

ITALIAN PATENT OFFICE

Document No.

102011901928151A1

Publication Date

20120923

Applicant

UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI MODENA E REGGIO EMILIA

Title

SISTEMA DI CONTROLLO DELL'ASSETTO ORIZZONTALE DI UN
AEROMOBILE DISCOIDALE

DESCRIZIONE

Annessa a domanda di brevetto per INVENZIONE INDUSTRIALE
avente per titolo

**"SISTEMA DI CONTROLLO DELL'ASSETTO ORIZZONTALE DI UN
AEROMOBILE DISCOIDALE"**

A nome: UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI MODENA E REGGIO
EMILIA

con sede: Via Università 4-41121 Modena

Inventori: Dumas Antonio, Madonia Mauro, Anzilotti
Stefano, Michele Trancossi, Ilaria Giuliani

Mandatari: Ing. Aldo PAPARO, Albo iscr. nr.1281 BM, Ing.
Giovanni CASADEI, Albo iscr. nr.1195 B, Ing.
Chiara COLO', Albo iscr. nr.1216 BM, Ing.
Alberto GIANELLI, Albo iscr. nr.229 BM, Ing.
Luciano NERI, Albo iscr. nr.326 BM

La presente invenzione ha per oggetto un sistema per il
controllo dell'assetto orizzontale di un aeromobile
discoidale.

5 In particolare, la presente invenzione è stata studiata
per essere applicata su aeromobili e dirigibili aventi
forma di tipo discoidale (flying saucer), con pianta di
tipo circolare e/o poligonale, impiegati per ogni
utilizzo possibile, quali, ad esempio, settore delle
telecomunicazioni, rilievi geotermici, come laboratorio
10 scientifico in quota, trasporto merci e/o persone, ecc...

Un aeromobile discoidale, durante il volo, è
caratterizzato da elevata instabilità dovuta alle
modalità in cui le azioni aerodinamiche agiscono su una
tale forma. Tali azioni aerodinamiche provocano disturbi
15 significativi, che possono alterare l'assetto

orizzontale di volo dell'aeromobile stesso. Correnti aeree anche di modesta entità incidenti da un lato, tendono a sollevare il dirigibile, a farlo inclinare con il rischio anche di capovolgerlo.

5 Questo tipo di problematiche sono ben note e nel tempo si sono sviluppati diversi tipi di sistemi atti a stabilizzare gli aeromobili discoidali.

Per ovviare a questi problemi si è ricorsi a diverse soluzioni, a volte applicate anche simultaneamente. In
10 primo luogo si è realizzato un appesantimento della navicella posta sotto il centro di spinta aerodinamico dell'aeromobile, in modo da migliorare intrinsecamente l'equilibrio del sistema.

Inoltre, si è optato anche per l'utilizzo di motori e/o
15 sistemi a comando elettromeccanico per ristabilire l'equilibrio.

Il primo intervento, tuttavia, provoca una limitazione aerodinamica e operativa del sistema, costituito dalla presenza di vistosi fusi di supporto alla massa
20 concentrata della navicella.

Il secondo intervento, mediante l'utilizzo di dispositivi ad azionamento elettromeccanico e/o motori presenta altri limiti, quali il ritardo di azionamento, rispetto ai tempi intrinseci delle azioni squilibranti,
25 che è una costante di tutti i sistemi ad azionamento elettromeccanico. Si noti che l'applicazione dei motori si è spesso rivelata insufficiente e/o non soddisfacente per quanto riguarda il peso eccessivo, la potenza dei motori o la massa delle batterie installate.

30 E nota altresì la possibilità di controllare aeromobili (indipendentemente dalla propria natura) mediante

appendici aerodinamiche idonee come flap, slat o alettoni. In particolare tali appendici sono state utilizzate storicamente per aumentare le capacità di hovering a bassa velocità di aerei, oppure a
5 incrementare la portanza per impieghi ad alta quota.

Sono altresì noti dispositivi azionati, in grado di alterare la propria configurazione in funzione della velocità e delle condizioni operative.

Ad ogni modo, tutti questi dispositivi, che sono
10 risolutivi in aeromobili tradizionali, presentano un'inerzia d'intervento in genere troppo elevata, rispetto alla velocità della fluttuazione, per cui non sono in grado di ripristinare la situazione di stabilità in tempi rapidi e in modo efficace.

15 In questo contesto, il compito tecnico alla base della presente invenzione è proporre un sistema di controllo dell'assetto orizzontale di un aeromobile discoidale che superi gli inconvenienti della tecnica nota sopra citati.

20 In particolare, è scopo della presente invenzione mettere a disposizione un sistema di controllo dell'assetto orizzontale in grado di assicurare la stabilità dell'aeromobile discoidale.

Ulteriore scopo della presente invenzione è proporre un
25 sistema di controllo dell'assetto orizzontale in grado di ripristinare in modo istantaneo la stabilità dell'aeromobile discoidale.

Il compito tecnico precisato e gli scopi specificati sono sostanzialmente raggiunti da un sistema di
30 controllo dell'assetto orizzontale di un aeromobile discoidale, comprendente le caratteristiche tecniche

esposte in una o più delle unite rivendicazioni.

Ulteriori caratteristiche e vantaggi della presente invenzione appariranno maggiormente chiari dalla descrizione indicativa, e pertanto non limitativa, di una forma di realizzazione preferita ma non esclusiva di sistema di controllo dell'assetto orizzontale di un aeromobile discoidale, come illustrato negli uniti disegni in cui:

- la figura 1 è una vista in pianta di un aeromobile discoidale cui associare il sistema di controllo dell'assetto orizzontale oggetto della presente invenzione;

- la figura 2 è la vista frontale dell'aeromobile illustrato in figura 1;

- la figura 3 illustra un aeromobile discoidale comprendente una prima forma realizzativa di sistema di controllo dell'assetto orizzontale in accordo con la presente invenzione;

- la figura 4 mostra una vista schematica frontale del sistema di controllo secondo la prima forma realizzativa illustrata in figura 3;

- la figura 5 mostra un aeromobile discoidale comprendente una seconda forma realizzativa del sistema di controllo in accordo con la presente invenzione, in una sua prima variante di montaggio e funzionamento;

- la figura 6 mostra un aeromobile discoidale comprendente la seconda forma realizzativa del sistema di controllo in accordo con la presente invenzione, in una sua seconda variante di montaggio e funzionamento;

- la figura 7 illustra una vista schematica frontale del sistema di controllo secondo la seconda forma

realizzativa;

- la figura 8 mostra un aeromobile discoidale comprendente una terza forma realizzativa del sistema di controllo in accordo con la presente invenzione, in una sua prima variante di montaggio e funzionamento;

- la figura 9 mostra un aeromobile discoidale comprendente la terza forma realizzativa del sistema di controllo in accordo con la presente invenzione, in una sua seconda variante di montaggio e funzionamento.

