

(51)Int.Cl. ⁷	識別記号	F I	テ-マコード (参考)
B64G 1/64		B64G 1/64	C

審査請求 有 請求項の数5 O L (全20頁)

(21)出願番号	特願平10 - 367858	(71)出願人	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)	(71)出願人	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
		(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
		(74)代理人	100075557 弁理士 西教 圭一郎 (外3名)

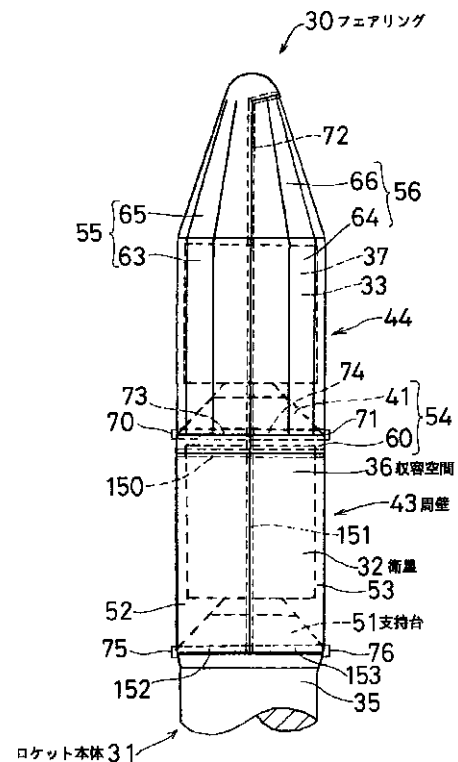
最終頁に続く

(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

(57)【要約】

【課題】 推進ロケット本体よりの衛星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を提供する。

【解決手段】 推進用ロケット本体31の先端部35に、衛星32、33を収容する複数の収容空間36、37が形成されるフェアリング30が設けられ、各衛星32、33は、各収容空間36、37内で支持台51、54によって推進用ロケット本体31側で支持され、各衛星32、33を支持台51、54から分離するときに、各支持台51、54を外囲する周壁43、44を分割して、収容空間36、37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32、33のうち、推進用ロケット本体31寄りに配置される衛星32を外囲する周壁43、44は、周壁部分52、53に分割されて衛星32から離反する方向に開頭される。



【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、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、複数の搭載物のうち、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、周壁部分に分割されて搭載物から離反する方向に開頭さ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】 前記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他の搭載物を支持する支持台は、前記分割される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】 各搭載物のうち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は、推進用ロケット本体寄りの一部が推進用ロケット本体に係合されていることを特徴とする請求項 1 または 2 記載のロケットフェアリングの分割構造。

【請求項 4】 前記分割される周壁部分は、推進用ロケット本体寄りの一部でヒンジ手段によって角変位可能に設けられており、

前記搭載物から離反する方向に変位する力を各周壁部分に与える開頭手段を含むことを特徴とする請求項 1 ~ 3 のいずれかに記載のロケットフェアリングの分割構造。

【請求項 5】 前記分割される周壁部分を所定位置に保持する保持手段を含むことを特徴とする請求項 1 ~ 4 のいずれかに記載のロケットフェアリングの分割構造。

【請求項 6】 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、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推進用ロケットフェアリングの分割方法において、

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他の搭載物を、この他の搭載物を外囲する領域の周壁を分割して、この他の搭載物が収容される収容空間を開放した後に、支持台から分離して放てきし、

前記他の搭載物を支持する支持台と、前記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分割した周壁部分とを、前記推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物から離反する方向に開頭し、推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物が収容される収容空間を開放

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】

【従来技術】図 13 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 11 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, 10 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 14 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 12 ~ 15 に分割可能である。分割体 12 は、円錐台状の支持台 7 と、円筒状の周壁部分 16 とを有し、支持台 7 は、周壁部分 16 の軸線方向一端部に連なり、周壁部分 16 に入り込んでいる。支持台 7 は、本体 1 の先端部 11 の一部によって構成され、この分割体 12 は、本体 1 の先端部 11 に一体的に固定されている。分割体 13 は、円錐台状の支持台 8 と、円筒状の周壁部分 17 とを有し、支持台 8 は、周壁部分 17 の軸線方向一端部に連なって、周壁部分 17 から先細状に突出している。この分割体 13 は、周壁部分 17 の軸線方向他端部で、分割体 12 の周壁部分 16 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 12, 13 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 16, 17 から成る。

【0004】各分割体 14, 15 は、衛星 3 を外囲する周壁部分であり、半円筒状部分 18, 19 と、半円錐状部分 20, 21 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 14, 15 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 18, 19 が各分割体 13 の周壁部分 17 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 18, 19 によって形成される円筒内に入り込んでいる。各分割体 14, 15 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 10 は、

各分割体 1 4 , 1 5 から成る。

【 0 0 0 5 】このようなフェアリング 6 に收容される各衛星 2 , 3 は、周壁 9 , 1 0 が分割されることによって、各收容空間 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、收容空間 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、收容空間 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。

【 0 0 0 6 】

【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 寄りの部分を外圍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、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、各搭載物を外圍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、複数の搭載物のうち、推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外圍する周壁は、周壁部分に分割されて搭載物から離反する方向に開頭さ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、各搭載物を外圍する周壁を分割して收容空間を開放し、支持台から分離されて放てきされる。これら複数の搭載物のうち、推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外圍する周壁は、周壁部分に分割されて搭載物から離反する方向に開頭される。これによって、推進用ロケット本体寄りの搭載物を支持台から分離して放てきするときには、周壁が搭載物を近接した位置で外圍していないので、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つて、この搭載物がフェアリング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/または角変位運動をしながら搭載物が放てきされても、搭載物に周壁が干渉してしまふことがない。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。

【 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、收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 】また本発明は、前記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他の搭載物を支持する支持台は、前記分割される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 3 】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他の搭載物を支持する支持台は、前記分割され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ふ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 4 】さらに本発明は、各搭載物のうち最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外圍する周壁の周壁部分は、推進用ロケット本体寄りの一部が推進用ロケット本体に係合されていることを特徴とする。

【 0 0 1 5 】本発明に従えば、最も推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を外圍する周壁の周壁部分は、推進用ロケット本体寄りの一部が推進用ロケット本体に係合されている。これによって他の部分と分離されてしまふ、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。

【0016】さらに本発明は、前記分割される周壁部分は、推進用ロケット本体寄りの一部でヒンジ手段によって角変位可能に設けられており、前記搭載物から離反する方向に変位する力を各周壁部分に与えるばね手段等を含む開放手段を含むことを特徴とする。

【0017】本発明に従えば、前記分割される周壁部分は、推進用ロケット本体寄りの一部でヒンジ手段によって角変位可能に設けられている。これによって搭載物を支持台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。また開頭手段によって、搭載物から離反する方向に変位する力を、各周壁部分に与えることができ、各周壁部分を搭載物から離反するように確実に開頭させることができる。

