

STCP-2013-012 イプシロンロケット試験機の構造系と環境条件の評価

○宇井恭一，峯杉賢治，後藤健，紙田徹，石井達哉，堤誠司（宇宙航空研究開発機構），
岸光一（株式会社 IHI エアロスペース）

The Evaluation of the Structure Subsystem and the Environment Conditions of the First Flight Test of the Epsilon Launch Vehicle

Kyoichi Ui, Kenji Minesugi, Ken Goto, Toru Kamita, Tatsuya Ishii and Seiji Tsutsumi (JAXA),
Koichi Kishi (IHI Aerospace Co., Ltd.)

Key Words: First Test Flight, Epsilon Launch Vehicle, Structure, Load, Acoustic, Vibration

Abstract

The modal survey development of the structure subsystem for the Epsilon Launch Vehicle make full use of the heritages of M-V and H-IIA launch vehicle structure for the effective development. Moreover, an advanced research of drastic cost-reduction technology of launch vehicle structures conducts for a next step small solid launch vehicle in parallel with the Epsilon Launch Vehicle development. This paper is introduced with the structure subsystem, especially explained the new development components and the advanced research.

1. 諸言

イプシロンロケット試験機は平成 25 年 6 月より射場作業を開始し，7 月末までに M 整備塔への全段組立を終了し¹⁾，8 月上旬に全機モダルサーベイ試験を実施し，9 月 14 日に惑星分光観測衛星 (SPRINT-A) を計画通りの軌道へ投入することに成功した。一方，打上げ時の音響環境を低減するための射座・煙道設計は，サブスケール燃焼試験を経て外部音響環境条件を設定した。本稿では，全機モダルサーベイ試験，機械環境を含む構造系のフライトデータ評価を述べる。最後にイプシロンロケット低コスト化に向けた構造系研究計画の概要を述べる。

2. イプシロンロケット構造系概要

イプシロンロケットは全長約 24.4m，代表直径 2.6m，3 段式の固体ロケットシステムである。効率的開発のため，1 段モータから後端は H-IIA ロケット用ブースタをベースとした構成，1 段モータより先端側は M-V ロケット 3 段・4 段の構成をベースとし，第 1 段機器搭載構造より先端側はフェアリング内部に搭載する。図 1 に示す通り，多くのコンポーネントを既開発コンポーネントの流用を計画している。ただし，部品枯渇に対応しつつ，低コストかつ高性能化を図った 2 段および 3 段モータケース，流用可能なコンポーネントが存在しない第 3 段機器搭載構造，

