



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

DOMANDA DI INVENZIONE NUMERO	102015000040964
Data Deposito	31/07/2015
Data Pubblicazione	31/01/2017

Classifiche IPC

Sezione	Classe	Sottoclasse	Gruppo	Sottogruppo
B	64	G	1	26

Sezione	Classe	Sottoclasse	Gruppo	Sottogruppo
B	64	G	1	40

Sezione	Classe	Sottoclasse	Gruppo	Sottogruppo
B	64	G	1	10

Titolo

SISTEMA DI PROPULSIONE PER SATELLITI ARTIFICIALI DI PICCOLE DIMENSIONI,
SATELLITE INCORPORANTE DETTO SISTEMA DI PROPULSIONE E METODO DI GESTIONE DI
DETTO SISTEMA DI PROPULSIONE



Descrizione di un brevetto di invenzione a nome:

D-ORBIT S.r.l. - Milano

La presente invenzione ha per oggetto un sistema di propulsione per satelliti artificiali di piccole dimensioni, un satellite incorporante il sistema di propulsione ed un metodo di gestione del sistema di propulsione.

A28399/GZ

Nell'ambito della presente trattazione, per "satellite artificiale di piccole dimensioni" si intende un satellite artificiale formato da uno o più moduli di forma cubica aventi massa complessivamente uguale o inferiore a 100 kg.

Satelliti artificiali di tale forma sono anche noti col nome di *cubesat*.

Infatti, con riferimento ai satelliti di piccole dimensioni, si distinguono i cosiddetti microsattelliti che hanno una massa compresa tra 10 kg e 100 kg, i cosiddetti nanosatelliti che hanno una massa compresa tra 1 kg e 10 kg e i cosiddetti picosatelliti che hanno una massa compresa tra 100 g e 1 kg.

Preferibilmente, la presente invenzione trova vantaggiosa applicazione nei nanosatelliti. In questo caso, i satelliti comprendono uno o più



moduli cubici di lato sostanzialmente uguale a 10 cm.

Va altresì detto che la presente invenzione può comunque trovare applicazione per gli altri tipi di satelliti di piccole dimensioni.

L'impiego di satelliti di piccole dimensioni sta subendo un significativo aumento nel corso degli anni recenti.

Essi infatti nascono quasi esclusivamente come dimostratori tecnici senza ulteriori funzioni. Nel corso del tempo, tuttavia, anche grazie alla costante miniaturizzazione dei componendi imbarcabili, essi hanno trovato ampio uso ad esempio nell'ambito dell'osservazione terrestre o atmosferica, rilevamenti radar e simili.

I ridotti costi di lancio consentono di mettere in orbita costellazioni di simili satelliti a costi ragionevoli. Il lancio di satelliti in costellazioni permette di eseguire missioni impossibili o molto difficoltose se fatte con un singolo satellite. Ad esempio, costellazioni di satelliti permettono la simultanea raccolta di dati da posizioni differenti, possibilità questa molto importante nell'ambito dell'osservazione terrestre.

I satelliti di piccole dimensioni del tipo noto



vengono dunque lanciati in gruppi (chiamati appunto "costellazioni" o "sciami") tipicamente (ma non esclusivamente) in orbite basse (nel gergo chiamate LEO, ovvero Low Earth Orbit) mediante un lanciatore. Infatti, tali satelliti possono anche essere posizionati su orbite MEO (Medium Earth Orbit) e GEO (orbite geostazionarie).

Una volta raggiunta l'orbita, il lanciatore libera i satelliti che tendono per inerzia a disperdersi. Tale dispersione permette ai satelliti di distanziarsi opportunamente l'uno dall'altro per poter raggiungere la necessaria operatività. A titolo di esempio, per raggiungere la necessaria dispersione può essere necessario anche un periodo di due settimane.

Durante le orbite della costellazione di satelliti, questi ultimi subiscono un decadimento della loro orbita a causa, principalmente, delle interazioni fluidodinamiche con gli strati più alti dell'atmosfera terrestre e delle interazioni gravitazionali.

In altre parole, la distanza dei satelliti dalla Terra diminuisce progressivamente fino al punto in cui le interazioni fluidodinamiche con l'atmosfera ne determinano la distruzione.



Normalmente, quindi, la vita di un satellite di piccole dimensioni del tipo noto è compresa tra qualche mese e qualche anno. A titolo di esempio, essa è tipicamente di circa un anno.

Va infine osservato che, nel caso di una avaria che occorra prima del periodo di vita naturale dei satelliti, essi rimangono in orbita inutilmente fino alla fine del loro ciclo vitale.

Svantaggiosamente, quindi, la gestione dei satelliti artificiali di piccole dimensioni presenta limiti notevoli.

Anzitutto, la vita media dei satelliti noti è limitata e non prorogabile.

Inoltre, la vita media dei satelliti è ulteriormente limitata dalla necessità di attendere il periodo necessario alla loro dispersione.

In questo contesto, il compito tecnico alla base della presente invenzione è proporre un sistema di propulsione per satelliti artificiali di piccole dimensioni, un satellite incorporante il sistema di propulsione ed un metodo di gestione del sistema di propulsione che superino gli inconvenienti della tecnica nota sopra citati.

