

(19)日本国特許庁 (J P)

(12)特 許 公 報 (B 2)

(11)特許番号

特許第3223171号

(P 3 2 2 3 1 7 1)

(45)発行日 平成13年10月29日(2001.10.29)

(24)登録日 平成13年8月17日(2001.8.17)

(51)Int.Cl.⁷

識別記号

F I

B64G 1/64

B64G 1/64

C

請求項の数 3 (全13頁)

(21)出願番号	特願平10 - 367858	(73)特許権者	000119933 宇宙開発事業団 東京都港区浜松町2丁目4番1号
(22)出願日	平成10年12月24日(1998.12.24)	(73)特許権者	000000974 川崎重工業株式会社 兵庫県神戸市中央区東川崎町3丁目1番1号
(65)公開番号	特開2000 - 185699(P 2000 - 185699 A)	(72)発明者	福島 幸夫 東京都港区浜松町2丁目4番1号 宇宙 開発事業団内
(43)公開日	平成12年7月4日(2000.7.4)	(72)発明者	清水 隆三 東京都港区浜松町2丁目4番1号 宇宙 開発事業団内
審査請求日	平成10年12月24日(1998.12.24)	(74)代理人	100075557 弁理士 西教 圭一郎 (外3名)
前置審査		審査官	小山 卓志

最終頁に続く

(54)【発明の名称】ロケットフェアリングの分割構造および分割方法

1

(57)【特許請求の範囲】

【請求項1】 推進用ロケット本体の先端部に、搭載物を収容する複数の収容空間が形成されるフェアリングが設けられ、このフェアリングは、各搭載物を支持する支持台と、各搭載物を外囲する周壁とを有し、各搭載物は、各収容空間内で支持台によって推進用ロケット本体側で支持され、各搭載物を支持台から分離するときに、各搭載物を外囲する周壁を分割して、その搭載物が収容される収容空間を開放するロケットフェアリングの分割構造において、
最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外囲する周壁は、その軸線を含む平面で相互に分割可能な各周壁部分から成り、各周壁部分を、推進用ロケット本体寄りの端部における周方向両端部間の中央位置で、最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を支持する

2

支持台に連結するためのヒンジ手段が設けられ、最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外囲する各周壁部分に、推進用ロケット本体から離反する側の端部が相互に離反するようにヒンジ手段を中心にして角変位させる力を与える開頭手段が設けられ、最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を支持する支持台は、ロケット本体と一体に形成され、最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外囲する各外周壁部分を、最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物の放てき時に干渉しない保持角度位置まで角変位された状態で、保持するための保持手段が設けられることを特徴とするロケットフェアリングの分割構造。

【請求項2】 最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物に対して推進用ロケット本体から離反する側に

において隣接して配置される搭載物を支持する支持台は、前記最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外囲する周壁の周壁部分に一体的に設けられることを特徴とする請求項 1 記載のロケットフェアリングの分割構造。

【請求項 3】 推進用ロケット本体の先端部に、搭載物を収容する複数の収容空間が形成されるフェアリングが設けられ、このフェアリングは、各搭載物を支持する支持台と、各搭載物を外囲する周壁とを有し、各搭載物は、各収容空間内で支持台によって推進用ロケット本体側で支持され、各搭載物を支持台から分離するとき、各搭載物を外囲する周壁を分割して、その搭載物が収容される収容空間を開放するロケットフェアリングの分割方法において、

最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外囲する周壁は、その軸線を含む平面で相互に分割可能な各周壁部分から成り、各周壁部分を、ロケット本体寄りの端部における周方向両端部間の中央位置で、各周壁部分が外囲する搭載物を支持する支持台に、ヒンジ手段によって連結し、

最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を支持する支持台を、ロケット本体と一体に形成し、最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物に対して推進用ロケット本体から離反する側に配置される他の搭載物を、この他の搭載物を外囲する周壁を分割して、この他の搭載物が収容される収容空間を開放した後に放てきし、

前記他の搭載物を支持する支持台を放てきするとともに、最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外囲する周壁を、各周壁部分に分割し、これら各周壁部分を、推進用ロケット本体に離反する側の端部が相互に離反するように角変位させ、最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物の放てき時に干渉しない保持角度位置まで角変位させて、保持することを特徴とするロケットフェアリングの分割方法。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】本発明は、デュアルあるいはそれ以上の複数の衛星打上用のロケットフェアリングの分割構造および分割方法に関する。

【0002】

【従来の技術】図 1 3 は、従来技術のデュアル衛星打上用のロケットフェアリングの分割構造を示す正面図である。衛星を打ち上げるにあたって、打上効率を向上するために、1 機の推進用ロケット本体（以下、単に「本体」という場合がある）1 に、2 つの衛星 2, 3 が搭載され、これら 2 つの衛星 2, 3 が同時に打ち上げられている。本体 1 の先端部 1 1 には、複数の収容空間 4, 5 が形成されるフェアリング 6 が設けられている。フェアリング 6 は、各衛星 2, 3 を支持する支持台 7, 8 と、

各衛星 2, 3 を外囲する周壁 9, 1 0 とを有する。フェアリング 6 の各収容空間 4, 5 に、各衛星 2, 3 がそれぞれ収容され、これらの衛星 2, 3 は、フェアリング 6 内で、支持台 7, 8 に本体 1 側でそれぞれ支持されている。

【0003】図 1 4 は、従来技術のフェアリング 6 を分解して示す正面図である。フェアリング 6 は、複数の分割体 1 2 ~ 1 5 に分割可能である。分割体 1 2 は、円錐台状の支持台 7 と、円筒状の周壁部分 1 6 とを有し、支持台 7 は、周壁部分 1 6 の軸線方向一端部に連なり、周壁部分 1 6 に入り込んでいる。支持台 7 は、本体 1 の先端部 1 1 の一部によって構成され、この分割体 1 2 は、本体 1 の先端部 1 1 に一体的に固定されている。分割体 1 3 は、円錐台状の支持台 8 と、円筒状の周壁部分 1 7 とを有し、支持台 8 は、周壁部分 1 7 の軸線方向一端部に連なって、周壁部分 1 7 から先細状に突出している。この分割体 1 3 は、周壁部分 1 7 の軸線方向他端部で、分割体 1 2 の周壁部分 1 6 の軸線方向他端部に結合解除可能に結合されている。各分割体 1 2, 1 3 によって収容空間 4 が規定され、この収容空間 4 内の衛星 2 を外囲する周壁 9 は、各周壁部分 1 6, 1 7 から成る。

【0004】各分割体 1 4, 1 5 は、衛星 3 を外囲する周壁部分であり、半円筒状部分 1 8, 1 9 と、半円錐状部分 2 0, 2 1 とをそれぞれ有し、相互に結合解除可能に結合され、この結合された状態で、軸線方向一端部が先細状となって塞がれる有底筒状となる。各分割体 1 4, 1 5 は、有底筒状となるように相互に結合された状態で、開放される軸線方向他端部側において、各半周壁部分 1 8, 1 9 が各分割体 1 3 の周壁部分 1 7 の軸線方向一端部に、結合解除可能にそれぞれ結合されている。この状態で、支持台 8 は、各半円筒状部分 1 8, 1 9 によって形成される円筒内に入り込んでいる。各分割体 1 4, 1 5 および支持台 8 によって収容空間 5 が規定され、この収容空間 5 内の衛星 3 を外囲する周壁 1 0 は、各分割体 1 4, 1 5 から成る。

【0005】このようなフェアリング 6 に収容される各衛星 2, 3 は、周壁 9, 1 0 が分割されることによって、各収容空間 4, 5 が開放され、各支持台 7, 8 から分離されて放てきされる。詳しく述べると、まず各分割体 1 4, 1 5 が、相互にかつ分割体 1 3 から結合解除されて、周壁 1 0 が軸線を含む分割面で、いわば縦割りで分割されて、衛星 3 から離反するように開頭され、収容空間 5 が開放され、衛星 3 が支持台 8 から分離されて放てきされる。次に分割体 1 3 が、分割体 1 2 から結合解除されて、周壁 9 が軸線に垂直な分割面で、いわば横割りで分割されて、衛星 2 から離反するように開頭され、収容空間 4 が開放され、衛星 2 が支持台 7 から分離されて放てきされる。

