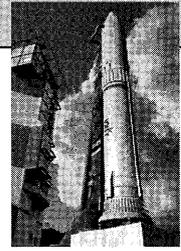


特集 イプシロンロケットの開発 第3回

イプシロンロケットの推進系の開発^{*1}徳留真一郎^{*2}・宇井恭一^{*3}・清水文男^{*3}・羽生宏人^{*2}・谷内雄作^{*4}・佐野成寿^{*4}

イプシロンロケット二段階開発の最初のステップでは、本質的な低コスト化と即応性の向上を目指す革新的機体システム技術の開発に重きを置いている。推進系の開発においては、H-IIA や M-V の開発で培われた技術を最大限活用することによって、期間、コスト、リスクを抑え、革新的機体システム技術の早期実証及び近い将来の小型衛星打上げの要求に応える。第1段モータには基幹ロケットの SRB-A モータを共用し、第2段、第3段には M-V-5 号機の第3段モータ、キックモータをほぼそのまま流用して M-V をしのぐ輸送効率を達成する。推進系の新しい開発課題は、多様なミッションへの対応能力を高める PBS の小型液体推進系、そして第1段推力飛行中のロール制御と同コースティング中の3軸制御を担う SMSJ 装置である。2013年度の初飛行を目指すイプシロンの推進系開発は、2011年度内に詳細設計を完了して初号機製造に進む見通しである。

Key Words : Propulsion System, Solid Rocket Motor, Post Boost Stage, Small Liquid Propulsion

1. はじめに

JAXA は、革新的なシステム技術の導入によって地上設備と運用形態の簡素化を図り、さらに製造から射場組立までの迅速化によって即応性の向上を目指すイプシロンロケットの開発を進めている。その中では、本質的な低コスト化につながる先進的な機体システム技術の開発に重きを置き、H-IIA 及び M-V の開発で培われた技術を最大限活用することによって従来技術の維持・継承を図り、効率よく発展型の固体ロケットシステムを構築する方針である¹⁾。

推進系については、固体推進系技術の継承と発展の観点から、従来技術の改良と洗練を図る一方で、次世代機体開発につながる新技術の研究も、JAXA/メーカー一体となって進めているところである。

本稿では、開発に移行したイプシロンロケットの主推進系/補助推進系の概要、及び基本設計が終了して詳細設計フェーズに入った時点における開発の状況について述べる。

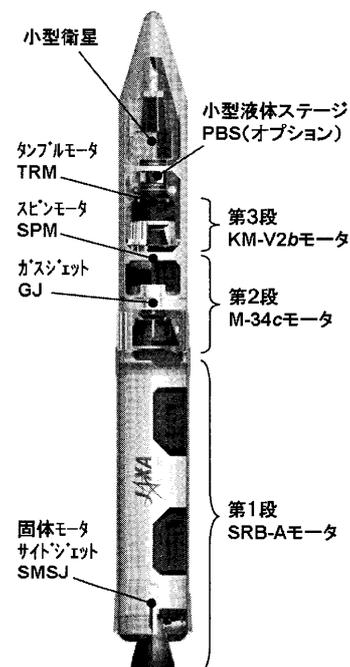
2. イプシロンロケット推進系の概要

イプシロンロケットの基本形態は、全段固体の3段式である。全備質量 91 ton に対して地球周回低軌道 (LEO) への投入能力 1.2 ton という性能は、規模で M-V の 2/3、

ペイロード比でわずかにそれをしのぐ。第1図にイプシロンロケットの機体構成と推進系の概要を、また第1表にそれらの主要諸元をまとめた。

第1段には、H-IIA ロケット 204 型及び H-IIB ロケットに用いられる長秒時型 SRB-A モータを共用することによって低コスト化を図る²⁾。当該モータの2段推力パターンは、燃焼時間が長くなるため重力損失の観点からは不利であるが、燃焼中の加速度/動圧環境条件を緩やかにするため、機体の荷重条件を緩和するメリットがある。

第1段推力飛行中のヨー/ピッチ制御は、大型電動アクチュエータによる可動ノズル式推力方向制御 (MNTVC) により行われる。また、同ロール制御及び1段モータ燃焼



第1図 イプシロンロケットの構成と推進系

^{*1}© 2012 日本航空宇宙学会

平成 23 年 12 月 28 日原稿受理 Development of Propulsion Systems for Epsilon Launch Vehicle

^{*2}宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 宇宙輸送工学研究系 Shinichiro TOKUDOME and Hiroto HABU

