



MINISTERO DELLO SVILUPPO ECONOMICO
DIREZIONE GENERALE PER LA LOTTA ALLA CONTRAFFAZIONE
UFFICIO ITALIANO BREVETTI E MARCHI

DOMANDA DI INVENZIONE NUMERO	102018000007202
Data Deposito	13/07/2018
Data Pubblicazione	13/01/2020

Classifiche IPC

Sezione	Classe	Sottoclasse	Gruppo	Sottogruppo
F	03	D	9	32

Sezione	Classe	Sottoclasse	Gruppo	Sottogruppo
B	64	C	27	08

Sezione	Classe	Sottoclasse	Gruppo	Sottogruppo
B	64	C	27	20

Sezione	Classe	Sottoclasse	Gruppo	Sottogruppo
B	64	C	27	26

Sezione	Classe	Sottoclasse	Gruppo	Sottogruppo
B	64	C	39	02

Sezione	Classe	Sottoclasse	Gruppo	Sottogruppo
B	64	C	29	02

Titolo

Velivolo senza pilota, metodo di controllo, piattaforma associata e turbina ad alta quota

DESCRIZIONE

annessa a domanda di brevetto per BREVETTO D'INVENZIONE INDUSTRIALE
avente per titolo:

**“Velivolo senza pilota, metodo di controllo, piattaforma associata e turbina
ad alta quota”**

A nome: SKYPULL SA con sede in Via alla Stampa 49, 6967 Dino – Lugano,
Svizzera

Mandatari: vedasi lettera d'incarico

Campo dell'invenzione

L'invenzione afferisce al settore dei velivoli ed in dettaglio concerne un velivolo senza pilota. L'invenzione altresì concerne un metodo di controllo di un velivolo, in particolare di un velivolo senza pilota. L'invenzione altresì concerne una base per il detto velivolo. L'invenzione altresì comprende un sistema di produzione di energia elettrica, che sfrutta il velivolo senza pilota oggetto dell'invenzione.

Arte nota

Da tempo si è ormai diffuso l'uso di droni, cioè di velivoli senza pilota per le applicazioni più svariate.

Alcuni droni sono velivoli VTOL, ossia a decollo verticale. Tali velivoli sono impiegati laddove vi sia la concreta esigenza di decollo ed atterraggio in spazi ridottissimi. Tali droni necessitano alternativamente, o di propulsori distinti tra il volo traslato e il decollo verticale, o di propulsori girevoli per adattarsi al passaggio dal decollo verticale al volo traslato. Tali propulsori girevoli sono installati tipicamente su di una gondola dove sono alloggiati il motore e l'elica; tutta la gondola gira con l'ausilio di una ralla e di un motore necessario alla rotazione.

I velivoli a decollo verticale così realizzati presentano alcuni svantaggi. In dettaglio, un primo svantaggio è dato dal fatto che avere propulsori distinti aumenta i costi di produzione e la complessità di gestione del velivolo, nonché le sue dimensioni, ed è difficile regolare il passaggio da decollo verticale a volo traslato. Viceversa, l'utilizzo di propulsori girevoli è svantaggioso poiché il sistema di controllo e rotazione dei propulsori può essere soggetto a malfunzionamenti a seguito dei quali ad esempio risulta impossibile passare dalla configurazione di volo

traslato alla configurazione di hovering o atterraggio. In quest'ultimo caso, il drone in volo è sostanzialmente perso.

Inoltre, è noto che nel campo della produzione di energia elettrica sono impiegate turbine eoliche. Tali turbine sfruttano l'energia cinetica resa disponibile all'albero della turbina stessa e a sua volta convertita in energia elettrica mediante un generatore elettrico. Gli impianti di produzione di energia elettrica mediante turbine eoliche montate su torri si distinguono, oltre che per la potenza complessivamente generata, essenzialmente in impianti che utilizzano turbine ad asse orizzontale ed impianti che utilizzano turbine ad asse verticale.

La Richiedente ha osservato che, per i velivoli in generale e in particolare per velivoli Vtol, le basse velocità sono le più critiche, perché corrispondono all'atterraggio e decollo, quindi in prossimità del terreno dove le turbolenze sono maggiori per cui è auspicabile avere una maggiore manovrabilità e portanza per opporsi alle turbolenze. L'utilizzo di propulsori girevoli mostra un limite in particolare nelle delicate fasi di decollo ed atterraggio.

Particolare attenzione, inoltre, è stata prestata durante decolli ed atterraggi di velivoli a decollo verticale in condizioni meteo avverse. In particolare allorquando i velivoli sono contraddistinti da dimensioni e peso ridotto, come nel caso di droni, folate di vento, venti predominanti in particolari direzioni e turbolenze possono significativamente compromettere la stabilità di volo del drone, con il rischio concreto di perdita di controllo, anche qualora il velivolo sia dotato di complessi sistemi avionici di controllo automatico o semiautomatico di stabilità del velivolo.

Sono note soluzioni per lo sfruttamento dei venti in alta quota, le quali sono basate su un mezzo aereo dotato di eliche e motori - generatori in cui le eliche vengono inizialmente comandate dal motore - generatore fornendo energia elettrica dalla rete per portare il mezzo aereo in quota ed in cui, successivamente, le medesime eliche vengono utilizzate per produrre energia elettrica sfruttando i venti in alta quota. L'energia viene prodotta, quindi, in quota e viene trasmessa a terra per mezzo di un cavo elettrico che collega il mezzo aereo a terra. Sono note soluzioni per lo sfruttamento dei venti in alta quota le quali sono basate su un pallone aerostatico dotato internamente di un rotore e di un generatore. Anche in questo caso la produzione di energia avviene in quota e l'energia viene trasmessa a terra per mezzo di un cavo elettrico che collega il pallone aerostatico a terra. Sono note

soluzioni per lo sfruttamento dei venti in alta quota le quali sono basate su un mezzo aereo che viene portato ad alta quota e che è collegato a terra per mezzo di un cavo di ancoraggio che viene alternativamente rilasciato e recuperato per azionare i generatori posizionati a terra. La richiedente si è resa conto che la disponibilità e
5 costanza dei venti in quota è sensibilmente migliore rispetto a quella a bassa quota. Conseguentemente, per ottimizzare la produzione di energia elettrica, è conveniente impiegare sistemi di generazione in cui l'acquisizione di energia elettrica avvenga a quote elevate. In ossequio a tutto quanto sopra si è riscontrata l'esigenza di ottenere un velivolo senza pilota in grado di risolvere gli inconvenienti
10 sopra descritti, ed in particolare di essere in grado di operare quale velivolo a decollo verticale in grado di decollare e volare anche in condizioni di tempo avverso e di operare quale velivolo multiruolo.

Un ulteriore scopo della presente invenzione è quello di descrivere un impianto eolico, con velivolo senza pilota controllato da terra, in grado di operare in modo
15 efficace per la produzione di corrente elettrica.

Un ulteriore scopo della presente invenzione è quello di descrivere una base per un velivolo, in particolare per un velivolo senza pilota, in grado di poter essere usata convenientemente al fine di permettere a tale velivolo di decollare in modo più agevole e/o sicuro anche in condizioni meteo avverse.

20 Un ulteriore scopo della presente invenzione è quello di descrivere un metodo di controllo di un velivolo senza pilota, in grado di risolvere gli inconvenienti sopra descritti.

Sommario dell'invenzione

25 Questi ed ulteriori scopi vengono ottenuti mediante un velivolo senza pilota, e/o mediante un impianto eolico, e/o mediante una base e/o mediante un metodo di controllo di un velivolo secondo gli aspetti che seguono.

Secondo un primo aspetto, viene descritto un velivolo, in particolare un velivolo senza pilota comprendente una prima ala (11) ed una seconda ala (12), in cui
30 almeno una tra la prima e la seconda ala (11, 12) sono realizzate con una configurazione ad elementi multipli comprendente un set di profili d'ala (21, 22, 23, 24) che sono disposti almeno in parte in condizione di reciproca prossimità, il detto set di profili d'ala comprendendo almeno un primo profilo d'ala (21) ed un secondo

profilo d'ala (22) che sono reciprocamente posizionati l'uno a seguito dell'altro e che definiscono rispettivamente un bordo d'attacco ed un bordo di coda, in cui la detta prima ala (11) e la detta seconda ala (12) sono spaziate l'una rispetto all'altra; detto velivolo comprendendo inoltre dei supporti di interconnessione (13, 14) tra detta
5 prima ala (11) e detta seconda ala (12), trattenenti la detta prima e seconda ala (11, 12) ad una determinata distanza,

il detto velivolo senza pilota comprendendo inoltre almeno un contenitore aerodinamico (40) posizionato tra detta prima ala (11) e detta seconda ala (12), detto contenitore aerodinamico (40) comprendendo un vano interno ed un involucro
10 racchiudente il detto vano interno ed essendo atto e configurato per trasportare un carico e/o un propulsore centrale (50c).

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il velivolo comprende almeno un tirante o elemento di connessione (41) per il detto contenitore aerodinamico (40), detto tirante o elemento di connessione (41) comprendendo una prima porzione,
15 fissata ad almeno una tra la detta prima ala (11), la detta seconda ala (12), o un supporto di interconnessione (13, 14) ed una seconda porzione, distinta da detta prima porzione, fissata al detto contenitore aerodinamico.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo la prima porzione è una prima estremità del detto tirante o elemento di connessione (41) e la seconda porzione è
20 una seconda estremità del detto tirante o elemento di connessione (41) opposta rispetto alla detta prima estremità.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il detto contenitore aerodinamico (40) comprende un propulsore centrale (50c) fisso.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il detto contenitore aerodinamico
25 è installato in modo fisso rispetto alla detta prima ala (11) e/o alla detta seconda ala (12) e/o rispetto al supporto di interconnessione (13, 14) e/o rispetto alla struttura del velivolo.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, i detti supporti di interconnessione (13, 14) sono due e comprendono un primo supporto di interconnessione (13) ed
30 un secondo supporto di interconnessione (14), detto primo e secondo supporto di interconnessione essendo inclinati, in particolare essendo disposti ortogonalmente, rispetto alla detta prima ala (11) e seconda ala (12) e in cui il detto contenitore aerodinamico (40) è posizionato tra detta prima ala (11), detta seconda ala (12), e

detto primo supporto di interconnessione (13) e detto secondo supporto di interconnessione (14).

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il detto primo e detto secondo supporto di interconnessione (13; 14) comprendono ognuno una prima porzione, opzionalmente una prima estremità, fissata in corrispondenza di una prima estremità della prima ala (11) e rispettivamente ad una seconda estremità della prima ala (11) opposta rispetto alla prima estremità, ed una seconda porzione, opzionalmente una seconda estremità opposta rispetto alla prima estremità, fissata in corrispondenza di una prima estremità della seconda ala (12) e rispettivamente ad una seconda estremità della seconda ala (12) opposta rispetto alla prima estremità.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il detto almeno un contenitore aerodinamico (40) presenta uno sviluppo principale lungo una predeterminata direzione, in particolare una direzione coincidente e/o sostanzialmente coincidente con la direzione di avanzamento che in uso assume il detto velivolo (1).

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il detto velivolo comprende una pluralità di contenitori aerodinamici (40) aventi all'interno una cavità o vano configurato per trasportare in uso dei carichi.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il velivolo comprende altresì una pluralità di tiranti o elementi di connessione (41) ognuno avente una prima estremità fissata in corrispondenza di un punto di congiunzione tra detto primo supporto di interconnessione (13) o detto secondo supporto di interconnessione (14) e la rispettiva porzione o estremità della prima ala (11) o rispettivamente della seconda ala (12) ed una seconda estremità, opposta rispetto alla prima estremità, fissata al detto contenitore aerodinamico (40).

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, la pluralità di tiranti o elementi di connessione (41) sono disposti in modo tale da fare assumere al detto contenitore aerodinamico (40) una posizione sostanzialmente centrale e/o sostanzialmente baricentrica tra detta prima ala (11), detta seconda ala (12), detto primo supporto di interconnessione (13) e detto secondo supporto di interconnessione (14). Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, i detti tiranti o elementi di connessione (41) sono tra loro incrociati, ed in particolare formano quattro bracci che si dipartono dal detto contenitore aerodinamico (40).

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il velivolo (1) comprende una pluralità di propulsori (50), opzionalmente una pluralità di macchine elettriche aventi un rotore assialmente fissato ad un'elica (51).

5 Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, in corrispondenza di detta prima ala (11) e di detta seconda ala (12) sono presenti una pluralità di macchine elettriche, comprendenti un rotore assialmente fissato ad un'elica (51).

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il velivolo (1) comprende almeno quattro propulsori (50) installati in modo fisso e periferico sulla detta prima ala (11) e sulla detta seconda ala (12).

10 Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il detto velivolo (1) altresì comprende un propulsore centrale (50c), opzionalmente in aggiunta ai detti almeno quattro propulsori (50) installati in modo fisso e periferico sulla detta prima ala (11) e sulla detta seconda ala (12).

15 Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il detto propulsore centrale (50c) e/o la detta pluralità di propulsori (50) comprende una pluralità di motori elettrici il cui rotore è fissato ad un'elica (51) ed in cui il detto almeno un primo ed un secondo profilo d'ala sono posizionati dietro rispetto alla detta elica (51) rispetto ad una direzione di avanzamento del detto velivolo.

20 Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, la detta elica (51) si trova frontalmente rispetto al bordo d'attacco della detta prima ala (11) e/o della detta seconda ala (12).

25 Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, la detta prima ala (11) e/o la detta seconda ala (12) comprendono una prima porzione d'ala ed una seconda porzione d'ala sovrapposte, in particolare sovrapposte lungo una direzione sostanzialmente ortogonale ad una direzione di avanzamento e/o comprendenti almeno un intradosso o un estradosso ed in cui la sovrapposizione si ha lungo la direzione sostanzialmente individuata da una retta ideale unente il detto intradosso o estradosso della prima porzione d'ala con l'intradosso o estradosso della seconda porzione d'ala.

30 Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, detta prima ala (11) e/o detta seconda ala (12) comprendendo ognuna una pluralità di pareti divisorie, opzionalmente equispaziate, frapposte fra la detta prima e la detta seconda ala.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il detto contenitore aerodinamico (40) integra dei sensori e/o sistemi di navigazione e/o di telemetria.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il detto velivolo (1) comprende almeno una prima configurazione operativa di movimentazione sostanzialmente in direzione verticale e/o di hovering, in particolare in corrispondenza del decollo e/o dell'atterraggio, ed almeno una seconda configurazione operativa di volo traslato, in cui in detta prima configurazione operativa la detta direzione di avanzamento è sostanzialmente verticale, ed in cui in detta seconda configurazione operativa la direzione di avanzamento è sostanzialmente longitudinale e/o comprende una componente longitudinale.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, in detta seconda configurazione il detto velivolo è autostabile.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il detto velivolo (1) è un velivolo a decollo verticale.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il detto primo supporto di interconnessione e/o il detto secondo supporto di interconnessione (13; 14) integrano superfici mobili comprendenti alettoni o timoni o ipersostentatori.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il detto velivolo comprende almeno una briglia di connessione ad un cavo di ritenuta (18).

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il detto velivolo comprende una pluralità di briglie, opzionalmente installate in corrispondenza di porzioni d'estremità della detta prima ala (11) e della detta seconda ala (12).

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, la detta almeno una briglia o la detta pluralità di briglie è amovibilmente connessa a detto cavo di ritenuta (18).

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il detto primo supporto di interconnessione e/o il detto secondo supporto di interconnessione (13, 14) comprendono un bordo d'attacco e le dette superfici mobili sono posizionate posteriormente rispetto al detto bordo d'attacco.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, la detta prima e/o la detta seconda ala sono provviste di superfici mobili posizionate in una posizione posteriore rispetto al detto bordo d'attacco.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, le dette superfici mobili sono configurate per modificare il flusso prodotto da detti propulsori (50) allorché attivati.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il detto primo supporto di interconnessione (13) e il detto secondo supporto di interconnessione (14) integrano un set di profili d'ala che sono disposti almeno in parte in condizione di reciproca prossimità, opzionalmente lungo una direzione di avanzamento del detto velivolo.

5 Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, almeno uno e più preferibilmente ognuno dei detti propulsori (50; 50c) presenta una elica (51) a passo variabile, in particolare variabile tra almeno un primo e minore passo ed un secondo e maggiore passo, ed in cui in detta prima configurazione operativa la detta elica (51) assume almeno il detto primo e minore passo ed in detta seconda configurazione operativa
10 la detta elica (51) assume il secondo e maggiore passo.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, i detti propulsori (50) sono almeno quattro, fissi, periferici e controllati o controllabili indipendentemente l'uno dall'altro.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il detto velivolo comprende almeno un dispositivo di misurazione di svergolamento e/o deformazione alare, installato in
15 corrispondenza della detta prima ala (11) e/o della seconda ala (12) e/o del detto primo e/o del detto secondo supporto di interconnessione (13; 14), detto dispositivo di misurazione di svergolamento e/o deformazione alare essendo o comprendendo opzionalmente un estensimetro.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, almeno parte del detto velivolo è
20 rivestito da e/o realizzato in un materiale visibile all'infrarosso e/o riflettente l'infrarosso e/o visibile per o riflettente lunghezze d'onda superiori a 600nm, più preferibilmente 700nm.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il detto dispositivo di misurazione di svergolamento e/o deformazione alare è atto a rilevare una forza e/o uno
25 svergolamento di una porzione mobile della detta prima ala (11) e/o della detta seconda ala (12).

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il detto velivolo (1) assume una forma sostanzialmente scatolare e/o definisce una forma con lati a due a due paralleli, detti lati essendo definiti da detta prima ala (11), detta seconda ala (12),
30 detto primo supporto di interconnessione (13) e detto secondo supporto di interconnessione (14).

