

ITALIAN PATENT OFFICE

Document No.

102012902013940A1

Publication Date

20130717

Applicant

NOVOTECH - ADVANCED AEROSPACE TECHNOLOGY - S.R.L.

Title

CONVERTIPLANO DA PLURIMPIEGO.

CONVERTIPLANO DA PLURIMPIEGO

DESCRIZIONE

La presente invenzione è relativa al campo dell'aviazione generale e può essere applicata indistintamente sia per aerei con pilota a bordo, sia per aerei altamente automatizzati senza pilota a bordo (UAV).

Nel campo dell'aviazione è noto l'aeroplano convertibile V22 Osprey sviluppato dalle industrie aeronautiche Bell Helicopter Textron e Boeing. Bell Helicopter Textron hanno inoltre anche sviluppato un aereo senza pilota TR918 Eagle Eye il quale ha uno schema aeromeccanico simile al V22 Osprey. (Grande Enciclopedia Illustrata "Aerei ed Elicotteri di tutto il mondo" DeAgostini).

Gli svantaggi di un aeroplano convertibile tipo V22 Osprey ,sono i seguenti:

- a) i due pesanti motori sono installati alle estremità alari, l'apertura alare è uguale alla distanza tra asse dei motori; questo fatto richiede una grande rigidità della struttura alare aumentando considerevolmente il peso della struttura.
- b) L'apertura alare in questo sistema aeromeccanico del tipo Osprey deve essere forzosamente non estesa sopra un certo limite . Se l'apertura alare supera questo limite il problema delle vibrazioni aeroelastiche diventa non risolvibile.
- c) Il sistema tipo Osprey non ha capacità di atterrare con asse dei rotori in posizione orizzontale come può fare un aereo di schema normale.
- d) In volo verticale ala fa ostacolare di flusso dai rotori.
- e) Il sistema tipo Osprey ha possibilità molto limitata di compensare variazione della posizione del centro di gravità. Il controllo di beccheggio, rollio, spostamenti laterali e longitudinali in volo verticale può essere effettuato soltanto attraverso di regolazione della spinta dei rotori e controllo del angolo di posizionamento delle asse dei rotori. Il sistema non ha altri mezzi di controllo. Questo fatto limita significativamente il precisione di controllo del posizionamento del aereo in volo verticale o quasi verticale.

Un altro ben noto tipo di sistema del aeroplano convertibile è Canadair CL-84 (http://en.wikipedia.org/wiki/Canadair_CL-84). Gli svantaggi di un aeroplano convertibile tipo Canadair CL-84 ,sono i seguenti:

- 1. Ala ,quale ruota insieme con i due rotori in piano longitudinale, non può produrre portanza utile in volo di transizione , in quale i due rotori hanno posizione quasi verticale.
- 2. Il rotore posteriore ,quale svolge ruolo di equilibratore in volo verticale e in transizione, è inutile in volo orizzontale.

3. Spostamento laterale in volo verticale richiede necessariamente effettuare il rollio a certo angolo.

In Pubblicazione Internazionale PCT Numero WO 2007/110833 A1 il sistema del aeroplano convertibile con due rotori coassiali contro-rotanti è descritta. Gli svantaggi di un aeroplano convertibile di questo tipo sono seguenti:

1. Centro di rotore deve essere molto vicino del centro di gravità in piano orizzontale .
2. Questo tipo del sistema può essere applicata soltanto per aereo leggero perché il rotore unico deve avere diametro abbastanza grande per sollevare aereo pesante. In questo caso schema di elicottero è preferibile.

La presente invenzione ha l'obiettivo di risolvere problematiche tecniche dell'aeroplano convertibile e provvedere con schema aeromeccanico del convertiplano quale libera dagli svantaggi sopramenzionati.

Tale problema viene risolto principalmente da un apparato secondo la rivendicazione 1.

La presente invenzione fornisce alcuni rilevanti vantaggi. Uno dei vantaggi principali è che l'invenzione consente di aumentare l'efficienza e la sicurezza dell'aeroplano convertibile. La presente invenzione prevede che la posizione di baricentro dell'aeroplano può variare significativamente e non causare problemi di stabilità in volo verticale o in transizione dal volo verticale a volo orizzontale e vice versa.

Altri vantaggi, caratteristiche e modalità di impiego della presente invenzione risulteranno evidenti dalla seguente dettagliata descrizione di alcune sue forme di realizzazione presentate a scopo esemplificativo e non limitativo.

Verrà fatto riferimento alle figure dei disegni allegati in cui:

- La Figura 1 mostra una vista in pianta di una prima forma di realizzazione dell'aeroplano convertibile con tre motori.
- La Figura 2 mostra una vista laterale di una prima forma di realizzazione dell'aeroplano convertibile con tre motori.
- La Figura 3 mostra una vista frontale di una prima forma di realizzazione dell'aeroplano convertibile con tre motori.
- La Figura 4 mostra una vista in pianta di una seconda forma di realizzazione dell'aeroplano convertibile con tre motori.
- La Figura 5 mostra una vista laterale di una seconda forma di realizzazione dell'aeroplano convertibile con tre motori.
- La Figura 6 mostra una vista frontale di una seconda forma di realizzazione dell'aeroplano convertibile con tre motori.