^{*3}宇宙航空研究開発機構 イプシロンロケットプロジェクトチーム Kyoichi UI and Fumio SHIMIZU

^{*4}株式会社 IHI エアロスペース ロケット技術部 Yusaku YACHI and Naruhisa SANO

第1表 イプシロンロケット推進系の構成と計画諸元

項目		計画値
機体システム全備質量		約 91 ton
軌道投入能力 (地球周回低軌道 LEO)		1.2 ton
第1段 (3軸制御: MNTVC/SMSJ)		全備質量 (含フェアリング) 約 76 ton
SRB-A 主モータ	推進薬量 (BP-210J)	66.0 ton
	全燃焼時間	120 s
	平均比推力*	283.6 s
SMSJ ×2基	推進薬量 (GGP-3B)	50 kg (1基)
	制御力*	270 N 以上
	運転時間	171 s 以上
第2段 (3軸制御: MNTVC/GJ)		全備質量 約 12 ton
M-34c 主モータ	推進薬量 (BP-205J)	10.7 ton
	平均推力*	377 kN
	全燃焼時間	105 s
	平均比推力*	299.9 s
GJ 23 N スラスタ ×6基 ×2モジュール	推進薬量 (ヒドラジン)	18 kg
	総力積*	約 34 kN・s
SPM スピンモータ ×2基	推進薬量 (BP-250JA)	1.6 kg (1基)
	平均推力*	0.85 kN
	燃焼時間	4.8 s
第3段 (スピン安定) (ラムライン制御: PBS 搭載 GJ)		全備質量 約 3 ton
KM-V2b 主モータ	推進薬量 (BP-205J)	2.5 ton
	平均推力*	81.3 kN
	全燃焼時間	91.1 s
	平均比推力*	301.7 s
TRM タンブルモータ (基本形態)	推進薬量 (BP-250JA)	0.04 kg
	総力積*	約 91 N・s
小型液体ステージ PBS (3軸制御: RCS) (軌道調整: OMS)		全備質量 約 0.3 ton
ラムライン GJ 50 N スラスタ ×1基	推進薬量 (ヒドラジン)	1 kg 以上
	総力積*	2 kN・s
OMS/RCS 50 N スラスタ ×8基	推進薬量 (ヒドラジン)	83 kg 以上
	比推力* パルス作動 連続作動	180 s 以上 215 s 以上

*真空中

終了後から1/2段分離までの3軸制御には、第1段モータ後部筒外壁の機軸対称位置に2基搭載される新型の固体モータサイドジェット (SMSJ) 装置が用いられる²⁾。SMSJには、M-V型ロケットの固体モータロール制御 (SMRC) 装置及びSMSJ装置に採用されていたフラップ式のホットガスバルブ (HGV) による対向2方向噴射方式に替わって、それを発展させた新開発のロータリー式

HGVによる直交3方向噴射方式の制御機構を採用すべく開発を進めている。それによりM-Vではそれぞれ4基装備されていたSMRC装置及びSMSJ装置を大型化して2基に集約し、システム全体の簡素化と低コスト化を図る方針である。

第2段、第3段の上段推進系については、「はやぶさ」を打ち上げたM-V-5号機の第3段モータ、キックモータの基本設計をほぼそのまま踏襲するM-34cモータ、KM-V2bモータの組合せを採用する。M-V開発で培われた基幹技術を最大限に活用することにより、開発の期間、コスト、リスクを抑えて、近い将来の小型衛星打上げの要求に応える。

第2段推力飛行中のヨー/ピッチ制御は、M-Vの第3段と同様にM-34cモータのMNTVCによる。また、同ロール制御と2段モータ点火前及び燃焼終了後の3軸制御には、モータのノズル周りに搭載されたガスジェット装置 (GJ) が用いられる。第3段については、スピン姿勢安定によって推力飛行することとし、3段式の基本形態においては誘導制御を行わない。ただし、高い軌道投入精度を求めるミッションに対しては、第3段の上にオプションとして追加される小型の液体ステージ (ポスト・ブースト・ステージ PBS) によって、第3段燃焼中のラムライン制御及び同段燃焼後衛星分離までの姿勢制御 (RCS機能) と軌道調整 (OMS機能) を行い、液体ロケットシステム並みの投入精度を達成する。

