

H-IIBロケット3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



➤ ミッション

宇宙ステーション補給機「こうのとり」3号機 (HTV3) 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24年7月21日（土）

打上げ時刻：11時18分頃（※1）

打上げ予備期間：平成24年7月22日（日）～平成24年8月31日（金）（※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。

➤ 打上げ実施場所

発射場：種子島宇宙センター 大型ロケット発射場 吉信第2射点

追跡局：小笠原追跡所、内之浦宇宙空間観測所、グアムダウンレンジ局

➤ 2号機から3号機への継承点、変更点

①H-IIB3号機においても、第2段機体の制御落下を再現性も含むデータ取得のために実験として実施する。（詳細はP.4～P.5を参照）

②H-IIB3号機から原則として極低温点検を削除することを決定。（P.6を参照）

③H-IIAロケットで開発し、H-IIBロケットでも使用しているアビオニクス機器の内部で使用している部品が枯渇したことを受け、搭載品の再開発を実施。H-IIB3号機から適用する。（詳細はP.7を参照）

④H-IIB2号機打上げの際に確認されたSRB-Aの分離事象に関して、対策を検討し、FLSC-IIホルダ設計変更を実施。（詳細はP.8を参照）



H-IIB3号機の飛行計画

事象	打上後経過時間			距離 km	高度 km	慣性速度 km/s
	時	分	秒			
(1) リフトオフ	0	0	0	0	0	0.4
(2) 固体ロケットブースタ 燃焼終了*	1	54		51	53	1.9
(3) 固体ロケットブースタ第1ペア 分離**	2	4		64	61	1.9
(4) 固体ロケットブースタ第2ペア 分離**	2	7		68	63	1.9
(5) 衛星フェアリング分離	3	40		245	120	2.9
(6) 第1段主エンジン燃焼停止 (MECO)	5	47		707	184	5.6
(7) 第1段・第2段分離	5	54		746	189	5.6
(8) 第2段エンジン始動 (SEIG)	6	1		781	194	5.6
(9) 第2段エンジン燃焼停止 (SECO)	14	20		3725	289	7.7
(10) 「こうのとりのとり」3号機 分離	15	11		4080	287	7.7
(11) 第2段エンジン第2回始動(SEIG2i)***	1	39	5	—	307	7.7
(12) 第2段エンジン第2回燃焼停止(SECO2)	1	39	58	—	305	7.6