Con riferimento alle Figure da 1 a 3, osserviamo una prima forma di realizzazione dell'aeroplano convertibile con tre motori che comprende principalmente:

una fusoliera 1 , un ala trapezoidale 2, i due rotori anteriori contro-rotanti 3,4 e un rotore posteriore 6. I rotori anteriori sono installati prima del ala alla due estremità della trave rotante anteriore 5d e 5s. Trave 5d e 5s hanno collegamento rigido tra loro attraverso asse comune perpendicolare al asse di fusoliera 1. Servo meccanismo (installato nel fusoliera) provvede rotazione delle trave 5d e 5s al angolo $\omega_{1,2}$ inclinando vettore della spinta (dei questi rotori) in piano verticale longitudinale. I due motori dei rotori anteriori sono collegati con trave 5d e 5s attraverso le due scatole delle cerniere 15,16. Le asse delle cerniere 15,16 sono perpendicolari al asse comune delle trave 5d e 5s. Con aiuto dei servo meccanismi i due rotori anteriori possono girare rispetto alle asse delle cerniere 15,16 , inclinando vettori di spinta alle angoli γ_1 e γ_2 in piano che include asse della trave rotante anteriore e asse della cerniera 15 per γ_2 o 16 per γ_1 . Il rotore posteriore 6 con suo motore è installato attraverso la scatola della cerniera 17 al centro della trave rotante posteriore 7. Asse della questa trave è collegata attraverso le due cerniere con i due bracci simmetrici 8,9 della struttura del impennaggio 10. La trave 7 si gira con aiuto dei servo meccanismi installati nel bracci 8,9 , inclinando vettore di spinta del rotore posteriore 7 al angolo ω_3 in piano verticale longitudinale. Asse della cerniera 17 è perpendicolare al asse della trave 7. Con aiuto del servo meccanismo scatola della cerniera 17 si gira, inclinando vettore di spinta del rotore posteriore 6 al angolo γ_3 in piano, quale include asse della trave rotante posteriore e asse della cerniera 17 (in volo verticale questo piano è piano verticale laterale, vedi Fig.3). I due stabilizzatori rotanti 11,12 ed i due timoni rotanti 13,14 sono installati attraverso delle suoi asse alle due bracci simmetrici 8,9 della struttura fissa del impennaggio 10.

In una prima forma di realizzazione dell'aeroplano convertibile un motore di combustione interna 18 con alternatore 19 e apparecchio 20 per gestione della potenza elettrica stati installati nel parte posteriore della fusoliera (vedi Fig.1). Il motore 18 con alternatore 19 produce della potenza elettrica, quale è necessaria per propulsione e ricarica delle batterie elettrici in volo orizzontale.

Consideriamo un esempio di aeroplano convertibile in una prima forma di realizzazione : UAV (velivolo senza pilota) , quale ha caratteristiche seguenti:

Peso del aeroplano a decollo verticale....26kg

Durata di volo.....12-24 ore

Velocità a crociera...72km/ora

Apertura alare...3,6 m

Area di ala...1,04 m^2

Lunghezza di fusoliera...1,6 m

Carico utile....video camere EO/IR/SWIR

Motori elettrici...3xHimax HC6332-230

Diametro di elica....19"

Spinta totale massima $3Tm=36,9$ kgf

Unità di potenza ibrido elettrica :

-motore ASP180AR

-alternatore Sullivan S675-500

-batterie elettrici LiPo 12S, peso 4kg

Consumo di potenza a crociera....620W

Con riferimento alle Fig. 1,2,3 consideriamo controllo dell'aeroplano convertibile in una prima forma di realizzazione.

In volo verticale a punto fisso spinta dei tre motori deve essere uguale :

$$T_1 = T_2 = T_3 = T; \quad T = \frac{1}{3}G, \text{ dove } G \text{ è peso dell'aeroplano.}$$

Distanze dal centro di gravità dell'aeroplano al asse delle trave rotante anteriore l_{12} e posteriore l_3 devono essere scelte in rispetto di seguente relazione tra loro : $l_3 = 2l_{12}$.

Angoli di inclinazione delle tre vettori di spinta devono essere uguali a zero :

$$\omega_{1,2} = \omega_3 = 0; \quad \gamma_1 = \gamma_2 = \gamma_3 = 0.$$

Consideriamo forze e momenti disturbanti e azioni di controllo, necessarie per compensare disturbi e tenere aeroplano in equilibrio :

$$X_d = \frac{G}{g} \frac{d^2 x}{dt^2} + 3T\omega_r$$

$$Y_d = \frac{G}{g} \frac{d^2 y}{dt^2} + 2T\gamma_{r1,2} + T\gamma_{r3}$$

$$Z_d = \frac{G}{g} \frac{d^2 z}{dt^2} + \delta T_1 + \delta T_2 + \delta T_3$$

$$M_{dx} = I_x \frac{d^2 \phi}{dt^2} + (\delta T_1 - \delta T_2)a$$

$$M_{dy} = I_y \frac{d^2 \theta}{dt^2} + (\delta T_1 + \delta T_2)l_{12} - \delta T_3 l_3$$

$$M_{dz} = I_z \frac{d^2 \beta}{dt^2} + (2T\gamma_{r1,2})l_{12} - (T\gamma_{r3})l_3$$

X_d, Y_d, Z_d sono forze disturbanti in direzioni delle asse x, y, z .

M_{dx}, M_{dy}, M_{dz} sono momenti disturbanti in rispetto delle asse x, y, z .

I_x, I_y, I_z sono momenti inerziali dell'aeroplano in rispetto delle asse x, y, z .

$\omega_r, \gamma_{r1,2}, \gamma_{r3}$ sono reazione di controllo con inclinazione delle vettori di spinta dei tre rotori al angoli indicati.

