 16) cinematice de antrenare și, respectiv, de acționare, la niște corpuri (17) de legătură ce transmit mișcarea de rotație pe de o parte la voletii de curbură fără șarnieră pentru un bord (6) de fugă, iar pe de altă parte niște elemente (19) cinematice de legătură transmit mișcarea între corpurile (17) de legătură și între niște brațe (20) oscilante, alte elemente (18) cinematice transmit mișcarea de la brațele (20) oscilante la voletii de curbură fără șarniere pentru bordul (6) de fugă, realizându-se astfel transmiterea mișcării de rotație, amplificarea forței și transmiterea puterii mecanice de la maneta (14) de acționare voletii la voletii de curbură fără șarnieră pentru bordul (6) de fugă, cu scopul de a realiza unghiuri de bracăj mai mari de 40°, corespunzătoare unui regim de zbor performant. Avionul conform invenției are două aripi (1) mediane de formă dreptunghiulară, iar în secțiune un profil asimetric și o anvergură $L=(1, 1...1, 3)*L_r$, unde L_r este lungimea fuzelajului, niște voletii de curbură fără șarniere pentru

un bord (6) de fugă, câte unul pentru fiecare aripă (1), având forme aerodinamice, patru fuzelaje (2, 3, 11 și 13) central, anterior, posterior și, respectiv, central, pentru tronsonul al doilea, un coif (3) al elicei, două eleroane (5), o cabină (7), un profundor (8), o derivă (9), o direcție (10) și un stabilizator (12).

Revendicări: 4

Figuri: 7

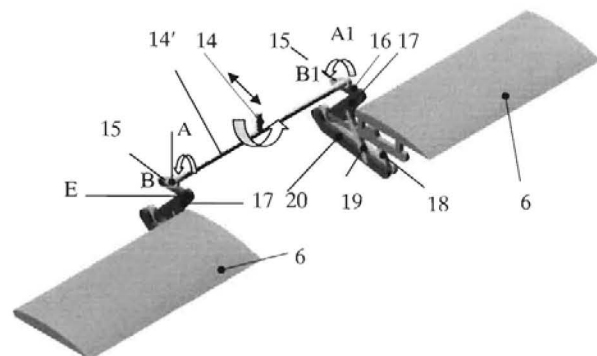


Fig. 4



Nr. dat. 1671, 39/19.03.20

OFICIUL DE STAT PENTRU INVENȚII ȘI MĂRCI
Cerere de brevet de invenție
Nr. a 2020 00 223
Data depozit 27-04-2020

60

AVION UȘOR ȘI MECANISM DE COMANDĂ AL VOLEȚILOR

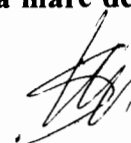
Invenția se referă la un mecanism de comandă voleți instalat în structura fuselajului central și al aripilor unui avion ușor, un avion ușor ce are ca domenii de utilizare aviația sportivă și de agrement și cu capacitate de maxim două locuri și având o anumită formă aerodinamică și care are pe aripi montați voleți de curbură fără șarniere pentru bordul de fugă, în scopul realizării unor unghiuri de bracăj mai mari de 40°, decolarea și aterizarea într-un timp mai scurt și pe o distanță mai mică, precum și planarea avionului în condiții critice de zbor sau când este nevoie să se facă economie de carburant.

Mecanismul de comandă voleți al unui avion ușor, conform invenției, este format dintr-o manetă de acționare volet, un tub de torsiune, elemente cinematice de antrenare, elemente cinematice de acționare, corpuri complexe de legătură, voleti de curbură fără șarniere pentru bordul de fugă și elemente cinematice de legătură între corpurile complexe și voleti, care asigură transmiterea mișcării de rotație, amplificarea forței și transmiterea puterii mecanice de la maneta de acționare voleți, cu scopul de a realiza brăcaje mai mari de 40° corespunzătoare unui regim de zbor performant caracteristic acestui tip de aeronave astfel încât aterizarea și decolarea avionului să se realizeze într-un timp scurt, pe o distanță scurtă și portanță mărită, precum și functionarea avionului în condiții critice de zbor, avionul având posibilitatea să planeze în aceste situații datorită anvergurii aripilor.

Este cunoscută o aeronavă de transport pasageri care are aripi cu clapete, atașată, pe direcția zborului, în zona bordului de fuga și acționată prin mecanisme cu șase bare (Aircraft fitted with wing trailing edge flaps actuated by six-bar mechanisms., brevet nr. GB 2 079 688 A/27.01.1982), compus din aripi cu clapete și mecanisme cu șase bare fiind dispuse astfel încât clapeta respectivă poate fi deplasată între o poziție de croazieră, în care clapeta este integrală din punct de vedere aerodinamic cu aripa și o poziție de aterizare în care clapeta este extinsă spre spate pe o distanță de extensie, astfel încât nasul clapetei este aproximativ la fel, poziție longitudinală ca muchia fixă a aripii, în care clapeta este rotită cu cel puțin 35° în jos față de poziția de croazieră și în care se formează un gol îngust între clapă și aripă.

Această soluție prezintă dezavantajul utilizării unor aripi cu clapete și cu mecanisme complexe cu gabarit mărit, cost ridicat de execuție, necesită o pistă de aterizare cu lungime relativ mare pentru aterizare precum și o pistă pentru a obține viteză mare de

1 



decolare care are o distanță scurtă de decolare într-o situație de densitate a aerului scăzută și într-un timp mic și care necesită o aeronavă cu greutate mică la decolare, iar aeronava poate folosi doar anumite aeroporturi cu piste ceea ce afectează utilizarea economică a aeronavei, *fapt care generează dificultăți constructive și tehnologice semnificative și costuri de exploatare mari.*

Se cunosc soluții clasice complicate de mecanisme de comandă voleti, la care voletii sunt prinși de aripi prin intermediul unor șarniere (axe de rotație) aflate în structura aripilor.

Dezavantajul acestor soluții sunt lanțuri cinematice lungi, costuri de fabricație mari și unghiuri de bracaj limitate la 40^0 (Zlin Aircraft, Maintenance Manual).

Problema tehnică pe care o rezolvă invenția este îmbunătățirea comportamentului dinamic al avionului ușor prin intermediul formei constructive a avionului și a mecanismului de comandă voleti care permite, unghiuri de bracaj mai mari de 40^0 necesare la decolări și aterizări pe o distanță scurtă și într-un timp mai scurt și portanța mărită, precum și funcționarea avionului în condiții critice de zbor sau când este necesară economia de carburant, avionul având posibilitatea să planeze în aceste situații, în condițiile unor costuri de fabricație reduse.

Avion ușor propus, conform invenției, **rezolvă problema tehnică** prin utilizarea unor elemente componente originale ca formă și dimensiuni pentru îmbunătățirea aerodinamicii avionului și a stabilității acestuia, după cum urmează: aripi mediane de formă dreptunghiulară și având în secțiune un profil asimetric astfel încât coarda profilului formează un unghi cu direcția de înaintare, de anvergura la o valoare mai mare decât lungimea fuselajului, $L=(1,1...1,3) * L_f$ și implicit mărirea suprafeței voletilor ceea ce permite ca avionul să poată plana în situații critice de zbor când motorul nu mai funcționează sau la nevoie pentru economie de carburant, ceea ce permite avionului ușor să se comporte și ca un motoplanor, planul central al fuselajului (tronsonul 1 a fuselajului central), coiful elicei, fuselajul anterior (capote), eleroane și voleti de curbură fără șarniere pentru bordul de fugă (câte unul pe fiecare aripă), cabina în care stă echipajul, profundorul, deriva, direcția, fuselajul posterior, stabilizatorul și tronsonul al 2-lea al fuselajul central.