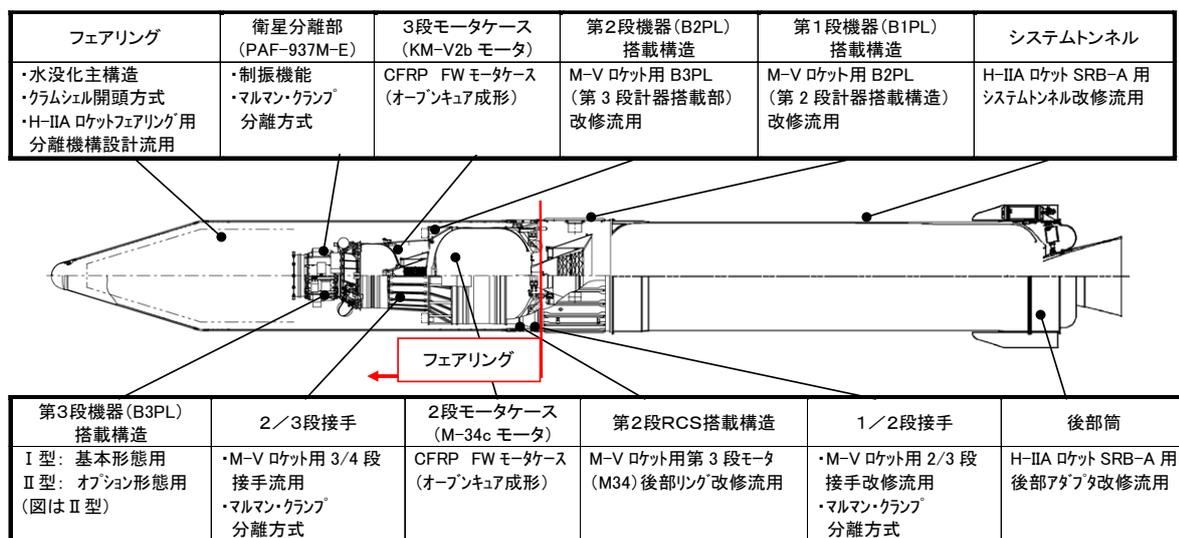


図 1 イプシロンロケット 構造系概要

ペイロードインタフェースの標準化および1段燃焼振動に対応した制振機構を挿入した衛星分離部および水没化、ドアクローズ時間短縮化など運用性向上を目指した要求を追加したフェアリングが新規開発コンポーネントとなる^{3,4)}。

3. 全機モデルサーベイ試験

3.1. 目的

機体の動特性（振動モード周波数，モード変位）は，射座離脱時および飛翔中に発生する荷重に密接な関係がある．イプシロンロケットでは，M-V ロケットと同様に機体を有限要素の梁モデルに置き換えて，動特性を導出している．この数学モデルは，一様梁と集中マスにより構成され，剛性値は各構造コンポーネントの剛性試験結果または試験ができなかったコンポーネントについては解析値より設定している．さらに，重量，重心位置が実際と一致するように梁の線密度，集中マスを定めている．数学モデルの概念図を図2に示す．