【0006】

【発明が解決しようとする課題】図 1 5 は、フェアリン

グ 6 を示す断面図である。この従来技術のフェアリング 6 では、本体 1 寄りに配置される衛星 2 が收容される收容空間 4 は、前述のように周壁 9 が横割りに分離されて開放され、さらに周壁 9 の一部を構成する周壁部分 1 6 は、衛星 2 の本体 1 寄りの部分を外囲した状態で保持されている。また衛星 2 は、フェアリング 6 の軸線方向に平行に、かつ衛星 2 が角変位することなく、支持台 7 から分離して放てきすることが困難であり、衛星 2 の放てき方向の誤差、すなわちフェアリング 6 の軸線方向からのずれ、および衛星 2 の角変位動作が生じてしまう場合がある。したがって衛星 2 の本体 1 寄りの部分を、外周面が周壁部分 1 6 と同様に円筒状となるように形成すると、衛星 2 の放てき方向の誤差、および衛星 2 の角変位などによって、衛星 2 の放てき時に、衛星 2 の本体 1 寄りの部分に、周壁部分 1 6 が干渉するおそれがある。

【 0 0 0 7 】このような干渉を防ぐためには、衛星 2 の包絡領域 2 7、すなわち搭載できる衛星の形状が、小さくなってしまふ。つまり本体 1 から離反する側の衛星 3 の包絡領域 2 8 は、本体 1 寄りの部分を円筒状とすることができるのに対して、衛星 2 の包絡領域 2 7 は、本体 1 寄りの部分を先細の円錐台状にしなければならない。したがって衛星 2 の包絡領域 2 7 は、衛星 3 の包絡領域 2 8 と、同一の外径の円筒状の領域を確保することができず、小さくなってしまふ。

【 0 0 0 8 】したがって本発明の目的は、1 機の推進用ロケット本体に複数の搭載物を搭載するときに、本体寄りに配置される搭載物の広い包絡領域を得ることができるロケットフェアリングの分割構造および分割方法を提供することである。

【 0 0 0 9 】

【課題を解決するための手段】本発明は、推進用ロケット本体の先端部に、搭載物を收容する複数の收容空間が形成されるフェアリングが設けられ、このフェアリングは、各搭載物を支持する支持台と、各搭載物を外囲する周壁とを有し、各搭載物は、各收容空間内で支持台によって推進用ロケット本体側で支持され、各搭載物を支持台から分離するときに、各搭載物を外囲する周壁を分割して、その搭載物が收容される收容空間を開放するロケットフェアリングの分割構造において、最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外囲する周壁は、その軸線を含む平面で相互に分割可能な各周壁部分から成り、各周壁部分を、推進用ロケット本体寄りの端部における周方向両端部間の中央位置で、最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を支持する支持台に連結するためのヒンジ手段が設けられ、最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外囲する各周壁部分に、推進用ロケット本体から離反する側の端部が相互に離反するようにヒンジ手段を中心にして角変位させる力を与える開頭手段が設けられ、最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を支持する支持台は、ロケット本体と

一体に形成され、最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外囲する各外周壁部分を、最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物の放てき時に干渉しない保持角度位置まで角変位された状態で、保持するための保持手段が設けられることを特徴とするロケットフェアリングの分割構造である。

【 0 0 1 0 】本発明に従えば、推進用ロケット本体の先端部に設けられるフェアリングには、複数の搭載物が各收容空間に收容され、各搭載物は、各搭載物を外囲する周壁が分割されて開頭され、收容空間が開放された状態で、支持台から分離されて放てきされる。フェアリングは、各搭載物を支持する各支持台と、各搭載物を外囲する各周壁とを有する。最も推進用ロケット本体寄りの搭載物を外囲する周壁は、相互に分割可能な各周壁部分から成る。このような各周壁部分は、推進用ロケット本体寄りの端部における周方向の中央位置で、ヒンジ手段によって、支持台に連結される。最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物に対して推進用ロケット本体から離反する側に配置される他の搭載物が放てきされた後、最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を放てきするにあたっては、他の搭載物を支持する支持台が分割され、さらに最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外囲する周壁が各周壁部分に分割される。最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外囲する各周壁部分は、開頭手段によってヒンジ手段を中心にして角変位させる力が与えられ、推進用ロケット本体寄りの端部が支持台に連結された状態で角変位され、搭載物を放てきする放てき方向前方が広く開放される。さらにこの各周壁部分は、搭載物の放てき時に干渉しない保持角度位置まで角変位された状態で保持手段によって保持される。最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外囲する各周壁部分を、支持台から分割して角変位させ保持することによって、この最も推進用ロケット本体寄りの搭載物を放てきするときに、各周壁部分は搭載物に近接しておらず、かつ放てき方向前方に広く開放領域が確実に確保され、この最も推進用ロケット本体寄りの搭載物が、分割前の周壁によって規定される收容空間よりもわずかに小さいだけの搭載物であって、しかもこの搭載物が、フェアリングの軸線から傾斜してずれた方向に、および/または角変位運動しながら放てきされても、各周壁部分が搭載物に干渉してしまうことを防ぐことができる。したがって收容空間に可及的に大きな搭載物の包絡領域を得ることができる。最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を支持する支持台は、推進用ロケット本体に一体に形成されており、したがって上述のように最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外囲する各周壁部分を、支持台に係合される状態で保持することによって、これら各周壁部分が推進用ロケット本体から分離されてしまうことを防ぐことができる。さらに保持手段は、各周壁部分が搭載

物に近づく方向に戻ることを防ぐことができる。このように最も推進用ロケット本体寄りの搭載物のための可及的に大きな包絡領域を得ることができるとともに、さらに加えて最も推進用ロケット本体寄りの搭載物の支持台および周壁部分を、推進用ロケット本体に連結した状態を保ち、単独で分散される分割体の個数を少なくし、宇宙空間、軌道上に放てきされるコンタミネーションを減少することができる。

【 0 0 1 1 】本発明において、「開頭」は、搭載物を放てきするために、収容空間を開放することができるように、周壁部分などを変位させることを意味し、周壁部分などは、他の部分から完全に分離されてもよく、また他の部分とヒンジまたは索条などによって係合されていてもよい。

【 0 0 1 2 】

【 0 0 1 3 】

【 0 0 1 4 】また本発明は、最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物に対して推進用ロケット本体から離反する側において隣接して配置される搭載物を支持する支持台は、前記最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外囲する周壁の周壁部分に一体的に設けられることを特徴とする。

【 0 0 1 5 】本発明に従えば、推進用ロケット本体から離反する側において隣接する搭載物を支持する支持台は、最も推進用ロケット本体寄りの搭載物を外囲する周壁部分に一体的に設けられる。これによって分割されるフェアリングの分割数を少なくし、他の部分と分離されてしまい単独で分散される分割体の個数を少なくすることができる。

【 0 0 1 6 】

【 0 0 1 7 】

【 0 0 1 8 】

【 0 0 1 9 】

【 0 0 2 0 】さらに本発明は、推進用ロケット本体の先端部に、搭載物を収容する複数の収容空間が形成されるフェアリングが設けられ、このフェアリングは、各搭載物を支持する支持台と、各搭載物を外囲する周壁とを有し、各搭載物は、各収容空間内で支持台によって推進用ロケット本体側で支持され、各搭載物を支持台から分離するときに、各搭載物を外囲する周壁を分割して、その搭載物が収容される収容空間を開放するロケットフェアリングの分割方法において、最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外囲する周壁は、その軸線を含む平面で相互に分割可能な各周壁部分から成り、各周壁部分を、ロケット本体寄りの端部における周方向両端部間の中央位置で、各周壁部分が外囲する搭載物を支持する支持台に、ヒンジ手段によって連結し、最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を支持する支持台を、ロケット本体と一体に形成し、最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物に対して推進用ロケット本

体から離反する側に配置される他の搭載物を、この他の搭載物を外囲する周壁を分割して、この他の搭載物が収容される収容空間を開放した後に放てきし、前記他の搭載物を支持する支持台を放てきするとともに、最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外囲する周壁を、各周壁部分に分割し、これら各周壁部分を、推進用ロケット本体に離反する側の端部が相互に離反するように角変位させ、最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物の放てき時に干渉しない保持角度位置まで角変位させて、保持することを特徴とするロケットフェアリングの分割方法である。