Mecanismul propus, conform invenției, instalat în structura aripilor și a fuselajului unui avion ușor propus cu o aerodinamică și stabilitate bune, **soluționează problema tehnică** prin utilizarea unei manete de acționare volet, un tub de torsiune, un element cinematic de antrenare, un element cinematic de acționare, un corp complex de legătură, voleti de curbură fără șarniere pentru bordul de fugă și elemente cinematice de legătură care asigură amplificarea forței, **cu scopul de** a realiza bracaje mai mari corespunzătoare unui regim de zbor performant caracteristic aeronavelor ușoare și portanța mărită la decolări și aterizări, transmiterea puterii mecanice de la elementul cinematic conducător (maneta de acționare

² 



voleți) la elementul condus final (voleții de pe aripi) precum și *mărirea lungimii aripilor și implicit a anvergurii aripilor L la o valoare mai mare decât lungimea fuselajului, $L=(1,1...1,3) L_f$ și implicit mărirea suprafeței voleților ceea ce permite ca avionul să poată plana în situații critice de zbor când motorul nu mai funcționează sau la nevoie pentru economie de carburant, ceea ce permite avionului ușor să se comporte și ca un motoplanor.*

Mecanismul de comandă volet propus a fost conceput ținând seama de forma avionului nou propus, de dimensiunile de gabarit ale acestuia și de dimensiunile constructive ale elementelor componente (fuzelajul, cabina, aripile) ale avionului ușor.

Invenția prezintă următoarele avantaje:

- a) *Mecanismul de comandă voleți realizează unghiuri de bracăj de 70° , negative în jos față de coarda aripii, superioare soluțiilor clasice care realizează unghiuri de bracăj de 40° .*
- b) *Mecanismul de comandă voleți are simplitate constructivă și tehnologică a elementelor componente.*
- c) *Mecanismul este alcătuit dintr-un lanț cinematic funcțional compus din mai puține elemente componente și care poate fi analizat cinematic și dinamic cu succes prin analiza mecanismului cu metoda MBS (MultiBody System) cu ajutorul programului Adams în scopul optimizării mecanismului conceput înaintea execuției practice.*
- d) *Unghiurile de bracăj ale voleților nu se realizează printr-o rotație în jurul unei șarniere (axa de rotație) aflată în structura aripii, ci se realizează prin intermediul unei mișcări complexe de **rototranslație** realizate cu ajutorul elementelor cinematice din construcția mecanismului de comandă volet.*
- e) *Structura de rezistență a avionului are o greutate minimă, iar rigiditatea și elasticitatea sunt optime (maxime).*
- f) *Construcția fuselajului avionului permite accesul la instalații în vederea reviziilor și reparațiilor.*
- g) *Fuzelajul avionului are dimensiuni mici, ceea ce determină reducerea frecărilor aerodinamice și a coeficientului de înaintare C_x .*
- h) *Avionul ușor are o structură simplă și rapidă ca răspuns, este sigur și fiabil și are performante bune de control al zborului și de ridicare și o bună stabilitate.*
- i) *Forma aerodinamică a avionului și forma constructivă a mecanismului de comandă voleți implică o durată de viață mărită a acestuia.*
- j) *Pentru mărirea portanței avionului, la decolare și aterizare, cât și în timpul zborului, pe aripi s-au montat doi voleți de curbură pentru bordul de fugă fără șarnieră (fără axe de rotație față de aripi), câte unul pe fiecare aripă.*

- k) Prin mărirea lungimii aripilor s-a obținut suprafață portantă mărită, mărirea anvergurii L a aripilor la o valoare mai mare de (1,1 ... 1,3) ori decât lungimea fuselajului L_f ceea ce a condus la mărirea suprafeței voleților, care permite ca avionul să poată plana în situații critice de zbor când motorul nu mai funcționează sau la nevoie pentru economie de carburant, ceea ce permite avionului ușor să se comporte și ca un motoplanor.
- l) Mecanismul de comandă voleți permite decolări și aterizări pe o distanță mică într-un timp scurt:
- la decolare, voletul asigură o suprafață portantă suplimentară, avionul se ridică rapid în aer, pe o distanță mică;
 - la aterizare, prin reducerea tracțiunii motorul ajunge la viteză mică ceea ce înseamnă reducerea portanței, iar aceste suprafețe de volet asigură o mărire de portanță prin mărirea curburii aripii și reducerea distanței de aterizare, voletul comportându-se ca o frână aerodinamică.
- m) Mecanismul necesită întreținere și mentenanță fără costuri ridicate.
- n) Mecanismul are o construcție robustă și o tehnologie de fabricație nepretențioasă, ceea ce implică costuri reduse de execuție.

Se prezintă, în continuare, un exemplu de realizare a invenției, în legătură cu figurile

1, 2, 3, 4, 5, 6, 7:

- Fig.1, vedere axonometrică cu forma 3D constructivă a unui avion ușor;
- Fig.2, vedere laterală a unui avion ușor;
- Fig.3, vedere frontală a avionului ușor;
- Fig. 4, vedere a unui mecanism de comandă voleți al unui avion ușor;
- Fig.5, schema conceptuală a unui mecanism de comandă voleți al unui avion ușor;
- Fig.6, schema structurală a unui mecanism de comandă voleți al unui avion ușor.
- Fig.7, mecanism de comandă voleți cu voleții bracați într-o poziție intermediară.

Avionul ușor propus, conform invenției, are o anumită formă aerodinamică și o bună stabilitate fiind alcătuit din aripi mediene de formă dreptunghiulară și având în secțiune un profil asimetric astfel încât coarda profilului formează un unghi de incidență $\varphi_{\text{incidență}} = 11^\circ$ cu direcția de înaintare și un unghi de calaj $\varphi_{\text{calaj}} = 0^\circ$, dintr-un fuselaj anterior cu o anumită formă aerodinamică, un fuselaj central cu o anumită formă aerodinamică și având 2 tronsoane de forme diferite în zona cabinei, un fuselaj posterior cu o anumită formă aerodinamică, coiful elicei, eleroane, voleți de curbură fără șarniere pentru bordul de fugă, cabina, profundor, deriva, direcție, stabilizator având forme profilate.

Mecanismul de comandă voleți al unui avion ușor, *conform invenției*, este format dintr-o manetă de acționare volet, un tub de torsiune, elemente cinematice de antrenare, elemente cinematice de acționare, corpuri complexe de legătură, voleți de curbură fără șarniere pentru bordul de fugă și elemente cinematice de legătură între corpurile complexe și voleți, care asigură transmiterea mișcării de rotație, amplificarea forței și transmiterea puterii mecanice de la maneta de acționare voleți, realizează braceaje mai mari de 40^0 corespunzătoare unui regim de zbor performant caracteristic acestui tip de aeronave astfel încât aterizarea și decolarea avionului să se realizeze într-un timp scurt, pe o distanță scurtă și portanță mărită, precum și functionarea avionului în condiții critice de zbor, avionul având posibilitatea să planeze având posibilitatea să planeze în aceste situații datorită anvergurii aripilor.