上記で設定する数学モデルは，各構造コンポーネントの結合部の剛性値（ジョイントローテーション等）に不確定性が残る．

全機モデルサーベイ試験は，全段結合状態で機体を加振することで，全機動特性を直接計測し，数学モデルの精度を向上することを目的とする．

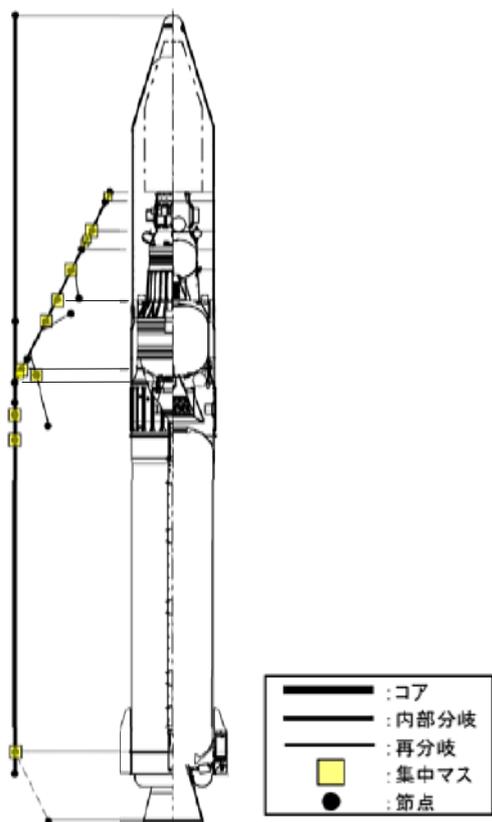


図2 梁モデル

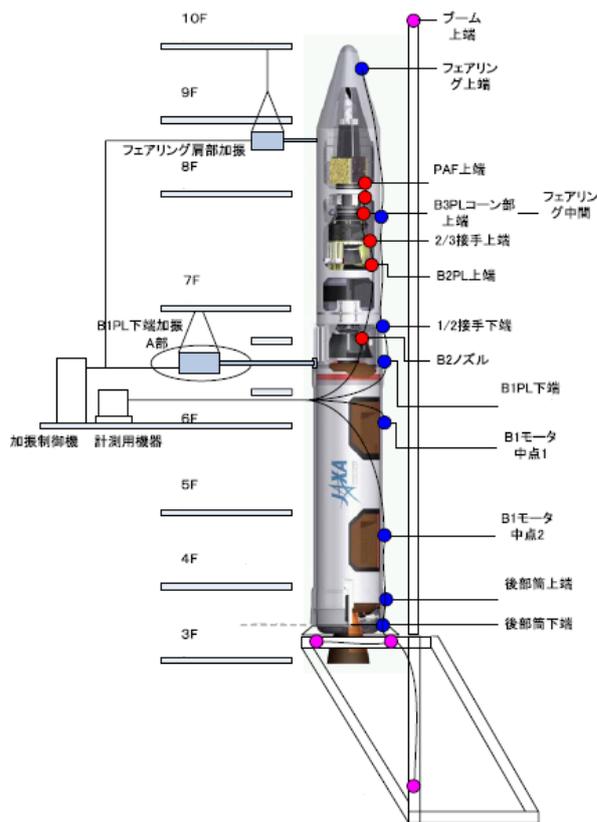


図4 試験コンフィギュレーション (●: 加速度計測点)

3.2. 試験コンフィギュレーション

イプシロンロケットはM整備塔内でランチャから片持ち設置されている射座に支持されている．この状態における機体の境界条件は，射座離脱時と同等であるが，飛翔中とは異なる．飛翔中の境界条件は，地上で再現することは不可能であるため，飛翔中の動特性を取得するためには，試験結果からロケット支持部と射座およびランチャの影響を除く必要がある．そのために，図3に示すフローに沿って実施した．この方法は，M-V ロケット初号機で実績のある方法である．試験コンフィギュレーションを図4に示す．機体加振点は，機体とのインタフェースを考慮して，B1PL部とフェアリングの2点を準備し，それぞれ単独で加振した．これは，加振点と機体各部の応答性（振れ易さ）に相関がある一方，動特性そのものは加振点によらないことから，複数の形態でデータを取得して評価することで，試験の信頼性を確保するためである．また，本試験はペイロード搭載状態で実施するため，ペイロードに過剰な振動負荷がかからないように，衛星分離部の加速度をリアルタイムでモニタしながら，加振力を調整した．

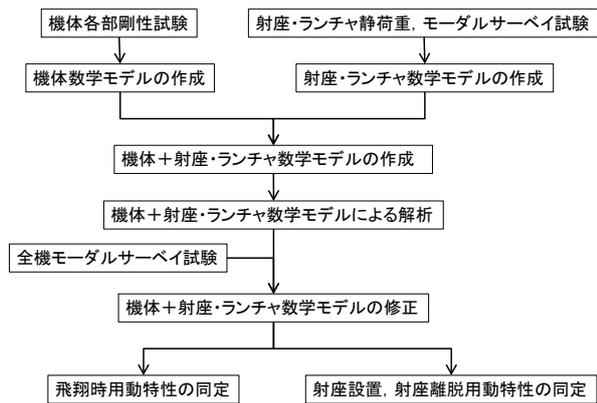


図3 数学モデル 同定フロー

3.3. 試験結果概要

試験結果は、MAC (Mode Assurance Criteria) ※を用いてその妥当性を評価した。試験後の数学モデル修正も含めた評価結果を表1に示す。各モードの物理的評価は以下の通りである。

- ・ 1次
射座上で機体が片持ちに振れるモード。固有周波数は解析の方が高い。
- ・ 2次
剛性が相対的に低くなっている制振機構入り衛星分離部が節となって振れるモード。固有振動数は解析の方が低い。
- ・ 3次
2次と同様に衛星分離部が振れるが逆位相となるモード。固有振動数は解析の方が低い。
- ・ 4次
機体中心で曲がるモード。固有振動数は解析の方がやや低い。
- ・ 5次
フェアリング（機体外側）とフェアリング内部構造が逆位相に振れるモード（シザーズモード）。解析の方が低い。

以上より、試験結果に対して主に以下の数学モデルを修正した結果、MAC値としても高い一致を示し、数学モデルの同定作業を完了させた。

- ・ 1次の結果より、射座と機体の結合面における剛性を低くした。
- ・ 2次以降の結果より、機体の剛性値を高くした。

表1 試験評価結果

モード	解析[Hz]	試験[Hz]	修正後解析[Hz]	修正後MAC[%]
1次	1.42	1.39	1.40	99.1
2次	3.79	4.29	4.11	97.3
3次	4.83	5.20	4.94	92.3
4次	7.54	7.61	7.55	98.7
5次	10.17	12.34	11.05	99.4