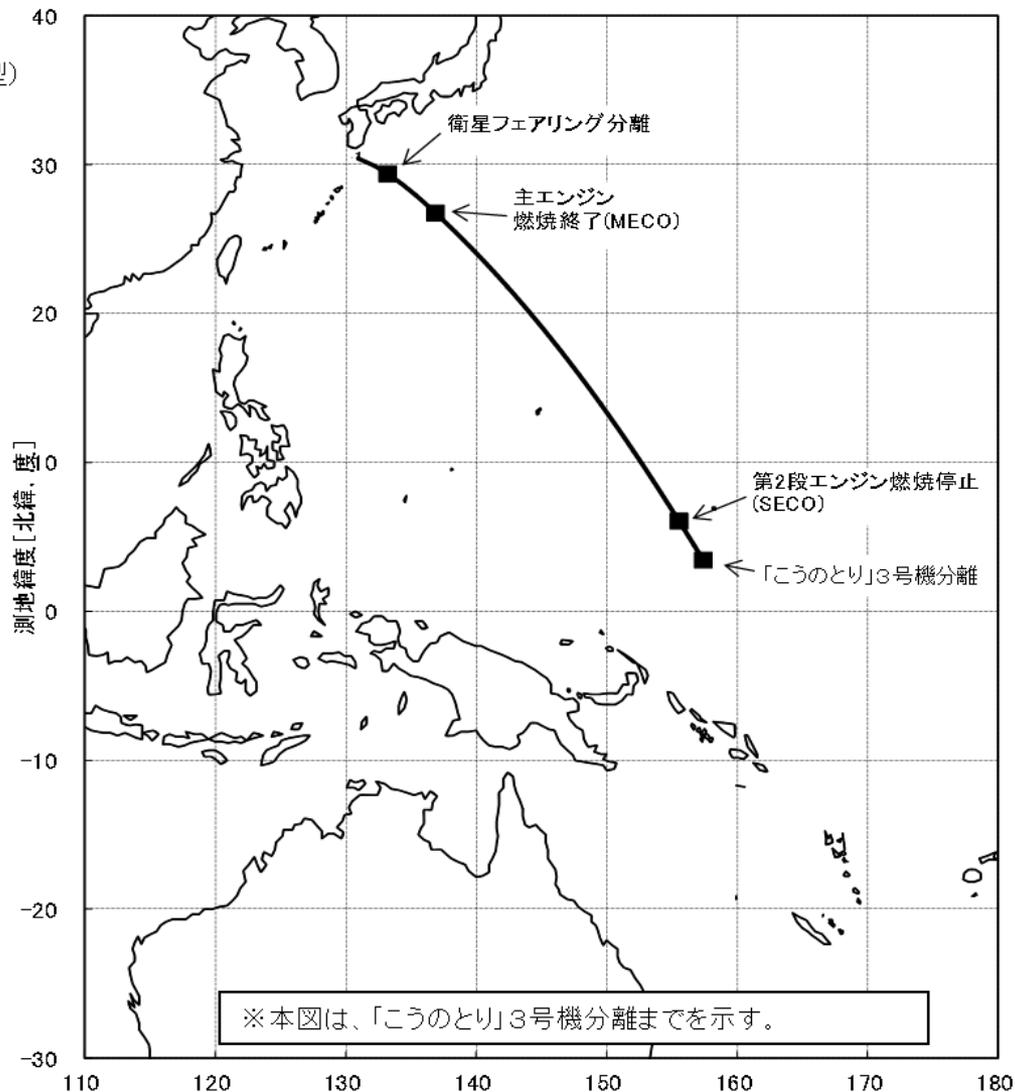
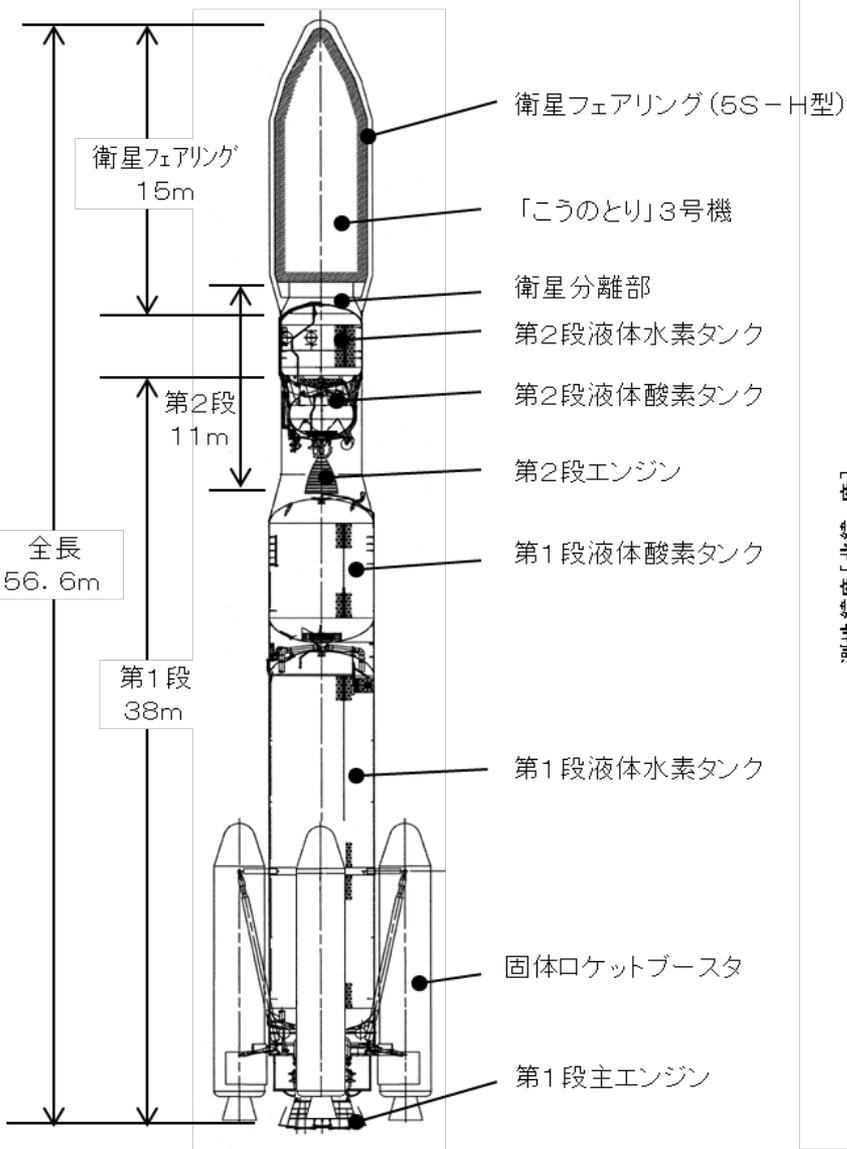
*) 燃焼圧最大値2%時点