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, la detta prima ala (11) è sfalsata rispetto a detta seconda ala (12) e si sviluppa sostanzialmente su di un piano

parallelo e/o sostanzialmente parallelo al piano sul quale sostanzialmente si sviluppa la seconda ala (12).

Secondo un ulteriore aspetto dell'invenzione è realizzato un impianto per la produzione di energia elettrica, caratterizzato dal fatto di comprendere:

- 5 - almeno un carrello (8) o dispositivo trazione, mobile lungo una guida (2) su di un percorso predefinito per mezzo dell'azione di un velivolo (1) posto in quota e soggetto all'azione del vento;
- un cavo di ritenuta (18) avente una prima porzione configurata per essere connessa a detto velivolo (1) ed una seconda porzione connessa a detto
10 carrello (8);
- in cui il detto carrello (8) comprende generatori elettrici (27, 28) atti a produrre corrente elettrica dalla movimentazione del detto carrello (8) lungo il detto percorso predefinito;
- in cui il detto velivolo (1) è un velivolo in accordo ad una o più dei precedenti
15 aspetti.

Secondo un ulteriore aspetto dell'invenzione è realizzata una base (100) per un velivolo (1) senza pilota, la detta base (100) comprendendo una piattaforma di supporto (101) per il detto velivolo (1) e un telaio di supporto atto a distanziare la detta piattaforma di supporto dal suolo, detto telaio di supporto comprendendo
20 almeno un basamento (103); la detta base essendo caratterizzata dal fatto che la detta piattaforma (101) è mobile rispetto al detto basamento (103).

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, la detta piattaforma (101) è mobile per rotazione relativamente al detto basamento (103) e/o configurata per assumere una pluralità di inclinazioni controllate rispetto al detto basamento (103).

25 Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, la piattaforma (101) è girevolmente installata rispetto al basamento (103), in particolare in modo tale da potervi ruotare relativamente attorno ad un asse che si sviluppa in direzione sostanzialmente verticale.

30 Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, la piattaforma (101) è installata in modo folle rispetto al basamento (103).

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, la detta base (100) comprende una pluralità di sostegni laterali (102) di separazione tra detta piattaforma (101) e

detto basamento (103), atti a distanziare la piattaforma dal basamento per una quota predefinita.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, la base comprende un elemento di chiusura a cupola, avente almeno una prima configurazione aperta ed una
5 seconda configurazione chiusa, in cui in detta prima configurazione aperta l'elemento di chiusura lascia libero il velivolo di poter decollare o atterrare sulla piattaforma (101).

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, ognuno dei sostegni laterali (102) presenta una forma sostanzialmente aerodinamica, con superfici sviluppantesi
10 lungo un piano che comprende tale asse che si sviluppa in direzione sostanzialmente verticale e/o presenta una forma sostanzialmente ad ala orientata verticalmente, che in uso, sotto l'effetto del vento, permette di allineare la piattaforma (101), mediante rotazione relativamente al basamento (103), con la direzione del vento.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, la detta base (100) comprende dei servoattuatori configurati per eseguire la detta rotazione relativamente al
15 basamento (103) e/o per permettere o causare l'assunzione di una pluralità di inclinazioni rispetto al detto basamento (103), in cui i detti attuatori sono configurati per ricevere un segnale di attuazione da misuratori di vento, opzionalmente da
20 misuratori della direzione del vento, e in particolare per posizionare la detta piattaforma (101) controvento sulla base del detto segnale di attuazione e/o in accordo ad almeno una direzione di vento identificata dai detti misuratori.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, la detta base integra un argano o tamburo (106) ed un cavo di ritenuta (18) almeno parzialmente avvolto sul detto
25 tamburo (106) e un motore (105) agente in rotazione sul detto tamburo (106) per lo svolgimento o riavvolgimento controllato del detto cavo di ritenuta (18), detto cavo di ritenuta (18) possedendo in uso almeno una porzione collegata amovibilmente con il detto velivolo (1).

Secondo un ulteriore aspetto, il detto velivolo comprende un cavo di ritenuta
30 (18).

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, la detta base integra un elemento tubolare (107), opzionalmente un tubo telescopico (107), estendentesi

obliquamente rispetto alla detta piattaforma (101) e sul quale e/o entro il quale e/o rispetto al quale è fatto scorrere o scorre il detto cavo di ritenuta (18).

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo il detto elemento tubolare (107) è un elemento smorzatore per il detto cavo di ritenuta (18) e/o per la tensione del detto cavo di ritenuta (18).

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il detto cavo di ritenuta (18) è un cavo a bassa resistenza aerodinamica e/o dotato, per almeno una sua porzione, di una superficie laterale almeno parzialmente, più preferibilmente integralmente, rivestita da concavità o recessi atti a favorire la riduzione della resistenza aerodinamica del cavo medesimo e/o è dotato di almeno una porzione comprendente una superficie elicoidale e/o a turbina Savonius.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il detto cavo di ritenuta (18) è un cavo almeno parzialmente rotante rispetto ad un proprio asse di sviluppo (K), ed in particolare la detta porzione avente la detta superficie elicoidale e/o a turbina Savonius è rotante.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il detto cavo di ritenuta (18) è trattenuto, in corrispondenza di una sua porzione, in particolare d'estremità, con un cuscinetto rotante.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il detto velivolo comprende un motore atto a ruotare almeno parte del detto cavo di ritenuta (18).

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, la detta base (100) è caratterizzata dalla presenza di una unità di misurazione inerziale, posizionata in corrispondenza o sostanziale corrispondenza del detto elemento tubolare (107), opzionalmente in corrispondenza di una estremità libera del detto elemento tubolare (107), detta unità di misurazione inerziale essendo configurata e/o specificamente concepita e/o atta a rilevare forze e/o carichi, in particolare forze e/o carichi flessori, sul detto elemento tubolare (107).

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, la detta base (100) è caratterizzata dalla presenza di un estensimetro o cella di carico, posizionato in corrispondenza o sostanziale corrispondenza del detto elemento tubolare (107), opzionalmente in corrispondenza di una estremità libera del detto elemento tubolare (107).

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, la detta base integra una unità di elaborazione dati elettricamente connessa e/o operativamente configurata almeno

per ricevere dati, in particolare dati relativi alle dette forze e/o carichi, da detta unità di misurazione inerziale e per trasmettere, anche in modo indiretto, un segnale di attuazione del detto motore (105), opzionalmente per il rilascio e/o svolgimento del detto cavo di ritenuta (18).

5 Secondo un ulteriore aspetto dell'invenzione è realizzato un sistema per la produzione di energia elettrica, caratterizzato dal fatto di comprendere:

- una base (100) secondo uno o più dei precedenti aspetti,
- un velivolo (10) secondo uno o più dei precedenti aspetti e
- un cavo di ritenuta (18) avente una prima porzione configurata per essere
10 connessa a detto velivolo (1);
- un tamburo sul quale il detto cavo di ritenuta (18) è avvolto in una sua seconda porzione;
- mezzi generatori per la produzione di energia elettrica, amovibilmente
15 connessi con detto cavo di ritenuta (18) e/o con il tamburo sul quale il detto cavo di ritenuta (18) è connesso, atti a generare energia elettrica da o attraverso lo svolgimento e/o riavvolgimento del detto cavo di ritenuta (18) su detto tamburo per azione di una forza di trazione, almeno temporanea, esercitata dal velivolo (10) sul detto cavo di ritenuta (18).

20 Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, la detta base (100) è installata in modo fisso rispetto al terreno.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il detto cavo di ritenuta (18) è elettricamente isolante.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, i detti mezzi generatori comprendono un rotore rigidamente vincolato a detto tamburo.

25 Secondo un ulteriore aspetto dell'invenzione è realizzato un metodo di controllo di un velivolo (1) senza pilota, il detto metodo comprendendo:

- un passo di attivazione di almeno un propulsore (50) di una pluralità di propulsori (50) del detto velivolo (1) in una prima configurazione operativa di decollo verticale o primo assetto di volo, a partire da una piattaforma (101) di supporto,
- 30 - un passo di regolazione della potenza generata da detta pluralità di propulsori (50) per causare una mutazione del detto primo assetto di volo in un ulteriore assetto di volo individuante una seconda configurazione operativa del velivolo (1) nella quale esso procede in volo traslato con una componente di traslazione orizzontale, in cui

- il passo di regolazione della potenza generata da detta pluralità di propulsori (50) causa una alterazione della orientazione spaziale della struttura del detto velivolo (1).

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il detto velivolo (1) è un velivolo in
5 accordo ad uno o più dei presenti aspetti.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, la detta alterazione della orientazione spaziale della struttura del detto velivolo (1) e/o la mutazione tra il primo ed il secondo assetto avvengono per mezzo di propulsori (50) rigidamente uniti alla struttura del detto velivolo (1).

10 Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il detto metodo comprende un passo di esecuzione di una virata e/o beccheggio e/o rollio per mezzo dell'attuazione di superfici mobili (13t, 14t) di almeno un supporto di interconnessione (13; 14) che connette una prima ala (11) con una seconda ala (12) del velivolo.

15 Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il metodo comprende un passo di rilascio progressivo del cavo di ritenuta (18), mediante svolgimento parziale di quest'ultimo da un tamburo, alternato e/o seguito da un passo di almeno parziale riavvolgimento del cavo di ritenuta (18) sul tamburo, in cui almeno durante lo svolgimento parziale un generatore connesso al tamburo sul quale è avvolto il cavo
20 di ritenuta causa la produzione di energia elettrica.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il passo di svolgimento almeno parziale è passivo, ed è causato dall'azione di trazione che il velivolo (1) esercita sul cavo di ritenuta (18) per effetto del vento.

25 Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il metodo comprende un passo di controllo e/o variazione del passo di eliche dei detti propulsori (50) in accordo alla configurazione operativa del velivolo, in cui il passo di controllo prevede un incremento del passo di almeno una delle eliche dei propulsori nel passaggio dalla prima configurazione operativa alla seconda configurazione operativa e/o dal primo assetto di volo al secondo assetto di volo.

30 Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il metodo di controllo del velivolo, prevede avere un passo minimo per le dette eliche durante le fasi di decollo e/o atterraggio del velivolo medesimo.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il metodo prevede un passo di controllo remoto e/o automatico del velivolo (1) mediante una variazione e/o regolazione della potenza fornita da ciascuno dei propulsori (50, 50c).

5 Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, la detta pluralità di propulsori è una pluralità di propulsori (50, 50c) indipendentemente controllabili.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il metodo prevede di fare compiere al detto velivolo (1) virate controllate per descrivere una traiettoria ad "8" e/o circolare e/o su traiettoria curva in particolare durante una fase attiva di generazione di corrente elettrica.

10 Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il metodo prevede un passo di verifica, preferibilmente elettronica e/o automatica, della portanza che almeno la prima ala (11) e la seconda ala (12) esercitano sul velivolo (1), e, qualora tale portanza sia sufficiente a mantenere il velivolo 1 in volo senza l'ausilio della potenza fornita dai propulsori (50, 50c), il metodo comprende un passo di posizionamento
15 delle eliche in modo tale da avere angolo di incidenza nullo e/o a bandiera.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il detto metodo comprende un controllo automatizzato della traiettoria del detto velivolo (1) per mezzo di una ricetrasmisione di dati di volo tra un'unità di elaborazione dati a terra ed il detto velivolo (1), in particolare un'unità di elaborazione dati installata a bordo del velivolo
20 (1).

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il detto metodo comprende un passo di controllo e/o smorzamento dei picchi di carico prodotti dalle raffiche di vento e/o del mantenimento di una portanza costante sul detto velivolo (1).

25 Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, detto controllo e/o smorzamento è un controllo e/o smorzamento automaticamente effettuato da o per tramite d'una unità di elaborazione dati.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il detto controllo in particolare comprende misurare il carico e/o portanza prodotti sulla prima ala (11) e/o seconda ala (12) e/o primo elemento di interconnessione (13) e/o secondo elemento di
30 interconnessione (14), preferibilmente ma non limitatamente per il tramite di almeno un estensimetro o misuratore di forza.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, a seguito della detta misura di carico e/o portanza, detto metodo comprende una correzione, preferibilmente

automatica, delle superfici mobili della detta prima ala (11) e/o seconda ala (12) e/o primo elemento di interconnessione (13) e/o secondo elemento di interconnessione (14), in particolare un controllo volto a incrementare l'incidenza sulla portanza apportata dalle dette superfici mobili qualora la misura di carico e/o portanza diminuisca rispetto ad un predeterminato valore, ed una diminuzione della incidenza sulla portanza apportata dalle dette superfici mobili qualora la misura di carico e/o portanza aumenti rispetto al predetto predeterminato valore.

Descrizione delle figure

Queste ed ulteriori caratteristiche dell'invenzione verranno ulteriormente descritte facendo riferimento ad una forma o più forme di realizzazione preferite e non limitative, a cui si riferisce la seguente porzione di descrizione e con riferimento alle figure annesse, nelle quali:

- la figura 1 illustra una vista prospettica di una prima forma di realizzazione di un velivolo senza pilota, oggetto dell'invenzione;
- la figura 2 illustra una vista laterale del velivolo di figura 1;
- la figura 3 illustra una vista dal basso del velivolo di figura 1;
- la figura 4 illustra una vista dal basso di una seconda forma di realizzazione del velivolo oggetto dell'invenzione;
- la figura 5 illustra una vista laterale del velivolo di figura 4;
- la figura 6 illustra un dettaglio di impianto per la produzione di energia elettrica mediante un velivolo in accordo all'invenzione;
- la figura 7 illustra un ulteriore dettaglio di parte dell'impianto di figura 6, in particolare un carrello, utile per la produzione di energia elettrica;
- la figura 8 illustra un ulteriore dettaglio di parte dell'impianto di figura 6 e di figura 7;
- la figura 9 illustra una traiettoria che il detto velivolo può assumere per la produzione di energia elettrica;
- la figura 10 e la figura 11 illustrano rispettivi dettagli di un generatore a terra e di una base per il velivolo oggetto dell'invenzione; e
- la figura 12 illustra una vista di dettaglio di due porzioni di un cavo di ritenuta al quale è connesso il velivolo oggetto dell'invenzione.

Descrizione dettagliata dell'invenzione

Con il numero di riferimento 1 è indicato nel suo complesso un velivolo senza pilota o dispositivo aereo, che nella presente descrizione è presentato in due forme di realizzazione non limitative.

5 In entrambe le forme di realizzazione il velivolo oggetto dell'invenzione è configurato per avere almeno una prima configurazione operativa di movimentazione sostanzialmente in direzione verticale e/o di hovering, in particolare in corrispondenza del decollo e/o dell'atterraggio, ed almeno una
10 seconda configurazione operativa di volo traslato, nella quale il velivolo è autostabile; nella prima configurazione operativa la detta direzione di avanzamento è sostanzialmente verticale, mentre nella seconda configurazione operativa la direzione di avanzamento è sostanzialmente longitudinale. La transizione tra la prima e la seconda configurazione operativa è graduale e consente al velivolo oggetto dell'invenzione di muoversi in modo tale da acquisire progressivamente
15 sempre più velocità orizzontale. Durante la prima configurazione operativa, la velocità orizzontale del velivolo è infatti sostanzialmente nulla.

La descrizione strutturale del velivolo 1 verrà eseguita con riferimento ad un primo asse di riferimento X, che definisce lo sviluppo in altezza del velivolo 1, ad un
20 secondo asse di riferimento Y, che ne definisce lo sviluppo in larghezza, ed un terzo asse di riferimento Z, che ne definisce lo sviluppo in profondità e/o definisce la direzione di avanzamento del velivolo. Gli assi sono riferiti alla struttura del velivolo, e ai sensi della presente invenzione si devono intendere rigidamente ruotanti con la struttura del velivolo medesimo, per cui una mutazione dell'orientazione spaziale del velivolo causa una equivalente mutazione dell'orientazione spaziale della terna
25 di assi di riferimento X, Y, Z.

Prima forma di realizzazione del velivolo

Come illustrato nelle figure 1-3, il velivolo 1 oggetto della presente invenzione comprende una prima ala 11 ed una seconda ala 12 reciprocamente sovrapposte
30 lungo una direzione individuata da un primo asse di riferimento X ed estendenti per una loro direzione di massima estensione lungo una direzione individuata da un secondo asse di riferimento Y ortogonale rispetto al primo asse di riferimento.

La prima ala 11 e la seconda ala 12 sono realizzate con una configurazione ad elementi multipli comprendente un set di profili d'ala 21, 22, 23, 24, due o più, che sono disposti almeno in parte in condizione di reciproca prossimità.

Il set di profili d'ala comprende almeno un primo profilo d'ala 21 ed un secondo
5 profilo d'ala 22 che sono reciprocamente posizionati l'uno a seguito dell'altro e che definiscono rispettivamente un bordo d'attacco ed un bordo di coda, riferiti rispetto alla direzione di avanzamento del velivolo 1. In particolare la forma di realizzazione illustrata nelle figure da 1 a 3 illustra una soluzione preferita e non limitativa in cui sono presenti una primo profilo d'ala 21, un secondo profilo d'ala 22 mobile rispetto
10 al primo, ed un terzo profilo d'ala 23 mobile rispetto al primo e/o secondo profilo d'ala. In particolare, la mobilità dei profili d'ala è data da una rotazione relativa l'uno rispetto all'altro lungo un asse parallelo al secondo asse di riferimento Y.