In particolare, è scopo della presente invenzione mettere a disposizione un sistema di propulsione



per satelliti artificiali di piccole dimensioni, un satellite incorporante il sistema di propulsione ed un metodo di gestione del sistema di propulsione che permettano un significativo aumento della vita operativa del satellite artificiale su cui il sistema è montato.

È, inoltre, scopo della presente invenzione mettere a disposizione un sistema di propulsione per satelliti artificiali di piccole dimensioni, un satellite incorporante il sistema di propulsione ed un metodo di gestione del sistema di propulsione che permettano una riduzione significativa dei tempi necessari per la corretta dispersione in volo, dopo il lancio, e quindi dei tempi necessario l'avvio della fase operativa dei satelliti su cui il sistema è installato.

Il compito tecnico precisato e gli scopi specificati sono sostanzialmente raggiunti da un sistema di propulsione per satelliti artificiali di piccole dimensioni, un satellite incorporante il sistema di propulsione ed un metodo di gestione del sistema di propulsione comprendente le caratteristiche tecniche esposte in una o più delle unite rivendicazioni.

Ulteriori caratteristiche e vantaggi della presente



invenzione appariranno maggiormente chiari dalla descrizione indicativa, e pertanto non limitativa, di una forma di realizzazione preferita ma non esclusiva di un sistema di propulsione per satelliti artificiali di piccole dimensioni, un satellite incorporante il sistema di propulsione ed un metodo di gestione del sistema di propulsione, come illustrato negli uniti disegni in cui:

- la figura 1 è una rappresentazione schematica di un sistema di propulsione per satelliti di piccole dimensioni in accordo con la presente invenzione;

- le figure 2 e 3 sono rappresentazioni prospettiche di due rispettive forme realizzativa alternative di un primo dettaglio del sistema di figura 1;

- le figure 4 e 5 sono rappresentazioni prospettiche di due rispettive forme realizzativa alternative di un secondo dettaglio del sistema di figura 1.

Con riferimento alle allegate figure, con 1 è stato complessivamente indicato un sistema di propulsione per satelliti artificiali di piccole dimensioni in accordo con la presente invenzione.

Il sistema 1 è destinato ad essere assemblato su un



satellite artificiale 100.

Il satellite 100 è formato da uno o più moduli di forma cubica tra loro assemblati. Ciascun modulo presenta uno spigolo avente lunghezza compresa tra 9 cm e 11 cm, preferibilmente sostanzialmente pari a 10 cm.

Il satellite 100 può comprende un numero qualsiasi di moduli cubici disposti in qualsiasi conformazione utile.

Complessivamente, il satellite 100 ha massa non superiore a 100 kg, preferibilmente non superiore a 10 kg.

Va osservato che il satellite 100 può essere progettato, costruito e lanciato per eseguire da solo una propria missione. Alternativamente, il satellite 100 può essere lanciato insieme ad una pluralità di altri satelliti 100 analoghi per orbitare in costellazioni o sciami. Tali satelliti 100 eseguono la propria missione in reciproco coordinamento.

Il satellite 100 comprende un telaio 101 che ha funzione strutturale e che definisce al proprio interno un vano per l'accoglimento della strumentazione.

Il telaio 101 ha forma sostanzialmente



parallelepipeda. Il telaio 101 è formato dai telai dei moduli cubici che compongono il satellite 100.

La strumentazione può comprendere qualsiasi dispositivo operativo 102 che assolva ad una o più funzioni correlate alla missione da compiere.

La strumentazione comprende inoltre un'unità di elaborazione 103 che è funzionalmente collegata al dispositivo operativo 102 per gestirne e regolarne le funzionalità.

Il satellite 100 comprende inoltre un generatore di energia (non illustrato) che permette l'alimentazione elettrica della strumentazione. A titolo di esempio, il generatore di energia comprende pannelli solari disposti esternamente al telaio 101.

Il satellite 100 comprende inoltre un dispositivo di comunicazione 104 che consente di ricevere ed inviare segnali radio da e verso una stazione di controllo remoto e/o da analoghi satelliti 100 che orbitano in formazione.

Il sistema 1 è alloggiato nel vano definito dal telaio 101 del satellite 100.

Il sistema 1 comprende una pluralità di motori 2 che, quando il sistema 1 è imbarcato nel satellite 100, sono fissati al telaio 101.



Il sistema 1 comprende un'unità di controllo 3 funzionalmente collegata ai motori 2 per inviare ai motori 2 stessi segnali di attivazione "SA" per attivare uno o più motori 2 in funzione di una configurazione di funzionamento scelta.

Il sistema 1 comprende inoltre almeno un dispositivo di accensione 4 operativamente posto tra l'unità di controllo 3 e i motori 2 per ricevere il segnale di attivazione "SA" e per provvedere ad eseguire l'accensione del rispettivo motore 2.

A titolo di esempio, il sistema 1 comprende una pluralità di dispositivi di accensione 4, ciascuno associato ad un rispettivo motore 2.

Il dispositivo di accensione 4 costituisce un sistema di sicurezza per impedire che i motori 2 si accendano in modo involontario ed inavvertitamente.

