
Un aerorazzo reversibile (PATENT PENDING)

Riassunto

Un aerorazzo reversibile che comprende una presa d'aria all'avancorpo, almeno uno scambiatore di calore posizionato nell'aerorazzo, un motore situato alla parte posteriore della fusoliera, di cui la configurazione conviene sia all'accelerazione in una direzione sia alla planata ed all'atterraggio in una direzione che è opposta della prima.

Affermazioni

1. Un aerorazzo reversibile, che comprende una presa d'aria situato all'avancorpo, almeno uno scambiatore di calore posizionato nell'aerorazzo, un motore situato alla parte posteriore della fusoliera, di cui la configurazione conviene sia all'accelerazione in una direzione che alla planata ed all'atterraggio in una direzione che è opposta della prima;
 2. un aerorazzo reversibile che si basa sull'affermazione 1 in cui l'aerorazzo si compone di un'ogiva all'avancorpo;
 3. un aerorazzo reversibile che si basa sull'affermazione 2 ove lo scambiatore di calore si trovi all'ogiva, il quale funziona da refrigeratore dell'aria incidente;
 4. un aerorazzo reversibile che si basa sull'affermazione 2 in cui l'ogiva è configurata ad essere gettata prima del rientro atmosferico;
 5. un aerorazzo reversibile che si basa sull'affermazione 1 in cui il motore comprende un ugello a campana;
 6. un aerorazzo reversibile che si basa sull'affermazione 5 in cui il motore è progettato ad essere gettato prima del rientro atmosferico;
 7. un aerorazzo reversibile che si basa sull'affermazione 1 in cui il motore comprende un motore "aerospike";
 8. un aerorazzo reversibile che si basa sull'affermazione 1 in cui almeno uno scambiatore di calore si compone di uno scambiatore di calore proveniente del primo stadio, uno scambiatore di calore proveniente del secondo stadio, ed uno scambiatore di calore proveniente del terzo stadio, ove lo scambiatore del terzo stadio sia concepito ad impiegare l'idrogeno liquefatto stockato nel serbatoio come liquido di raffreddamento, ove lo scambiatore del secondo stadio raffreddi l'aria incidente insieme all'idrogeno liquefatto proveniente dal primo stadio, ed ove lo scambiatore di calore del primo stadio raffreddi l'aria incidente per mezzo dell'uso dell'idrogeno liquefatto come liquido di raffreddamento proveniente dal terzo stadio;
 9. un aerorazzo reversibile che si basa sull'affermazione 1 ove lo stesso raggiunga una velocità ipersonica nella prima direzione e una velocità di rientro nella seconda direzione;
 10. le operazioni relative al volo dell'aerorazzo inglobano: l'accelerazione finché sia raggiunta la velocità orbitale nella prima direzione, la riorientazione dell'aerorazzo, ed il rientro atmosferico in una seconda orientazione, ove la seconda orientazione è effettivamente inversa rispetto alla prima;
 11. metodo che si basa sull'affermazione 10 ove l'accelerazione per raggiungere una velocità orbitale comprenda: l'aspirazione dell'aria incidente per mezzo di un diffusore d'aria, il raffreddamento dell'aria incidente impiegando il potenziale di raffreddamento dell'idrogeno liquefatto stockato nel serbatoio, la condensazione d'almeno una porzione dell'ossigeno proveniente dell'aria incidente, e l'impiego dell'ossigeno condensato insieme all'aria incidente nel motore dell'aerorazzo;
 12. metodo che si basa sull'affermazione 10 ove il rientro atmosferico inglobi: l'orientazione dell'aerorazzo reversibile di modo a massimizzare la resistenza aerodinamica nell'atmosfera superiore, e la dissipazione d'almeno una porzione dell'energia cinetica dell'aerorazzo reversibile attraverso circa due orbite,
 13. metodo che si basa sull'affermazione 10 in cui l'atterraggio dell'aerorazzo sia nella direzione inversa,
 14. metodo che si basa sull'affermazione 10 in cui l'aerorazzo sia caricato per mezzo dell'uso di un aereo funzionando da portatore,
 15. metodo che si basa sull'affermazione 10 in cui il decollo sia attuato nella prima direzione,
 16. metodo che si basa sull'affermazione 10 ove il decollo si avvii in modo d'accelerazione sulla pista,
 17. metodo che si basa sull'affermazione 10 ove il decollo si avvii in modo di un lancio verticale.
-