În **figura 1** se prezintă în vedere axonometrică soluția constructivă a unui nou avion ușor, *conform invenției*, care este alcătuit din elemente componente originale ca și formă și dimensiuni pentru îmbunătățirea aerodinamicii avionului și a stabilității acestuia, după cum urmează: **1** reprezintă aripi mediane (2 buc.) de formă dreptunghiulară și având în secțiune un profil asimetric astfel încât coarda profilului formează un unghi de incidență de $\varphi_{incidenta} = 11^0$ cu direcția de înaintare și un unghi de calaj de calaj $\varphi_{calaj} = 0^0$, de o anumită anvergură L , **2** – plan central fuselaj, **3** – coiful elicei, **4** – fuselaj anterior (capote), **5** – eleron (câte unul pe fiecare aripă), **6** - voleți de curbură sau voleți simpli (câte unul pe fiecare aripă), fără șarniere aflați pe bordul de fugă (fără axe de rotație pe aripi), **7** – cabina, **8** – profundor (partea mobilă a ampenajului orizontal), **9** – deriva (partea fixă a ampenajului vertical), **10** – direcția (partea mobilă a ampenajului vertical), **11** – fuselaj posterior, **12** – stabilizator (partea fixă a ampenajului orizontal), **13** - fuselaj central tronsonul al 2- lea.

Forma aerodinamică și dimensiunile constructive ale acestui avion au fost stabilite prin combinarea a diverse forme geometrice pentru elementele componente ale acestuia în vederea obținerii unei forme aerodinamice bune pentru clasa avioane ușoare și care să îndeplinească și funcția de planare la nevoie pentru economie de carburant sau în condiții critice de zbor când motorul nu mai funcționează.

Forma aerodinamică și dimensiunile constructive ale avionului ușor prezentat în figurile 1 ... 5 fac ca **acest aparat să se încadreze și în categoria motoplanor, ceea ce înseamnă că avionul poate plana la nevoie în situația în care motorul nu mai funcționează sau atunci când motorul este oprit pentru economie de carburant.**

Figura 2 prezintă o vedere laterală a avionului ușor în care se pot observa elementele componente și dimensiunile importante stabilite în proiectarea avionului.

Forma aerodinamică a avionului ușor, conform invenției, depinde de aerodinamica sistemelor de corpuri din care este alcătuit avionul.

5 



Fuselajul (2, 4, 13) avionului este situat într-un curent de aer și el produce portanță (foarte mică), dar mai ales rezistență la înaintare: asupra lui acționează forțe aerodinamice laterale și momente aerodinamice; construcția lui preia toate solicitările celorlalte organe și elemente ale avionului.

În afara de aceasta, în fuzelaj se amenajează spații pentru echipaj, sistemul de propulsie, rezervor de combustibil, aparatura ș.a., ceea ce implică existența unui volum bine determinat. Pentru fuselaj trebuie găsită o soluție optimă atât din punct de vedere aerodinamic cât și constructiv: cu o suprafață frontală cât mai mică să „închidem” un volum cât mai mare, dar în același timp, forma volumului corpului obținut, să fie cât mai aerodinamică.

*Fuselajul anterior 4 al unui avion ușor, conform invenției, are forma profilată aerodinamică, fiind alcătuită la partea inferioară dintr-o suprafață dispusă sub un arc de cerc pe o lungime L_a , suprafețele laterale drepte pe lungimea $L_a = (1,2 \dots 1,5) * D_f$, iar partea de sus este o suprafață plană care este înclinată sub un anumit unghi $\delta = 20^\circ \dots 50^\circ$.*

Secțiunea maximă echivalentă $D_f = H$ [mm] pentru fuselajul 13 central se stabilește în funcție de dimensiunile cabinei și ale instalațiilor care sunt conținute în fuzelaj.

La avioanele ușoare cu 2 locuri alăturate se recomandă aria secțiunii maxime S_f a fuselajului posterior ca fiind $S_f = 1,5 \dots 1,7 \text{ m}^2$.

*Stabilirea lungimii totale L_f a fuselajului cu relația: $L_f = (6 \dots 10) * D_f$, unde*

$L_f / D_f = \lambda_f = 6 \dots 10$ reprezintă alungirea fuselajului.

La viteze de zbor subsonice, rezistența de presiune, într-o curgere laminară, este relativ mică în comparație cu rezistența de frecare și nu se pune problema reducerii acesteia. Deoarece rezistența la înaintare este produsă, în cea mai mare parte, de rezistența de frecare, pentru reducerea acesteia se recomandă utilizarea unor fuzelaje cu alungire mică (mai scurte).

Fuselajul central (2, 13) are două tronsoane de formă aerodinamică (fig. 1).

*Tronsonul 1 al fuselajului central 2 al unui avion ușor, conform invenției, are la partea inferioară o suprafață dispusă sub un arc de cerc pe o lungime $L_1 = L_2 = (1,7 \dots 2,0) * D_f$, suprafețele laterale drepte, partea de sus este dreaptă, o suprafață frontală fată a cabinei înclinată sub un anumit unghi $\delta_{parbriz} = 40 \dots 55^\circ$, având în secțiune longitudinală o formă profilată cu dimensiunile $h = 0,625 * D_f$, L_1 , D_f , $H = D_f = (1,5 \dots 1,7) * h$ și o suprafața frontală înclinată care este parbrizul înclinat sub un anumit unghi $\delta_{parbriz} = 40 \dots 55^\circ$ pentru o vizibilitate optimă.*

Tronsonul 2 al fuselajului central 13 al unui avion ușor, conform invenției, are o formă aerodinamică profilată având la partea inferioară o suprafață dispusă sub un arc de cerc pe o lungime $L_2=L_1$ și înclinată sub un unghi $\delta_1 = (10^0 \dots 25^0)$, suprafețele laterale drepte, iar partea de sus este o suprafață plană și înclinată sub un anumit unghi $\delta_1 = (10^0 \dots 25^0)$, având în secțiune longitudinală o formă tronconică cu baza mare $H=D_f$, lungime L_2 și unghiul de inclinare al muchiilor laterale $\delta_1 = (10^0 \dots 25^0)$.

Fuselajul 11 posterior al unui avion ușor are formă aerodinamică profilată (fig. 1), fiind alcătuită la partea inferioară dintr-o suprafață dispusă sub un arc de cerc pe o anumită lungime $L_{p1} = 0,7*L_p$, suprafețele laterale stânga-dreapta sunt drepte pe o anumită lungime $L_{p1} = 0,7*L_p$, iar suprafețele dinspre coada avionului sunt înclinate sub un anumit unghi $\theta_p = 20 \dots 50^0$ pe o lungime $L_p-L_{p1} = 0,3*L_p$, unde $L_p = (1,2 \dots 2,5)*D_f$.

Alungirea fuselajului influențează atât greutatea acestuia, cât și greutatea trenului de aterizare și a ampenajului. Cu creșterea alungirii fuselajului scade și greutatea ampenajelor, ceea ce implică o scădere a greutateii avionului. În funcție de geometria stabilită pentru ampenaje, depinde stabilitatea și comanda aparatului, precum și calitățile de zbor ale avionului.