A tale proposito, il dispositivo di accensione 4 comprende una pluralità di "barriere" o meccanismi di sicurezza che devono essere superati per poter effettivamente avviare il motore 2 in questione. A titolo di esempio, i meccanismi di sicurezza possono essere meccanici e/o elettronici e/o elettrici e/o software.

In accordo con la presente invenzione, il sistema 1



è configurabile tra una prima configurazione, o configurazione di dispersione, ed una seconda configurazione, o configurazione di correzione dell'orbita (re-orbiting).

Nella prima configurazione, l'unità di controllo 3 comanda l'avvio di uno o più motori 2 per permettere al satellite 100 di allontanarsi opportunamente da altri satelliti 100 uguali o analoghi nel caso in cui venga lanciata in orbita una costellazione di satelliti 100. Tale configurazione viene adottata durante il posizionamento in orbita della costellazione di satelliti 100 per ottenere in tempi sufficientemente brevi la corretta disposizione dei satelliti 100 stessi.

Nella seconda configurazione, l'unità di controllo 3 comanda l'avvio di uno o più motori 2 per permettere al satellite 100 di correggere la propria orbita riportandola ad una quota più alta. Questa configurazione viene adottata quando, dopo un lungo periodo operativo del satellite 100, esso ha subito un notevole decadimento dell'orbita e si appresta alla naturale distruzione. In tale configurazione, il satellite 100 aumenta la quota dell'orbita, prolungando in tal modo la propria



vita operativa.

Preferibilmente, ma non esclusivamente, il sistema 1 è configurabile tra la prima configurazione, la seconda configurazione ed un terza configurazione, o configurazione di uscita dall'orbita (de-orbiting).

Nella terza configurazione, l'unità di controllo 3 comanda l'avvio di uno o più motori 2 per permettere al satellite 100 di uscire dalla propria orbita preferibilmente verso il pianeta attorno a cui orbita. Questa configurazione viene attivata quando è necessario far rientrare il satellite 100 nell'atmosfera prima del termine della sua vita operativa a seguito, per esempio, di una avaria tale da comprometterne la funzionalità.

Vantaggiosamente, questa configurazione è selezionabile per evitare di lasciare in orbita un satellite inutilizzabile che può essere di ostacolo ad altri oggetti in orbita o può addirittura costituire un pericolo per la sicurezza degli altri oggetti orbitanti.

Preferibilmente, ma non esclusivamente, il sistema 1 è configurabile tra la prima configurazione, la seconda configurazione e/o la terza configurazione, o configurazione di uscita dall'orbita (de-



orbiting) e una quarta configurazione o configurazione di prevenzione delle collisioni.

Vantaggiosamente, la quarta configurazione, o configurazione di prevenzione delle collisioni è attivata quando è necessario un urgente cambio di orbita per evitare una collisione con un qualsiasi ulteriore satellite.

Nel caso in cui il sistema 1 sia congiurabile solo nella prima e/o seconda configurazione, esso può comprendere due, preferibilmente tre, motori 2. In questo caso, uno o due motori 2 sono riservati alla prima configurazione e un altro motore 2 è riservato alla seconda configurazione.

Nel caso in cui il sistema 1 sia configurabile anche nella terza configurazione, il sistema 1 comprende un apposito motore 2 riservato a questa configurazione.

Nella forma realizzativa preferita, il sistema 1 comprende quattro motori 2, distinti e indipendenti tra loro, e ciascuno fissato, in uso, al telaio 102 del satellite 100.

In accordo con quanto sopra detto, i quattro motori 2 sono selettivamente attivabili in funzione della configurazione scelta.

A questo proposito, l'unità di controllo 3 è



collegata, attraverso rispettivi dispositivi di accensione 4, ad un primo 2a ed un secondo motore 2b per inviare loro rispettivi segnali di attivazione "SA" per accenderli quando viene selezionata la prima configurazione, ovvero quella relativa alla correzione dell'orbita.

L'accensione sia del primo 2a che del secondo motore 2b è preferibile per correggere l'orbita, ma non è indispensabile. Infatti, anche l'attivazione di uno solo tra il primo 2a ed il secondo motore 2b può essere sufficiente per effettuare la correzione necessaria.

Inoltre, l'unità di controllo 3 è collegata attraverso il rispettivo dispositivo di accensione 4 ad un terzo motore 2c per inviare un segnale di attivazione "SA" per accenderlo quando viene selezionata la seconda configurazione.

Nel caso in cui anche la terza configurazione sia selezionabile, l'unità di controllo 3 è collegata attraverso il rispettivo dispositivo di accensione 4 ad un quarto motore 2d per inviare un segnale di attivazione "SA" per accenderlo quando viene selezionata proprio la terza configurazione.

Vantaggiosamente, l'unità di controllo 3 è funzionalmente collegata all'unità di elaborazione



103 del satellite 100.

È infatti l'unità di elaborazione 103 del satellite 100 che elabora ed invia un segnale di configurazione "SC", rappresentativo della configurazione selezionata, all'unità di controllo 3 del sistema 1.

L'unità di elaborazione 103 del satellite 100 elabora il segnale di configurazione "SC" sulla base di segnali ed informazioni ricevute dal dispositivo di comunicazione 104 ed inviate dalla stazione di controllo.

