

国際競争力のある H3 ロケット用固体ロケットブースタの開発

Development of Internationally Competitive Solid Rocket Booster for H3 Launch Vehicle

柳 澤 正 弘 株式会社 IHI エアロスペース ロケット技術部宇宙プロジェクト室
岸 光 一 株式会社 IHI エアロスペース ロケット技術部宇宙プロジェクト室 室長
長 尾 徹 株式会社 IHI エアロスペース ロケット技術部宇宙プロジェクト室 主査

近年、商業衛星の打上げ受注を目指した大型格安ロケットの開発が世界中で進められている。業界の雄であるアリアンスペース社（欧州）の Ariane 6 をはじめ、イーロン・マスク氏率いるスペース X 社（アメリカ）の Falcon 9 および Falcon Heavy, ULA 社（アメリカ）の Vulcan, さらに、ロシアやインドなど。そして日本も 2020 年度の初打上げを目指し、H3 ロケットを開発中である。本稿では、H3 ロケットおよび補助ロケットである固体ロケットブースタについて紹介する。

Recently, low cost launch vehicles intended for large commercial satellites are being developed actively all over the world, including Ariane 6 by Arianespace (Europe), Falcon 9 and Falcon Heavy by SpaceX (USA), a company led by Elon Musk, Vulcan by ULA (USA) and by Russian and Indian companies. Moreover, Japan is also developing the next flagship launch vehicle called H3. This paper introduces H3 and its strap-on booster “SRB-3.”

1. 緒 言

H3 ロケットは、H-IIA および H-IIB ロケットに代わる日本の基幹ロケットとして、2014 年度に開発が開始された。現在は詳細設計フェーズであり、2020 年度に国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構（JAXA）種子島宇宙センター（鹿児島県）からの初号機打上げを目指している。

株式会社 IHI エアロスペース（IA）は JAXA との開発契約のもと、キー技術メーカーとして H3 ロケットの補助ロケットである固体ロケットブースタ（SRB-3：Solid Rocket Booster -3）および、H3 ロケット本体第 2 段搭載

の姿勢制御用ガスジェットの開発に参画している。

固体ロケットブースタとは、固体燃料を使用するロケットエンジンである。H3 ロケット本体にブースタを取り付けることで大推力が得られ、より重い衛星の打上げを効率的に行うことが可能となる。

本稿では、H3 ロケットおよび SRB-3 の概要と、SRB-3 開発のコンセプトである低価格と高信頼性の両立を実現するために、SRB-3 で導入した要素技術について紹介する。

2. H3 ロケット

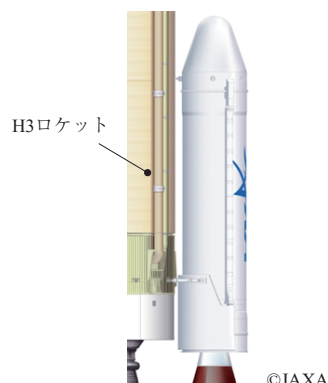
H3 ロケットを第 1 図に示す。

H3 ロケットの開発では、日本の宇宙輸送の自立性の確

(a) ロケット外観



(b) 固体ロケットブースタ (SRB-3)



第 1 図 H3 ロケット
Fig.1 H3 launch vehicle

保（他国の援助や支配を受けずに宇宙輸送が行えること）と国際競争力のあるロケットおよび打上げサービスを実現させ、産業基盤の維持・強化を図ることが期待されている。

日本のロケットはこれまで、その顧客の大半が日本の公的機関であった。しかし、国の厳しい財政事情から、今後、日本の宇宙輸送産業が官需のみで発展していくのは難しく、技術基盤を維持・強化していくためには民需を取り込む、すなわち商業衛星の打上げを受注する必要がある。

商業衛星の打上げにおいて、顧客である民間衛星事業者が重視するのは、① 低価格 ② 高信頼性 ③ 顧客要望に対する柔軟性、である。特に、近年はアメリカの民間会社であるスペース X 社が Falcon 9 ロケットを市場投入し、その圧倒的な低価格を武器に急速にシェアを伸ばしており、低価格化への対応が重要となっている。