$\delta T_1, \delta T_2, \delta T_3$ sono reazione di controllo con variazione delle spinte dei tre rotori.

Variazione delle spinte dei tre rotori possono essere eseguiti usando meccanismi di variazione del passo della elica per ogni rotore, perché controllo di RPM ha intrinseco ritardo.

Da questi equazione segue che forza disturbante in direzione x può essere compensata con inclino delle trave rotanti (anteriore e posteriore) al angolo $\omega_r = \frac{X_d}{3T}$. In assenza di forza X_d inclino delle trave rotanti (anteriore e posteriore) al angolo ω produce accelerazione e spostamento in direzione x .

Forza disturbante laterale e momento disturbante rispetto asse verticale z possono essere compensati con inclinazione delle vettori di spinta anteriori al angolo $\gamma_{r1,2}$ e inclinazione del vettore di spinta posteriore al angolo γ_{r3} :

$$\gamma_{r1,2} = \frac{1}{3} \left(\frac{Y_d}{T} + \frac{M_{dz}}{2Tl_{12}} \right)$$

$$\gamma_{r3} = \frac{1}{3} \left(\frac{Y_d}{T} - \frac{M_{dz}}{Tl_{12}} \right)$$

In assenza di forza Y_d e momento M_{dz} inclinazione dei vettori di spinta al angolo $\gamma_{1,2} = \gamma_3$ produce accelerazione e spostamento in direzione y , invece inclinazione dei vettori di spinta al angoli $\gamma_{1,2} = -\gamma_3$ produce accelerazione e spostamento angolare (rotazione del aeroplano) in rispetto della asse z .

Forza disturbante in direzione verticale z e momenti disturbanti in rispetto delle asse x e y possono essere compensati con variazione delle spinte dei tre rotori:

$$\delta T_1 = \frac{1}{3} Z_d + \frac{M_{dx}}{2a} + \frac{M_{dy}}{6l_{12}}$$

$$\delta T_2 = \frac{1}{3} Z_d - \frac{M_{dx}}{2a} + \frac{M_{dy}}{6l_{12}}$$

$$\delta T_3 = \frac{1}{3} Z_d - \frac{M_{dy}}{3l_{12}}$$

In assenza di forza Z_d e dei momenti M_{dx}, M_{dy} :

a) $\delta T_1 = \delta T_2 = \delta T_3$, produce accelerazione e spostamento in direzione z .

b) $\delta T_3 = 0; \delta T_1 = -\delta T_2$, -produce rotazione in rispetto della asse x .

c) $\delta T_1 = \delta T_2 = -\delta T_3$, -produce rotazione in rispetto della asse y .

Possiamo concludere che aeroplano convertibile secondo la presente invenzione in volo verticale può essere controllato in 6 gradi di libertà attraverso dei 6 canali di controllo:

incluso tre valori di spinta (per tre motori) , angolo ω di rotazione delle trave 5d,5s,7 (uguale per trave anteriore 5d e 5s e trave posteriore 7), angolo di inclinazione del vettore di spinta del rotore posteriore in piano verticale laterale γ_3 , angolo di inclinazione dei due vettori di spinta dei rotori anteriori in piano verticale laterale $\gamma_1 = \gamma_2 = \gamma_{1,2}$.

Consideriamo la transizione dal volo verticale in volo orizzontale . Supponiamo che in fase di volo verticale il aeroplano già raggiunto una quota che supera 15m (quota di un ostacolo standard) . Supponiamo che peso del aeroplano G a decollo verticale non supera di 70% della spinta totale massima dei tre rotori ($3Tm$) . Per angolo $\omega = 30^\circ$ componente di spinta in direzione verticale è uguale $0,866 (3T)$. Questo componente

deve essere uguale G . Quindi $\frac{3T}{G} = 1,155$, dove $3T$ è spinta totale in fase della

transizione . Componente della spinta in direzione orizzontale è uguale $0,5(3T) = 0,577G$. Componente orizzontale della spinta produce abbastanza grande accelerazione orizzontale del aeroplano. In momento iniziale questa accelerazione è uguale $5,66 \frac{m}{sec^2}$. In 4 secondi aeroplano convertibile (in una prima forma di

realizzazione UAV) può avere la velocità di 77 km/ora, quale è sufficiente per volo orizzontale . Dopo di che angolo ω deve essere aumentato e raggiunge 90° , in lo stesso tempo spinta totale dei tre rotori deve essere diminuita a valore, quale corrisponde a volo orizzontale a crociera.

Transizione dal volo orizzontale al volo verticale richiede rotazione delle trave 5d,5s,7 al angolo $\omega = 0$, aumentando spinta totale a valore $3T = G$. Per accorciare distanza di decelerazione è possibile usare angoli ω negativi, aumentando spinta totale per tenere equilibrio in asse verticale. Tempo necessario per decollo verticale e transizione in volo orizzontale di UAV convertibile è meno di 15 sec. Lo stesso tempo è necessario per transizione dal volo orizzontale in volo verticale e atterraggio . Durata massima di volo verticale a punto fisso per UAV convertibile è 12 minuti, usando batterie elettrici con ricarica successiva.

Aeroplano convertibile secondo la presente invenzione può eseguire decollo come aeroplano di schema normale e in questo caso aeroplano convertibile può accorciare distanza di decollo , inclinando vettore di spinta totale al un angolo ω ottimale, quale provvede distanza minima di decollo. Ottimale valore di ω è possibile ottenere dal formula seguente :

$$\omega = \arccos\left(\frac{G}{3T} \pm \sqrt{\left(\frac{G}{3T}\right)^2 - 1}\right)$$

Questa formula stata derivata dal integrazione delle equazione di moto, minimizzando distanza di decollo.