Va qui osservato che l'unità di controllo 3 del sistema di propulsione 1 e l'unità di elaborazione 103 del satellite 100 sono due elementi hardware distinti. Alternativamente, l'unità di controllo 3 del sistema di propulsione 1 e l'unità di elaborazione 103 del satellite 100 possono essere integrate in un unico elemento hardware.

I motori 2 possono essere del tipo a propellente solido (figura 4).

In tal caso, essi comprendono un corpo centrale 5 cilindrico al cui interno è contenuto il grano di propellente 6 e un ugello 7 per l'espulsione e l'accelerazione dei gas prodotti dalla combustione.

Il grano di propellente 6 può essere cavo. In tal



caso, il grano presenta una cavità 6a cilindrica e coassiale al corpo centrale 5 (figura 4). Una volta acceso, la superficie di combustione sarà quella della cavità cilindrica.

Alternativamente, in una forma realizzativa non illustrata, il grano di propellente 6 è pieno e presenta una superficie di base circolare che, una volta acceso, definisce la superficie di combustione. Si parla in questo caso, di "combustione a sigaretta".

In entrambi i casi, il propellente utilizzato è una miscela di HTPB (polibutadiene a terminazione ossidrilica), perclorato di ammonio e materiali ceramici non agglomeranti.

A puro titolo di esempio, il motore 2 a propellente solido presenta lunghezza compresa tra 70 mm e 90 mm, preferibilmente sostanzialmente pari a 80 mm, e diametro compreso tra 17 mm e 21 mm, preferibilmente sostanzialmente pari a 19 mm.

Vantaggiosamente, questo tipo di motori 2 presenta un alto grado di affidabilità e compattezza.

Nella forma realizzativa di figura 5, i motori 2 sono del tipo a gas compresso, ad esempio aria. Anche in questo caso, i motori 2 comprendono un corpo centrale 5 che contiene il gas compresso e



l'ugello 7 di espansione. In tal caso, i motori 2 comprendono una valvola 8 posta tra il corpo centrale 5 e l'ugello 7 per regolare il passaggio di gas nel ugello 7.

Vantaggiosamente, questo tipo di motori 2 presenta costi ridotti. Tuttavia, presenta inoltre un grado inferiore di affidabilità.

A puro titolo di esempio, il motore 2 a gas compresso presenta lunghezza compresa tra 70 mm e 90 mm, preferibilmente sostanzialmente pari a 80 mm, e diametro compreso tra 17 mm e 21 mm, preferibilmente sostanzialmente pari a 19 mm.

In forme realizzative alternative e non illustrate, i motori 2 possono essere del tipo ibrido o del tipo a gel. Vantaggiosamente, questi tipi di motore sono riaccendibili e consentono anche un'attivazione parziale e/o intermittente.

Va anche osservato che il sistema 1 può comprendere alcuni motori 2 del tipo a propellente solido e alcuni altri motori a gas compresso.

Preferibilmente, tutti i motori 2 del sistema 1 sono del medesimo tipo.

In varianti alternative, gli ugelli 7 dei motori 2 sono a tenuta e riempiti di gas compresso.

In tal caso, la sezione di uscita di ciascun ugello



7 è chiusa da una membrana 11 per mantenere il gas compresso dentro l'ugello 7 stesso.

Un dispositivo di perforazione 12 è disposto esternamente all'ugello 7 ed è attivato per perforare la membrana 11, facendo uscire il gas compresso.

In questo modo, viene realizzata una piccola spinta che può essere utilizzata per attuare la configurazione di dispersione (o prima configurazione).

A titolo di esempio, il dispositivo di perforazione 12 può comprendere una carica pirotecnica.

Va qui osservato che la membrana 11, il dispositivo di perforazione 12 e l'ugello 7 in pressione sono caratteristiche vantaggiose, ma non necessarie.

Il sistema 1 comprende inoltre almeno un elemento di supporto 9 su cui sono fissati i motori 2 e che, in uso, va a fissarsi al telaio 101 del satellite 100. Il telaio 101 è schematicamente rappresentato dalla linea tratteggiata nelle figure 2 e 3.

Nella forma realizzativa illustrata in figura 2, il sistema 1 comprende un unico elemento di supporto 9 di forma sostanzialmente quadrangolare.

Per poter essere inserito nei moduli che compongono il satellite 100, l'elemento di supporto 9 presenta



un lato di lunghezza sostanzialmente pari a 10 cm.

In questo caso, i motori 2 sono disposti in corrispondenza dei quattro vertici dell'elemento di supporto 9. Secondo quanto illustrato, i motori 2 si sviluppano ortogonalmente all'elemento di supporto 9 e in allentamento da esso. I motori 2 sono quindi paralleli tra loro.

L'elemento di supporto 9 presenta un'apertura 10 centrale di forma circolare che consente l'alloggiamento del dispositivo operativo 102 del satellite 100.

Nella forma realizzativa di figura 3, il sistema 1 comprende quattro distinti elementi di supporto 9 di forma sostanzialmente angolare. Ciascun motore 2 è fissato ad un rispettivo elemento di supporto 9 che va poi a fissarsi in corrispondenti posizioni angolari del telaio 101 del satellite 100 (rappresentato con linea tratteggiata).