【 0 0 2 1 】本発明に従えば、推進用ロケット本体の先端部に設けられるフェアリングには、複数の搭載物が各収容空間に収容され、各搭載物は、各搭載物を外囲する周壁が分割されて開頭され、収容空間が開放された状態で、支持台から分離されて放てきされる。フェアリングは、各搭載物を支持する各支持台と、各搭載物を外囲する各周壁とを有する。最も推進用ロケット本体寄りの搭載物を外囲する周壁は、相互に分割可能な各周壁部分から成る。このような各周壁部分は、推進用ロケット本体寄りの端部における周方向の中央位置で、ヒンジ手段によって、支持台に連結される。最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物に対して推進用ロケット本体から離反する側に配置される他の搭載物が放てきされた後、最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を放てきするにあたっては、他の搭載物を支持する支持台が分割され、さらに最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外囲する周壁が各周壁部分に分割される。最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外囲する各周壁部分は、開頭手段によってヒンジ手段を中心にして角変位させる力が与えられ、推進用ロケット本体寄りの端部が支持台に連結された状態で角変位され、搭載物を放てきする放てき方向前方が広く開放される。さらにこの各周壁部分は、搭載物の放てき時に干渉しない保持角度位置まで角変位された状態で保持手段によって保持される。最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外囲する各周壁部分を、支持台から分割して角変位させ保持することによって、この最も推進用ロケット本体寄りの搭載物を放てきするときに、各周壁部分は搭載物に近接しておらず、かつ放てき方向前方に広く開放領域が確実に確保され、この最も推進用ロケット本体寄りの搭載物が、分割前の周壁によって規定される収容空間よりもわずかに小さいだけの搭載物であって、しかもこの搭載物が、フェアリングの軸線から傾斜してずれた方向に、および/または角変位運動しながら放てきされても、各周壁部分が搭載物に干渉してしまうことを防ぐことができる。したがって収容空間に可及的に大きな搭載物の包絡領域を得ることができる。最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を支持する支持台は、推進用ロケット本体と一体に形成されており、

したがって上述のように最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外囲する各周壁部分を、支持台に係合される状態で保持することによって、これら各周壁部分が推進用ロケット本体から分離されてしまうことを防ぐことができる。さらに保持手段は、各周壁部分が搭載物に近づく方向に戻ることを防ぐことができる。このように最も推進用ロケット本体寄りの搭載物のための可及的に大きな包絡領域を得ることができるとともに、さらに加えて最も推進用ロケット本体寄りの搭載物の支持台および周壁部分を、推進用ロケット本体に連結した状態を保ち、単独で分散される分割体の個数を少なくし、宇宙空間、軌道上に放てきされるコンタミネーションを減少することができる。

【 0 0 2 2 】

【発明の実施の形態】図 1 は、本発明の実施の一形態のロケットフェアリングの分割構造が実施されるフェアリング 3 0 を示す正面図である。フェアリング 3 0 は、デュアル衛星打上用のフェアリングであって、衛星を打ち上げるときの効率を向上するために、1機の推進用ロケット本体（以下、単に「本体」という場合がある）3 1 に、2つの人工衛星（以下、単に「衛星」という場合がある）3 2 , 3 3 を搭載して、これら 2つの衛星 3 2 , 3 3 を同時に打ち上げるために用いられる。フェアリング 3 0 は、ロケットエンジンによって推進力を発生する本体 3 1 の先端部 3 5 に設けられ、複数、本実施の形態では衛星と同数の 2つの收容空間 3 6 , 3 7 が形成される。このフェアリング 3 0 は、各衛星 3 2 , 3 3 を支持する支持台 5 1 , 5 4 と、各衛星 3 2 , 3 3 を外囲する周壁 4 3 , 4 4 とを有する。各衛星 3 2 , 3 3 は、各收容空間 3 6 , 3 7 に個別に收容され、各收容空間 3 6 , 3 7 内で、各支持台 5 1 , 5 4 によって、本体 3 1 側でそれぞれ支持されている。

【 0 0 2 3 】図 2 は、フェアリング 3 0 を分解して示す正面図である。図 1 をも併せて参照して、フェアリング 3 0 は、複数の分割体 5 1 ~ 5 6 に分割可能である。分割体 5 1 は、円錐台状の支持台 5 1 から成り、本実施の形態では、この分割体 5 1 は、本体 3 1 の先端部 3 5 に一体に形成されている。各分割体 5 2 , 5 3 は、直円筒状の周壁 4 3 を軸線を含む平面で分離した半直円筒状の周壁部分であり、直円筒状となるように、相互に結合解除可能に結合される。さらに各分割体 5 2 , 5 3 は直円筒状に結合された状態で、軸線方向一端部が、本体 3 1 の先端部 3 5 である分割体 5 1 の大径となる軸線方向一端部に、結合解除可能に結合されている。各分割体 5 2 , 5 3 が分割体 5 1 に結合された状態では、分割体 5 1 は、各分割体 5 2 , 5 3 から成る直円筒内に、突出して入り込んでいる。分割体 5 4 は、支持台 5 4 であって、円錐台状の支持部 4 1 と、直円筒状の外周部分 6 0 とを有し、支持部 4 1 は、外周部分 6 0 の軸線方向一端部に連なって、外周部分 6 0 から離反するように先細状

に突出している。この分割体 5 4 は、外周部分 6 0 の軸線方向他端部で、各分割体 5 2 , 5 3 の軸線方向他端部に結合解除可能に結合されている。

【 0 0 2 4 】各分割体 5 5 , 5 6 は、周壁部分であり、半直円筒状部分 6 3 , 6 4 と、半円錐状部分 6 5 , 6 6 とをそれぞれ有し、相互に結合解除可能に接続され、この結合された状態で、軸線方向一端部が先細状となって塞がれる有底筒状となる。各分割体 5 5 , 5 6 は、有底筒状となるように相互に結合された状態で、開放される軸線方向他端部側で、各半直円筒状部分 6 3 , 6 4 が分割体 5 4 の外周部分 6 0 の軸線方向一端部に、結合解除可能にそれぞれ結合されている。この状態で、支持部 4 1 は、各半直円筒状部分 6 3 , 6 4 から成る直円筒内に突出して入り込んでいる。

【 0 0 2 5 】各分割体 5 1 ~ 5 4 によって收容空間 3 6 が規定され、この收容空間 3 6 内で分割体 5 1 によって支持される衛星 3 2 は、各分割体 5 2 , 5 3 から成る周壁 4 3 によって半径方向外方から外囲される。各分割体 5 4 ~ 5 6 によって收容空間 3 7 が規定され、この收容空間 3 7 内で分割体 5 4 に支持される衛星 3 3 は、各分割体 5 5 , 5 6 から成る周壁 4 4 によって半径方向外方から外囲される。また本実施の形態では、衛星 3 3 を支持する分割体 5 4 は、外周部 6 0 が、各周壁 4 3 , 4 4 と面一となるように設けられており、衛星 3 2 を外囲する周壁の一部として機能している。

【 0 0 2 6 】このようなフェアリング 3 0 を用いて、各衛星 3 2 , 3 3 を打ち上げるときには、各衛星 3 2 , 3 3 は、フェアリング 3 0 の各收容空間 3 6 , 3 7 にそれぞれ收容された状態で、本体 3 1 の推進力によって衛星を放てきすべき軌道まで打ち上げられる。この軌道まで打ち上げられたとき、各衛星 3 2 , 3 3 は、各衛星 3 2 , 3 3 を外囲する周壁 4 3 , 4 4 が周壁部分である各分割体 5 2 , 5 3 , 5 5 , 5 6 に分割されて各收容空間 3 6 , 3 7 が開放され、支持台である各分割体 5 1 , 5 4 から分離されて放てきされる。

【 0 0 2 7 】詳しく述べると、各衛星 3 2 , 3 3 は、まず本体 3 1 から離反する側に配置される衛星 3 3 から放てきされる。まず第 1 に、ロケットが所定の高度に達し、フェアリング 3 0 により空力加熱等の環境から衛星 3 2 , 3 3 を保護する必要がなくなった時点で、各分割体 5 5 , 5 6 が、相互にかつ分割体 5 4 から分割されて衛星 3 3 から離反するように開頭される。各分割体 5 5 , 5 6 は、各半直円筒状部分 6 3 , 6 4 の軸線方向他端部が、周方向両端部間の中央位置において、ヒンジ手段 7 0 , 7 1 によって連結されている。各ヒンジ手段 7 0 , 7 1 は、各分割体 5 5 , 5 6 が図 1 に示すように相互に結合された状態から第 1 の所定の角度未満の角度範囲で角変位しているときには、各分割体 5 5 , 5 6 と分割体 5 4 とを角変位可能にそれぞれ係合し、各分割体 5 5 , 5 6 が分割体 5 4 に対して第 1 の所定の角度以上角