UAV convertibile secondo la presente invenzione può decollare con angolo $\omega=30^\circ$, avendo peso a decollo più grande di 25% e distanza di decollo 2,6 volte più corta in comparazione con decollo tradizionale come aeroplano di schema normale.

Con riferimento alle Figure da 4 a 6, osserviamo una seconda forma di realizzazione dell'aeroplano convertibile con tre motori che comprende principalmente:

una fusoliera 101, un ala trapezoidale 102, i due rotori anteriori contro-rotanti 103,104 e un rotore posteriore 114. I rotori anteriori sono installati prima del ala alla due estremità della trave rotante anteriore 105 e 106. Trave 105 e 106 hanno collegamento rigido tra loro attraverso asse comune perpendicolare al asse di fusoliera 101. Servo meccanismo (installato nel fusoliera) provvede rotazione delle trave 105 e 106 al angolo $\omega_{1,2}$ inclinando vettore della spinta (dei questi rotori) in piano verticale longitudinale. I due motori dei rotori anteriori sono collegati con trave 105 e 106 attraverso le due scatole delle cerniere 150,160. Le asse delle cerniere 150,160 x_1, x_2 sono perpendicolari al asse comune delle trave 105 e 106. Con aiuto dei servo meccanismi i due rotori anteriori possono girare rispetto alle asse delle cerniere 150,160, inclinando vettori di spinta alle angoli γ_1 e γ_2 in piano che include asse della trave rotante anteriore e asse della cerniera 150 per γ_2 o 160 per γ_1 . Il rotore posteriore 114 con suo motore 119 è installato attraverso la scatola della cerniera 115 al centro della trave rotante posteriore 107. Asse della questa trave è collegata attraverso le due cerniere con i due bracci simmetrici 108,109 della struttura del impennaggio. La trave 107 si gira con aiuto dei servo meccanismi installati nel bracci 108,109, inclinando vettore di spinta del rotore posteriore 114 al angolo ω_3 in piano verticale longitudinale. Asse della cerniera 115 è perpendicolare al asse della trave 107. Con aiuto del servo meccanismo scatola della cerniera 115 si gira, inclinando vettore di spinta del rotore posteriore 114 al angolo γ_3 in piano, quale include asse della trave rotante posteriore e asse della cerniera 115 (in volo verticale questo piano è piano verticale laterale). I due stabilizzatori rotanti 110,111 ed i due timoni rotanti 112,113 sono installati attraverso delle suoi asse alle due bracci simmetrici 108,109 della struttura fissa del impennaggio. In seconda forma di realizzazione aeroplano convertibile è anfibia (Fig.4,5,6), quale comprende componente 116 della struttura di fusoliera. Componente 116 ha volume sufficiente per sostenere aeroplano in acqua. Quattro carrelli 117 sono retrattili. In volo carrelli 117 sono retratti dentro di nicchie nel struttura 116. Fusoliera 101 ha cabina dei piloti e compartimento 120, quale può essere usato per trasporto dei passeggeri, cargo o come spazio per ambulanza volante.

Consideriamo un esempio di aeroplano convertibile in una seconda forma di realizzazione : aeroplano anfibia, quale ha caratteristiche seguenti:

Peso a decollo verticale6500kg

Numero dei piloti e passeggeri ...2+16

Motori turbo-elica3xPW123B

Spinta totale massima a decollo verticale.....7640kg

Velocità a crociera720km/ora

Altitudine a crociera.....8-9 km

Distanza di volo3000 km

Apertura alare16m

Lunghezza di fusoliera ...11,5m

Diametro di fusoliera2m

Diametro della elica2,8m

Controllo dei vettori di spinta ...in piano longitudinale e in piano laterale.

Aeroplano anfibia con decollo e atterraggio verticale non deve avere struttura di fusoliera simile a nave come anfibia tradizionale . Cariche a fusoliera durante decollo e atterraggio verticale in acqua possono essere molto diminuite in comparazione con idrovolanti esistenti.

Conclusione

Aeroplano convertibile secondo la presente invenzione fornisce vantaggi significativi in prima e seconda forma di realizzazione. I tre rotori con vettori di spinta controllabili provvedono stabilità e sicurezza dell'aeroplano in volo verticale e in fase di transizione dal volo verticale in volo orizzontale. Stata dimostrata grande efficienza di controllo dell'aeroplano convertibile secondo la presente invenzione in presenza delle forze e momenti disturbanti. Aeroplano convertibile secondo la presente invenzione può avere abbastanza grandi variazioni della posizione di baricentro . Ala libera e fissa funziona efficiente in fase di transizione . In fase di transizione interferenza aerodinamica tra ala e rotori è trascurabile . Aeroplano convertibile secondo la presente invenzione può essere realizzato in una nuova forma di aereo anfibia, quale può decollare e atterrare in qualsiasi posto non preparato.