【0018】さらに本発明は、前記分割される周壁部分を所定位置に保持する保持手段を含むことを特徴とする。

【0019】本発明に従えば、保持手段によって、前記分割される周壁部分を所定位置に保持することができる。これによって搭載物から離反するように所定位置まで開頭された周壁部分が、所定位置から搭載物に近づく方向に戻ることを確実に防ぐことができ、搭載物を放てきすときに周壁部分が搭載物に干渉することを確実に防ぐことができる。

【0020】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、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推進用ロケットフェアリングの分割方法において、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他の搭載物を、この他の搭載物を外囲する領域の周壁を分割して、この他の搭載物が収容される収容空間を開放した後に、支持台から分離して放てきし、前記他の搭載物を支持する支持台と、前記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分割した周壁部分とを、前記推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物から離反する方向に開頭し、推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物が収容される収容空間を開放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。

【0021】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を分割して収容空間を開放し、支持台から分離されて放てきされる。これら複数の搭載物のうち、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、周壁部分に分割されて搭載物から離反する方向に開頭さ

れる。これによって推進用ロケット本体寄りの搭載物を支持台から分離して放てきするときには、周壁が搭載物を近接した位置で外囲していないので、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、この搭載物がフェアリング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/または角変位運動をしながら放てきされても、搭載物に周壁が干渉してしまわない。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。

【0022】

【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30を示す正面図である。フェアリング30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)31に、2つの人工衛星(以下、単に「衛星」という場合がある)32, 33を搭載して、これら2つの衛星32, 33を同時に打ち上げるために用いられる。フェアリング30は、ロケットエンジンによって推進力を発生する本体31の先端部35に設けられ、複数、本実施の形態では衛星と同数の2つの収容空間36, 37が形成される。このフェアリング30は、各衛星32, 33を支持する支持台51, 54と、各衛星32, 33を外囲する周壁43, 44とを有する。各衛星32, 33は、各収容空間36, 37に個別に収容され、各収容空間36, 37内で、各支持台51, 54によって、本体31側でそれぞれ支持されている。

【0023】図2は、フェアリング30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30は、複数の分割体51~56に分割可能である。分割体51は、円錐台状の支持台51から成り、本実施の形態では、この分割体51は、本体31の先端部35の一部によって構成され、すなわち分割体51は、本体31の先端部35に一体に形成されている。各分割体52, 53は、直円筒状の周壁43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52, 53は直円筒状に結合された状態で、軸線方向一端部が、本体31の先端部35である分割体51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52, 53が分割体51に結合された状態では、分割体51は、各分割体52, 53から成る直円筒内に、突出して入り込んでいる。分割体54は、支持台54であって、円錐台状の支持部41と、直円筒状の外周部分60とを有し、支持部41は、外周部分60の軸線方向一端部に連なって、外周部分60から離反するように先細状に突出している。この分割体54は、外周部分60の軸線方向他端部で、各分割体52, 53の

軸線方向他端部に結合解除可能に結合されている。

【0024】各分割体55, 56は、周壁部分であり、半直円筒状部分63, 64と、半円錐状部分65, 66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55, 56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63, 64が分割体54の外周部分60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41は、各半直円筒状部分63, 64から成る直円筒内に突出して入り込んでいる。

【0025】各分割体51~54によって収容空間36が規定され、この収容空間36内で分割体51によって支持される衛星32は、各分割体52, 53から成る周壁43によって半径方向外方から外囲される。各分割体54~56によって収容空間37が規定され、この収容空間37内で分割体54に支持される衛星33は、各分割体55, 56から成る周壁44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33を支持する分割体54は、外周部60が、各周壁43, 44と面一となるように設けられており、衛星32を外囲する周壁の一部として機能している。

【0026】このようなフェアリング30を用いて、各衛星32, 33を打ち上げるときには、各衛星32, 33は、フェアリング30の各収容空間36, 37にそれぞれ収容された状態で、本体31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32, 33は、各衛星32, 33を外囲する周壁43, 44が周壁部分である各分割体52, 53, 55, 56に分割されて各収容空間36, 37が開放され、支持台である各分割体51, 54から分離されて放てきされる。

【0027】詳しく述べると、各衛星32, 33は、まず本体31から離反する側に配置される衛星33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30により空力加熱等の環境から衛星32, 33を保護する必要がなくなった時点で、各分割体55, 56が、相互にかつ分割体54から分割されて衛星33から離反するように開頭される。各分割体55, 56は、各半直円筒状部分63, 64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70, 71によって連結されている。各ヒンジ手段70, 71は、各分割体55, 56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55, 56と分割体54とを角変位可能にそれぞれ係合し、各分割体55, 56が分割体54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55, 56が分割体54から離脱することができるように、各分割体55, 56と

分割体54とを連結する。

【0028】また各分割体54~56は、結合および結合解除手段72~74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72~74による結合が解除されると、各分割体54~56はそれぞれ分割される。このように各分割体54~56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55, 56に、ヒンジ手段70, 71を中心として、各分割体55, 56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55, 56が矢符C1, C2の方向に角変位される。各分割体55, 56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55, 56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55, 56がヒンジ手段70, 71から解放され、分割体54から離反するように、矢符D1, D2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33を外囲する周壁44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55, 56がこのように開頭された後に、衛星33が、分割体54から分離され、図示しないばね手段によって、分割体54から離反する方向、すなわち本体31から離反する方向Eに押圧され、放てきされる。

【0029】次に本体31寄りに配置される衛星32が放てきされる。衛星33が放てきされた後に、本体1によって衛星32を放てきすべき軌道まで移動し、衛星32が放てきされるべき軌道に達したときに、各分割体52~54が相互に分割されるとともに、各分割体52, 53が分割体51から分割されて衛星32から離反するように開頭される。

【0030】各分割体52, 53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75, 76によって連結されている。各ヒンジ手段75, 76は、前述のヒンジ手段70, 71と同様の構成を有し、各分割体52, 53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52, 53と分割体51とを角変位可能に連結し、各分割体52, 53が分割体51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52, 53は、分割体51から離脱することができるように、各分割体52, 53と分割体51とを連結する。

【0031】また各分割体51~54は、結合および結合解除手段150~153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150~153による結合が解除されると、各分割体51~54は分割される。このように各分割体51~54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。

【0032】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 を收容する複数の收容空間 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、各收容空間 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、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 が收容される收容空間 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。

【0033】また各衛星 3 2, 3 3 の放てきにあたっては、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 が收容される收容空間 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 が收容される收容空間 3 6 を開放する。

【0034】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收容空間 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、收容空間 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。

【0035】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。

【0036】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。

【0037】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 75, 76 による係合状態が解除されない角度位置で、各分割体 52, 53 を保持することができる。これによって衛星 32 から離反するように所定位置まで開頭された分割体 52, 53 が、所定位置から衛星 32 に近づく方向に戻ることを確実に防ぐことができ、衛星 32 を放てきすときに分割体 52, 53 が衛星 32 に干渉することを確実に防ぐことができる。

