

イプシロンロケット補助推進系SMSJの開発について

○浅賀 健太郎, 反野 晴仁, 中野 信之, 大塚 浩仁, 佐野 成寿, 浅野 俊介 (IHI エアロスペース)
徳留 真一郎, 安田 誠一, 清水文男 (JAXA)

1. はじめに

イプシロンロケットは2013年8月に初号機の打ち上げを計画している全段固体の3段式ロケットである。(図1-1参照)その開発目的は、①M-Vロケットなどで培われた我が国の固体ロケット技術の継承と発展、②多様な小型科学衛星の打ち上げ要求への対応、③固体ロケットの低コスト化である。そのため、イプシロンロケットでは、1段目(以下B1)に基幹ロケットH-II AのブースターであるSRB-Aを、2、3段目(以下B2、B3)にそれぞれM-Vロケットの上段モータであるM34、KM-V2モータをベースとして採用し、開発コストの削減を実施している。機体構成の変更やコスト低減の観点から、補助推進系のSMSJ(Solid Motor Side Jet)などは新規開発を行っている。

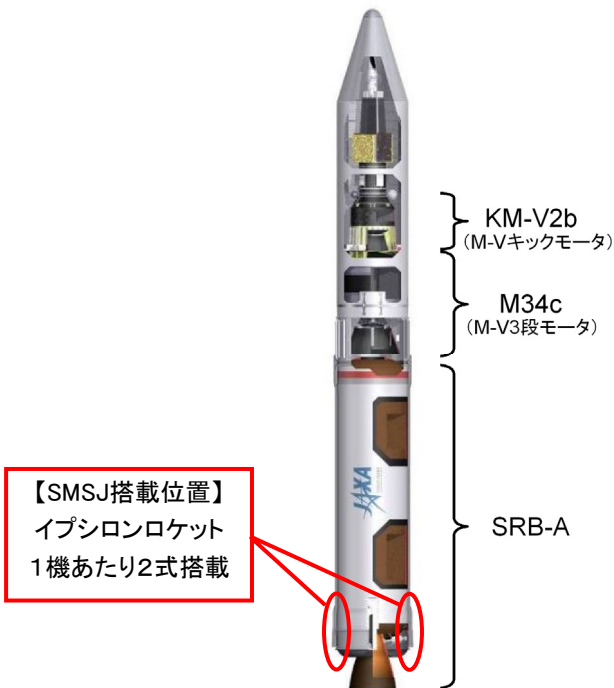


図1-1. イプシロンロケット概要とSMSJの搭載位置

2. SMSJの概要

SMSJは、イプシロンロケットB1に搭載される制御用ロケットモータである。その機能はB1燃焼中の機体のロール制御とB1燃焼後の3軸制御である。概要を図2-1及び表2-1に示す。SMSJは大きく4つのサブコンポーネントで構成されている。燃焼ガスを供給するGG(Gas

