

J-I ロケットの開発と試験機1号機の飛行結果

宇宙開発事業団 ○佐藤寿晃、有田 誠、三輪田 真

J-I ロケットは、宇宙開発事業団 (NASDA) と宇宙科学研究所 (ISAS) との共同研究により、新しい小型衛星打上用ロケットとして開発された。

J-I ロケットはH-II ロケットの固体ブースタ (SRB) と ISAS の開発したM-3SII ロケットの上段を組み合わせることにより、短期間の開発及び開発コストの削減を行った。3段式の標準機体の打上能力は、種子島宇宙センターからの打上において、低軌道に約1 tonの衛星を上げる能力を有する。

開発は1991年度より開始し4年で完了した。試験機1号機は2段式形態により、極超音速飛行実験機 (HYFLEX) を弾道軌道に投入するミッションであり、1996年2月12日8時 (JST) に打上げが行われた。飛行は正常であり、各サブシステム及び電波誘導も正常に実施され、HYFLEXをほぼノミナルポイントに投入した。飛行中のテレメータデータから、加速度・振動・温度等の環境条件は予測よりも低いレベルであったことが確認された。これらより、J-I ロケット試験機1号機の打上は正常であったと考えられ、ロケットのシステム及び推進系・構造系・制御機器・搭載機器・電波誘導等のサブシステムが問題ないことが確認された。

J-I LAUNCH VEHICLE DEVELOPMENT AND THE RESULT OF TEST FLIGHT #1

National Space Development Agency of Japan
Makoto Arita , Toshiaki Sato , Makoto Miwada

In Japan, the National Space Development Agency of Japan (NASDA) has completed the J-I Launch Vehicle as a new small-satellite launcher, with the technical assistance of the Institute of Space and Astronautical Science (ISAS).

The J-I Launch Vehicle is the combination of the H-II Solid Rocket Booster (SRB) developed by NASDA, and the upper stages (i.e., the 2nd and 3rd stages with the payload fairing) of the M-3SII Rocket developed by ISAS. By utilizing those existing stages, we realized short-time and cost-effective development. The payload capability of J-I (three-staged) is to place a nearly one ton satellite into the low Earth orbit, if launched eastward from the NASDA Tanegashima Space Center.

The first J-I mission (Test Flight) was to inject an experimental vehicle called HYFLEX (Hypersonic Flight Experiment) into a sub-orbital flight path with the two-staged configuration. It was launched at 8:00 (JST), February 12, 1996; the flight path was almost nominal and all the rocket subsystems and guidance from the ground station functioned well, with the HYFLEX injection accuracy being almost nominal. Thus the J-I Test Flight was very successful.

1. はじめに

J-1ロケットは、将来の小型衛星の需要に備えて、その輸送手段を確保するため、1991年度より開発が開始された。宇宙開発事業団(NASDA)のH-IIロケットの固体ブースタ(SRB)と、宇宙科学研究所(ISAS)のM-3SIIの上段ステージという既存のコンポーネントを組み合わせることで、短期間での開発及び開発コストの低減を実現した。

試験機1号機は、平成8年2月12日に種子島宇宙センターより打上げられ、HYFLEXを所定の軌道に投入した。この間取得されたデータ等から、ロケットの機能は正常に動作したと考えられる。

2. システム構成

J-1ロケットは、全長約33m、直径約1.8mの3段式の固体ロケットである。J-1ロケットの全体図を図1に、主要諸元を表1に示す。J-1ロケットの打上げ能力としては、種子島宇宙センターから東打ちをした場合、低軌道に約1tonのペイロードを上げることができる。打上げ能力を図2に示す。

試験機1号機は、極超音速飛行実験機

(HYFLEX)を弾道軌道に投入するため、図1に示すとおり3段を用いず、2段式の構成とした。

1段ステージは、H-IIの固体ブースタ(SRB)で、平均約160tonの推力を発生する固体モータである。SRBは、ピッチ及びヨーの姿勢制御のために可動ノズル推力方向制御(MNTVC)を装備している。また、1段燃焼中のロール制御及びコーストフェーズの3軸制御を行うために、1段後部の両サイドに外部バーニアエンジン(EVE)を装備している。EVEは、約3500Nの推力を発生する $\text{N}_2\text{O}/\text{N}_2\text{H}_4$ による2液式のエンジンで、ガス押し方式を採用し、コースティング中の逆Gに対応するため表面張力デバイスを装備している。また、油圧システムによりノズルの偏向を行う。

