

ロケット用フェアリングの開発

Development of Payload Fairings for Launch Vehicle



知久成彦① Naruhiko Chiku
 駒田禎彦② Yoshihiko Komada
 西尾誠司③ Seiji Nishio
 筒井賢④ Makoto Tsutsui
 日吉誠⑤ Makoto Hiyoshi
 小林正和⑥ Masakazu Kobayashi
 平野篤史⑦ Atsushi Hirano
 迎田健一⑧ Kenichi Koda

人工衛星による画像や位置情報の有益性から、新興国や途上国も含めると衛星打上げは今後も増加が見込まれている。フェアリングはロケットの先端で衛星を護るコンポーネントであり、衛星周囲の温度や音響振動環境は打上げコストや軌道投入精度とともに重要であるため、衛星打上げビジネスにおいてフェアリングが担う役割は大きい。

当社は、「H-II」ロケットで初めて大型フェアリングの国産化に成功して以来、高性能なフェアリングを低コストで供給し続けるべく技術の改良を重ねている。

It is expected that launches of satellites will continue to increase in the future across the world including emerging and developing countries due to the benefits of images and positional information acquired by satellites. The fairing is a component that protects satellites on the top of the launch vehicle. This component plays an important role in the satellite launch business because the temperature and acoustic vibration environment around the satellite is critical along with the launch cost and the orbit injection accuracy.

Kawasaki has successfully produced a large fairing for the H-II Launch Vehicle for the first time in Japan. Since then, we have made technical improvements on an ongoing basis to continue supplying high-performance fairings at a low cost.

まえがき

人工衛星による画像や位置情報を利用した安全保障、防災、民間サービスが一般的になり、宇宙産業の市場規模が増加している。一方で、ロケットを用いた衛星打上げビジネスにおいては、米国企業家の参入などにより価格破壊が起り、高性能なロケットをより低価格で供給することが求められている。

1 背景

人工衛星には、偵察衛星や気象衛星に代表される官需衛星と、通信・放送衛星に代表される商業衛星がある。衛星打上げビジネスは、年間20~30機の商業衛星を日米欧露の航空宇宙企業が取りあう構図が続いていたが、2010年にスペースX社が低価格のファルコン9ロケットで参入して価格破壊が発生した。さらに中国やインドなど新興国のロケット技術の進歩も目ざましく、今後ますます競争が激化することが予想されている。このため、日米欧ではコスト競争力を持つ次世代の大型ロケットを2020年頃に市場投入す

るべく開発が進められている。

当社は、1984年に「H-II」ロケットのフェアリングを開発して以来、「H-II A」／「H-II B」ロケットや「イプシロン」ロケットを通して技術の改良を続け、国内すべての主力ロケットのフェアリングを供給するに至っている。現在は、「H3」ロケット用フェアリングの開発を担当し、2020年度の初号機打上げを目指して低コストで高性能なフェアリングの開発に取り組んでいる。

2 フェアリング

フェアリングは図1に示すように、ロケット打上げまでは内部（衛星搭載空間）の温湿度や清浄度を一定に保ち、飛翔中は空気抵抗を低減するとともに、空力加熱や音響振動環境から衛星を保護する役割を担う。そして、大気密度が十分に小さくなる高度約100kmで、分離機構を作動させて2片に分割され、ヒンジ周りに回転（開頭）してロケットから分離される。