RIVENDICAZIONI

1. Aeroplano convertibile comprendente:

- una fusoliera (1);
- un'ala trapezoidale (2);
- due rotori anteriori contro-rotanti (3, 4), i quali, insieme con motori, sono installati in posizione prima dell'ala alle due estremità di una trave rotante anteriore (5), l'asse di rotazione (in un piano verticale-longitudinale) di questa trave è perpendicolare all'asse di fusoliera;
- un rotore posteriore (6), il quale, insieme con un motore, è installato al centro di una trave rotante posteriore (7), l'asse di rotazione (in un piano verticale-longitudinale) di questa trave è perpendicolare all'asse di fusoliera;
- una cerniera di rotazione della trave rotante anteriore (5), installata nella parte superiore della sezione della fusoliera,
- due cerniere di rotazione della trave rotante posteriore (7), installate in due bracci simmetrici (8, 9) della struttura fissa di impennaggio(10), la quale ha collegamento rigido con la parte posteriore della fusoliera;
- due stabilizzatori rotanti (11, 12) e due timoni rotanti (13,14), presentanti cerniere di rotazione fissate nei due bracci simmetrici (8, 9) della struttura fissa di impennaggio (10),

in cui le due trave rotanti (5,7), gli stabilizzatori (11,12) ed i timoni (13,14) hanno servo-meccanismi di rotazione ,i quali sono installati in fusoliera e nei bracci della struttura fissa di impennaggio, i rotori (3, 4, 6) hanno servo-meccanismi per il controllo del passo variabile della elica, i quali sono installati alla parti frontali dei castelli dei motori; ogni rotore (3, 4, 6), insieme con il suo motore, è installato alla trave rotante corrispondente attraverso una cerniera corrispondente (15, 16, 17), il quale asse è perpendicolare all'asse di rotazione della trave rotante, inoltre ogni cerniera (15,16,17) è dotata di servo-meccanismo di rotazione.

2. Aeroplano convertibile secondo la rivendicazione precedente, nel quale i motori sono motori tipo turbo-elica.
3. Aeroplano convertibile secondo la rivendicazione 1, nel quale i motori sono motori elettrici, preferibilmente alimentati da batterie elettriche.
4. Aeroplano convertibile secondo la rivendicazione precedente, comprendente un motore di combustione interna (18), o un motore di tipo turbo-asse, il quale è installato dentro parte posteriore della fusoliera con mezzi di raffreddamento, scarica del gas, isolamento termico e acustico, un alternatore (19), il quale è installato sull'asse del motore (18) e collegato elettricamente con un'unità di gestione della potenza elettrica (20), la quale è collegata elettricamente con i motori elettrici dei rotori, le batterie elettriche, servo-meccanismi e apparecchi radio-elettronici di bordo.

5. Aeroplano convertibile secondo la rivendicazione 2, comprendente una fusoliera (101) con cabina dei passeggeri (120), un componente natante (116) della struttura di fusoliera, il quale ha volume galleggiante uguale al peso di aeroplano a decollo verticale.
6. Aeroplano convertibile secondo una qualsiasi delle rivendicazioni precedenti, comprendente una sistema di controllo, il quale consiste nei nove canali di controllo seguenti:
 - a) rotazione simmetrica dei due timoni (13,14),
 - b) rotazione simmetrica dei due stabilizzatori (11,12),
 - c) rotazione antisimmetrica dei due stabilizzatori (11,12),
 - d) tre canali di variazione della spinta per ogni rotore (3,4,6),
 - e) rotazione simmetrica delle trave anteriore e posteriore (5s,5d,7) di un angolo ω ,
 - f) rotazione simmetrica dei tre rotori (3,4,6) sulle loro cerniere (15,16,17) di un angolo γ in un piano perpendicolare al piano verticale longitudinale, il quale contiene l'asse di rotazione della trave anteriore e posteriore (5s,5d,7) e l'asse di cerniera del rotore corrispondente,
 - g) rotazione dei due rotori anteriori (3,4) sulle loro cerniere (15,16) di un angolo γ in un piano perpendicolare al piano verticale longitudinale, il quale contiene l'asse di rotazione della trave anteriore (5s,5d)) e l'asse di cerniera del rotore corrispondente (3,4), e
 - h) rotazione di rotore posteriore (6) sulla cerniera (17) di un angolo opposto: $-\gamma$ in un piano perpendicolare al piano verticale longitudinale, il quale contiene l'asse di rotazione della trave posteriore (7) e l'asse di cerniera (17) del rotore posteriore.

CLAIMS

1. A convertible airplane, comprising :
 - a fuselage (1);
 - trapezoidal wing (2);
 - two fore counter rotating rotors (3, 4), that are installed (together with engines) in longitudinal position before the wing on the two ends of the fore rotating beam (5), which axis of rotation in vertical-longitudinal plane is perpendicular to the fuselage longitudinal axis;
 - an aft rotor (6), that is installed (together with engine) in the centre of the aft rotating beam (7), which axis of rotation in vertical-longitudinal plane is perpendicular to the fuselage longitudinal axis;
 - a cylindrical hinge of the fore rotating beam (5), that is installed on the upper part of the fuselage section,
 - two cylindrical hinges of the aft rotating beam (7), that are installed in the two symmetric arms (8, 9) of the fixed structure of the tail unit (10), that is attached rigidly to the aft part of the fuselage ;
 - two rotating horizontal stabilizers (11, 12) and two rotating vertical stabilizers (13,14), that have hinges of rotation that are installed in the in the two symmetric arms (8, 9) of the fixed structure of the tail unit (10);
 - wherein two rotating beams (5,7), two rotating horizontal stabilizers (11, 12) and two rotating vertical stabilizers (13,14) are equipped with rotation servo mechanisms , providing that servo mechanism of the beam (5) is installed in the fuselage and servo mechanisms of the aft rotating beam are installed in the two symmetric arms (8, 9) of the fixed structure of the tail unit (10); the rotors (3, 4, 6) are equipped with servo mechanisms for the propeller pitch control , providing that these servo mechanisms are installed on the front part of the each engine frame ; each rotor (3, 4, 6) together with his engine is installed on the corresponding rotating beam through the corresponding hinge (15, 16, 17), which axis is perpendicular to the axis of the rotation of the corresponding rotating beam and each hinge (15, 16, 17) is equipped with rotation servo mechanism.
2. A convertible airplane according to claim 1, wherein rotors and engines are the turboprop type .
3. A convertible airplane according to claim 1, wherein electric motors are installed instead of the engines and power supply of these electric motors is provided, preferably, by the electric batteries.
4. A convertible airplane according to claim 3, wherein in the aft part of the fuselage is installed engine (18), that is or internal combustion piston type engine or turbo-shaft engine, including the cooling devices, gas exhaust devices , thermal and acoustic isolation; and electric power generator (19) that is installed on the shaft of the engine (18) and is connected electrically with electric power management unit (20), which is connected electrically with electric batteries, propulsive electric motors, servo mechanisms and on board radio and electronic devices.