【0038】さらにこのように、最も本体 31 寄りに配置される衛星 32 を外囲する周壁 43 の各分割体 52, 53 は、本体 31 寄り的一部分が本体 31 にヒンジ手段 75, 76 によって連結され、かつ開頭手段 87, 88 によって前述のように所定位置に保持されて、本体 31 に係合されている。これによってフェアリング 30 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 31 と一体の分割体 51 に各分割体 52, 53 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。

【0039】図 5 はヒンジ手段 76 の一部を示す斜視図であり、図 6 はヒンジ手段 76 付近を示す断面図である。ヒンジ手段 76 は、分割体 53 に固定されるヒンジ片 90 と、分割体 51 に固定されるヒンジ片 91 とを有している。ヒンジ片 90 は、相互に間隔をあけて配置される一対の板部材 93a, 93b を有し、各板部材 93a, 93b 間にわたってヒンジピンが 94 が設けられるとともに、板部材 93a, 93b の端部に、ヒンジピン 94 から離反する方向に伸び、開放する切欠き 95a, 95b が形成されている。ヒンジ片 91 は、板部材 98 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 96a, 96b が設けられるとともに、各ヒンジピン 96a, 96b の軸線を中心とする円弧にそって延び、開放する切欠き 97 が形成される。

【0040】このようなヒンジ手段 76 は、ヒンジ片 90 の各板部材 93a, 93b 間にヒンジ片 91 の板部材 98 を配置し、ヒンジ片 90 の各切欠き 95a, 95b 内にヒンジ片 91 各ヒンジピン 96a, 96b を嵌まり込ませるとともに、ヒンジ片 91 の切欠き 97 内にヒンジ片 90 のヒンジピン 94 を嵌まり込ませて連結される。このようなヒンジ手段 76 では、各ヒンジピン 94; 96a, 96b が、各切欠き 97; 95a, 95b にそれぞれ嵌まり込んだ状態では、各ヒンジ片 90, 91 は、各ヒンジピン 96a, 96b の軸線 L10 まわりの角変位だけが可能であり、ヒンジピン 94 が切欠き 97 から抜け出した状態においては、各ヒンジピン 96a, 96b が各切欠き 95a, 95b 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 76 について詳しく述べたけれども、他の各ヒンジ手段 70, 71, 75 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 I-X - I-X からみた断面図である。衛星 52 を放てきすときに、この衛星 52 は、衛

星 5 2 の放てき方向のずれなどが生じて、収容空間 3 6 の最も本体 3 1 寄りの最外周位置となる仮想円 1 1 0 を含み、フェアリング 3 0 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 3 1 から離反するにつれて拡開する仮想円錐面 1 1 5 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 5 2 が円錐面 1 1 5 の外側にある状態から、円錐面 1 1 5 に近づくように、分割体 5 2 を角変位させたときに、最初に円錐面 1 1 5 と交差する分割体 5 2 の部分は、分割体 5 2 の本体 3 1 寄りの端部の周方向両端部 1 1 2 であり、この部分 1 1 2 が円錐面 1 1 5 に交差しない位置に、分割体 5 2 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 3 2 の放てき時の分割体 5 2 の干渉を防ぐことができる。分割体 5 3 についても保持位置を同様に決定すればよい。

【 0 0 4 6 】また図 6 に併せて示すように、結合および結合解除手段 1 5 3 は、各分割体 5 1 , 5 3 を結合するためのボルト 1 0 1 およびナット 1 0 2 と、各分割体 5 4 , 5 6 の結合を解除するための膨張型密封導爆線（以下、「E S M D C」(Expandable Shielded Mild Detonating Cord)と略記する場合がある) 1 0 3 とを有する。各分割体 5 4 , 5 6 には、相互に対向する対向壁部 1 0 5 , 1 0 6 がそれぞれ形成され、ボルト 1 0 1 は、周方向にほぼ等間隔をあけた複数箇所、これらの対向壁部 1 0 5 , 1 0 6 を分割体 5 6 側から挿通し、このボルト 1 0 1 には、分割体 5 4 側でナット 1 0 2 が螺着される。またボルト 1 0 1 は、分割体 5 6 側で T 形状の押さえ部材 1 0 8 を挿通している。

【 0 0 4 7 】E S M D C 1 0 3 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 E S M D C 1 0 3 は、各分割体 5 4 , 5 6 が結合される領域全体にわたって、すなわち分割体 5 6 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 1 0 1 は、分割体 5 6 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 1 0 1 が挿通する押さえ部材 1 0 8 と、対向壁部 1 0 5 とによって E S M D C 1 0 3 を挟持した状態で、ナット 1 0 2 に締め付けられ、各分割体 5 4 , 5 6 が結合されるとともに、E S M D C 1 0 3 が保持される。E S M D C 1 0 3 は、2 本設けられ、各ボルト 1 0 1 の両側を通るように配置される。

【 0 0 4 8 】各 E S M D C 1 0 3 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 E S M D C を爆発させることによって、各ボルト 1 0 1 を軸線方向一箇所までくびれた部分で分断し、これによって各分割体 5 4 , 5 6 の結合を解除し、各分割体 5 4 , 5 6 を結合解除することができる。また E S M D C 1 0 3 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 1 5 3 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 4 , 1 5 0 ~ 1 5 2 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 】また最も本体 3 1 寄りの衛星 3 2 を外囲す

る周壁 43 の分割体 52, 53 は、本体 31 に係合することなく、本体から分離して放てきするようにしてもよい。このような構成では、衛星 33 よりも衛星 32 を高い軌道に放てきするときに、本体 31 から離反する側の衛星 33 を放てきした後に、本体 31 寄りの衛星 32 を外囲する周壁 43 を完全に分離し、衛星 32 をさらに高い軌道まで移動させることによって、分割体 52, 53 を、衛星 32 の軌道まで移動させる必要がなく、衛星 32 を移動させるために必要な動力を少なくすることができる。したがって、第 2 段目の衛星 32 を同じ動力でより高い軌道へ打上げることができる。

【0054】

【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を分割して收容空間を開放し、支持台から分離されて放てきされる。これら複数の搭載物のうち、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、周壁部分に分割されて搭載物から離反する方向に開頭される。これによって、推進用ロケット本体寄りの搭載物を支持台から分離して放てきするときには、周壁が搭載物を近接した位置で外囲していないので、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、この搭載物がフェアリング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/または角変位運動をしながら搭載物が放てきされても、搭載物に周壁が干渉してしまうことがない。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。

【0055】また本発明によれば、推進用ロケット本体から離反する側において隣接する他の搭載物を支持する支持台は、前記分割され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。

【0056】さらに本発明によれば、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は、推進用ロケット本体寄りの一部が推進用ロケット本体に係合されている。これによって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。