フェアリングの構成は図2に示すように、2つの半殻構

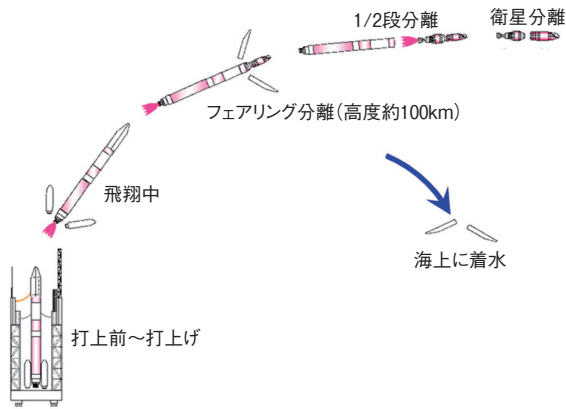


図1 ロケット打ち上げとフェアリングの役割
Fig. 1 Launch sequence

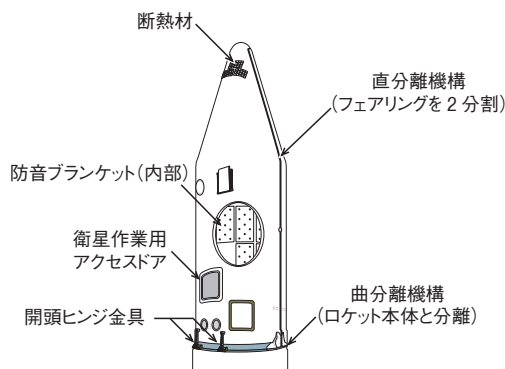


図2 フェアリングの構成
Fig. 2 Configuration of payload fairing

体を機軸方向の分離機構（直分離機構）で結合し、それをロケット本体と円周方向の分離機構（曲分離機構）で結合する形態になっている。また、フェアリングには、衛星クルーが整備に使うアクセスドアや、衛星が地上設備と通信するための電波透過窓が衛星ごとに設置される。その他、地上設備を通して内部に清浄な空気を取り込むための空調ドア、空力加熱から構体および内部の温度上昇を防ぐための断熱材、エンジンおよび大気から受ける音響振動を低減するための吸音材である防音ブランケットなどを装備している。

繊細な電子部品を多く搭載する人工衛星をできるだけ軽量に作るためには、熱・音響振動・衝撃などの衛星周囲の環境条件が緩いことが重要であり、衛星を保護するフェアリングが担う役割は大きい。

3 フェアリングを支える技術

(1) 分離機構

フェアリングの中で最も技術的難易度が高いのは分離機構である。分離機構は構造をつなぐ強度部材であるため、超音速で発生する空力荷重に耐える強度が求められる一方

で、分離時に衛星に加わる衝撃を小さく抑えるために少ないエネルギーで分離できるように強度を低く抑える必要がある。また、フェアリングの分離不良はミッション失敗に直結するため、高い信頼性が要求される。

当社はより一層の確実性と低コストを重視して、「H-II」ロケットのフェアリング開発時に戦闘機のキャノピーの緊急分離装置に使用されていたフランジブルボルト（ノッチ付ボルト）方式をベースに、日本独自の分離機構を開発することにした。これは、V字溝（ノッチ）を掘って切れやすくしたボルトを火薬の力で切断する方式である。材料・ノッチの形状・ステンレス扁平管の板厚などのパラメータをわずかに変えるだけで分離不良や衛星汚染につながる扁平管の破裂が生じることになるので開発に時間を要したが、膨大な数の試験からパラメータを絞り込むことで、現在でも新機種に適用できる信頼性の高い分離機構を実現した（図3）。

(2) 環境緩和

(i) 断熱材

大気との摩擦熱による構体の温度上昇を防いで衛星周囲の温度を適切に保つため、フェアリングの外表面には断熱材が施工される。当社は「H-II」ロケットのフェアリング用としてシリコン樹脂にガラスのマイクロバルーンを混ぜた軽量断熱材を開発し、軽量化と断熱性向上を同時に実現した。

(ii) 防音ブランケット

エンジンや大気との摩擦で生じる音響振動を下げるため、フェアリングの内面には防音ブランケットが装備される。この吸音材にはガラスウールや発泡樹脂が用いられるが、衛星搭載空間にほこりが拡散しないようフィルタ付きのカバーで包んでいる。これは、ロケットの上昇による減

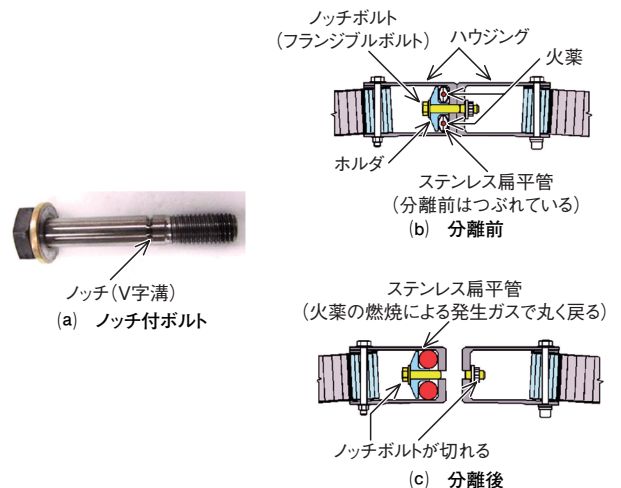


図3 当社製フェアリングの分離機構
Fig. 3 Separation mechanism of payload fairing from Kawasaki

圧環境でカバーが破裂するのを防ぐためである。ロケット機器の設計においては、減圧も軽量化とともに必須の条件となる。

(3) 構造および形態

(i) 構造

フェアリングの構体は、開頭時の変形をできる限り小さく抑えて空気抵抗を下げるため、小さな直径でより大きな衛星搭載領域を確保できるように、軽量で曲げ剛性が高いハニカムサンドイッチが主流となっている。