Generator)と、そのガスを噴射するHGV(Hot Gas Valve)、HGVの噴射方向を変えるための駆動モータ、そして点火装置(イグナイタ)である。

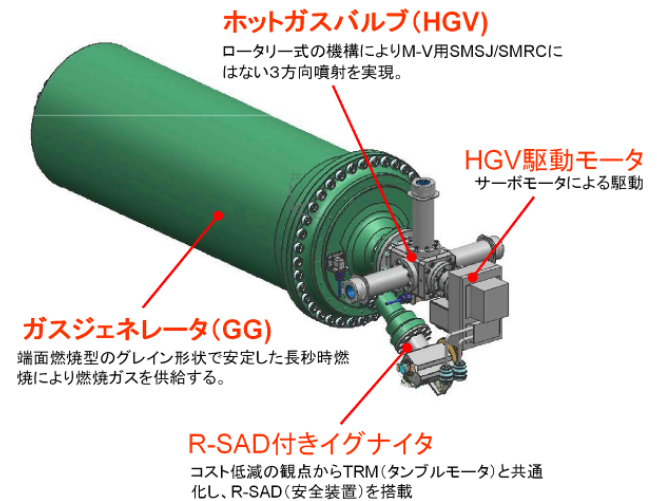


図2-1. SMSJ概要

表2-1. SMSJ主要諸元

SMSJ主要諸元		
寸法諸元	GG部全長[mm]	1161
	GG部外径[mm]	312
燃焼特性	推進薬	GGP-3B
	真空推力[N]	357(NOM)
	作動時間[s]	171以上
質量特性	全備質量[kg]	109
	推進薬質量[kg]	50

3. SMSJの特徴と開発課題

M-VロケットでもSMRC/SMSJと称される制御用ロケットモータが使用されていた。図3-1及び表3-1にM-V用SMRC/SMSJとイプシロン用SMSJの仕様の比較を示す。

大きく仕様が異なるのは、バルブ方式及び駆動方式、そして燃焼時間である。M-V用SMSJでは、ソレノイド駆動によるフラッパー2方弁であったが、イプシロン用SMSJではサーボモータ駆動のロータリー3方弁を採用した。また、B1モータへの艤装の制約から、M-V用SMSJと軸方向長さを変更せずに宇宙用ロケットモータとしては従来にない

171[s]という長い燃焼時間を実現させた。(M-V用SMSJの約2倍の燃焼時間である。)つまり、イプシロン用SMSJでは、モータにサイジングの制約がある下で、M-V用SMRC/SMSJの2倍以上の長い燃焼時間を確保し、2方向噴射から3方向噴射に変更することでロケット1機あたりの搭載数を削減させている。

イプシロン用SMSJの開発課題としては、以下の2項目があった。①長秒時燃焼特性(従来にない長い燃焼時間の確保)、②ロータリー式3方弁(HGV)の開発

〈長秒時燃焼特性〉

M-V用SMRC/SMSJと同等サイズで2倍以上の長い燃焼時間を確保するため、イプシロン用SMSJでは推進薬を新規開発した。M-V用SMRC/SMSJと同様にM-Vロケット用の補助推進系であるSPGGに採用されていたGGP-3Aをベースに低燃速化させた。

また、グレイン形状が端面燃焼型となることから、特有の中高燃焼が懸念されていたが、製造方法をブロックポ

ンディング方式から直埋方式に変更することによって発生を防止した。(過去7式のフルサイズ燃焼試験を実施し、安定した燃焼特性を確認した。)

※中高燃焼・・・燃焼面が凸状となり、燃焼内圧が上昇して異常燃焼すること。

〈ロータリー式3方弁の開発〉

HGVの構成部材は、M-V用SMRC/SMSJでの使用実績をベースに選定し、断熱材やロータリーポート部のスキマ、軸シール部を熱膨張や推力特性、摩擦負荷を考慮して耐熱設計を実施した。開発試験を繰り返し実施し、設計をフィードバックさせることにより、耐熱性を確保しつつ、シール性と摩擦低減を両立した駆動特性を確保することに成功した。