**) スラスト・ストラット切断時点

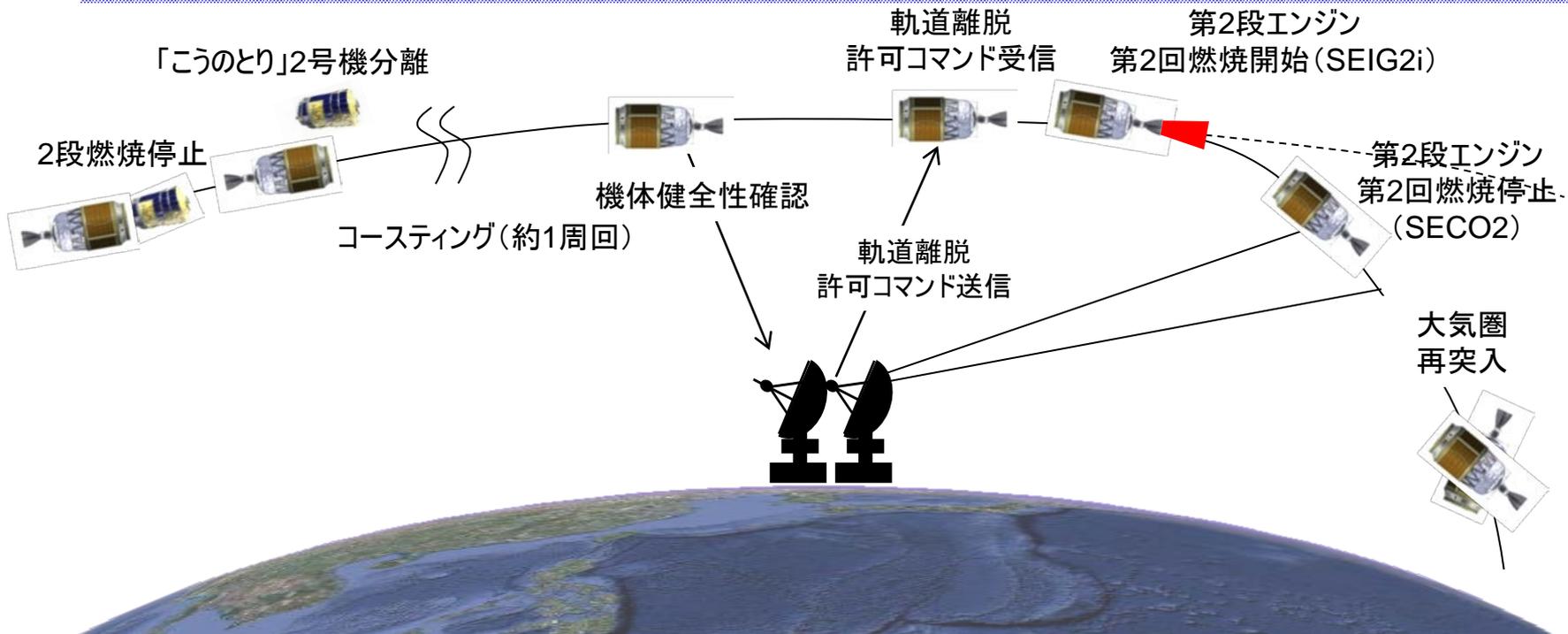
***) アイドルモード燃焼開始

H-IIB3号機は、打上げ後まもなく機体のピッチ面を方位角108.5度へ向けた後、所定の飛行計画に従って太平洋上を飛行する。その後、固体ロケットブースタ、衛星フェアリング、第1段を分離する。引き続き、第2段エンジンの燃焼後に所定の軌道上で「こうのとりのとり」3号機を分離し、この後主ミッション終了後のロケット第2段機体について、南太平洋上へ制御落下実験を行う。

H-IIB3号機の飛行経路



第2段機体 制御落下実験について



2号機における第2段制御落下実験の結果と世界のロケット上段制御落下の実施状況

イベント	経過時間	
	実測値(速報)	予測値
第2段エンジン第2回燃焼開始 (SEIG2i)	1時間39分 9秒	1時間39分 4秒
第2段エンジン第2回燃焼停止 (SECO2)	1時間40分 10秒	1時間40分 4秒

ロケット	実施状況
ARIANE 5 (ATVミッションのみ)	平成20年3月、平成23年2月に低軌道ミッション(ATV)にて実施。今後ATVミッションでは定常的に実施される予定。
DELTA 4	平成18年12月 太陽同期軌道ミッションにて実験的に実施。これ以降、他のミッションでは制御落下は行われていない。

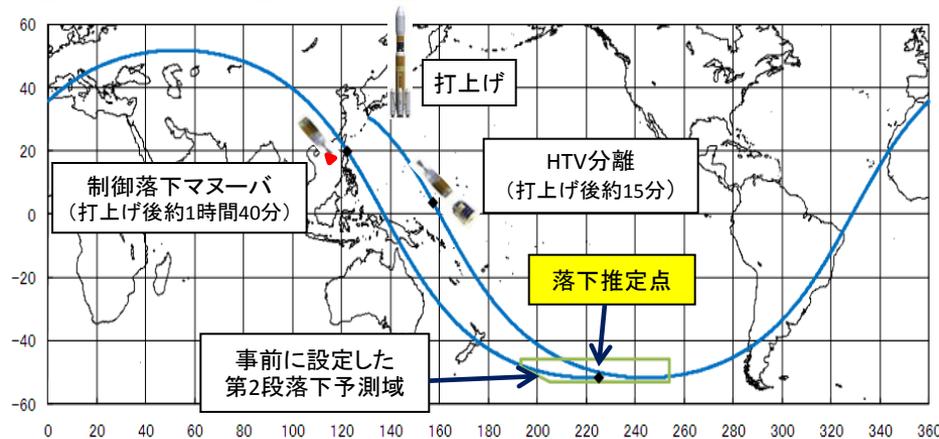


図 第2段制御落下実験概要

- ◆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段機体の制御落下実験の実施に伴い、ロケット第2段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、2号機に続き、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、HTV3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-2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。

極低温点検の省略

- ◆極低温点検(F-O)とは、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、フライト機体を用い、推進薬充填状況で機体と射点設備からなるシステムの健全性および他系とのインタフェース確認を行う作業。
- ◆H-IIB2号機では種子島宇宙センターにて実施した極低温点検結果を下記の通り公表。
- ◆H-IIB開発において極低温環境下でのデータ取得及びインタフェース確認を行うと共に、H-IIB試験1号機／2号機で安定した打上げ基盤が構築できたため、H-IIB3号機以降は原則として極低温実験は実施しないこととした。
- ◆H-IIAロケットでは極低温点検は12号機まで実施していた。打上げの積み重ねにより、手順が十分に確立されたことから、13号機以降はF-Oを省略している。