変位したときには、各分割体 5 5 , 5 6 が分割体 5 4 から離脱することができるように、各分割体 5 5 , 5 6 と分割体 5 4 とを連結する。

【 0 0 2 8 】また各分割体 5 4 ~ 5 6 は、結合および結合解除手段 7 2 ~ 7 4 によって、結合解除可能にそれぞれ結合されている。結合および結合解除手段 7 2 ~ 7 4 による結合が解除されると、各分割体 5 4 ~ 5 6 はそれぞれ分割される。このように各分割体 5 4 ~ 5 6 が相互に分割されると、図示しないばねなどによって実現される開頭手段によって各分割体 5 5 , 5 6 に、ヒンジ手段 7 0 , 7 1 を中心として、各分割体 5 5 , 5 6 の軸線方向一端部が相互に離反するように、すなわち先端部を開くように開頭する力、本実施の形態ではばね力が与えられ、各分割体 5 5 , 5 6 が矢符 C 1 , C 2 の方向に角変位される。各分割体 5 5 , 5 6 が第 1 の所定の角度より小さい第 2 の所定の角度以上にばねなどの開頭手段の力によって角変位されると、以降において各分割体 5 5 , 5 6 は慣性およびロケットの推進力の反力によって角変位しながら開頭を続け、さらに第 1 の所定の角度になった時点で、各分割体 5 5 , 5 6 がヒンジ手段 7 0 , 7 1 から解放され、分割体 5 4 から離反するように、矢符 D 1 , D 2 方向に開頭、すなわち分離されて放てきされる。このように衛星 3 3 を外囲する周壁 4 4 は、分割された後に、衛星から離反するように開頭される。各分割体 5 5 , 5 6 がこのように開頭された後に、衛星 3 3 が、分割体 5 4 から分離され、図示しないばね手段によって、分割体 5 4 から離反する方向、すなわち本体 3 1 から離反する方向 E に押圧され、放てきされる。

【 0 0 2 9 】次に本体 3 1 寄りに配置される衛星 3 2 が放てきされる。衛星 3 3 が放てきされた後に、本体 3 1 によって衛星 3 2 を放てきすべき軌道まで移動し、衛星 3 2 が放てきされるべき軌道に達したときに、各分割体 5 2 ~ 5 4 が相互に分割されるとともに、各分割体 5 2 , 5 3 が分割体 5 1 から分割されて衛星 3 2 から離反するように開頭される。

【 0 0 3 0 】各分割体 5 2 , 5 3 は、軸線方向一端部が、周方向両端部間の中央位置において、ヒンジ手段 7 5 , 7 6 によって連結されている。各ヒンジ手段 7 5 , 7 6 は、前述のヒンジ手段 7 0 , 7 1 と同様の構成を有し、各分割体 5 2 , 5 3 が図 1 に示すように相互に結合された状態から第 1 の所定の角度未満の角度範囲で角変位しているときには、各分割体 5 2 , 5 3 と分割体 5 1 とを角変位可能に連結し、各分割体 5 2 , 5 3 が分割体 5 1 に対して、第 1 の所定の角度以上角変位したときには、各分割体 5 2 , 5 3 は、分割体 5 1 から離脱することができるように、各分割体 5 2 , 5 3 と分割体 5 1 とを連結する。

【 0 0 3 1 】また各分割体 5 1 ~ 5 4 は、結合および結合解除手段 1 5 0 ~ 1 5 3 によって結合解除可能に結合されている。結合および結合解除手段 1 5 0 ~ 1 5 3 に

よる結合が解除されると、各分割体 5 1 ~ 5 4 は分割される。このように各分割体 5 1 ~ 5 4 が相互に分割されると、図示しないばねなどによって実現される開頭手段によって分割体 5 4 が各分割体 5 2 , 5 3 から分離され、衛星 3 3 から離反する方向、すなわち本体から離反する方向 F に開頭、すなわち放てきされ、後述のばねなどによって実現される開頭手段 8 7 , 8 8 によって、各分割体 5 2 , 5 3 に、ヒンジ手段 7 5 , 7 6 を中心として、各分割体 5 2 , 5 3 の軸線方向他端部が相互に離反するように、すなわち先端部を開くように開頭する力、本実施の形態ではばね力が与えられ、各分割体 5 2 , 5 3 が矢符 G 1 , G 2 の方向に角変位される。各分割体 5 2 , 5 3 が第 1 の所定角度よりも小さい第 2 の所定の角度以上に開頭手段 8 7 , 8 8 の力によって角変位されると、以降において各分割体 5 2 , 5 3 は、慣性およびロケットの推進力の反力によって角変位しながら開頭を続け、さらに第 1 の所定の角度よりも小さく、かつ第 2 の所定の角度よりも大きい第 3 の所定の角度まで角変位したとき、後述するように開頭手段 8 7 , 8 8 によって保持される。このように衛星 3 2 を外囲する周壁 4 3 は、分割された後に、衛星 3 2 から離反するように開頭される。各分割体 5 2 , 5 3 がこのように開頭された後に、衛星 3 2 が、分割体 5 1 から分離され、図示しないばね手段によって、分割体 5 1 から離反する方向、すなわち本体 3 1 から離反する方向 H に押圧され、放てきされる。

【 0 0 3 2 】このように本発明は、本体 3 1 の先端部 3 5 に、衛星 3 2 , 3 3 を収容する複数の収容空間 3 6 , 3 7 が形成されるフェアリング 3 0 が設けられ、各衛星 3 2 , 3 3 は、各収容空間 3 6 , 3 7 内で分割体 5 1 , 5 4 によって本体 3 1 側で支持され、各衛星 3 2 , 3 3 をフェアリング 3 0 の一部である分割体 5 1 , 5 4 から分離するときに、各衛星 3 2 , 3 3 を外囲する周壁 4 3 , 4 4 を、周壁部分である分割体 5 2 , 5 3 , 5 5 , 5 6 に分割して、その衛星 3 2 , 3 3 が収容される収容空間 3 6 , 3 7 を開放する推進用ロケットフェアリングの分割構造において、複数の衛星 3 2 , 3 3 のうち、本体 3 1 寄りに配置される衛星 3 2 を外囲する周壁 4 3 は、周壁部分である各分割体 5 2 , 5 3 に分割されて衛星 3 2 から離反する方向に開頭される。

【 0 0 3 3 】また各衛星 3 2 , 3 3 の放てきに当たっては、本体 3 1 寄りに配置される衛星 3 2 に対して本体 3 1 から離反する側において隣接して配置される他の衛星 3 3 を、この他の衛星 3 3 を外囲する領域の周壁 4 4 を分割して、この他の衛星 3 3 が収容される収容空間 3 7 を開放した後に、支持台 5 4 から分離して放てきし、衛星 3 3 を支持する分割体 5 4 と、本体 3 1 寄りに配置される衛星 3 2 を外囲する周壁 4 3 の分割体 5 2 , 5 3 とを、本体 3 1 寄りに配置される衛星 3 2 から離反する方向に開頭させ、本体 3 1 寄りに配置される衛星 3 2 が収

容される収容空間 3 6 を開放する。

【 0 0 3 4 】このように複数の衛星 3 2 , 3 3 のうち、本体 3 1 寄りに配置される衛星 3 2 を外囲する周壁 4 3 は、分割体 5 2 , 5 3 に分割されて衛星 3 2 から離反する方向に開頭される。これによって図 3 に示すように、本体 3 1 寄りの衛星 3 2 を分割体 5 1 から分離して放てきするときには、周壁 4 3 が衛星 3 2 を近接した位置で外囲せず、衛星 3 2 から退避しているため、分割前の周壁 4 3 によって規定される収容空間 3 6 よりもわずかに小さいだけの包絡領域 8 3 に配置される衛星 3 2 であっても、衛星 3 2 がフェアリング 3 0 の軸線方向から傾斜してずれた放てき方向に放てきされ、および / または衛星 3 2 が角変位運動をしながら放てきされても、衛星 3 2 に周壁 4 3 が干渉してしまうことがない。したがって衛星 3 2 の本体 3 1 寄りの部分を、先細となるテーパ状、たとえば円筒状であるフェアリング 3 0 に対応した円錐台状にして、干渉をさける必要がなく、円筒状とすることができ、収容空間 3 6 に可及的に大きな衛星 3 2 の包絡領域 8 3 を得ることができる。つまり従来技術では、本体 3 1 から離反する側の衛星 3 3 の包絡領域 8 4 と同一の外径を有する円筒状の包絡領域を得ることができなかったのに対して、本発明のように、衛星 3 2 を外囲する周壁 4 3 の全部分を、衛星 3 2 から離反するように開頭させて退避させることによって、衛星 3 3 の包絡領域 8 4 と同一の外径を有する円筒状の包絡領域 8 3 を得ることができる。この包絡領域 8 3 は、1機の本体で 1つの衛星を打ち上げるシングル衛星打上用のフェアリングにおける包絡領域と同じ外径を確保している。