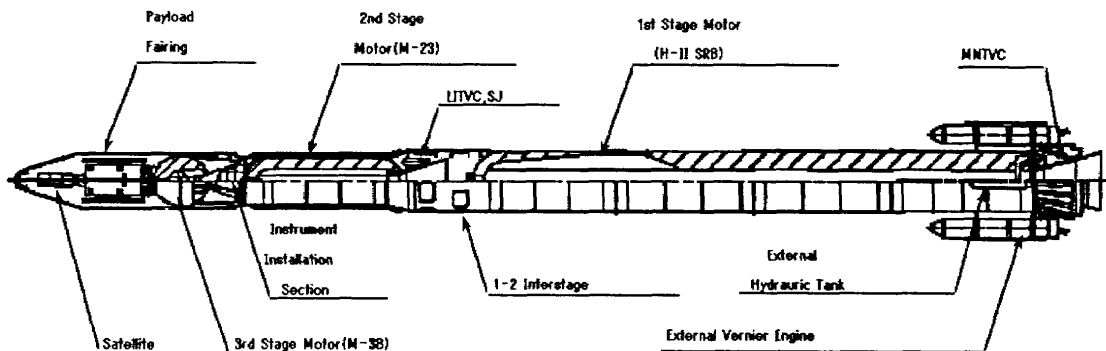
1・2段接手は、径の違う2つのステージを接続するために新たに開発したもので、分離システムを装備したアルミスキンストリング構造となっている。この接手には1段制御装置、テレメータ、電池等の機器が搭載されている。

2段モータは、ISASのM-23モータを流用している。燃焼中のピッチ/ヨー制御のために、ノズル内に液体を噴射し、燃焼ガスを偏向させることで横推力を発生させる液体噴射推力方向制御装置(LITVC)を装備している。また、ノズルの回りには1液式の姿勢制御装置であるサイドジェット装置(SJ)が装備されている。SJは150N/基の推力を発生し、2段燃焼中のロール制御、コースティング中の3軸制御及び2/3段分離前のスピンアップを実施する。2段モータの上部には、B2PL部と呼ばれる2段搭載機器部があり、2段制御装置、タイマ、テレメータ、レーダトランスポンダ、指令破壊受信機及び電池等が搭載されている。

Table 1 : Characteristics of J-I

Overall Length (m)	33.1			
Max. Diameter (m)	1.8			
Liftoff Weight (tons)	87.7			(Excluding payload)
stage	1st	2nd	3rd	Fairing
Length(m)	19.8	6.2	2.7	6.9
Diameter(m)	1.8	1.4	1.5	1.65
Initial Weight(tons)	70.9	12.7	3.6	0.5
Prop. Weight(tons)	59.2	10.4	3.3	-
Avg. Thrust(tons)	160.0	53.7	13.5	-
Burn Time (sec)	89	55	71	-
Isp (sec)	273	282	293	-
Control	MNTVC & EVE	LITVC & SJ	Spin stabilized	