【0057】さらに本発明によれば、前記分割される周壁部分は、推進用ロケット本体寄りの一部でヒンジ手段によって角変位可能に設けられている。これによって搭載物を支持台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。また開頭手段によって、搭載物から離反する方向に変位する力を、各周壁部分に与えることができ、各周壁部分を搭載物から離反するように確実に開頭させることができる。

【0058】さらに本発明によれば、保持手段によって、前記分割される周壁部分を所定位置に保持することができる。これによって搭載物から離反するように所定位置まで開頭された周壁部分が、所定位置から搭載物に近づく方向に戻ることを確実に防ぐことができ、搭載物を放てきするときに周壁部分が搭載物に干渉することを確実に防ぐことができる。

【0059】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を分割して收容空間を開放し、支持台から分離されて放てきされる。これら複数の搭載物のうち、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、周壁部分に分割されて搭載物から離反する方向に開頭される。これによって推進用ロケット本体寄りの搭載物を支持台から分離して放てきするときには、周壁が搭載物を近接した位置で外囲していないので、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、この搭載物がフェアリング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/または角変位運動をしながら放てきされても、搭載物に周壁が干渉してしまうことがない。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。

【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 30 を示す正面図である。

【図 2】フェアリング 30 を分解して示す正面図である。

【図 3】フェアリング 30 を示す断面図である。

【図 4】各分割体 52, 53 を示す正面図である。

【図 5】ヒンジ手段 76 を示す斜視図である。

【図 6】ヒンジ手段 76 付近を示す断面図である。

【図 7】ヒンジ手段 76 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 10】本発明の実施の他の形態のフェアリング 30 A の一部を示す正面図である。

【図 11】本発明の実施のさらに他の形態のフェアリング 30 B を示す正面図である。

【図 12】フェアリング 30 B を分解して示す正面図である。

【図 13】従来技術のフェアリング 1 を示す正面図である。

【図 14】フェアリング 1 を分解して示す正面図である。

【図 15】フェアリング 1 を示す断面図である。

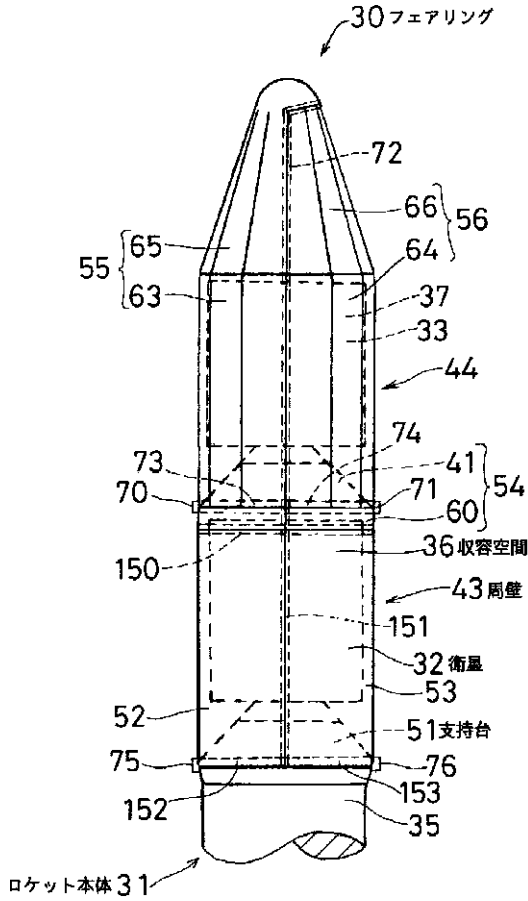
【符号の説明】

30, 30 A, 30 B フェアリング

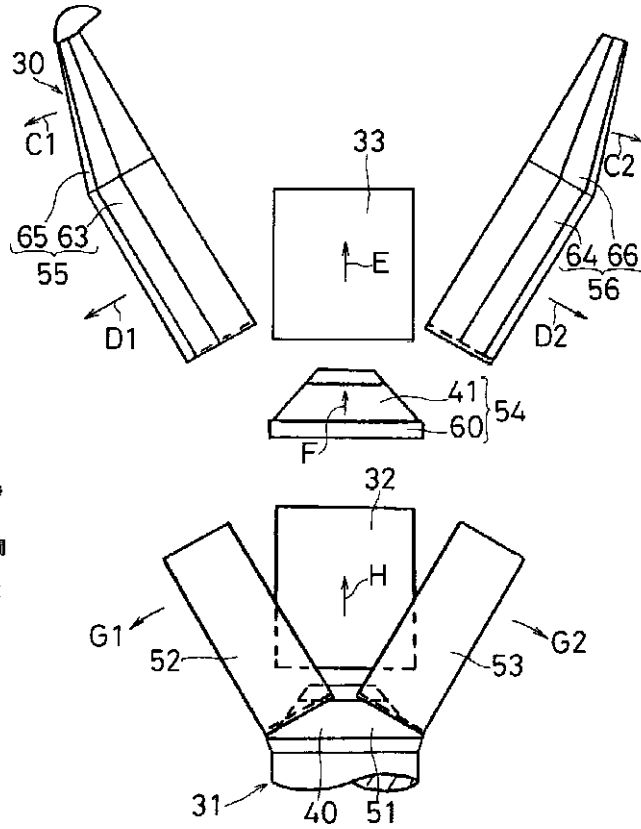
- 31 推進ロケット本体
- 32, 33 衛星
- 36, 37 收容空間
- 43, 44 周壁
- 51, 54 支持台

- 52, 53, 55, 56 周壁部分
- 70, 71, 75, 76 ヒンジ手段
- 83, 84 衛星包絡領域
- 87~89 開頭手段
- 72~74, 150~153 結合および結合解除手段