Con particolare riferimento alle figure annesse, con 1 è stato genericamente indicato un aeromobile discoidale comprendente un sistema 2 di controllo dell'assetto orizzontale in accordo con la presente invenzione.

Nelle allegate figure, in particolare nelle figure 1-3, 5 e 6 è illustrato un esempio di un particolare aeromobile discoidale, al quale può essere associato efficacemente il sistema di controllo in oggetto.

Tale aeromobile discoidale può presentare un'intercapedine continua 5, che si sviluppa per tutta l'altezza dell'aeromobile.

Alternativamente l'intercapedine 5 può essere segmentato in una serie di canalizzazioni che si sviluppano per tutta l'altezza dell'aeromobile.

Nel prosieguo della presente descrizione introducendo l'intercapedine 5 si farà indistintamente e implicitamente riferimento o a una intercapedine continua o a una intercapedine segmentata.

Si osservi, inoltre che il sistema di controllo, oggetto della presente invenzione, si presta a essere montato su qualsiasi aeromobile discoidale, con o senza intercapedine 5.

La presenza dell'intercapedine intermedia tra due corpi dello scafo riduce la spinta agente sul velivolo riducendo la pressione dinamica media a seguito della minore superficie esposta.

5 E' possibile alterare la distribuzione della spinta squilibrante con un'opportuna apertura e chiusura parziale dell'intercapedine 5.

E' notorio che una qualsiasi variazione di velocità e/o inclinazione relativa tra aeromobile e direzione del
10 vento possa provocare spostamenti del centro di spinta aerodinamico, generando un momento squilibrante.

Il sistema 2 interviene producendo in modo autonomo e automatico la coppia di forze che tende a riequilibrare il velivolo.

15 In tal caso il sistema 2 proposto interviene, quando attivato, generando insieme alla forza gravitazionale un momento contrario che tende a riportare il centro di spinta nella posizione originale e, quindi, a dare un contributo attivo e immediato al ripristino dell'assetto
20 di volo.

Il sistema 2 di controllo dell'assetto orizzontale dell'aeromobile comprendente una pluralità di appendici
3 aerodinamiche mobili e auto-equilibranti, di seguito denominate per semplicità "paratie", mobili
25 selettivamente in risposta ad una variazione dell'assetto orizzontale del velivolo.

In altre parole, quando il velivolo è in condizioni di crociera, le paratie 3 sono preferibilmente in condizione di chiusura.

30 Quando il velivolo è in condizioni di crociera, le paratie 3 preferibilmente si trovano tutte nella stessa

posizione relativamente all'asse dell'aeromobile.

Questa è la configurazione di riposo che si realizza nelle configurazioni illustrate nelle figure 3 e 5. Al contrario, in figura 6 è mostrata una differente configurazione che prevede le paratie 3 in risposta ad una azione squilibrante.

La diversa configurazione di figura 6 illustra le paratie 3 in posizione di apertura dell'intercapedine 5 durante le condizioni di crociera.

In particolar modo il movimento delle paratie 3 avviene preferibilmente in modo passivo senza alcun intervento di tipo elettronico o di controllo retroattivo. Il movimento delle paratie, infatti, è determinato solo dalla forza di gravità, come risposta immediata all'alterazione che ha provocato l'instabilità.

A integrazione del sistema 2, in particolar modo delle paratie 3, può essere previsto un sistema che regoli e/o limiti la sensibilità di azionamento delle paratie in modo da ridurre eventuali falsi segnali.

Tali paratie introducono nell'aeromobile un sistema di riequilibrio dinamico passivo: qualunque alterazione dell'assetto orizzontale del velivolo, superiore ad una sensibilità prefissata e dovuto ad una qualsiasi causa, innesci l'azionamento del sistema 2, completamente passivo, per opporsi all'azione che genera l'alterazione dell'assetto.

Vantaggiosamente le paratie sono disposte lungo un percorso circolare, concentrico all'asse verticale dell'aeromobile discoidale. In altre parole, le paratie si sviluppano lungo una linea planimetrica L della pianta dell'aeromobile, interna alla base

dell'aeromobile o disposta lungo il perimetro.

Le paratie possono o meno essere utilizzate, al fine di amplificarne l'efficacia, per aprire e chiudere una intercapedine e/o molteplici canali finalizzati a permettere il deflusso dell'aria.

Nelle figure 1-6 sono illustrate una prima ed una seconda forma realizzativa del sistema di controllo 2, che saranno qui di seguito descritte nel loro dettaglio funzionale.

In particolare, queste due forme realizzative, la seconda delle quali è illustrata in due diverse varianti costruttive, prevedono delle paratie 3 mobili posizionabili sulla base inferiore 4 dell'aeromobile.

La base inferiore 4 dell'aeromobile discoidale 1, illustrato nelle figure 2, 3, 5 e 6, si presenta, in assetto orizzontale, simmetrica rispetto all'asse verticale in quanto l'intercapedine 5 è chiuso dalle paratie 3 mobili.

A seguito di una raffica di vento, soprattutto se presentante almeno una piccola componente verticale, l'aeromobile 1 diventa instabile per effetto dello spostamento del suo centro di spinta aerodinamico e tende ad assumere un assetto inclinato, che può giungere fino al caso estremo del ribaltamento. In assenza di alcun sistema di controllo dell'assetto l'aeromobile tenderebbe a ribaltarsi in seguito ad una qualsiasi perturbazione.

In presenza del sistema di controllo 2, oggetto della presente invenzione, ciò non accade poiché, non appena l'aeromobile si inclina di un angolo superiore alla sensibilità prefissata del sistema, le paratie 3, sotto

l'effetto della loro stessa inerzia e/o della forza di gravità, a seconda dei casi e delle modalità progettuali, si muovono producendo un'alterazione della conformazione aerodinamica dell'aeromobile così da generare un'azione contraria allo squilibrio ed ottenere, in modo automatico, correzioni di assetto e ripristino delle condizioni di stabilità.