H3ロケットは、ロケット本体のエンジン基数と SRB-3 の本数に応じて、次の四つの形態をもつ。

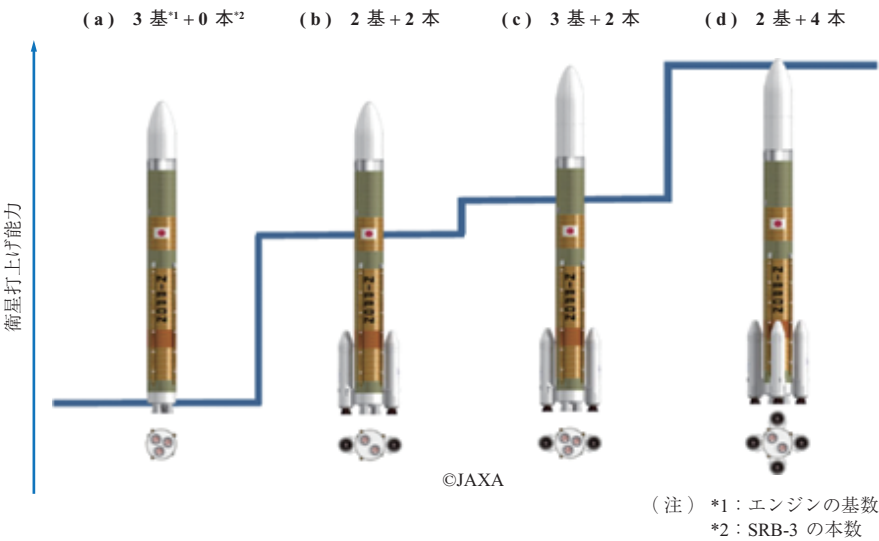
- (1) 3 基 + 0 本
- (2) 2 基 + 2 本
- (3) 3 基 + 2 本
- (4) 2 基 + 4 本

衛星のサイズや投入軌道に応じた形態を採ることで価格を抑える構想としている。第 2 図に H3ロケットのファミリー構成を示す。

また、機体を構成する各コンポーネントも、大幅な原価低減を図っていく。3 基 + 0 本（第 2 図 - (a)）の形態で、打上げ費用は H-IIAロケットの約半額を目標にしている。

3. 固体ロケットブースタ (SRB-3)

SRB-3 の外観を第 1 図 - (b)，SRB-3 の開発仕様を第 1 表に示す。SRB-3 は、H-IIAロケット、H-IIBロケットのブースタおよび、イプシロンロケットの第 1 段エンジンとして使用している SRB-A と同等のサイズであり、



第 2 図 H3ロケットのファミリー構成
Fig. 2 H3 launch family

第 1 表 SRB-3 の開発仕様
Table 1 SRB-3 development specifications

項 目	単 位	SRB-A（H-IIAロケット用）	SRB-3（H3ロケット用）
固 体 推 進 薬	—	コンボジット推進薬	コンボジット推進薬
真 空 中 推 力	tf	約 180	約 220
性 能 (Isp) ^{*1}	s	283.6	283.6 以上
固 体 推 進 薬 量	t	65.9	約 66.8
全 長	m	15.2	14.6
直 径	m	φ 2.5	φ 2.5
燃 焼 時 間	s	116	約 105
ノズル駆動方式	—	電動アクチュエータ	なし（ノズル固定式）
分 離 方 式	—	スラストストラット・分離モータ方式	分離スラスト方式

（注） *1：質量 1 kg の推進薬が 1 kgf の推力を発生し、維持できる時間（燃費に相当）

SRB-A の基本仕様を踏襲している。これによって、新規技術の導入による開発リスクを低減し、かつ、SRB-A の製造設備や治工具の流用割合を上げることで開発費の低減を図る。

