



H-IIIBロケット2号機 解説資料

宇宙航空研究開発機構
三菱重工業株式会社

H-IIBロケット2号機の打上げ目的

●ミッション

宇宙ステーション補給機「こうのとり」2号機 (HTV2) を所定の軌道に投入する。

●打上げ予定日と打上げ時刻

打上げ予定日：平成23年1月20日(木)

打上げ時刻：15時29分頃(※1)

打上げ予備期間：平成23年1月21日(金)～平成23年2月28日(月)(※2)

※1：最新の国際宇宙ステーションの軌道により決定する。

※2：予備期間中の打上げ日および時刻については、国際宇宙ステーションの運用に係る国際調整により決定する。

●投入軌道

高度：200km／300km

軌道傾斜角：51.7度

周期：約90分

●試験機からの変更点

①フェアリングの改良開発

②段間部の白色耐熱塗料を削除(2号機以降は黒色に)

③第二段制御落下実験の実施に伴う、第二段の機体改修(タンク加圧用ヘリウム気蓄器追加、2段エンジン再着火信号回路遮断機能追加、搭載機器等の熱対策、制御落下シーケンスの追加等)



フェアリングの改良開発

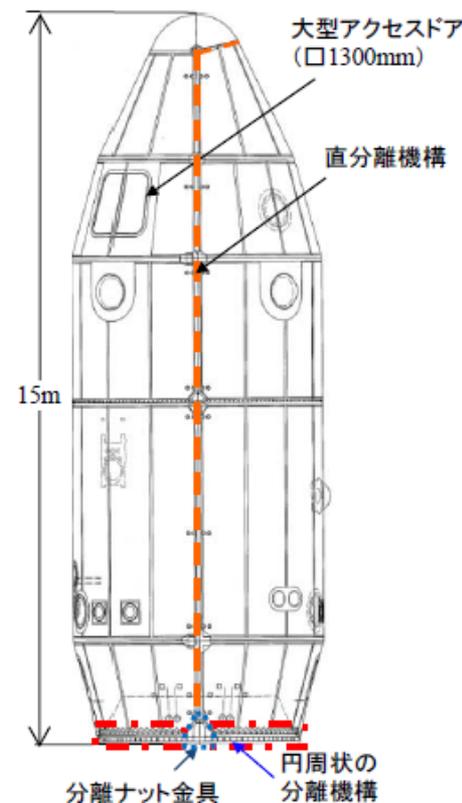
- ◆これまでで最大のペイロードである HTV に対応するために、H-IIA ロケットで用いているフェアリング (5S 型) を 3m 伸ばした HTV 用フェアリング (5S-H 型) を開発。
- ◆2号機改良開発においてフェアリング設計変更 (分離ボルトの形状変更、分離機構部の構造の最適化) を実施し、実機大の供試体による強度試験と分離試験を経て、分離機構の強度を再確認。