Con particolare riferimento alle figure 3 e 5, le paratie 3 più in alto tendono ad aprirsi mentre quelle più in basso rimangono bloccate. Il punto di applicazione del centro di spinta tende a ritornare nella sua posizione originaria, generando un momento equilibrante unitamente alla forza gravitazionale che resta posizionata, nel centro di massa. Se la massa delle paratie è trascurabile rispetto alla massa totale del sistema, il centro di massa rimane praticamente inalterato. Si genera così una coppia di forze che tende a riportare l'aeromobile nell'assetto di volo predefinito, fornendo una prima risposta alle azioni destabilizzanti e contribuendo a ripristinare quindi le condizioni di stabilità. I meccanismi con i quali è possibile ottenere la generazione di questa coppia sono diversi.

Un primo meccanismo, mostrato nelle figure 3 e 4, prevede paratie 3 basculanti, incernierabili intorno ad un asse di cerniera 3a alla base 4 dell'aeromobile.

Vantaggiosamente, le paratie 3 sono costantemente (a meno di una prefissata sensibilità del sistema) in equilibrio dinamico con le forze applicate, rimanendo ferme in presenza di eventi destabilizzanti. Una variazione dell'assetto, al di fuori di un intervallo di

una tolleranza prevista in sede progettuale e dipendente dalle applicazioni previste, genera movimenti selettivi di alcune paratie 3 rispetto allo scafo in modo analogo ai bracci di una bilancia. La paratia 3 basculante può
5 quindi ruotare attorno ad un asse di rotazione, rispetto ad una prima posizione di equilibrio statico stabile, nella quale è parallela alla base dell'aeromobile e ne chiude intercapedine 5, ed una seconda posizione perturbata, nella quale è inclinata rispetto alla base 4
10 dell'aeromobile con la quale forma un angolo β .

Nella prima posizione, definibile di riposo, la paratia 3 è allineata con il fondo dell'aeromobile e, in assenza di significative variazioni in termini di velocità e direzione del vento, si mantiene in una condizione
15 dinamica di equilibrio con l'aeromobile discoidale.

Nella seconda posizione, invece, si realizza un'inclinazione relativa tra aeromobile 1 e paratia 3, che provoca l'apertura, parziale o totale, di alcune paratie, proporzionale alla variazione di intensità e
20 dipendente dalla direzione del vento. Tale sistema può essere potenziato nella sua efficacia dalla presenza di una intercapedine e/o di canalizzazioni tra la parte con aperture sul piano inferiore e superiore dell'aeromobile, al fine di permettere il deflusso
25 dell'aria e conseguentemente di ridurre in modo significativo la variazione di pressione dinamica squilibrante. Tale apertura permetterà di aprire una parte dell'intercapedine e/o delle canalizzazioni a seconda della direzione e dell'intensità dell'azione
30 squilibrante.

A seguito di una raffica di vento, infatti, l'aeromobile

discoidale si inclina provocando l'apertura, anche parziale, variabile con la posizione, di alcune paratie nella metà che risulta sollevata, favorendo altresì la chiusura di quelle nella parte abbassata che restano

5 chiuse. La nuova configurazione (profilo dell'aeromobile inclinato di un angolo α in figura 3) mostra che le paratia 3 ruotano attorno all'asse 3a.

La figura 4 mostra un particolare della figura 3: in essa è rappresentata una paratia 3 basculante, vista

10 però da un sistema di riferimento posto sull'aeromobile. Sono visibili le sezioni sul piano circonferenziale di un corpo a cerniera 6 e un corpo di un fine corsa 7 interagenti con la paratia 3. Le modalità costruttive delle cerniere e del fine corsa dipendono, nello

15 specifico dalle tecnologie costruttive adottate per l'aeromobile. In particolar modo, le paratie basculanti 3 sono vincolate ai corpi a cerniera 6 e sono limitate nella rotazione da rispettivi corpi di fine corsa 7 che fungono da fermi per le relative paratie 3 nelle loro

20 posizioni di riposo, evitando che ciascuna paratia 3 vada a sbattere e/o incastrarsi con lo scafo dell'aeromobile.

La paratia 3 è una appendice aerodinamica mobile che comprende un elemento lastriforme 8 che in condizioni di

25 volo stazionarie o poco perturbate resta parallelo al fondo dell'aeromobile poggiandosi sul corpo di fine corsa 7, e una aletta 9 finalizzata a facilitare la rotazione del sistema mediante la generazione di una coppia aerodinamica.

30 L'elemento lastriforme 8, che materialmente chiude o apre l'intercapedine 5, forma un angolo fisso δ

preferibilmente ottuso.

L'elemento lastriforme 8 interferisce contro il corpo di fine corsa 7 che funge da fermo quando la paratia 3 è nella prima posizione di riposo e di chiusura
5 dell'intercapedine 5, mentre l'aletta 9 va in battuta contro un ulteriore elemento di arresto 10 quando la paratia 3 è nella seconda posizione di massima apertura per risposta ad una perturbazione.

In caso di presenza di una intercapedine o di un sistema
10 di canalizzazioni, con l'inclinazione dell'aeromobile, la paratia 3, superato un prefissato valore di sensibilità che può essere anche trascurabile, dovuto alla sua inerzia propria, all'attrito nelle cerniere e/o eventuali meccanismi di regolazione dell'attrito nelle
15 cerniere, tende a muoversi dalla posizione iniziale di equilibrio con un prefissato ritardo rispetto alla rotazione dello scafo dell'aeromobile. In tal modo si distacca spontaneamente dal corpo di fine corsa 7 e apre uno spiraglio al flusso d'aria fra il velivolo e la
20 paratia 3 stessa. Questo flusso d'aria tende quindi ad aumentare l'apertura del paratia. Questo è vero sia in presenza che in assenza di intercapedine o canalizzazioni passanti. In presenza di questi ultimi elementi la possibilità per il fluido di trovare una via
25 di fuga verso l'alto nella zona sollevata dal vento verso la parte alta dello scafo, che si trova soggetto ad una pressione complessiva (composizione della componente statica e dinamica) minore. In tal modo la presenza del vento, che incide sulla superficie interna
30 3b della paratia, contribuisce all'allargamento del varco fino a portare la paratia 3 nella seconda

posizione di completa apertura. Il movimento di rotazione viene limitato dal citato elemento di arresto 10 e passivamente regolato da azioni meccaniche elementari o elastiche (molle o masse vincolate) nella sua apertura fino ad una apertura massima in cui l'aletta 9 non giunge al suo punto di fermo rotazionale. La componente orizzontale del vento incide sulla superficie interna 3b della paratia 3 (o della piastra 8) generando una componente verticale della forza verso il basso, in direzione contraria quindi all'impennata dell'aeromobile, aggiungendo un altro elemento riequilibrante.