Sono altresì presenti degli elementi o supporti di interconnessione 13, 14 che sono concepiti per trattenere la prima ala 11 e la seconda ala 12 in una
15 predeterminata posizione. Preferibilmente, ancorché non limitatamente, gli elementi o supporti di interconnessione 13, 14 sono installati in prossimità, o sostanziale corrispondenza, della prima e seconda estremità – tra loro opposte – di ciascuna delle prima e seconda ala 11, 12. I supporti di interconnessione presentano una forma aerodinamica e possono contribuire alla portanza del velivolo, ad esempio e
20 non limitatamente, nelle virate strette che il velivolo può compiere.

Nella forma di realizzazione illustrata nelle figure 1-3, gli elementi di interconnessione 13, 14 sono due e comprendono un primo supporto di interconnessione 13, sinistro, ed un secondo supporto di interconnessione 14, destro; tali supporti di interconnessione possono essere inclinati, e in particolare
25 sono disposti ortogonalmente rispetto alla detta prima ala 11 e seconda ala 12. In generale, il primo supporto di interconnessione 13, ed il secondo supporto di interconnessione 14, comprendono ognuno una prima porzione che nella forma di realizzazione illustrata nelle figure annesse corrisponde ad una prima estremità, fissata in corrispondenza di una prima estremità della prima ala 11 e rispettivamente
30 ad una seconda estremità della prima ala 11 opposta rispetto alla prima estremità, ed una seconda porzione, che nella forma di realizzazione illustrata nelle figure annesse corrisponde ad una seconda estremità opposta rispetto alla prima estremità, fissata in corrispondenza di una prima estremità della seconda ala 12 e

rispettivamente ad una seconda estremità della seconda ala 12 opposta rispetto alla prima estremità.

Nella prima forma di realizzazione illustrata nelle figure annesse ciascuna delle prima e seconda ala 11, 12 comprende una prima porzione d'ala 11a, 12a, ed una
5 seconda porzione d'ala 11b, 12b tra loro sovrapposte. In particolare, tali porzioni d'ala individuano, per ciascuna delle ali e nel loro complesso, un primo piano alare ed un secondo piano alare tra loro sovrapposti. In particolare la sovrapposizione avviene lungo una direzione sostanzialmente ortogonale ad una direzione di avanzamento e/o comprendenti almeno un intradosso o un estradosso ed in cui la
10 sovrapposizione si ha lungo la direzione sostanzialmente individuata da una retta ideale unente il detto intradosso o estradosso della prima porzione d'ala 11a, 12a con l'intradosso o estradosso della seconda porzione d'ala 11b, 12b. Per mantenere separate le porzioni d'ala, la prima ala 11 e la seconda ala 12 presentano ognuna una pluralità di pareti divisorie, frapposte fra la detta prima e la detta seconda ala e
15 sviluppatasi lungo un piano parallelo al primo asse di riferimento X ed a un terzo asse di riferimento Z ortogonale tanto al primo asse di riferimento X quanto al secondo asse di riferimento Y.

In tale configurazione, detta a doppia ala sovrapposta, viene minimizzato drasticamente l'ingombro laterale rispetto alle soluzioni della tecnica nota, in quanto
20 a parità di estensione alare del dispositivo aereo si ottiene una superficie alare doppia. Per mezzo della preferibile configurazione a doppia porzione d'ala per ciascuna tra la prima ala 11 e la seconda ala 12, si ottiene una configurazione alare quadrupla, con ulteriore vantaggio di riduzione di ingombro laterale a parità di portanza. La configurazione del velivolo oggetto dell'invenzione consente di
25 ottenere una minima resistenza indotta a parità di superficie e allungamento alare. Peraltro, con un ingombro laterale ridotto è altresì ottimizzata la manovrabilità del velivolo e la sua rigidità, alla quale contribuiscono i supporti di interconnessione 13, 14, che nella prima forma di realizzazione forniscono una forma sostanzialmente quadrata o rettangoloide al velivolo. Questa particolare configurazione consente di
30 avere una struttura particolarmente robusta e resistente ed un'apertura alare bassa rispetto alla superficie. Altresì, la particolare conformazione del velivolo consente di avere un rateo di virata molto alto.

La prima forma di realizzazione del velivolo oggetto dell'invenzione comprende altresì un propulsore centrale 50c racchiuso in un contenitore aerodinamico 40, posizionato tra la prima e la seconda ala 11, 12. Il contenitore aerodinamico 40 è installato in modo fisso rispetto alla struttura del velivolo 1, ed in particolare rispetto alla prima e seconda ala 11, 12 e/o rispetto al primo e/o secondo supporto di interconnessione 14. Questo contribuisce a fornire ulteriore rigidità e robustezza al velivolo stesso. Il propulsore centrale 50c è connesso alla prima e alla seconda ala mediante una pluralità di tiranti o elementi di connessione 41 ognuno avente una prima estremità fissata in corrispondenza di un punto di congiunzione tra il primo supporto di interconnessione 13 o il secondo supporto di interconnessione 14 e la rispettiva porzione o estremità della prima ala 11 o rispettivamente della seconda ala 12 ed una seconda estremità, opposta rispetto alla prima estremità, fissata al contenitore aerodinamico 40. Nella forma di realizzazione illustrata nelle figure 1-3, il contenitore aerodinamico 40 assume una posizione sostanzialmente centrale e/o sostanzialmente baricentrica tra la prima ala 11, la seconda ala 12, il primo supporto di interconnessione 13 e il secondo supporto di interconnessione 14. In particolare, i detti tiranti o elementi di connessione 41 sono tra loro incrociati, ed in particolare formano quattro bracci che si dipartono dal contenitore aerodinamico 40. A seconda del rapporto tra lunghezza delle ali 11, 12 e della lunghezza del primo e secondo supporto di interconnessione 13, 14, l'angolo formato tra due bracci può essere di 90° (rapporto 1:1 in lunghezza) o diverso.

In una realizzazione preferita illustrata nelle figure annesse, il primo supporto di interconnessione 13 ed il secondo supporto di interconnessione 14 integrano delle superfici mobili, indicate con i numeri di riferimento 13t e 14t nelle figure annesse che comprendono alettoni o ipersostentatori. Le superfici mobili possono comprendere più elementi o profili d'ala, indipendentemente controllabili e disposti in sequenza l'uno di seguito all'altro nella direzione di avanzamento del velivolo, similmente a quanto avviene per il primo e secondo e terzo profilo d'ala 21, 22, 23 della prima e seconda ala. I vari profili d'ala possono svolgere funzione di alettoni o ipersostentatori. In particolare, gli alettoni possono ruotare relativamente al rispettivo primo o secondo supporto di interconnessione lungo un asse parallelo al primo asse di riferimento X e permettono esecuzione di manovre di imbardata, di virata, di beccheggio per il velivolo 1. Tale configurazione consente di ottimizzare la

manovrabilità – specialmente in imbardata – per il velivolo, anche in condizione di tempo avverso.

Laddove il primo supporto di interconnessione ed il secondo supporto di interconnessione 13, 14 siano dotati di più elementi o profili d'ala, vantaggiosamente l'esecuzione di virate molto strette è ottimizzata ed il velivolo oggetto dell'invenzione può presentare un angolo massimo di attacco ante stallo più elevato, senza fare affidamento su corde alari troppo importanti che diversamente comprometterebbero la manovrabilità del velivolo incrementandone eccessivamente il peso.

Preferibilmente ma non limitatamente, il contenitore aerodinamico 40 integra tutti i sistemi di controllo, navigazione, sensori e telemetria necessari e/o utili per il controllo della movimentazione dell'aereo. Tale aspetto è conveniente poiché la posizione centrale del contenitore aerodinamico 40 rende tali sistemi di controllo, navigazione, sensori e telemetria – tutti particolarmente sensibili – meno esposti agli urti, durante ad esempio l'atterraggio del velivolo e/o durante la sua manipolazione. Tali sistemi sono peraltro anche sensibili ai campi magnetici e sono posizionati in una posizione remota rispetto ai propulsori periferici che possono essere installati sul velivolo in accordo a quanto qui di seguito descritto.

In corrispondenza delle estremità della prima e della seconda ala 11, 12 sono presenti ulteriori propulsori 50, che preferibilmente comprendono una macchina elettrica, in particolare un motore elettrico, il cui rotore è fissato ad un'elica che è posizionata frontalmente rispetto alle ali ed ai supporti di interconnessione 13, in particolare frontalmente rispetto al bordo d'attacco della prima ala 11 e della seconda ala 12. Le eliche possono essere a passo fisso, o alternativamente e più preferibilmente, a passo variabile. Altresì i motori elettrici possono essere tradizionali motori elettrici con flusso radiale o, alternativamente, motori elettrici a flusso assiale con rotore accoppiato frontalmente rispetto allo statore. Alternativamente, i propulsori possono essere motori endotermici; tale soluzione è convenientemente applicabile ad esempio qualora il velivolo oggetto dell'invenzione assuma dimensioni considerevoli.

Il fatto di avere superfici mobili ed in particolare i profili d'ala dietro le eliche dei rotori rende il velivolo significativamente più stabile in hovering ed in caso di forte vento e turbolenze. Vantaggiosamente i medesimi propulsori 50 impiegati per il volo verticale o hovering nella prima configurazione operativa sono altresì i medesimi

propulsori che sono impiegati per la seconda configurazione operativa. Tali propulsori 50 sono installati in modo fisso rispetto alla prima e seconda ala 11, 12 e rispetto al primo e secondo supporto di interconnessione 13, 14 e questo garantisce maggiore sicurezza di funzionamento osservata la assenza di complessi elementi di rotazione per i propulsori. Convenientemente, il velivolo 1 ospita a bordo delle batterie, ricaricabili preferibilmente, al fine di fornire corrente elettrica ai propulsori 50. Le batterie possono essere equivalentemente sostituite da celle a combustibile o da serbatoi di propellente.

La prima forma di realizzazione presenta pertanto 5 propulsori 50, 50c, fissi, di cui 4 sono propulsori periferici installati in sostanziale corrispondenza della periferia della prima e/o seconda ala 11, 12. I quattro propulsori periferici, e in particolare anche il propulsore centrale, sono installati in modo tale da risultare orientati parallelamente l'uno rispetto all'altro nelle reciproche posizioni di installazione.

La richiedente ha osservato che il particolare profilo alare del velivolo, in particolare con porzioni d'ala 11a, 11b, 12a, 12b sovrapposte, consente di ottimizzare la transizione dalla prima configurazione operativa alla seconda configurazione operativa senza rischiare lo stallo del velivolo anche qualora questo sia caratterizzato da un notevole peso.

La struttura scatolare formata dall'assieme delle due ali 11, 12 parallele trattenute in periferia dai supporti di interconnessione 13, 14 consente inoltre di avere un basso consumo energetico ed un'ottimale efficienza aerodinamica. La struttura scatolare del velivolo 1 è dunque sostanzialmente a lati che sono a due a due paralleli. Ai sensi della presente invenzione, dunque, per direzione "controvento" si deve fare riferimento all'asse che passa per il centro della struttura scatolare e che è parallelo alla direzione di principale avanzamento del velivolo in accordo alla sagoma individuata dal profilo d'ala, detto asse uscendo dalla struttura del velivolo verso la direzione di avanzamento.

Osservando in dettaglio la figura 2, si può osservare che la prima ala 11 è verticalmente disallineata rispetto alla seconda ala 12 e cioè è disallineata in modo tale che pur rimanendo disposta su un piano parallelo o sostanzialmente parallelo al piano sul quale sostanzialmente si sviluppa la seconda ala 12, osservando dall'alto il velivolo 1 questa risulta sfalsata orizzontalmente. Osservato che i tre assi

di riferimento X, Y, Z sono tra loro ortogonali, come già descritto, i supporti di interconnessione 13, 14 si sviluppano ognuno su di un piano parallelo al primo ed al terzo asse di riferimento X, Z, ma la loro direzione principale di sviluppo segue una retta giacente su detto piano ma inclinata rispetto al primo ed al terzo asse di riferimento. In altri termini, i supporti di interconnessione 13, 14 sono connessi alla prima ed alla seconda ala 11, 12 secondo una conformazione tale che l'asse di sviluppo longitudinale dei supporti di interconnessione 13, 14 formi un angolo (α' , α'') rispetto ai piani alari delle ali 11, 12. Si potranno prevedere due differenti conformazioni in cui i supporti di interconnessione 13, 14 saranno connessi alle ali 11, 12:

- secondo una conformazione tale che la prima ala 11 risulta essere posizionata anteriormente rispetto alla seconda ala 12 e rispetto alla direzione di avanzamento (indicata dalla freccia A) in modo tale da creare una certa profondità longitudinale che permette di ottenere una maggiore stabilità longitudinale del velivolo 1 quando esso si trova in volo. In questo caso, quindi, i supporti di interconnessione 13, 14 sono connessi alle ali 11, 12 secondo una conformazione tale che l'asse di sviluppo longitudinale dei supporti di interconnessione 13, 14 formi un primo angolo (α') rispetto ai piani alari delle ali 11, 12, tale primo angolo (α') essendo maggiore di novanta gradi, preferibilmente compreso tra 91 e 135 gradi, ancor più preferibilmente tra 95 e 130 gradi;

- secondo una conformazione tale che la prima ala 11 risulta essere posizionata posteriormente rispetto alla seconda ala 12 e rispetto alla direzione di avanzamento in modo tale da creare una certa profondità longitudinale che permette di ottenere una maggiore stabilità longitudinale del velivolo 1 quando esso si trova in volo. In questo caso, quindi, i supporti di interconnessione 13, 14 sono connessi alle ali 11, 12 secondo una conformazione tale che l'asse di sviluppo longitudinale dei supporti di interconnessione forma un secondo angolo (α'') rispetto ai piani alari delle ali 11, 12, tale secondo angolo (α'') essendo minore di novanta gradi, preferibilmente compreso tra 45 e 89 gradi, ancor più preferibilmente tra 50 e 85 gradi.

Nella forma di realizzazione preferita illustrata nelle figure annesse, nella direzione di avanzamento, la seconda ala 12, posizionata inferiormente, è posizionata anteriormente rispetto alla prima ala 11, e per prima incontra il flusso d'aria.

Qualora il velivolo sia dotato di un cavo di ritenuta 18, come verrà meglio descritto in seguito, tali configurazioni risultano particolarmente importanti nel caso in cui si rompa il cavo di ritenuta 18. Infatti la configurazione descritta del dispositivo aereo 1 consente di ottenere buone condizioni di stabilità e, quindi, in caso di rottura
5 del cavo di ritenuta 18, il velivolo 1 è in grado di poter atterrare autonomamente planando entro un'area designata.

Opzionalmente, quantunque preferibilmente, la prima ala 11 e/o la seconda ala 12 e/o il primo e/o il secondo supporto di interconnessione 13, 14 possono comprendere un estensimetro, in particolare installato sul longerone dell'ala
10 stessa, in modo da poter sentire la deformata (svergolamento alare) sotto l'effetto della portanza alare, ossia poter identificare se l'ala in questione è appena stata investita da una raffica di vento o meno. Il valore rilevato dall'estensimetro, preferibilmente è trasformato in dato elettronico trasmesso ad esempio e non limitatamente via radio ad un sistema di controllo remoto del velivolo 1, ad esempio
15 introdotto in un impianto per la produzione di energia elettrica come meglio sarà descritto nelle successive porzioni della descrizione. La richiedente ha osservato che il valore estensimetrico rilevato dall'estensimetro permette di identificare prima e con maggiore precisione l'eventuale variazione di carico alla quale il velivolo 1 oggetto dell'invenzione può essere soggetto durante il suo volo e/o controllare la
20 portanza in virata, in particolare allorquando il velivolo è fissato ad un cavo di ritenuta. In particolare, il valore di forza rilevato dall'estensimetro permette di ottimizzare il controllo del velivolo oggetto dell'invenzione, evitando il rischio di virate troppo strette che potrebbero portare allo stallo dell'ala laterale realizzata dal primo o dal secondo supporto di interconnessione.

La particolare conformazione della struttura scatolare del velivolo oggetto dell'invenzione, integrante la prima e la seconda ala e il primo ed il secondo elemento di interconnessione, in particolare allorquando tutti dotati di superfici mobili, consente di innescare un rollio anche particolarmente accentuato senza perdere portanza.

Il generatore riceve in anticipo rispetto al cavo la variazione di carico e può
30 meglio smussare i picchi di carico.

Il velivolo 1 può comprendere inoltre una unità di elaborazione dati, elettricamente connessa con i propulsori 50 e/o con il propulsore centrale 50c, in

modo tale da permettere di controllare rapidamente ciascuno dei propulsori 50, in particolare in modo indipendente dagli altri. L'unità di elaborazione dati è pertanto responsabile del controllo del velivolo 1. I valori dell'estensimetro vengono anche passati all'unità di elaborazione dati, che corregge l'assetto di volo del velivolo 1 in
5 accordo, ad esempio adattando la portanza offerta dalla prima ala 11 e/o dalla seconda ala 12, modificando l'angolo delle superfici mobili così da smussare il picco del carico dovuto alla raffica. Stessa cosa, ma al contrario, viene ottenuta quando il vento diminuisce di intensità.

Laddove ritenuto utile o necessario, il velivolo 1 può altresì comprendere un
10 modulo ricetrasmittitore senza fili, atto a trasmettere e ricevere parametri di volo rispettivamente verso e da un ricevitore o trasmettitore remoto. Convenientemente, il modulo ricetrasmittitore senza fili è elettricamente connesso all'unità di elaborazione dati e con essa scambia in uso almeno dati di volo del velivolo 1.