Aripa mediană 1 a unui avion ușor (fig. 1-3), conform invenției, are formă aerodinamică profilată, de formă dreptunghiulară și în secțiune un profil asimetric astfel încât coarda profilului formează un unghi de incidență $\varphi_{incidență} = 11^0$ cu direcția de înaintare și un unghi de calaj $\varphi_{calaj} = 0^0$, iar anvergura L a aripii este mai mare de $(1,1 \dots 1,3)$ ori decât lungimea fuselajului $L_f = (6 \dots 10) * D_f$, ($D_f = H$ [mm] - secțiunea maximă echivalentă pentru fuselajul central, pentru un profil care nu este circular) pentru a-i permite avionului să se comporte ca un motoplanor datorită lungimii aripilor și a formei aerodinamice, să planeze la nevoie pentru economie de carburant sau în situații critice de zbor când motorul nu mai funcționează.

Aripa mediană este avantajoasă în privința interacțiunii cu fuselajul.

Prin mărirea lungimii aripilor se mărește și lungimea voleților, ceea ce duce la creșterea portanței în timpul decolării și aterizării avionului ușor.

La viteze subsonice de zbor, o mare influență asupra caracteristicilor aerodinamice o are și bordul de atac al profilului aripii, motiv pentru care se evită forma ascuțită a acestuia pentru că nu permite obținerea de forțe de sustentare mari.

Când avionul zboară cu viteze relativ mici, evoluțiile se fac la unghiuri mari de incidență. Desprinderea stratului limită care începe o dată cu creșterea unghiurilor de incidență se manifestă cu intensitate mai mare în zona de îmbinare a aripii cu fuselajul.

7 



Aceasta desprindere are ca rezultat creșterea rezistenței de înaintare, micșorarea portanței și deplasarea centrului de presiune.

La aterizare, pilotul reduce tracțiunea motorului și automat portanța scade. Voleții bracați la unghiuri negative în jos asigură o creștere de portanță în acest moment critic, comportându-se ca o frână aerodinamică.

La decolare, tracțiunea motorului crește succesiv, iar voleții ca și dispozitive de hipersustentație asigură o creștere a forței portante și reducerea distanței de decolare.

La decolare și aterizare, cei doi voleți **6** de curbura fără șarniere pentru bordul de fugă, aflați pe aripi brachează în jos la unghiuri negative.

Prin montarea voleților pe aripi, aterizările sunt line și avionul nu ajunge să se lovească de sol.

Unghiul de calaj al aripii φ reprezintă unghiul pe care-l face coarda profilului aripii la încastrarea în fuzelaj cu axa de simetrie longitudinală a avionului.

Figura 3 prezintă o vedere frontală a avionului ușor și anvergura L a aripilor.

Proiectarea fuselajului avionului necesită cunoașterea condițiilor de exploatare necesare pentru fuselaj: sarcina utilă maximă, acces la toate instalațiile montate în fuselaj, încălzire, ventilație, etanșeitate, vizibilitate bună pentru echipaj.

Rezistența și rigiditatea unui avion sunt maxime la o greutate minimă a structurii de rezistență.

Piese componente ale avionului ușor au o tehnologie simplă de fabricație și de montaj și sunt accesibile pentru întreținere/reparație.

Ampenajele (9, 10, 12) sunt pentru avion organe de echilibru, de stabilitate și de comandă.

Fuselajul (2, 4, 11, 13) este ansamblul suport pentru întregul avion. Pe el se prind toate celelalte subansamble, aripi, ampenaje, tren de aterizare etc.

Fuselajul fiind organ-suport al încărcăturii de transport al avionului, la proiectarea lui se pleacă de la compartimentarea interioară necesară misiunii avionului.

Fuselajul unui avion ușor este alcătuit din 3 ansamble mari și anume: ansamblul 1 denumit fuselajul anterior **4** (partea din fata a avionului) de lungime L_a , ansamblul 2 denumit fuselaj central care are 2 tronsoane 1 și 2 (pozițiile **2** și **13** de lungimi L_1 și L_2 , iar ultimul ansamblu fiind fuselajul posterior **11** (din coada avionului) de lungime L_p .

Forma fuselajului la avioanele ușoare fără pretenții deosebite de natura aerodinamică este impusă de considerente de ordin tehnologic, costuri de fabricație, volum util.

Volumul util este parametrul care da spațiul disponibil din interior unde putem amplasa echipajul, bagajele, aparatajele echipamentului, combustibilul.

Volumul util depinde de capacitatea de transport a unui avion care se micșorează cu reducerea lungimii totale a fuselajului L_f și a ariei secțiunii transversale maxime S_f .

Eleroanele 5 sunt suprafețe de comandă situate câte unul pe fiecare din aripile avionului. Conform figurii 1, **funcționarea eleroanelor** generează **mișcarea de ruliu**.

Profundorul 8 este suprafața de comandă de pe ampenajul orizontal al avionului. Acesta brachează atât la unghiuri pozitive cât și la unghiuri negative. Din figura 1 se poate observa că **funcționarea profundorului** generează **mișcarea de tangaj**.

Direcția 9 este suprafața de comandă de pe ampenajul vertical. **Funcționarea direcției**, conform figurii 1, generează **girația avionului**.

În momentul funcționării avionului ușor, *cei doi voleți de pe aripi brachează* (se rotesc în jos) *simetric, doar la unghiuri negative*.

În timpul zborului avionului, *cele două eleroane identice de pe aripi brachează antisimetric unul față de celălalt la unghiuri pozitive și negative* și generează **mișcarea de ruliu**.

La stabilirea formei aerodinamice și a dimensiunilor constructive ale avionului ușor s-a avut în vedere proiectarea optimă a avionului ușor ținând seama de parametrii care influențează forma aerodinamică a fuselajului și a aripii (fig. 1-5), cât și instalațiile și mecanismele volet și eleron care sunt montate în aceste zone.

Figura 4 prezintă o vedere a unui mecanism de comandă volet al unui avion ușor.

Avionul ușor conceput are în componenta sa un mecanism de comandă volet, câte un mecanism care are montat pe fiecare aripă cate un volet de curbură fără șarnieră pentru bordul de fugă 6, iar comanda acestora se face sincron de la o manetă 14 de acționare voleti, o singură manetă care comandă cei 2 voleți (fig.4).

Figura 5 prezintă *schema conceptuală a unui mecanism de comandă volet al unui avion ușor*.

Mecanismul de comandă volet al unui avion ușor, conform invenției, în legătură cu fig. 4 și 5, este format dintr-o manetă 14 de acționare volet, tubul de torsiune 14', un element cinematic de antrenare 15 (2 buc.), elementul cinematic de acționare 16 (2 buc.), un corp complex de legătură 17 (2 buc., câte unul pe aripa stânga și altul pe aripa dreaptă), voletii de curbură fără șarnieră pentru bordul de fugă 6 (câte unul pe aripa stânga și altul pe aripa dreaptă), elemente cinematice 19 (2 buc.) între brațul oscilant 20 (2 buc., câte unul pe fiecare aripă) și elementele componente 17, respectiv elementele cinematice 18 de legătură (2 buc, câte unul pe fiecare aripă) între brațul oscilant 20 (2 buc., câte unul pe fiecare aripă) și voletii de curbură fără șarnieră pentru bordul de fugă 6.