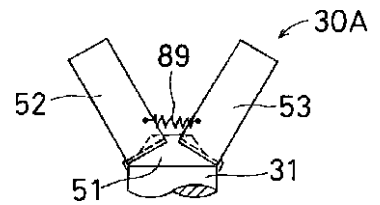
【図1】



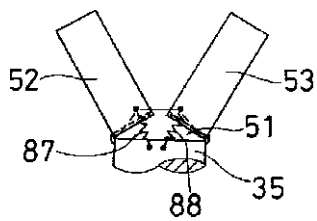
【図2】



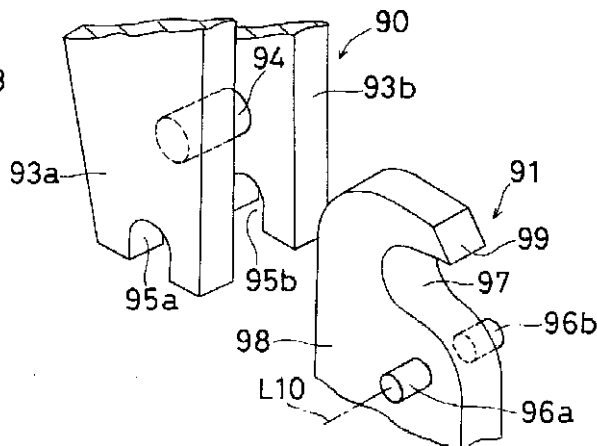
【図10】



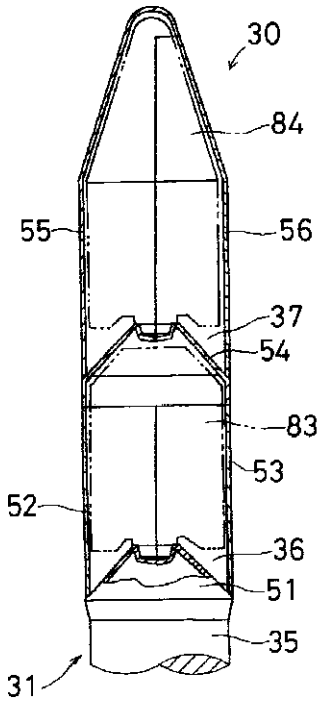
【図4】



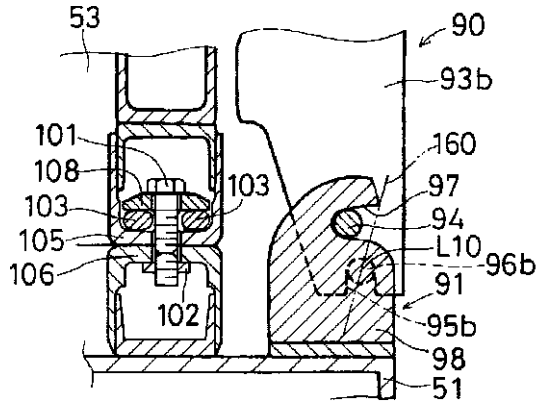
【図5】



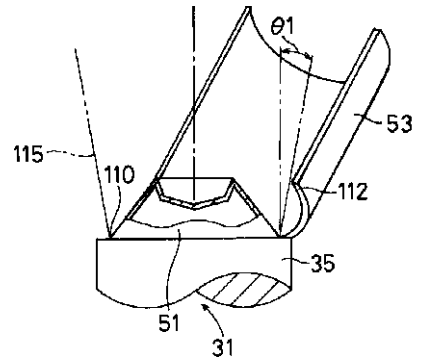
【図 3】



【図 6】

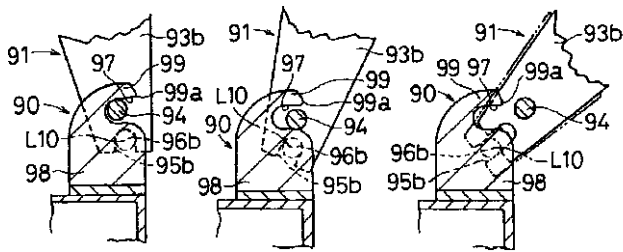


【図 9】

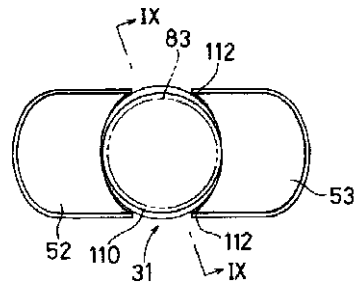


【図 7】

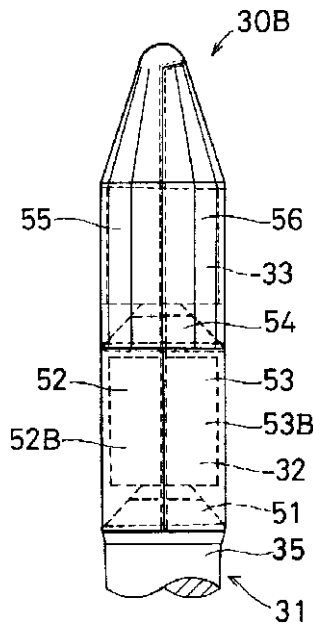
(1) (2) (3)



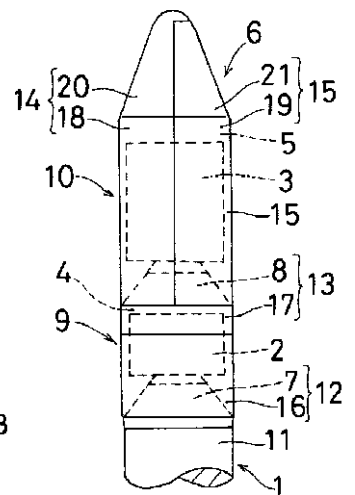
【図 8】



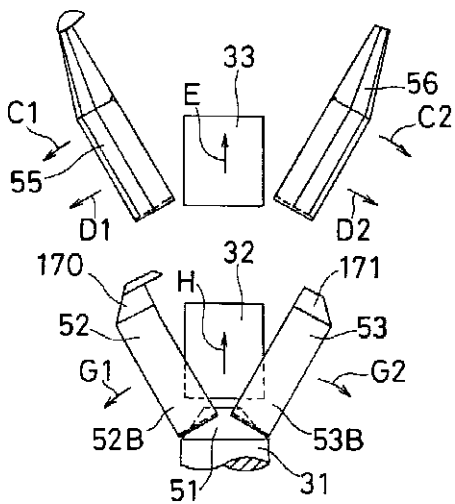
【図 11】



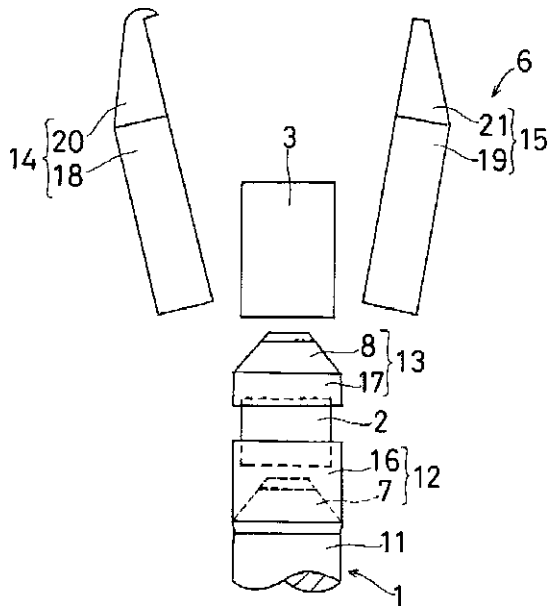
【図 13】



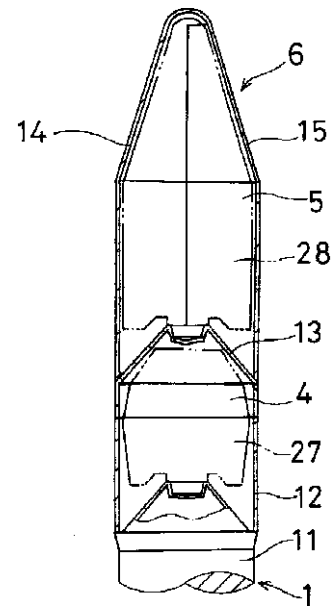
【図 12】



【図 14】



【図 15】



【手続補正書】

【提出日】平成 11 年 10 月 22 日 (1999 . 10 . 22)

