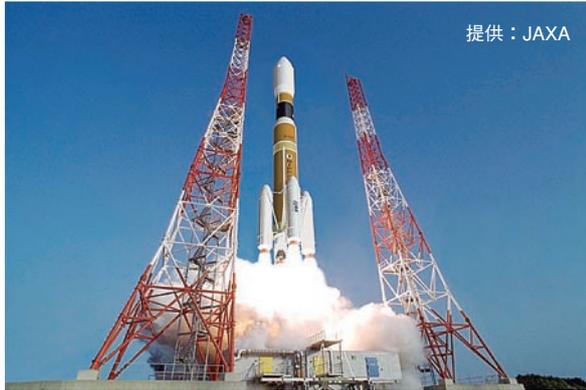


## 特集論文

## H-IIB ロケットの開発状況



## The Development Status of H-IIB Launch Vehicle

二村幸基\*<sup>1</sup>  
Koki Nimura

後藤智彦\*<sup>2</sup>  
Tomohiko Goto

近藤晋司\*<sup>3</sup>  
Shinji Kondo

穎川健二\*<sup>4</sup>  
Kenji Egawa

中村富久\*<sup>5</sup>  
Tomihisa Nakamura

有田誠\*<sup>6</sup>  
Makoto Arita

H-IIB ロケットは、国際宇宙ステーション計画において我が国の重要な役割である宇宙ステーション補給機（HTV）打上げに対応するとともに、H-IIA ロケット・ファミリーとしての打上げ能力の拡大、ロケット開発能力の維持や国際競争力を確保することを目的に、H-IIA 標準型を基本として開発を進めている我が国の基幹ロケットである。本報告では、開発が本格化している H-IIB ロケットの概要及び開発試験の状況について紹介する。

## 1. はじめに

H-IIB ロケットは、国際宇宙ステーション計画において我が国の重要な役割である宇宙ステーション補給機（HTV）打上げに対応するとともに、H-IIA ロケット・ファミリーとしての打上げ能力の拡大、ロケット開発能力の維持や国際競争力を確保することを目的に、H-IIA 標準型を基本として開発を進めている我が国の基幹ロケットである。H-IIB ロケットの開発は、平成 15 年度からシステム検討を開始、平成 19 年 7 月にはシステム詳細設計を完了し、現在はシステム開発仕様に基づく各開発試験、試験機 1 号機の製造を実施中である。本報告では、開発が本格化している H-IIB ロケットの概要及び開発試験の状況について紹介する。

## 2. H-IIB ロケットの概要

## 2.1 全般

H-IIB ロケットは、全長約 56 m（HTV 用フェアリング搭載時）、打上げ時の全備質量約 531 トン（ペイロード質量含まない）の 2 段式液体ロケットである。H-IIB ロケットの概観を図 1 に、主要諸元を表 1 に示す。H-IIB ロケットでは、第 1 段の直径を H-IIA ロケットの 4 m から 5.2 m に拡大、タンク長を 1 m 伸ばさせるとともに、第 1 段エンジン（LE-7A）を 1 基から 2 基にクラスタ化し、打上げ能力の向上を図っている。第 2 段を含め、構成機器は H-IIA ロケットと共通品もしくは改修品を採用することにより、ロケット機体の信頼性及び打上げ運用の効率性の維持・向上を図っ