Mecanismul de comandă voleți al unui avion ușor este *instalat în structura fuselajului central și a aripilor unui avion ușor.*

Maneta **14** de acționare voleți este solidară cu tubul de torsiune **14'** și sunt montate în structura fuselajului central, sub podeaua pilotului, maneta **14** de acționare volet având o poziție convenabilă pentru acționarea manuală de către pilotul aflat în interiorul cabinei. Restul mecanismului de acționare voleți, pozițiile **15 - 20**, așa cum este prezentat în fig. 5 este montat în structura aripilor, iar voleții de curbura fără șarniere pentru bordul de fugă **6**, situați pe fiecare din aripile avionului și care se misca în sensul indicat în figura, vin în continuarea bordului de fugă al aripii, cu posibilitatea realizării unor bracaie de până la 70° în jos, negativ, față de coarda profilului aripii.

În urma studiului cinematic și dinamic realizat în mediul virtual cu ajutorul softului Adams, mișcarea în timp real a întregului mecanism arată unghiuri de bracaie de până la 70° , în jos, negativ față de coarda aripii.

Unghiurile de bracaie nu se realizează printr-o rotație în jurul unei șarniere (axa de rotație) aflată în structura aripii, ci se realizează prin intermediul unei mișcări complexe realizate cu ajutorul elementelor cinematice **14 ... 20** prezentate în figurile 4 și 5.

Mecanismul de comandă voleți al unui avion ușor, conform invenției, realizează unghiuri de bracaie de până la 70° , negative, în jos, față de coarda aripii, superioare soluțiilor clasice care realizează unghiuri de bracaie de 40° .

Voletul de curbură (numit și volet simplu) pentru bordul de fugă fără șarnieră prin forma sa mărește curbura profilului aripii ceea ce generează mărirea portanței.

Voleții de curbură sunt poziționați pe aripi pe bordul de fugă, ceea ce implică o soluție constructivă simplă a aripilor, cât și a modului de prindere a voleților pe aripi, nefiind nevoie de șarniere (axe de rotație), ceea ce reduce costurile de execuție ale avionului.

În **figura 6** se prezintă *schema structurală a unui mecanism de comandă voleți* în care s-au utilizat următoarele notații:

A, C, D – cuple de rotație legate la bază;

B, E, F, G, H, I, J - cuple de rotație.

*Mecanismul de comandă a voleților unui avion ușor, conform invenției, transmite mișcarea de rotație de la o manetă **14** de acționare voleți (**14** - element conducător fiind intrarea în mecanism), la un tub de torsiune **14'**, la elementele cinematice de antrenare **15**, la elementele cinematice de acționare **16**, la corpurile complexe de legătură **17** care transmit mișcarea de rotație pe de o parte la voleții de curbură fără șarniere pentru bordul de fugă **6**, iar pe de altă parte elementele cinematice de legătură **19** transmit mișcarea între corpurile complexe*

de legătură **17** și brațele oscilante **20**, iar elementele cinematice **18** transmit în final mișcarea de la brațele oscilante **20** la voleții de curbura fără șarniere pentru bordul de fugă **6**, realizându-se astfel transmiterea mișcării de rotație, amplificarea forței și transmiterea puterii mecanice de la maneta **14** de acționare volete la voleții pentru bordul de fugă fără șarniere **6** (elemente conduse finale puse în mișcare cu ajutorul elementelor **14-20**), cu scopul de a realiza bracaie mai mari corespunzătoare unui regim de zbor performant caracteristic acestor aeronave și care permit decolarea și aterizarea pe o distanță scurtă și într-un timp redus.

Elementele cinematice de legătură (**19, 18**) sunt dispuse sub un unghi cu valori cuprinse între ($0^{\circ} \dots 90^{\circ}$) față de corpurile complexe de legătură **17** și brațele oscilante **20**, respectiv față de voleții fără șarniere pentru bordul de fugă **6** și brațele oscilant **20**.

La acționarea manetei **14** de comandă volet, mișcarea de rotație se transmite la un tub de torsiune **14'**, solidar cu elementele cinematice de antrenare **15 articulate la bază** prin cuplele de rotație din **A și A1** (care este **baza, A și A1**) și mai departe la elementele cinematice de acționare **16** prin cuplele de rotație din **B și B1**.

De la elementele cinematice de acționare **16**, mișcarea se transmite la elementele cinematice de acționare **17** prin cuplele de rotație din **E și E1**, elementele cinematice de acționare **17** fiind legate la baze prin cuplele de rotație din **C și C1**.

Aceste corpuri **17** au 3 legături (cuplele de rotație **E, F, G, respectiv E1, F1, G1**) și bazele **C, respectiv C1**.

Cuplele de rotație din **F și F1** asigură legătura dintre corpurile **17** și corpurile **19**, iar cuplele de rotație din **G și G1** asigură legătura cu corpurile de ieșire **6** (voleții de curbura fără șarniere pentru bordul de fugă).

De la corpurile **17**, prin intermediul cuplelor de rotație **F și F1**, mișcarea de rotație se transmite la corpurile **20** prin intermediul cuplelor de rotație **J și J1**, iar de la corpurile **20** prin cuplele de rotație din **H și H1**, mișcarea se transmite la corpurile **18** și apoi prin cuplele de rotație **I și I1** la voleții pentru bordul de fugă fără șarniere **6** (6 - corp de ieșire = element condus final).

Corpurile **20** au o legătură la bază prin cuplele de rotație din **D și D1**.

Figura 6 prezintă *schema structurală a unui mecanism de comandă volet al unui avion ușor*.

Gradul de mobilitate al unui mecanism (M) este gradul de mobilitate al lanțului cinematic din care este format (Dudiță, Fl., Diaconescu, D., Gogu, Gr. – Mecanisme - Universitatea din Brașov 1989). Din punct de vedere cinematic, gradul de mobilitate M este numărul mișcărilor exterioare independente.

Din *punct de vedere static*, gradul de mobilitate M este numărul forțelor exterioare dependente. Din *punct de vedere cinematic*, gradul de mobilitate M reprezintă numărul mișcărilor exterioare independente.

Spațialitatea cinematică S a unui mecanism reprezintă numărul de mișcări pe care le poate efectua un mecanism (parametrii de poziționare ai elementului final din lanțul cinematic față de elementul inițial) (DUDIȚĂ, Fl., DIACONESCU, D., GOGU, Gr., Mecanisme - Universitatea din Brașov 1989).

Pentru mecanismul prezentat în fig. 4 și 5 s-a calculat mobilitatea mecanismului cu relația (Vișa, I., Alexandru, P., Talabă, D., Alexandru, C. Proiectarea funcțională a Mecanismelor – Metode clasice și moderne – Editura Lux Libris Brașov, 2004):

$$M = S (nb - 1) - \Sigma r, \quad (1)$$

unde Σr – numărul total de restricții geometrice, $\Sigma r = 41$, nb – numărul minim de corpuri din mecanism, $nb = 8$ corpuri, S - spațialitatea mecanismului, $S = 6$.

În urma calculelor efectuate se obține mobilitatea mecanismului $M = 1$.

Obiectivul mecanismului de comandă volet, conform invenției, îl constituie transmiterea mișcării de rotație, amplificarea forței, transmiterea și transformarea puterii mecanice de la elementul cinematic conducător (maneta 14 de acționare voleți) la elementul condus final (voleții de curbura fără șarniere pentru bordul de fugă 6 de pe aripi), precum și de mărire a portanței avionului la decolări și aterizări și în momente critice (economie de carburant sau terminarea carburantului sau motor care nu mai funcționează), avionul poate plana.