La posizione e l'orientamento dei motori 2 qui descritto permette una distribuzione simmetrica della masse dei motori 2 stessi e permette di lasciare libero uno spazio centrale del vano per la strumentazione.

In ogni caso, la posizione e la disposizione dei motori 2 può essere determinata con largo arbitrio



a seconda delle esigenze e, ad esempio, della gestione delle masse della strumentazione da imbracare sul satellite 100.

Il sistema 1 comprende inoltre una ruota d'inerzia (non illustrata) necessaria per il controllo dell'assetto del satellite 100.

La ruota d'inerzia è funzionalmente collegata all'unità di controllo 3.

Vantaggiosamente, la ruota d'inerzia presenta una forma anulare.

Ciò permette di poter disporre la ruota d'inerzia con maggiore flessibilità. Infatti, la forma anulare permette di disporre la ruota d'inerzia in modo che ulteriori componenti del satellite 100 possano trovarsi all'interno della ruota stessa. In altre parole, la forma anulare della ruota permette di utilizzare lo spazio definito all'interno della ruota stessa.

La presente invenzione è inoltre relativa a satellite di piccole dimensioni in accordo con quanto sopra descritto.

Inoltre, la presente invenzione è relativa ad un metodo per la gestione del sistema di propulsione per satelliti artificiali di piccole dimensioni.

Il metodo comprende la fase preliminare di



predisporre il satellite 100 comprendente il sistema di propulsione 1.

Come già detto sopra, l'unità di controllo 3 del sistema 1 viene collegata all'unità di elaborazione 103 del satellite 100.

Una volta lanciato il satellite 100 o la pluralità di satelliti 100 della costellazione, viene determinata la configurazione del sistema 1.

La configurazione viene scelta tra la prima (di correzione dell'orbita), la seconda (di dispersione) e, nelle forme realizzative dove ciò è prevista, la terza (di rimozione dall'orbita).

La configurazione viene scelta dagli operatori preposti al controllo della missione e comunicata via radio al satellite 100 o ai satelliti 100.

La scelta della configurazione da adottare dipende dalla fase operativa.

Al termine della procedura di lancio, quando i satelliti 100 vengono posti in orbita, la seconda configurazione viene attivata in modo da permettere la veloce ed efficace dispersione dei satelliti 100 nel caso di una costellazione.

Quando, dopo una lunga fase operativa, il decadimento dell'orbita raggiunge una soglia predeterminata (in base alla natura della



missione), viene attivata la prima configurazione per alzare nuovamente l'orbita a valori operativi e permettere un proseguimento della missione.

Infine, laddove previsto e nel caso sia necessario rimuovere il satellite 100 dalla sua orbita (per esempio a seguito di un'avaria che lo rende inutilizzabile), è possibile attivare la terza configurazione per rimuoverlo dall'orbita verso la Terra e distruggerlo.

La determinazione della configurazione viene eseguita inviando dalla stazione di controllo un segnale di comando che viene ricevuto dall'unità di elaborazione 103 del satellite 100. Essa, interpretando il segnale di comando, genera ed invia all'unità di controllo 3 del sistema 1 il segnale di configurazione "SC".

L'unità di controllo 3 genera quindi il segnale di attivazione "SA" (o i segnali di attivazione "SA") e gli invia al motore 2 (o ai motori 2) preposti all'esecuzione della configurazione determinata.

In dettaglio, l'unità di controllo 3 può generare un segnale di attivazione "SA" rappresentativo dell'attivazione del primo 2a e/o del secondo motore 2b quando il segnale di configurazione "SC" è rappresentativo della prima configurazione.



L'unità di controllo 3 può generare un segnale di attivazione "SA" rappresentativo dell'attivazione del terzo motore 2c quando il segnale di configurazione "SC" è rappresentativo della seconda configurazione.

L'unità di controllo 3 può generare un segnale di attivazione "SA" rappresentativo dell'attivazione del quarto motore 2d quando il segnale di configurazione "SC" è rappresentativo della terza configurazione.

L'invenzione così descritta raggiunge gli scopi preposti.

Infatti, l'impiego del sistema di propulsione per satelliti artificiali di piccole dimensioni permette di aumentare complessivamente la vita operativa dei satelliti su cui è montato.

Nel dettaglio, anzitutto l'uso del sistema descritto accorcia sensibilmente i tempi necessari per raggiungere la dispersione ottimale. Il tempo risparmiato in questa fase si traduce in maggior tempo di vita operativa.

Inoltre, consentendo la correzione dell'orbita deteriorata a seguito del decadimento, esso permette di rinviare il termine di vita operative.

Infine, il sistema permette la rimozione



dall'orbita dei satelliti in modo veloce. Questo vantaggio è ancora più significativo se si considera che il lancio di satelliti di piccole dimensioni (in accordo con la definizione data nella presente trattazione) è in crescita esponenziale e l'esigenza di eliminare oggetti orbitanti inutili e potenzialmente dannosi sarà sempre più avvertita.