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。
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
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段階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。



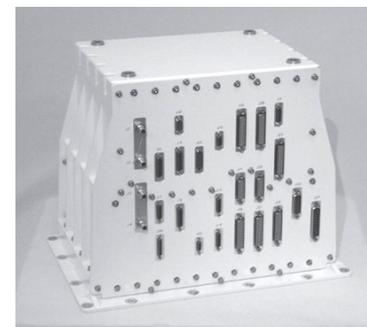
平成22年12月16日に実施した
H-IIB2号機 極低温点検の様子

- ◆H-II B3号機で新たに搭載する新型の誘導制御計算機(GCC)と慣性センサユニット(IMU)について、計算機ボードを共通仕様として再開発を効率的に実施した。
- ◆基幹部品である中央演算処理装置(MPU)にはJAXAが開発し設計技術を保有している宇宙機用MPUを採用することで、市場の部品供給途絶(枯渇)の影響で大規模再開発が必要になる懸念をなくした。
- ◆H-II B3号機では、JAXA情報・計算工学センター(JEDIセンター)が開発した、高信頼性のリアルタイムOS(RTOS: Real Time Operating System)を初搭載することとした。RTOSは、新型の誘導制御計算機(GCC)と慣性センサユニット(IMU)等で宇宙用のマイクロプロセッサHR5000の上で動作するOSである。
- ◆このRTOSは、 μ iTRON4.0に準拠し、TOPPERSプロジェクトの一つとして名古屋大学大学院情報科学研究科組込みシステム研究室(高田・富山研究室)とJAXAが共同で開発したもので、一つのソフトウェアに障害があっても、他のソフトウェアに影響が波及しないようにする仕組みを持ち、宇宙機システム全体の信頼性向上に寄与できる機能を有する。

【主な再開発アビオニクス機器】

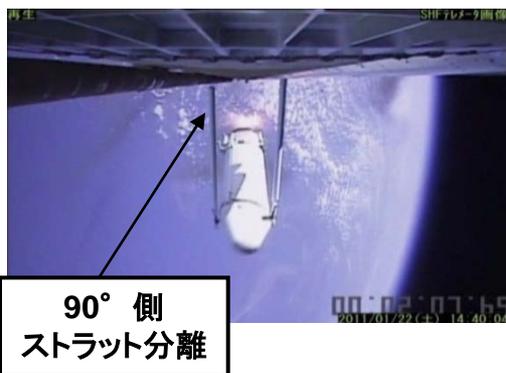
搭載位置	機器名称
第2段	第2段誘導制御計算機
	慣性センサユニット
	第2段電動アクチュエータコントローラ
第1段	第1段誘導制御計算機
その他	データ収集装置、テレメータ送信機、搭載カメラ、搭載ソフトウェア

【新型の誘導制御計算機(GCC)の外観】

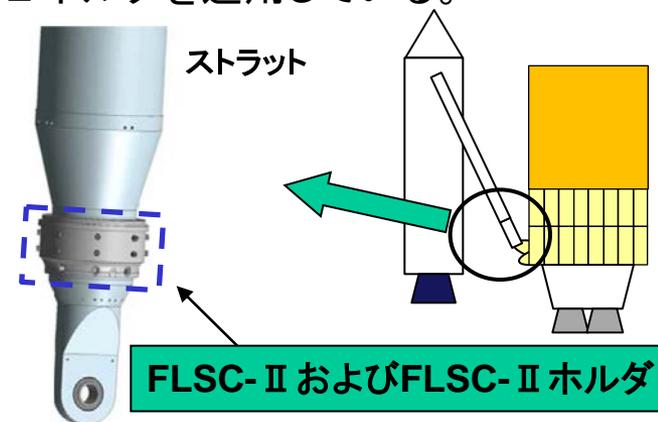
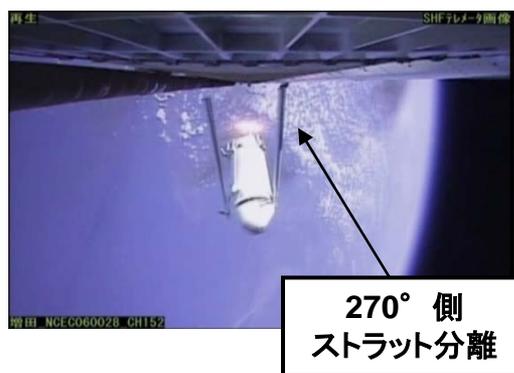