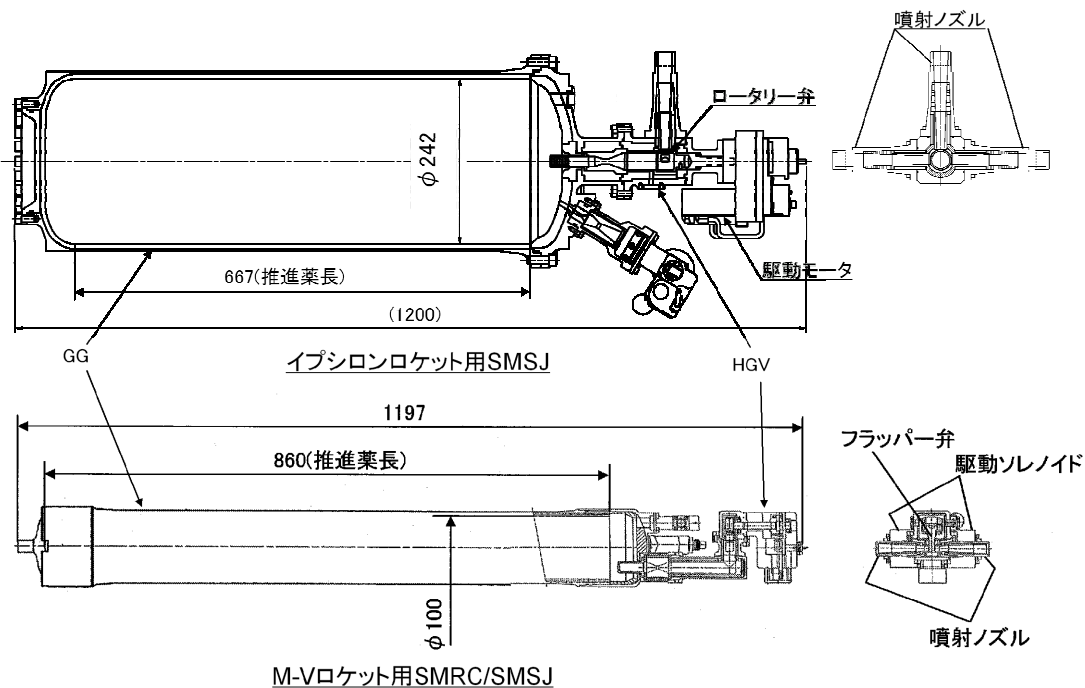


図3-1. M-V用とイプシロン用SMSJ概要

表3-1. M-V用とイプシロン用SMSJの比較

	M-V	イプシロン
バルブ方式	フラッパー式2方弁	ロータリー式3方弁
駆動方式	ソレノイド駆動	サーボモータ駆動
軸方向長さ[mm]	1197	1200
推進薬外径[mm]	φ100	φ242
推力(海面上)[N]	182(ノミナル)	357(ノミナル)
燃焼時間[s]	75以上	171以上
搭載数/機	16	2
質量[kg]	27	109

4. 開発試験結果概要

SMSJの開発試験は2012年10月に完了し、現在維持設計フェーズに移行している。2012年10月に実施した試験結果(2式)の概要を以下に示す。

図4-1が燃焼試験形態である。破線で囲まれた部分が供試体である。供試体は実機と同様に、ノズルを下向きに吊り下げられた状態でセットする。また、上述した中高燃焼の観点からX線撮影による燃焼面の観察を実施し

た。図4-3がX線撮影位置である。中高燃焼が発生した際、顕著に特徴が現れる燃焼後半のインシュレーションと推進薬の界面を2位相撮影した。図4-4に撮影画像を示す。燃焼面はやや凸形状となっているが、燃焼面は一定速度で進行しており、図4-2に示すGGの燃焼内圧計測結果も安定していることから、中高燃焼が発生していないと確認できる。