DESCRIZIONE

RINVIO AI BREVETTI CONNESSI

[0001] La presente invenzione fa soprattutto riferimento al brevetto statunitense provvisorio no 60/538,417, domanda depositata il 23 gennaio 2004. Codesto brevetto è incorporato per rinvio.

DESCRIZIONE DELL'ARTE NOTA

[0002] La perdita della navetta spaziale Columbia mette in evidenza l'esigenza di progettare una sorte di veicolo riutilizzabile "SSTO" (ovvero "Single Stage to Orbit") che dia più sicurezza. La Columbia conteneva tuttavia il carico utile, decisione insolita per quanto riguarda un tale tipo di rientro. Oltre la massa del carico utile, problemi relativi allo scudo termico hanno contribuito alla perdita catastrofica della Columbia. Dato l'ingombro proporzionalmente piccolo, il peso strutturale, e la discesa rapida verso l'atmosfera, la navetta spaziale tende a dissipare la maggior parte dell'energia cinetica prodotta nell'atmosfera più densa, e di conseguenza lo scudo termico è reso l'unico dispositivo intatto. In quanto occorre percorrere l'atmosfera in poco tempo, nel dipendere da booster, la navetta spaziale della NASA si è trasformata in un colosso imponente che costa caro ad assemblare ed a lanciare.

[0003] Il brevetto statunitense no 5,191,761 (ovvero "il brevetto '761"), rivela un motore "air-breathing". Codesto brevetto è incorporato per rinvio. Il motore comprende una sezione frontale in cui si trova un impianto di liquefazione in grado di captare l'aria ambientale e di liquefarne e separarne l'ossigeno. L'ossigeno di conseguenza viene usato nel motore della navetta.

[0004] Il brevetto statunitense no 6,213,431 (ovvero "il brevetto '431"), di cui il richiedente della presente invenzione è proprietario, rivela un motore "aerospike". Codesto brevetto è incorporato per rinvio. Un motore a razzo "aerospike" può avere un fusoliera affilato, disponendo una superficie di reazione curva oppure inclinata. Un iniettore di carburante inietta il carburante verso la superficie di reazione. La combustione del carburante sulla superficie di reazione crea una forza propulsiva attraverso la superficie di reazione.

[0005] Ci occorre, dunque, progettare il lancio di un veicolo reversibile "SSTO", previsto a appoggiare le esigenze del campo aerospaziale, il quale si sta sviluppando a balzi. Altri obiettivi dello stesso campo sono una riduzione del costo di produzione e una soluzione relativa al carico utile.

SOMMARIO DELL'INVENZIONE

[0006] Da un lato, l'invenzione riguarda un aerorazzo reversibile che costituisce una presa d'aria all'avancorpo dell'aerorazzo, munito da almeno uno scambiatore, e un motore situato all'altra estremità dell'aerorazzo, cosicché l'aerorazzo sia configurato ad accelerare in una prima direzione, ed a planare ed atterrare in una seconda direzione, la quale è inversa rispetto alla prima.

[0007] Dall'altro lato, la presente invenzione si applica all'operazione di volo relativo ad un aerorazzo, che comprende l'accelerazione nella prima direzione finché una velocità orbitale sia raggiunta, la riorientazione dell'aerorazzo, ed il rientro atmosferico in una seconda direzione, la quale è inversa rispetto alla prima.

[0008] Altri aspetti e vantaggi della presente invenzione si riveleranno tramite la descrizione seguente e le affermazioni connesse.

BREVE DESCRIZIONE DEI DISEGNI

[0009] La figura 1 mostra una sfera ideale spostandosi a una velocità ipersonica.

[0010] La figura 2 mostra una sezione trasversale di un'incarnazione di un aerorazzo in conformità con un'incarnazione della presente invenzione.