一方で、顧客要求に応えるため、SRB-A と同等以上の高い信頼性を確保しつつ、大幅な原価低減を行う必要がある。そのため、SRB-3 では、部品点数削減や簡素化など、シンプルな構成を追求することで原価低減と高信頼性の両方を実現可能な仕様とした。原価低減を行ううえでの仕様設定のポイントを以下に示す。

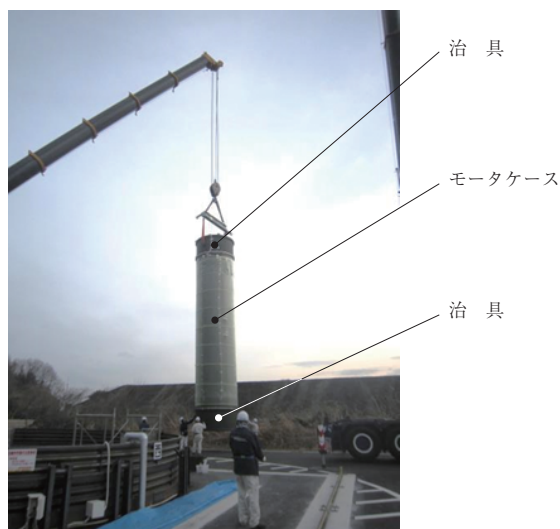
- (1) モータケースなどのコンポーネントの板厚適正化と材料の内製化
- (2) H3ロケット本体との結合・分離方式の簡素化
- (3) SRB-3 のノズル首振りによる推力方向制御機能の廃止（機能をロケット本体側のノズル首振りに統合）

本稿では(1)に対応したモータケースの国産化開発および、(2)に対応した分離スラスタの新規開発について紹介する。

4. SRB-3 モータケースの国産化開発

モータケースとは、推進薬燃焼時のガス圧と温度に耐える圧力容器であり、SRB-3 から H3ロケット本体側へと推力を伝達する構造部材でもある。構造部材であることから、強度・剛性が要求されると同時に、軽量であることも求められる。第3図にモータケースの外観を示す。

SRB-A では、構成を簡素化し、燃焼圧力を上げブースタ推進特性を向上させるために、炭素繊維複合材（CFRP）



第3図 モータケース外観
Fig. 3 Motor case overview

のフィラメントワインディング方式による一体成型モータケースを採用している。また、SRB-A は、短期間開発であったため海外技術を導入している。

SRB-3 は、SRB-A と同様に CFRP の一体成型モータケースを採用している。SRB-A からの変更点としては、(1) 材料の国産化(2) 海外技術に頼らない IA による設計、が挙げられる。

IA では、M-V ロケット上段モータケースの開発、SRB-A モータケースの国産化研究、およびイプシロンロケット上段モータケースの開発、また、防衛他機種での開発経験において、大型 CFRP 製モータケースの設計・製造・品質保証の技術、ノウハウを蓄積してきた。

具体的な要素技術としては、① 燃焼ガスのシール部設計② 荷重伝達構造と圧力容器部との接合部設計③ 強度・剛性設計④ CFRP 物性値データベース⑤ CFRP 成形技術⑥ 非破壊検査を含む品質保証技術、が挙げられる。

これらの成果を活用することによって、次の効果が挙げられる。

- (1) 材料国産化においては、CFRP や、荷重伝達構造と圧力容器部との接合部に使用するゴム材を、現在のアメリカ製から IA での内製へ切り替える。これにより、素材調達自由度が増すこと、および内製に伴う製造性改善活動によって、大幅な原価低減が見込める。
- (2) IA による設計では、強度・剛性設計の技術や CFRP 物性値データベースの精度向上成果を活用し、従来の SRB-A では 1.5 としていた安全係数を 1.25 に下げることができた。これによって、材料使用量を削減でき、原価低減に大きく寄与できる。さらに、設計は全て IA であることから、海外技術導入に伴うライセンス料も不要となる。