【手続補正 1】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】請求項 1

【補正方法】変更

【補正内容】

【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、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、複数の搭載物のうち、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、周壁部分に分割され、各周壁部分が外囲する搭載物を支持する支持台が推進用ロケット本体に固定された状態で、搭載物から離反する方向に開頭さ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。

【手続補正 2】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】請求項 6

【補正方法】変更

【補正内容】

【請求項 6】 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、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、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他の搭載物を、この他の搭載物を外囲する領域の周壁を分割して、この他の搭載物が収容される収容空間を開放した後に、支持台から分離して放てきし、前記他の搭載物を支持する支持台と、前記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分割した周壁部分とを、前記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推進用ロケット本体に固定した状態で、この推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物から離反する方向に開頭し、推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物が収容される収容空間を開放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。

【手続補正 3】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0009

【補正方法】変更

【補正内容】

【0009】

【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、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、複数の搭載物のうち、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、周壁部分に分割され、各周壁部分が外囲する搭載物を支持する支持台が推進用ロケット本体に固定された状態で、搭載物から離反する方向に開頭さ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。

【手続補正 4】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0010

【補正方法】変更

【補正内容】

【0010】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を分割して收容空間を開放し、支持台から分離されて放てきされる。これら複数の搭載物のうち、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、周壁部分に分割され、各周壁部分が外囲する搭載物を支持する支持台が推進用ロケット本体に固定された状態で搭載物から離反する方向に開頭される。これによって、推進用ロケット本体寄りの搭載物を支持台から分離して放てきするときには、周壁が搭載物を近接した位置で外囲していないので、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、この搭載物がフェアリング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/または角変位運動をしながら搭載物が放てきされても、搭載物に周壁が干渉してしまふことがない。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。

【手続補正 5】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0020

【補正方法】変更

【補正内容】

【0020】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、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方法において、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他の搭載物を、この他の搭載物を外囲する領域の周壁を分割して、この他の搭載物が收容される收容空間を開

放した後に、支持台から分離して放てきし、前記他の搭載物を支持する支持台と、前記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分割した周壁部分とを、前記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推進用ロケット本体に固定した状態で、この推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物から離反する方向に開頭し、推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物が收容される收容空間を開放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。

【手続補正 6】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0021

【補正方法】変更

【補正内容】

【0021】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を分割して收容空間を開放し、支持台から分離されて放てきされる。これら複数の搭載物のうち、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、周壁部分に分割され、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が推進用ロケット本体に固定された状態で搭載物から離反する方向に開頭される。これによって推進用ロケット本体寄りの搭載物を支持台から分離して放てきするときには、周壁が搭載物を近接した位置で外囲していないので、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、この搭載物がフェアリング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/または角変位運動をしながら放てきされても、搭載物に周壁が干渉してしまふことがない。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。

【手続補正 7】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0029

【補正方法】変更

【補正内容】

【0029】次に本体 31 寄りに配置される衛星 32 が放てきされる。衛星 33 が放てきされた後に、本体 31 によって衛星 32 を放てきすべき軌道まで移動し、衛星 32 が放てきされるべき軌道に達したときに、各分割体 52 ~ 54 が相互に分割されるとともに、各分割体 52, 53 が分割体 51 から分割されて衛星 32 から離反するように開頭される。

【手続補正 8】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0039

【補正方法】変更

【補正内容】

【0039】図 5 はヒンジ手段 71 の一部を示す斜視図

であり、図6はヒンジ手段71付近を示す断面図である。ヒンジ手段71は、分割体56に固定されるヒンジ片90と、分割体54に固定されるヒンジ片91とを有している。ヒンジ片90は、相互に間隔をあけて配置される一対の板部材93a, 93bを有し、各板部材93a, 93b間にわたってヒンジピンが94が設けられるとともに、板部材93a, 93bの端部に、ヒンジピン94から離反する方向に伸び、開放する切欠き95a, 95bが形成されている。ヒンジ片91は、板部材98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96a, 96bが設けられるとともに、各ヒンジピン96a, 96bの軸線を中心とする円弧にそって延び、開放する切欠き97が形成される。

【手続補正9】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0043

【補正方法】変更

【補正内容】

【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。

【手続補正10】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0046

【補正方法】変更

【補正内容】

【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、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形状の押さえ部材108を挿通している。

【手続補正11】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0049

【補正方法】変更

【補正内容】

【0049】結合および結合解除手段74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72, 73, 150~153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。

【手続補正12】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0054

【補正方法】変更

【補正内容】

【0054】

【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を分割して収容空間を開放し、支持台から分離されて放てきされる。これら複数の搭載物のうち、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、周壁部分に分割され、各周壁部分が外囲する搭載物を支持する支持台が推進用ロケット本体に固定された状態で搭載物から離反する方向に開頭される。これによって、推進用ロケット本体寄りの搭載物を支持台から分離して放てきするときには、周壁が搭載物を近接した位置で外囲していないので、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、この搭載物がフェアリング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/または角変位運動をしながら搭載物が放てきされても、搭載物に周壁が干渉してしまうことがない。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。

【手続補正13】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0059

【補正方法】変更

【補正内容】

【0059】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を分割して収容空間を開放し、支持台から分離されて放てきされる。これら複数の搭載物のうち、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、周壁部分に分割され、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が推進用ロケット本体に固定された状態で搭載物から離反する方向に開頭される。これによって推進用ロケット本体寄りの搭載物を支持台から分離して放てきするときには、周壁が搭載物を近接した位置で外囲していないので、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、この搭載物がフェアリング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/または角変位運動をしながら放てきされても、搭載物に周壁が干渉してしまうことがない。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。

【手続補正14】

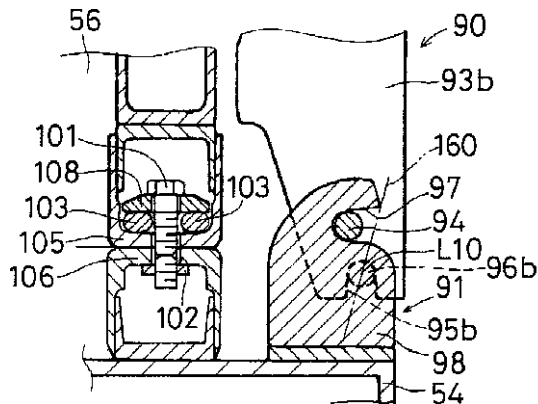
【補正対象書類名】図面

【補正対象項目名】図 6

【補正方法】変更

【補正内容】

【図 6】



【手続補正書】

【提出日】平成 12 年 4 月 10 日 (2000 . 4 . 10)

