

6. 衛星, 搭載機器及び打ち上げ機

6.5 TRMM 打ち上げ用 H-II ロケット

柴藤 羊二*¹ 山崎 博通*²

(平成元年5月1日受理)

6. SPACECRAFT, SCIENTIFIC INSTRUMENTS, AND LAUNCHING ROCKET

6.5 H-II ROCKET FOR TRMM

By

Yoji SHIBATOH and Hiromichi YAMASAKI

The H-II rocket is being developed as the main launch vehicle of NASDA for the 1990's. The vehicle design activities and development tests are proceeding smoothly toward a first flight in 1992. The configuration was selected to provide high performance, cost effectiveness and reliability and offered for worldwide usage. The H-II launch vehicle consists of cryogenic first and second stages of 4 meters in diameter and a pair of strapped-on solid rocket boosters (SRBs). The two-stage configuration and the second stage restart capability make it a versatile launcher capable of fulfilling a wide range of missions including multi-satellite launches. These characteristics of the H-II provide enough capability for launching the TRMM satellite effectively where the mission orbit is a circular orbit at 350 km altitude and 35.0° in inclination. As a result of the study, the 3.2 tons of the TRMM satellite can be launched simultaneously with a geostationary satellite.

1. ま え が き⁽¹⁾

H-II ロケットは、H-I プロジェクトにおける経験に基づいて、1990年代の NASDA の主たる打ち上げ機として開発されつつある。打ち上げ機の設計および開発試験は1992年の初飛行試験に向けて順調に進んでいる*³。全体の構成は高性能でかつコストの低減を図り、また世界的な需要に耐え得る信頼性を持つように設計されている。静止トランスファー軌道 (Geostationary Transfer Orbit ; GTO) への打ち上げ可能重量は約4トンである。また第2段に再着火機能を有する2段式としたことにより、複数衛星の同時打ち上げを含め幅の広いミッションの打ち上げが可能である。これらの H-II ロケットの

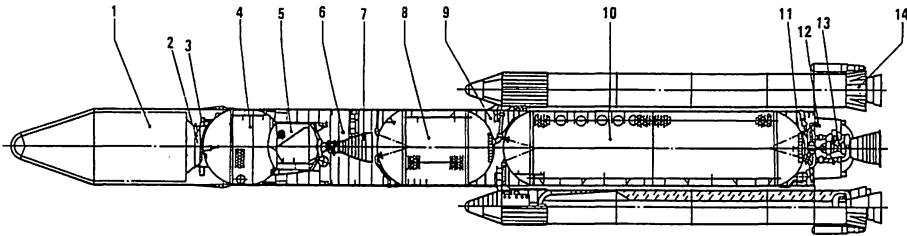
特長は、TRMM 衛星を打ち上げるのに十分な条件を満たしている。1987年7月および10月に TRMM/H-II インターフェンス会議が NASA/GSFC と NASDA 本社で開催され、TRMM の全体形状、H-II と TRMM 間のインターフェイスを含めた打ち上げの可能性についての検討が、

- (1) 1996年2月の打ち上げ予定
 - (2) TRMM 衛星の重量は約3トン
 - (3) 静止衛星との同時打ち上げ
- の条件の下で開始された。

2. H-II ロケットのシステムと開発状況

H-II ロケットは、極低温液体燃料 (液体酸素, 液体水素) を用いた外径 4 m の第1段および第2段エンジンそして2基の固体ロケットブースターから構成される。外観および主要諸元をそれぞれ第1図および第1表に示

*¹ 宇宙開発事業団 計画管理部*² 電波部 大気圏伝搬研究室*³ その後の見通しで初飛行は1993年と変更されている。



第1図 H-IIロケットの構成

- 1. 衛星フェアリング 2. 衛星分離部 3. 機器搭載部
- 4. 第2段液体水素タンク 5. 第2段液体酸素タンク
- 6. 段間部 7. 第2段エンジン (LE-5A) 8. 第1段液体酸素タンク 9. 第1段中央部 10. 第1段液体水素タンク 11. 第1段エンジン部 12. 補助エンジン
- 13. 第1段主エンジン (LE-7) 14. 固体ロケット (2式)