[0011] La figura 3 è una rappresentazione schematica di un impianto di raffreddamento / condensazione in conformità di un'incarnazione della presente invenzione.

[0012] La figura 4A mostra un'incarnazione di un aerorazzo in conformità di un'incarnazione della presente invenzione.

[0013] La figura 4B mostra un'incarnazione di un aerorazzo munito di booster in conformità di un'incarnazione della presente invenzione.

[0014] La figura 4C mostra un'incarnazione di un aerorazzo nella fase del rientro atmosferico, in conformità di un'incarnazione della presente invenzione.

[0015] La figura 4D mostra un'incarnazione di un aerorazzo approntato per l'atterraggio in conformità di un'incarnazione della presente invenzione.

[0016] La figura 5 mostra un'incarnazione di un aerorazzo munito di un motore aerospike in conformità di un'incarnazione della presente invenzione.

[0017] La figura 6 rappresenta un'incarnazione di un aerorazzo in conformità di un'incarnazione della presente invenzione.

DESCRIZIONE SPECIFICA

[0018] Un aerorazzo può essere un aerorazzo reversibile in conformità di una, o più di una, incarnazione / incarnazioni della presente invenzione. L'aerorazzo può incorporare un impianto di liquefazione dell'aria che permette all'aerorazzo di spostarsi a velocità ipersoniche nell'atmosfera a una resistenza ridotta. Spostandosi nella direzione inversa, l'aerorazzo può subire una resistenza aumentata ove l'energia cinetica proveniente dalla velocità orbitale possa essere dissipata a un'altitudine più alta e attraverso una durata più lunga, in confronto ai veicoli convenzionali.

[0019] La figura 1 mostra la situazione ideale di una sfera 100 spostandosi a una velocità ipersonica passando attraverso l'atmosfera. La superficie 102 appartenendo alla metà frontale della sfera 100 è un condensatore ideale, concepito a condensare l'aria incidente in un liquido appena che l'aria sia a contatto con la superficie 102. In questo modello ideale, invece di provocarci un'onda di choc nell'atmosfera, la sfera 100 condensa l'aria, a causa di ciò si genera un vuoto parziale di fronte alla sfera 100. L'effetto prodotto dalla condensazione dell'aria è quello di ridurre la resistenza subito dalla sfera 100 a zero. La sfera può spostarsi a una velocità illimitata, senza produrre una resistenza. Questo principio può applicarsi alla presente invenzione di modo a realizzare il volo ipersonico a velocità finora irraggiungibili.

[0020] La figura 2 mostra una sezione trasversale di un aerorazzo 200 in conformità di un'incarnazione della presente invenzione. L'aerorazzo comprende un'ogiva 201 alla parte frontale e un motore a campana 202 alla parte posteriore. Una presa d'aria 204 permette il flusso di aria ad entrare nell'aerorazzo 200 lungo il percorso atmosferico. L'aria entra in una porzione di uno scambiatore di calore 205 dell'aerorazzo 200.

[0021] La figura 3 è una rappresentazione schematica di uno scambiatore di calore 300 in conformità di un'incarnazione della presente invenzione. Si può anche fare riferimento alla figura 2, a segnalare la posizione rispettiva dei componenti di codesta incarnazione.

[0022] L'aria incidente relativa all'ogiva 301 (201 nella figura 2) viene raffreddata per mezzo di un liquido di raffreddamento nell'ogiva 301. Per quanto riguarda gli aerei convenzionali, l'aria incidente rispetto alla parte frontale dell'aereo viene compressa adiabaticamente. Cioè, la compressione si avvia senza che ci sia un trasferimento significativo di calore. La temperatura dell'aria incidente si aumenta di conseguenza. Nel caso che l'aria incidente rispetto all'ogiva 301 viene raffreddata, la compressione è detta isoterica. Cioè, il calore viene assorbito dall'aria incidente di modo ad essere compressa senza averci un aumento significativo nella temperatura.