【手続補正 1】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】特許請求の範囲

【補正方法】変更

【補正内容】

【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、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、複数の搭載物のうち、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周壁部分に相互に分割可能であり、かつ各周壁部分から成る周壁内に突出して搭載物を支持する支持台に対して、ロケット本体寄りの一端部で分割可能であり、各周壁部分が外囲する搭載物を支持する支持台が推進用ロケット本体に固定された状態で、各周壁部分は、相互にかつ支持台から分割されて、搭載物から離反する方向に開頭さ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】 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各周壁部分を、各周壁部分が少なくとも所定位置を越えて変位するまでは、各周壁部分から成る周壁内に突出して搭載物を支持する支持台に、推進用ロケット本体寄りの一端部で、角変位可能に連結するヒンジ手段を含む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】 各搭載物のうち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周壁の各周壁部分が所定位置まで変位した後、各周壁部分を所定位置に保持する保持手段を含むことを特徴とする請求項 2 記載のロケットフェアリングの分割構造。

【請求項 4】 前記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他の搭載物を支持する支持台は、前記分割される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 ~ 3 のいずれかに記載のロケットフェアリングの分割構造。

【請求項 5】 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、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、

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他の搭載物を、この他の搭載物を外囲する領域の周壁を分割して、この他の搭載物が収容される収容空間を開放した後に、支持台から分離して放てきし、前記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内に突出してその搭載物を支持する支持台が推進用ロケット本体に固定された状態で、前記他の搭載物を支持する支持台を、この推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物から離反する方向に開頭するとともに、前記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、その軸線を含む平面で周壁部分に分割して、推進用ロケット本体寄りの一端部で、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から分割して開頭し、推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物が収容される収容空間を開放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。

【手続補正 2】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0009

【補正方法】変更

【補正内容】

【0009】

【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、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、複数の搭載物のうち、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周壁部分に相互に分割可能であり、かつ各周壁部分から成る周壁内に突出して搭載物を支持する支持台に対して、ロケット本体寄りの一端部で分割可能であり、各周壁部分が外囲する搭載物を支持する支持台が推進用ロケット本体に固定された状態で、各周壁部分は、相互にかつ支持台から分割されて、搭載物から離反する方向に開頭さ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。

【手続補正 3】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0010

【補正方法】変更

【補正内容】

【0010】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を分割して収容空間を開放し、支持台から分離されて放てきされる。これら複数の搭載物のうち、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周壁部分に分割され、各周壁部分は、ロケット本体寄りの一端部で、支持台から分割されて搭載物から離反するように開頭される。さらに支持台は、各周壁部分から成る周壁内に突出して、搭載物を支持しており、各周壁部分は、搭載物よりもロケット本体寄りの位置で支持台から分割される。しかも各周壁部分は、これら各周壁部分が外囲する搭載物を支持する支持台が推進用ロケット本体に固定された状態で、角変位されて開頭される。このようにして推進用ロケット本体寄りの搭載物を外囲する各周壁部分が開頭されるので、推

進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を支持台から分離してロケット本体から離反する方向に放てきするとき、周壁が搭載物に近接した位置で外囲していない。したがって搭載物が、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、この搭載物が、フェアリングの軸線方向から傾斜してずれた方向に放てきされ、および/または角変位運動をしながら放てきされても、搭載物に周壁が干渉してしまうことが防がれる。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。

【手続補正 4】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0012

【補正方法】変更

【補正内容】

【0012】また本発明は、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各周壁部分を、各周壁部分が少なくとも所定位置を越えて変位するまでは、各周壁部分から成る周壁内に突出して搭載物を支持する支持台に、推進用ロケット本体寄りの一端部で、角変位可能に連結するヒンジ手段を含むことを特徴とする。本発明に従えば、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周壁部分に分割され、各周壁部分は、ロケット本体寄りの一端部で、各周壁部分が少なくとも所定位置に変位するまではヒンジ手段によって支持台に連結される状態で、開頭手段から与えられる力によって角変位されて開頭される。さらに支持台は、各周壁部分から成る周壁内に突出して、搭載物を支持しており、各周壁部分は、搭載物よりもロケット本体寄りの位置でヒンジ手段を中心にして角変位される。これによって搭載物の放てき方向前方となるロケット本体から離反する方向に、広い開放領域を確実に確保することができる。したがって搭載物が、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、この搭載物が、フェアリングの軸線方向から傾斜してずれた方向に放てきされ、および/または角変位運動をしながら放てきされても、搭載物に周壁が干渉してしまうことが確実に防がれる。また本発明は、各搭載物のうち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周壁の各周壁部分が所定位置まで変位した後、各周壁部分を所定位置に保持する保持手段を含むことを特徴とする。

【手続補正 5】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0013

【補正方法】変更

【補正内容】

【0013】本発明に従えば、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各周壁部分は、所定位置まで変位した後、その所定位置で保持手段によって保持される。周壁部分が保持される所定位置は、各周壁部分がヒンジ手段によって支持台に連結されている位置であり、所定位置にあるときには、各周壁部分は支持台に係合されている。支持台はロケット本体と一体に形成されており、各周壁部分は、ロケット本体に係合されており、ロケット本体から分離されてしまい、単独で分散されることを防ぐことができる。したがって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。さらにロケット本体から離反する方向に大きな開放領域を形成するように、所定位置まで角変位した周壁部分が、所定位置から搭載物に近づく方向に戻ることを防ぐことができ、単独で分散される分割体の個数を少なくするように、各周壁部分を係合しても、この周壁部分が、搭載物の放てき時に、搭載物に干渉することを防ぐことができる。このように最も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、軸線を含む平面で分割する構造とし、分割される周壁部分を、ロケット本体寄りの一端部で、ロケット本体に一体に形成される支持台に角変位可能に連結し、さらに所定位置まで角変位した後、所定位置で保持する構造とすることによって、大きな搭載物の包絡領域を確保したうえで、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。

【手続補正 6】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0014

【補正方法】変更

【補正内容】

【0014】さらに本発明は、前記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他の搭載物を支持する支持台は、前記分割される周壁部分に一体的に設けられることを特徴とする。

【手続補正 7】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0015

【補正方法】変更

【補正内容】

【0015】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他の搭載物を支持する支持台は、前記分割され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。

【手続補正 8】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0016

【補正方法】削除

【手続補正 9】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0017

【補正方法】削除

【手続補正 10】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0018

【補正方法】削除

【手続補正 11】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0019

【補正方法】削除

【手続補正 12】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0020

【補正方法】変更

【補正内容】

【0020】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、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、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他の搭載物を、この他の搭載物を外囲する領域の周壁を分割して、この他の搭載物が収容される収容空間を開放した後に、支持台から分離して放てきし、前記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内に突出してその搭載物を支持する支持台が推進用ロケット本体に固定された状態で、前記他の搭載物を支持する支持台を、この推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物から離反する方向に開頭するとともに、前記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、その軸線を含む平面で周壁部分に分割して、推進用ロケット本体寄りの一端部で、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から分割して開頭し、推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物が収容される収容空間を開放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。