Basic Configuration



IF#1 Configuration

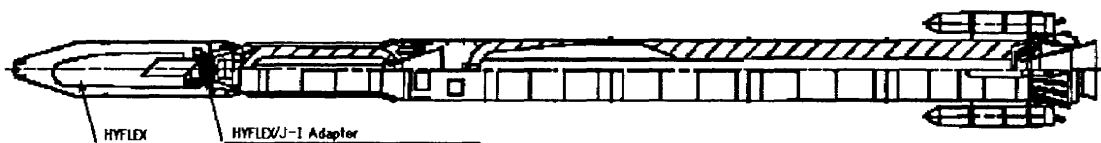


Figure1. Configuration of the J-I Launch Vehicle

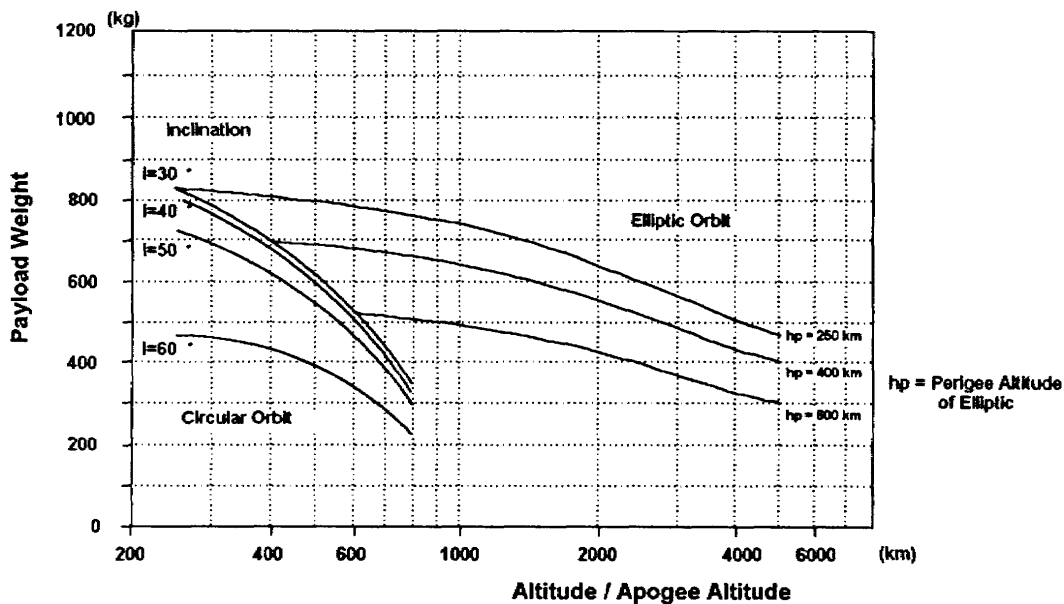


Figure2 : Payload Capability of J-I

3段モータは、ISASのM-3Bモータを流用している。3段ステージはスピン安定方式となっており、最終増速を行う。3段モータの上には、衛星接手があり、3段タイマやテレメータ装置を装備している。

衛星フェアリングは、直径1.65mのISASのものを流用している。分離システムを含む基本的な構造は変更していないが、垂直発射用にアンビリカルの改修を行っている。

試験機1号機では2段式構成となっており、2段モータの上にはHYFLXを結合するための実験機接手がある。実験機接手は、速度調整用のウェイトを装備するとともに、飛行安全用にフェアリング、接手自身及びHYFLXを破壊するための破壊用火工品を装備している。

J-Iロケットでは、誘導方式として電波誘導方式を採用している。これはISASのシステムの流用であり、地上局からの誘導コマンドにより、目標姿勢及び3段点火タイミングの修正を行うことができる。

3. 試験機1号機の飛行結果

試験機1号機は、平成8年2月12日8時00分(JST)に種子島宇宙センターより打ち上げられた。シーケンスを図3に示すが、ほぼ計画通りの飛行を行った。以下にフライト結果の詳細を記述する。

(1)飛行経路

飛行経路は、高度が若干低かったが、ほぼノミナルであった。表2及び図4に飛行パラメータ及び飛行経路を示す。HYFLXの投入誤差としては高度で最大 -1.6σ 程度であり、十分に小さいものであった。電波誘導コマンドは1段の燃焼終了後に送出されたが、ピッチ方向アップのコマンドに対し、機体は正常に追従した。

(2)推進系

推進系として、1/2段の推力パターンを図5に示す。1段モータの推力が若干低めであり、上記の高度が若干低めであった原因となっているが、分散範囲内であり特に問題はなかった。また、MNTVC及びLITVCも制御コマンドに追従して正常に作動し、そのデューティも余裕のあるものであった。