La parte inferiore dell'intercapedine 5 resta invece chiusa provocando una dissimmetria rispetto al centro di pressione che si è spostato così verso il basso.

In questo modo viene a formarsi un momento che contrasta la spinta che ha prodotto l'inclinazione e riequilibra il sistema. Ciò può anche rendere temporalmente possibile un intervento efficace dei motori, se presenti.

Esiste un secondo meccanismo, che invece necessita necessariamente della presenza di una intercapedine e/o canalizzazioni, in grado di generare un riequilibrio automatico ed aerodinamico dell'assetto di un sistema discoidale. Questo meccanismo prevede la presenza di paratie 3 scorrevoli, come illustrato nelle figure 5, 6, 8 e 9.

Le paratie 3, scorrevoli all'interno di apposite guide, sono in grado di essere applicate ad aeromobili discoidali dotati di intercapedini cilindrica (figure 5 e 6) o privi di quest'ultima.

Con riferimento alla figura 5, in condizioni di crociera le paratie 3 sono parallele alla base 12 dell'aeromobile e chiudono l'intercapedine 5.

La paratia 3 può scorrere, parallelamente alla base 4 dell'aeromobile, lungo un'apposita guida 13, dotata alle sue estremità longitudinali, di due elementi trasversali di arresto 18 che limitano la corsa della paratia 3.

A seguito di una perturbazione, il velivolo si inclina provocando lo scorrimento verso il basso delle paratie 3 poste più in alto, cioè verso l'asse la centrale verticale del velivolo; ciò causa l'apertura dell'intercapedine 5 nella sua parte più alta, aprendo un varco al flusso di aria, mentre rimane bloccata nella parte più bassa.

In figura 6, invece, è illustrata una variante del meccanismo appena descritto e mostrato in figura 5. In questo caso lo slittamento avviene in direzione contraria, cioè le paratie 3 lasciano aperta l'intercapedine 5 durante la fase di crociera imperturbata, mentre chiudono parte dell'intercapedine 5 in conseguenza di una perturbazione.

A seguito della perturbazione, infatti, il velivolo si inclina provocando lo scorrimento verso il basso delle paratie 3 poste più in basso, cioè verso l'esterno del velivolo; ciò causa la chiusura dell'intercapedine 5 nella sua parte più bassa, aprendo un varco al flusso di aria, mentre rimane aperta nella parte più alta, creando così le stesse disuniformità dell'assetto rispetto al centro di pressione descritte con riferimento alla modalità illustrata in figura 5.

In figura 7 è illustrata, in vista laterale, una paratia 3 nelle due diverse posizioni. Tale paratia 3 scorrevole è applicabile, montata nel modo più consono, ad entrambe le modalità di funzionamento illustrate nelle figure 5 e 6.

Come visibile in figura 7, anche in questo caso la paratia 3 comprende una piastra 8 che apre e chiude l'intercapedine, e un'aletta 9 che sporge esternamente dalla piastra 8, definendo con essa un angolo δ , preferibilmente ottuso. La componente orizzontale del vento incide contro questa aletta 9, generando una componente verticale della forza verso il basso, in direzione contraria quindi all'impennata dell'aeromobile, aggiungendo un ulteriore elemento riequilibrante.

Il sistema di controllo indicato come sistema di controllo 2 costituisce una ulteriore possibile configurazione del sistema. Esso è applicabile solo ad un aeromobile privo di intercapedine cilindrica verticale e/o sistema di canalizzazioni 5, è possibile applicare il sistema di controllo 2 illustrato nelle figure 8 e 9 in due possibili alternative.

Lungo il fianco dell'aeromobile è ricavabile un vano 14 entro cui scorrono le varie paratie 3.

In figura 8 è illustrata una prima modalità di funzionamento con le paratie 3 contenute all'interno del vano 14 durante la fase di crociera di volo orizzontale; a seguito di un evento perturbativo, che provoca una variazione nell'assetto dell'aeromobile, le paratie 3 che si trovano più in basso scorrono verso l'esterno per effetto della gravità, fuoriuscendo dal vano 14.

Anche con questa modalità si ottiene una coppia di forze riequilibrante, dovuta allo spostamento del centro di pressione.

In figura 9 è mostrata la soluzione alternativa nella quale le paratie 3 sono, in regime di crociera, entrambe già volte verso l'esterno mentre, quando il velivolo si inclina, le paratie 3 in alto rientrano per gravità mentre quelle in basso rimangono in posizione inalterata.

La paratia 3 esterna potrebbe anche essere fatta ruotare in modo da incrementare il proprio effetto aerodinamico, con semplice creazione di uno snodo.

Il sistema di controllo 2 dell'assetto orizzontale che prevede l'impiego di paratie 3 scorrevoli, illustrato nelle figure 5, 6, 8 e 9, può vantaggiosamente comprendere meccanismi di ripristino della configurazione di riposo della paratia 3.

Mentre nel caso della paratia 3 basculante il riposizionamento della stessa avviene a seguito dell'equilibrio gravitazionale della paratia 3, nel caso di paratie 3 scorrevoli può essere necessario l'ausilio di meccanismi che promuovano il riposizionamento.

