



## The Development of the H2A204 Type and the Successful Maiden Flight

前村 孝志\*<sup>1</sup>  
Takashi Maemura

森 健\*<sup>2</sup>  
Takeshi Mori

二村 幸基\*<sup>3</sup>  
Koki Nimura

奈良 登喜雄\*<sup>4</sup>  
Tokio Nara

堀川 純一\*<sup>5</sup>  
Junichi Horikawa

### 1. はじめに

H-IIA ロケットは、約 4 トンの衛星を静止遷移軌道 (GTO) に打上げる能力を持つ我が国を代表する 2 段式ロケットであるが、さらに大型化する衛星の打上げ需要へ対応するため、従来 2 基搭載していた固体ロケットブースタ (SRB-A) を 4 基搭載した H2A204 型の開発を行ってきた。この新規形態を H-IIA のファミリーに加えることにより、GTO へ約 6 トンの衛星を打上げることが可能である (図 1)。

H2A204 型開発は平成 13 年度後半から開始した。

途中 6 号機事故による中断を経たものの、開発は順調に進み平成 18 年 10 月から初号機機体による種子島射場での全段射点総合点検を実施し、平成 18 年 12 月 18 日に H2A204 型初号機打上げに成功した。

本報告では、この H2A204 型の開発内容と初号機打上げ結果を紹介する。

### 2. H2A204 型の開発

H2A204 型は、前述のごとく SRB-A を従来の 2 本から 4 本に増やすことにより GTO への打上げ能力を約 6 トンまで向上させた形態であり、以下に SRB-A

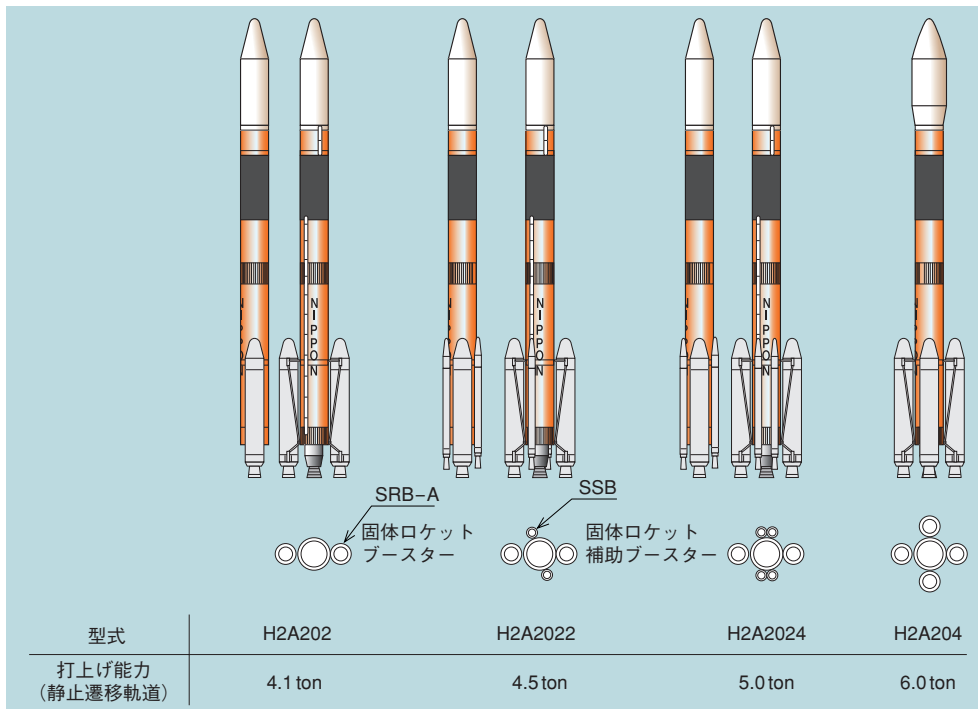


図 1 H-IIA ロケットのファミリー  
H-IIA ロケットのファミリーを構成する各形態を示す。

\*<sup>1</sup> 名古屋航空宇宙システム製作所所長室技師長  
\*<sup>2</sup> 名古屋航空宇宙システム製作所宇宙機器技術部長  
\*<sup>3</sup> 名古屋航空宇宙システム製作所宇宙機器技術部長

\*<sup>4</sup> 名古屋航空宇宙システム製作所宇宙機器技術部主席  
\*<sup>5</sup> 名古屋航空宇宙システム製作所宇宙機器技術部計画課主席