[0023] La compressione isoterica generalmente richiede meno energia nei confronti di altre compressioni adiabatiche. Di conseguenza, si riduce la resistenza aerodinamica esercitata sull'aerorazzo (200 nella figura 2) passando attraverso l'atmosfera.

[0024] Si nota tuttavia che in pratica, la temperatura dell'aria incidente può aumentarsi. Ad esempio, la temperatura dell'aria incidente, essendo 0 gradi F all'altitudine, può innalzarsi ad oltre 1,500 gradi F, a causa della resistenza subita da un aereo convenzionale andando a circa Mach 5. Il fatto di preraffreddare l'aria, quanto viene esposto qui sotto, può produrre un accrescimento di temperatura di soli 500 gradi F. Si vede che il processo di compressione integrato al preraffreddamento tende ad avvicinarsi più all'ideale isotermico.

[0025] Il preraffreddamento dell'aria prima che entri nella presa d'aria (204 nella figura 2), può avviarsi per mezzo dell'azoto gassoso (o liquefatto) separato dall'aria incidente, quanto viene esposto qui sotto. Uno scambiatore 350 situato all'ogiva 301 può essere adoperato a preraffreddare l'aria.

[0026] Allorché l'aria incidente entra nella presa d'aria 304 (204 nella figura 2), scorre in una porzione di uno scambiatore di calore / di un condensatore (205 nella figura 2) dell'aerorazzo. Nell'incarnazione mostrato nella figura 3, l'aria incidente viene raffreddata e condensata attraverso tre stadi, 310, 320, 330. Più o meno di tre stadi possono essere adoperati in conformità del campo della presente invenzione.

[0027] L'aerorazzo in conformità della presente invenzione può includere un serbatoio d'idrogeno 341 per conservare una quantità d'idrogeno necessario per attivare la propulsione. L'idrogeno si conserva generalmente sotto forma di liquido, e dunque dev'essere stockato al di sotto di -423 gradi F, il punto d'ebollizione d'idrogeno. Codesto idrogeno liquefatto dev'essere evaporato in quanto viene adoperato nella propulsione del motore 302. Con l'obiettivo di evaporare l'idrogeno, conviene canalizzare lo stesso tramite gli scambiatori di calore (p.e. 310, 330 nella figura 3) affinché i processi di raffreddamento e di condensazione si avviino allo stesso tempo.

[0028] Come appena esposto nella figura 3, l'idrogeno proveniente dal serbatoio d'idrogeno 341 è pompato attraverso lo scambiatore di calore 330 dal terzo stadio, ove la bassa temperatura e il calore di evaporazione si adoperano alla condensazione dell'aria incidente. In quanto sarà esposto qui sotto, per alcune delle incarnazioni, soltanto l'ossigeno dell'aria incidente viene liquefatto.

[0029] Il calore specifico per l'idrogeno è 3.425 BTU/lb - gradi F, e il calore di evaporazione 191,7 BTU/lb. Il calore specifico per l'ossigeno, comunque, è 0.219 BTU - gradi F, e il calore di evaporazione 91.7 BTU/lb. I valori più alti per l'idrogeno danno un vantaggio per quanto riguarda il raffreddamento e la condensazione dell'ossigeno.

[0030] Dopo il terzo stadio, l'idrogeno, tipicamente nella fase gassosa, fluisce al primo stadio 310, ove venga utilizzato nel processo di raffreddamento dell'aria incidente successivamente al preraffreddamento azionato nell'ogiva 301. L'idrogeno può essere pompato al motore a funzionare da propellente o carburante.

[0031] Successivamente al preraffreddamento azionato all'ogiva 301, l'aria incidente scorre attraverso la presa d'aria 304 (204 nella figura 2) ed entra nello scambiatore di calore 310 del primo stadio. L'aria viene raffreddata nello scambiatore di calore del primo stadio 310, e l'energia dall'aria viene usata a scaldare l'idrogeno a una temperatura opportuna per facilitare la combustione avvenendo al motore.