【 0 0 3 5 】また衛星 3 2 を外囲する周壁 4 3 が分割される分割体 5 2 , 5 3 は、本体 3 1 寄りの一部でヒンジ手段 7 5 , 7 6 によって角変位可能に設けられており、さらに分割体 5 2 , 5 3 を衛星 3 2 から離反する方向に変位する力を、各分割体 5 2 , 5 3 に与える開頭手段 8 7 , 8 8 を含む。この開頭手段 8 7 , 8 8 は、たとえば図 4 に示すような、一端部が各分割体 5 2 , 5 3 に連結され、他端部が本体 3 1 の先端部 3 5 に連結される圧縮コイルばねを有するばね手段によって実現される。

【 0 0 3 6 】このように各分割体 5 2 , 5 3 は、本体 3 1 寄りの一部でヒンジ手段 7 5 , 7 6 によって角変位可能に設けられている。これによって衛星 3 2 を分割体 5 1 から分離して放てきするとき、その放てき方向前方に広い開放領域を確保することができる。したがってさらに周壁 4 3 の衛星 3 2 への干渉を少なくすることができ、軸線方向の寸法が大きな衛星を搭載することが可能になる。また開頭手段 8 7 , 8 8 によって、衛星 3 2 から離反する方向に変位する力を、各分割体 5 2 , 5 3 に与えることができ、各分割体 5 2 , 5 3 を衛星 3 2 から離反するように確実に開頭することができる。

【 0 0 3 7 】また前記開頭手段 8 7 , 8 8 は、前記分割される分割体 5 2 , 5 3 を所定位置に保持する保持手段

としての機能も有する。この保持手段でもある開頭手段 8 7 , 8 8 は、各分割体 5 2 , 5 3 の分割体 5 1 に対する角変位角度が前記第 3 の所定の角度に選ばれ、ヒンジ手段 7 5 , 7 6 による係合状態が解除されない角度位置で、各分割体 5 2 , 5 3 を保持することができる。これによって衛星 3 2 から離反するように所定位置まで開頭された分割体 5 2 , 5 3 が、所定位置から衛星 3 2 に近づく方向に戻ることを確実に防ぐことができ、衛星 3 2 を放てきするとき分割体 5 2 , 5 3 が衛星 3 2 に干渉することを確実に防ぐことができる。

【 0 0 3 8 】さらにこのように、最も本体 3 1 寄りに配置される衛星 3 2 を外囲する周壁 4 3 の各分割体 5 2 , 5 3 は、本体 3 1 寄りの一部が本体 3 1 にヒンジ手段 7 5 , 7 6 によって連結され、かつ開頭手段 8 7 , 8 8 によって前述のように所定位置に保持されて、本体 3 1 に係合されている。これによってフェアリング 3 0 の他の部分から完全に分離されてしまう分割体の個数を少なくし、しかも本実施の形態では、本体 3 1 と一体の分割体 5 1 に各分割体 5 2 , 5 3 が係合され、単独で分散される分割体の個数を少なくすることができる。したがって宇宙空間に、軌道上に放てきされて漂うコンタミネーションを少なくすることができる。

【 0 0 3 9 】図 5 はヒンジ手段 7 1 の一部を示す斜視図であり、図 6 はヒンジ手段 7 1 付近を示す断面図である。ヒンジ手段 7 1 は、分割体 5 6 に固定されるヒンジ片 9 0 と、分割体 5 4 に固定されるヒンジ片 9 1 とを有している。ヒンジ片 9 0 は、相互に間隔をあけて配置される一対の板部材 9 3 a , 9 3 b を有し、各板部材 9 3 a , 9 3 b 間にわたってヒンジピンが 9 4 が設けられるとともに、板部材 9 3 a , 9 3 b の端部に、ヒンジピン 9 4 から離反する方向に伸び、開放する切欠き 9 5 a , 9 5 b が形成されている。ヒンジ片 9 1 は、板部材 9 8 を有し、板部材の厚み方向両側に同一の直線に沿って突出するヒンジピン 9 6 a , 9 6 b が設けられるとともに、各ヒンジピン 9 6 a , 9 6 b の軸線を中心とする円弧にそって延び、開放する切欠き 9 7 が形成される。

【 0 0 4 0 】このようなヒンジ手段 7 6 は、ヒンジ片 9 0 の各板部材 9 3 a , 9 3 b 間にヒンジ片 9 1 の板部材 9 8 を配置し、ヒンジ片 9 0 の各切欠き 9 5 a , 9 5 b 内にヒンジ片 9 1 各ヒンジピン 9 6 a , 9 6 b を嵌まり込ませるとともに、ヒンジ片 9 1 の切欠き 9 7 内にヒンジ片 9 0 のヒンジピン 9 4 を嵌まり込ませて連結される。このようなヒンジ手段 7 6 では、各ヒンジピン 9 4 ; 9 6 a , 9 6 b が、各切欠き 9 7 ; 9 5 a , 9 5 b にそれぞれ嵌まり込んだ状態では、各ヒンジ片 9 0 , 9 1 は、各ヒンジピン 9 6 a , 9 6 b の軸線 L 1 0 まわりの角変位だけが可能であり、ヒンジピン 9 4 が切欠き 9 7 から抜け出た状態においては、各ヒンジピン 9 6 a , 9 6 b が各切欠き 9 5 a , 9 5 b から抜け出るように、相互に離反するように変位することができる。

【0041】詳しく述べると、図7(1)に示すように、ヒンジピン74が切欠き97の最深部に配置される位置と、図7(2)に示すように、ヒンジピン74が切欠き97の開放端に配置される位置、すなわち板部材98の各ヒンジピン96a、96bとは反対側から切欠き97に臨む部分99の先端99aと、各ヒンジピン96a、96bの軸線L10とを含む平面160よりも、切欠き97の最深部側に、ヒンジピン94の少なくとも一部が嵌まり込んでいる位置にあって、各ヒンジ片90、91は、各ヒンジピン96a、96bの軸線L10まわりに相互に角変位可能に連結される。図7(3)に示すように、ヒンジピン94が、切欠き97から抜け出てしまう、すなわちヒンジピン94が前記平面160よりも、切欠き97の最深部から離反する側に位置すると、各ヒンジピン96a、96bが各切欠き95a、95bから抜け出るように、各ヒンジ片90、91は、相互に離反する方向に変位することができる。

【0042】ヒンジ片90は、各切欠き75a、75bがヒンジピン74よりも相手方となる分割体54に近接する位置に配置される状態で、分割体56に固定される。また、ヒンジ片91は、切欠き77が各ヒンジピン76a、76bよりも相手方となる分割体56に近接する位置に配置され、かつ切欠き77が分割体56とは反対がわで開放する状態で、分割体54に固定される。このようなヒンジ手段71は、分割体56が、分割体54に結合された状態で、各ヒンジピン94；96a、96bが、各切欠き97；95a、95bの最深部にそれぞれ嵌まり込んだ状態となるように、各分割体54、56を連結する。このようなヒンジ手段71を用いることによって、各分割体55、56が図1に示すように相互に、かつ分割体54に結合される位置と、この位置から第1の所定の角度以上角変位して、ヒンジピン94が切欠き97から完全に抜け出てしまうまでの位置との間では、分割体56と分割体54とが角変位可能に連結され、第1の所定の角度以上角変位したとき、すなわちヒンジピン94が切欠き97から抜け出たときには、各分割体56は、分割体54から離脱することができる。

【0043】ヒンジ手段71について詳しく述べたけれども、他の各ヒンジ手段70、75、76もまた、ヒンジ手段71と同様の構成を有し、同様の動作をして同様の効果を達成することができる。

【0044】また各分割体52、53を分割体51に対して角変位させるための開頭手段87、88は、前述のように保持手段としての機能を有しており、この保持手段によって各分割体52、53が保持される位置は、ヒンジピン94の少なくとも一部が切欠き97内に嵌まり込んでいる第3の所定の角度に対応する位置に選ばれる。これによって、各分割体52、53と分割体51との係合状態が維持される。