を2本増加させるために実施した主な改修内容を示す。

(1) 4本のSRB-Aを装着する第1段コア機体の構造体の改修

- 液体水素タンク：SRB-A取付部追加，タンク板厚増加の補強を実施した。
- エンジン部：SRB-A取付部追加（図2），板厚増加の補強を実施した。

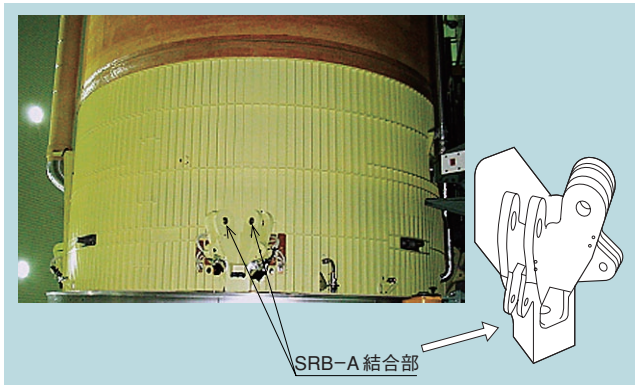


図2 1段エンジン部外観  
エンジン部全体と変更したSRB-A結合金具部形状を示す。

(2) 4本のSRB-Aを装着することにより厳しくなる飛行環境への対策

- SRB-Aからのブルームによる加熱環境：ブルーム加熱環境を数値流体力学（CFD）を用いて評価した（解析例を図3に示す。本評価手法は，8，9号機フライトデータにより検証した）。上記により予測した加熱環境に対して，機体後端周りの耐熱対策を実施した。
- リフトオフ時音響：SRB-A追加により増加するリフトオフ時音響を低減させるため，噴流中への注

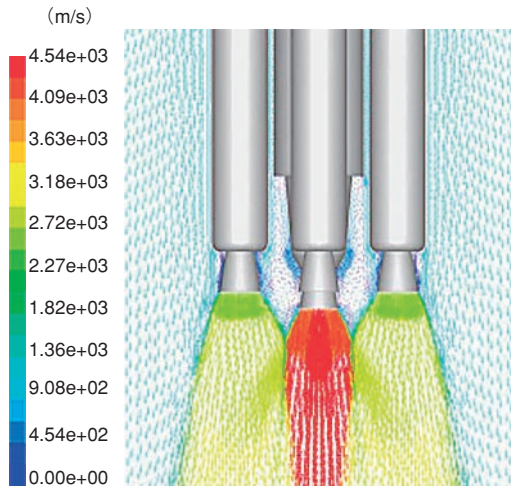


図3 SRB-Aからのブルーム解析結果例  
CFDによる流れ解析結果の一例を示す。



図4 音響低減用冷却水設備  
追加した冷却水設備の作動状況を示す。

水量を増加させる冷却水設備を追加した（図4）。

(3) 機体の設計条件となる飛行中動圧及び機軸方向加速度を従来のSRB-A 2本の形態と同等レベルに抑え込むためのSRB-A 推力パターン最適化

- SRB-A 推力レベルを約70%に抑えた推力パターンをH2A204対応用として開発したが，この推力パターンのSRB-AはH2A204型に先立って6号機事故対策のSRB-A改良型に採用され7号機以降に既に適用されている。

(4) SRB-A 4本装着に伴う地上設備の改修

- 機体支持装置を上方退避型に変更：従来はコア機体の中央部をアンピリカルマストから支持する機体支持装置は発射直後に下方に退避する方式であったが，真下に装着されるSRB-Aとのクリアランスにさらに余裕を持たすために上方退避型へ変更した（作動試験の状況を図5に示す）。

上記の変更箇所については，各サブシステムでの開発試験にて妥当性の検証を実施した。さらに平成18年10月から初号機機体による射場での全段射点総合点検を実施し，機体/地上設備全体がH2A204型としての機能を正常に果たすことを検証し，この開発成果が妥当であることを確認した。