サンドイッチ構造は、軽量のコア材の両面に薄板を接合するもので、コア材の板厚を増すことで重量増加を抑えつつ非常に曲がりにくくできる特長を有している。コア材に蜂の巣形状のハニカムコアを用いたものをハニカムサンドイッチ構造と呼び、コアの材質にはアルミ合金やメタ系アラミド繊維などがある。また、スキン材としてはアルミ合金や炭素繊維強化プラスチックCFRPがよく用いられる。

当社のフェアリングは、アルミ合金ハニカム／アルミ合金スキン構造が多いが、軽量化が要求される下部フェアリングなどではCFRPスキンを採用しているものもある。

(ii) 形態

「H-II」ロケットは直径4mのロケットで、静止トランスファ軌道に4tの衛星を運ぶ能力を有していた。これに対して、衛星の質量や形状はミッションにより異なり、直径4mを超える超大型衛星や2t以下の小さな衛星などさまざまであった。そこでロケットの有益性を高めるため、図4に示すような超大型衛星用の直径5mのフェアリング(5S)や2つの衛星を同時搭載可能なフェアリング(4/4D-LS, 5/4D)を開発した。

フェアリングのバリエーションが増えると、それに合わせた構体パネルの成型型や組立用の治工具有必要になるが、設備投資を極力抑えるために、各機種間でパネルを共通化したり治具に長さ調整機能を持たせるなどの工夫を行った。

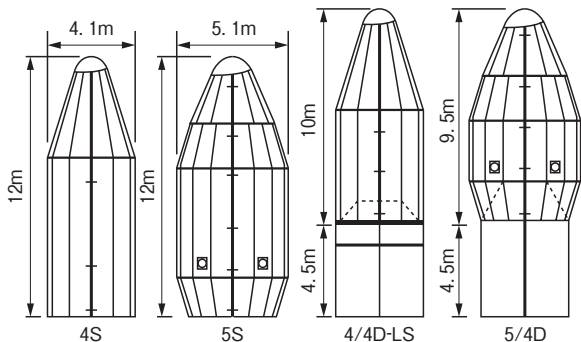


図4 フェアリングの形態
Fig.4 Forms of payload fairings

4 新規技術への取組み

(1) 「イプシロン」ロケットにおける取組み

2010年から開発が始まった「イプシロン」ロケットのフェアリングでは、低コスト化と利便性の向上を目的に、「H-II」シリーズである「H-IIA」／「H-IIB」の設計を踏襲しつつ、新たな技術開発に取り組んだ。

(i) 半殻一体水没化構体

ロケットから分離されて海上に着水したフェアリングは、ハニカムコアの内部が空隙であるため沈まずに浮遊する。日本では、浮遊するフェアリングが船舶の航行に支障を与えないように、ロケット打上後に船によって回収しているが、費用が高く天候に依存するという点で問題があり、フェアリングに水没化が求められるようになった。

このため、航空機のエンジンナセルの吸音用ハニカムコアを応用した、エンジンナセルのハニカムコアは、降雨や洗浄で流入する水を抜くため図5に示すようにセル壁にスロットを付与しており、これをパネル内に海水を通すために使用した。

また、「H-II」シリーズでは複数のパネルをボルトで接合して半殻の構体を作っていたが、「イプシロン」ロケットのフェアリングでは先端部と直胴部のつなぎ目を緩やかな曲面形状とすることで、半殻一体成形を可能として組立費用を低減した。

半殻一体成形については、スキン・コア・接着剤などの部品を成型型上に積上げる際の頂上部へのアクセスと側面の部品の固定が難しいという製造上の課題が懸念されたが、治工具の設計時に3次元CADを用いた製造シミュレーションを繰返し行って、適切な成型型や足場を製作して対応した。

(ii) シート貼付け式断熱材

「H-II」シリーズのフェアリングでは、前述のガラスマイクロバルーン入りシリコン断熱材を専用の塗装ブースでスプレー塗布していたが、乾燥に時間がかかるため製造機数の増加に伴い塗装ブースが製造の制約になることがあった。そこで、あらかじめシート状に成形されたシリコンフォームを接着剤で貼り付ける方法を開発した。これにより組立エリア内での断熱施工が可能になり、製造工程の制約