第1表 H-IIロケットの主要諸元

項目	仕様		
全長 (m)	49		
直径 (m)	4		
発車時重量 (t)	261		
衛星フェアリング	4.1 m (外径) × 12 m (全長)		
誘導方式	ストラップダウン慣性誘導システム		
	第1段	固体ロケット (2本)	第2段
推進薬	液体酸素/液体水素	固体推進薬	液体酸素/液体水素
推進薬重量 (t)	86	118	14 (真空中)
推力 (t)	93 (海面上)	320 (海面上)	12 (真空中)
燃焼時間 (s)	320	97	527 (再着火機能)
比推力 (s)	448 (真空中)	273 (真空中)	452 (真空中)
全備重量 (t)	98	140.5	17

す。第1段は新たに開発されたものであり、燃焼圧 147 kg/cm²a、比推力 449 sec の2段燃焼サイクルエンジンである LE-7 により推進力を得る。また固体ロケットブースターは、推力方向制御のための可動ノズルを装備している。第2段は現行のH-I第2段を改良したものである。搭載される LE-5A エンジンはH-Iの LE-5 エンジンを改良したもので、新規開発の水素ガスブリードサイクルを用いており、推進薬をエンジンに供給するターボポンプはノズルを冷却した水素ガスによって駆動される。またリングレーザジャイロを搭載したストラップダウン慣性誘導装置は誘導および制御に用いられる。横加速度計測装置はH-IIの第1段飛行中の荷重軽減のための姿勢制御に用いる。ペイロードフェアリングはアルミニウム製ハニカムコアとスキンを用いた軽量構造で

ある。分離機構は、スプリング、フランジブルボルト、密封型導爆線 (Mild Detonating Fuses ; MDF) より成る。

1985年に H-II ロケット開発計画が開始されて以来、ロケットの設計および開発試験は第2表に示すように1992年の初飛行試験に向けて順調に進んでいる*1。ロケットの基本諸元は1987年5月の予備設計審査 (Preliminary Design Review ; PDR) において確立され、1988年7月には詳細設計審査 (CDR) を完了している。現在は、詳細設計段階においてエンジニアリングモデル (EM) の開発およびプロトタイプモデル (PM) の試作試験が行なわれている。

LE-7 エンジンは、H-II ロケットのシステムの中で最も重要な構成要素の一つである。EM 部品の試験はターボポンプのロータ回転部やタービン翼の破損など種々の不具合が発生したが、それらの困難を克服してほぼ完

*1 その後の見通しで初飛行は1993年と変更されている。

第2表 H-II ロケット開発計画

年序		1983	1984	1985	1986	1987	1988	1989	1990	1991	1992	1993
項目	Phase	研究開発 Research and development			開発 Development						運用 Operation	
主要マイルストーン Milestone		機構選定 Selection of configuration ▽			開発着手 Initiation of development ▽						GTV TF#1 TF#2 ▽	
設計段階 Design phase		研究 Investigation	概念設計 Conceptual design	システム設計 System design	基本設計 Basic design	詳細設計 Critical design		維持設計 Design follow				
開発 試験 Development & test	第1段階 First stage	開発基礎試験 Component basic test		タンク・構造体の開発 Development of tank & fuselage		推進系の開発 Development of propulsion system						
	エンジン Engine	開発基礎試験 Component basic test		エンジン試作試験 Development & test								
	第2段階 Second stage	第2段階の開発 Development of second stage										
	固体ロケットブースタ Solid rocket booster (SRB)	開発基礎試験 Component basic test		固体ロケットブースタの開発 Development of SRB								
	衛星フェアリング Payload fairing	開発基礎試験 Component basic test		フェアリングの開発 Development of fairing								
	誘導制御系 Guidance & control system	開発基礎試験 Component basic test		誘導装置及びソフトウェアの開発 Development of hardware & software								
	計測通信系 On-board Equipment	計測・通信機器の開発 Development of on-board equipment										
施設・設備 Ground facility		LE-エンジン燃焼試験設備 Engine firing test stand		SRB燃焼試験設備 firing test stand		射場設備 Launch site						