[0032] Si continua il raffreddamento dell'aria incidente nello scambiatore di calore del secondo stadio 320. Nell'incarnazione rappresentata nella figura 3, il liquido di raffreddamento del secondo stadio 320 è l'ossigeno liquefatto, il quale può provenire da un serbatoio di ossigeno 345 oppure può essere l'ossigeno liquefatto e prodotto dalla condensazione dell'ossigeno nell'aria mediante il terzo stadio 330.

[0033] Nel terzo stadio 330, almeno una porzione dell'ossigeno dell'aria viene liquefatta per mezzo di una resa di energia al liquido di raffreddamento proveniente dal terzo stadio 330. L'aria si costituisce principalmente di ossigeno (circa 20%) e di azoto (circa 80%). Il punto di ebollizione di ossigeno (cioè la temperatura, a 1 ATM, sotto la quale l'ossigeno è nella fase liquida) è -180 gradi F, ed il punto d'ebollizione di azoto è - 230 gradi F. Codesta differenza permette la condensazione di una porzione di ossigeno, oppure di tutto l'ossigeno, senza indurre la liquefazione dell'azoto costituendo l'aria incidente.

[0034] Si nota che la presente invenzione non preclude la liquefazione dell'azoto nell'aria incidente. Comunque, ci possono essere dei vantaggi per quanto riguarda la liquefazione esclusiva dell'ossigeno dall'aria incidente. Ad esempio, il potenziale di raffreddamento necessario perché l'azoto sia liquefatto è conservato e disponibile per altre applicazioni, quanto stockare l'ossigeno addizionale. Inoltre, ci occorrerebbero avere scambiatori di calore più ampi a poter liquefare l'azoto dall'aria incidente, ciò che

abbia un effetto negativo sul carico utile. D'altronde, l'azoto gassoso raffreddato può funzionare da raffreddatore, quanto viene esposto qui sotto.

[0035] Dopo il terzo stadio 330, l'aria incidente si può separare in ossigeno e in azoto. L'azoto, mostrato in 323, può fluire allo scambiatore di calore relativo al processo di preraffreddamento 350 situato nell'ogiva 301 dell'aerorazzo. L'ossigeno può scorrere allo scambiatore di calore 320 del secondo stadio, ove sia evaporato in un gas di modo ad essere fornito al motore 302. Inoltre, l'ossigeno liquido proveniente dall'aria incidente può essere pompato in un serbatoio 345 e stockato per l'uso futuro - per esempio, può essere conservato per l'uso nello spazio, ove non ci sia un'atmosfera a procurare l'aria incidente.

[0036] Ci sono numerosi vantaggi legati alla liquefazione dell'ossigeno dall'atmosfera durante il volo. Innanzitutto, il raccolto e la liquefazione dell'ossigeno durante il volo riduce significativamente la quantità di ossigeno liquido stockato sul veicolo spaziale prima del decollo. Un razzo a motore "non air-breathing" (che non respira l'aria) deve caricare l'intera quantità di ossigeno esatta durante il volo integrale. Codesto numero rappresenta una massa significativa. La reazione di combustione tra l'idrogeno e l'ossigeno richiede 2 moli di idrogeno per ogni atomo di ossigeno. Bensì l'ossigeno pesa 16 volte più d'idrogeno, la quantità esatta di ossigeno ha una massa 8 volte più della massa esatta d'idrogeno. In un razzo a motore "air-breathing", è possibile distillare l'ossigeno dall'atmosfera, economizzando significativamente la massa a bordo.

[0037] L'Appendice A di codesto brevetto include due tabelle che dimostrano le quantità della massa pre-decollo, contenendo quelle dell'ossigeno e del carburante esatte a propellere una libbra di carico utile in orbita. Il carburante pertinente è l'idrogeno. I due casi si applicano sull'aerorazzo "non air-breathing" e sull'aerorazzo "air-breathing". Incominciandosi con una velocità orbitale di 25,000 ft/sec, la scheda dimostra una sequenza retrograde dei calcoli fino a raggiunger una velocità di zero. Ad ogni gradino si usa la differenza nell'energia cinetica (DKe) a determinare le masse differenziali del carburante (DH₂, DO₂) che occorrono a raggiungere il differenziale dell'energia cinetica. Le masse cumulative sono sommate alla massa (MM) del veicolo spaziale.