Figura 7 prezintă *meccanismul de comandă voleți cu voleții bracați într-o poziție intermediară*.

La stabilirea formei constructive a elementelor componente ale mecanismului de comandă voleți s-a avut în vedere forma aerodinamică a întregului produs și dimensiunile constructive ale acestuia.

În *etapa actuală de dezvoltare industrială în condițiile unei concurențe ridicate pe piața industriei aero*, fiecare constructor trebuie să - și dezvolte propria strategie.

Se caută să se diminueze cât mai mult intervalul de timp dintre conceperea (proiectarea) unei instalații și execuția acesteia.

În acest scop utilizarea calculatorului în toate etapele de proiectare și producție este o cerință de bază. Astfel se impune:

- *simularea în timp real a comportamentului dinamic pentru aceste instalații de comandă și control ale aeronavelor*
- *optimizarea prototipului virtual.*

Aeronavele trebuie să respecte condiții speciale de proiectare și execuție. Acestea se impun tuturor subansamblelor și componentelor.

O metodă unitară de modelare este cea a "sistemelor multicorp", MBS – Multi Body Systemes (SHABANA, A., Dynamics of Multibody Systems, Second edition Cambridge University Press USA, 1998).

Toate aceste mecanisme componente ale unei instalații de comandă și control sunt sisteme de corpuri supuse la restricții geometrice și cinematice în scopul transmiterii mișcării mecanice și a forței.

Modelul structural al mecanismului (schema structurală) conține elementele cinematice reprezentate simplificat și legăturile dintre ele. Unei scheme structurale i se pot asocia mai multe modele structurale MBS în funcție de numărul de corpuri considerat .

Pe această schemă se stabilește *mobilitatea mecanismului.*

În modelul structural MBS, algoritmul pentru un număr minim de corpuri este:

- Baza mecanismului reprezintă **corpul fix.**
- Elementele cinematice la care se introduce mișcarea sunt **Corpuri conducătoare.**
- Elemente cinematice a căror mărimi cinematico – dinamice se determină sunt **corpuri conduse.**
- Elementele cinematice cu mai mult de două cuple sunt **Corpuri complexe.**
- Elementele cinematice pe care se aplică forțe exterioare sunt **Corpuri active.**

În modelarea structurală MBS se cunosc foarte bine: schema structurală; elementele cinematice; cuplele cinematice; ordinea de legare; spațialitatea cinematică, S; mobilitatea mecanismului; spațiul forțelor - spațiul mișcării;

Din cinematica mecanismului rezultă sisteme de ecuații neliniare care se rezolvă doar prin metode numerice (exemplu softul MSC Adams).

Pentru verificarea și optimizarea mecanismului s-au modelat componentele acestuia cu softul Mechanical Desktop.

Simulările în acest caz au fost realizate cu succes cu softul MSC Adams în vederea studiului comportamentului cinematic și dinamic pentru prototiparea virtuală a întregului produs. Prototipul virtual este vital în faza timpurie de proiectare.

Prototipul virtual oferă date despre funcționare, înainte ca prototipul fizic să fie realizat. În faza aceasta se pot lua decizii de costuri și tehnologie de fabricație, material, manoperă.

Simularea prototipului virtual permite studiul comportamentului cinematic și dinamic, permite intervenția timpurie, modificarea și optimizarea întregului produs.

Prin aplicarea metodei MBS la avioanele ușoare se obțin date (pozițiile, vitezele, accelerațiile corpurilor și unghiurile de bracăj ale voleților) despre calitatea mișcării avionului.

Modelarea pe computer și prototiparea virtuală sunt instrumente de valoare pentru creație.

Aplicând un algoritm de prototipare virtuală, putem scurta distanța dintre creație și execuția prototipului fizic.

Prioritare sunt considerentele aerodinamice de optimizare funcțională a profilelor structurilor avionului și satisfacerea condițiilor restrictive legate de: rezistențe mecanice deosebite într-un interval larg de valori ale temperaturii ambientale, vibrații, rezistență la oboseală, rigiditate, greutate minimă și fiabilitate maximă.

Prin aplicarea metodei MBS și cu ajutorul softului MSC Adams s-a ajuns la concluzia ca voleții fără șarniere pentru bordul de fugă 6, *conform invenției*, pot braca până la unghiuri de maxim 70° , negative în jos față de coarda aripii.

Noutatea invenției constă în componenta mecanismului de comanda voletii al unui avion ușor, proiectarea unor voletii de curbură pentru bordul de fugă fără șarniere 6, proiectarea unei aripii 1 mediane și de forma dreptunghiulară și a cărei anvergură a aripiilor $L=(1,1...1,3)* L_f$, unde L_f este lungimea fuselajului, și care implicit mărește suprafața voleților ceea ce contribuie la mărirea portanței care permite decolarea și aterizarea într-un timp mai scurt și pe o distanță mai mică, precum și prin faptul că avionul poate plana în situații critice de zbor când motorul nu mai funcționează sau la nevoie pentru economie de carburant, ceea ce permite avionului ușor să se comporte și ca un motoplanor, precum și prin realizarea unor unghiuri de bracăj de maxim 70° , negative în jos față de coarda aripii, superioare soluțiilor clasice care realizează unghiuri de bracăj de 40° .

O influență asupra aerodinamicii avionului ușor și a greutății minime a acestuia o au și materialele utilizate pentru execuția acestuia.

Elementele componente principale ale avionului ușor, *conform invenției*, (exemplu: fuselaj, aripi, ampenaje, mecanisme de comandă voletii, eleroane) pot fi realizate din diverse materiale (de exemplu: duraluminiu sau materiale compozite) astfel încât să se obțină o aerodinamică bună și o greutate minimă a avionului.

Prin folosirea materialelor compozite se micșorează considerabil greutatea avionului, se îmbunătățește aerodinamica, se mărește rezistența mecanică și fiabilitatea acestuia.

BIBLIOGRAFIE

1. Brevet **GB 2 079 688 A/27.01.1982**, Frans Willem de Haan, Cornells Adrianus Breedveld, „*Aircraft fitted with wing trailing edge flaps actuated by six-bar mechanisms*”.
2. DUDIȚĂ, FI ., DIACONESCU, D., GOGU, Gr., *Mecanisme*, Universitatea din Brașov, 1989.
3. POSTELNICU, A., *Profile aerodinamice*, Universitatea Transilvania din Brașov, 1997.
4. SHABANA, A., *Dynamics of Multibody Systems*, Second edition Cambridge University Press USA, 1998.
5. VIȘA, I., ALEXANDRU, P., TALABĂ, D., ALEXANDRU, C., *Proiectarea funcțională a Mecanismelor – Metode clasice și moderne*, Editura Lux Libris Brașov, 2004.
6. Zlin Aircraft, *Maintenance Manual*.