5. A convertible airplane according to claim 2 , wherein the fuselage (101) contains the passenger's cabin (120) , floatage component (116) of the fuselage structure ,which displacement tonnage is equal to airplane vertical take off weight.

6. A convertible airplane according to any of claims 1 to 5 , which is comprising the control system that have following nine control channels :
 - a) symmetric rotation of the two vertical stabilizers (13,14),
 - b) symmetric rotation of the two horizontal stabilizers (11,12),
 - c) anti-symmetric rotation of the two horizontal stabilizers (11,12),
 - d) three control channels of the individual thrust of each rotor(3,4,6),
 - e) symmetric rotation of the fore beam (parts 5s, 5d) and aft beam (7) at the one angle ω ,
 - f) symmetric rotations of the fore rotors (3,4) and aft rotor (6) inside their hinges (15,16,17) at one angle γ in the two paralell planes that are perpendicular to the vertical-longitudinal plane and are containing the axis of rotation of the fore beam (5) or axis of rotation the aft beam (7) and axis of the hinge (15 or 16 or 17) of the corresponding rotor,
 - g) rotation of the two fore rotors (3,4) inside their hinges (15,16) at the angle γ in the plane that is perpendicular to the vertical-longitudinal plane and is containing the axis of rotation of the fore beam (5) and axes of the hinges (15,16) and rotation of the aft rotor (6) inside the hinge (17) at the angle: $-\gamma$, that is equal to the angle two fore rotors rotation and has opposite sign, providing this rotation in plane that is perpendicular to the vertical-longitudinal plane and is containing the axis of rotation of the aft beam (7) and axis of the hinge (17).