第3表 H-II ロケットの環境条件

項目	環境条件
正弦波振動	機軸方向 1.0 G_{0-p} * (5 ~ 100 Hz)
	横方向 0.8 G_{0-p} (5 ~ 45 Hz)
	0.5 G_{0-p} (45 ~ 100 Hz)
音響	オーバー・オール音圧レベル 141 dB
定常加速度 (機軸方向)	発射時 3.2 G (1.7 + 1.5) MECO 近傍 ** 5.0 G (4.0 + 1.0)
衝撃	衛星分離衝撃レベル 2000 G_{0-p}
熱的環境	空調条件 (リフト・オフ前) 15 ~ 25°C 間で調整可能 輻射熱流束密度 (フェアリング内面) < 500 W/m ²
清浄度	クラス 100000

* 加速度変動の大きさ (単位重力加速度)

** 第1段エンジン燃焼停止

了している。エンジンシステムの燃焼試験は、各部品間の適合性の確認および燃焼開始、停止のためのバルブ作動シーケンスの確立を目指して目下進行中である。誘導制御システムの試験は1987年早々に慣性センサユニットおよび誘導計算機のブレッドボードモデル (BBM) を用いて行なわれ、ハードウェアとソフトウェアとの整合

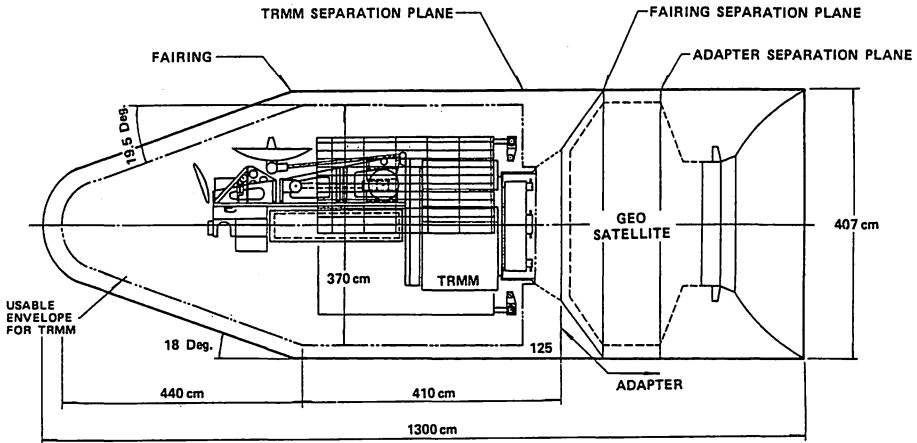
性を確認した。ペイロードフェアリングのエンジニアリングモデルの分離試験は1987年4月に成功のうちに終了した。衛星の音響環境の確認のため、フェアリングのエンジニアリングモデルを用いての音響振動試験および縮尺1/15のエンジンモデルを用いての燃焼試験が1987年5月より8月にわたって行なわれた。試験結果によって

現在推定している音響レベルで問題のない事が確認されている。1987年9月に第1段燃料タンクの実物大のドームが組み立てられ、圧力試験が行なわれた。1988年には実物大タンクの試作も完了して極低試験も終了し、設計に問題のない事が確認された。固体ロケットブースターのエンジニアリングモデルの地上燃焼試験が1988年4月に行なわれ成功した。その他の試験の実施および打ち上げ施設の整備は計画に従って順次行なわれている。

3. 打ち上げ能力

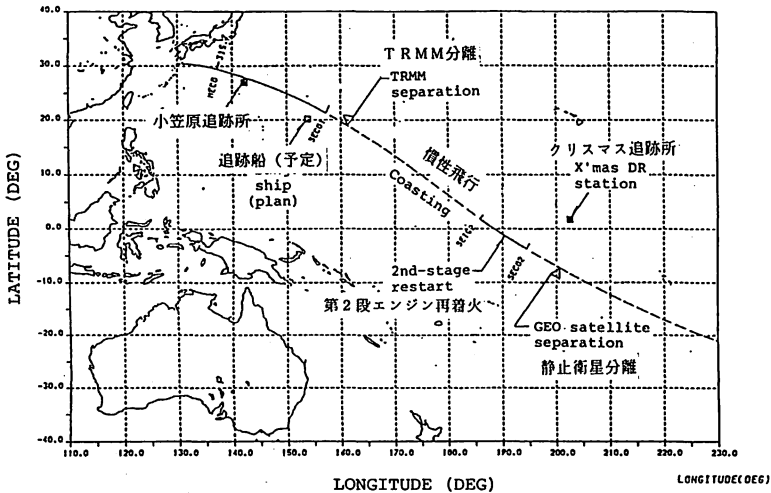
標準的なペイロードフェアリングを用いた単一ペイロードの H-II の打ち上げ能力は、軌道傾斜角 28.5° の静止トランスファー軌道上には約 4t、低軌道上 (約 300 km) には 10t 以上、そして高度 800 km の太陽同期軌