La richiedente fa notare che benché nelle figure annesse siano rappresentate
15 soluzioni in cui i propulsori 50 sono posizionati perifericamente, in sostanziale corrispondenza degli spigoli che si formano tra la prima ala 11 ed i supporti di interconnessione 13, 14 e tra questi e la seconda ala 12, trattandosi pertanto di propulsori 50 d'estremità d'ala, ulteriori realizzazioni del velivolo non illustrate nelle figure annesse possono essere altresì caratterizzate dalla presenza di una pluralità
20 di propulsori 50 intermedi, installati cioè in posizioni intermedie della almeno la prima ala 11 e, preferibilmente, anche della seconda ala 12; tali propulsori sono equamente spazati l'uno dall'altro e tutti installati in modo fisso rispetto alla rispettiva ala di riferimento, così da incrementare la sicurezza di volo del velivolo 1. Tutti i propulsori installati sull'ala preferibilmente mantengono le caratteristiche
25 precedentemente descritte ed in particolare integrano l'elica posizionata di fronte al bordo d'attacco dell'ala.

La richiedente ha infatti riscontrato che aumentare il numero di propulsori con elica traente anteriore all'ala permette di avere un flusso di aria accelerato che lambisce l'ala e le sue parti mobili tale per cui anche a bassa velocità del mezzo
30 rispetto all'aria circostante (situazione in decollo e atterraggio), si ottengono comunque delle velocità del flusso sul profilo alare e parti mobili alte, con una maggiore portanza anche alle basse velocità e una risposta più energica delle parti mobili alle basse velocità .

Un flusso accelerato sulle ali a basse velocità del mezzo permette di ruotare il velivolo 1 da verticale ad orizzontale in meno tempo, perché la portanza indotta dal flusso delle eliche aumenta la portanza reale sulle ali e la risposta delle parti mobili a variare la posizione di beccheggio del velivolo medesimo. In questo modo la
5 potenza massima dei propulsori, come già visto necessaria durante l'hovering e più in generale nella prima configurazione d'uso, è richiesta per minore tempo, per cui anche la capacità delle batterie a parità di altre condizioni potrà essere inferiore, avendo pertanto un velivolo 1 più leggero. Maggiore leggerezza corrisponde a un maggior contributo della portanza alla trazione sul cavo e non all'autosostentamento
10 del velivolo stesso.

Inoltre, un elevato numero di piccoli propulsori con annesse piccole eliche permette di avere una rumorosità inferiore rispetto a 4 propulsori periferici con eliche con diametri considerevolmente maggiori. Questo aiuta la accettazione da parte di abitazioni nelle vicinanze, perché diminuisce l'inquinamento acustico.

15 La richiedente ha in particolare osservato che le eliche installate su un alto numero di propulsori di potenza inferiore rispetto al caso di 4 propulsori avranno un diametro inferiore; nello specifico caso in cui le eliche siano ripiegabili, quando le eliche saranno ripiegate all'indietro avranno un ingombro inferiore nell'essere posizionate longitudinalmente e quindi l'attacco eliche sarà più vicino al bordo di
20 attacco delle ali, così facendo diminuisce la lunghezza totale delle parti strutturali e si avrà un velivolo 1 dalla struttura più compatta.

Inoltre, molti piccoli propulsori con la loro parte di fusoliera annessa a basso impatto frontale hanno un impatto inferiore rispetto a grossi propulsori con grosse fusoliere in termini di resistenza aerodinamica, per cui si migliora la efficienza totale
25 e quindi aumenta la parte di portanza da poter utilizzare per il tiro del cavo di ritenuta 18.

In ogni caso, la ridondanza del numero di propulsori permette di ottenere un notevole vantaggio di sicurezza del volo, poiché in caso di uno qualsiasi tra un malfunzionamento, un guasto o una rottura, di uno o più propulsori, quantomeno il
30 mantenimento della quota di volo del velivolo è garantito. Tale vantaggio si applica sia alla soluzione con 5 propulsori di cui 4 periferici, sia alla soluzione con propulsori intermedi sulle ali.

L'indipendenza del controllo dei propulsori 50 può essere convenientemente sfruttata sia nella soluzione a 4 o 5 propulsori come precedentemente descritto, sia nella soluzione qui ultimamente trattata in cui ogni ala 11, 12 presenta più propulsori equispaziati l'uno dall'altro. Alcuni propulsori 50 potranno avere eliche con un passo maggiore per poter accelerare bene da hovering a volo in piano come un tradizionale aereo. Altri propulsori, preferibilmente a bassi giri, avranno eliche a passo lungo adatte alla rigenerazione elettrica durante le picchiate nella fase passiva del ciclo che servono per ricaricare le batterie. In questo modo tutti i motori aiuteranno nelle varie fasi, ma alcuni funzioneranno a massima efficienza in ognuna delle fasi citate. La richiedente ha segnalato che nel caso in cui per ogni ala 11, 12, e opzionalmente per il primo o secondo supporto di interconnessione 13, 14, o almeno per una tra la prima o la seconda ala 11, 12 vi siano propulsori in posizione intermedia è anche possibile rinunciare a eliche a passo variabile che farebbero incrementare la complessità costruttiva del velivolo e i relativi costi di manutenzione. Il controllo dell'assetto di volo, in accordo all'uso di propulsori intermedi installati sulla prima e/o seconda ala 11, 12 garantiscono un più preciso controllo dell'assetto di volo del velivolo.

Preferibilmente, ma non limitatamente, almeno parte del corpo del velivolo oggetto dell'invenzione è realizzato in materiale visibile all'infrarosso e/o visibile per lunghezze d'onda superiori a 600nm, più preferibilmente 700nm. Alternativamente, parte del corpo del velivolo possono essere rivestiti da materiali dotati delle predette proprietà di visibilità all'infrarosso, ad esempio per mezzo di strati riflettenti radiazione infrarossa emessa da illuminatori e realizzati in forma di vernice o di elemento adesivo. Vantaggiosamente questo concorre ad evitare il rischio che velivoli tradizionali impattino inavvertitamente contro il velivolo oggetto dell'invenzione per via della sua scarsa visibilità notturna, poiché il velivolo dell'invenzione, così equipaggiato, può essere facilmente osservato da e/o attraverso i visori notturni che utilizzano ad esempio i piloti di aeromobili ad ala fissa o mobile durante il volo notturno, ivi incluso quello per ricerca e soccorso. Tali visori tipicamente presentano massima sensibilità nell'intorno compreso tra 600 nm e 900nm. L'utilizzo di materiali dotati di proprietà di visibilità all'infrarosso, peraltro, concorre a salvaguardare l'energia elettrica a bordo. Infatti, la visibilità del velivolo così equipaggiato non è data da proprietà di illuminazione attiva, ma da una

peculiarità di visibilità passiva che non necessita né impiega risorse energetiche di bordo.

Seconda forma di realizzazione del velivolo

Una seconda forma di realizzazione del velivolo oggetto dell'invenzione è illustrata nelle figure 4 e 5; tale seconda forma di realizzazione presenta sostanzialmente le medesime caratteristiche della prima forma di realizzazione, rispetto alla quale il lettore si rimanda per la lettura. Si segnala che le caratteristiche precedentemente descritte anche come opzionali per la prima forma di realizzazione del velivolo 1, possono essere applicate alla seconda forma di realizzazione qui descritta. In particolare, tale seconda forma di realizzazione è ottimizzata per realizzare un drone cargo.

In particolare, tale forma di realizzazione si contraddistingue rispetto alla prima forma di realizzazione per il fatto che il contenitore aerodinamico 40 contiene un volume interno atto a trasportare dei carichi. La seconda forma di realizzazione è quindi quella di un velivolo 1 senza pilota a quattro propulsori fissi periferici. In particolare, la Richiedente ha riscontrato che l'utilizzo di un contenitore aerodinamico 40 fisso rispetto alla struttura del velivolo, con la particolare configurazione di fissaggio rispetto ad ali e supporti di interconnessione come precedentemente descritto, permette di evitare pericolosi basculamenti del carico, che rischiano di compromettere la stabilità del volo.

La Richiedente ha osservato che, allorquando il contenitore aerodinamico è posizionato nella posizione sostanzialmente baricentrica precedentemente descritta, anche il carico si troverà in tale posizione; per tale ragione l'ottimizzazione del trasporto del carico è raggiunta. Benché le figure annesse non lo illustrino, la seconda forma di realizzazione può presentare ulteriori contenitori aerodinamici in prossimità della prima o seconda ala e/o in prossimità del primo o secondo supporto di intergiunzione 13, 14, per fornire ulteriore spazio per trasportare carichi.

Opzionalmente, tanto la prima forma di realizzazione quanto la seconda forma di realizzazione del velivolo oggetto dell'invenzione possono comprendere una pluralità di contenitori aerodinamici 40, in aggiunta a quello precedentemente descritto, ognuno dei quali è configurato per ospitare dei carichi contenuti in un vano o recesso o cavità in essi realizzati. Tali contenitori aerodinamici, secondo una

realizzazione preferita sono disposti in modo tale da individuare una principale direzione di sviluppo che si estende parallelamente alla direzione di avanzamento che il velivolo 1 assume in volo, e dunque parallelamente ad un terzo asse di riferimento Z. Tali contenitori aerodinamici sono sempre fissi.

5 Tanto la prima quanto la seconda forma di realizzazione del velivolo 1 oggetto dell'invenzione possono essere utilizzate per realizzare un drone trattenuto da un cavo. In particolare, il drone può essere trattenuto con un cavo di ritenuta 18 verso un carrello 8 scorrevole su una guida, al fine ad esempio di permettere – tramite il
10 carrello 8 – una generazione di corrente elettrica. Tale carrello 8 sarà convenientemente concepito per integrare mezzi di produzione di corrente elettrica. Il velivolo 1 oggetto dell'invenzione può essere applicato agli impianti eolici 10 ad anello, con un sistema a cavo che porta il velivolo 1 in alta quota, dove è presente un flusso di aria elevato sia per intensità che per disponibilità nel tempo. Infatti da studi effettuati nel settore della produzione di energia eolica risulta che la velocità
15 del vento e la sua uniformità crescono con l'aumentare dell'altitudine. Ad esempio, ad una altezza di 100 m dal suolo i valori medi del vento hanno caratteristiche scarsamente sfruttabili o per la scarsa intensità o per la scarsa costanza, mentre a 400 m di altezza dal suolo la velocità del vento è sempre sfruttabile ai fini di produzione di energia e presenta caratteristiche di maggiore costanza nel tempo.
20 Dato che la potenza del vento è proporzionale alla tripla potenza della velocità, l'efficienza di un impianto che sfrutta un velivolo 1 come quello oggetto dell'invenzione in alta quota presenta migliori prestazioni rispetto a impianti a pale eoliche a bassa quota, ottenendo un maggiore rendimento a parità di superficie occupata a terra. Infatti confrontando diverse tipologie di impianti si ha che un
25 impianto a pale eoliche posto nell'entroterra ha una capacità produttiva media di 700 W/metro quadro, un impianto a pale eoliche posto sulla costa ha una capacità produttiva media di 1000 W/metro quadro, mentre il sistema inventivo è in grado di ottenere capacità produttive superiori a 1800 W/metro quadro.

Impianto e sistema per la produzione di energia elettrica mediante velivolo.

Il velivolo 1 oggetto dell'invenzione è in grado d'esser connesso con una struttura a terra che realizza un impianto o sistema di produzione di energia elettrica,

qui descritto in una prima e non limitativa forma di realizzazione, che come rappresentato nelle figure 6-9 comprende un circuito chiuso, preferibilmente ma non necessariamente a conformazione anulare, il quale comprende una guida 2 lungo la quale sono scorrevolmente connessi uno o più carrelli 8 ciascuno dei quali è trainato, per mezzo del cavo di ritenuta 18, da un corrispondente velivolo 1 che in uso viene fatto decollare in modo controllato al fine di essere posto in quota. Conseguentemente sulla guida 2 possono essere presenti più carrelli che viaggiano sulla guida 2 in modo equidistante l'uno dall'altro, ciascuno trainato da un rispettivo velivolo 1. L'almeno un carrello 8 è dunque soggetto ad una forza di traino da parte del velivolo 1, il quale è sospinto dal vento, e l'esercizio di detta forza di traino avviene per mezzo del cavo di ritenuta 18.

La guida 2 è supportata in posizione sollevata rispetto al suolo per mezzo di una serie di tralicci 6, preferibilmente posti in posizione reciprocamente equidistante lungo lo sviluppo longitudinale della guida 2 medesima. La struttura costituita da guida 2 e tralicci 6 è ancorata a terra mediante un sistema di funi di fissaggio 7 il quale sistema conferisce una elevata resistenza ai carichi laterali.

La guida 2 comprende una prima rotaia 3 ed una seconda rotaia 4 reciprocamente parallele e distanziate le quali sono preferibilmente realizzate in forma di rotaie tubolari. La prima rotaia 3 e la seconda rotaia 4 fungono da mezzi di guida per tenere il carrello 8 in posizione. Ulteriormente la guida 2 comprende anche un binario 5 il quale è preferibilmente disposto tra la prima rotaia 3 e la seconda rotaia 4. Il binario centrale serve per scaricare le forze di trazione del dispositivo aereo 1 e azionare ruote di trasmissione 31 del carrello 8 le quali sono ruote gommate contrapposte che sono in contatto su lati opposti del binario 5 centrale.

Il carrello 8 è dotato di un telaio 32 al quale sono fissati:

- un primo gruppo di ruote di ritenuta 29 le quali sono scorrevolmente ingaggiate sulla prima rotaia 3;
- un secondo gruppo di ruote di ritenuta 30 le quali sono scorrevolmente ingaggiate sulla seconda rotaia 4;
- una coppia di ruote di trasmissione 31 contrapposte che sono in contatto su lati opposti del binario 5 centrale.

Ciascun gruppo di ruote di ritenuta 29, 30 potrà comprendere un insieme di ruote anteriori ed un insieme di ruote posteriori, in cui i termini "anteriore" e

"posteriore" sono riferiti rispetto alla direzione di avanzamento 9 del carrello 8 sulla guida 2. Ciascun insieme di ruote potrà essere realizzato per mezzo di tre coppie di ruote che sono scorrevolmente ingaggiate sulla rispettiva rotaia 3, 4 secondo differenti direzioni di ingaggiamento, ad esempio secondo direzioni di ingaggiamento disposte a novanta gradi l'una rispetto all'altra. I gruppi di ruote di ritenuta 29, 30 servono a tenere il carrello in posizione rispetto alla rispettiva rotaia 3, 4.

Su ciascun carrello 8 è installato un argano 26 per svolgere e avvolgere il cavo di ritenuta 18 del velivolo durante le fasi di decollo e atterraggio. L'argano 26 comprende un proprio motore collegato ad una bobina per l'avvolgimento del cavo di ritenuta 18. L'argano comprende ulteriormente un sistema di controllo ed un sistema di alimentazione collegato alla rete di alimentazione e dotato di una batteria di emergenza per potere gestire le fasi di avvolgimento e/o svolgimento del cavo di ritenuta 18 in caso di assenza di energia di rete.

Il carrello è munito anche di almeno un motore — generatore, eventualmente due motori o generatori 27, 28. Il motore — generatore o i motori - generatori 27, 28 realizzano dei mezzi che trasformano l'energia cinetica del carrello 8 in energia elettrica. Ad esempio per una soluzione con due motori - generatori 27, 28, un primo motore - generatore 27 è collegato ad una prima delle ruote di trasmissione 31 ed un secondo motore - generatore 28 è collegato ad una seconda delle ruote di trasmissione 31 che sono due ruote a gomme piene controrotanti in contrasto sul binario 5 centrale della guida 2 in modo da scaricare tutto il carico senza rischio di slittamenti.

Il velivolo vola ad alta velocità parallelamente al terreno muovendosi alternativamente verso destra e verso sinistra rispetto alla guida 2 compiendo una traiettoria essenzialmente conformata a "8" e/o circolare e/o su traiettoria curva in accordo ad esempio e non limitativamente alla direzione del vento.

Ciascun velivolo 1 potrà essere controllato per mezzo di un sistema di controllo comprendente uno o più tra sensori di posizione, sensori di accelerazione, sensori di posizionamento GPS, sensori di controllo della direzione del cavo di ritenuta 18, sensori radar di posizione. In questo modo si è certi della posizione di ogni velivolo 1 presente sulla guida 2 e si elimina o riduce drasticamente il rischio di collisione sia tra i dispositivi aerei 1 stessi che tra i dispositivi aerei 1 con velivoli esterni. Il

velivolo 1 viene comandato tramite dei servocomandi posizionati sul dispositivo aereo 1 stesso in modo da fargli seguire un percorso con traiettoria con conformazione a "8" e/o circolare o su traiettoria curva, secondo quanto riportato nel seguito della presente descrizione.

5 Al fine di diminuirne la resistenza aerodinamica, attorno al cavo di ritenuta 18 viene agganciato un rivestimento in gomma espansa profilata per diminuire la resistenza aerodinamica. Ad intervalli regolari lungo il rivestimento si prevede l'inserimento di un generatore piezoelettrico che si carica con le vibrazioni generate dal velivolo 1 durante il volo. Il generatore piezoelettrico alimenterà una serie di
10 dispositivi luminosi, preferibilmente a LED, che consentono l'individuazione del cavo di ritenuta 18 di notte. Il rivestimento 41 sarà preferibilmente ulteriormente dotato di parti catarifrangenti in modo da aumentarne la visibilità anche di giorno. Anche il fatto che il rivestimento 41 ha una dimensione maggiore rispetto al cavo di ritenuta 18 contribuisce ad aumentarne la visibilità di giorno.