※ $MAC = (\phi_M^T \phi_C)^2 / \{(\phi_C^T \phi_C)(\phi_M^T \phi_M)\}$
 ϕ_M = 試験で得られた振動モードベクトル
 ϕ_C = 解析で得られた振動モードベクトル

4. 構造系フライトデータの評価

4.1. 発生荷重

機体発生荷重は、歪ゲージを用いて直接的に計測することができなかつたため、PAF, B3PL, 第2段RCS 搭載構造の機軸・機軸直方向加速度履歴を用いて推算した。推算誤差を考慮しても、制限荷重に対して十分小さい値であることを確認した。

4.2. 分離特性

イプシロンロケット試験機の実験機は、フェアリング分離、1/2段分離、2/3段分離、3段/PBS分離、衛星分離の計5イベントがあるが、いずれもほぼ計画値通りの時刻に検出されていることを確認している。また、分離時の姿勢誤差（ポインティングエラー）、姿勢角速度、姿勢角加速度なども表2に示す通り、要求を満足していることを確認している。

表2 各段分離結果

項目	要求	フライトデータ	適合性	
1/2段分離	分離時姿勢角速度:0.38(deg/s)以下※1)	0.29(deg/s)	○	
2/3段分離	スピニングアップ	角速度:360(deg/s)以下	227.8(deg/s)	○
		角加速度:90(deg/s ²)以下	61.3(deg/s ²)	○
	分離時姿勢角速度:0.22(deg/s)以下※1)	0.20(deg/s)	○	
3段/PBS分離	ポインティングエラー:1.9(deg)以下	約0.5(deg)	○	
	分離時姿勢角速度:1.95(deg/s)※1)	1.38(deg/s)	○	

4.3. 熱特性

機体各部の温度は、評定温度に対して十分余裕をもって満足していることを確認している。これは、試験機の軌道が熱設計の評定としている軌道に対して、熱的に有意に優しい軌道であることに起因している。

5. 機械環境条件評価

5.1. 準静的加速度

各段飛行中の最大の準静的加速度を表3に示す。いずれも予測以下であり、また参考を示したペイロードICS以下でもあり、問題ないと評価している。

表3 準静的加速度

項目		フライト結果	ペイロードICS規定値 (参考)
1段飛行中	機軸	20.1m/s ²	22.4±11.2m/s ²
	機軸直交	6.3m/s ²	39.2m/s ² 以下
2段飛行中	機軸	64.7m/s ²	87m/s ² 以下
	機軸直交	5.4m/s ²	9.8m/s ² 以下
3段飛行中	機軸	69.6m/s ²	110m/s ² 以下
	機軸直交	7.8m/s ²	9.8m/s ² 以下

5.2. 外部音響

ランチャ先端（フェアリング先端に相当）の左右に付けた2つのマイクロフォンの計測結果、イプシロンロケットで規定していた外部音響環境、M-Vロケットで設定した外部音響環境を比較したものを図5に示す。射座・煙道設計の効果により、外部音響環境はイプシロン規定値を満足していると評価している。さらに、M-Vロケットに対しては、1段モータの違いに起因するレベルが3dB程度あるが、それを差し引いても10dB程度有意な低減になったと評価している。今後は、機体の挙動や他地点で計測した結果も用いて、詳細な音響環境計測評価を実施する計画である。

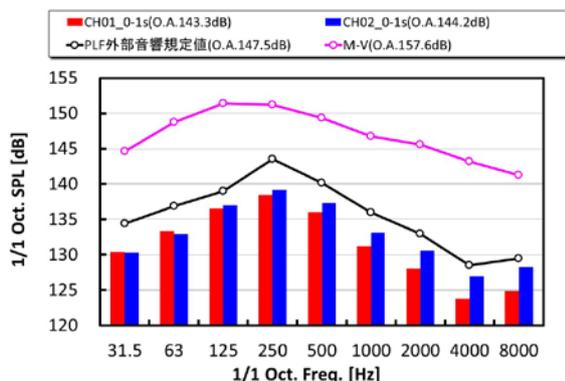


図5 外部音響環境評価 (CH01, CH02 : 計測結果)