原価を下げる一方で、同時に高い信頼性を確保しておくことも忘れてはいけない。宇宙開発では、1 回の打上げで巨額の費用が掛かり、失敗が許されないため“Test as you Fly! Fly as you tested!”, “End to End Test.”をキャッチフレーズとして、可能な限り実際のフライト環境を模擬した環境で試験を実施する。SRB-3 開発においても、その理念を踏襲しており、実機大での地上燃焼試験や分離試験を複数回実施する。

モータケースの開発に関しては、実機大試作試験（耐圧、強度剛性、破壊試験）を2回ずつ実施する。実機大モータケースを用いて、荷重条件である内圧および外部荷

重に耐荷することを確認するとともに、機体剛性値を取得する。また、内圧による破壊試験まで実施することで、モータケースの限界性能を把握し、モータケースの設計・製造に関する理解をより深める。

5. SRB-3 分離スラストの新規開発

分離スラストとは、H3ロケット本体と SRB-3 の間に搭載され、これらを結合・保持する機能をもつ。また、SRB-3 の燃焼終了後に火薬の燃焼ガス圧によって、ロケット本体と SRB-3 の結合を解除し、分離力を発生させ SRB-3 を投棄する機能をもつ。

H3ロケットでは、SRB-3 の結合・分離方式を H-IIA ロケットで採用していた“ストラット・プレス・分離モータ”方式から、“スラストピン・分離スラスト”方式に変更した。第 4 図に SRB の分離方式を示す。

この方式によって、H-IIAロケットでは 6 点あったロケット本体と SRB の結合箇所が 4 点となり、部品サイズの縮小、部品点数の削減、および射場整備性の向上に寄与することから、原価低減につながる。

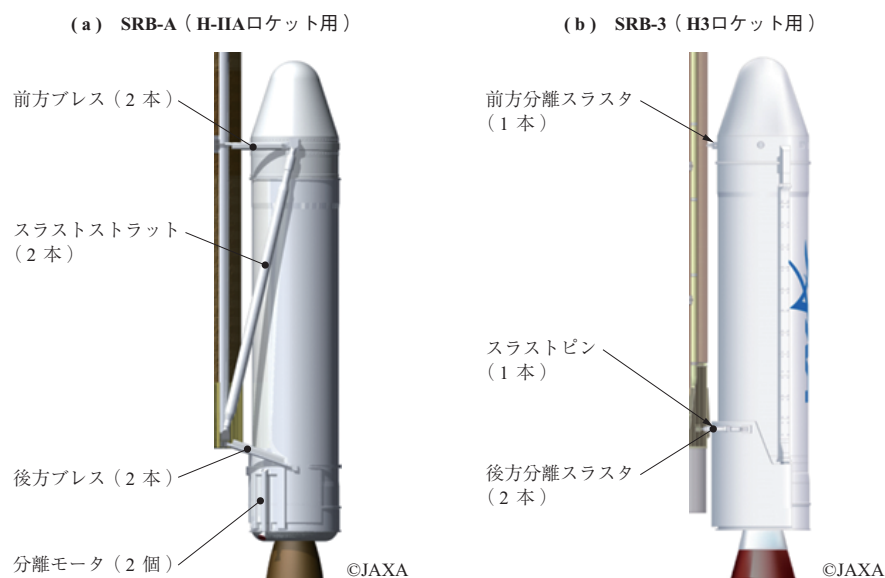
同様の機能をもつ分離スラストとしては、ULA（United Launch Alliance（アメリカ））社の Atlas V ロケットで採用されているアメリカメーカ製のものなどがある。SRB-3 ではこれらと比べて質量の大きい SRB-3 を分離するために大きなエネルギー（最大 11 t の SRB-3 を 4 ～ 5 m/s まで加速する）が必要であり、耐荷重や分離力は数倍の大きさが要求される。これは、世界的にみても新規性