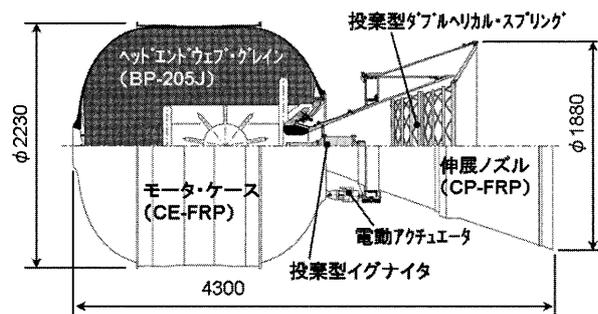
そのほか、第2段の機器搭載部に装備され、第3段のスピンアップに用いられるスピンモータ (SPM)³⁾、基本形態において、衛星分離後に3段ステージを衛星軌道から離脱させるためのタンブルモータ (TRM) の各小型固体モータが、M-Vからほぼそのままの仕様で継承される。

3. 上段固体モータ

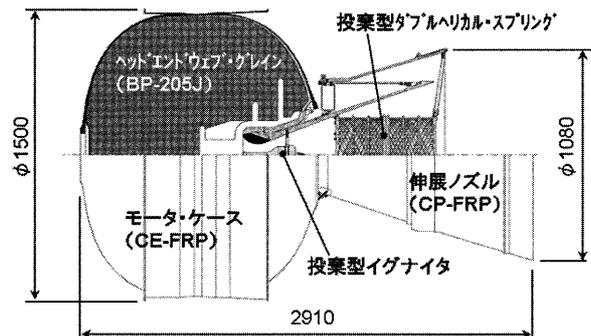
第2段M-34cモータ、第3段KM-V2bモータの概要をそれぞれ第2、3図に示す。それらの特徴づけるのは、高密度・高比推力の固体コンポジット推進薬BP-205J、それが高い容積効率で充填成形されたヘッドエンドウェブ型グレイン、投棄型後方着火方式の点火器 (イグナイタ)、内装式自己投棄型ダブルヘリカルスプリングによる伸展機構を有する伸展ノズルである^{3,4)}。以上4つの技術はM-Vからそのまま引き継がれ、M-Vそのものをしのぐ、イプシロンの高いペイロード比の実現に貢献している。

開発から10年以上が経過しているM-Vの上段モータには、すでに製造されていない素材やメーカーの撤退に伴い入手先を変更せざるを得ない材料などが用いられている。また、材料技術の進歩によって、コスト削減を達成する改修が可能となっていることから、本開発では、設計、材料、製造工程について8項目に及ぶ改修を行う。

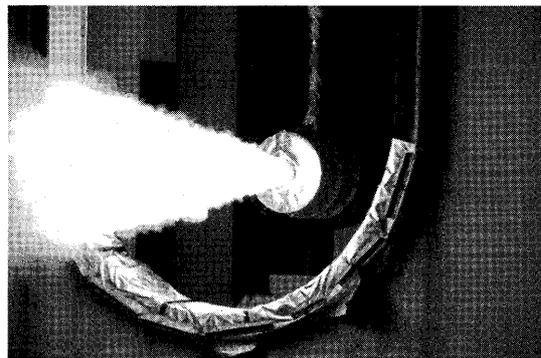
上段モータ唯一の新規開発項目であるモータケースについては、ケース内面形状をそのままに、材料更新に伴う設計の変更を行う。すなわち、従前のCFRP素材の生産が完了したことに伴い、より高強度の炭素繊維を用いたプリ



第2図 M-34c モータの概要 (寸法: mm)



第3図 KM-V2b モータの概要 (寸法: mm)



第4図 M-34SIM-3 モータの燃焼試験

プラグに変更して積層数を減らすとともに、成形工程を従前のオートクレープキュア (加圧硬化) からオープンキュア (非加圧硬化) へと簡素化することによって、製造コストの低減を図る。

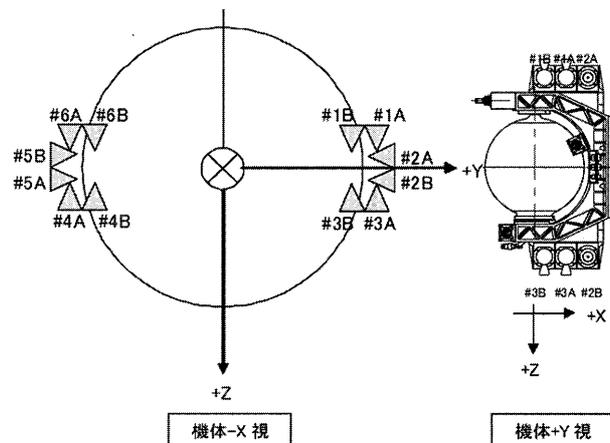
変更項目のうち、燃焼ガスの流れに直接さらされる耐熱材、断熱材の部分については、該当コンポーネントの機能が従来レベルであることを実機と同等以上の加熱率/圧力環境で確認する必要があると判断した。そこで、それらの評価に必要な燃焼環境を作り出せる M-34c モータ 1/4 スケールのサブサイズモータによる地上燃焼試験を、2011年9月30日に JAXA の能代ロケット実験場において実施している (第4図)。その成果も踏まえて、2011年度内に詳細設計を完了させ初号機製造に着手する。