5S-H フェアリング
強度試験供試体



5S-H フェアリング
分離放てき試験
※写真は試験機打上げ前に
実施した分離試験の様子



H-IIB2号機打上げシーケンス

第1段・第2段分離



第1段エンジン停止指令



第2段エンジン推力
立ち上がり



第2段エンジン
停止指令



HTV2分離

フェアリング分離



SRB-A第2ペア分離



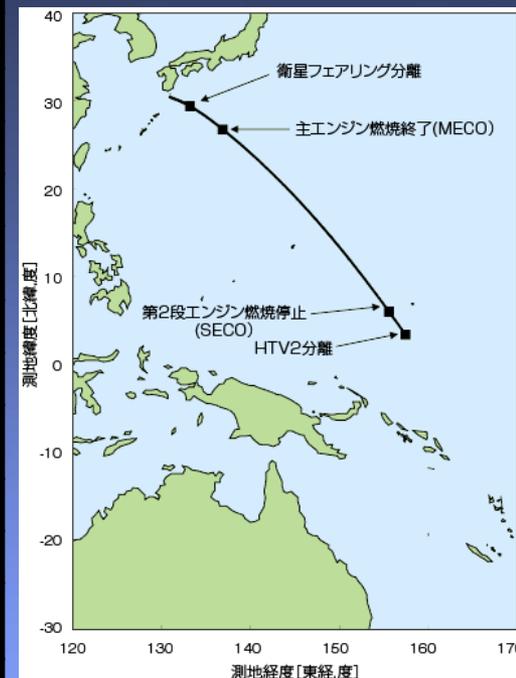
SRB-A第1ペア分離



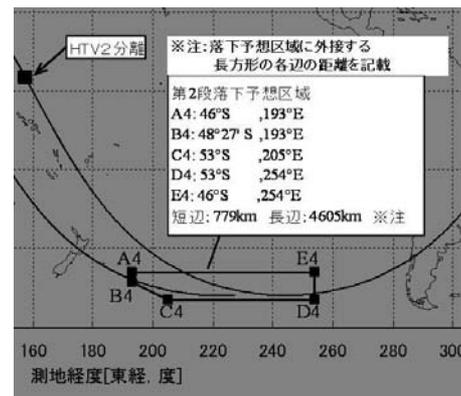
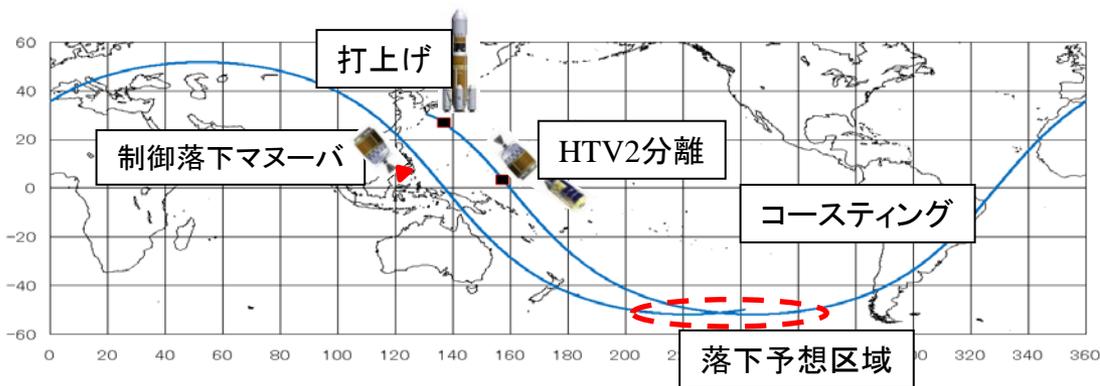
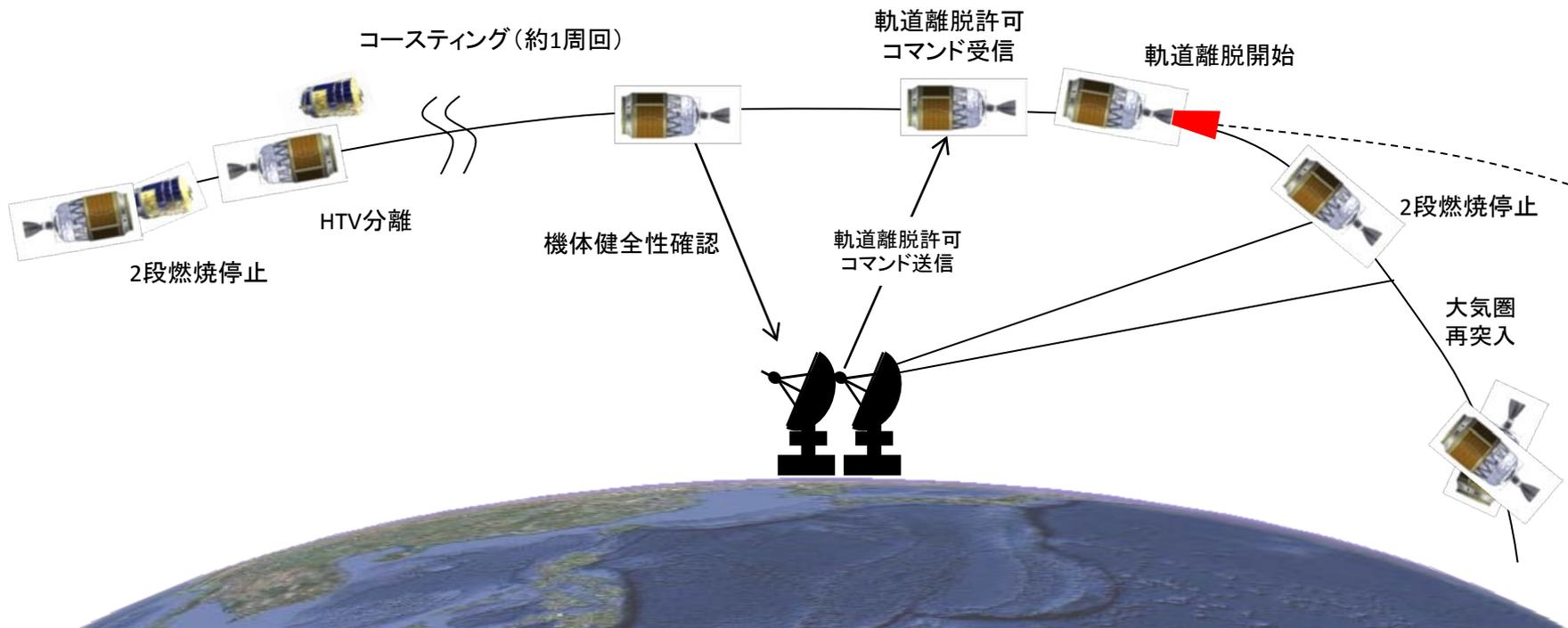
リフトオフ