REVENDICĂRI

1. **Avion ușor, conform invenției**, alcătuit din două aripi (1), un plan central fuselaj (2), un coif al elicei (3), un fuselaj anterior (4), două eleroane (5), o cabina (7), un profundor (8), o deriva (9), o direcție (10), un fuselaj posterior (11), un stabilizator (12), un fuselaj central tronsonul al 2-lea (13), ce are ca domenii de utilizare aviația sportivă și de agrement și cu capacitate de maxim două locuri, **caracterizat prin aceea că** este alcătuit din aripi (1) mediane de formă dreptunghiulară și având în secțiune un profil asimetric și anvergura $L=(1,1 \dots 1,3)*L_f$ și voleți de curbura fără șarniere pentru bordul de fugă (6), câte unul pe fiecare aripă, având forme profilate aerodinamice.
2. **Avion ușor, conform revendicării 1, caracterizat prin aceea că** este un motoplanor cu aripile (1) mediane de formă dreptunghiulară cu profil asimetric în secțiune și cu anvergura $L=(1,1 \dots 1,3)*L_f$, planând în situații critice de zbor când motorul nu mai poate funcționa sau în situația în care motorul este oprit ceea ce permite economie de carburant.
3. **Mecanism de comandă voleți al unui avion ușor, instalat în structura fuselajului central și a aripilor unui avion ușor, conform invenției, caracterizat prin aceea că** este alcătuit dintr-o manetă (14) de acționare voleți, care transmite mișcarea de rotație prin intermediul tubului de torsiune (14') la elementele cinematice de acționare (16), la corpurile complexe de legătură (17), care transmite mișcarea de rotație pe de o parte la voleții pentru bordul de fugă fără șarniere (6), iar pe de alta parte elementele cinematice de legătură (19) transmit mișcarea între corpurile complexe de legătură (17) și brațele oscilante (20), iar elementele cinematice (18) transmit în final mișcarea de la brațele oscilante (20) la voleții de curbura fără șarniere pentru bordul de fugă (6), realizându-se astfel transmiterea mișcării de rotație, amplificarea forței și transmiterea puterii mecanice de la maneta (14) de acționare voleți la voleții de curbura fără șarniere pentru bordul de fugă (6), obținându-se unghiuri de braț de până la 70° corespunzătoare unui regim de zbor performant caracteristic acestor aeronave care pot decola și ateriza pe o distanță scurtă și într-un timp redus.
4. **Mecanism de comandă voleți al unui avion ușor, conform revendicării 3, caracterizat prin aceea că** elementele cinematice de legătură (19, 18) sunt dispuse sub un anumit unghi cu valori cuprinse între $(0^{\circ} \dots 90^{\circ})$ față de corpurile complexe de legătură (17) și brațele oscilante (20), respectiv față de voleții de curbura fără șarniere pentru bordul de fugă (6) și brațele oscilante (20).

45

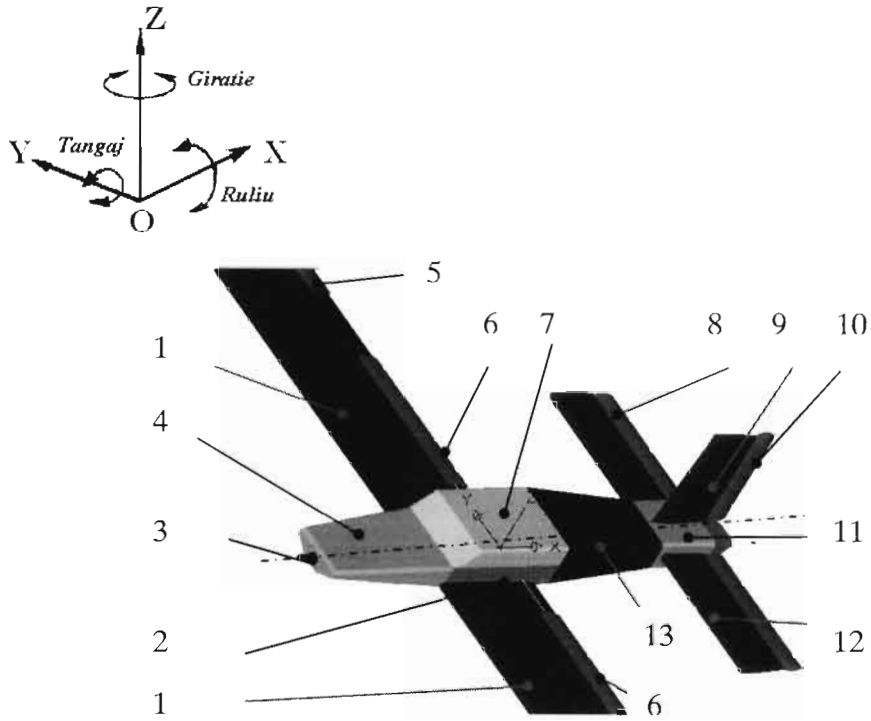


Fig. 1

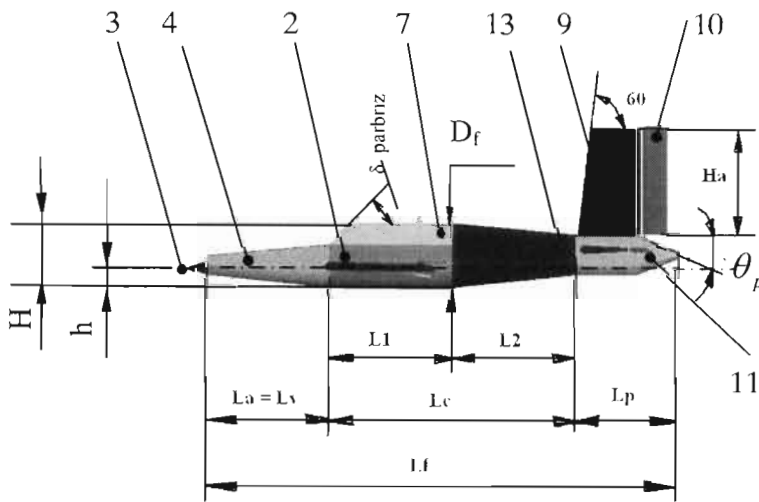


Fig. 2

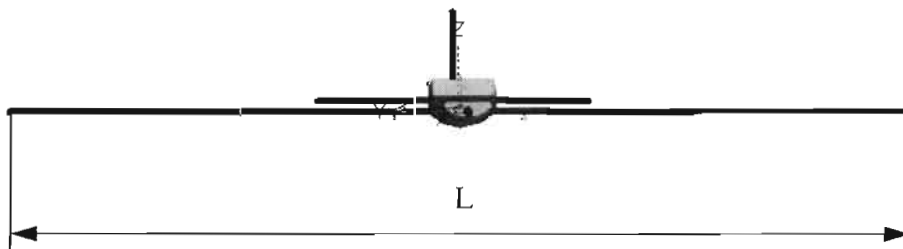


Fig. 3

Ghina Ghina

[Signature]

