

H-IIB ロケット第2段による制御落下実験の成功

Successful Demonstration for Upper Stage Controlled Re-Entry Experiment
by H-IIB Launch Vehicle



高瀬 一生^{*1}
Kazuo Takase

坪井 正徳^{*2}
Masanori Tsuboi

森 茂^{*3}
Shigeru Mori

小林 清^{*4}
Kiyoshi Kobayashi

衛星を軌道投入した後のロケットから発生する宇宙ごみ(スペースデブリ)は、人工衛星などとの衝突や地上落下時の災害の危険性があり、宇宙空間を利用する国々の間で問題となっている。近年、スペースデブリと地上への落下災害リスクを低減するため、ミッション終了後のロケット上段を安全な海域に制御落下(コントロールドリエントリ)させる廃棄手段が世界で数例試行され始めている。我が国においてもH-IIB ロケット2号機にて、ロケット上段によるコントロールドリエントリの実証実験を行い、成功したため、この計画と飛行結果を紹介する。

1. はじめに

H-IIB ロケットは国際宇宙ステーション(ISS:International Space Station)に物資を輸送する宇宙ステーション補給機“こうのとり”(HTV:H-II Transfer Vehicle)を打上げるため、(独)宇宙航空研究開発機構(JAXA)と当社が共同開発したロケットである。H-IIB ロケットはH-IIA ロケット・ファミリーの中で最大の打上能力を有する形態であり、16.5トンのHTVを地球周回低軌道(ISS 遷移軌道)に投入することができる。H-IIB ロケットの構成を図1に示す。

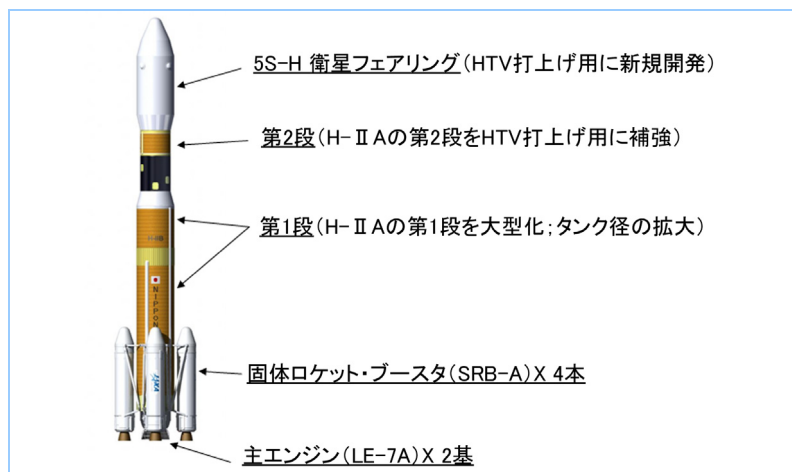


図1 H-IIB ロケットの構成

H-IIB の試験機1号機は2009年9月11日に種子島宇宙センターから打上げられ、HTV 技術実証機の軌道投入に成功している。HTV を分離した後の第2段は地球周回軌道に残留するが、この軌道には、以下の特徴がある。

- (1) 軌道傾斜角が51.65度であり、地球上の大部分の居住地域上空を通過する。
- (2) 軌道高度が約200kmと低く、数日で落下する(実際、試験機1号機第2段は数日で落下)。

*1 航空宇宙事業本部宇宙事業部宇宙システム技術部 *2 航空宇宙事業本部宇宙事業部宇宙システム技術部課長

*3 宇宙航空研究開発機構(JAXA)宇宙輸送ミッション本部 H-IIB プロジェクトチーム 開発員

*4 宇宙航空研究開発機構(JAXA)宇宙輸送ミッション本部 H-IIB プロジェクトチーム 主任開発員 技術士(航空宇宙部門)

このため、第2段は何周か地球周回軌道を飛行したあと北緯 51 度～南緯 51 度の緯度帯に含まれる地域にランダムに落下する。大気圏再突入の際、第2段は空力加熱と動圧によって破壊され、発生した破片の大部分は焼失するため、地上への危険性は極めて低いレベルである。しかしながら、HTV 打上げは定期的に繰り返されることを考慮して、落下災害リスクのさらなる低減を目指して安全な海域に第2段を制御して落下させる技術(コントロールドリエントリ)の開発が望まれていた⁽¹⁾。