[0038] La scheda superiore mostra che per un razzo "non air-breathing", ci occorrono 9.116 libbre del peso al decollo, di modo ad avviare 1.000 libbre del carico utile a una velocità orbitale di 25,000 ft/sec. La scheda inferiore rappresenta un razzo "air-breathing". A velocità al di sotto di 14,000 ft/sec, ciò che rappresenta il volo atmosferico, il differenziale relativo alla massa di ossigeno (DO₂) è zero. La ragione per codesto risiede nel fatto che l'ossigeno può essere condensato dall'atmosfera, quanto sopra esposto. La scheda inferiore mostra che ci occorrono soltanto 5.183 libbre del peso al decollo a propellere 1.000 libbre di carico utile a una velocità orbitale di 25,000 ft/sec. Per le incarnazioni ove viene stockato una frazione dell'ossigeno liquefatto per l'uso futuro, il peso al decollo esatto può essere ancora più bassa.

[0039] L'appendice B mostra delle schede simili per i razzi alimentati a metano. Un razzo "non air-breathing" può richiedere 23.941 libbre di peso al decollo a poter propellere 1.000 libbre di carico utile a una velocità orbitale di 25,000 ft/sec, ove un razzo "air-breathing" può occorrere soli 10.572 libbre di peso al decollo.

[0040] Si nota inoltre che "slush hydrogen" può essere stockato, invece dell'idrogeno liquido. "Slush hydrogen" si compone di idrogeno parzialmente gelato ancora in grado d'essere pompato. Quest'ultima disposizione aumenterebbe la capacità di raffreddamento di un aerorazzo di 13%, e il carico utile aumentato di 10% di conseguenza.

[0041] La figura 4A mostra un aerorazzo reversibile 400 in conformità di un'incarnazione della presente invenzione. Un aerorazzo reversibile è in grado di decollare / accelerare in una direzione, mentre la decelerazione / il rientro atmosferico si attuano in una direzione inverse.

[0042] L'aerorazzo 400 si compone di un'ogiva 401, e una presa d'aria 404, e un motore a campana convenzionale 402. Inoltre, la fusoliera dell'aerorazzo 400 include due ali 411, 412. Nel corso dell'accelerazione / del decollo, l'aerorazzo 400 può essere propulso per mezzo del motore 402 nella direzione indicate dalla freccia 405. In codesta direzione le ali 411, 412 formano un profilo rispetto all'aria incidente, risultando in una resistenza ridotta. Le ali 411, 412 possono formare un profilo a provvedere la portanza esatta durante il volo atmosferico. Inoltre, la portanza si può generare per l'angolo d'attacco dell'aerorazzo 400.

[0043] L'ogiva 401 e gli scambiatori di calore appositi (p.e. 350 nella figura 3) possono costruirsi di un materiale leggero e non costoso di modo che l'ogiva stessa 401 può essere gettato dall'aerorazzo 400 prima del rientro atmosferico. Nel corso del rientro atmosferico, l'aerorazzo 400 può spostarsi in una direzione inverse , e l'ogiva resa obsoleta. I vincoli compresi nella modellazione di uno scambiatore di calore possono determinare che l'ogiva 401 sia progettata in tal modo da non essere in grado di resistere né al calore né alle forze relative al rientro atmosferico. Inoltre, un'ogiva può presentare un rischio oppure un ostacolo al tempo dell'atterraggio. Dunque, conviene ad essere gettato dall'aerorazzo 400, come sarà spiegato qui sotto.

[0044] L'aerorazzo 400 nella figura 4A può essere munito da un aereo funzionando da portatore a procurare l'altitudine e la velocità iniziali. Ad esempio, un aereo più grande può essere adoperato a provvedere il lancio ("liftoff") apposito all'aerorazzo 400 fino a raggiungere un'altitudine di 30,000 a 50,000 piedi. Da qui, il motore a campana 402 può fornire la spinta esatta a raggiungere l'orbita.