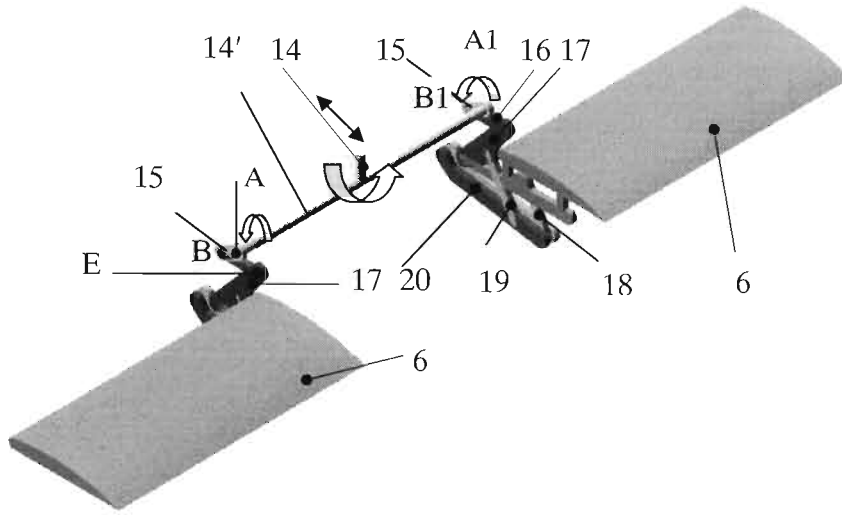


Fig. 4

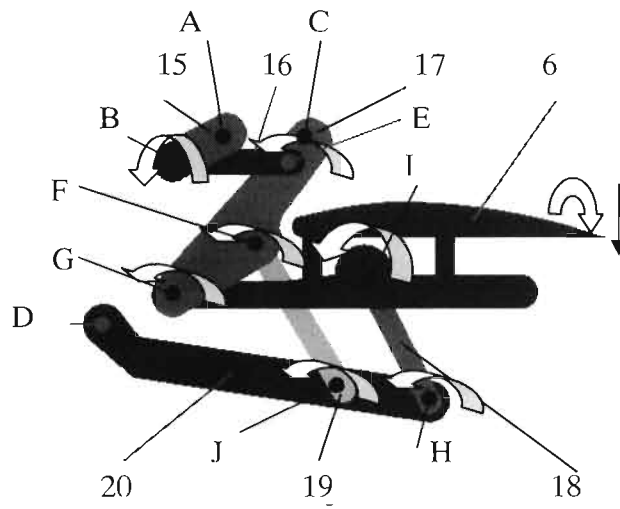


Fig. 5

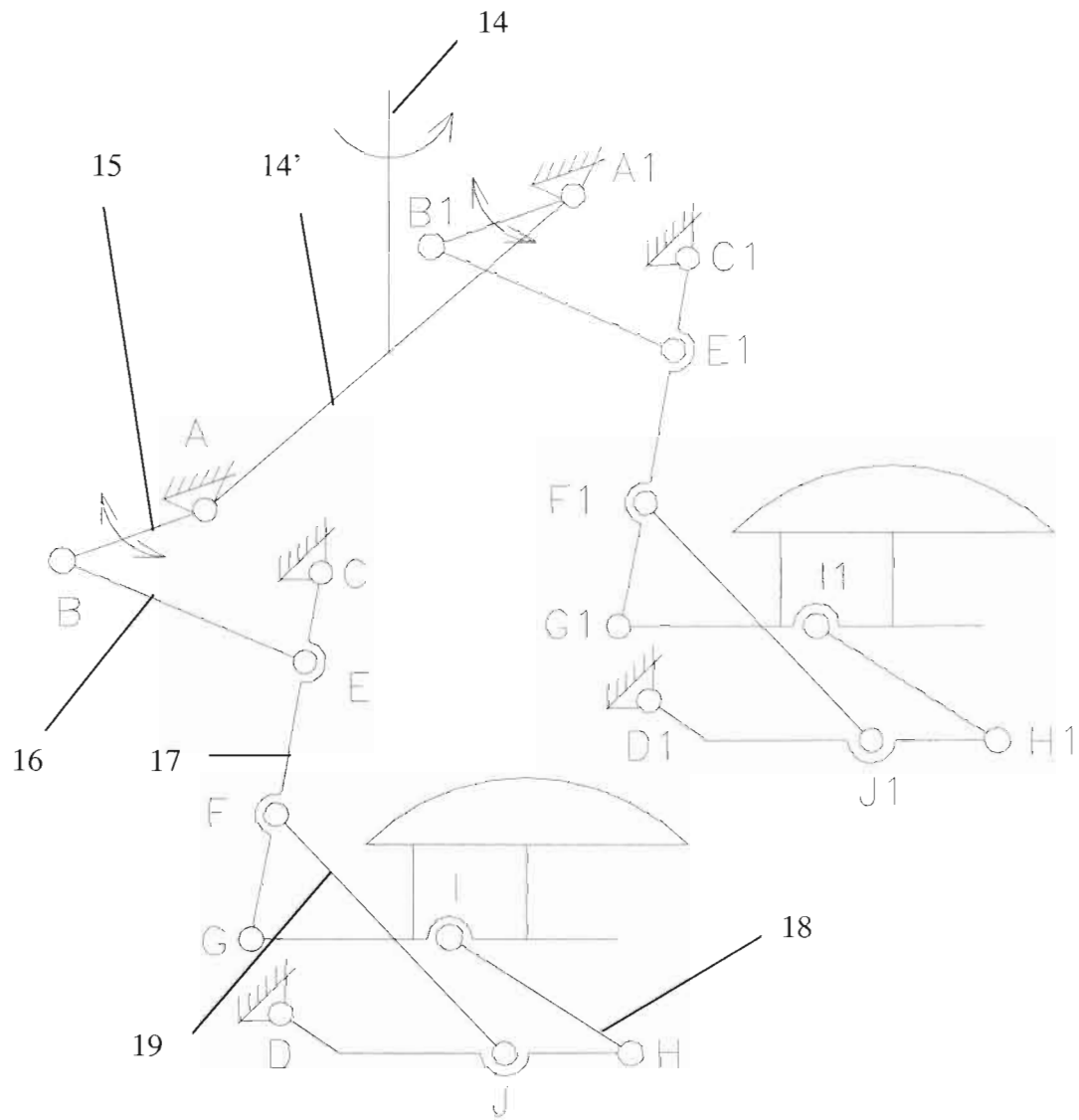


Fig. 6

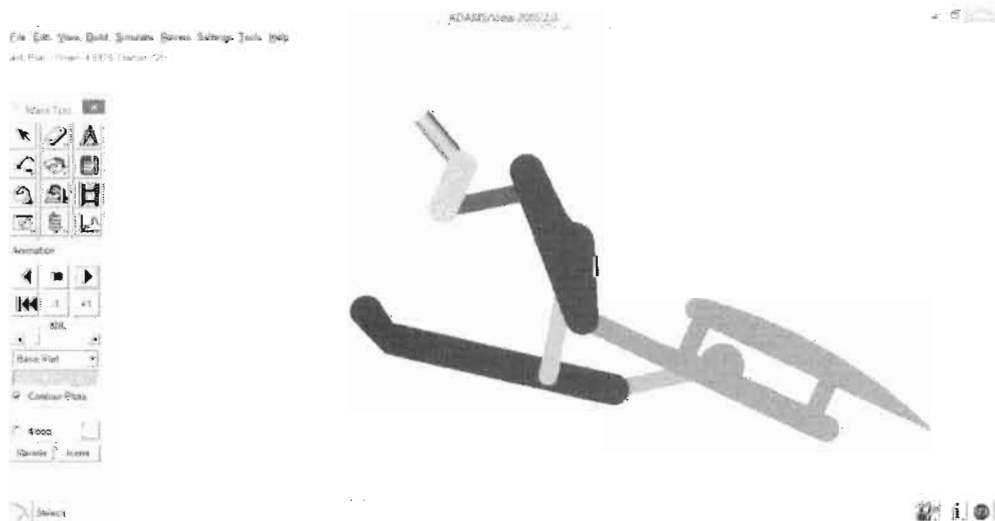


Fig. 7

18 *John Gray* *John Gray*