ロケットの結合・分離機構

Separation Mechanism of Launch Vehicle

1 はじめに

人工衛星打上げ用ロケットは、荷物（ペイロード）である衛星を投入軌道まで、運ぶことが目的である。この目的のために、ロケットの乾燥質量（燃料なしの状態の質量）の軽量化は必須である。軽量化による性能向上以外にロケットを多段式で構成し、各段の燃焼終了後の構造・推進系等を切り離すことにより、ロケット自身の質量を加速するのに消費されるエネルギーを節約するように構成されてきた。

また、多段式を採用することにより、真空中でのみ作動する段については、外殻構造で覆われた領域に搭載することにより、空気力フリーの設計を行うことができる。

人工衛星はまさに、軌道上で作動さ

せる設計であり、ペイロードフェアリングで空気力から保護されて、打上げられる。ペイロードフェアリングについては、大気の影響が小さくなってから、分離投棄され、衛星が軌道投入されるさいの障害物とならないようにする必要がある。

ロケットの性能向上、機能確保に結合・分離機構は不可欠であり、日本においても、国産ロケットの開発に当たっての重要技術として、開発が行われている。ロケットにおいて「つなぐ」部分で重要なものは結合・分離機構であり、本稿では、それについて述べる。

2 結合・分離機構の実例

現在、宇宙開発事業団で開発中のH-IIAロケットには図1に示す分離・結合機構が装備されている。打上げシ

宇治野 功

Takumi Ujino

1956年7月生まれ

1979年東京大学工学部産業機械工学科卒業

1981年東京大学大学院工学系研究科機械工学専攻課程修士修了

■主として行っている業務・研究
・ロケット構造系の開発業務

■勤務先

宇宙開発事業団 宇宙輸送システム本部 H-IIAプロジェクトチーム主任開発部員

(〒105-8060 東京都港区浜松町2-4-1世界貿易センタービル)

E-mail: ujino.takumi@nasda.go.jp

図1 H-IIAロケットの結合・分離機構

図2 固体ロケットブースタ分離挙動

図3 固体ロケットブースタ分離機構切断部詳細

一ケンスの順番に紹介すると、以下のとおりである。

固体ロケットブースタ分離

衛星フェアリング分離

1/2段分離

衛星分離

共通的な事項として、火工品を作動デバイスとして採用していることが挙げられる。分離のためには、高いエネルギーで結合解除する必要があり、高いエネルギーを蓄積できるデバイスとして火工品は分離機構向きである。

ロケットで用いられるデバイスに対する要求事項として、地上用機器と比較して過酷な環境条件にさらされることが挙げられる（ロケットエンジンの噴流ジェットによる音響・ランダム振動、宇宙空間での熱環境等）。

以下に代表的な例として、固体ロケットブースタ分離および衛星フェアリング分離の二つについて説明する。

3 固体ロケット ブースタ分離

H-II Aロケットの固体ロケットブースタは、CFRP製のモータケースを採用し低コスト化を図った仕様にした。その結果として、固体ロケットブースタとコア機体の結合方式は、モータケースに入る荷重の分布を平準化することが設計目標となり、2本の大きな棒（スラストストラット）で固体ロケットブースタの両脇とコアロケットを結合する構成とした。H-IIロケット（H-II Aロケットの前のバージョンのロケット）においては、分離用の小形ロケットを作動させてコア機体から離れる方向の力を与えていた。H-II Aロケットは、機体の進行方向加速度を利用しスラストストラットを支えにして、固体ロケットブースタと機体を引き離すような相対速度を生じさせる方式としている（図2参照、いわば、

棒高跳びの要領である）。

この分離システムは、固体ロケットブースタの機体前方側および後方側で固体ロケットブースタとコア機体をつないでいるヨーブレスを切断することにより作動し始め、固体ロケットブースタが十分コア機体から離れ、スラストストラットに張力が生じる状態になったときスラストストラットをコア機体結合部近傍で切断することにより、分離する仕組みである。

ヨーブレスおよびスラストストラットの切断にはFLSCと呼ばれる線状に引き伸ばしたV型成形爆薬を用いて、爆薬作動時のジェットにより、ブレスおよびストラットの構成材を溶断する方式を採用している（切断部概要図を図3に示す）。

分離システムの確認のため、作動火工品の開発試験（切断範囲確認、環境条件への耐性確認等）、実際に固体ロケットダミーを分離させる分離試験

図4 固体ロケットブースタ分離試験

図5 H-II A衛星フェアリング

図6 衛星フェアリング分離機構

図7 衛星フェアリング分離開頭試験

(図4参照)等を実施している。

4 衛星フェアリング分離

ロケットは種々の質量・サイズの衛星打上げに対応する必要から、衛星フェアリングにバリエーションを持たせることが多い。また、一回の打上げで複数の衛星を軌道投入する複数打上げも一般的な技術となってきた。H-II Aロケットにおいても、図5に示すような、種々の衛星フェアリングを準備し、直径5m級/4m級の衛星に対応するとともに、2個同時の衛星打上げを実施することができる。

衛星フェアリングの分離は衛星のすぐそばで作動することから、衛星の太

陽電池や光学機器に対する汚染源となるような、ガス等の発生を避けることが一つの要求条件である。固体ロケットブースタの分離等で用いられるFLSCのように、発生ガスが外部に拡散されるものは使えない。H-IIおよびH-II Aロケットのフェアリングの分離においては、あらかじめ偏平化したステンレススチールの管の内部に導爆線を入れ、導爆線を作動させ、ステンレス管を拡大させる力でノッチを入れた結合ボルトを切断する方式(図6参照)が開発されている。

上記の結合解除機構の作動後スプリングで分離運動を与え、分離するシステムである。図7に地上での分離開頭試験の状況を示す。

5 おわりに

ロケットにおける分離機構は、確実な動作と高いエネルギーを蓄積できることから、火工品を用いたシステムが多用され、一点一点が作動確認試験を行えないものであることから、工程管理・ロットごとの開発試験相当の環境負荷確認等で信頼性確保が図られてきた。今後とも、この分野に対する要求はおおむね同様なものとなるが、長期にわたる技術維持、使用材料の供給安定の問題等課題は多く存在する。再現性のある作動品質はこの分野の命題であり、継続的な技術活動が行われることを期待する。