5.3. 内部音響

フェアリング内部音響結果を国内外の他のロケットのユーザーマニュアルから引用した音響レベルと比較する形で図6に示す。フライトデータは、サンプリングの都合上2,000Hzまでしか評価していないが、500Hzまでは射座煙道設計の効果、500Hz以降はフェアリング内面に貼付した防音ブランケットの効果により音圧レベルが低減された結果、イプシロン内部音響環境規定値に対して各帯域で5dB以上低減されているだけでなく、世界トップレベルの内部音響環境が実現できたと評価している。

B1PL部、後部筒の内部音響環境も、外部音響環境の低減効果もあり、規定値を満足していると評価している。

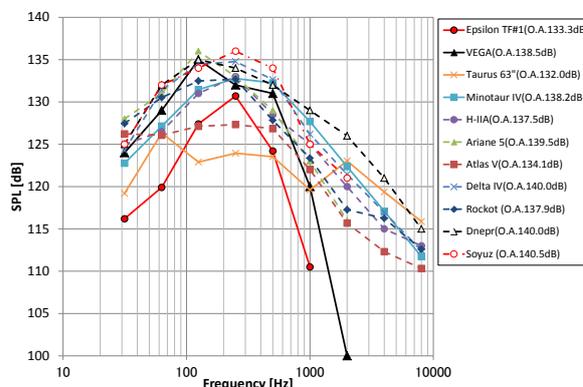


図6 フェアリング内部音響環境

5.4. ランダム振動

ランダム振動は音響環境に励振されて発生するため、5.2, 5.3項で示した結果により各部の応答は規定値を満足していることを確認している。

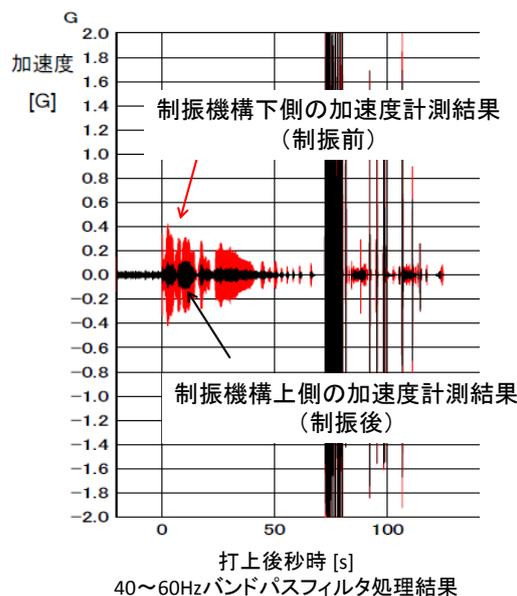


図7 制振前後の正弦波振動レベル

5.5. 正弦波振動

1段モータの燃焼振動に起因する正弦波振動については、ペイロードに対して制振機構を挿入して緩和対策を施したため、制振前後のレベルを図7に示す。まず、ペイロードICSの規定値は制振後の振動レベルが2.0Gp-pであるのに対し、フライト結果としては図7に示す通り、0.2Gp-pとなり十分に小さい結

果となった。これは、制振前のレベルが0.4Gp-p相当で事前の予測結果（最大6.7Gp-p）に対し、かなり小さい結果となったためである。制振性能としては、設計通り1/3~1/4の低減効果を示している。

一方、機体全体の正弦波振動応答については、制振機構近傍ほど小さいレベルではないため、振動解析モデルのコリレーションも含め、評価を実施する計画である。

5.6. 衝撃

各段分離衝撃については、機体計測系の都合上、計測レンジおよびカットオフ周波数の関係で、仕様に対して正確な評価ができないことが事前にわかっている。今後、可能な範囲で評価する計画である。

5.7. フェアリング内面温度

フェアリングコーン部、シリンダ部の内面温度履歴とICS規定値を比較したものを図8に示す。ICS規定値は空力加熱評価軌道（速く低く飛ぶ軌道）を元に設定されているため、試験機は有意に低い温度であることを確認した。