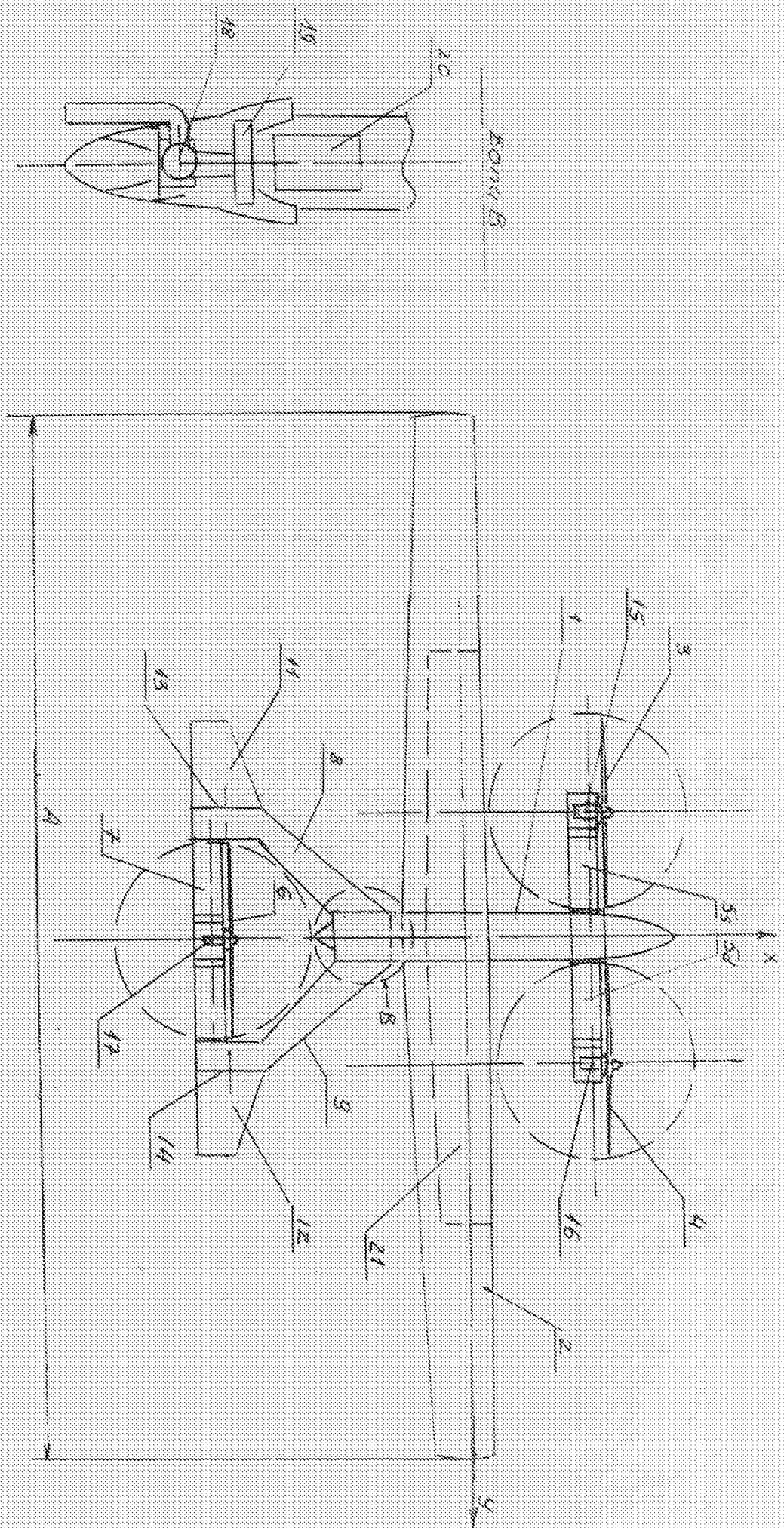


Fig. 1

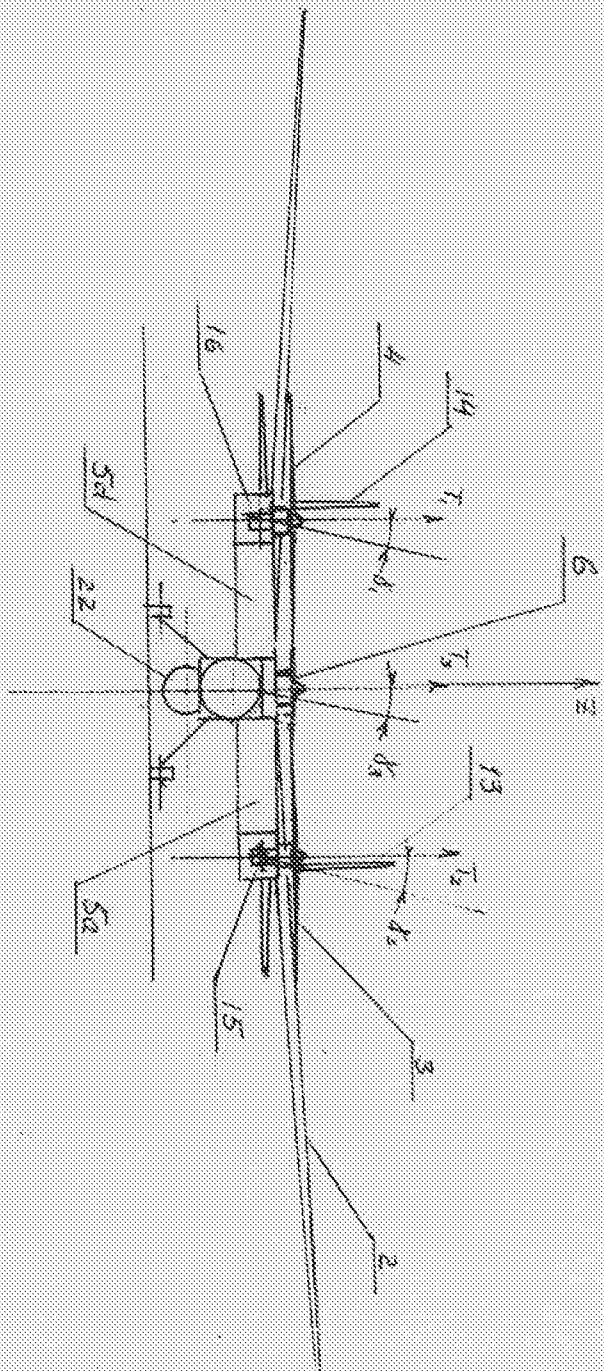


Fig. 3

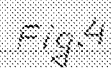