RIVENDICAZIONI

1. Sistema di propulsione per satelliti artificiali di piccole dimensioni, comprendente:

A28399/GZ

- una pluralità di motori (2) fissabili ad un telaio (101) di un satellite (100);

- una unità di controllo (3) funzionalmente collegata ai motori (2) per inviare almeno un segnale di attivazione (SA) per attivare almeno un motore (2);

caratterizzato dal fatto di essere selettivamente configurabile almeno tra una prima configurazione in cui almeno uno dei motori (2) è attivato per correggere l'orbita del satellite (100) e una seconda configurazione in cui almeno uno dei motori (2) è attivato per disperdere detto satellite (100) rispetto ad un ulteriore satellite adiacente.

2. Sistema secondo la rivendicazione 1, caratterizzato dal fatto di essere selettivamente configurabile tra la prima configurazione, la seconda configurazione ed una terza configurazione in cui almeno uno dei motori (2) è attivato per far uscire il satellite (100) dall'orbita, preferibilmente verso il pianeta.

3. Sistema secondo la rivendicazione 1 o 2, caratterizzato dal fatto di comprendere quattro



motori (2) tra loro indipendenti e fissabili al telaio (101) del satellite (100); detti motori (2) essendo selettivamente attivabili in funzione della configurazione adottata.

4. Sistema secondo la rivendicazione 3, caratterizzato dal fatto che l'unità di controllo (3) è collegabile ad un'unità di elaborazione (103) del satellite (100) per ricevere un segnale di configurazione (SC) rappresentativo della configurazione richiesta.

5. Sistema secondo la rivendicazione 4, caratterizzato dal fatto che l'unità di controllo (3) è collegata ad almeno un primo (2a) e/o un secondo motore (2b) per inviare al primo (2a) e/o secondo motore (2b) un segnale di attivazione (SA) quando l'unità di controllo (3) riceve un segnale di configurazione (SC) rappresentativo della prima configurazione.

6. Sistema secondo la rivendicazione 4 o 5, caratterizzato dal fatto l'unità di controllo (3) è collegata ad un terzo motore (2c) per inviare al terzo motore (2c) un segnale di attivazione (SA) quando l'unità di controllo (3) riceve un segnale rappresentativo della seconda configurazione.

7. Sistema secondo una qualsiasi delle



rivendicazioni dalla 4 alla 6, caratterizzato dal fatto l'unità di controllo (3) è collegata ad un quarto motore (2d) per inviare al quarto motore (2d) un segnale di attivazione (SA) quando l'unità di controllo (3) riceve un segnale rappresentativo della terza configurazione.

8. Sistema secondo una qualsiasi delle rivendicazioni precedenti, caratterizzato dal fatto di comprendere almeno un elemento di supporto (9) su cui sono fissati i motori (2); detto elemento di supporto (9) essendo di forma sostanzialmente quadrangolare, i motori (2) essendo disposti in corrispondenza dei vertici.

9. Sistema secondo una qualsiasi delle rivendicazioni precedenti, caratterizzato dal fatto che i motori (2) comprendono corrispondenti ugelli (7) a tenuta e riempiti con gas compresso.

10. Sistema secondo una qualsiasi delle rivendicazioni precedenti, caratterizzato dal fatto di comprendere una ruota d'inerzia collegata all'unità di elaborazione (3), detta ruota d'inerzia essendo di forma anulare.

11. Satellite artificiale di piccole dimensioni comprendente:

- un telaio (101) di forma sostanzialmente



parallelepipeda e definente un vano di contenimento;

- un'unità di elaborazione (103) contenuta nel vano di contenimento;

- un sistema di propulsione (1) secondo una qualsiasi delle rivendicazioni dalla 1 alla 10; i motori (2) essendo fissati al telaio (101); l'unità di controllo (3) del sistema (1) essendo funzionalmente collegata all'unità di elaborazione (103).

12. Metodo di gestione di un sistema di propulsione per satelliti artificiali di piccole dimensioni, comprendente le fasi di:

- predisporre un satellite artificiale (100) comprendente un sistema di propulsione (1) secondo una qualsiasi delle rivendicazioni dalla 1 alla 10;

- collegare un'unità di elaborazione del satellite (100) all'unità di controllo (3) del sistema;

- determinare una configurazione di funzionamento almeno tra una prima configurazione, di correzione dell'orbita del satellite (100), e una seconda configurazione, di dispersione del satellite (100);

- generare un segnale di configurazione (SC) rappresentativo della configurazione determinata;



- generare un segnale di attivazione (SA) in funzione del segnale di configurazione (SC); il segnale di attivazione (SA) essendo rappresentativo dell'attivazione di almeno un motore (2).

13. Metodo secondo la rivendicazione 12, caratterizzato dal fatto che il segnale di attivazione (SA) è rappresentativo dell'attivazione di un primo (2a) e di un secondo motore (2b) quando il segnale di configurazione (SC) è rappresentativo della prima configurazione.

14. Metodo secondo la rivendicazione 12 o 13, caratterizzato dal fatto che il segnale di attivazione (SA) è rappresentativo dell'attivazione di un terzo motore (2c) quando il segnale di configurazione (SC) è rappresentativo della seconda configurazione.