15 Il cavo di ritenuta 18 possiede un punto meno resistente in corrispondenza della zona di attacco con il velivolo 1 in modo tale da realizzare un punto preferenziale di rottura. Dal momento che il punto di rottura è posizionato in corrispondenza della zona di attacco con il velivolo 1, in caso di rottura, il cavo di ritenuta 18 può essere riavvolto velocemente dall'argano 26 senza rischiare di
20 causare danni da caduta del cavo stesso nel caso in cui esso arrivasse a terra lontano dall'impianto 10 mentre è trascinato dal velivolo 1 in manovra di emergenza. Il cavo di ritenuta 18 è dunque amovibilmente connesso con il velivolo oggetto dell'invenzione. Opzionalmente, quantunque preferibilmente, il velivolo 1 può essere dotato di un sistema o dispositivo telecomandato per lo sgancio controllato
25 del cavo di ritenuta 18.

La richiedente ha osservato che il velivolo 1 si trova sovente ad operare in zone che possono presentare elettricità statica e/o può essere soggetto a fulminazione. Per tale ragione, sempre opzionalmente benché preferibilmente, il cavo di ritenuta 18 è realizzato in materiale elettricamente isolante, al fine di evitare
30 la propagazione del fulmine fino a terra.

In una particolare realizzazione, il cavo di ritenuta 18 può essere dotato e/o formato da almeno una e più preferibilmente una pluralità di briglie che sono connesse in corrispondenza di punti distinti del velivolo, in particolare in

corrispondenza dei punti di unione tra la prima ala 11 o la seconda ala 12 con i rispettivi elementi di interconnessione 13, 14 e/o in corrispondenza delle estremità della prima ala 11 e/o seconda ala 12, e/o primo e/o secondo elemento di interconnessione 13, 14. L'utilizzo delle predette briglie permette un maggiore controllo del velivolo durante le virate e vantaggiosamente consente di ottimizzare il posizionamento del velivolo in modo tale che esso sia sempre rivolto controvento. In particolare, il velivolo 1 oggetto dell'invenzione, allorquando provvisto delle predette briglie, possiede limitata capacità di rollio o beccheggio, e le virate possono essere eseguite sostanzialmente, più in particolare solamente, tramite imbardata.

Base di supporto girevole per un velivolo.

Fa parte dell'oggetto della presente invenzione altresì una base 100 per un velivolo, in particolare per un velivolo in accordo alla presente invenzione. La base 100 costituisce una parte di un sistema di generazione di energia elettrica, in una seconda forma di realizzazione alternativa e preferita rispetto a quella precedentemente citata, specificamente configurato per operare con il velivolo oggetto dell'invenzione.

Come illustrato nelle figure 10 e 11 la base 100, che in uso è installata in una posizione predeterminata e fissa al suolo, comprende innanzitutto una piattaforma 101 di supporto per il velivolo; la piattaforma 101 presenta un'area sostanzialmente circolare anche se tale forma non deve essere intesa in modo limitativo. La piattaforma 101 presenta dimensione tale da poter ospitare almeno parte e preferibilmente tutto il velivolo 1. Nella forma di realizzazione illustrata nelle figure annesse, la piattaforma è realizzata mediante una griglia, che vantaggiosamente permette lo scarico dell'acqua qualora impiegata sotto la pioggia, e che comunque permette di ridurre il peso complessivo dell'oggetto.

La piattaforma 101 è retta da un supporto comprendente due sostegni laterali 102 e da un basamento 103; ognuno dei sostegni laterali 102 presenta una prima estremità vincolo alla piattaforma 101 ed una seconda estremità fissata al basamento 103. Il basamento 103 è realizzata in forma preferibilmente allungata e integra un tamburo 106 per un cavo, in particolare per il cavo di ritenuta 18, e un motore 105, preferibilmente ma non limitatamente elettrico, comprendente un rotore rigidamente vincolato al tamburo 106 in modo tale da poterne regolare e/o

controllare la rotazione in senso orario o antiorario e conseguentemente regolare lo svolgimento o riavvolgimento del cavo di ritenuta 18. Il riavvolgimento può avvenire preferibilmente immediatamente a seguito dell'abbassamento di quota del velivolo, così da evitare di lasciare il cavo di ritenuta eccessivamente flottante.

5 Benché il cavo di ritenuta 18 possa essere un cavo tradizionale a sezione circolare, ad esempio e non limitatamente di tipo plastico e/o in fibra plastica, la Richiedente ha evidenziato che il cavo di ritenuta 18 può convenientemente essere un cavo a bassa resistenza aerodinamica e comprendere, come nel caso della porzione A della figura 12, una superficie ruvida 18f, ad esempio dotata di una
10 pluralità di concavità o recessi disposti tutt'attorno alla superficie laterale del cavo, ed un numero di Reynolds preferibilmente compreso tra 10^4 e 10^5 , tale per cui la resistenza aerodinamica scende a valori C_d minori o uguali a 0,7, più preferibilmente minori di 0,6 ed ancora più preferibilmente minori di 0,5. La superficie ruvida del cavo aiuta a mantenere un flusso turbolento attorno al cavo
15 stesso, che concorre a ridurre il carico aerodinamico. L'utilizzo di una superficie ruvida concorre inoltre a ridurre le vibrazioni del cavo, particolarmente allorquando questo è srotolato per significativa lunghezza. La sezione del cavo può avere sezione a turbina di Savonius, o a elica 18v come nel caso della porzione B della figura 12, sviluppantesi dunque su almeno parte della porzione di cavo che si
20 estende in direzione assiale, sull'asse del cavo indicato con lettera K. Tale sezione a turbina di Savonius o elica può essere eventualmente combinata con una superficie a bassa resistenza aerodinamica.

Inoltre, il cavo di ritenuta 18 può avere una porzione rotante, in particolare la porzione che non è arrotolata nel tamburo, ossia quella più prossima al velivolo. La
25 porzione rotante è congiunta con il resto del cavo mediante un elemento di giunzione assiale rotante, ad esempio folle quale un cuscinetto reggispira, e può esser opzionalmente coadiuvato da un sistema di rotazione attivo. La porzione rotante del cavo può essere rotante per rotazione passiva data dalla superficie a effetto Savonius o per rotazione attiva generata tramite un motore elettrico posto
30 sul velivolo e che utilizza le batterie eventualmente presenti sul velivolo medesimo.

L'effetto Magnus del cavo genera una riduzione della resistenza aerodinamica e una portanza che a seconda della direzione di spin può aiutare a sollevare il velivolo rispetto all'orizzonte, per cui è possibile avere un angolo cavo più basso

rispetto all'orizzonte, poiché è necessaria meno portanza devoluta a sostenere il peso del velivolo e del cavo. Un angolo del cavo minore porta a un maggior utilizzo del vento e ad un'efficacia di generazione di energia maggiore.

5 Dato che durante il volo con traiettoria a 8, in un verso di moto, il cavo aiuterebbe al sostentamento ma, nel verso opposto, aumenterebbe il peso del sistema, è possibile introdurre un cuscinetto reggispinta in corrispondenza dell'estremità del cavo connessa con il velivolo, sul collegamento con le briglie; in questo modo è vantaggiosamente possibile invertire velocemente il verso di rotazione del cavo di ritenuta 18, con un effetto di contrasto all'avvolgimento. In altri
10 termini, invertendo la rotazione del cavo ad ogni inversione di moto durante la traiettoria ad 8 eseguita dal velivolo, la portanza generata aiuta il cavo ad autosostenersi.

Preferibilmente la piattaforma 101 è girevolmente installata rispetto al basamento 103, in particolare in modo tale da potervi ruotare relativamente attorno
15 ad un asse che si sviluppa in direzione sostanzialmente verticale. Preferibilmente la piattaforma 101 è installata in modo folle rispetto al basamento 103. In questo caso, ognuno dei sostegni laterali 102 presenta una forma sostanzialmente aerodinamica, con superfici sviluppantesi lungo un piano che comprende tale asse che si sviluppa in direzione sostanzialmente verticale. In altre parole ognuno dei sostegni laterali
20 102 presenta una forma sostanzialmente ad ala orientata verticalmente, che in uso, sotto l'effetto del vento, permette di allineare la piattaforma 101, mediante rotazione relativamente al basamento 103, con la direzione del vento. La base qui descritta realizza pertanto un sistema di ricerca passiva del vento, in particolare della direzione controvento, e/o è configurata per ricercare passivamente la direzione del
25 vento e posizionarsi in direzione controvento rispetto a quest'ultima. I sostegni laterali 102 sono inclinati in modo opposto, in modo da far sì che se il vento cambia di direzione il sostegno laterale maggiormente esposto abbia una coppia di rotazione più ampia dell'altro.

In una forma di realizzazione preferita e non limitativa dell'invenzione, il
30 tamburo 106 e/o il motore 105 sono montati su di una coppia di guide 110, installate sul basamento 103, che permettono lo scorrimento assiale dell'assieme tamburo-motore rispetto al basamento 103.

Una caratteristica peculiare della base 100 oggetto dell'invenzione è quella per cui la piattaforma 101 è mobile rispetto al basamento 103, e può essere in particolare mobile per rotazione rispetto ad un asse zenitale del basamento 103 – tale asse zenitale coincidendo sostanzialmente, in uso, con l'asse verticale – e/o può essere inclinata rispetto al detto basamento 103.

Il vincolo dei supporti laterali 102 con la piattaforma 101 può non essere rigido ma permettere un pivotamento della piattaforma rispetto ad una posizione centrale e neutrale orizzontale; la piattaforma è concepita pertanto per ruotare rispetto ad un punto centrale di rotazione, in modo tale da avere almeno un lato posizionabile, per effetto della rotazione, tra una massima quota 201 ed una minima quota 202 compiendo un angolo di rotazione φ .

La base 100 altresì può comprendere un elemento di chiusura a cupola, avente almeno una prima configurazione aperta ed una seconda configurazione chiusa, in cui in detta prima configurazione aperta l'elemento di chiusura lascia libero il velivolo 1 di poter decollare o atterrare sulla piattaforma 101, mentre in posizione chiusa l'elemento di chiusura permette la copertura completa del velivolo 1 riparandolo dalle intemperie.

In una forma di realizzazione preferita e non limitativa, la base 100 comprende un ricarica-batterie per il velivolo 1, in particolare un ricarica batterie di tipo senza contatto. Grazie a questo aspetto, allorché il velivolo 1 è sulla piattaforma 101, si ha la garanzia di una immediata ricarica delle batterie ivi installate, in modo che all'occasione del volo successivo, le batterie siano quanto più cariche possibile.

In una forma di realizzazione preferita e non limitativa dell'invenzione, la base 100 integra un sistema di alimentazione disconnettibile per il velivolo 1. Tale sistema di alimentazione disconnettibile è stato concepito sulla base del fatto che la Richiedente si è accorta che durante la fase di decollo e nelle prime fasi di volo il velivolo 1 consuma un significativo quantitativo di energia.

È dunque presente un cavo, opzionalmente il cavo di ritenuta 18, comprendente un conduttore di corrente elettrica, opportunamente schermato, agente quale mezzo di alimentazione almeno temporanea per il velivolo 1. In uso, durante la prima configurazione operativa, il velivolo 1 viene alimentato attraverso il cavo, e la batteria installata a bordo non viene impiegata per fornire corrente elettrica utile ai propulsori 50, 50c; diversamente, all'atto del raggiungimento di una

predeterminata quota che può anche essere la quota di transizione tra la prima e la seconda configurazione operativa, il cavo di alimentazione viene sganciato dal velivolo 1 e questo può essere reso indipendentemente alimentato per mezzo delle proprie batterie. Convenientemente, al fine di trattenere il cavo di alimentazione nella corretta posizione soprattutto durante le fasi iniziali del volo e/o decollo del velivolo 1, la base 100 può esser provvista di un tubo telescopico 107 che dalla basamento 103 si protende almeno parzialmente sopra la piattaforma 101 in direzione preferibilmente obliqua rispetto a quest'ultima. Il tubo telescopico, che più in generale assume forma di elemento tubolare sul quale, entro il quale o rispetto al quale il cavo di ritenuta 18 del velivolo può scorrere, presenta un'estremità libera e una estremità, opposta rispetto all'estremità libera, fissata al basamento 103. In particolare, l'elemento tubolare è realizzato e/o configurato per essere uno smorzatore di tensione sul cavo di ritenuta 18, ed è in particolare configurato per smorzare la tensione che si genera sul cavo di ritenuta 18 allorché il velivolo 10 è soggetto a repentine raffiche di vento.

La base 100 qui descritta può essere controllata elettronicamente nella sua orientazione spaziale, in particolare mediante un servoattuatore elettricamente connesso con un'unità di elaborazione dati la quale presenta un ingresso, fisico o logico, alimentato con un segnale proveniente da un sensore di vento, in particolare almeno un sensore atto ad individuare la direzione di provenienza del vento. Tale unità di elaborazione dati è configurata in modo da posizionare, mediante rotazione e/o inclinazione, in particolare la piattaforma 101 così che essa giaccia inclinata e/o direzionata controvento. Grazie a questo aspetto ed alla particolare configurazione strutturale, è facilitato il decollo del velivolo 1 in condizioni di vento avverso, ed il consumo di energia del velivolo 1 è considerevolmente ridotto.

Una particolare realizzazione, non limitativa, della base 100 in accordo all'invenzione è caratterizzata dalla presenza di una unità di misurazione inerziale (IMU), posizionata in corrispondenza o sostanziale corrispondenza del tubo telescopico 107. In particolare, ancorché non limitatamente, l'unità di misurazione inerziale è posizionata in corrispondenza di una estremità, in particolare l'estremità libera, del tubo telescopico 107. All'unità di misurazione inerziale possono essere abbinati un estensimetro o una cella di carico atti a rilevare il carico e/o la forza con la quale il cavo di ritenuta 18 viene tirato o trattenuto.

L'unità di misurazione inerziale è configurata per rilevare mediante opportuni mezzi sensori degli improvvisi carichi sul tubo telescopico 107, ed in particolare degli improvvisi carichi di tipo flessorio sul tubo telescopico 107. La richiedente ha infatti osservato che improvvisi carichi flessori sul tubo telescopico possono essere
5 indice di una improvvisa folata di vento. Tali carichi possono essere in particolare tali da determinare una precoce usura del cavo di ritenuta 18. In particolare qualora il tubo telescopico 107 assuma forma piegata, il pronto rilevamento di carichi improvvisi sull'estremità libera del tubo telescopico 107 consente di adottare opportune misure per la riduzione dell'immediato sforzo sull'organo, quali ad
10 esempio il rilascio progressivo e controllato di parte del cavo di ritenuta 18, svolgendone parte dall'organo medesimo. Tale controllo è vantaggiosamente eseguito tramite un algoritmo automatico eseguito dall'unità di elaborazione dati.

Attraverso la base della presente invenzione viene generata energia elettrica tramite un effetto yo-yo con il velivolo fin qui descritto. In particolare, l'energia
15 elettrica è prodotta attraverso lo svolgimento e riavvolgimento del cavo di ritenuta 18 sul tamburo. Lo svolgimento del cavo avviene per azione di trazione (dragging) del velivolo allorquando esposto al vento. Tramite la traiettoria ad "8" precedentemente descritta viene generata una portanza e dunque una trazione sul cavo di ritenuta 18, che, con un generatore meccanicamente connesso al tamburo
20 sul quale il cavo di ritenuta 18 è parzialmente avvolto, genera energia elettrica.

Descrizione del metodo di controllo del velivolo senza pilota oggetto della invenzione.

Il velivolo 1 è attuato secondo un procedimento che è qui di seguito descritto.
25 Innanzitutto il velivolo viene posizionato su di una piattaforma, in particolare sulla piattaforma 101 sopra descritta, e successivamente viene attivato almeno un propulsore 50 tra la pluralità di propulsori 50 del velivolo, preferibilmente più propulsori e ancor più preferibilmente tutti e quattro i propulsori periferici.

A partire da una prima configurazione operativa di decollo verticale o primo
30 assetto di volo, attraverso un passo di regolazione della potenza generata da detta pluralità di propulsori 50 si procede ad una mutazione del detto primo assetto di volo in un ulteriore assetto di volo individuante una seconda configurazione operativa del velivolo 1 nella quale esso procede in volo traslato con una componente di

traslazione orizzontale; il passo di regolazione della potenza generata da detta pluralità di propulsori 50 causa una alterazione della orientazione spaziale della struttura del velivolo 1 e convenientemente, ancorché non limitatamente, può essere eseguito in modo automatico per mezzo di un algoritmo che viene automaticamente eseguito dall'unità di elaborazione dati.

Vantaggiosamente la alterazione della orientazione spaziale della struttura del detto velivolo 1 e/o la mutazione tra il primo ed il secondo assetto avvengono per mezzo di propulsori 50 rigidamente uniti alla struttura del detto velivolo 1, e questo consente di ottimizzare la sicurezza del velivolo e a contenerne le dimensioni rispetto a velivoli che impiegano rispettivamente propulsori orientabili o comunque installati in modo fisso ma distinti per orientazione e per funzione operativa.

Secondo un ulteriore aspetto non limitativo, il detto metodo comprende un passo di esecuzione di una virata e/o beccheggio e/o rollio per mezzo dell'attuazione di superfici mobili 13t, 14t di almeno un supporto di interconnessione 13; 14 e/o delle superfici mobili della prima e della seconda ala 11, 12, atte a fare descrivere la traiettoria a "8" e/o circolare e/o curva.

Laddove sia presente, l'elica a passo variabile per i propulsori 50 della prima e della seconda forma di realizzazione del velivolo 1 oggetto dell'invenzione può essere usata nel procedimento di controllo del velivolo che è qui di seguito descritto.