4. 第2段/PBS 搭載小型液体推進系

第2表にイプシロンロケットの第2段およびPBSに搭

第2表 第2段/PBS 搭載液体推進系の主要計画諸元

機能系統	第2段搭載	PBS 搭載推進系	
	GJ 装置	(オプション形態)	
機能系統	RCS	ラムライン制御	OMS/RCS
推進薬	ヒドラジン (一液式)		
推進薬供給方式	GN ₂ 加圧 (プロードアウン式)		GN ₂ 加圧 (調圧式)
推進薬量	17.7 kg	1 kg 以上	83 kg 以上
スラスト基数	23 N×6 基 ×2 モジュール	50 N×1 基	50 N×8 基
Wet 質量	70 kg 以下	13.6 kg 以下	164.8 kg 以下
運用期間	1/2 段分離 ~ 2/3 段分離	3 段燃焼中	3 段燃焼後 ~ 衛星分離 / 軌道離脱



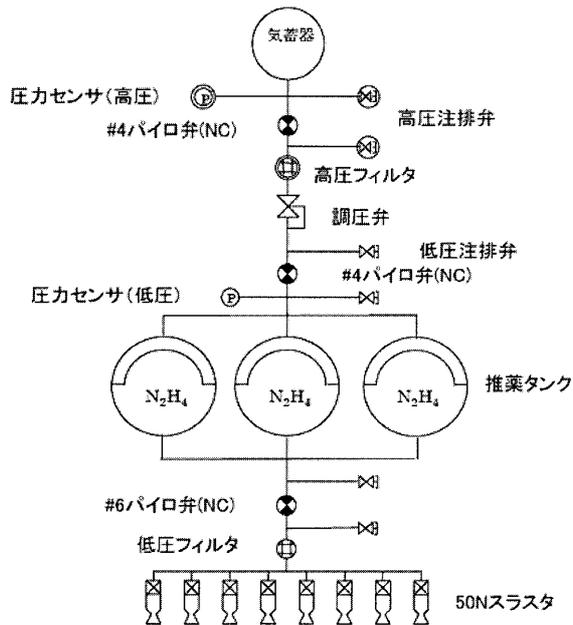
第5図 第2段搭載 GJ の配置図とモジュールの外観

載される液体推進系の主要な計画諸元をまとめる。

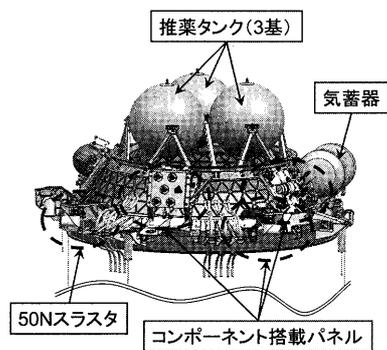
第2段に搭載される姿勢制御用 GJ 装置は、M-34c モータのノズル周りに艤装される。1/2 段分離から 2 段モータ点火までの 3 軸制御、同モータ燃焼中のロール制御、同モータ燃焼終了後から 2/3 段分離までに実施する姿勢変更に使われる。当該 GJ は、M-V の第3段に装備されていたサイドジェット (SJ) 装置とほぼ同じ役割を担い、周辺コンポーネントも M-V からの継承品であるが、作業性・運用性を向上させる設計に改良されている⁵⁾。M-V ではモータケース後端部に円環状の SJ システム構体を結合する形態であったのを、2つの互換性あるモジュールを機軸対称位置に置く形態とする。

第5図に2つのスラスト・モジュールの配置を示す。モジュールあたり6基装備される23Nスラストは、2基一組として直交3方向に噴射する形で配置されている。同モジュールは、搭載位置及び機体間で互換性を持たせられるよう仕様が共通化されており、機械的ファスナ及び電気的コネクタの着脱により、容易に組付け/取外しができる。また本システムでは、製造メーカーの工場での推進薬及びその加圧ガスの充填を行うことによって、射場作業を減らし運用コストの低減を図る方針である。