道上へは約 4.6t である。更に大型衛星や複数衛星同時打ち上げなどの様々なミッション要求に応えるべく、NASDA は様々なタイプのペイロードフェアリングを用意している。ペイロードの重量は多少少なくなるが、ペイロードフェアリングの寸法は直径は 5 m まで、全長は 16 m にまで拡大することが可能である。H-II ロケットは第2段に再着火能力があることによって低軌道衛星や静止衛星を同時に打ち上げるなどの幅広い打ち上げ能力を実現することができる。H-II ロケットの飛行環境条件は、第3表に示すようにアリアンロケット (ESA) やスペースシャトル (アメリカ) とほぼ同じ水準である。これらの数値の大部分は十分な余裕を見て見積り、あるいは計算された値なので、これらの条件は試験飛行の結果によりさらに改善される可能性がある。NASDA は



第2図 衛星フェアリングの構成

TRMM 衛星と静止衛星の搭載を想定したもの。

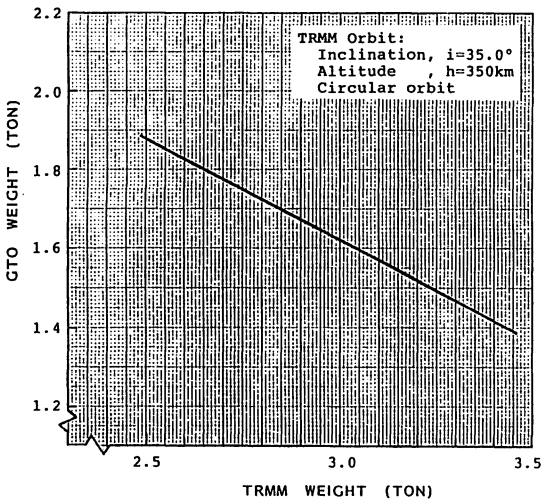


第3図 TRMM 衛星および静止衛星の飛行経路

過去14年間にわたって19個の衛星を100%の成功率で打ち上げてきた。したがってH-IIロケットの場合も0.96という高い信頼性の実現が期待できる。

4. TRMM 衛星の打ち上げ

H-IIロケットの典型的なミッションは静止衛星であるので、TRMM衛星を重量800kg級の静止衛星(静止トランスファー軌道上では約1.5t)と共に打ち上げる事を想定した。この場合、TRMM衛星は第2図に示すように2重打ち上げのためにペイロードフェアリング



第4図 H-IIロケット打ち上げ能力
TRMM衛星および静止衛星を同時に打ち上げる場合の打ち上げ能力。

の上部に配置されて打ち上げられる。なお図中の衛星分離面は暫定的なものである。現段階では、TRMMの打ち上げ時の最大重量は2.9tと予想され、衛星の軌道は高度350km、軌道傾斜角35.0°の円軌道である。ペイロード重量、飛行安全、地上局との通信などを考慮すると、最も可能性の高い飛行経路は第3図に示すものようになる。TRMM衛星は、種子島からほぼ真東に打ち上げられ、ヨー方向操蛇による軌道傾斜角の調整を行なった後、第2段の第1回目燃焼停止で目標軌道に投入される。同時に打ち上げられる静止衛星は、TRMMの分離のあと赤道付近でH-IIロケット第2段を再着火させることによって静止トランスファー軌道に投入することができる。H-IIのペイロード打ち上げ能力を第4図に示すが、NASDAはTRMMの打ち上げ時重量として約3.2tまでを提供することが可能である。標準的なH-IIの軌道精度は周回軌道の高度に対して10km以下、また軌道傾斜角に対して0.05°以下である。

5. 結 論

H-IIロケットの開発は1992年の初飛行に向けて順調に進んでいる。予備検討の結果、重量3.2tのTRMM衛星を別の静止衛星と同時に打ち上げることが可能である。

参 考 文 献

(1) Y. Shibato, "H-II Rocket", Tropical Rainfall Measuring Mission (TRMM) feasibility study in Japan, chap.2, 1988.