Le eliche a passo variabile permettono di avere un ottimo hovering prediligendo il passo basso e ottimizzando la precisione di decollo e atterraggio senza scaldare i motori e regolatori. Un passo medio per accelerare il volo traslato e un alto passo per ottimizzare la generazione di coppia durante l'utilizzo delle eliche come microturbine eoliche per ricaricare le batterie a bordo del velivolo stesso. In particolare, la richiedente sottolinea l'importanza di ottimizzare il passo delle eliche in accordo al carico che il veicolo 1 sopporta; tale aspetto è particolarmente importante per la seconda forma di realizzazione del velivolo 1.

Tanto per la prima forma di realizzazione quanto per la seconda forma di realizzazione, il metodo di controllo del velivolo dunque prevede un passo di controllo del passo delle eliche in accordo alla configurazione operativa del velivolo, in cui il passo di controllo prevede un incremento del passo di almeno una delle eliche dei propulsori nel passaggio dalla prima configurazione operativa alla seconda configurazione operativa. In particolare, il metodo di controllo del velivolo

1, prevede avere un passo minimo per le dette eliche durante le fasi di decollo e/o atterraggio del velivolo medesimo.

In volo, il metodo prevede un passo di controllo remoto e/o automatico del velivolo 1 mediante una variazione e/o regolazione della potenza fornita da ciascuno dei propulsori 50, 50c in accordo alle specifiche condizioni di volo, ed in particolare comprende un passo di regolazione della detta potenza al fine di fare compiere al detto velivolo 1 virate controllate per descrivere una traiettoria ad "8", in particolare durante una fase attiva di generazione di corrente elettrica.

Inoltre, il metodo prevede un passo di verifica, preferibilmente elettronica e/o automatica, della portanza che almeno la prima ala 11 e la seconda ala 12 esercitano sul velivolo 1, e, qualora tale portanza sia sufficiente a mantenere il velivolo 1 in volo senza l'ausilio della potenza fornita dai propulsori 50, 50c, il metodo comprende un passo di posizionamento delle eliche in modo tale da avere angolo di incidenza nullo e/o a bandiera.

Il metodo di controllo del velivolo può altresì comprendere un passo di controllo della discesa e/o atterraggio del velivolo 1, in cui nel detto passo di controllo della detta discesa, qualora preferibilmente mediante un controllo elettronico e/o automatico della portanza, venga rilevato che almeno la prima ala 11 e la seconda ala 12 generino portanza sufficiente, si posizionano le eliche dei propulsori 50, 50c in modo tale da utilizzare tali propulsori 50, 50c quali generatori di corrente elettrica. Grazie a questo aspetto è vantaggiosamente possibile utilizzare i propulsori per ricaricare almeno parzialmente le batterie del velivolo 1 durante la discesa, contribuendo ad incrementarne l'autonomia operativa.

Durante la fase di decollo, nella prima configurazione operativa dunque, i propulsori vengono attivati, in particolare vengono tutti attivati, per causare il sollevamento da terra del velivolo. Tale sollevamento preferibilmente ma non limitatamente avviene in direzione verticale o sostanzialmente verticale. Tuttavia, la richiedente ha osservato che è possibile ottimizzare il decollo del velivolo 1 nelle configurazioni descritte nella prima e seconda forma di realizzazione anche nel caso di forte vento. Sfruttando la portanza fornita dalla prima e dalla seconda ala 11, 12 poco dopo il distacco da terra, benché si possa muovere in direzione sostanzialmente verticale, ossia ortogonale rispetto al terreno, il velivolo 1 oggetto

dell'invenzione inizia a variare la sua orientazione spaziale verso l'orientazione che assumerebbe nella seconda configurazione operativa.

Preferibilmente, ma non limitatamente, attraverso la proprietà di girevolezza della base 100 precedentemente descritta, il decollo avviene controvento, in modo tale da favorire la portanza immediata che il velivolo assume allorché muta la sua configurazione operativa o orientazione spaziale verso la configurazione in cui esso si muove con volo traslato. È pertanto previsto un passo di movimentazione della piattaforma 101 della base 100 in modo tale da disporre il velivolo ivi sopra appoggiato in direzione controvento.

A seguito della fase di decollo, il metodo di controllo del velivolo comprende un passo di controllo dei propulsori 50 al fine di causare una rapida transizione da volo in hovering a volo traslato.

Laddove il velivolo venga impiegato nel sistema per la produzione di energia elettrica in accordo all'invenzione, il metodo comprende un passo di rilascio progressivo del cavo di ritenuta 18, mediante svolgimento parziale di quest'ultimo dal tamburo, alternato e/o seguito da un passo di almeno parziale riavvolgimento del cavo di ritenuta 18 sul tamburo, in cui almeno durante lo svolgimento parziale un generatore connesso al tamburo sul quale è avvolto il cavo di ritenuta causa la produzione di energia elettrica. In particolare, il passo di svolgimento almeno parziale è passivo, ed è causato dall'azione di trazione che il velivolo 1 esercita sul cavo di ritenuta 18 per effetto del vento.

Il metodo di controllo del velivolo altresì può prevedere un controllo e smorzamento dei picchi di carico prodotti dalle raffiche di vento e/o del mantenimento di una portanza costante; tale controllo in particolare comprende misurare il carico e/o portanza prodotti sulla prima ala 11 e/o seconda ala 12 e/o primo elemento di interconnessione 13 e/o secondo elemento di interconnessione 14, preferibilmente ma non limitatamente per il tramite dell'estensimetro precedentemente descritto. Il metodo in particolare, a seguito della detta misura di carico e/o portanza, comprende una correzione, preferibilmente automatica, delle superfici mobili della detta prima ala 11 e/o seconda ala 12 e/o primo elemento di interconnessione 13 e/o secondo elemento di interconnessione 14, in particolare un controllo volto a incrementare l'incidenza sulla portanza apportata dalle dette superfici mobili qualora la misura di carico e/o portanza diminuisca rispetto ad un

predeterminato valore, ed una diminuzione della incidenza sulla portanza apportata dalle dette superfici mobili qualora la misura di carico e/o portanza aumenti rispetto al predetto predeterminato valore.

5 I vantaggi dell'invenzione sono chiari alla luce di quanto sopra descritto. Il sistema di produzione di energia elettrica attraverso il velivolo oggetto dell'invenzione e della base oggetto dell'invenzione coniugano i vantaggi dei sistemi a yo-yo tradizionali e dei sistemi a carrello mobile, mitigandone gli svantaggi. Pur con una compattezza significativamente maggiore, il sistema con la base 100 permette di fare decollare il velivolo anche in assenza di vento a terra, al pari di
10 quanto farebbe un sistema a carosello. La produzione di energia elettrica è sostanzialmente continua. La movimentazione particolare del velivolo consente di diminuire la resistenza di forma, scia e rumore del cavo di ritenuta e quindi di aumentare considerevolmente la potenza estratta dal vento.

Per quanto riguarda specificamente il velivolo, la struttura a quattro ali, di cui
15 due sostanzialmente realizzate dagli elementi di interconnessione 13 e 14, permette di ottimizzare la portanza anche nel caso di brusche manovre di virata consentendo di mantenere la portanza ottimale anche durante l'innesco dell'imbardata.

La presente invenzione si presta a numerose varianti che possono essere attuate da un tecnico del settore, che rientrano tutte nell'ambito di protezione definito
20 dalle seguenti rivendicazioni.

RIVENDICAZIONI

1. Velivolo senza pilota, comprendente una prima ala (11) ed una seconda ala (12), in cui almeno una tra la prima e la seconda ala (11, 12) sono realizzate con una configurazione ad elementi multipli comprendente un set di profili d'ala (21, 22, 23, 24) che sono disposti almeno in parte in condizione di reciproca prossimità, il detto set di profili d'ala comprendendo almeno un primo profilo d'ala (21) ed un secondo profilo d'ala (22) che sono reciprocamente posizionati l'uno a seguito dell'altro e che definiscono rispettivamente un bordo d'attacco ed un bordo di coda, in cui la detta prima ala (11) e la detta seconda ala (12) sono spaziate l'una rispetto all'altra; detto velivolo comprendendo inoltre dei supporti di interconnessione (13, 14) tra detta prima ala (11) e detta seconda ala (12), trattenenti la detta prima e seconda ala (11, 12) ad una determinata distanza, il detto velivolo senza pilota comprendendo inoltre almeno un contenitore aerodinamico (40) posizionato tra detta prima ala (11) e detta seconda ala (12), detto contenitore aerodinamico (40) comprendendo un vano interno ed un involucro racchiudente il detto vano interno ed essendo atto e configurato per trasportare un carico e/o un propulsore centrale (50c).

2. Velivolo senza pilota secondo la rivendicazione 1, comprendente inoltre almeno un tirante o elemento di connessione (41) per il detto contenitore aerodinamico (40), detto tirante o elemento di connessione (41) comprendendo una prima porzione, opzionalmente una prima estremità fissata ad almeno una tra la detta prima ala (11), la detta seconda ala (12), o un supporto di interconnessione (13, 14) ed una seconda porzione, distinta da detta prima porzione e/o da detta prima estremità, opzionalmente una seconda estremità opposta rispetto a detta prima estremità, fissata al detto contenitore aerodinamico.

3. Velivolo senza pilota secondo la rivendicazione 1, in cui i detti supporti di interconnessione (13, 14) sono due e comprendono un primo supporto di interconnessione (13) ed un secondo supporto di interconnessione (14), detto primo e secondo supporto di interconnessione essendo inclinati, in particolare essendo disposti ortogonalmente, rispetto alla detta prima ala (11) e seconda ala (12) e in cui il detto contenitore aerodinamico (40) è posizionato tra detta prima ala (11), detta

seconda ala (12), e detto primo supporto di interconnessione (13) e detto secondo supporto di interconnessione (14) e/o in cui il detto velivolo (1) assume una forma sostanzialmente scatolare e/o definisce una forma con lati a due a due paralleli, detti lati essendo definiti da detta prima ala (11), detta seconda ala (12), detto primo
5 supporto di interconnessione (13) e detto secondo supporto di interconnessione (14), la detta prima ala (11) essendo sfalsata rispetto a detta seconda ala (12) e si sviluppa sostanzialmente su di un piano parallelo al piano sul quale sostanzialmente si sviluppa la seconda ala (12);

ed in cui il detto primo supporto di interconnessione (13) e/o il detto secondo
10 supporto di interconnessione (14) integrano un set di profili d'ala che sono disposti almeno in parte in condizione di reciproca prossimità, opzionalmente lungo una direzione di avanzamento del detto velivolo.

4. Velivolo senza pilota secondo la rivendicazione 2 e la rivendicazione 3, in cui
15 il detto primo e detto secondo supporto di interconnessione (13; 14) comprendono ognuno una prima porzione, opzionalmente una prima estremità, fissata in corrispondenza di una prima estremità della prima ala (11) e rispettivamente ad una seconda estremità della prima ala (11) opposta rispetto alla prima estremità, ed una
20 seconda porzione, opzionalmente una seconda estremità opposta rispetto alla prima estremità, fissata in corrispondenza di una prima estremità della seconda ala (12) e rispettivamente ad una seconda estremità della seconda ala (12) opposta rispetto alla prima estremità, e comprendente altresì una pluralità di tiranti o
25 elementi di connessione (41) ognuno avente una prima estremità fissata in corrispondenza di un punto di congiunzione tra detto primo supporto di interconnessione (13) o detto secondo supporto di interconnessione (14) e la
rispettiva porzione o estremità della prima ala (11) o rispettivamente della seconda
30 ala (12) ed una seconda estremità, opposta rispetto alla prima estremità, fissata al detto contenitore aerodinamico (40), opzionalmente in modo tale per cui detto contenitore aerodinamico (40) assume una posizione sostanzialmente centrale e/o
sostanzialmente baricentrica tra detta prima ala (11), detta seconda ala (12) detto
primo supporto di interconnessione (13) e detto secondo supporto di
interconnessione (14).

5. Velivolo senza pilota secondo la rivendicazione 1, comprendente una pluralità di propulsori (50), opzionalmente una pluralità di macchine elettriche aventi un rotore assialmente fissato ad un'elica (51) e/o in cui in corrispondenza di detta prima ala (11) e di detta seconda ala (12) sono presenti una pluralità di macchine elettriche, comprendenti un rotore assialmente fissato ad un'elica (51).

6. Velivolo secondo la rivendicazione 1 o la rivendicazione 5, in cui il detto contenitore aerodinamico (40) comprende un propulsore centrale (50c) fisso, e in cui il propulsore centrale (50c) e/o la detta pluralità di propulsori (50) comprendono una pluralità di motori elettrici il cui rotore è fissato ad un'elica (51), ed in cui il detto almeno un primo ed un secondo profilo d'ala sono posizionati dietro rispetto alla detta elica (51) rispetto ad una direzione di avanzamento del detto velivolo e/o in cui la detta elica (51) si trova frontalmente rispetto al bordo d'attacco della detta prima ala (11) e/o della detta seconda ala (12).

7. Velivolo secondo una o più delle precedenti rivendicazioni, in cui la detta prima ala (11) e/o la detta seconda ala (12) comprendono una prima porzione d'ala ed una seconda porzione d'ala sovrapposte, in particolare sovrapposte lungo una direzione sostanzialmente ortogonale ad una direzione di avanzamento e/o comprendenti almeno un intradosso o un estradosso ed in cui la sovrapposizione si ha lungo la direzione sostanzialmente individuata da una retta ideale unente il detto intradosso o estradosso della prima porzione d'ala con l'intradosso o estradosso della seconda porzione d'ala; detta prima ala (11) e/o detta seconda ala (12) comprendendo ognuna una pluralità di pareti divisorie, opzionalmente equispaziate, frapposte fra la detta prima e la detta seconda ala.

8. Velivolo secondo una o più delle precedenti rivendicazioni, caratterizzato dal fatto di essere un velivolo a decollo verticale, e dal fatto di comprendere almeno una prima configurazione operativa di movimentazione sostanzialmente in direzione verticale e/o di hovering, in particolare in corrispondenza del decollo e/o dell'atterraggio, ed almeno una seconda configurazione operativa di volo traslato, in cui in detta prima configurazione operativa la detta direzione di avanzamento è sostanzialmente verticale, ed in cui in detta seconda configurazione operativa la

direzione di avanzamento è sostanzialmente e/o comprende una componente longitudinale.

9. Velivolo secondo una o più delle precedenti rivendicazioni, in cui il detto primo supporto di interconnessione e/o il detto secondo supporto di interconnessione (13; 14) integrano superfici mobili (13t, 14t) comprendenti alettoni o timoni o ipersostentatori e/o in cui la detta prima o seconda ala (11, 12) integrano superfici mobili, in cui le dette superfici mobili (13t; 14t) sono configurate per modificare il flusso prodotto da detti propulsori (50) allorché attivati.

10. Velivolo secondo la rivendicazione 5 e la rivendicazione 8, in cui i detti propulsori (50) sono almeno quattro, fissi, periferici e controllati o controllabili indipendentemente l'uno dall'altro, e almeno uno e più preferibilmente ognuno dei detti propulsori (50; 50c) presenta una elica (51) a passo variabile, in particolare variabile tra almeno un primo e minore passo ed un secondo e maggiore passo, ed in cui in detta prima configurazione operativa la detta elica (51) assume almeno il detto primo e minore passo ed in detta seconda configurazione operativa la detta elica (51) assume il secondo e maggiore passo.

11. Velivolo secondo una o più delle precedenti rivendicazioni, caratterizzato dal fatto di essere almeno parzialmente in un materiale visibile all'infrarosso e/o riflettente l'infrarosso e/o visibile per o riflettente lunghezze d'onda superiori a 600nm, più preferibilmente 700nm.

12. Impianto per la produzione di energia elettrica, caratterizzato dal fatto di comprendere:

- almeno un carrello (8) o dispositivo trazione, mobile lungo una guida (2) su di un percorso predefinito per mezzo dell'azione di un velivolo (1) posto in quota e soggetto all'azione del vento;
- un cavo di ritenuta (18) avente una prima porzione configurata per essere connessa a detto velivolo (1) ed una seconda porzione connessa a detto carrello (8);

- in cui il detto carrello (8) comprende generatori elettrici (27, 28) atti a produrre corrente elettrica dalla movimentazione del detto carrello (8) lungo il detto percorso predefinito;
- in cui il detto velivolo (1) è un velivolo in accordo ad una o più delle precedenti rivendicazioni 1-9.

13. Base per un velivolo (1) senza pilota, la detta base (100) comprendendo una piattaforma di supporto (101) per il detto velivolo (1) e un telaio di supporto atto a distanziare la detta piattaforma di supporto dal suolo, detto telaio di supporto comprendendo almeno un basamento (103); la detta base essendo caratterizzata dal fatto che la detta piattaforma (101) è mobile rispetto al detto basamento (103).

14. Base secondo la rivendicazione 13, in cui la detta piattaforma (101) è mobile per rotazione relativamente al detto basamento (103) e/o configurata per assumere una pluralità di inclinazioni controllate rispetto al detto basamento (103).

15. Base secondo la rivendicazione 14, comprendente dei servoattuatori configurati per eseguire la detta rotazione relativamente al basamento (103) e/o per permettere o causare l'assunzione di una pluralità di inclinazioni rispetto al detto basamento (103), in cui i detti attuatori sono configurati per ricevere un segnale di attuazione da misuratori di vento, opzionalmente da misuratori della direzione del vento, e in particolare per posizionare la detta piattaforma (101) controvento sulla base del detto segnale di attuazione e/o in accordo ad almeno una direzione di vento identificata dai detti misuratori, detta base comprendendo inoltre un elemento di chiusura a cupola, avente almeno una prima configurazione aperta ed una seconda configurazione chiusa, in cui in detta prima configurazione aperta l'elemento di chiusura lascia libero il velivolo di poter decollare o atterrare sulla piattaforma (101).