～平成23年5月11日宇宙開発委員会報告資料より～

- (1) H-II Bロケット2号機の打上げ(平成23年1月22日)において、SRB-Aの第1ペア分離時に、左右のストラットの分離のタイミングに差が見られ、機体にロール/ヨーの回転運動が見られた(但し、これらの外乱は小さく、ミッションには影響がなかった)。
- (2) 原因究明の結果、H-II Bロケット特有の導爆線(CDF)の艀装仕様として、冗長性を考慮した2本の長さが異なり、ストラットを分離するV型成型爆破線(FLSC-II)が片側から起爆されたことを起因として、分離部分でこじりを生じたため、片方のストラットが抜けにくくなったものと特定した。
- (3) 分離機構については、H-II Aロケットも共通仕様であることから、本事象の影響について検討した結果、H-II AではCDF長さが同じで通常では類似事象は生じないが、冗長性の考え方から、片側起爆の考慮が必要であり、H-II Aロケットに向けての対策も必要と判断した。
- (4) このため、分離部分でこじりを生じないように分離機構(FLSC-IIホルダ)の設計変更を行い、平成23年6月に領収試験を兼ねた確認試験を実施し、設計の妥当性を確認した。
- (5) 以上により、H-II Aロケット19号機以降、設計変更したFLSC-IIホルダを適用している。



約0.45秒
遅れを生
じた



H-IIB 3号機の作業進捗状況



第1段起立



第2段起立



島内機体輸送
(H24.3.17 完了)



機体公開
(H24.3.8 実施)



3号機のフェアリング(上)と
1段コア機体(左)

第1段・第2段結合
(H24.3.18 完了)



SRB-A結合
(H24.3.24 完了)



作業再開
(H24.5.21~)

上部衛星フェアリング収納
(7月上旬 予定)



2号機の写真です

衛星フェアリング搭載
(7月上旬 予定)



2号機の
写真です

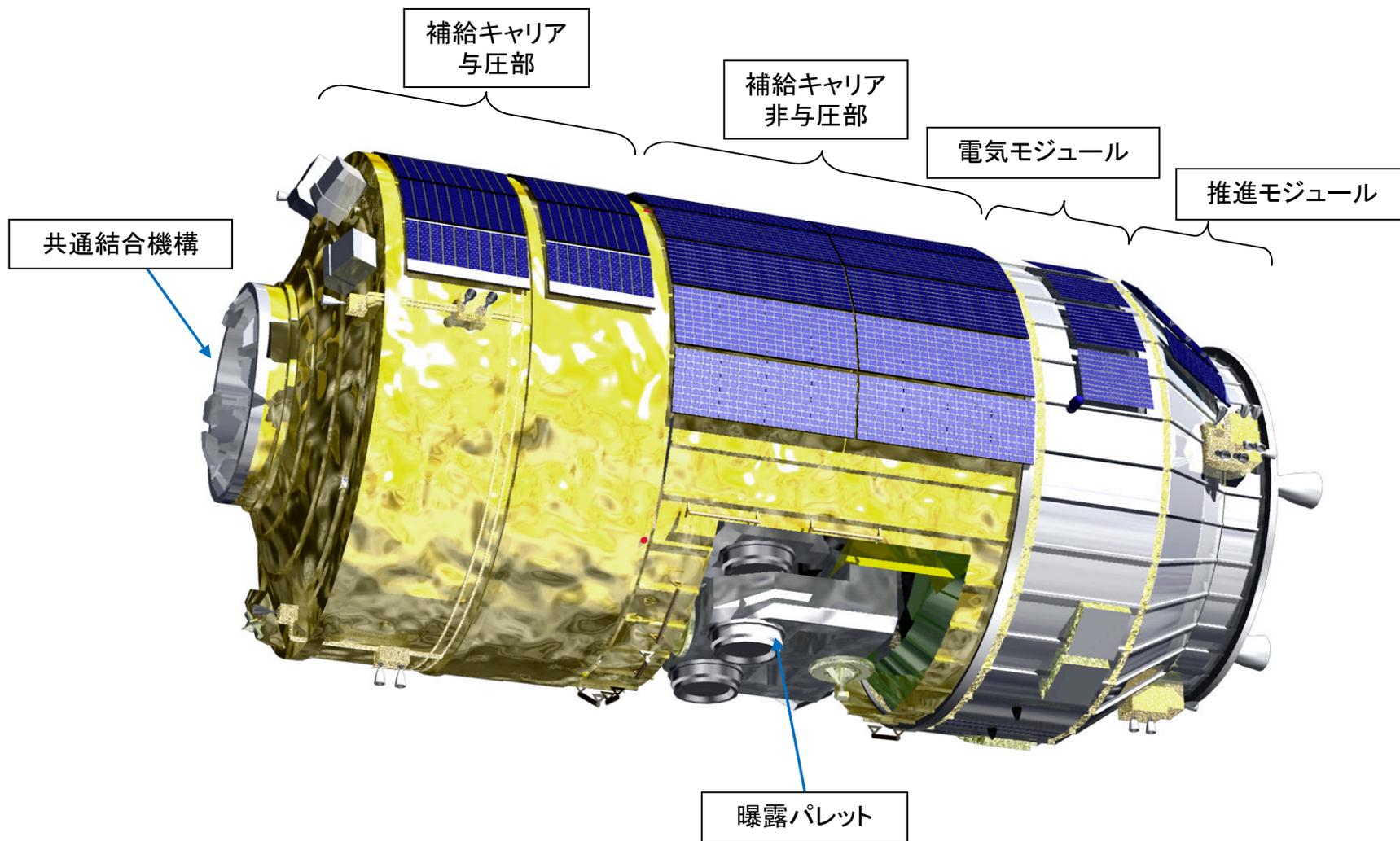


最終機能点検
(7月上旬 予定)