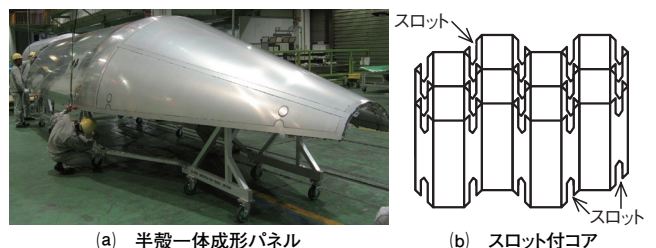


図5 「イプシロン」ロケットのフェアリングの構造
Fig.5 Structure of the Epsilon's payload fairing

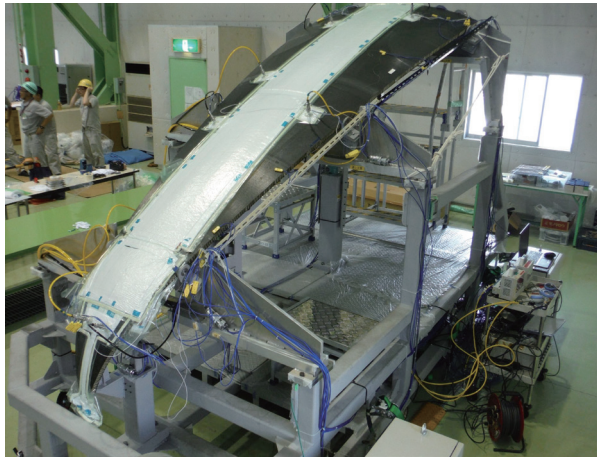


図6 曲面パネルの脱オートクレーブ接着
Fig.6 Out-of-Autoclave joining of curved panels

を解消した。

(iii) クイックアクセスドア

「イプシロン」ロケットは固体燃料を使用するため、液体燃料のロケットのように打上げ直前に長時間かけて燃料を充填する必要がない。この打上げの即応性を最大源に生かすため、フェアリングに対してはアクセスドアのクローズ時間を短くすることで、ロケットや衛星の整備時間を短縮する工夫が求められた。

(2) 「H3」ロケットにおける取り組み

冒頭で述べたように、今後のロケットにはコスト競争力が求められる。「H3」ロケットは、高い信頼性と衛星ミッションに応じた柔軟なサービスを低コストで提供することを目指しており、フェアリング開発において以下の取り組みを行っている。

(i) 自動積層装置AFPの導入

構体パネルの製作費の低減と生産機数の増加に同時に対応するため、自動積層装置AFP (Automated Fiber Placement) を導入してCFRPを低コストで積層する。

AFPは「ボーイング787」の胴体製造に適用しており、欧米においても導入が進んでいるが、ハニカムコア上への積層には新たな工夫が必要となる。たとえば、ハニカムコアを型に抑えついたり、セル壁間でCFRPが垂れないよう適切な張力をかけたりする必要がある。

(ii) 脱オートクレーブ接着技術の活用

「H-IIA」／「H-IIB」ロケットのフェアリングは、構体パネル同士の結合をボルトとナットで行っているが、「H3」ロケットでは質量とコストを同時に低減するため接着技術を最大限に活用することとして、脱オートクレーブ接着技術を適用する。

5～6気圧で成形するオートクレーブ成形に比べると、

真空引きによる1気圧で部品を抑えつけて接着するため、加熱前に十分に脱気を行わないと接着剤に気泡（ボイド）が生じて強度低下の原因となってしまう。このため、クーポン試験を繰り返して治具建てを工夫し、ボイドが十分に少なくなる生産条件を設定した。また、図6のようにフェアリング先端部を模擬した曲面パネルを実際に接着して、実機製造に向けて準備を進めている。

(iii) 機種間におけるシナジー効果の発揮

上記の技術以外にも、水没化構造、クイックアクセスドア、シート式断熱材など「イプシロン」ロケットで獲得した技術に改良を加えて適用していく計画である。一方で「イプシロン」ロケットにも発展型開発の計画があり、今後は「H3」と「イプシロン」などロケット機種間のシナジー効果により効率的にフェアリング技術を発展させる。

あ と が き

衛星打上げビジネスは今後新興国の参入が予想され、これまで以上にコスト競争力が重要になる。今後も社内の技術を結集してチャレンジングな開発を続けることで国際競争力を維持し、フェアリング事業を拡大していく。

参 考 文 献

- 1) 駒田, 堀江, 筒井, 関根, 小林, 平野, 迎田, 佐藤, 鬼鞍, 福野, 田河, 豊田:「宇宙ステーション補給機「HTV」用 H-II Bロケット・フェアリング”, 川崎重工技報, No.171, pp.20-23 (2011)



知久 成彦



駒田 禎彦



西尾 誠司



筒井 賢



日吉 誠



小林 正和



平野 篤史



迎田 健一