| イベント | 経過時間 (計画値) | 距離 | 高度 |
|-------------------|---------------|----------|--------|
| リフトオフ | 0分 0秒 | 0 km | 0 km |
| SRB-A燃焼停止 | 1分 56秒 | 53 km | 54 km |
| SRB-A第1ペア分離 | 2分 6秒 | 66 km | 62 km |
| SRB-A第2ペア分離 | 2分 9秒 | 70 km | 65 km |
| フェアリング分離 | 3分 40秒 | 243 km | 122 km |
| 第1段エンジン燃焼停止 | 5分 47秒 | 706 km | 183 km |
| 第1段・第2段分離 | 5分 54秒 | 745 km | 189 km |
| 第2段エンジン始動 | 6分 1秒 | 781 km | 194 km |
| 第2段エンジン燃焼停止 | 14分 21秒 | 3,727 km | 289 km |
| HTV2分離 | 15分 11秒 | 4,081 km | 287 km |
| 以降、第2段制御落下実験として実施 | | | |
| 第2段エンジン第2回始動 | 1時間39分 5秒 | — | 307 km |
| 第2段エンジン第2回燃焼停止 | 1時間39分 58秒 | — | 305 km |



コントロールド・リエントリのシナリオ



- ◆主ミッション終了したのちに、地球1周回後、第2段エンジン第2回目の燃焼を行い、南太平洋上への制御落下実験を行う。
- ◆第2段ロケット制御落下実験の実施に伴い、第2段ロケット落下予想区域を担当する関係国(ニュージーランド及びチリ)当局へも、船舶及び航空機の航行安全確保のため打上げ情報を通報する。
- ◆この制御落下への取り組みはミッション終了後の第2段機体をより安全に処置することを目的とした技術開発の位置づけとしている。
- ◆HTVミッションが低軌道であり、主ミッションに影響を与えずに実施可能であることが確認できたことから、今後の定期的な打上げ機会を利用して、制御落下に関する技術蓄積に継続的に取り組む計画である。
- ◆基本的な考え方として、機体が健全で、落下推定点があらかじめ落下分散域内にあることが確認された場合のみ、制御落下させることとしている。
- ◆オンボードによる判断とせず、HTV分離後、地球1周回後の種子島局可視域にて機体の健全性を確認し、制御落下マヌーバ(減速のための逆噴射)の禁止を解除する許可コマンドを送信し、その後、制御落下マヌーバを実施し、南太平洋に落下させる。
- ◆軌道離脱の逆噴射は、第2段のLE-5Bエンジンのアイドルモード燃焼(ターボポンプを回転させず、ガス押しで推進薬を供給)により実施する。
- ◆機体健全性確認及び許可コマンドの送信などは、飛行安全業務の一環として実施する。

極低温点検の結果について

- ◆H-IIBロケットはまだ打上げ実績が少なくロンチウインドウも十分な余裕が無いことから、2号機打上げ前の平成22年12月16日(木)に極低温点検(F-O)を実施することとした。
- ◆極低温点検は、設計や製造品質が十分に安定するまでのロケットに対し、打上げ当日のカウントダウン作業前の未確認事項を最小限にするため、以下の項目を確認することを目的するものであり、種子島宇宙センターにて実施し、良好な結果を得られた。