Fig. 4

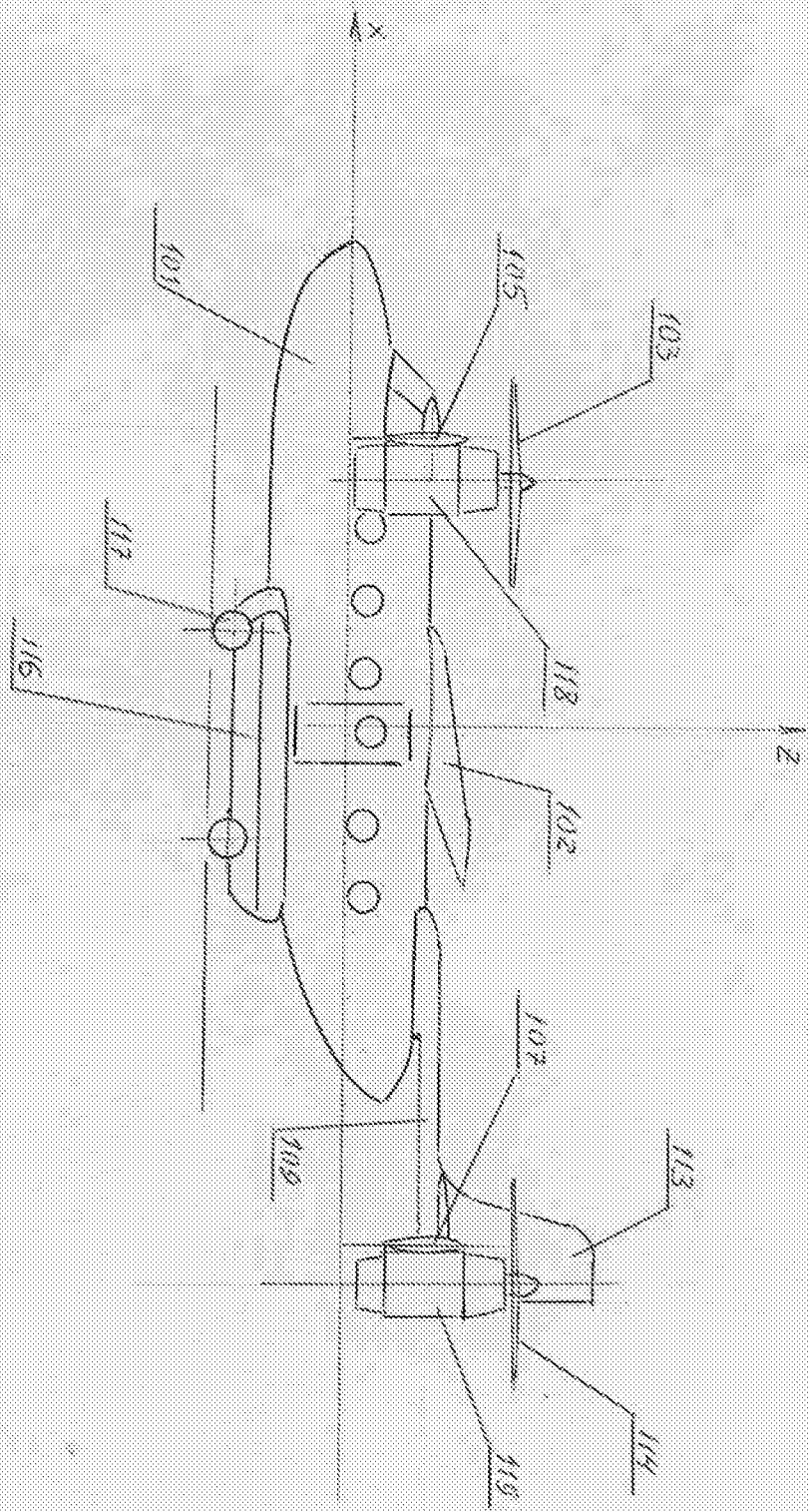


FIG. 5

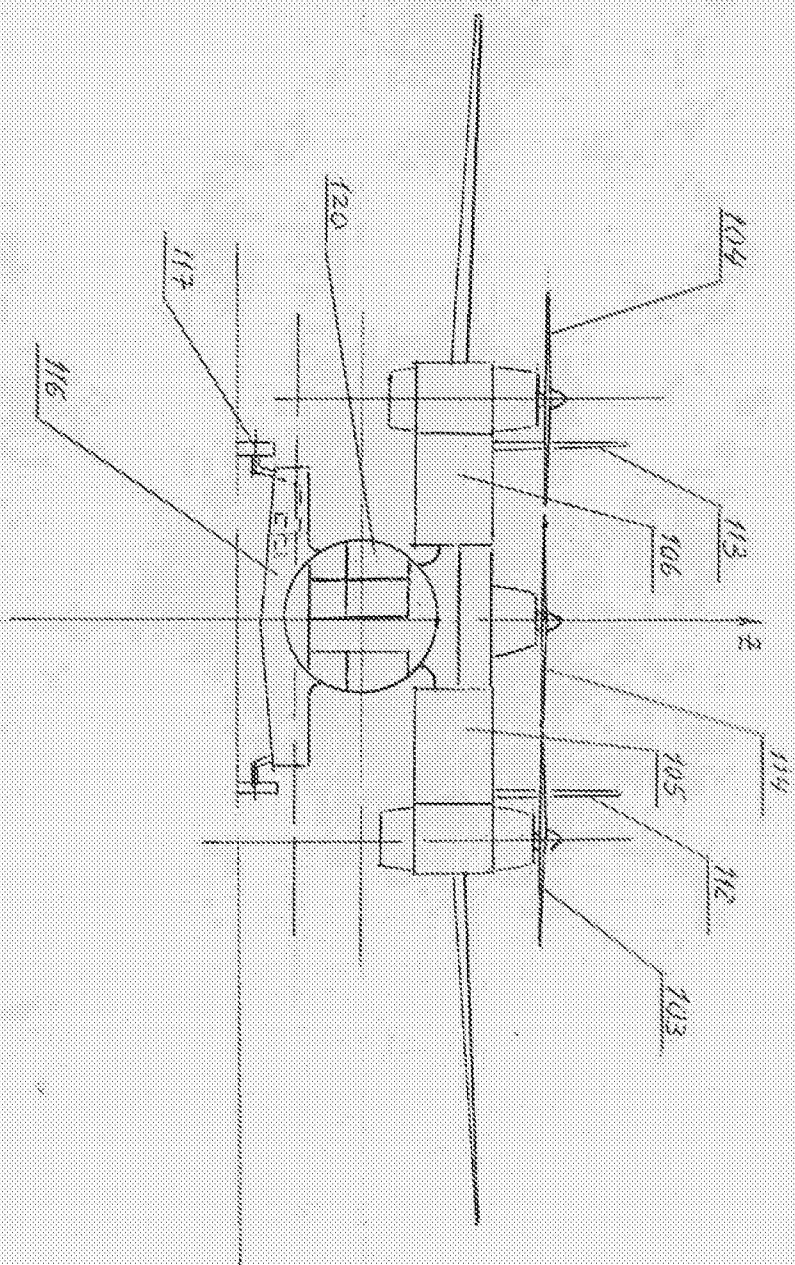


Fig. 6