【0045】図8は図4の上側からみた平面図であり、

図9は図8の切断面線IX-IXからみた断面図である。衛星52を放てきするとき、この衛星52は、衛星52の放てき方向のずれなどが生じても、収容空間36の最も本体31寄りの最外周位置となる仮想円110を含み、フェアリング30の軸線に対する傾斜角度1が一例として述べると6.4度であり、本体31から離反するにつれて拡開する仮想円錐面115よりも外側にでないように放てきすることができる。分割体52が円錐面115の外側にある状態から、円錐面115に近づくように、分割体52を角変位させたときに、最初に円錐面115と交差する分割体52の部分は、分割体52の本体31寄りの端部の周方向両端部112であり、この部分112が円錐面115に交差しない位置に、分割体52を保持する保持位置を決定するばよい。これによって前述のように、衛星32の放てき時の分割体52の干渉を防ぐことができる。分割体53についても保持位置を同様に決定すればよい。

【0046】また図6に併せて示すように、結合および結合解除手段74は、各分割体54、56を結合するためのボルト101およびナット102と、各分割体54、56の結合を解除するための膨張型密封導爆線(以下、「ESMDC」(Expandable Shielded Mild Detonating Cord)と略記する場合がある)103とを有する。各分割体54、56には、相互に対向する対向壁部105、106がそれぞれ形成され、ボルト101は、周方向にほぼ等間隔をあけた複数箇所で、これらの対向壁部105、106を分割体56側から挿通し、このボルト101には、分割体54側でナット102が螺着される。またボルト101は、分割体56側でT形形状の押さえ部材108を挿通している。

【0047】ESMDC103は、金属被覆された管内に火薬が密封されて紐状に構成される。このESMDC103は、各分割体54、56が結合される領域全体にわたって、すなわち分割体56の周方向の全長にわたって延びて設けられている。またボルト101は、分割体56の周方向の全長にわたって、間隔をあけて設けられており、これらのボルト101が挿通する押さえ部材108と、対向壁部105とによってESMDC103を挟持した状態で、ナット102に締め付けられ、各分割体54、56が結合されるとともに、ESMDC103が保持される。ESMDC103は、2本設けられ、各ボルト101の両側を通るように配置される。

【0048】各ESMDC103には、それぞれ個別に起爆手段が接続されており、この起爆手段によって各ESMDCを爆発させることによって、各ボルト101を軸線方向一箇所でくびれた部分で分断し、これによって各分割体54、56の結合を解除し、各分割体54、56を結合解除することができる。またESMDC103を2本設け、起爆手段によって個別に起爆させる構成とすることによって、いずれか一方の起爆手段の故障など

が発生して、一方の E S M D C 1 0 3 が不発であっても、他方 E S M D C 1 0 3 だけの爆発によって各ボルト 1 0 1 を分断することが可能であり、各分割体 5 4 , 5 6 を確実に結合解除することができる。

【 0 0 4 9 】結合および結合解除手段 7 4 についてだけ詳しく説明したけれども、他の結合および結合解除手段 7 2 , 7 3 , 1 5 0 ~ 1 5 3 もまた、同様の構成を有し、同様に動作し、同様の効果を達成することができる。

【 0 0 5 0 】図 1 0 は、本発明の実施の他の形態のロケットフェアリングの分割構造が実施されるフェアリング 3 0 A の一部を示す正面図である。本実施の形態は、上述の実施の形態と類似しており、同一の構成を有する部分には、同一の参照符号を付して説明を省略し、異なる構成についてだけ説明する。上述の実施の形態では、各分割体 5 2 , 5 3 を角変位させるためのばね手段として、開頭手段 8 7 , 8 8 を用いられ、本実施の形態では、これに代えて、両端部が各分割体 5 2 , 5 3 にそれぞれ固定される圧縮コイルばねを有する開頭手段 8 9 が用いられる。このばね手段 8 9 もまた、各分割体 5 2 , 5 3 を開頭する力を与えるとともに、各分割体 5 2 , 5 3 が所定位置まで角変位したときには、この所定位置で保持する保持手段としての機能を有している。このようなばね手段 8 9 を用いた本実施の形態も上述の実施の形態と同様の効果を達成することができる。

【 0 0 5 1 】図 1 1 は本発明の実施の他の形態のロケットフェアリングの分割構造が実施されるフェアリング 3 0 B を示す正面図であり、図 1 2 はフェアリング 3 0 B を分解して示す正面図である。本実施の形態は、上述の実施の形態と類似しており、同一の構成を有する部分には、同一の参照符号を付して説明を省略し、異なる構成についてだけ説明する。上述の各実施の形態では、分割体である支持台 5 4 が、各分割体 5 2 , 5 3 と分割され、個別に分離されたけれども、本発明の実施の形態では、支持台 5 4 は、半円錐台状の 2 つの部分 1 7 0 , 1 7 1 に分割され、各部分 1 7 0 , 1 7 1 が各周壁部分 5 2 , 5 3 に一体化されている。つまり上述の形態では、各分割体 5 2 ~ 5 4 の 3 つの部分に分割されたフェアリング 3 0 の領域が、本実施の形態では 2 つの分割体 5 2 B , 5 3 B に分割される。これによって前記効果に加えて、分割される分割体の個数をさらに少なくし、単独で分散される分割体の個数をさらに少なくすることができ、宇宙空間、軌道上に放てきされるコンタミネーションを減少することができる。

【 0 0 5 2 】本発明は、上述の各実施の形態に限定されることはなく、形状などの変更をすることが可能である。たとえば支持部 4 1 は、分割体 5 2 にだけ一体的に設けられるようにしてもよい。また衛星の個数は、2 つに限ることはなく、3 つ以上でもよい。また搭載物は、衛星に限らず、探査機などの宇宙機、その他の機器であ

ってもよい。

【 0 0 5 3 】

【 0 0 5 4 】

【発明の効果】本発明によれば、推進用ロケット本体の先端部に設けられるフェアリングには、複数の搭載物が各収容空間に収容され、各搭載物は、各搭載物を外囲する周壁が分割されて開頭され、収容空間が開放された状態で、支持台から分離されて放てきされる。フェアリングは、各搭載物を支持する各支持台と、各搭載物を外囲する各周壁とを有する。最も推進用ロケット本体寄りの搭載物を外囲する周壁は、相互に分割可能な各周壁部分から成る。このような各周壁部分は、推進用ロケット本体寄りの端部における周方向の中央位置で、ヒンジ手段によって、支持台に連結される。最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物に対して推進用ロケット本体から離反する側に配置される他の搭載物が放てきされた後、最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を放てきするにあたっては、他の搭載物を支持する支持台が分割され、さらに最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外囲する周壁が各周壁部分に分割される。最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外囲する各周壁部分は、開頭手段によってヒンジ手段を中心にして角変位させる力が与えられ、推進用ロケット本体寄りの端部が支持台に連結された状態で角変位され、搭載物を放てきする放てき方向前方が広く開放される。さらにこの各周壁部分は、搭載物の放てき時に干渉しない保持角度位置まで角変位された状態で保持手段によって保持される。最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外囲する各周壁部分を、支持台から分割して角変位させ保持することによって、この最も推進用ロケット本体寄りの搭載物を放てきするときに、各周壁部分は搭載物に近接しておらず、かつ放てき方向前方に広く開放領域が確実に確保され、この最も推進用ロケット本体寄りの搭載物が、分割前の周壁によって規定される収容空間よりもわずかに小さいだけの搭載物であっても、しかもこの搭載物が、フェアリングの軸線から傾斜してずれた方向に、および/または角変位運動しながら放てきされても、各周壁部分が搭載物に干渉してしまうことを防ぐことができる。したがって収容空間に可及的に大きな搭載物の包絡領域を得ることができる。最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を支持する支持台は、推進用ロケット本体に一体に形成されており、したがって上述のように最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外囲する各周壁部分を、支持台に係合される状態で保持することによって、これら各周壁部分が推進用ロケット本体から分離されてしまうことを防ぐことができる。さらに保持手段は、各周壁部分が搭載物に近づく方向に戻ることを防ぐことができる。このように最も推進用ロケット本体寄りの搭載物のための可及的に大きな包絡領域を得ることができるとともに、さらに

加えて最も推進用ロケット本体寄りの搭載物の支持台および周壁部分を、推進用ロケット本体に連結した状態を保ち、単独で分散される分割体の個数を少なくし、宇宙空間、軌道上に放てきされるコンタミネーションを減少することができる。