- ① 打上げコンフィギュレーション(一部除く)を用いたカウントダウン作業の手順／作業性の確認
- ② 機体／射点設備組み合わせでの機能性能の確認

主要確認結果

添付資料

| No | 項目 | 確認項目 | 確認結果 |
|----|-----------------------------------|---|--|
| 1 | 機体と射点設備を組合せた状態での打上げまでの作業性および手順の確認 | ロケットを実際の打上げ時と同様に射点に移動し、機体と射点設備を組み合わせた状態で打上げに向けた作業を進め、手順を確認するとともに、ロケット及び設備の機能・データに異常が無いことを確認する。主要確認項目は以下の通り。 ①推進薬自動充填機能 ②常温・極低温ヘリウム気蓄器高圧漏洩点検 ③極低温下でのバルブ作動確認 | 機体と射点設備を組み合わせた状態で、実際の打上げ時と同様に作業を進め、エンジン点火前までの手順を確認し所期の目的を達成できた。主要確認項目・内容は以下の通り。 ①推進薬自動充填機能 良好に充填できることを確認した。 ②常温・極低温ヘリウム気蓄器高圧漏洩点検 気蓄器の圧力降下量が規定値以下であることを確認した。 ③極低温下でのバルブ作動確認 バルブ作動が良好であることを確認した。 ④自動カウントダウンシーケンス 設定した2回の試験を良好に実施した。 ・第1回模擬打上時刻 8:30 ・第2回模擬打上時刻 10:43 |
| 2 | 機体と射点設備とのインタフェース確認 | ④自動カウントダウンシーケンス (第1段エンジン点火直前までのシーケンスおよび自動緊急停止項目の確認) | |
| 3 | 機体と射場設備とのインタフェース確認 | ①射場設備との電波リンク確認。 ②第2段制御落下実験に関する射場設備とのインタフェース確認。 | ①機体と射場設備との電波リンクが良好であることを確認した。 ②射場設備とのインタフェースが良好であることを確認した。 |



平成22年12月16日に実施した
H-IIB2号機 極低温点検の様子

打上げスケジュール(HTV)

| H18 | H19 | H20 | H21 | H22 | H23 | H24 | H25 | H26 | H27 |
|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|
| '06 | '07 | '08 | '09 | '10 | '11 | '12 | '13 | '14 | '15 |

H-IIB(HTV) 打上げ

試験機



H21~27の間、HTVを年1機、計7機打ち上げる

HTV技術実証機



「きぼう」打上げスケジュール(参考)

▲「きぼう」運用・利用開始



1便目(1J/A)



「きぼう」船内保管室

2便目(1J)



「きぼう」船内実験室

3便目(2J/A)



船外実験プラットフォーム・船外パレット

略語集

| | | |
|-------|--|----------------|
| HTV | H-II Transfer Vehicle | 宇宙ステーション補給機 |
| SRB-A | Solid Rocket Booster | 固体ロケットブースタ |
| FSW | Friction Stir Welding | 摩擦攪拌接合 |
| TIG | Tungsten Inert Gas (Welding Method) | TIG溶接 |
| EMC | Electromagnetic Compatibility | 電磁適合性 |
| PDR | Preliminary Design Review | 基本設計審査 |
| CDR | Critical Design Review | 詳細設計審査 |
| PQR | Post Qualification Review | 開発完了審査 |
| BFT | Battleship Firing Test | 厚肉タンクステージ燃焼試験 |
| CFT | Captive Firing Test | 実機型タンクステージ燃焼試験 |
| GTV | Ground Test Vehicle | 地上総合試験 |
| SFA2 | No2 Spacecraft and Fairing Assembly Building | 第2衛星フェアリング組立棟 |
| LP2 | Launch pad No.2 | 第2射点 |
| VAB | Vehicle Assembly Building | 大型ロケット組立棟 |
| ML | Mobile Launcher | 移動発射台 |
| LOX | Liquid Oxygen | 液体酸素 |
| LH2 | Liquid Hydrogen | 液体水素 |
| OTP | Oxidizer Turbopump | 液体酸素ターボポンプ |
| L/V | Launch Vehicle | 衛星打上げ用ロケット |