Questi meccanismi possono essere differenti, variabili a seconda della configurazioni. Ad ogni modo, tutti si riconducono alla creazione di una forza o un momento che favorisca il rientro. Si possono prevedere sistemi inerziali azionati dalla semplice gravità, dovuti a semplice squilibrio delle masse, sistemi elastici ovvero azionati da elementi elastici come molle lineari o angolari (a seconda della conformazione), oppure sistemi azionati mediante servocomandi o attuatori. La scelta di

tale tipologia è dipendente unicamente dalle dimensioni (e quindi dall'entità delle forze in gioco) e non ha alcuna correlazione con il sistema di stabilizzazione proposto, che è per sua stessa natura perfettamente
5 scalabile con le dimensioni dell'aeromobile, risultando applicabile in qualsiasi scala dimensionale e a qualsiasi aeromobile discoidale.

L'invenzione raggiunge pertanto gli scopi proposti poiché il sistema di controllo dell'assetto orizzontale
10 avente le caratteristiche descritte favorisce il ripristino delle condizioni di volo e impedisce l'innescarsi di pericolosi eventi che possono anche produrre il ribaltamento e la perdita di controllo del velivolo.

Il sistema di controllo oggetto della presente invenzione comprende dispositivi aerodinamici che, una volta abilitati, adeguano, in modo automatico e senza alcun intervento umano, la conformazione aerodinamica di un aeromobile, in modo da applicare una reazione
20 istantanea e proporzionata a qualsiasi squilibrio aerodinamico che comporti alterazioni dell'assetto di volo, incluse quelle tali da poter creare pericoli di ribaltamento.

Il sistema è previsto in servizio continuativo durante
25 il volo di crociera, ma in caso di variazioni di quota che necessitano di un angolo di inclinazione può essere disabilitato.

In ogni condizione e situazione il sistema descritto, quando abilitato, interviene producendo in modo autonomo ed automatico la coppia di forze che tende a
30 riequilibrare il velivolo.

La conformazione aerodinamica dell'aeromobile, per
effetto dell'azione di tali dispositivi, cambia creando
una coppia di forze che tende a ristabilire la
condizione iniziale di assetto orizzontale. Al termine
5 dell'effetto squilibrante il sistema, in modo del tutto
passivo, ripristina la propria posizione iniziale.

IL MANDATARIO

Ing. Aldo PAPARO

(Albo iscr. n.1281BM)

RIVENDICAZIONI

1. Sistema di controllo dell'assetto orizzontale di un aeromobile discoidale comprendente una pluralità di paratie orizzontali (3), mobili selettivamente, in modo automatico e passivo, tra una prima configurazione di riposo ed una configurazione perturbata, in risposta ad una variazione non voluta dell'assetto di volo dell'aeromobile (1).
2. Sistema di controllo secondo una delle rivendicazioni precedenti, caratterizzato dal fatto che dette paratie (3) sono collocabili lungo una linea planimetrica (L) concentrica alla forma in pianta dell'aeromobile.
3. Sistema di controllo secondo una delle rivendicazioni precedenti, caratterizzato dal fatto che dette paratie (3) sono disposte lungo il perimetro dell'aeromobile (1).
4. Sistema secondo una delle rivendicazioni precedenti, caratterizzato dal fatto che dette paratie (3) sono posizionabili su una parete di fondo o base (4) di detto aeromobile (1).
5. Sistema secondo una delle rivendicazioni da 1 a 4, caratterizzato dal fatto che dette paratie (3) sono mobili scorrevolmente, in apertura e in chiusura dell'intercapedine, lungo una guida (13) di detta parete di fondo (4).
6. Sistema secondo una delle rivendicazioni da 1 a 4, caratterizzato dal fatto che dette paratie (3) si comportano come leve incernierabili a detta parete di fondo (4) lungo un asse (3a) e sono mobili intorno a detto asse (3a).
7. Sistema secondo una delle rivendicazioni precedenti,

caratterizzato dal fatto che ciascuna paratia (3), comprende un elemento lastriforme (8) e un'aletta (9), inclinata rispetto all'elemento lastriforme (8) stesso, rivolta verso l'esterno di detto aeromobile (1).

5 8. Sistema secondo una delle rivendicazioni precedenti, caratterizzato dal fatto che ciascuna paratia (3) apre o chiude un intercapedine (5), attraverso moto di scorrimento o moto rotativo, per favorire il riequilibrio delle forze aerodinamiche mediante la
10 possibilità di deflusso dell'aria.

9. Sistema secondo una delle rivendicazioni da 1 a 3, caratterizzato dal fatto che dette paratie (3) sono alloggiabili in vano (14) disposto lungo il perimetro esterno di detto aeromobile discoidale (1).

15 10. Sistema secondo la rivendicazione 9, caratterizzato dal fatto che dette paratie (3) sono mobili scorrevolmente tra una posizione retratta all'interno di detto vano (14) ed una posizione sporgente all'esterno di detto vano (14).

20 11. Sistema secondo una delle rivendicazioni precedenti, caratterizzato dal fatto di comprendere un meccanismo di ritorno delle paratie (3) nella rispettiva posizione iniziale.

IL MANDATARIO

Ing. Aldo PAPARO
(Albo iscr. n.1281BM)

CLAIMS

1. A control system for horizontal trim of a disc-shaped aircraft, comprising a plurality of horizontal bulkheads (3), automatically and passively selectively mobile
5 between a first rest configuration and an agitating configuration, in response to an undesired variation in a flight trim of the aircraft (1).

2. The control system according to one of the preceding claims, characterised in that said bulkheads (3) are
10 locatable along a planimetric line (L) concentric to a plan shape of the aircraft.

3. The control system according to one of the preceding claims, characterised in that said bulkheads (3) are arranged along a perimeter of the aircraft (1).

15 4. The system according to one of the preceding claims, characterised in that said bulkheads (3) are positionable on a bottom or base wall (4) of said aircraft (1).

5. The system according to one of claims from 1 to 4,
20 characterised in that said bulkheads (3) are slidably mobile in opening and closing of a space along a guide (13) of said bottom wall (4).

6. The system according to one of claims from 1 to 4,
25 characterised in that said bulkheads (3) behave as levers hingeable to the bottom wall (4) along an axis

(3a) and are mobile about said axis (3a).

7. The system according to one of the preceding claims, characterised in that each bulkhead (3) comprises a sheet-shaped element (8) and a tab (9), inclined with respect to the sheet-shaped element (8), facing externally of said aircraft (1).

8. The system according to one of the preceding claims, characterised in that each bulkhead (3) opens or closes a space (5), by sliding or by rotary motion, such as to facilitate re-balancing of aerodynamic forces by means of a possibility of allowing air flow.