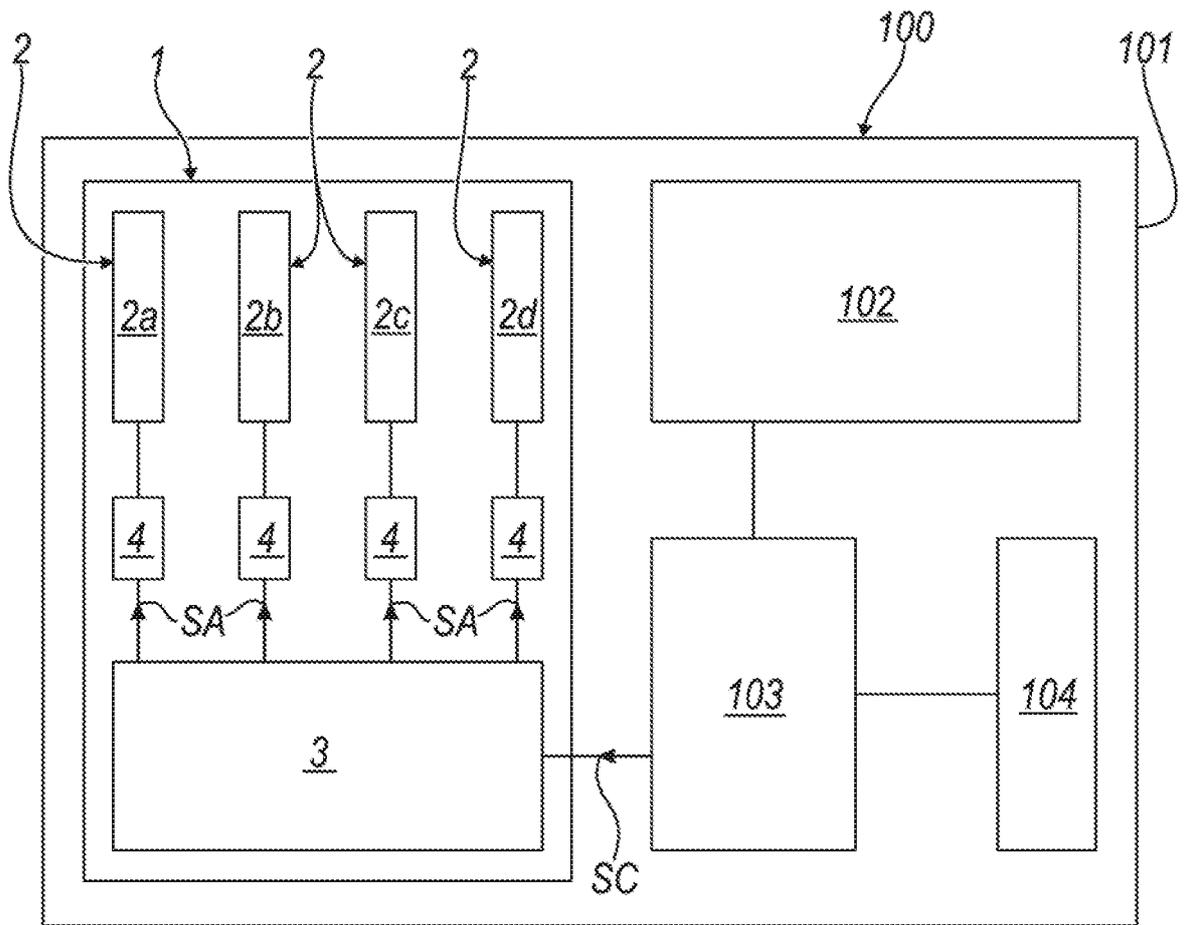


Fig. 1

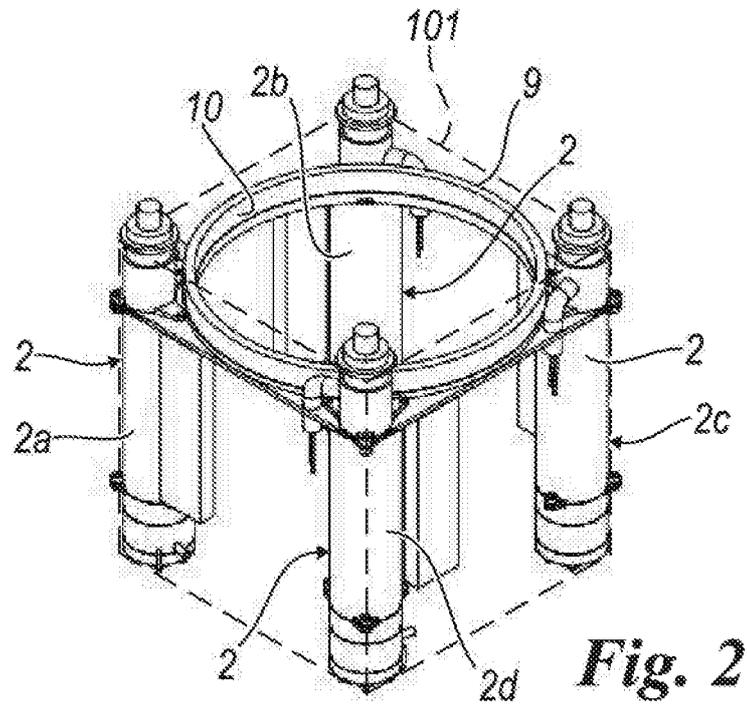


Fig. 2

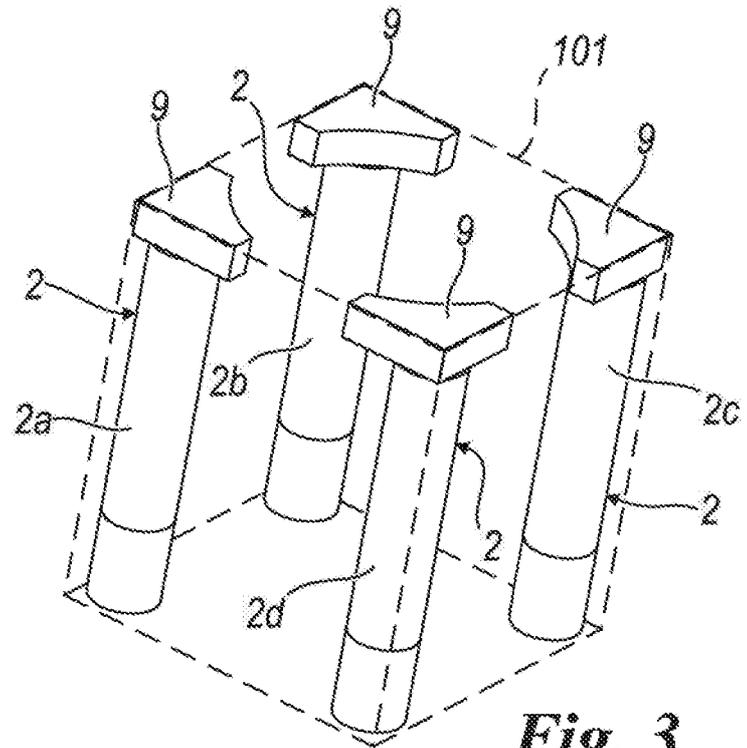