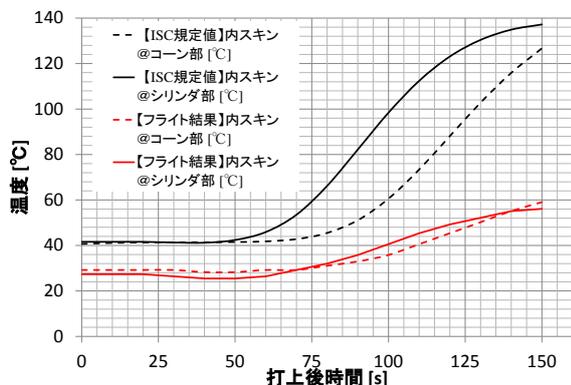


図8 フェアリング内面温度履歴

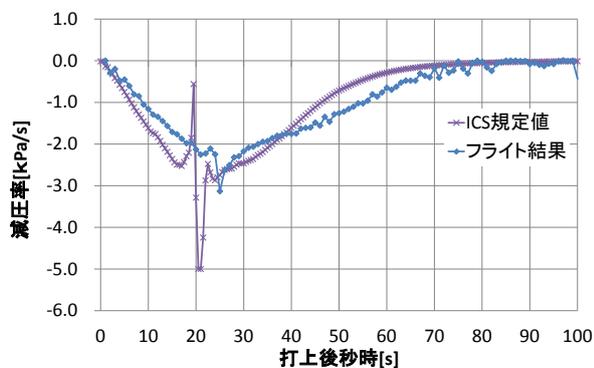


図9 フェアリング内減圧率履歴

5.8. フェアリング内減圧率

フェアリング減圧率履歴とICS規定値を比較したものを図9に示す。ICS規定値はベンディング評価軌道（速く高く飛ぶ軌道）を元に設定されているため、全体として減圧速度は小さく（空気がゆっくり抜ける）、遷音速域で発生する最大減圧率は規定値に対して大幅に小さいことを確認した。

6. イプシロンロケット低コスト化に向けた構造系研究概要

イプシロンロケットは段階的開発を実施する計画である。既存品を最大限活用して開発した試験機と異なり、次のステップの構造系では、低コスト化と高性能化を両立するための新たな技術を導入する。キー技術として検討しているものが2つある。1つは、CFRP構造の低コスト・ニアネット成形技術を積極的に採用し、2次構造まで含めた構造体の製造・組立コストを低減させること。もう1つは、環境緩和技術を構造体側で導入することで、アビオニクス耐環境設計、検証試験コストを低減させること、である。少なくとも前者によって、構造体そのもののコストを従来構造の半分にすることを目標としている。現在、CFRP低コスト成形構造の試作を実施し、製造コストの観点では目標達成の目途を得つつある。現在強度・剛性の評価を実施中である。試作例として、CFRPハニカムサンドイッチ構造を図10に示す。



図10 CFRPハニカムサンドイッチ構造の試作結果
(左：全体外観、右：内部の機器搭載板)

7. 結言

イプシロンロケット試験機は、射場作業で実施した最後の開発要素である全機モダルスーバイ試験を良好に終了し、フライトに供した。フライトデータは、全般良好であり、機械環境については音響環境、正弦波振動を中心に予測より大きく緩和された

状態で飛行していたことを示す結果となっており、フライトとしても良好であったと評価している。

今後は、2号機以降に向けて衛星機械環境緩和の検討を続けるとともに、イプシロンロケット低コスト化に向けた構造系研究を鋭意進めていく計画である。

参考文献

- 1) 小野, 下瀬, 峯杉, 米, 伊藤, 徳永, 小原, 波光 : イプシロンロケット試験機の組立・発射設備の運用, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, 論文番号 1Z02, 2013.
- 2) 宇井, 峯杉, 寺島, 堤, 石井, 岸, 西尾, 堀尾 : イプシロンロケット構造機構系の開発と機械環境, 日本航空宇宙学会誌, Vol.60, No.1, pp.8-13, Jan. 2012.
- 3) 伊海田, 紙田, 中川, 宇井, 西尾, 知久 : イプシロンロケット衛星フェアリングの開発と運用, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, 論文番号 1Z09, 2013.