【 0 0 5 5 】

【 0 0 5 6 】

【 0 0 5 7 】

【 0 0 5 8 】

【 0 0 5 9 】さらに本発明によれば、推進用ロケット本体の先端部に設けられるフェアリングには、複数の搭載物が各収容空間に収容され、各搭載物は、各搭載物を外囲する周壁が分割されて開頭され、収容空間が開放された状態で、支持台から分離されて放てきされる。フェアリングは、各搭載物を支持する各支持台と、各搭載物を外囲する各周壁とを有する。最も推進用ロケット本体寄りの搭載物を外囲する周壁は、相互に分割可能な各周壁部分から成る。このような各周壁部分は、推進用ロケット本体寄りの端部における周方向の中央位置で、ヒンジ手段によって、支持台に連結される。最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物に対して推進用ロケット本体から離反する側に配置される他の搭載物が放てきされた後、最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を放てきするにあたっては、他の搭載物を支持する支持台が分割され、さらに最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外囲する周壁が各周壁部分に分割される。最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外囲する各周壁部分は、開頭手段によってヒンジ手段を中心にして角変位させる力が与えられ、推進用ロケット本体寄りの端部が支持台に連結された状態で角変位され、搭載物を放てきする放てき方向前方が広く開放される。さらにこの各周壁部分は、搭載物の放てき時に干渉しない保持角度位置まで角変位された状態で保持手段によって保持される。最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外囲する各周壁部分を、支持台から分割して角変位させ保持することによって、この最も推進用ロケット本体寄りの搭載物を放てきするときに、各周壁部分は搭載物に近接しておらず、かつ放てき方向前方に広く開放領域が確実に確保され、この最も推進用ロケット本体寄りの搭載物が、分割前の周壁によって規定される収容空間よりもわずかに小さいだけの搭載物であって、しかもこの搭載物が、フェアリングの軸線から傾斜してずれた方向に、および/または角変位運動しながら放てきされても、各周壁部分が搭載物に干渉してしまうことを防ぐことができる。したがって収容空間に可及的に大きな搭載物の包絡領域を得ることができる。最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を支持する支持台は、推進用ロケット本体に一体に形成されており、したがって上述のように最も推進用ロケット本体寄りに

配置される搭載物を外囲する各周壁部分を、支持台に係合される状態で保持することによって、これら各周壁部分が推進用ロケット本体から分離されてしまうことを防ぐことができる。さらに保持手段は、各周壁部分が搭載物に近づく方向に戻ることを防ぐことができる。このように最も推進用ロケット本体寄りの搭載物のための可及的に大きな包絡領域を得ることができるとともに、さらに加えて最も推進用ロケット本体寄りの搭載物の支持台および周壁部分を、推進用ロケット本体に連結した状態を保ち、単独で分散される分割体の個数を少なくし、宇宙空間、軌道上に放てきされるコンタミネーションを減少することができる。