■宇宙輸送システムに係る国家政策

H-IIBロケットは、H-IIAロケットとともに「我が国が必要な時に、独自に宇宙空間に必要な人工衛星等を輸送する能力を保持し、世界最高水準の基幹ロケットを確立・維持し、自律的な宇宙輸送システムを確立する。」として、政府により国家基幹技術として、重点的に推進する基幹ロケットと位置付けられている。

■H-IIBロケット開発の目的

- ◆ 国際宇宙ステーションへの輸送手段としての宇宙ステーション補給機(HTV)打上げ
- ◆ H-IIAロケットも合わせ多様な打上げ能力に対応することによる国際競争力の確保



JAXAと三菱重工業(株)が共同で開発

■開発方針

- ◆ H-IIAロケットで培った技術を最大限活用
- ◆ 低コスト、低リスク、短期間での開発



■開発経緯

- (1) 平成8年8月:「計画調整部会調査審議結果」(宇宙開発委員会)
宇宙ステーション補給システム(HTV)及び3トン級静止衛星の打ち上げ能力を持つ試験機(H-IIA増強型)の開発に着手。
- (2) 平成14年6月:「今後の宇宙開発利用に関する取組みの基本について」(総合科学技術会議)
「我が国の宇宙開発利用の目標と方向性」(宇宙開発委員会)
H-IIA標準型以上の能力を持つ輸送系(H-IIA増強型)を開発する場合には、H-IIA標準型を基本に民間に主体性を持たせた官民共同開発を行う。
- (3) 平成15年4月:「H-IIA民営化作業チーム最終報告」(文部科学省研究開発局)
開発の進め方として、民間を主体とした開発プロセスを採用することとした。また、開発後の役割分担については、H-IIAロケット民間移管後の役割分担に準拠。
- (4) 平成15年8月:「H-IIAロケット輸送能力向上に係る評価結果」
(宇宙開発委員会計画・評価部会)
HTVの設計進捗によりHTV軌道への打上げ能力要求が当初の15トンから16.5トンと変更されたこと及び打上げサービス事業の競争力強化として民間の要求(静止トランスファー軌道へ8トン程度)を満足する形態のトレードオフを実施。H-IIA増強型からH-IIAロケット能力向上型への形態変更(右図)で開発を進めることは適切と判断。
- (5) 平成17年9月:民間の主体性を重視した官民共同開発の枠組みについて、宇宙航空研究開発機構と三菱重工業(株)との間で基本協定を締結。