H-IIB 試験機1号機の打上の結果、計画通りの打上能力があり、HTV 分離後も軌道離脱燃焼用にある程度の推進薬が残ることが確認できたことから、H-IIB 2号機においてコントロールドリエントリの実証実験を行うための追加開発が行われた。ロケット上段によるコントロールドリエントリは世界でもこれまで数例(Ariane5 EPS/ATVミッション及びDELTA-IV/DMSP-17ミッションなど)しか実績がない先進的な技術である。本報告では、H-IIB 2号機におけるコントロールドリエントリ実験の開発内容と飛行結果について紹介する⁽²⁾。

2. 軌道離脱計画と開発項目

2.1 軌道離脱計画

H-IIB によるコントロールドリエントリは HTV の打上能力要求を満たしつつ、余剰となる推進薬を利用して第2段の軌道離脱を行うことを開発目標とした。また、試験機1号機の打上後から2号機打上までの約1年間に必要な開発を完了する必要があることから、最小限の機体改修で対応する方針で開発を行った。

軌道離脱計画を立案するに当たり、飛行安全上の制約として、安全な海域に落下させること、軌道離脱燃焼の可否判断を行うこと、軌道離脱燃焼をモニタすることが要求された。

第2段の落下域としては、HTV 分離後の第2段が上空を通過する地域のうち、安全な落下域が最も広く確保できる観点から、南太平洋を目標落下域に選定した。この海域に落下させる軌道離脱計画として下記2案を候補としてトレードオフを行った(図2)。

【案A】HTV 分離後速やかに軌道離脱燃焼を行い、南太平洋に落下させる案

【案B】HTV 分離後、軌道を1周回し、種子島局可視範囲内で軌道離脱燃焼を行い、南太平洋に落下させる案

案Aは赤道上空付近で HTV を分離した後、南太平洋に落下させるため、軌道離脱燃焼の際に大きな減速が必要となる。このため打上能力低下が大きくなることから不採用となった。案Bは種子島局上空で軌道離脱を行うことから、減速量は案Aの 1/6 程度で済み、打上能力の制約を満足する見込みがあること、既存の地上局が利用できる点からも有利であるため案Bをベースラインとして開発を行った。

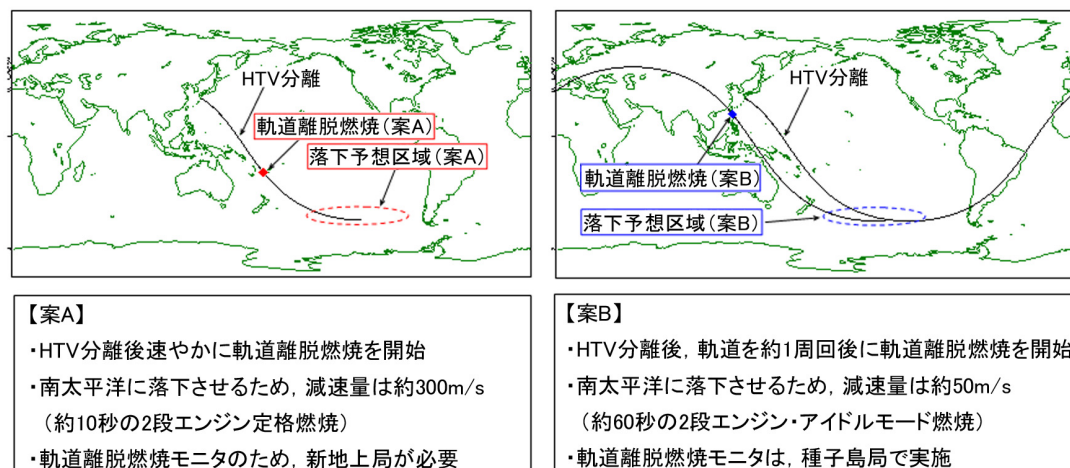


図2 軌道離脱計画

2.2 開発項目

(1) アイドルモード燃焼の適用

軌道離脱燃焼においては搭載計算機にて誘導制御を行い落下点のばらつきを抑える必要がある。案Bでは軌道離脱燃焼による減速量が小さく、第2段エンジンの定格燃焼(推力137kN)では推力が過大であり、誘導に必要な燃焼時間が十分確保できないことから、推力の低いアイドルモード燃焼(推力4kN)を適用することとした。アイドルモード燃焼は第2段エンジン(LE-5B-2)特有のターボ・ポンプを作動させない燃焼モードである。第2段エンジンの外観を図3に、定格燃焼時とアイドルモード燃焼時の系統図を図4に示す。

アイドルモード燃焼は H-IIA の再着火時のエンジン立上げ前に短時間用いているのみであり、単独で軌道変換に利用することは今回の軌道離脱燃焼が初めてとなる。このためエンジン燃焼試験(追加認定試験)を行って燃焼特性の詳細な確認を行うとともに H-IIA ロケット 17 号機において衛星分離後の第2段を利用してアイドルモード燃焼のフライト・データを取得した。