9. The system according to one of claims from 1 to 3, characterised in that said bulkheads (3) are housable in a bay (14) arranged along the external perimeter of said disc-shaped aircraft (1).

10. The system according to claim 9, characterised in that said bulkheads (3) are slidably mobile between a retracted position internally of said bay (14) and a projecting position externally of said bay (14).

11. The system according to one of the preceding claims, characterised in that it comprises a return mechanism of the bulkheads (3) into a respective initial position thereof.

FIG 1

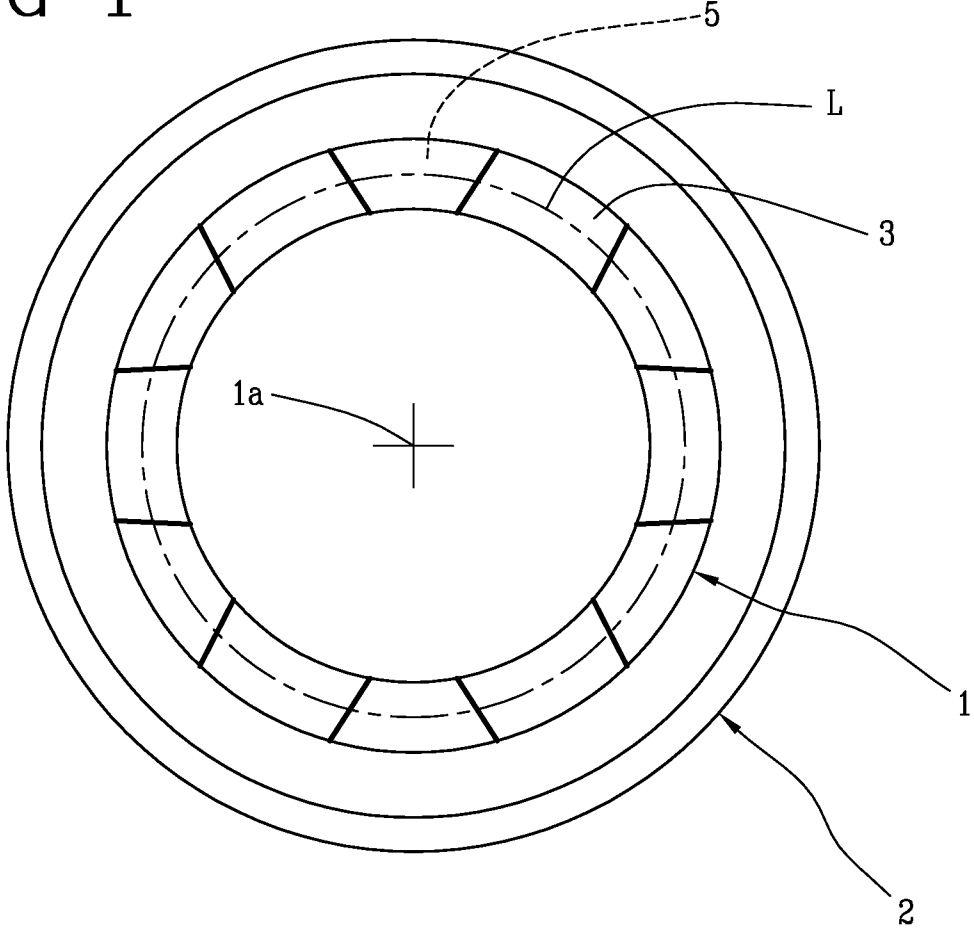


FIG 2

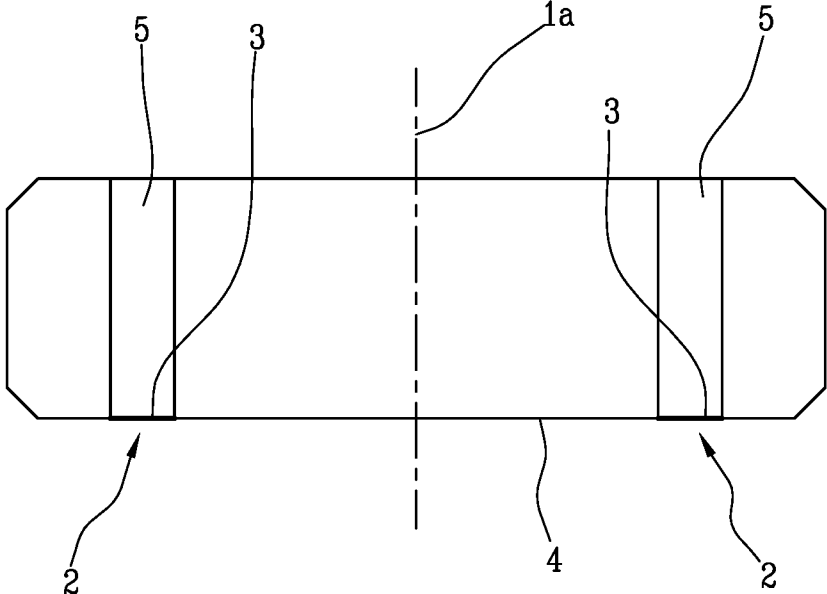


FIG 3

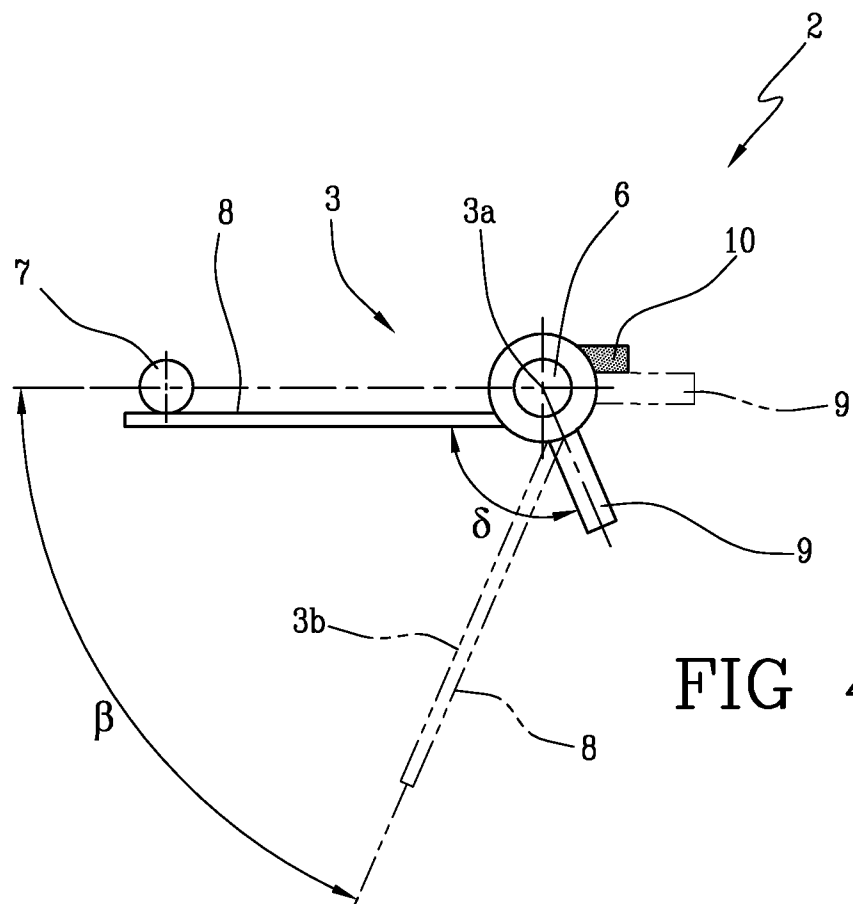
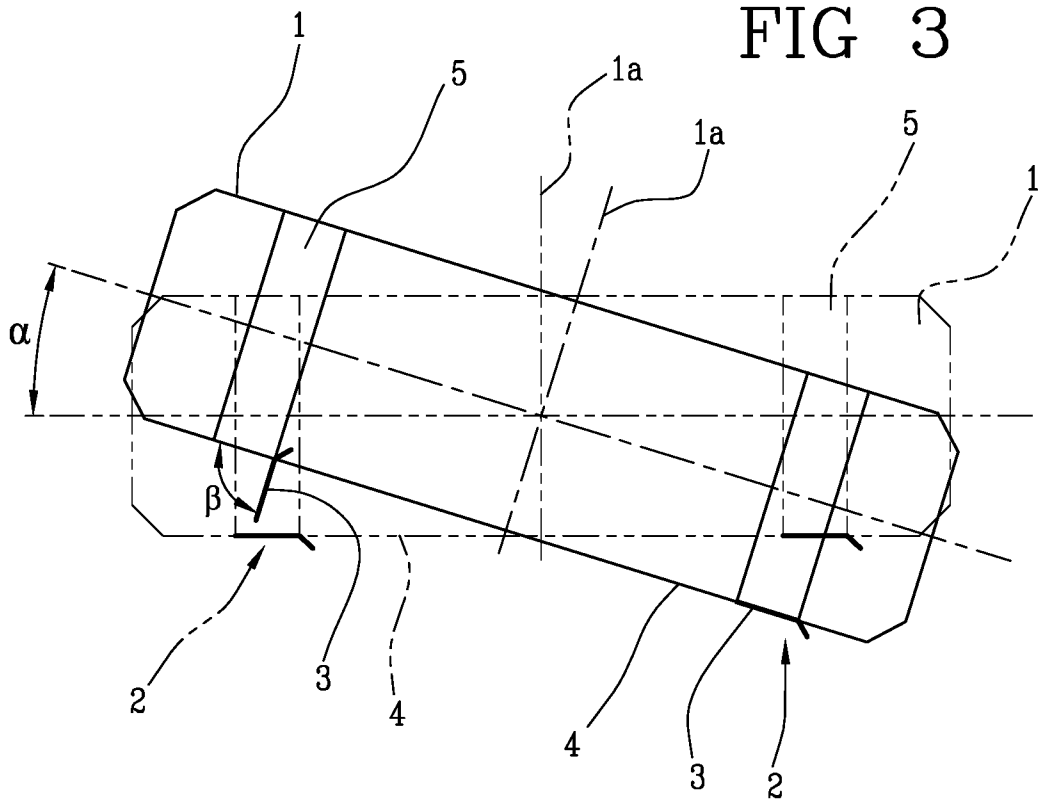