(参考)H-IIBロケットの概要

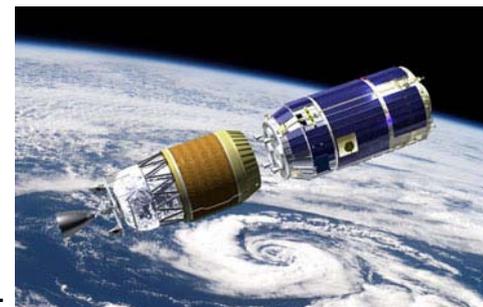
■H-IIAロケットの技術を活用し、官民双方のニーズを満たす大型ロケット。

◆ 官のニーズ： 宇宙ステーション補給機(HTV)の打上げに対応

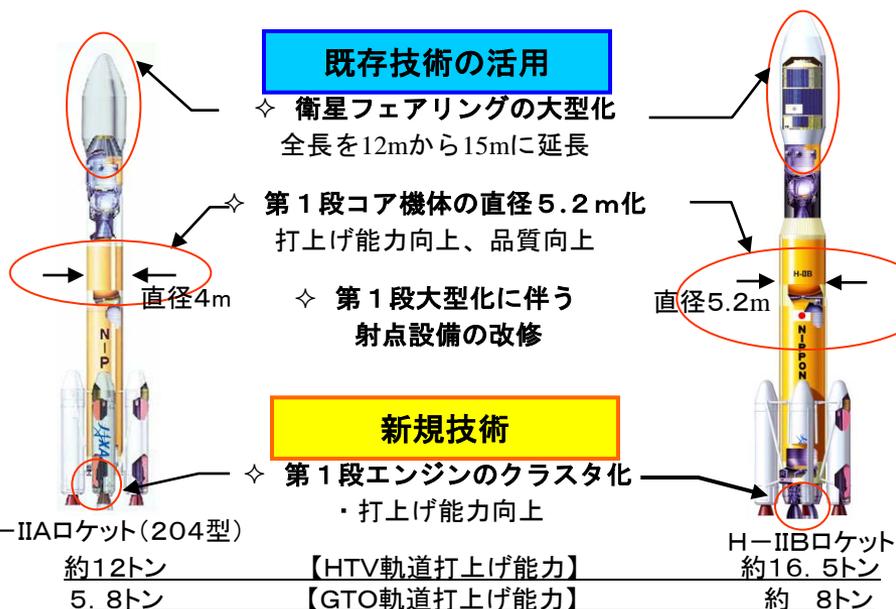
- 国際宇宙ステーション(日本実験棟「きぼう」を含む)への物資輸送
- 国際約束で分担している国際宇宙ステーションへの補給義務の履行
- 2009年から2015年に毎年1機を打上げ(計7機)

◆ 民のニーズ： 国際競争力の確保

- 静止トランスファー軌道へ投入する衛星6トン超級の衛星需要への対応
- 中型衛星の2機同時打上げによる打上げ価格の低減



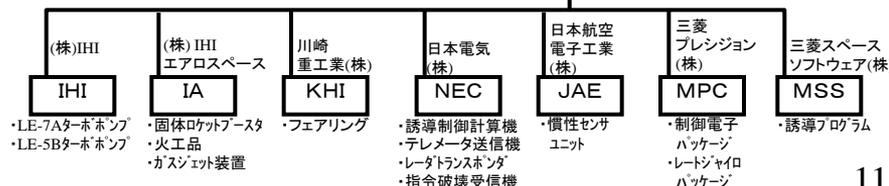
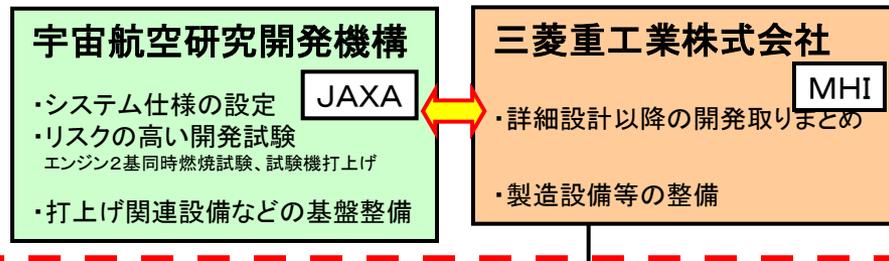
宇宙ステーション補給機「こうのとり」(HTV)