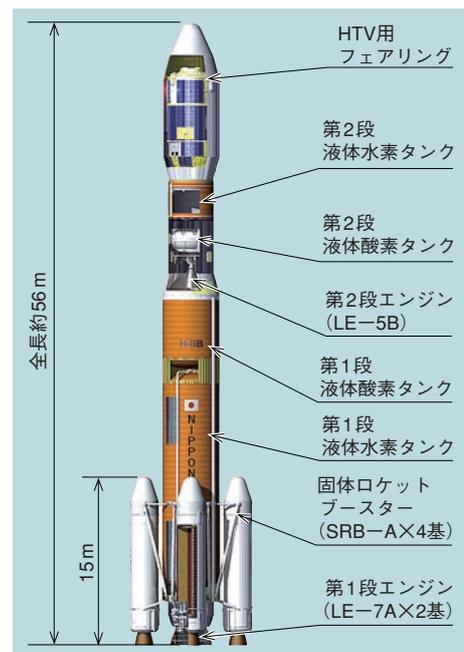


図 1 H-IIB ロケット概観

ている。

HTV 軌道（遠地点高度 300 km、近地点高度 200 km、軌道傾斜角 51.65 度）に 16.5 トン、静止トランスファ軌道（GTO：Geostationary Transfer Orbit）には 8 トン程度のペイロードを投入できる打上げ能力を有しており、GTO ミッションでは、2～4 トン級（衛星需要の約 50% を占めるクラス）の衛星 2 機同時打上げによるコスト競争力の確保をねらっている。

なお、H-IIB ロケットは、民間の主体性を重視し、

\*<sup>1</sup> 名古屋航空宇宙システム製作所宇宙機器技術部長

\*<sup>2</sup> 名古屋航空宇宙システム製作所宇宙機器技術部次長

\*<sup>3</sup> 名古屋航空宇宙システム製作所宇宙機器技術部計画課主席

\*<sup>4</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

\*<sup>5</sup> (独)宇宙航空研究開発機構宇宙輸送ミッション本部プロジェクト・マネージャ

\*<sup>6</sup> (独)宇宙航空研究開発機構宇宙輸送ミッション本部ファンクション・マネージャ

表1 H-IIB ロケット主要緒元

	H-IIBロケット	H-IIAロケット 204型(参考)	備考
全長 (m)	約56	約53	ペイロード質量含まず
全備質量 (t)	約531	約445	
第1段			真空中
タンク直径 (m)	5.2	4	
推進薬質量 (t)	約176	約100	
エンジン (基)	LE-7A×2	LE-7A×1	
推力 (t)	112(×2)	112	
比推力 (s)	440	440	
第2段			H-IIA/H-IIB共通
タンク直径 (m)	4	4	
推進薬質量 (t)	16.7	16.7	真空中
エンジン	LE-5B	LE-5B	
推力 (t)	14	14	
比推力 (s)	448	448	
SRB-A			H-IIA/H-IIB共通
推進薬質量 (t/本)	約66	約66	
装着基数 (本)	4	4	
フェアリング			
名称	5S-H型 (HTVミッション)	5S型/4S型	
直径 (m)	5.1	5.1/4	
長さ (m)	15	12/12	

新規技術による組立てを行っている。推進薬（燃料 LH<sub>2</sub>、酸化剤 LOX）タンク・ドームについては、我が国はこれまで一体成形技術を持たず、H-IIA ロケットでは世界で2社しかないメーカより海外調達していたが、H-IIB ロケットでは自律性の確保、品質・供給の安定化を図る観点から国産化し、当社広島製作所にて製造中である。また、溶接技術については、タンク径増大のために溶接部板厚が増加することに対応するため、摩擦撹拌接合（FSW）方式を採用した。FSWは継手特性、接合品質などが良く信頼性の向上につながるとともに、一部前処理が不要となるなど、実機コストの低減にもつながっている。図3及び図4に、摩擦撹拌接合（FSW）の概念図、及びFSWを適用して製造した世界初となる5.2mタンク（試験機用液体水素タンク）を示す。

第1段推進系設計としては、主エンジン（LE-7A）の2基クラスタ化を行うが、新規開発要素を最小化し、

(独)宇宙航空研究開発機構（JAXA）と当社との官民共同開発として開発を実施している。当社は、官民共同開発の枠組みとしてJAXAと基本協定を締結の上、開発プライム・メーカとしてシステム・インテグレーションを実施している（図2）。