16. Base secondo una o più delle precedenti rivendicazioni 13-15, comprendente inoltre un argano o tamburo (106) ed un cavo di ritenuta (18) almeno parzialmente avvolto sul detto tamburo (106) e un motore (105) agente in rotazione sul detto tamburo (106) per lo svolgimento o riavvolgimento controllato del detto cavo di

ritenuta (18), detto cavo di ritenuta (18) possedendo in uso almeno una porzione collegata amovibilmente con il detto velivolo (1);

detta base integrando un elemento tubolare (107), opzionalmente un tubo telescopico (107), estendentesi obliquamente rispetto alla detta piattaforma (101) e sul quale e/o entro il quale e/o rispetto al quale è fatto scorrere o scorre il detto cavo di ritenuta (18);

la detta base (100) comprendendo una unità di misurazione inerziale, posizionata in corrispondenza o sostanziale corrispondenza del detto elemento tubolare (107), opzionalmente in corrispondenza di una estremità libera del detto elemento tubolare (107), detta unità di misurazione inerziale essendo configurata e/o specificamente concepita e/o atta a rilevare forze e/o carichi, in particolare forze e/o carichi flessori, sul detto elemento tubolare (107).

17. Sistema per la produzione di energia elettrica, caratterizzato dal fatto di comprendere:

- una base (100) secondo una o più delle precedenti rivendicazioni da 13 a 16,
- un velivolo (10) secondo una o più delle precedenti rivendicazioni da 1 a 11,
- un cavo di ritenuta (18) avente una prima porzione configurata per essere connessa a detto velivolo (1);
- un tamburo sul quale il detto cavo di ritenuta (18) è avvolto in una sua seconda porzione;
- mezzi generatori per la produzione di energia elettrica, amovibilmente connessi con detto cavo di ritenuta (18) e/o con il tamburo sul quale il detto cavo di ritenuta (18) è connesso, atti a generare energia elettrica da o attraverso lo svolgimento e/o riavvolgimento del detto cavo di ritenuta (18) su detto tamburo per azione di una forza di trazione, almeno temporanea, esercitata dal velivolo (10) sul detto cavo di ritenuta (18),

la detta base (100) essendo installata in modo fisso rispetto al terreno ed il detto cavo di ritenuta (18) essendo un cavo elettricamente isolante.

18. Metodo di controllo di un velivolo (1) senza pilota secondo una o più delle precedenti rivendicazioni da 1 a 11, il detto metodo comprendendo:

- un passo di attivazione di almeno un propulsore (50) di una pluralità di propulsori (50) indipendentemente controllabili del detto velivolo (1) in una prima configurazione operativa di decollo verticale o primo assetto di volo, a partire da una piattaforma (101) di supporto,
- 5 - un passo di regolazione della potenza generata da detta pluralità di propulsori (50) per causare una mutazione del detto primo assetto di volo in un ulteriore assetto di volo individuante una seconda configurazione operativa del velivolo (1) nella quale esso procede in volo traslato con una componente di traslazione orizzontale, in cui
- 10 - il passo di regolazione della potenza generata da detta pluralità di propulsori (50) causa una alterazione della orientazione spaziale della struttura del detto velivolo (1);
ed in cui la detta alterazione della orientazione spaziale della struttura del detto velivolo (1) e/o la mutazione tra il primo ed il secondo assetto avvengono per mezzo
- 15 di propulsori (50) rigidamente uniti alla struttura del detto velivolo (1).

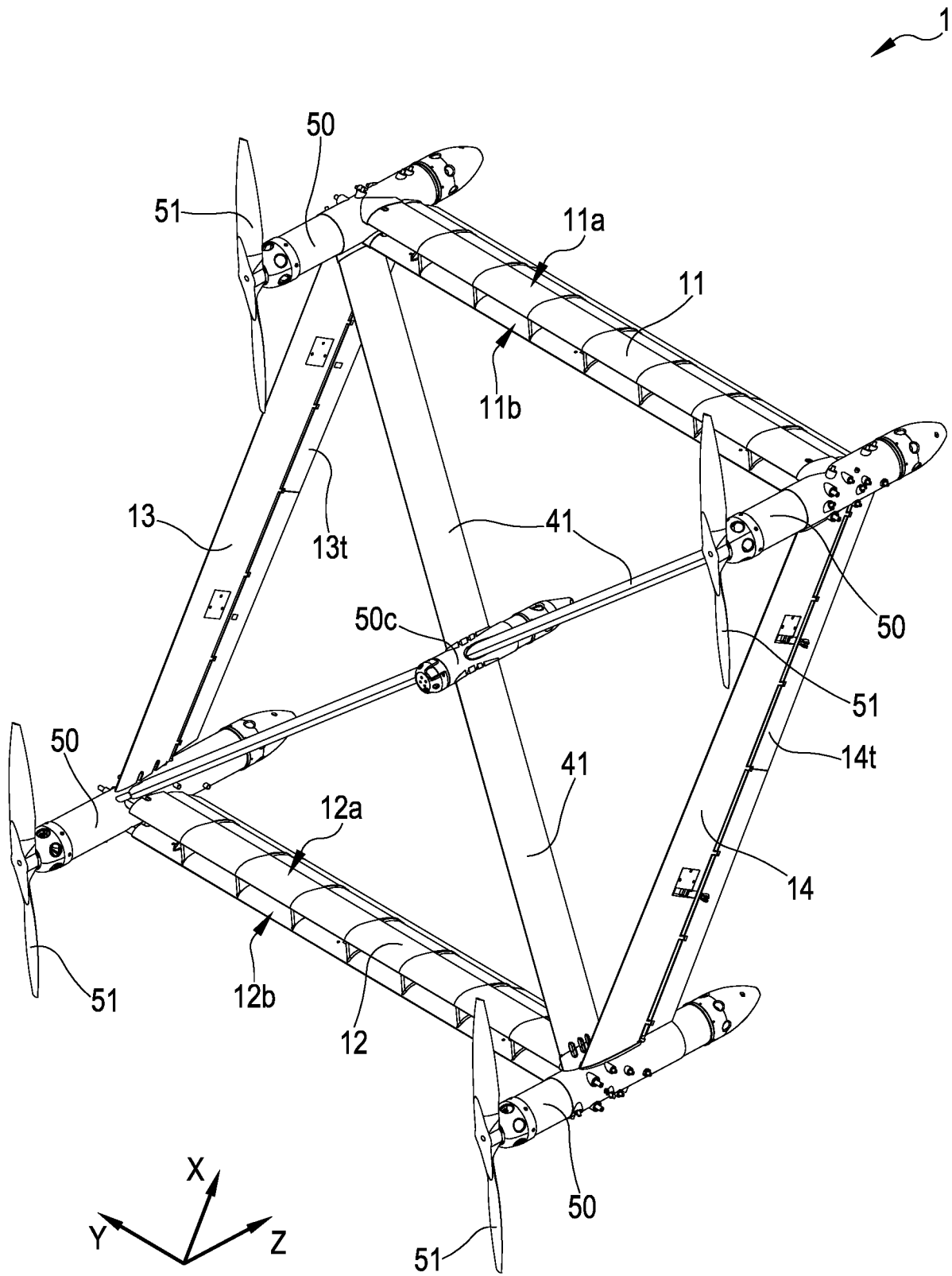


FIG.1

FIG.2

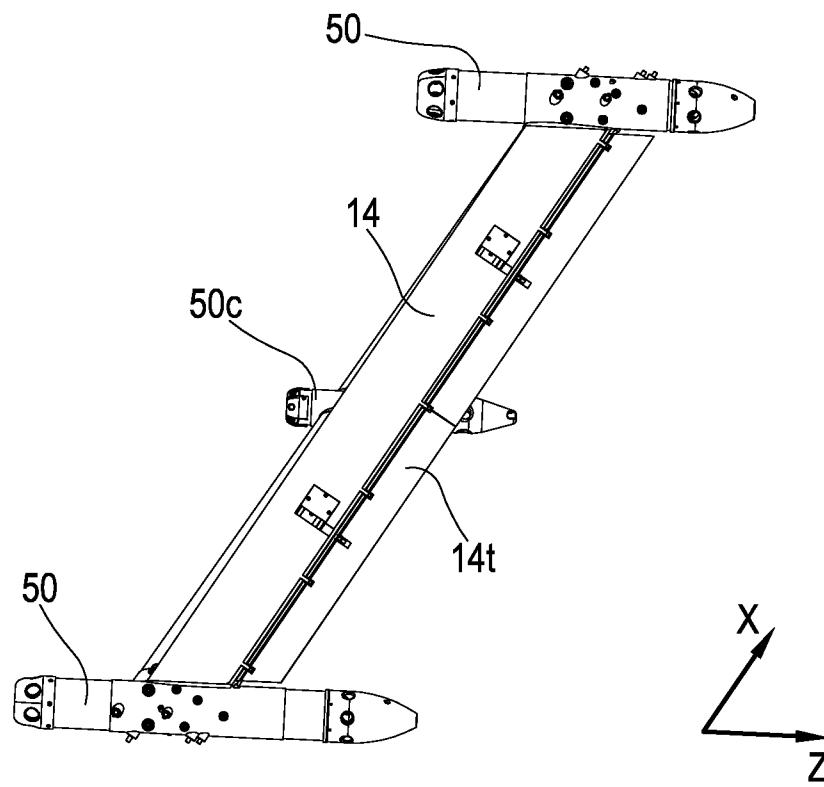


FIG.3

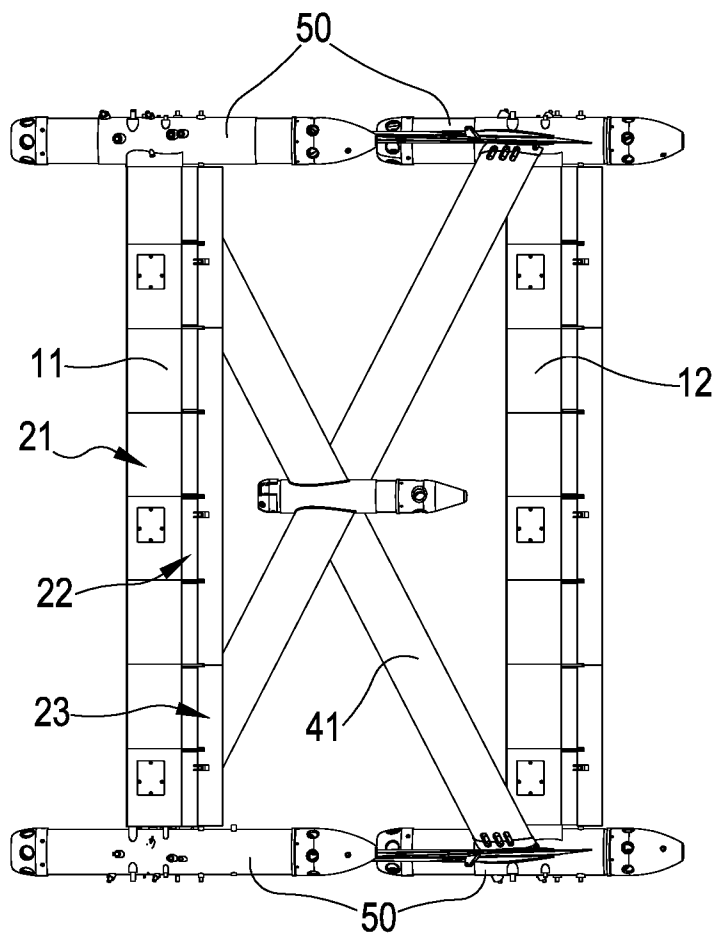


FIG.4

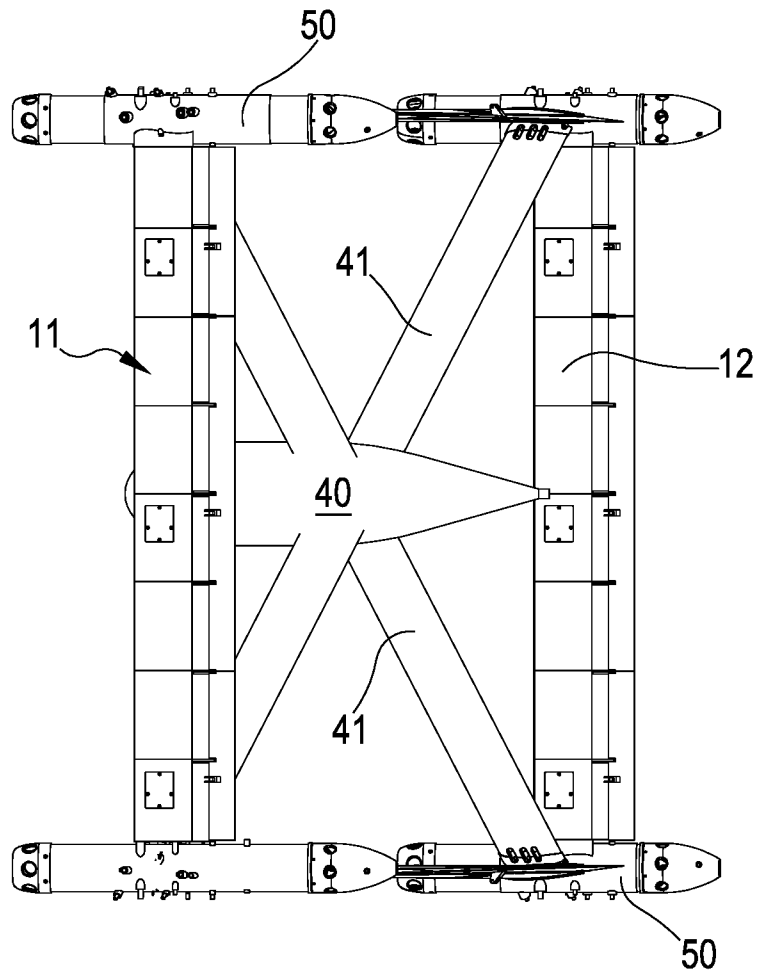
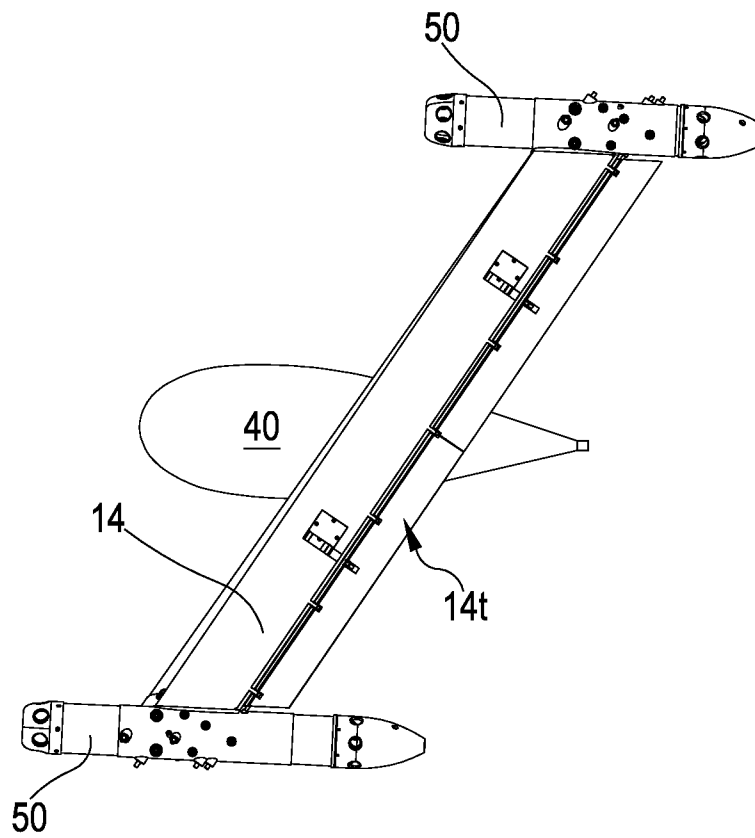