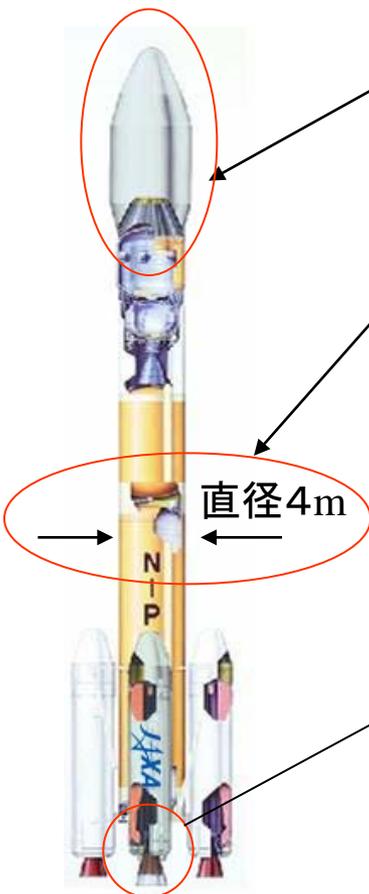
注)HTV軌道： 300×200kmの楕円軌道

【開発体制】

合同チームによる開発計画・システム仕様の策定



(参考)H-IIAからの主要変更点



H-IIAロケット204型

◇衛星フェアリングの大型化

- ・HTVを搭載するため、直径は変えず、全長を12mから15mに延長

◇第1段コア機体の直径5.2m化

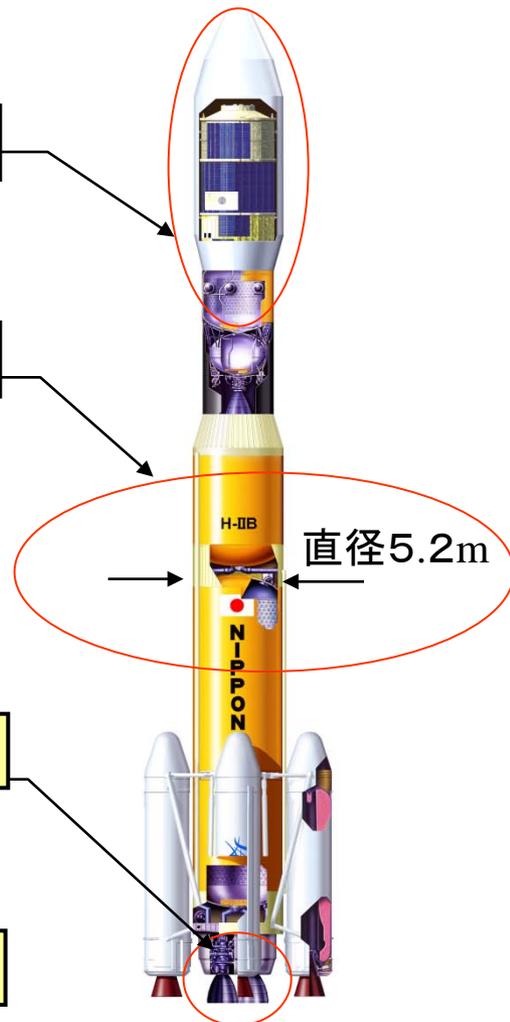
- ・打上げ能力向上のため推進薬量を1.7倍に
- ・品質・自在性向上のため、推進薬タンク前後のドーム部（鏡板）を海外調達から国産化
- ・品質向上のためタンクの溶接方式を摩擦攪拌接合方式（FSW）に変更（従来はTIG溶接）