図3 第2段エンジン
(LE-5B-2)

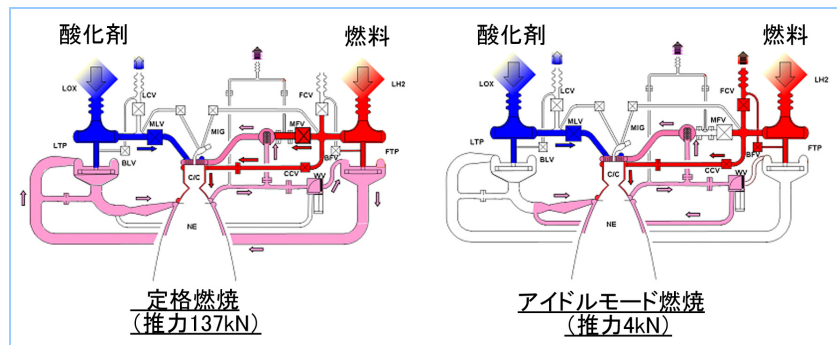


図4 LE-5B-2 エンジン 定格燃焼とアイドルモード燃焼系統図

(2) 軌道離脱可否判断システムの開発

軌道離脱燃焼を安全かつ確実にを行うため、軌道周回後の第2段の健全性と軌道の状態を評価し、軌道離脱可否判断を行う地上システムの開発が JAXA にて行われた。本システムにて周回後の第2段機体各部のデータが予め設定した健全性判断基準を満たしているか、軌道離脱燃焼開始前の軌道情報から、目標とする落下域に落下させることが可能かが自動評価される。軌道離脱が可能と評価されると軌道離脱燃焼を許可する指令が地上局から送信され、これを受信した場合のみ、第2段機体は軌道離脱燃焼を開始する。本システムの運用イメージを図5に示す。

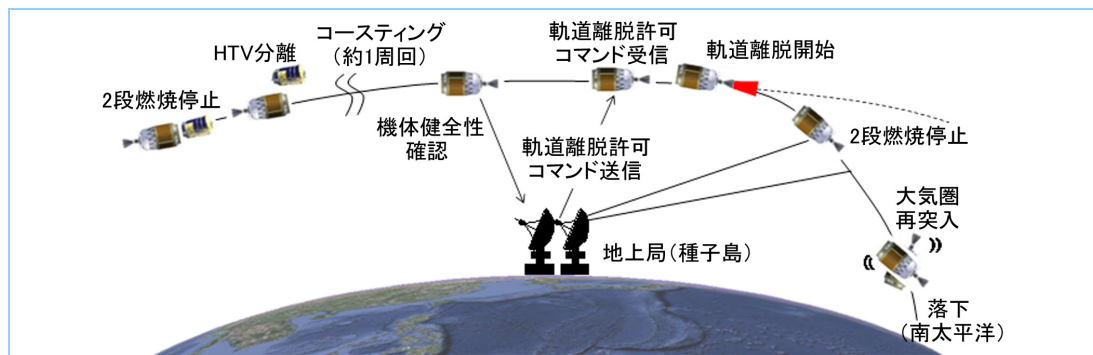


図5 第2段制御落下実験における地上管制設備⁽¹⁾

3. 機体改修内容

試験機1号機では、リフトオフ後、約 900 秒にて HTV を分離するため、主なミッションは約 1000 秒で終了する。これに対し、2号機では軌道を1周回後に軌道離脱燃焼を行うため、飛行時間が約 6000 秒となる。

この飛行時間の延長と軌道離脱燃焼に対応するため、以下の機体改修を行った。

- ・ 軌道周回中の熱的影響を緩和するため、搭載機器などへの熱制御テープの装着
- ・ 地上局からの軌道離脱許可信号を受信し、アイドルモード燃焼を開始する機能の追加
- ・ 軌道離脱燃焼に備え水素タンクを加圧するためのヘリウム気蓄器の追加

飛行時間の延長に伴い姿勢制御用スラスターの推進薬搭載量と搭載電池の容量についても評価を行い、これらについては追加搭載が不要であることを確認した。上記機体改修による質量増加を考慮しても H-IIB 2号機の打上能力要求を満足することが最終的に確認され、コントロールドリエンリ実証実験を行うことが決定された。

4. 飛行計画

H-IIB 2号機の飛行経路を図6に示す。種子島宇宙センターから打上げられた H-IIB ロケットは、飛行計画に従い南東方向に飛行する。リフトオフ後 910 秒でグアム局の可視範囲内の太平洋上空 高度約 300km で HTV を分離する。