[0045] La figura 4B mostra un aerorazzo 420 munito di booster 421, 422, simili a quelli che sono stati adoperati dall'orbiter della NASA. I booster 421, 422 possono essere utili a fornire la spinta a bassa altitudine all'aerorazzo 420. Una volta spenti, i booster possono essere gettati.

[0046] La figura 4C mostra un'incarnazione di un aerorazzo reversibile 430 nel corso del rientro atmosferico. L'aerorazzo 430 si sta spostando in un'orientazione inversa rispetto agli aerorazzi 400, 420, come illustrati nelle figure 4A e 4B. Codesta disposizione si può attuare per mezzo dell'uso di propulsori direzionali di modo a ruotare l'aerorazzo 430 di 180 gradi una volta che sia entrato in orbita e prima che la fase del rientro cominci. Nella figura 4C, l'ogiva (401 nella figura 4A) è stata gettata. Inoltre, in codesta disposizione, alla sezione frontale dell'aerorazzo 430, il motore (402 della figura 4A) è stato gettato, quanto esposto, in conformità dei criteri di controllo aerodinamici.

[0047] L'aerorazzo reversibile 430 e le ali 431, 432 sono state progettate a creare un profilo nella direzione inversa, cioè ad avere bordi arrotondati, ove questi ultimi allarghino il profilo e massimizzano la resistenza nel corso di volo dell'aerorazzo 430 avviandosi nella direzione del decollo (la direzione mostrata nella figura 4A). Come mostra la figura 4C, l'aerorazzo 430 può essere lanciato all'insù, di modo ad aumentare ancora la resistenza.

[0048] La resistenza subita dall'aerorazzo 430 nella direzione inversa permette all'aerorazzo 430 a dissipare una grande quantità di energia cinetica nell'atmosfera superiore, ove la densità atmosferica sia abbastanza bassa a contrastare la produzione di alte temperature per cui occorrerebbero averci scudi termici sofisticati.

[0049] Ad esempio, le navette spaziali della NASA generalmente rientrono l'atmosfera densa a velocità molto alte. La navetta spaziale decelera finché sia raggiunta una velocità normale dopo aver percorso circa un quarto di un'orbita completa. Per esempio, progettando di atterrare nella Florida, tipicamente s'incomincia la decelerazione della navetta spaziale presso a Hawaii. La navetta spaziale frena e atterrisce nei dintorni di Hawaii e la Florida.

[0050] Un aerorazzo 430 in conformità della presente invenzione può avere una tale resistenza mediante la quale la decelerazione si avvii a un'altitudine molto più alta e tramite una percorrenza più lunga. Ad esempio, un aerorazzo 430 può decelerare da una velocità orbitale tramite due orbite intorno alla Terra, e di conseguenza ad una durata molto più lunga. Il tempo addizionale permette all'aerorazzo 430 a dissipare il calore prodotto nel corso del frenaggio, così eliminando l'esigenza di uno scudo termico sofisticato. Inoltre, i criteri strutturali e propellenti di un tal aerorazzo può rendere lo stesso molto più leggero nei confronti degli altri veicoli spaziali. Quanto si riduce la massa, tanto viene ridotta l'energia cinetica ad essere dissipata durante la fase di rientro.

[0051] Si nota che un aerorazzo in conformità della presente invenzione si sposta in "una direzione inversa". In pratica, l'aerorazzo può essere orientato in una disposizione inversa, benché il vettore dello spostamento relativo all'aerorazzo non sia stato inverso in se stesso. L'uso della frase "una direzione inversa" segnala dunque un'orientazione inversa relativo all'aerorazzo.

[0052] La figura 4D mostra un aerorazzo 430 nel corso delle manovre /dell'atterraggio. L'aerorazzo 430 viene lanciato in giù per attuare le operazioni quanto la planate, le manovre, e l'atterraggio. Le ali 431, 432 possono formare un profilo a generare la portanza esatta di modo a facilitare le manovre dell'aerorazzo 430.