◇第1段エンジン（LE-7A）のクラスタ化

- ・打上げ能力向上のため、エンジンを2基束ねることにより推進力を増強

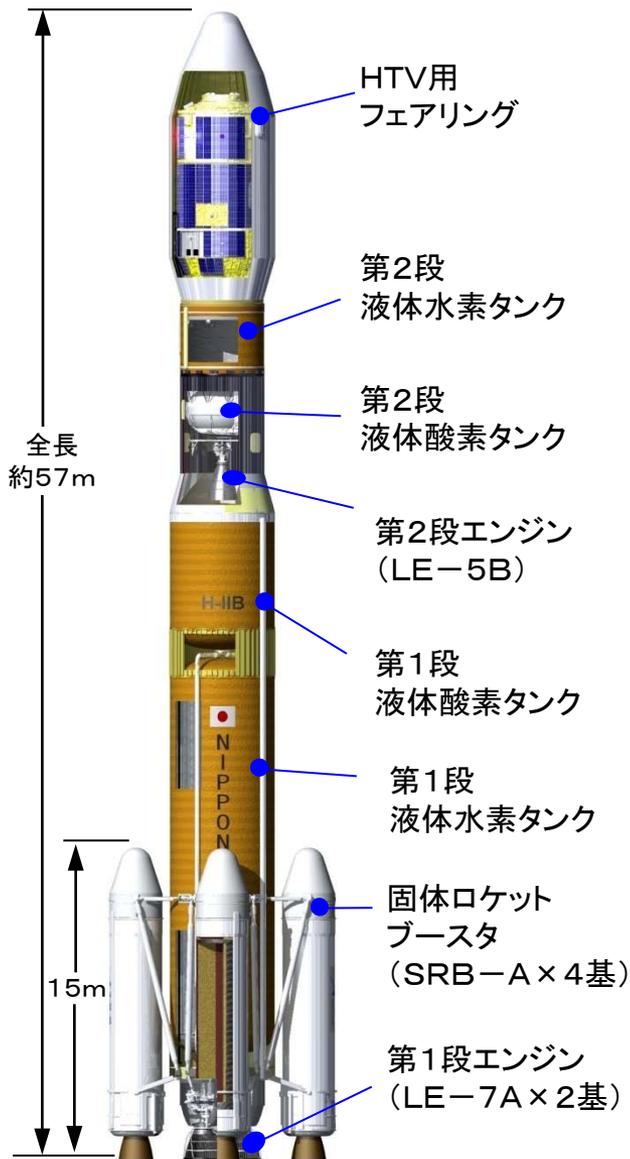
◇射点設備の改修

- ・機体の5.2m化、フェアリング大型化およびエンジンのクラスタ化に対応した改修



H-IIBロケット

(参考)H-IIBロケットの主要諸元



H-IIBロケット外観

| | H-IIBロケット | H-IIAロケット 204型(参考) | 備考 |
|--|--|--|----------------------|
| 全長 全備質量 | 約57m 約530 ^{トン} | 約53m 約445 ^{トン} | ペイロード 質量含まず |
| フェアリング 名称 直径 長さ | 5S-H型 5.1m 15m | 5S型/4S型 5.1m/4m 12m/12m | |
| 第2段 タンク直径 推進薬質量 エンジン 推力 比推力 | 4m 16.7 ^{トン} LE-5B 137KN 448秒 | 4m 16.7 ^{トン} LE-5B 137KN 448秒 | H-IIA/B 共通 真空中 |
| 第1段 タンク直径 推進薬質量 エンジン 推力 比推力 | 5.2m 約176 ^{トン} LE-7A x 2基 1098KN x 2 440秒 | 4m 約100 ^{トン} LE-7A x 1基 1098KN 440秒 | 真空中 |
| SRB-A 推進薬質量 装着基数 | 約66 ^{トン} /基 4基 | 約66 ^{トン} /基 4基 | H-IIA/B 共通 |

(参考) H-IIB試験機の打上げ

- 平成21年9月11日(金)2時01分46秒(日本標準時)に、種子島宇宙センター吉信射点から、H-IIBロケット試験機を打上げ
- H-IIBロケット試験機は、予定されていた飛行経路を順調に飛行し、リフトオフから約15分10秒後に宇宙ステーション補給機(HTV)技術実証機を所定の軌道へ投入
- 初号機の打上げ成功率は7割以下であることから、試験機で実用ミッションを担ったロケットは海外でも稀であり、H-IIB試験機打上げは快挙といえる
- 予定の日時に遅れることなく打上げに成功したのは、日本の主力ロケット初号機としては初の実績

H-IIB試験機打上げ前日の大型ロケット発射場 第2射点への機体移動の様子と打上げ時の写真



(参考)H-IIB試験機の飛行結果

第1段・第2段分離



第1段エンジン停止指令



第2段エンジン推力
立ち上がり



第2段エンジン
停止指令



HTV分離

フェアリング分離

SRB-A第2ペア分離

SRB-A第1ペア分離

リフトオフ

| イベント | 経過時間 | |
|--------------------|---------|---------|
| | 実測値(速報) | 予測値 |
| リフトオフ | 0分 0秒 | 0分 0秒 |
| SRB-A(※1)燃焼終了 | 1分 50秒 | 1分 49秒 |
| SRB-A第1ペア分離 | 2分 5秒 | 2分 4秒 |
| SRB-A第2ペア分離 | 2分 8秒 | 2分 7秒 |
| 衛星フェアリング分離 | 3分 42秒 | 3分 37秒 |
| 第1段主エンジン燃焼停止(MECO) | 5分 47秒 | 5分 44秒 |
| 第1段・第2段分離 | 5分 56秒 | 5分 52秒 |
| 第2段エンジン燃焼開始(SEIG) | 6分 3秒 | 5分 59秒 |
| 第2段エンジン燃焼停止(SECO) | 14分 19秒 | 14分 16秒 |
| HTV技術実証機分離 | 15分 10秒 | 15分 6秒 |

| 投入軌道 | 計画値 | 軌道投入誤差 | 実測値(※2、※3) |
|-------|----------|---------|------------|
| 遠地点高度 | 300.0 km | ± 2 km | 299.9 km |
| 近地点高度 | 200.0 km | ± 10 km | 199.8 km |
| 軌道傾斜角 | 51.67度 | ±0.15度 | 51.69度 |

(※1)固体ロケットブースタ

(※2)HTV技術実証機が取得したデータから決定した軌道

(※3)高度は地球の赤道半径6378kmを基準とした。