EVEについても燃焼特性は図6に示すとおり正常であり、ジンバルシステムも正常に作動した。また、SJについ

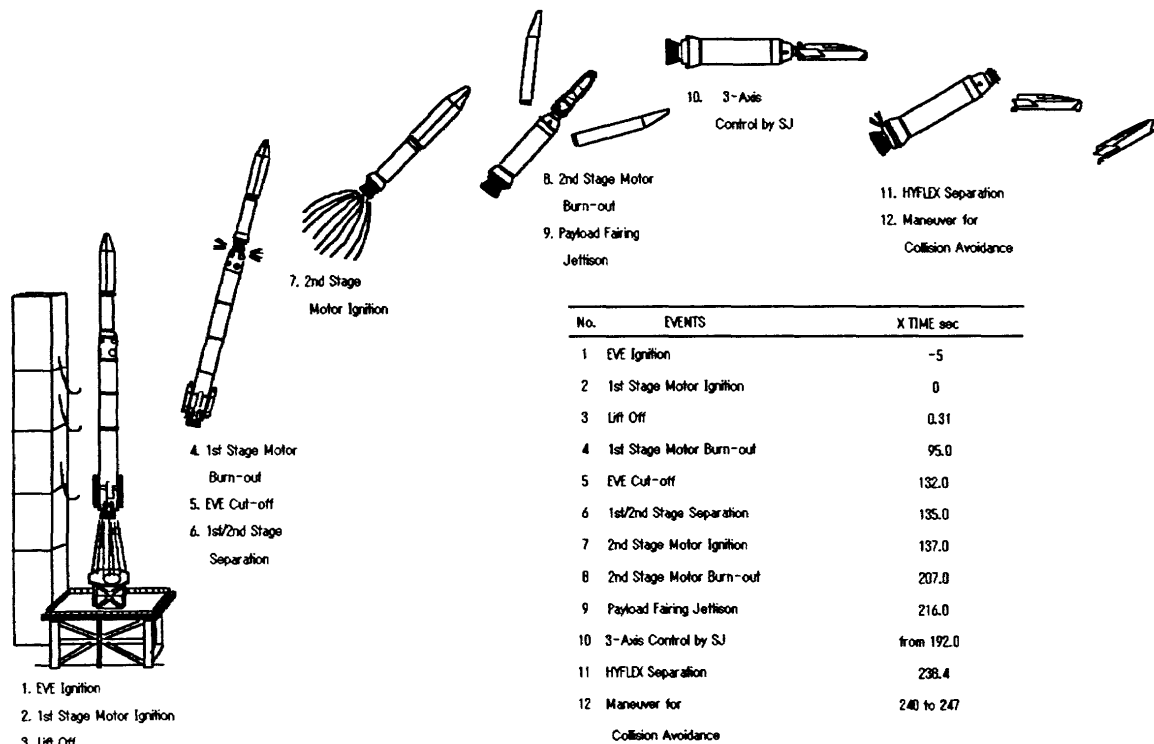


Figure 3 : Flight Sequence of J-I TF#1

Table 2 : Trajectory Parameter of the J-I TF#1(at HYFLEX separation)

Orbit Parameter	Planned	Range of 3 sigma Error	Result
Height (km)	109.1	105.17 to 111.62	107
Velocity(m/s)	3902.5	3866.6 to 3937.9	3895
Elevation Angle of Velocity (deg)	-1.82	-3.14 to 0.61	-1.7
Azimuth Angle of Velocity (deg)	87.4	87.1 to 87.8	87.2
Longitude (degE)	135.7	135.6 to 135.8	135.7
Latitude (degN)	30.5	30.45 to 30.54	30.5