[0053] Si nota che mentre un aerorazzo in conformità della presente invenzione può essere munito di uomini, tuttavia non deve. A telecomando, l'aerorazzo avrebbe ancora tutti i vantaggi della presente invenzione. Un aerorazzo munito di uomini sarebbe anche in conformità delle affermazioni della presente invenzione. Mediante le temperature significativamente ridotte durante il rientro atmosferico, la fase di rientro è resa molto più sicura.

[0054] La figura 5 mostra un'altra incarnazione di un aerorazzo 500 in conformità della presente invenzione. L'aerorazzo 500 include un'ogiva, e una presa d'aria 504 e le ali 511, 512, simile all'incarnazione rappresentata nella figura 4A. La differenza quanto illustrata si risiede nel fatto che l'aerorazzo 500 della figura 5 si compone di un motore "aerospike" 502 invece di un motore a campana. Un motore "aerospike" asonico si rivela nel brevetto statunitense no 6,213,413 ("il brevetto '413"), di cui il richiedente della presente invenzione è proprietario. Quel brevetto è incorporato per rinvio.

[0055] Il motore "aerospike" 502 rappresentato nella figura 5 indica una prima superficie di reazione 521, e due superfici di reazione secondarie 522, 523. Qualsiasi configurazione delle superfici di reazione valga per un motore "aerospike" in conformità della presente invenzione.

[0056] Secondo le affermazioni del brevetto '413, un motore "aerospike" è in grado di funzionare più efficacemente di un motore a campana a varie altitudini. Mediante questa caratteristica, l'aerorazzo 500 munito di un motore "aerospike" 502 può attuare il decollo da una pista, usando la spinta proveniente esclusivamente dal motore "aerospike". Tenendone conto, l'aerorazzo 500 costituisce un veicolo "SSTO" autosufficiente, essendo in grado di decollare da una pista, di ottenere una velocità orbitale, orbitare la Terra, rientrare l'atmosfera della Terra in una direzione inversa ed atterrare. Un altro vantaggio si risiede nel fatto che non ci occorrerebbero né booster, né un aereo portatore per lanciare un tale aerorazzo 500.

[0057] La figura 6 mostra un'altra incarnazione di un aerorazzo 600 in conformità della presente invenzione. L'aerorazzo 600 non include un'ogiva. Comunque, l'intero aerorazzo è concepito ad incarnare una sorte di ala, con una presa d'aria 604 alla parte frontale dell'aerorazzo 600. Un motore 602 si posiziona all'altra estremità, e in conformità dell'incarnazione mostrata nella figura 6, il motore 602 è di tipo "aerospike". L'aerorazzo 600 si rivela munito di booster 611, 612, i quali possono essere gettati. In qualche incarnazione, un aerorazzo non viene munito di booster. Ad esempio, l'aerorazzo 600 può includere un motore "aerospike", permettendo all'aerorazzo 600 di decollare, spostarsi fino a raggiungere l'orbita, ed atterrare senza che ci occorran booster. Inoltre, si può usare un aereo portatore.

[0058] Nel corso del decollo / dell'accelerazione, l'aerorazzo 600 si sposta in una prima direzione 605. L'aria incidente scorre nella presa d'aria 604, e successivamente viene raffreddata e condensata, mediante le quali operazioni si riduce la resistenza subita dall'aerorazzo 600 percorrendo a velocità ipersoniche. Il motore 602 può adoperarsi a propellere l'aerorazzo 600. Raggiunta la velocità orbitale, la presa d'aria 604 può fermarsi.

[0059] Durante il rientro atmosferico / l'atterraggio, l'aerorazzo 600 può spostarsi in una direzione inverse 606. Il motore, il quale può essere un motore a campana in alcune incarnazioni, può essere gettato. Un motore "aerospike" può essere modificato a resistere le forze e le temperature del rientro atmosferico, oppure il motore "aerospike" può essere ritratto nella fase del rientro.

[0060] Benché codesta invenzione sia stata descritta rispetto a un numero determinato di incarnazioni, gli accademici che approfittino di questa lettura apprezzeranno che si possono concepire altre incarnazioni in conformità delle affermazioni della presente invenzione. I parametri della presente invenzione sono dunque limitativi per quanto riguarda sole le affermazioni qui accluse.