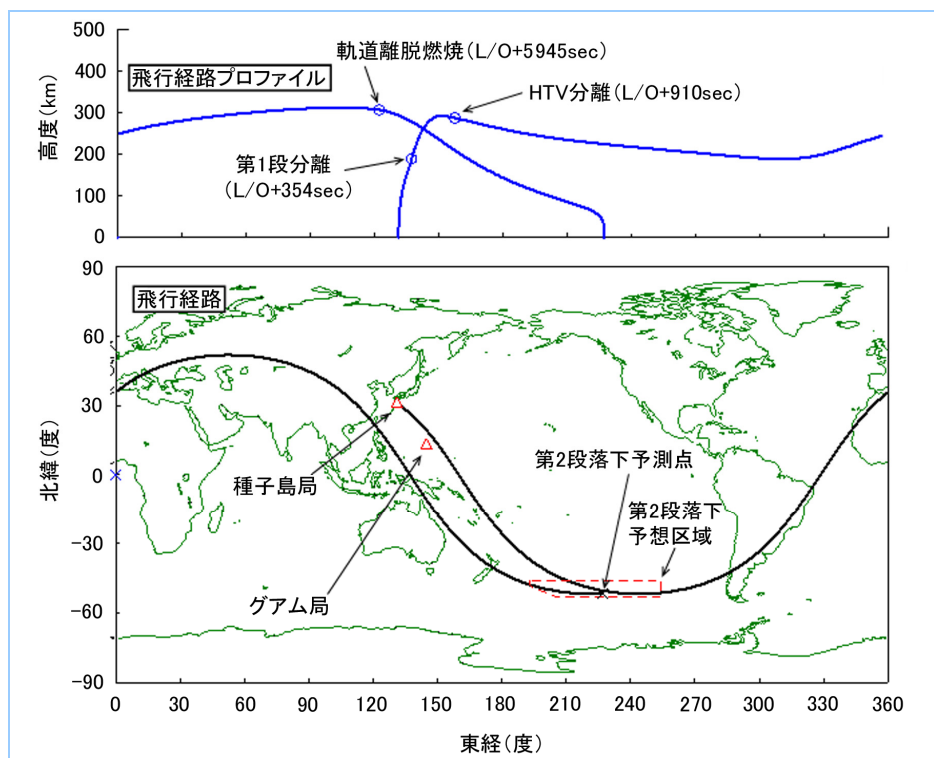


図6 H-IIB 2号機飛行経路

HTV 分離後、第2段は HTV との衝突を回避するため、姿勢変更と相対距離の確保を行う。HTV から十分距離が離れた時点で軌道離脱燃焼に備えた姿勢変更が行われる。その後、第2段は地球をほぼ1周回する慣性飛行を開始する。慣性飛行中は適切な熱環境を維持するため、機軸廻りのロール回転(バーベキュー・ロール)を継続する。

リフトオフ後、約 100 分で第2段は軌道をほぼ1周回し、再び種子島局にて可視となる。種子島局にて軌道離脱可否判断が行われ、軌道離脱が許可された場合、アイドルモード燃焼が開始される。アイドルモード燃焼中は落下点のばらつきが最小となるよう誘導計算を行い、適切な時間で燃焼を停止する。燃焼終了後はタンク内の残留推進薬(液体水素、液体酸素、ヒドラジン)の排出を行い、地上局(種子島局及びグアム局)ではテレメトリ信号が受信できなくなるまで機体と軌道情報のモニタを継続する。なお、大気圏再突入前には不必要な揚力が発生しない様、機体にタンブリング回転(機体前端面、側面、後端面が交互に進行方向を向くランダム回転)を与える。

大気圏再突入後は高度約 80km で機体の一次破壊が起こると推定され、破片の大部分は大気圏再突入時に焼失し、燃え残った破片は海上に落下する。

図7には第2段の落下予測区域を示す。落下予想区域は事前の破片落下解析結果に基づいて設定され、付近を通過する航空機や船舶に対して破片落下の危険性がある範囲として警戒情報を発行したものである。

5. 飛行結果

H-IIB 2号機は2011年1月22日に打上げられた(図8)。2号機の飛行経路は事前の予測と非常に良く一致しており、HTVは要求通りの軌道に投入された。第2段は地球を1周回した後、種子島局にて再捕捉され、軌道離脱可否判断の結果、燃焼は計画通り実施された。第2段エンジンのアイドルモード燃焼性能は飛行前の予測に近いものであり、燃焼時刻など主なイベント発生時刻も予測解析に非常に近いものであった。図9に事前解析による予測落下点と軌道離脱燃焼時の軌道情報から推定した落下点の飛行結果を示す。落下点の軌跡は事前の予測と良く一致していること、また取得された機体各部のデータも正常であったことから第2段によるコントロールドリレントリは計画通りに実施されたものと判断できる。