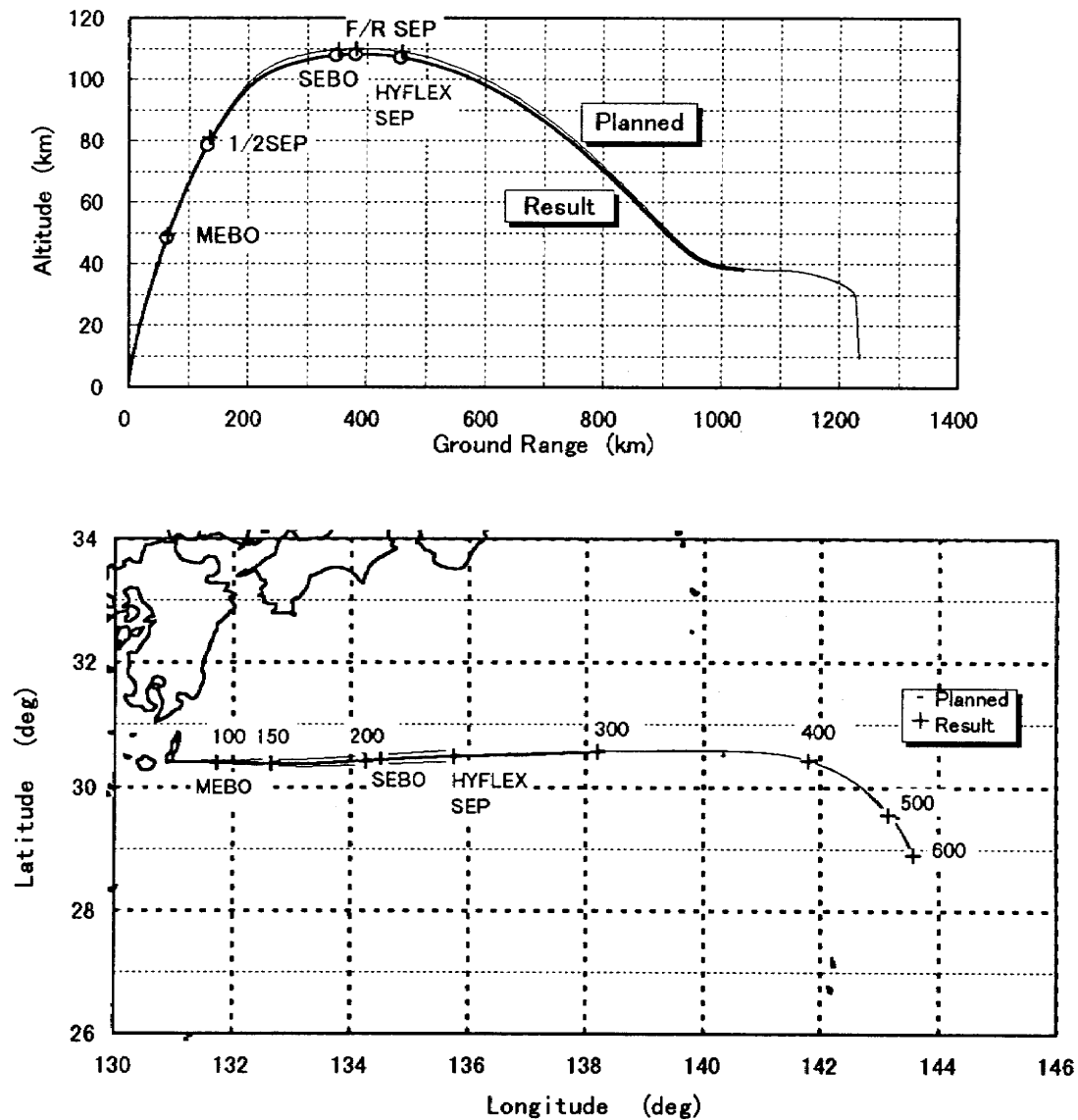


Figure 4: Flight Path of J-I TF#1

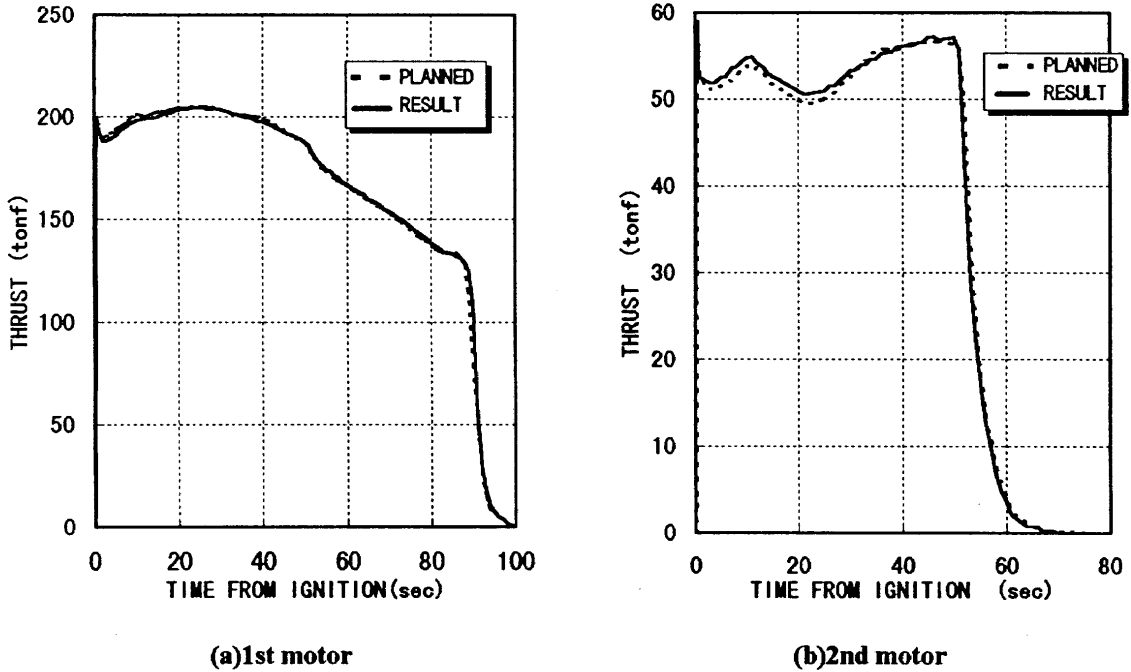


Figure 5 : Thrust Pattern of 1st/2nd stage motor

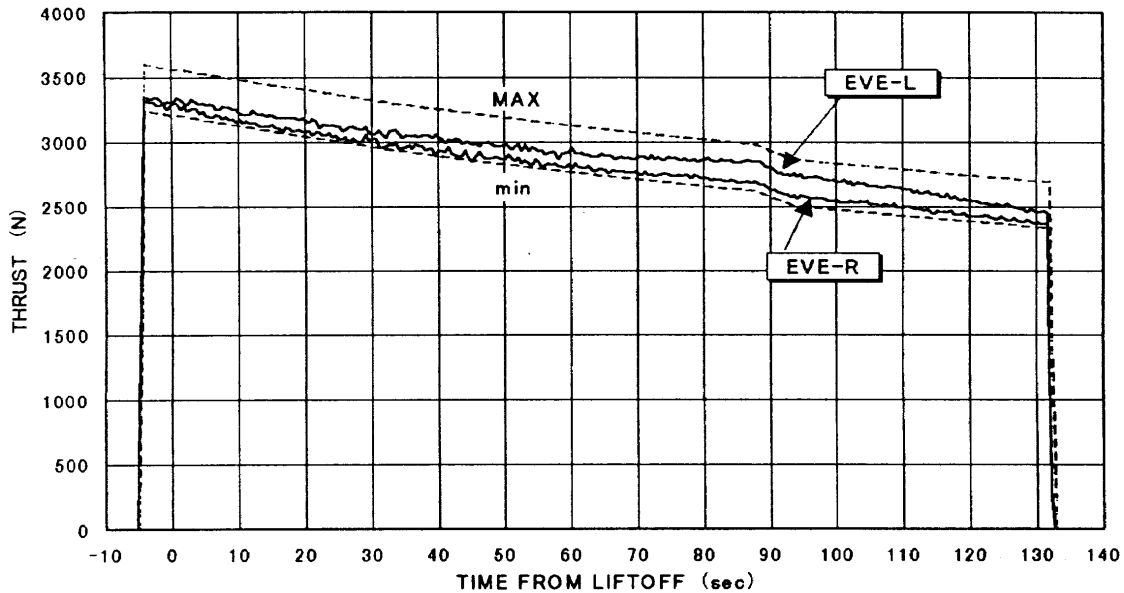


Figure 6 : Thrust Pattern of EVE

でも燃焼は正常であり、制御コマンドに追従して作動した。

(3)構造系

機体の固有振動数に関しては予測通りであり、制御上特に問題はなかった。

振動条件として、リフトオフ時については、M-3S II ロケットの条件よりも

低いものであった。これは垂直発射に伴うもので、予測通りであった。また、他のフェーズでの振動レベルも小さく、HYFLEXとのインタフェース面での横加速度についても、インタフェース条件である1.7G_{op}を下回っている。

1号機の特徴として、低い軌道を高速で飛行することから、空力加熱条件が厳

しいと考えられたため、フェアリングの耐熱用コルクの厚みを厚くする、アンテナテフロン部の形状を変えるなどの熱対策を実施した。図7にフェアリング部の温度計測結果を示すが、先端で約21