2.2 第1段

第1段の機体構造はH-IIA ロケット設計を踏襲しているが、タンクについては、径の大型化に伴い、ドーム部を国産化し、また摩擦撹拌接合（FSW）という

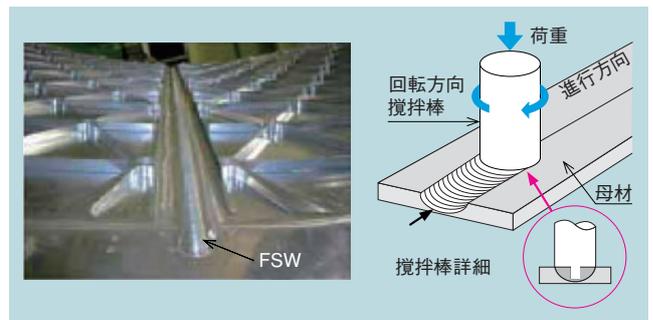


図3 摩擦撹拌接合（FSW）の概念図

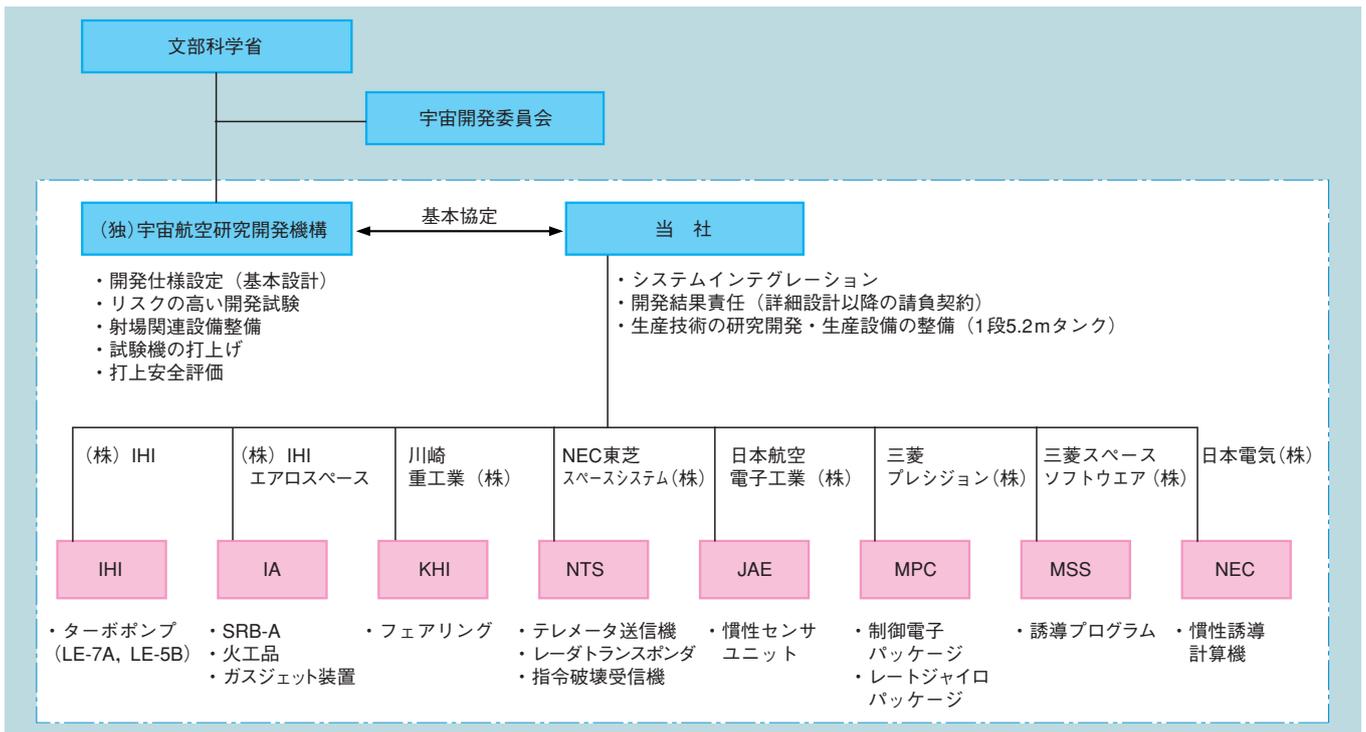


図2 H-IIB ロケット開発体制



図4 試験機用液体水素タンク(直径5.2m, 長さ19.4m)

部品レベルでH-IIA ロケットとの共通化を図ることでクラスタ化に伴う開発リスクを減らすとともに、推進薬供給配管やベローズなどの大物部品をH-IIA ロケットと共通化、モジュラー設計の概念を取り入れることにより、H-IIA ロケットとの製造上の互換性を可能にしている。第1段推進系システムの概要を図5に示す。