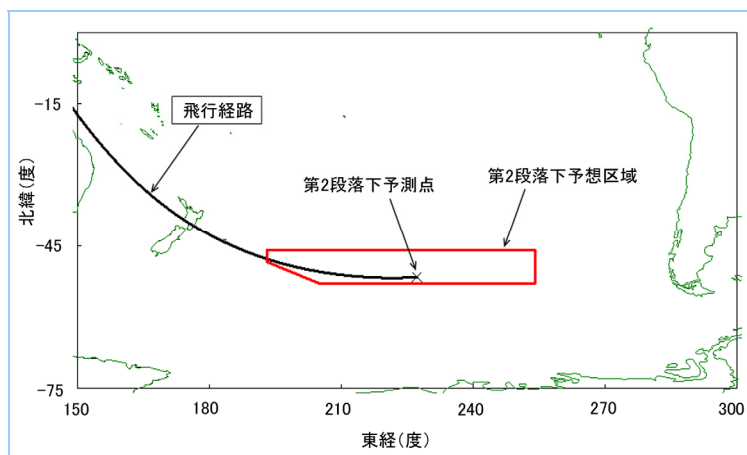


図7 第2段落下予想区域



図8 H-IIB ロケット2号機の打上(JAXA 提供)

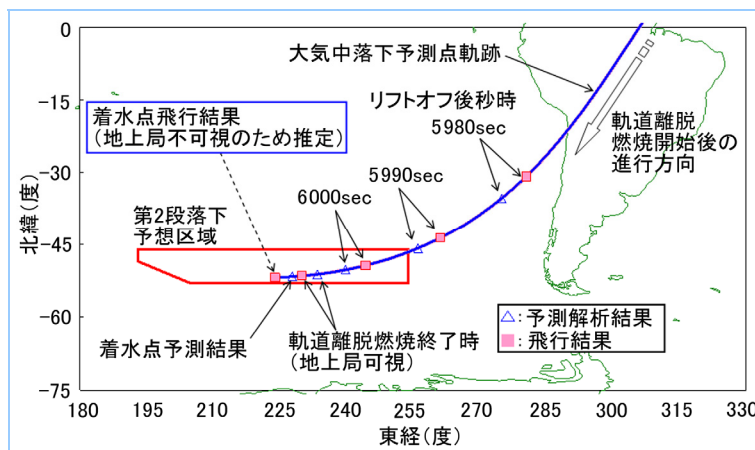


図9 H-IIB ロケット2号機 制御落下実験飛行結果

6. まとめ

H-IIB ロケット2号機によるコントロールドリレントリの実証実験は試験機1号機の打上後に開発を開始したが、試験機1号機の開発と同じく、H-IIA ロケットの技術を十分に活用することで約1年という短期間で開発を完了し、飛行実証に成功することができた。試験機1号機の開発が完了して間もないことから、開発に携わった技術者のスキルが生かされたことも短期間で開発が成功した要因のひとつと考えられる。

スペースデブリの増加は近年、国際的な問題となっており、デブリ発生源となる使用済のロケット上段の処分に関する規制は今後益々厳しくなることが予想される。このような情勢の中、コントロールドリエントリ技術の実証に成功したことはスペースデブリ対策に向けた日本の先導的立場を示すことができたものと考ええる。

コントロールドリエントリは使用済のロケットを安全かつ速やかに軌道上から除去することができる世界最先端の技術であり、これを獲得したことで我が国のロケット技術の先進性を示すとともに低軌道に定期的に打上げられる HTV ミッションにおいてさらなるリスク低減を達成することができた。

本技術は現在開発中の H-IIA 高度化にて目標としている約5時間の慣性飛行後の再々着火技術、これに続く次期基幹ロケットの開発におけるデブリ低減のための軌道変換技術などにつながるものであることから、継続的な開発を提案してゆく。

参考文献

- (1) 有田 誠ほか, H-IIB ロケット試験機打上げ結果と2号機の計画, 日本航空宇宙航空学会誌, 第 59 巻 第 684 号 (2011 年1月) p.24~p.27
- (2) Kazuo,T.et al., Upper Stage Controlled Re-entry Experiment by H-IIB Launch Vehicle, 28th ISTS Paper, 2011-g-16