発射整備作業

HTV3について

宇宙ステーション補給機「こうのとり」3号機 (HTV3) の外観図





日本のISS計画とHTV打上げスケジュール



H20	H21	H22	H23	H24	H25	H26
H27 2008	2009	2010	2011	2012	2013	2014

「きぼう」組立

ISS6人運用体制開始(H21年5月~)

シャトル退役(平成23年7月)

1便目 (1J/A) H20.3.11
 2便目(1J) 6.1
 3便目(2J/A) H21.7.16

HTV1号機 H21.9.11

HTV2号機 H23.1.22

HTV3号機 H24.7.21(予定)



宇宙ステーション補給機(HTV): H21年~H28年の間、年1機程度、計7機打上げ

・船内保管室

・船内実験室
・ロボットアーム

・船外実験プラットフォーム
・船外パレット

「きぼう」運用・利用



土井飛行士 1J/A搭乗 (任務完了)
星出飛行士 1J搭乗 (任務完了)

若田飛行士 長期滞在(2J/A組立) (任務完了) (H21.3~H21.7)

野口飛行士 長期滞在中 (任務完了) (H21.12~H22.6)

古川飛行士 長期滞在(任務完了) (H23.6~H23.11)

星出飛行士 長期滞在(予定) (H24年7月から約4カ月間)

若田飛行士 長期滞在(予定) (日本人初のISSコマンドーとしてH25年の年末から約6カ月間)



山崎飛行士 シャトル19Aミッション搭乗 (任務完了) (H22.4)

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

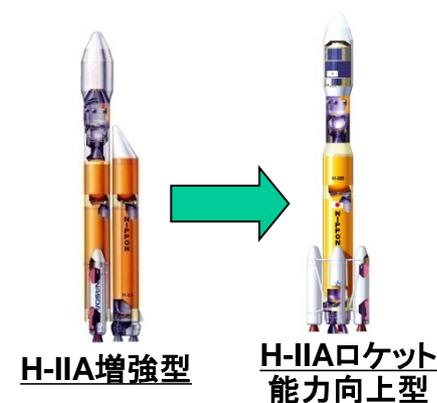
■開発方針

- ◆ 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。



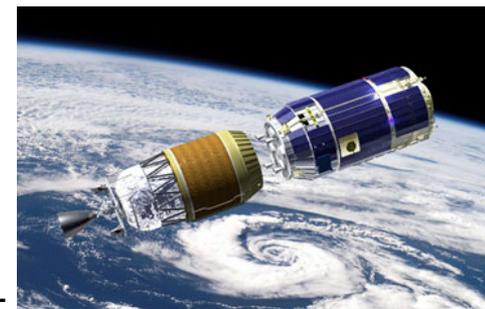
■H-IIAロケットの技術を活用し、官民双方のニーズを満たす大型ロケット。

◆ 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)