Fig. 3

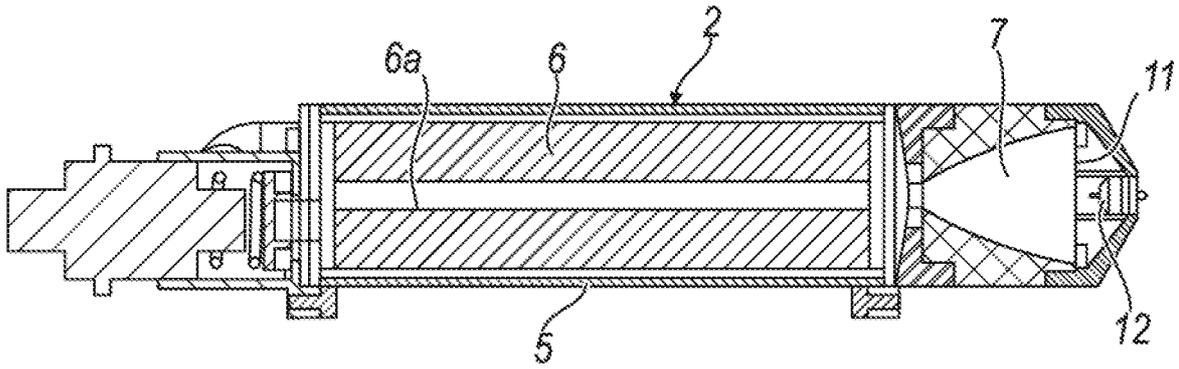


Fig. 4

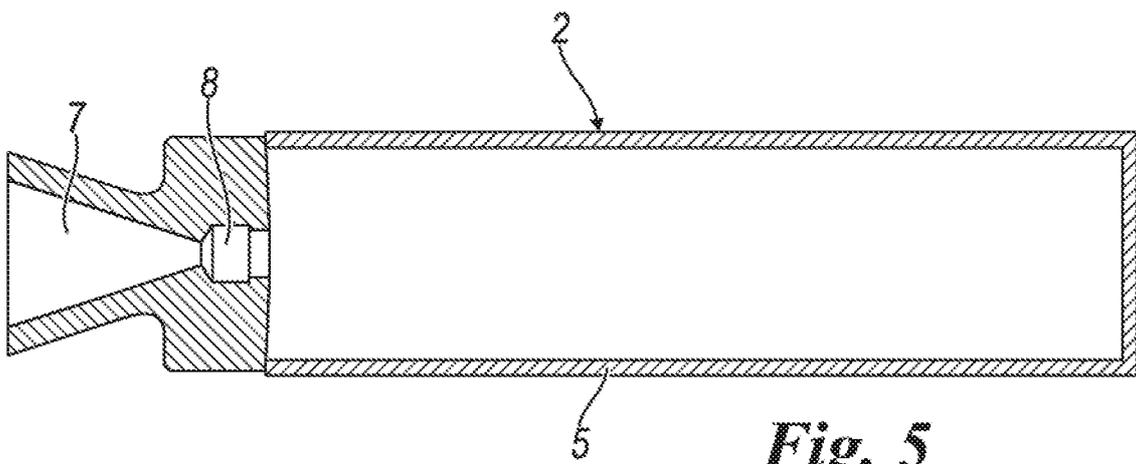


Fig. 5