### 2.3 固体ロケット・ブースタ

固体ロケット・ブースタは、H-IIA ロケットと共通のSRB-Aを4本装着する。コア機体の直径が5.2mに変更されるが、分離機構はH-IIA ロケットと共通化している。

### 2.4 第2段

第2段は、H-IIA ロケットの第2段を適用するが、HTV用大型フェアリング(5S-H型)を使用するために飛行時荷重が増加することから、液体水素タンクのシリンダ部、前方/後方スカート外板部の板厚を増加させることで対応している。

## 2.5 アビオニクス系

アビオニクス・システムについても、低コスト/短期開発実現のため、H-IIA ロケットのアビオ機器を極力活用(適用/追加搭載/改修)する方針としている。

エンジン・クラスタ化に対応して、1段誘導制御計算機(GCC1)の制御回路の追加、搭載ソフトウェア(OBS)の改修を行う。また、制御電子パッケージ(E-PKG)、パワー・ディストリビューション・ボックス(PDB1)、アンビカル・コントローラ(UMC1)、データ収集装置(DAU1)を追加して対応している。

## 3. 開発試験と試験機の打上げ

### 3.1 機体開発試験

H-IIB ロケットの開発では、機体開発試験としてシステム基礎試験、各サブシステムの試作試験及び認定試験を行うとともに、システム試験として、厚肉タンク・ステージ燃焼試験(BFT)、実機型タンク・ステージ燃焼試験(CFT)などを行う。

システム基礎試験としては、平成18年度に遷音速/超音速風洞試験を完了し、並行して実施したCFD解析結果と合わせ、結果をシステム詳細設計に反映した。

構造系開発試験では、摩擦攪拌接合(FSW)及び、第1段タンク・ドームを国産化のための要素試験と工作試験を平成19年度までに完了し、第1段エンジン部、第1段液体酸素タンク、中央部、段間部アダプタ、第1段液体水素タンクの強度試験を実施中である。

推進系開発試験では、打上げ能力を最大に引き出すため、燃料・酸化剤を極力使い切ることを目標に、模型のタンクを用いた排液特性確認試験などを行うとともに、タグチ・メソッドを用いたタンク内残留推進薬