0°Cの温度上昇であり、M-3SIIの160°Cに比べて厳しいことがわかる。但し、耐熱コルクの変更により内部の構体の温度は、制限温度以下であり問題はなかった。

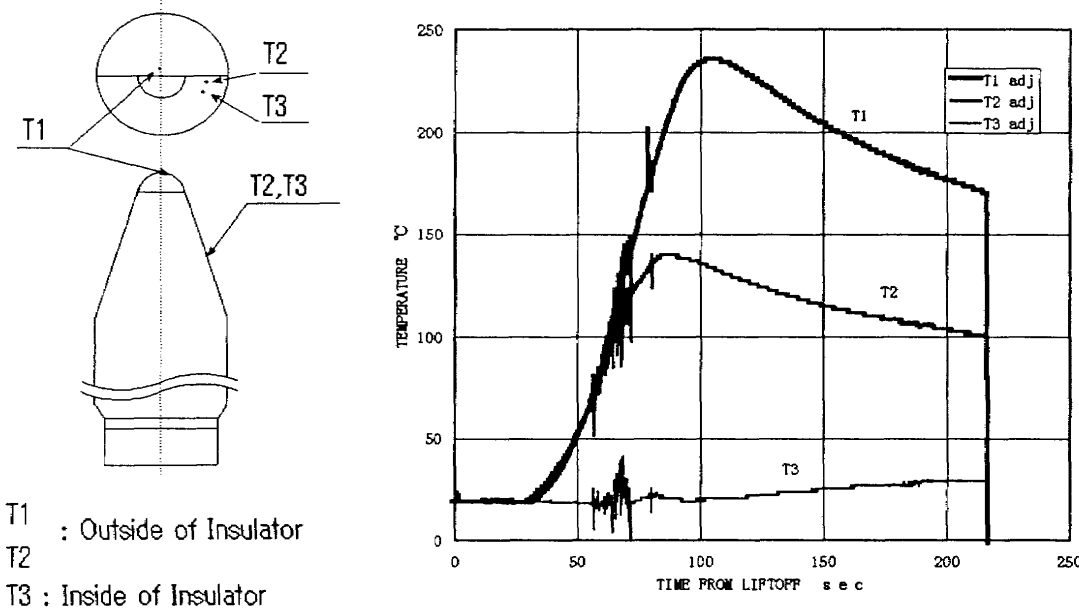


Figure 7 : Thermal Data of Payload Fairing

(4)誘導制御系

制御系は概ね設計通りの特性が得られた。1段制御系としては、各プログラムレートに従って制御が実施され、1段燃焼終了後の誘導コマンドに対しても、EVEにより正常に姿勢の修正が行われた。MNTVC及びEVEアクチュエータの最大舵角についても許容舵角内であり、また油量消費量もそれぞれ約26%、40%と十分に余裕があった。

2段制御系としては、M-3SII 8号機の調査結果の反映として、制御プログラムへのデジタルフィルタの追加及び制御定数の変更を行い打上げに臨んだが、振動の増大もなく対策が有効であったことが確認された。また、SJによる2段燃焼中のロール制御及びコースティング中の3軸制御は設計通りの結果であった。LITVCの噴射体消費量及びSJの燃料消費量は、それぞれ約6

0%、15%と十分に余裕のあるものであった。

(5)点火タイマ系

全段のシーケンスに関しては、図3に示したとおり予定通りに発生し、HYFLIXに対しても分離イネーブル信号を計画通りに出力した。

各段の点火・分離に関しても正常に実施された。

(6)計測通信系

計測通信系として、1/2段テレメータ、レーダトランスポンダは正常に作動し、また通信リンクについても特に問題はなく、必要なデータ及び軌道データを良好に取得した。また、指令破壊受信機については、必要な期間リンクが確立していることを確認した。

(7)電装系

各段の電池電圧は規格内で安定しており、電力分配機能も正常で、各装置への供給電圧についても規格内であった。

4. まとめ

3項の各飛行結果より、J-Iロケットとしては、システム及び推進系・構造系・制御機器・搭載機器・電波誘導等のサブシステムが問題ないことが確認され、設計の妥当性が確認された。

今後有効な小型衛星打上げ用手段として使用するため、2号機に向けて3段式システムの開発を行っていくこととする。

最後にJ-Iロケットの開発にあたって多大な助言をいただいたI SASの先生方にこの場を借りて敬意を表します。

参考文献

- (1)Saki,N.,Miwada,M.,Miyaba,H.,Sato,T., Arita,M. and Onoda,J. : Status of J-I Launch Vehicle Development. 19th ISTS,1994.
- (2)Miwada,M.,Miyaba,H.,Saki,N. and Ohashi,K. : Present and Future of the J-I Launch Vehicle. 6th ISCOPS,1995.
- (3)Sato,T.,Arita,M.,Miwada,M.,Saki,N. and Miyaba,H. : Test Flight of the J-I Launch Vehicle. 20th ISTS,1996.