### 3. 初号機打上げ成功

H2A204型初号機打上げは，6号機事故により当初計画より約2年遅れることとなったが，平成18年12

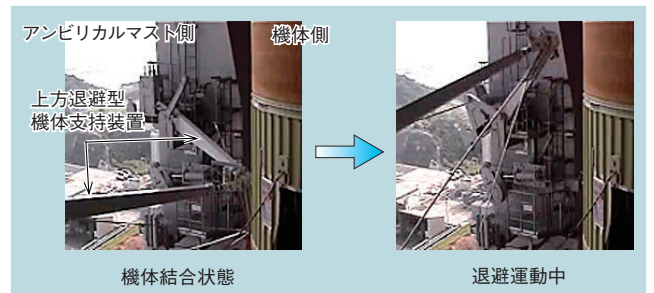


図5 上方退避型機体支持装置  
上方退避型機体支持装置の作動状況を示す。

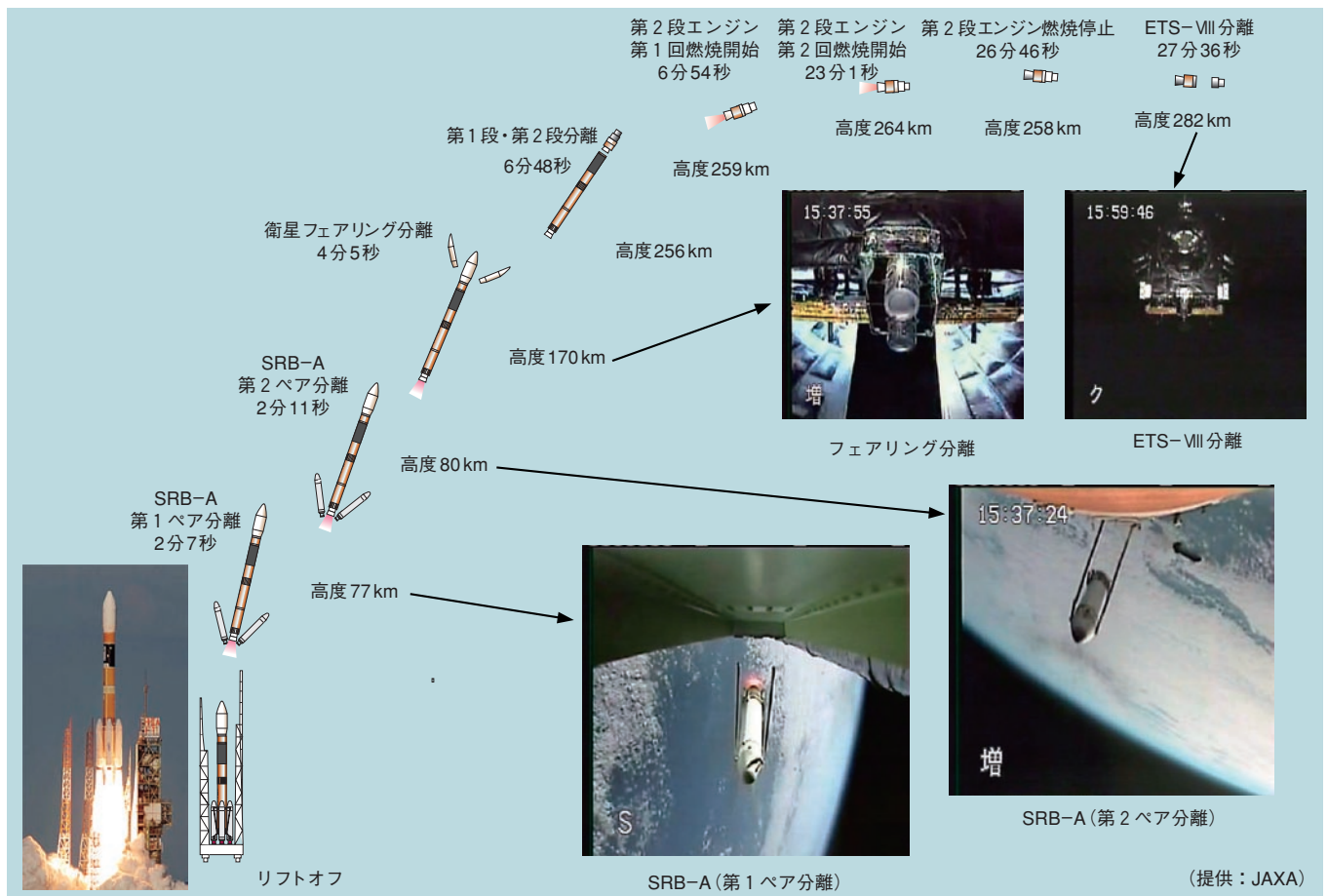


図6 11号機打上げ結果 (飛行シーケンス)  
 11号機打上げ時の飛行シーケンスと主なイベントの写真を示す。

表1 衛星 (ETS-VIII) 軌道投入結果

	計画値 (許容値)	飛行結果	誤差
遠地点高度 (km)	36156 (±180)	36177	+21
近地点高度 (km)	250 (±4)	250	±0
軌道傾斜角 (度)	28.500 (±0.02)	28.500	±0

(注) 飛行結果: 衛星 (ETS-VIII) の追跡データにより決定された軌道

月18日に種子島から打上げられ、衛星 (ETS-VIII: きく8号と命名) を所定の軌道 (GTO) へ投入することに成功した。打上げ時の飛行シーケンスを図6に示す。4本のSRB-A分離 (2本ずつ2回に分けて分離) を含め各飛行イベントは計画どおり実行されたことを送信されたテレメトリデータ及び搭載したカメラ映像にて確認できた。衛星投入軌道も表1に示すとおりほぼ計画値どおりの結果であり、H-IIAファミリーのひとつとして投入精度の高さを実証できた。軌道投入した衛星 (きく8号) も現在順調に飛行しており、大型アンテナ展開を完了し初期機能確認フェーズへ移行している。

#### 4. ま と め

このH2A204型の開発及び初号機打上げ成功により、衛星打上げ需要に対するH-IIAファミリーの対応範囲を広げることができた。今後H2A204型を含めたH-IIAファミリーの打上げ実績を積み重ねていくことにより、衛星顧客からの信頼を深め商業衛星受注促進につなげていきたい。



前村孝志



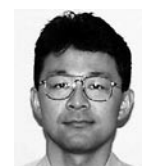
森健



二村幸基



奈良登喜雄



堀川純一