既存技術の活用

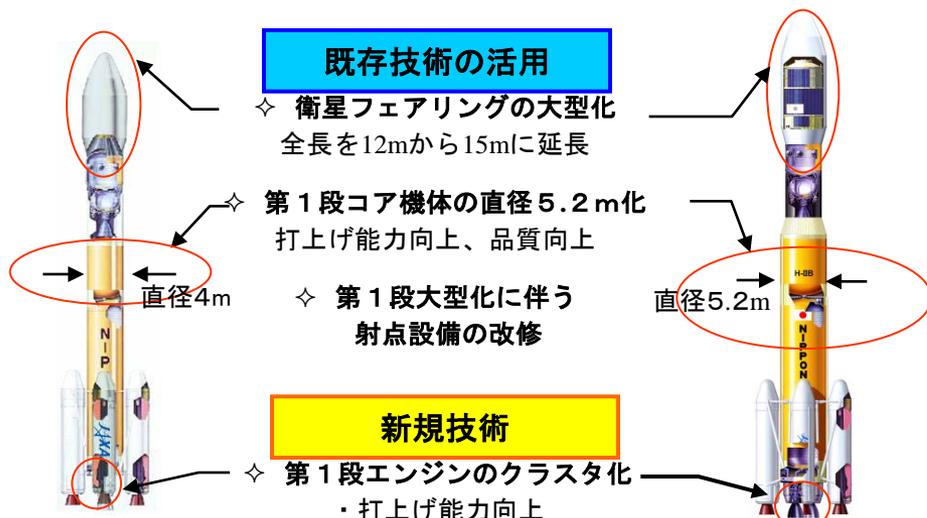
◇ 衛星フェアリングの大型化
全長を12mから15mに延長

◇ 第1段コア機体の直径5.2m化
打上げ能力向上、品質向上

◇ 第1段大型化に伴う
射点設備の改修

新規技術

◇ 第1段エンジンのクラスタ化
・打上げ能力向上



【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

宇宙航空研究開発機構

- ・システム仕様の設定
- ・リスクの高い開発試験
エンジン2基同時燃焼試験、試験機打上げ
- ・打上げ関連設備などの基盤整備

三菱重工業株式会社

- ・詳細設計以降の開発取りまとめ
- ・製造設備等の整備



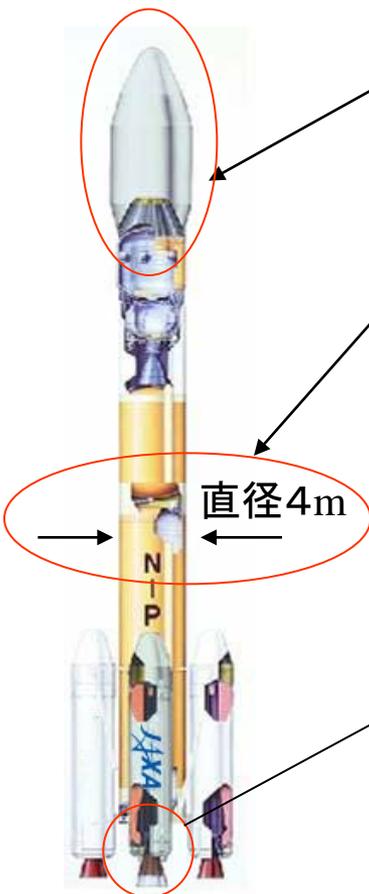
H-IIAロケット(204型)
約12トン
5.8トン

【HTV軌道打上げ能力】
【GTO軌道打上げ能力】

H-IIBロケット
約16.5トン
約8トン

注)HTV軌道： 300×200kmの楕円軌道

(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

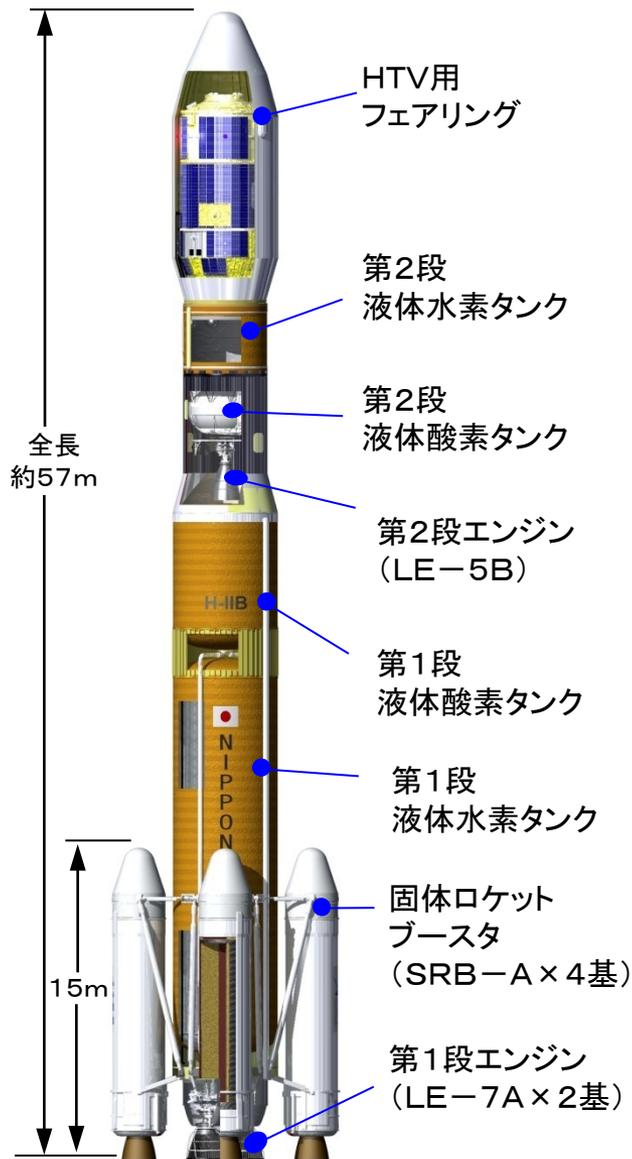
◇射点設備の改修

- ・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



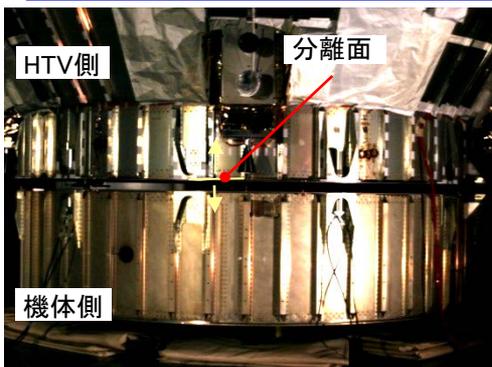
H-IIBロケット外観

	H-IIBロケット	H-IIAロケット 204型(参考)	備考
全長 全備質量	56.6m 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

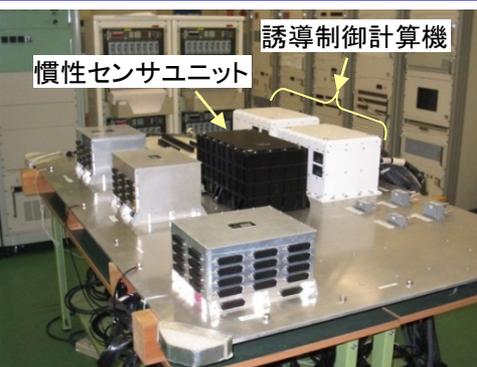
(参考) H-IIBロケット開発過程

	平成16年度	平成17年度	平成18年度	平成19年度	平成20年度	平成21年度
■主要マイルストン		▲ 開発移行前審査	▲ PDR	▲ CDR#1	▲ CDR#2	▲ CDR#3
					▲ PQR#1	◆ 試験機打上げ ▲ PQR#2
■システム設計	システム設計		基本設計		維持設計	
■コア機体開発			コア機体開発試験			
■HTV用フェアリングの開発			厚肉タンクステージ燃焼試験	BFT	第1段実機型タンクステージ燃焼試験/ 地上総合試験	
■射点設備の改修			射点設備の改修		開発試験	
■試験機の製造				液流し試験	部品製作	構造組立/籐装
					CFT/GTV	L/O