【手続補正 13】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0021

【補正方法】変更

【補正内容】

【0021】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を分割して収容空間を開放し、支持台から分離されて放てきされる。これら複数の搭載物のうち、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周壁部分に分割され、各周壁部分は、ロケット本体寄りの一端部でヒンジ手段を中心にして角変位されて開頭される。さらに支持台は、各周壁部分から成る周壁内に突出して、搭載物を支持しており、各周壁部分は、搭載物よりもロケット本体寄りの位置で支持台から分割され、開頭される。しかも各周壁部分は、これら各周壁部分が外囲する搭載物を支持する支持台が推進用ロケット本体に固定された状態で、角変位されて開頭される。このようにして推進用ロケット本体寄りの搭載物を外囲する各周壁部分が開頭されるので、推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を支持台から分離してロケット本体から離反する方向に放てきするとき、周壁が搭載物に近接した位置で外囲していない。したがって搭載物が、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、この搭載物が、フェアリングの軸線方向から傾斜してずれた方向に放てきされ、および/または角変位運動をしながら放てきされても、搭載物に周壁が干渉してしまうことが防がれる。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。

【手続補正 14】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0023

【補正方法】変更

【補正内容】

【0023】図2は、フェアリング30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30は、複数の分割体51～56に分割可能である。分割体51は、円錐台状の支持台51から成り、本実施の形態では、この分割体51は、本体31の先端部35に一体に形成されている。各分割体52、53は、直円筒状の周壁43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52、53は直円筒状に結合された状態で、軸線方向一端部が、本体31の先端部35である分割体51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52、53が分割体51に結合された状態では、分割体51は、各分割体52、53から成る直円筒内に、突出して入り込んでいる。分割体54は、支持台54であって、円錐台状の支持部41と、直円筒状の外周部分60とを有し、支持部41は、外周部分60の軸線方向一端部に連なって、外周部分60から離反するように先細状に突出している。この分割体54は、外周部分60の軸線方向他端部で、各分割体52、53の軸線方向他端部に結合解除可能に結合されている。

【手続補正 15】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0054

【補正方法】変更

【補正内容】

【0054】

【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を分割して収容空間を開放し、支持台から分離されて放てきされる。これら複数の搭載物のうち、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周壁部分に分割され、各周壁部分は、ロケット本体寄りの一端部で、各周壁部分が少なくとも所定位置に変位するまではヒンジ手段によって支持台に連結される状態で、開頭手段から与えられる力によって角変位されて開頭される。さらに支持台は、各周壁部分から成る周壁内に突出して、搭載物を支持しており、各周壁部分は、搭載物よりもロケット本体寄りの位置でヒンジ手段を中心にして角変位される。しかも各周壁部分は、これら各周壁部分が外囲する搭載物を支持する支持台が推進用ロケット本体に固定された状態で、角変位されて開頭される。このようにして推進用ロケット本体寄りの搭載物を外囲する各周壁部分が開頭されるので、推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を支持台から分離してロケット本体から離反する方向に放てきするとき、周壁が搭載物に近接した位置で外囲していない。また各周壁部分が搭載物よりもロケット本体寄りの位置でヒンジ手段を中心にして角変位されるので、搭載物の放てき方向前方となるロケット本体から離反する方向に、広い開放領域を確実に確保することができる。したがって搭載物が、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、この搭載物が、フェアリングの軸線方向から傾斜してずれた方向に放てきされ、および/または角変位運動をしながら放てきされても、搭載物に周壁が干渉してしまうことが防がれる。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。

【手続補正 16】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0055

【補正方法】変更

【補正内容】

【0055】また本発明によれば、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周壁部分に分割され、各周壁部分は、ロケット本体寄りの一端部で、各周壁部分が少なくとも所定位置に変位するまではヒンジ手段によって支持台に連結される状態で、開頭手段から与えられる力によって角変位されて開頭される。さらに支持台は、各周壁部分から成る周壁内に突出して、搭載物を支持しており、各周壁部分は、搭載物よりもロケット本体寄りの位置でヒンジ手段を中心にして角変位される。これによって搭載物の放

てき方向前方となるロケット本体から離反する方向に、広い開放領域を確実に確保することができる。したがって搭載物が、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、この搭載物が、フェアリングの軸線方向から傾斜してずれた方向に放てきされ、および/または角変位運動をしながら放てきされても、搭載物に周壁が干渉してしまうことが確実に防がれる。また本発明によれば、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各周壁部分は、所定位置まで変位した後、その所定位置で保持手段によって保持される。周壁部分が保持される所定位置は、各周壁部分がヒンジ手段によって支持台に連結されている位置であり、所定位置にあるときには、各周壁部分は支持台に係合されている。支持台はロケット本体と一体に形成されており、各周壁部分は、ロケット本体に係合されており、ロケット本体から分離されてしまい、単独で分散されることを防ぐことができる。したがって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。さらにロケット本体から離反する方向に大きな開放領域を形成するように、所定位置まで角変位した周壁部分が、所定位置から搭載物に近づく方向に戻ることを防ぐことができ、単独で分散される分割体の個数を少なくするように、各周壁部分を係合しても、この周壁部分が、搭載物の放てき時に、搭載物に干渉することを防ぐことができる。このように最も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、軸線を含む平面で分割する構造とし、分割される周壁部分を、ロケット本体寄り的一部で、ロケット本体に一体に形成される支持台に角変位可能に連結し、さらに所定位置まで角変位した後、所定位置で保持する構造とすることによって、大きな搭載物の包絡領域を確保したうえで、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。

【手続補正 17】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0056

【補正方法】変更

【補正内容】

【0056】さらに本発明によれば、推進用ロケット本体から離反する側において隣接する他の搭載物を支持する支持台は、前記分割され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。

【手続補正 18】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0057

【補正方法】削除

【手続補正 19】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0058

【補正方法】削除

【手続補正 20】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0059

【補正方法】変更

【補正内容】

【0059】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を分割して収容空間を開放し、支持台から分離されて放てきされる。これら複数の搭載物のうち、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周壁部分に分割され、各周壁部分は、ロケット本体寄りの一端部でヒンジ手段を中心にして角変位されて開頭される。さらに支持台は、各周壁部分から成る周壁内に突出して、搭載物を支持しており、各周壁部分は、搭載物よりもロケット本体寄りの位置で支持台から分割され、開頭される。しかも各周壁部分は、これら各周壁部分が外囲する搭載物を支持する支持台が推進用ロケット本体に固定された状態で、角変位されて開頭される。このようにして推進用ロケット本体寄りの搭載物を外囲する各周壁部分が開頭されるので、推進用ロケット本体寄りに配置される搭載物を支持台から分離してロケット本体から離反する方向に放てきするとき、周壁が搭載物に近接した位置で外囲していない。したがって搭載物が、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、この搭載物が、フェアリングの軸線方向から傾斜してずれた方向に放てきされ、および/または角変位運動をしながら放てきされても、搭載物に周壁が干渉してしまうことが防がれる。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。

フロントページの続き

(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

(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