【図面の簡単な説明】

【図 1】本発明の実施の一形態のフェアリング 3 0 を示す正面図である。

【図 2】フェアリング 3 0 を分解して示す正面図である。

【図 3】フェアリング 3 0 を示す断面図である。

【図 4】各分割体 5 2 , 5 3 を示す正面図である。

20 【図 5】ヒンジ手段 7 6 を示す斜視図である。

【図 6】ヒンジ手段 7 6 付近を示す断面図である。

【図 7】ヒンジ手段 7 6 の動作を示す断面図である。

【図 8】図 4 の上側から見た平面図である。

【図 9】図 8 の切断面線 I X - I X から見た断面図である。

【図 1 0】本発明の実施の他の形態のフェアリング 3 0 A の一部を示す正面図である。

【図 1 1】本発明の実施のさらに他の形態のフェアリング 3 0 B を示す正面図である。

30 【図 1 2】フェアリング 3 0 B を分解して示す正面図である。

【図 1 3】従来技術のフェアリング 1 を示す正面図である。

【図 1 4】フェアリング 1 を分解して示す正面図である。

【図 1 5】フェアリング 1 を示す断面図である。

【符号の説明】

3 0 , 3 0 A , 3 0 B フェアリング

3 1 推進ロケット本体

40 3 2 , 3 3 衛星

3 6 , 3 7 収容空間

4 3 , 4 4 周壁

5 1 , 5 4 支持台

5 2 , 5 3 , 5 5 , 5 6 周壁部分

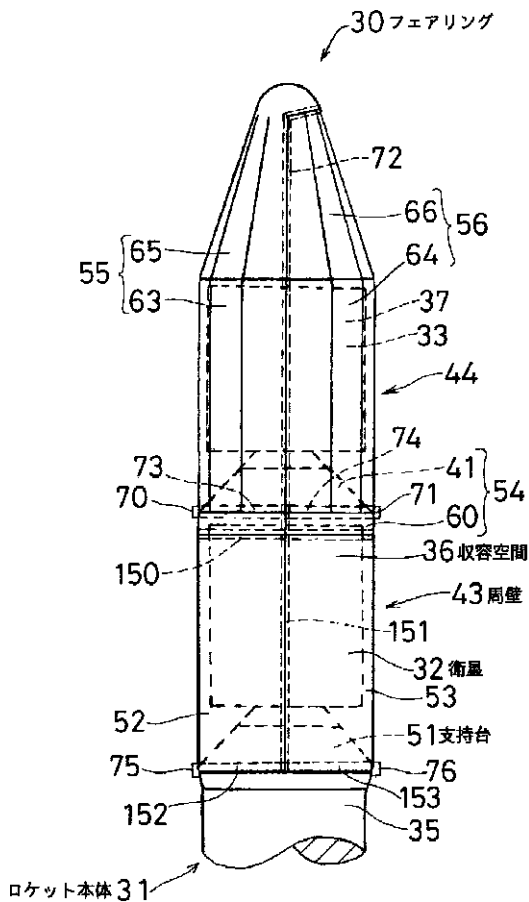
7 0 , 7 1 , 7 5 , 7 6 ヒンジ手段

8 3 , 8 4 衛星包絡領域

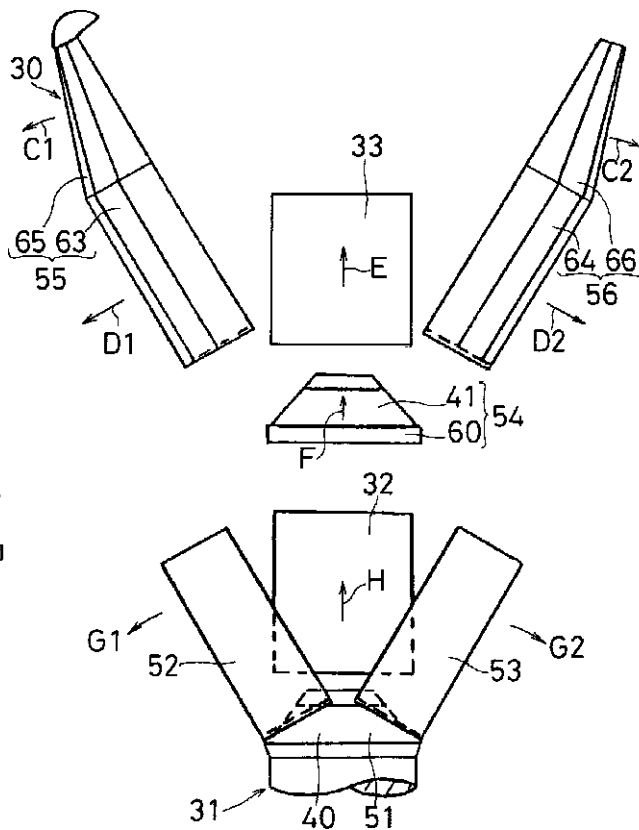
8 7 ~ 8 9 開頭手段

7 2 ~ 7 4 , 1 5 0 ~ 1 5 3 結合および結合解除手段

【図1】

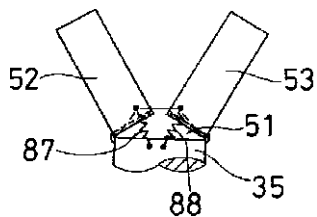


【図2】

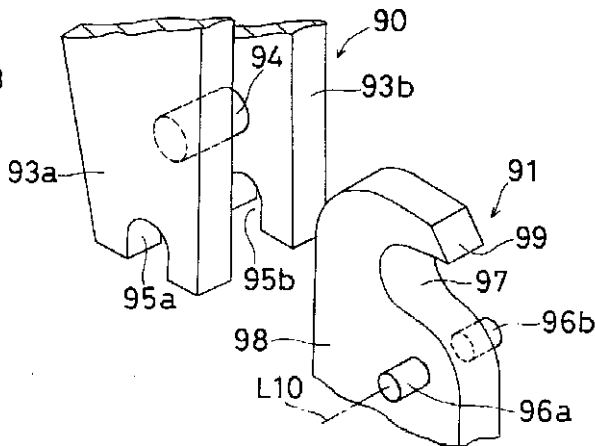


【図10】

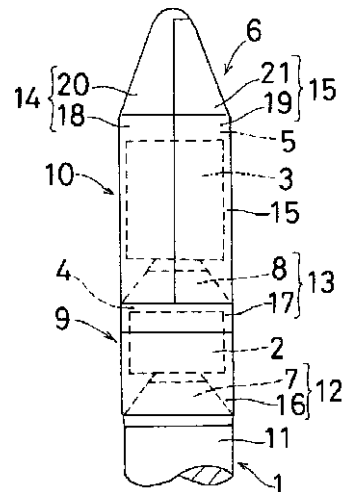
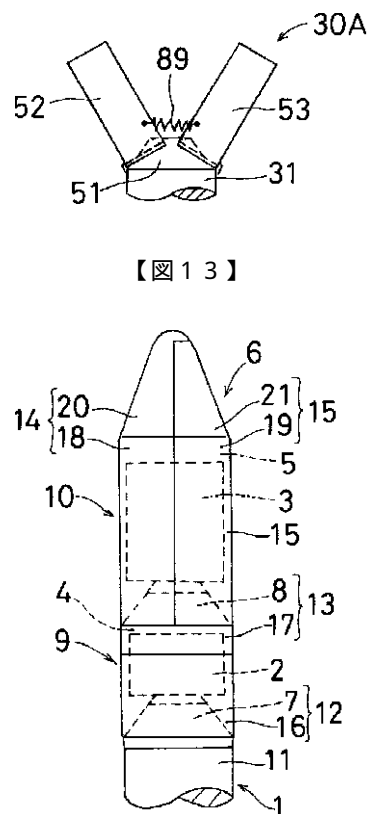
【図4】



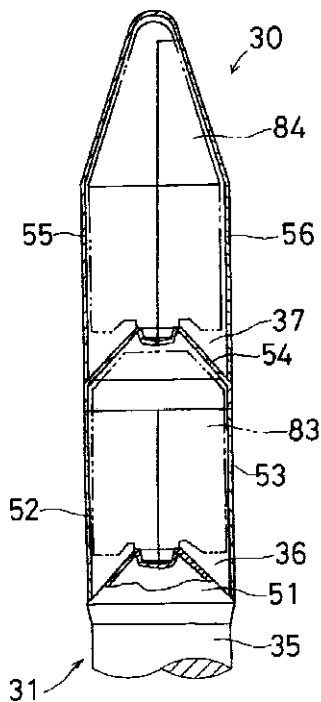
【図5】



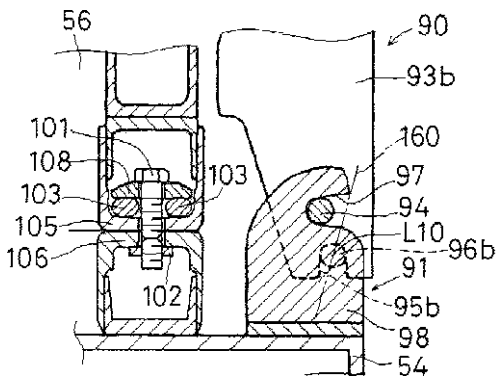
【図13】



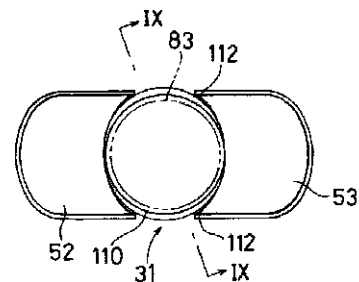
【図 3】



【図 6】

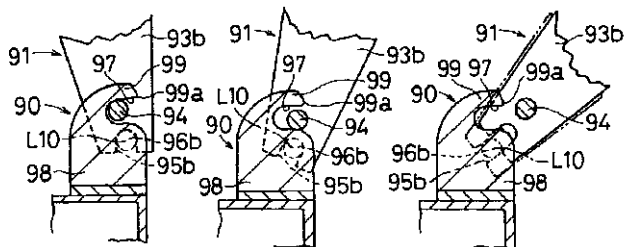


【図 8】

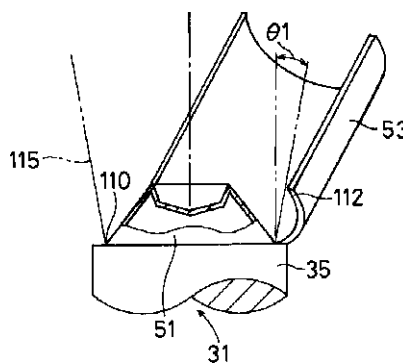


【図 7】

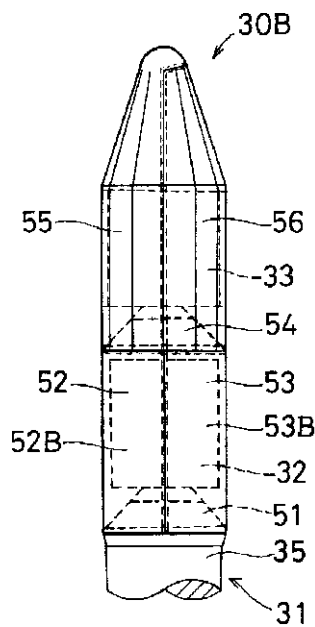
(1) (2) (3)



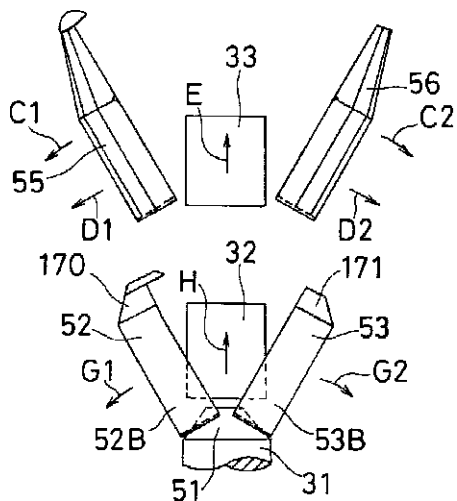
【図 9】



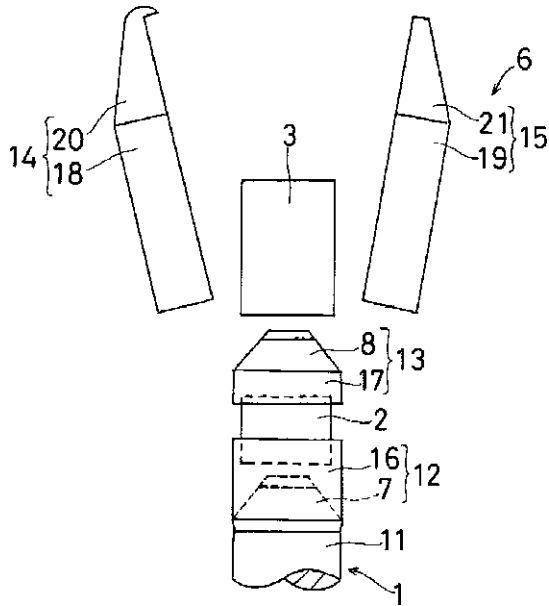
【図 11】



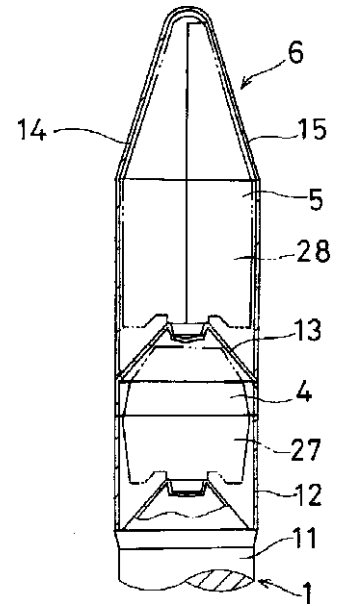
【図 12】



【図 1 4】



【図 1 5】



フロントページの続き

(72)発明者 松永 浩史
 東京都港区浜松町 2 丁目 4 番 1 号 宇宙
 開発事業団内

(72)発明者 安永 芳文
 岐阜県各務原市川崎町 1 番地 川崎重工
 業株式会社 岐阜工場内

(72)発明者 松田 豊
 岐阜県各務原市川崎町 1 番地 川崎重工
 業株式会社 岐阜工場内

(56)参考文献 特開 平 8 - 164899 (J P , A)
 特開 平 5 - 24598 (J P , A)

(58)調査した分野(Int.Cl.⁷, D B 名)
 B64G 1/64