詳細設計フェーズの現在は、新規に開発する搭載構造や推進薬タンクの開発試験などを実施している。年度内に設



第6図 PBS搭載小型液体推進系の系統図



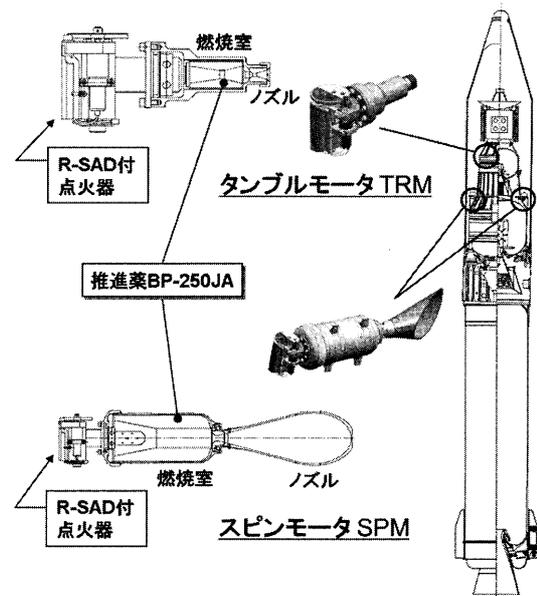
第7図 PBS搭載小型液体推進系の形態概要図

計を固めてフライト品の製造に着手し、2013年1月までに初号機用FMを完成させる計画である⁵⁾。

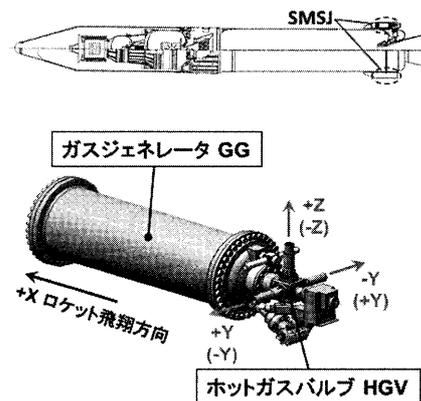
一方PBSには、第3段燃焼終了後の軌道調整、3軸制御、衛星分離後の軌道離脱のためのOMS/RCS兼用の小型液体推進系、及び第3段推力飛行中のラムライン制御のためのガスジェット装置一式が、それぞれ独立に搭載されている。それらの開発は次の4つの方針の下で行われている。

- ・小型衛星ミッションへの柔軟な対応を実現すること
- ・基幹ロケット技術基盤の共有化・強化を図り信頼性を向上させること
- ・地上設備を含めた運用の効率化を追及しつつ高度な技術とのバランスをとってコスト低減を図ること
- ・次世代標準技術を取り入れて打上げシステムの革新的向上を図ること

第6図にOMS/RCS小型液体推進系の系統図を、第7図にその機装概要図を示す。50Nスラスタ8基と推進薬タンク3基は、H-IIAロケットのRCSに採用されているものを共用する。各スラスタは、2基一組で機軸方向とそれに垂直な面内方向の2方向に制御力を発生するよう配置



第8図 SPMとTRMの概要



第9図 SMSJの概要

されるが、その噴流とPBS機器搭載構造との干渉を考慮してキャント角が付けられる計画である。供給系には調圧式のガス加圧供給方式を採用して、推力の変動幅を小さくする要求に応える。本小型液体推進系の運用においては、推進薬のみを製造メーカーの工場で充填することによって、射場作業の簡素化を図る。

ラムライン制御用ガスジェット装置には、H-IIAのRCS用スラスタが1基、同推進薬タンクの技術をベースに新規開発された推進薬タンクが1基用いられている⁵⁾。軽量化・簡素化の観点から、ブローダウン式のガス加圧供給方式を採用した装置一式は、OMS/RCSと同じPBSの3段機器搭載構造コーン部(第7図)に装備される。本装置についても、第2段搭載のGJと同様に、推進薬とその加圧ガスを製造メーカー工場で充填することによって、射場作業を簡素化する方針である。

PBS搭載小型液体推進系における新規開発項目は、OMS/RCSの気蓄器、ラムライン制御装置の推進薬タンク、推進系の搭載構造である。それらの開発試験を2012年度第一四半期までに完了させ、さらに2013年1月末ま