のある開発である。

次に、分離スラストの主な仕様を以下に示す。また、分離スラスト構造および作動概要を第 5 図に示す。

- (1) 結合時、シリンダ部に対して周方向に等間隔に配置された四つのロックキーが、シリンダ部半径方向の外側に張り出して内部ピストンによって保持される。これによって、シリンダ部とロケット本体側端部の相対位置が固定される。
- (2) 作動開始時、ガスジェネレータ（GG：ガス発生装置）に着火し、結合解除・投棄に必要なエネルギーを発生させる。その際、GG の燃焼ガス圧によって内部ピストンがシヤピン A を破断してピストンがロケット本体側に動き、ロックキーが半径方向の内側に引っ込む。すると、シリンダ部は SRB-3 側にストロックを延ばすことが可能となり、継続的な燃焼ガス圧によって、SRB-3 に分離速度を与える。
- (3) シリンダ部が伸び切り、慣性力によってシヤピン B が破断し、ロケット本体との結合が解除される。

開発リスク低減および信頼性確保の観点から、分離スラストの要素技術は既開発品技術である、① GG 主装薬種 ② シリンダ内シール仕様 ③ シヤピンによる機構制御、などを優先的に活用した。さらに、SRB-3 の分離異常をトップ事象とした FMEA（故障モード影響解析）結果から技術リスク高の項目を抽出し、対応する要素試験を実施した。技術リスク高の項目と要素試験の概要を以下に示す。



第 4 図 SRB の分離方式
Fig. 4 SRB separation system

作動順序	構造概要	作動概要
作動前 (飛しよう中)	① GG ② ピストン ③ シヤピン A ④ ロックキー ⑤ 内部ピストン ⑥ シヤピン B ⑦ シヤピン C SRB-3 側 ロケット本体側	⑤: 4 か所 (シリンダ部円周に 4 等分配置) で⑥と⑦の相対位置を固定
作動開始	SRB-3 側 ロケット本体側	①: 着火 (燃焼ガス圧発生) ↓ ②: ロケット本体側へ移動 ↓ ③: 破断 ↓ ④: ロケット本体側へ移動 ↓ ⑤: ②の内側へ引っ込む
作動中 (分離中)	SRB-3 側 ロケット本体側	⑥: ①燃焼ガス圧によって SRB-3 側へ移動
作動後 (分離後)	SRB-3 側 ロケット本体側	⑥: ストロークエンドに達する ↓ ④: SRB-3 側へ移動 ↓ ⑦: 破断 ↓ ロケット本体と SRB-3 の結合を解除

(注) 図中の符号①～⑦は、すべて同一内容を示す。

第 5 図 分離スラスタ構造および作動概要
Fig. 5 Separation thruster designs and release process

5.1 高圧環境下における GG の燃焼特性

分離スラストで使用する GG は、短時間に高圧のガスを発生させる必要がある。GG 燃焼時にスラスト内部に生じる圧力は、従来主装薬の適用圧力範囲を超過しており、主装薬の燃速パラメータが変動する領域であると考えられる。そのため、その特性を確認しておく必要があった。

高圧領域における燃速データの取得試験を実施し、主装薬は設計領域内において燃速パラメータが変化するというデータを得た。そのため、設計では安定燃焼の可否に注意する必要がある。

5.2 機構部の作動特性

分離スラストは新規品であることから、開発の早い段階で試作試験モデルを製造し、結合保持、結合解除、投棄機能を実証し、技術成熟度を向上させる必要があった。そのため、GG を駆動力源として分離スラストを作動させ、予

測どおりの内圧、分離荷重、分離速度が得られることを確認する試験を実施した。

試験の結果、試験値と設計予測値は同様の傾向がみられ、かつ、予測値が試験値を分離荷重最大値で 5%程度下回る程度の良い結果を得た。今後は、フライトに向けた出力調整などを実施し、より完成度の高い分離スラストへと仕上げていく所存である。

6. 結 言

H3ロケットおよび SRB-3 の概要と、SRB-3 で導入した要素技術（詳細設計フェーズでの中間状況）を述べた。今後は、実機大の地上燃焼試験や分離試験などの大規模試験の実施が控えている。確実に開発を進め、2019 年度の開発完了を目指す。