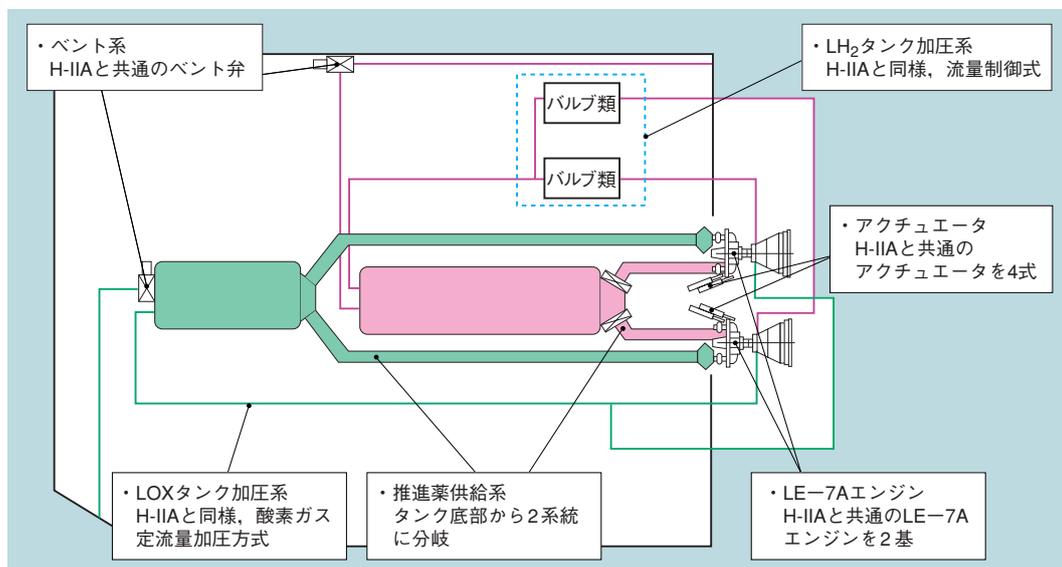


図5 第1段推進系システムの概要

量を極小化する最適化設計を実施した。

電気系開発試験では、機体形状に影響されるアンテナ・パターン特性取得試験を平成18年度に完了し、結果を機体仕様に反映した。1段誘導制御計算機(GCC1)、搭載ソフトウェア(OBS)、パワー・ディストリビューション・ボックス(PDB1)、データ収集装置(DAU1)の改修開発、及びシステム試験を計画どおり完了している。

### 3.2 厚肉タンク・ステージ燃焼試験(BFT)

H-IIB ロケット開発の最重要事項であり、我が国初の大型液体ロケットエンジンのクラスタ化にかかわる厚肉タンク・ステージ燃焼試験(BFT)を平成20年3月から8月の間に計8回行い、全ての試験を計画どおり完了した(図6、図7)。



図6 厚肉タンク・ステージ燃焼試験の様子(全景)

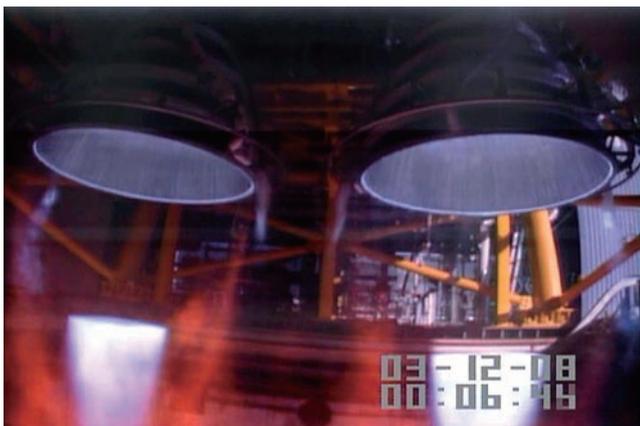


図7 厚肉タンク・ステージ燃焼試験の様子(エンジン2基)

BFTは、耐圧性能の高いステンレス製の厚肉タンクに実機と同一設計のエンジン部を組み合わせ、LE-7Aエンジンを2基取り付けて燃焼試験を行うもので、2基のエンジンの始動、停止のタイミングの確立/安定した燃焼の実証、極低温推進薬の充填、打上げ模擬オペレーションの確認などに係る技術データ

を、良好に取得した。

なお、より確実な開発計画とするため、基本的な性能確認のための試験に加え、各種パラメータのばらつきを最大に想定した試験を実施しており、燃焼試験の実証レベルを向上させている。

### 3.3 地上総合システム試験(GTV)/実機型タンク・ステージ燃焼試験(CFT)から試験機の打上げへ

H-IIB ロケット開発の総仕上げとして、平成21年の初めから、種子島射場にて、実機型タンク・ステージ燃焼試験(CFT)及び地上総合システム試験(GTV)を実施する。

H-IIB ロケット開発では、これまでのH-II、H-IIAの開発の経験をいかし、試験機機体を用いてこれらの試験を実施する。CFTでは、射点で短/中秒時の燃焼試験を実施し、推進薬供給系開発の総仕上げを行う。その後、SRB-Aの実機を装着するなど、打上げ機体の形態に変更し、地上総合システム試験(GTV)として、機体/射点設備のインタフェース機能確認、射場整備作業手順の確立などを行う。

その後、必要に応じた開発試験結果の反映、整備作業を行った上で、ペイロード(HTV技術実証機)を搭載し、平成21年度夏期に試験機1号機の打上げに臨む予定である。

## 4. ま と め

H-IIB ロケットの概要と機体開発試験の内容について紹介した。H-IIB 開発の最大の山場の一つである厚肉タンク・ステージ燃焼試験を良好に完了した。引き続き平成21年度夏期の試験機打上げに向け、試験機用機体の製作、射場におけるCFT/GTVによる検証を確実に実施できるよう開発を推進していく。



二村幸基



後藤智彦



近藤晋司



穎川健二



中村富久



有田誠