FIG 4

FIG 5

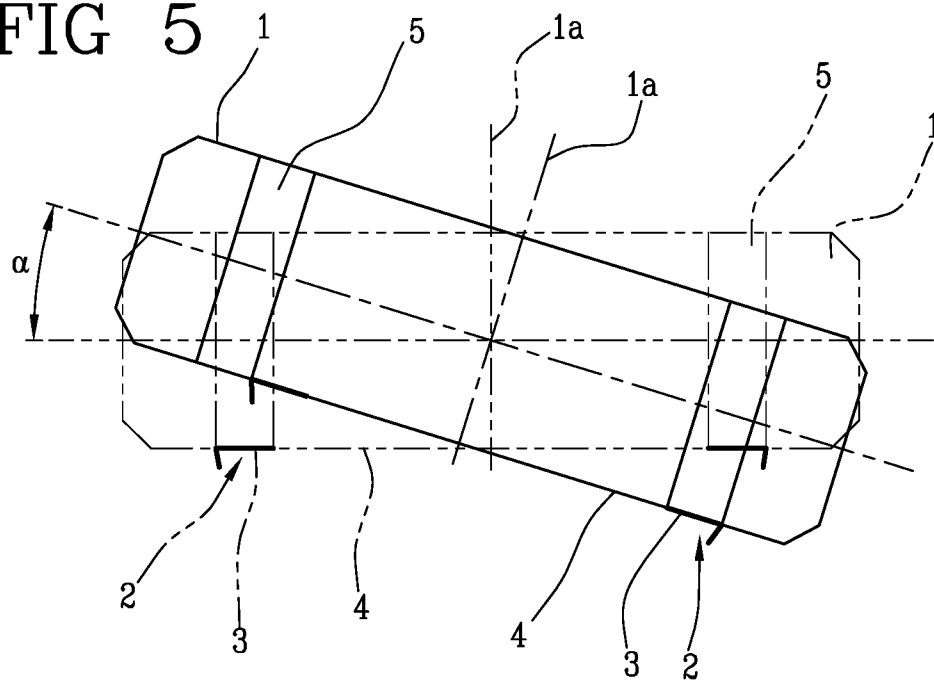


FIG 6

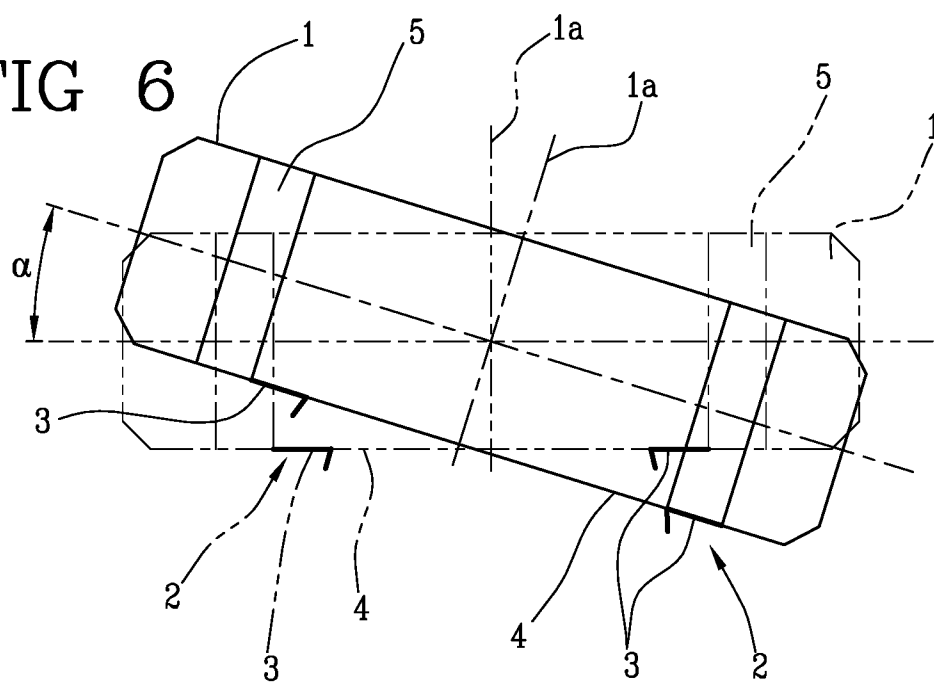


FIG 7

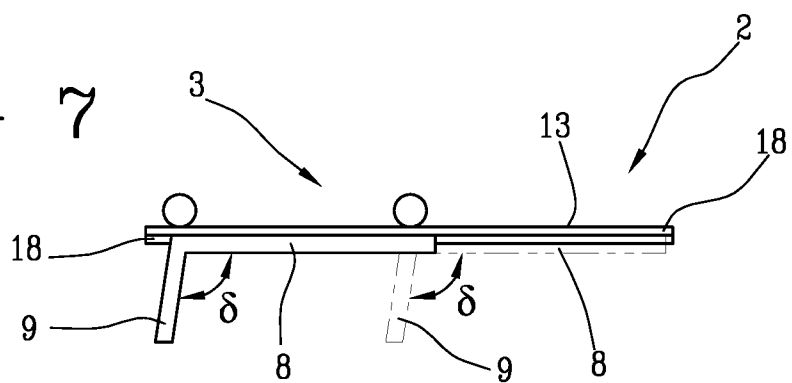


FIG 8

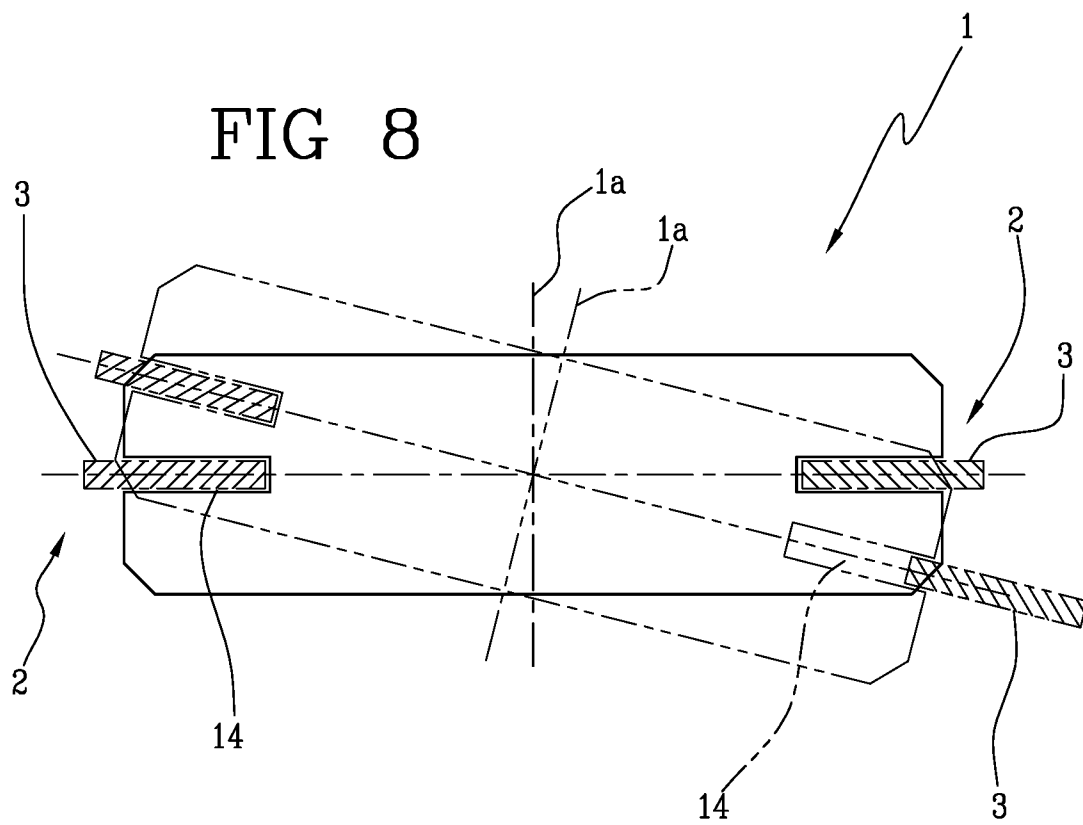


FIG 9