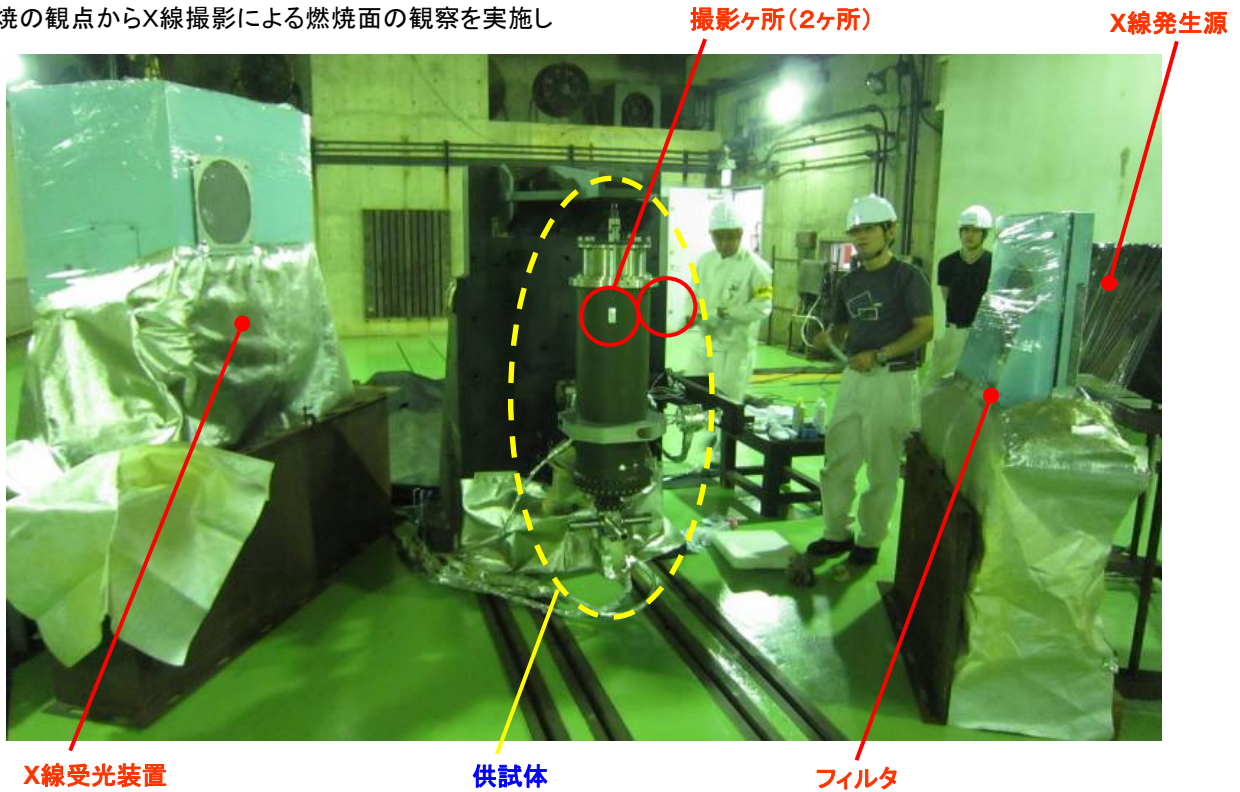


図4-1. 燃焼試験形態(2012.10実施)