FIG.5



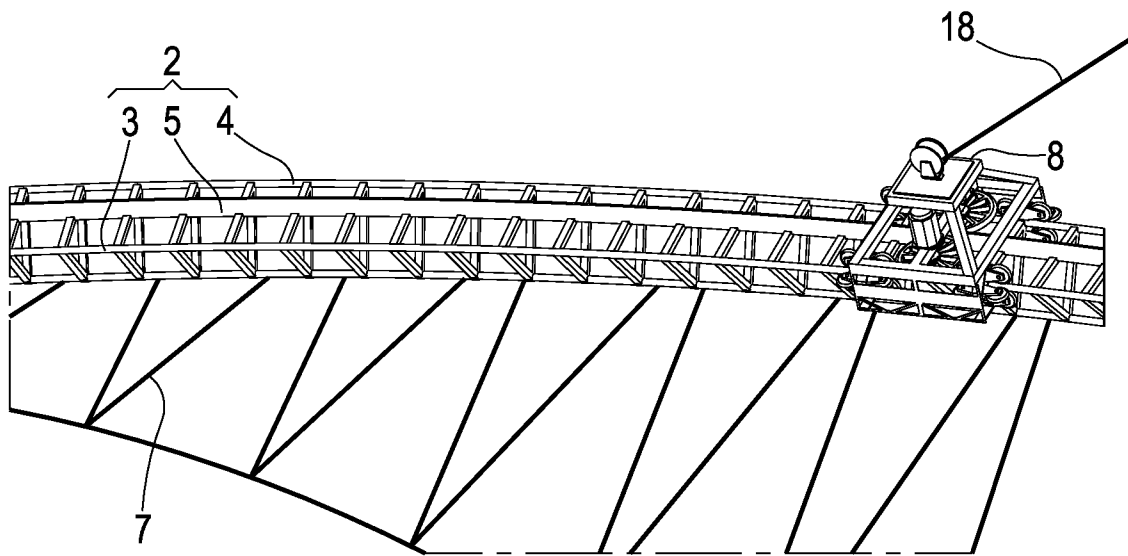


FIG. 6

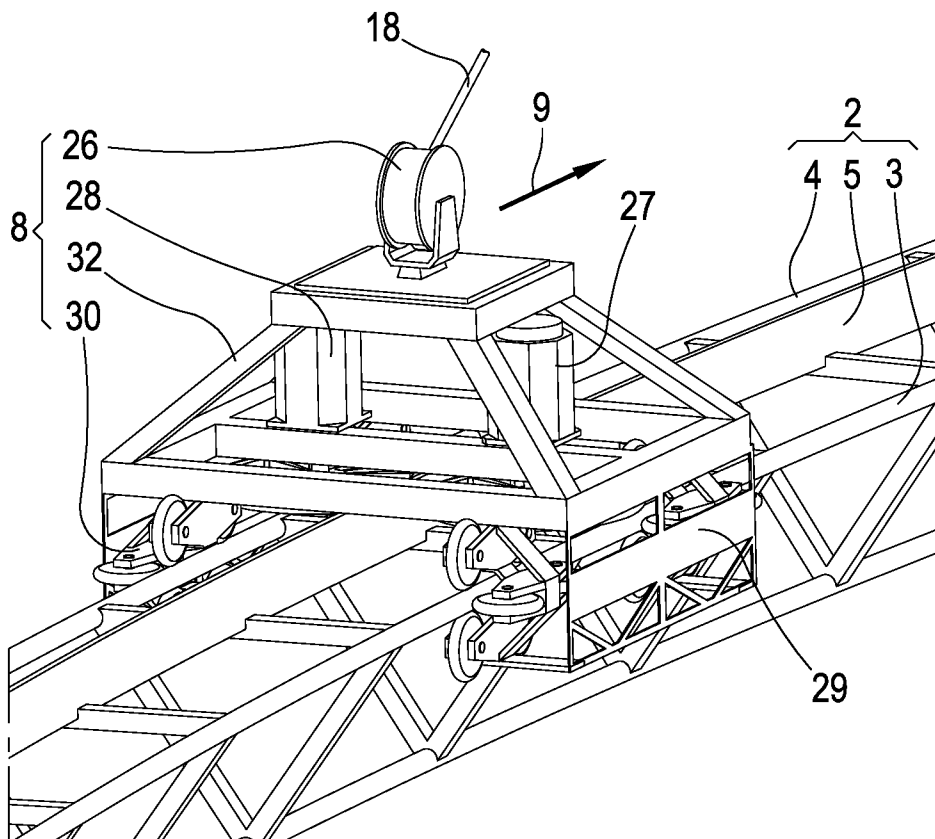


FIG. 7

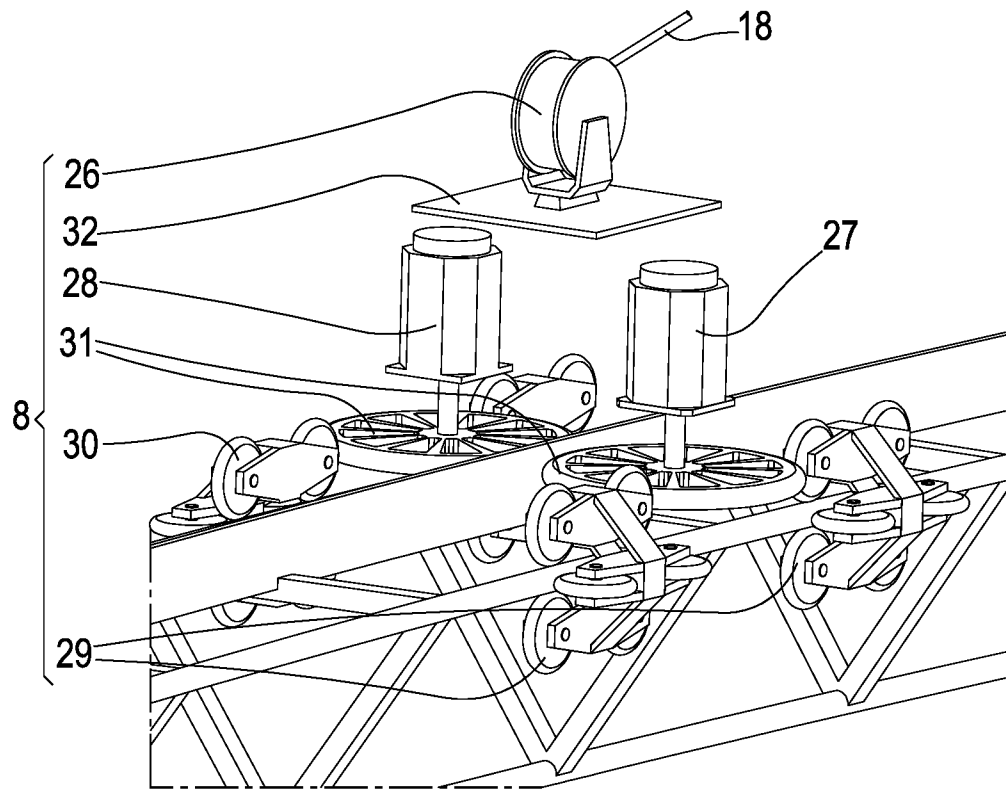


FIG. 8

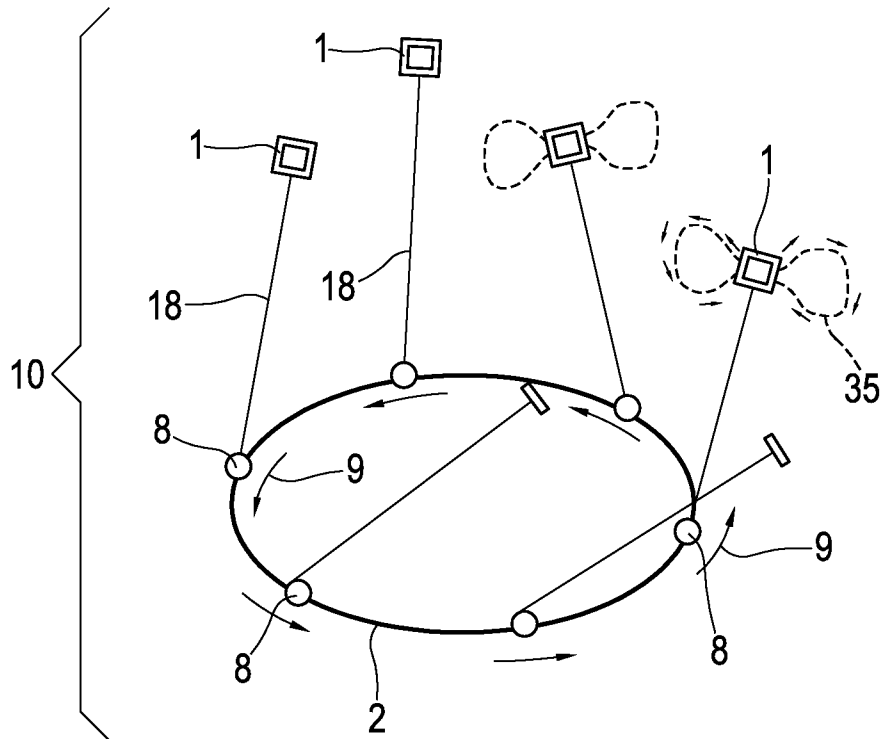


FIG. 9

FIG.10

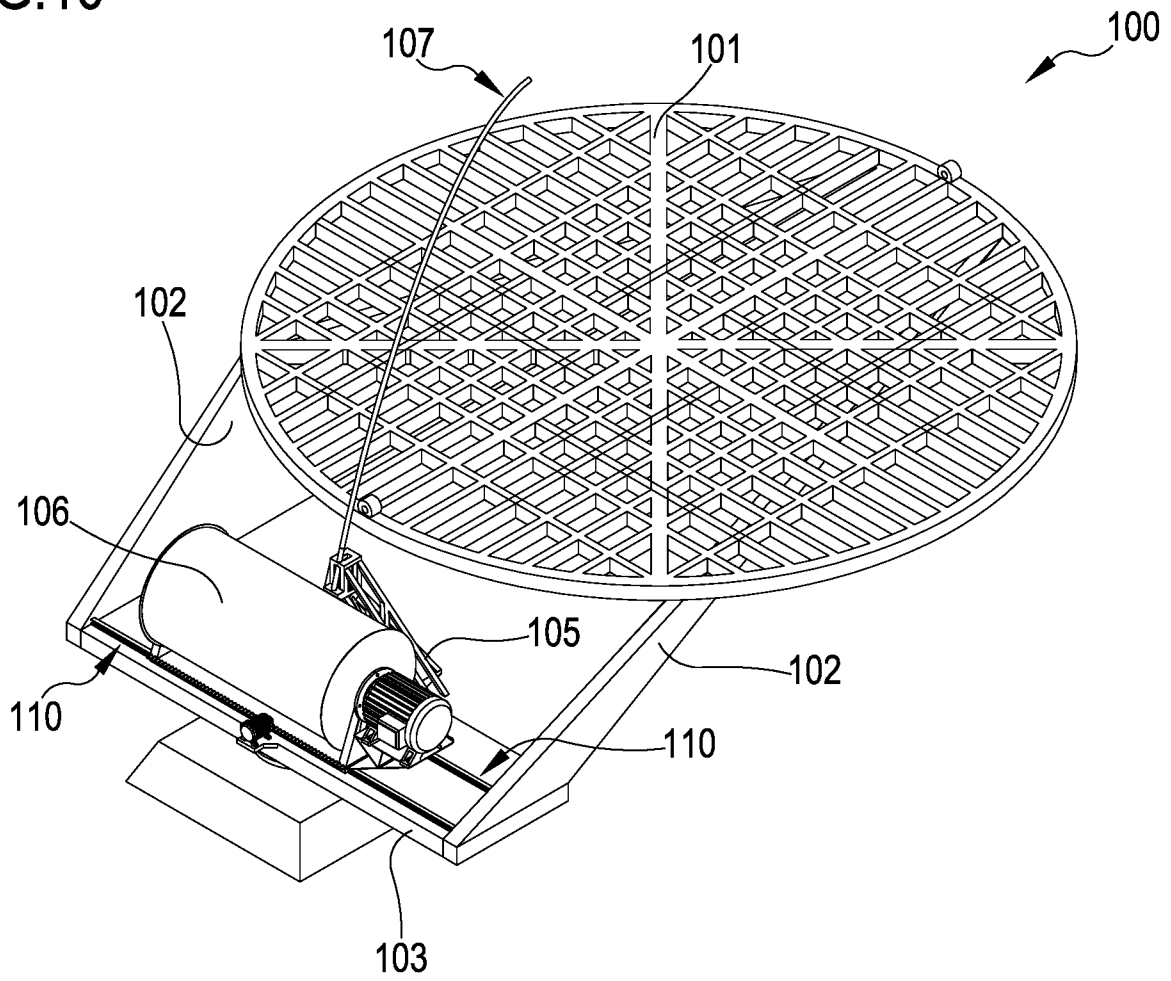
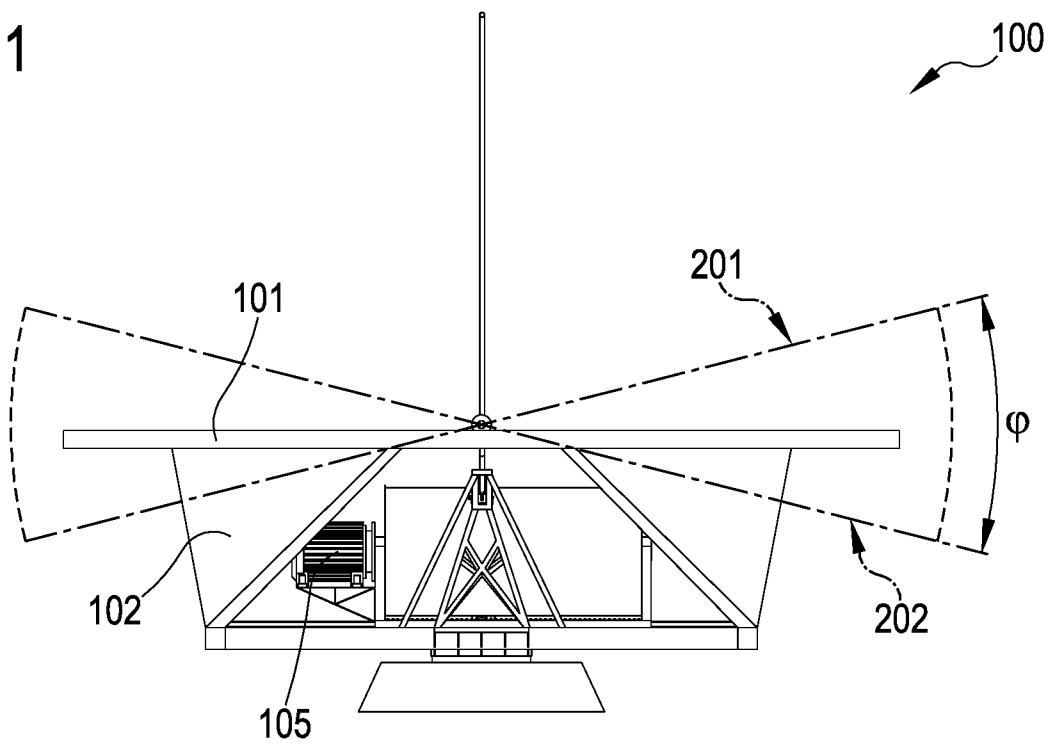


FIG.11



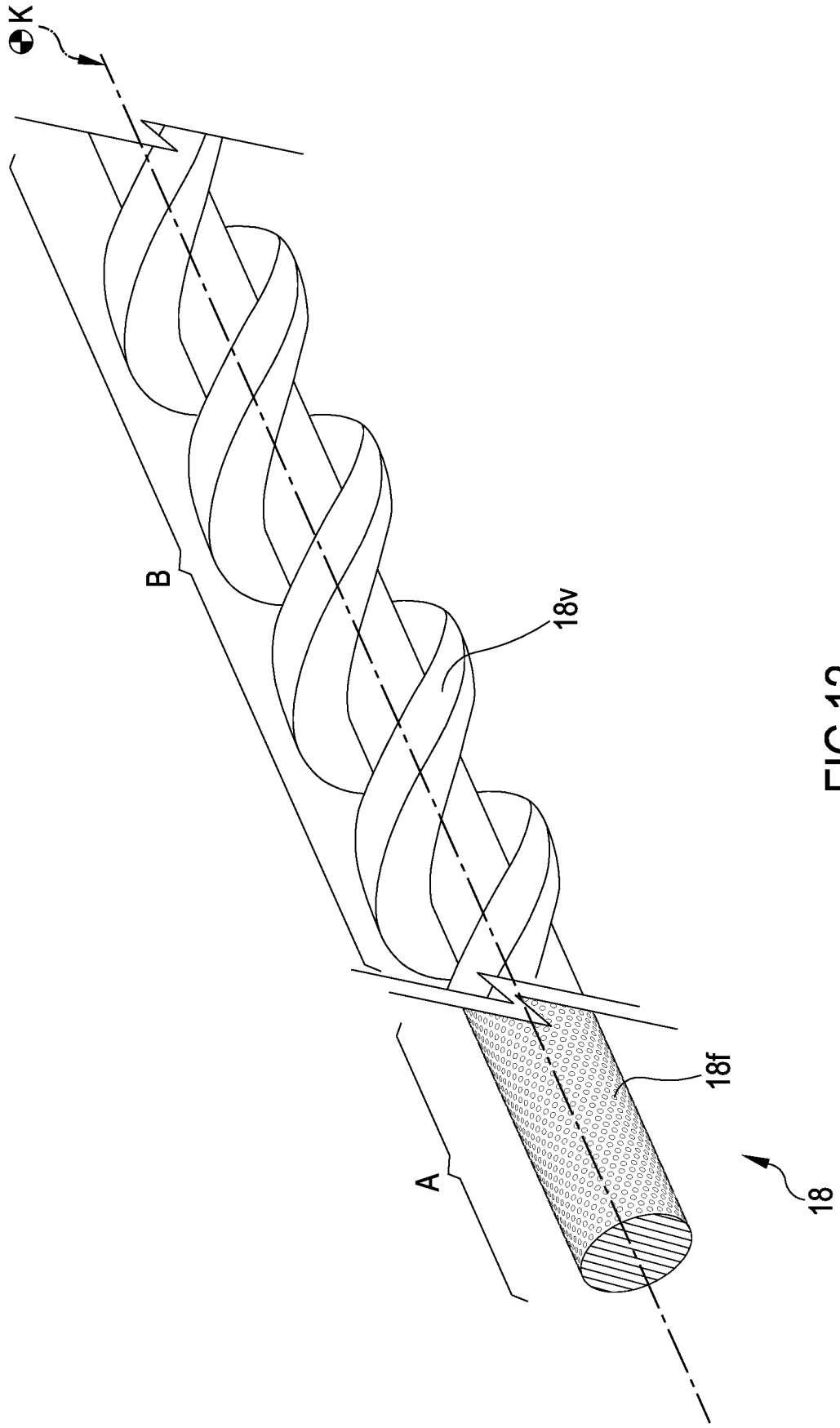


FIG.12