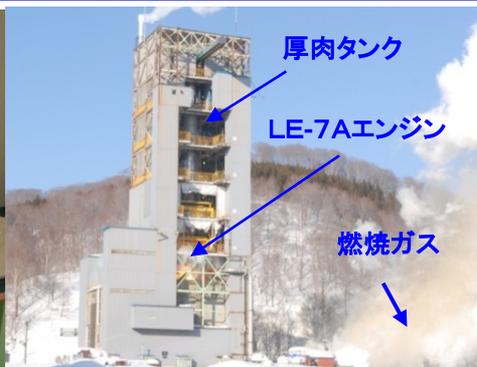
PDR : 基本設計審査
 CDR : 詳細設計審査
 PQR : 開発完了審査
 BFT : 厚肉タンクステージ燃焼試験
 CFT : 第1段実機型タンクステージ燃焼試験
 GTV : 地上総合試験
 L/O : 発射整備作業



HTV分離部分離試験(分離直後の写真)



誘導制御系システム試験



厚肉タンクステージ燃焼試験



第1段実機型タンクステージ燃焼試験 18

(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第2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。



(参考) H-IIB2号機の打上げ

- 平成23年1月22日(土)14時37分57秒(日本標準時)に、種子島宇宙センター一吉信第2射点から、H-IIBロケット2号機を打上げ
- 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14秒後に宇宙ステーション補給機「こうのとり」2号機(HTV2)を所定の軌道へ投入
- 「こうのとり」2号機 軌道投入後、第2段機体の第2回目の燃焼を行い、計画通り制御落下実験が行われたことを確認し、世界で3番目となる先進技術を獲得
- スペースシャトルの退役後は、このH-IIBロケットによるHTV打ち上げが国際宇宙ステーションへの大型カーゴ物資輸送としては唯一の手段であり、国際貢献度を高く評価されている

H-IIB2号機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-IIB2号機の飛行結果

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



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



(※1)固体ロケットブースタ (燃烧室圧力が、最大燃焼圧力の10%となる時点)

(※2)「こうのとりの2号機(HTV2)」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。

イベント	経過時間	
	実測値	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 52秒	1分 50秒
SRB-A第1ペア分離	2分 8秒	2分 7秒
SRB-A第2ペア分離	2分 11秒	2分 10秒
衛星フェアリング分離	3分 45秒	3分 40秒
第1段主エンジン燃焼停止(MECO)	5分 51秒	5分 46秒
第1段・第2段分離	5分 59秒	5分 54秒
第2段エンジン燃焼開始(SEIG1)	6分 6秒	6分 1秒
第2段エンジン燃焼停止(SECO1)	14分 24秒	14分 15秒
「こうのとりの2号機(HTV2)」分離	15分 14秒	15分 5秒

投入軌道	実測値(※2、※3)	計画値
遠地点高度	300.2km	300.0 km
近地点高度	200.3km	200.0 km
軌道傾斜角	51.67度	51.67度

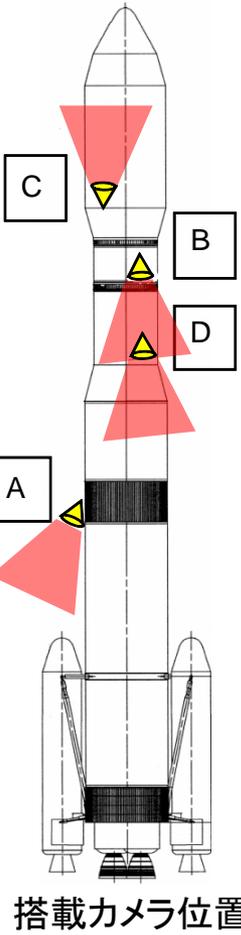
JAXA(参考) H-IIB2号機搭載カメラ撮影



- SRB-A第1ペア 分離
- SRB-A第2ペア 分離

- 第1段・第2段 分離

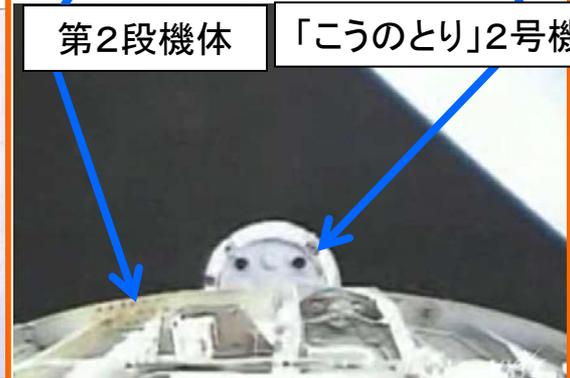
- フェアリング分離
- 「こうのとり」2号機の分離



カメラA, Bによる画像
(SRB-Aを上方から撮影)



カメラDによる画像
(段間部内を上方から撮影)



カメラCによる画像
(HTVの下方から撮影)