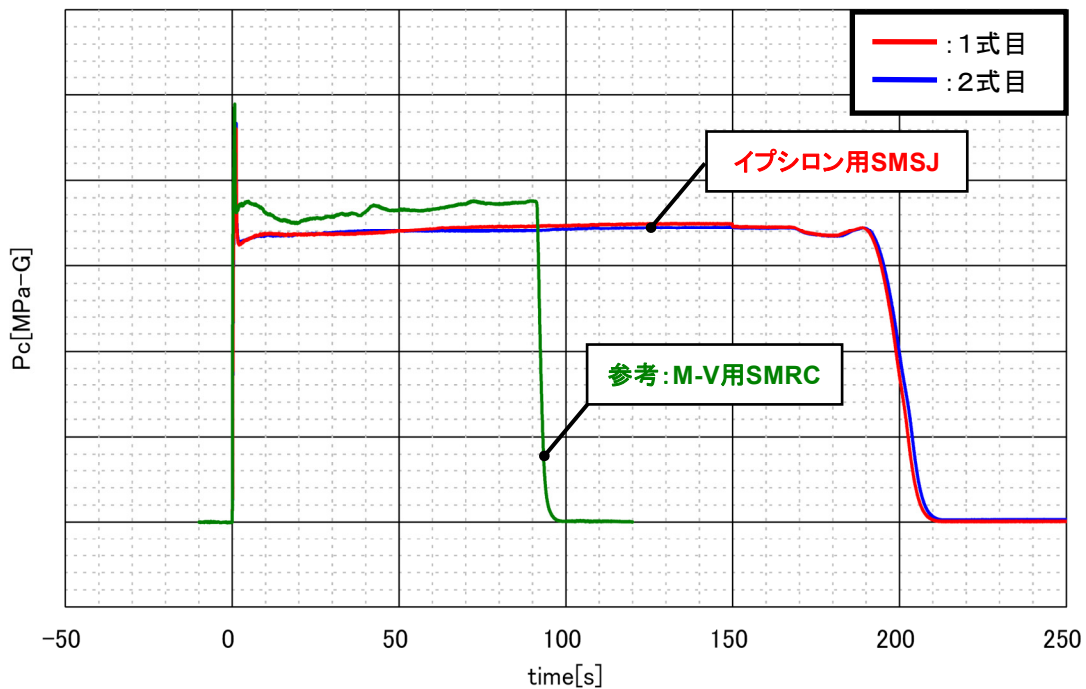


図4-2. 燃焼圧力計測結果(2012.10実施)

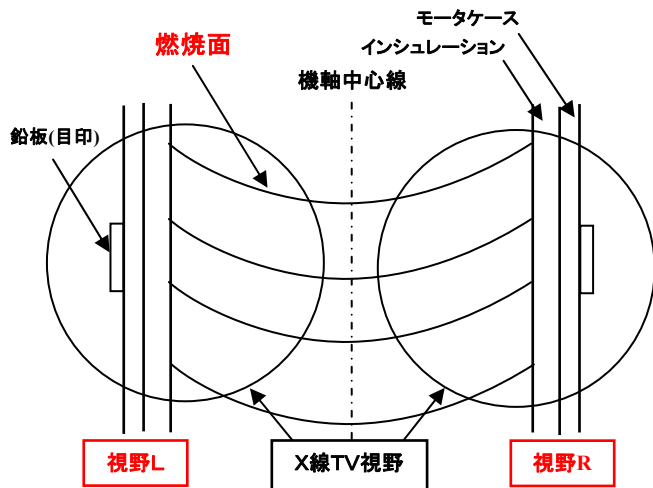


図4-3. X線撮影位置

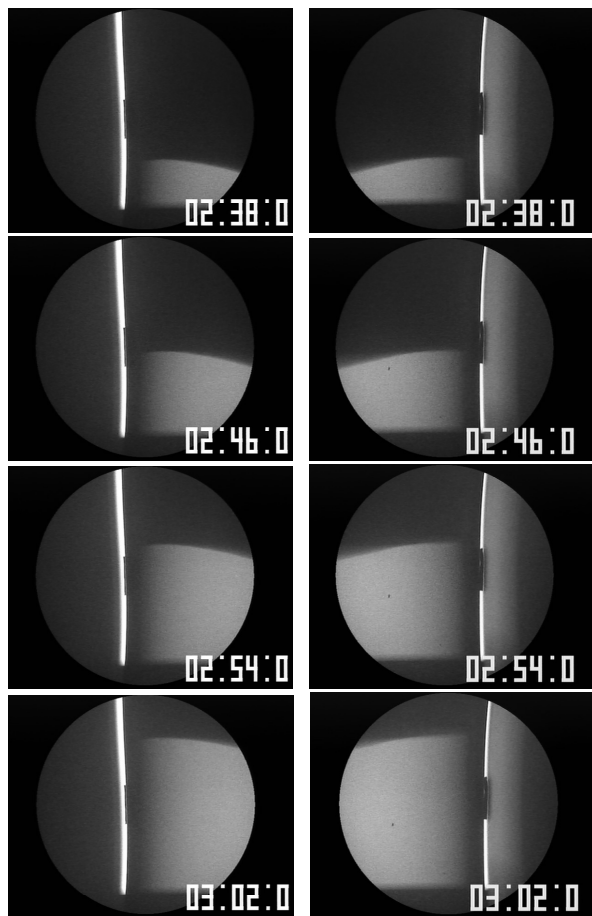


図4-4. 燃燒面のX線撮影結果

HGV部の概要を図4-5に示す。HGVはGGで発生した燃燒ガスをロータリーポート部に導入し、ポートを電動のサーボモータを駆動させることにより噴射方向を変更する。噴射方向には3つのモードがあり、制御を行わない中立噴射(0°位相)、ロール及びピッチ制御時の±Y噴射(±22.5°位相)、そしてヨー制御時のZ噴射(±67.5°)である。図4-5に燃燒中のサーモ画像を示す。各噴射モードとも問題なくスムーズな噴射が実施されている。また、燃燒終了から300[s]まで良好な駆動特性が維持できることを確認している。

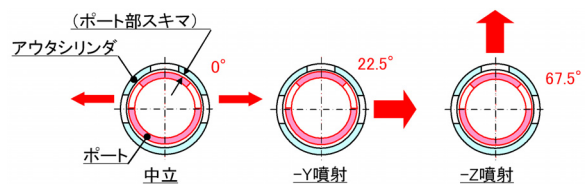
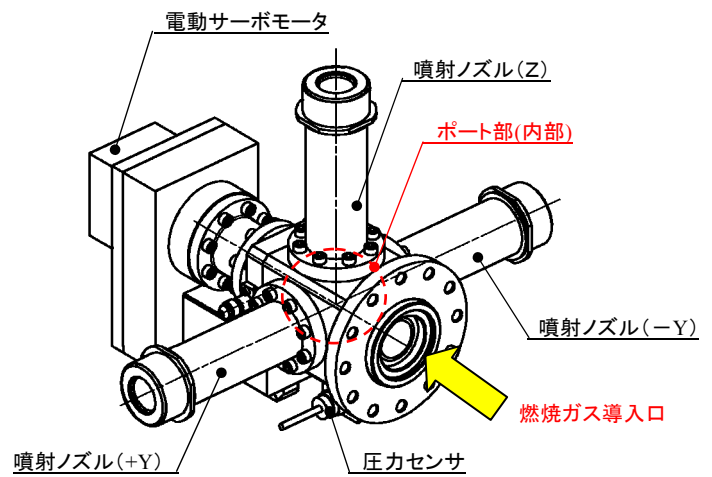


図4-5. イプシロン用SMSJのHGV概要

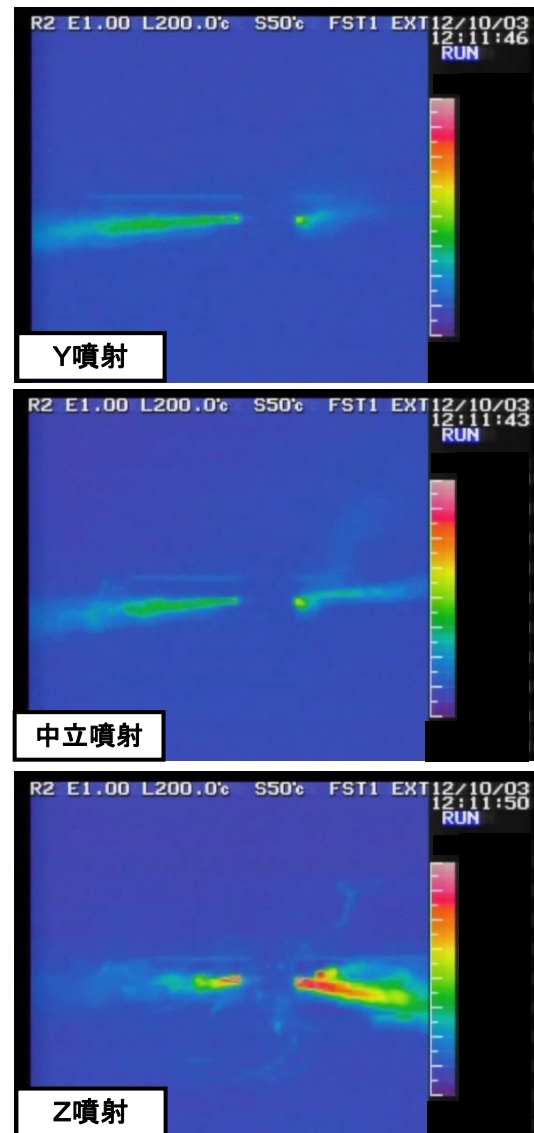


図4-5. 燃燒試験時のサーモ画像

5. 開発技術の応用案

イプシロン用SMSJは図5-1に示すように、GG部とHGV部にスロートがあり、GG部で一度ガスをチョークさせた後で、HGV部のスロートで2次チョークさせる構造となっている。開発したロータリー3方弁機構は、噴射方向を切り替えることに使用されているが、この機構をGG部に転用することを考える。

GG部にロータリー弁を適用した場合、スロート面積を変化させることができ、燃焼内圧をコントロールすることができる。これにより、中立噴射時(制御不要時)は燃焼圧力を下げ、推進薬量を削減でき、軽量化と推力レベルの調整もできる。

基礎技術は既にイプシロン用SMSJの開発にて蓄積できているが、適用には①推進薬特性の改良と②耐熱特性・防塵性の向上が必要である。

圧力指数の大きな推進薬であれば、燃焼圧力に対するスロート径の感度を大きくすることができ、圧力レベルの調整幅を大きくできる。また、耐熱環境がHGV部とは異なるため、耐熱性などに関しては、確認が必要である。

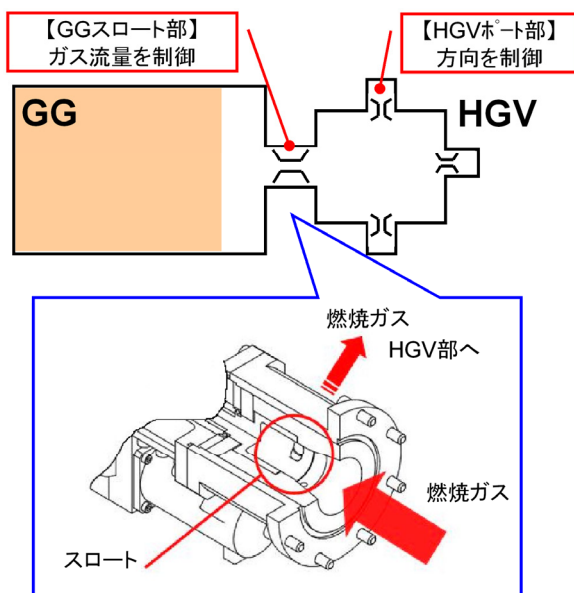


図5-1. 開発技術の概念図

6. 結論

イプシロンロケットでは、固体ロケット技術の継承と発展を目的の一つとして開発を行ってきた。補助推進系SMSJについては、従来にない長秒時燃焼特性を持ち、ロータリー式3方弁(HGV)を開発した。これにより、ロケット1機あたりに搭載される数を削減し、コスト低減させることができた。また、SMSJ開発で蓄積した技術の応用例として、スロート径を変化させることを提案した。これが実現できれば、さらに高性能な補助推進系となる。

<参考文献>

[1] 徳留真一郎, 宇井恭一, 清水文男, 和田英一, 羽生宏人, 堀恵一, 反野晴仁, 中野信之, 佐野成寿: イプシロンロケットの推進系, 第56回宇宙科学技術連合講演会, 別府国際コンベンションセンター, 2012年11月20~22日.

[2] 羽生宏人, 徳留真一郎, 堀恵一, 森田泰弘, 中野信之, 矢代顕慎, 反野晴仁: 次期固体ロケット推進系の開発計画, 第53回宇宙科学技術連合講演会, 京都大学, 2009年9月9~10日.