

# 次期固体ロケットの研究概要

## Research on Advanced Solid Rocket Launcher

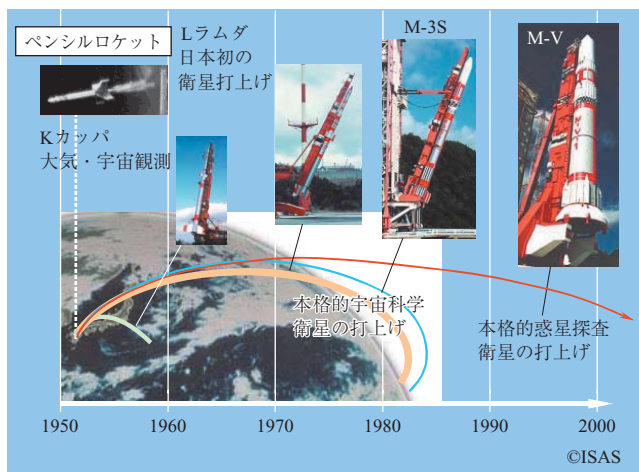
大塚 浩 仁	株式会社 IHI エアロスペース	ロケット技術部	主幹
矢木 一 博	株式会社 IHI エアロスペース	ロケット技術部	主査
岸 光 一	株式会社 IHI エアロスペース	ロケット技術部	主査
野原 勝	株式会社 IHI エアロスペース	ロケット技術部	主査
佐野 成 寿	株式会社 IHI エアロスペース	ロケット技術部	主査

次期固体ロケットは、固体ロケットとして世界最高水準の性能をもつ M-V ロケットの固体技術を維持・継承しつつ、運用性を格段に向上させた低コストの小型衛星向け新型固体ロケットである。JAXA は、将来、国内だけでなく世界的な需要が見込まれる 1 000 kg 程度までの小型衛星をターゲットに 2012 年度以降の試験機打上げを目指して開発を計画している。株式会社 IHI エアロスペースは、2009 年 7 月に開発の中心となるシステムメーカーに選定された。本稿では、多様な小型衛星に対応した機体の最適化と先進的な自律点検技術およびインテリジェントな管制システムをはじめとして革新的な運用性を実現するロケット打上げシステムの開発の概要を述べる。

JAXA has started the research on the Advanced Solid fuel Rocket Launcher ( ASRL ). IHI Aerospace has been selected as the system integration company of the ASRL development. The ASRL is a successor to the M-V rocket, which has the top performance of the solid rocket launcher in the world. Moreover, the operational performance and cost reduction are targeted mainly in the ASRL development. Small satellites for space science or worldwatch technology demonstration are planned by JAXA and USEF. The ASRL is designed to be best for the small satellite users who have various demands. The paper describes the summary of general ideas and the development plan of ASRL.

## 1. 緒 言

株式会社 IHI エアロスペース（以下、IA と呼ぶ）は、ペンシルロケットの開発から一貫して固体ロケットの研究開発を推進してきた。また、惑星探査衛星「はやぶさ」を打上げた全段固体の M-V ロケットの開発支援を行い、固体ロケットのシステム技術の発展に貢献してきた（第 1 図）。



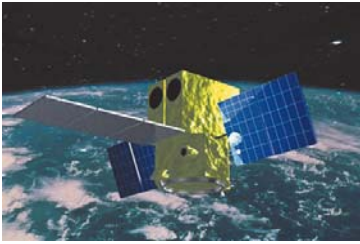
第 1 図 日本の固体ロケットの歴史  
Fig. 1 Japan's solid fuel rocket profile

M-V ロケットは世界最高水準の性能を達成したが、コスト高を理由に 2006 年 9 月の太陽観測衛星「ひので」の打上げを最後に運用は中止された。固体ロケットは小型衛星の打上げにおいて世界的にも重視されており、米国は Minotaurs を運用中であり、またヨーロッパは VEGA ロケットを開発中である。いずれも政府支援のもと戦略的なプライスが設定されており、性能重視から運用性やコスト重視への方針転換が必須である。

一方、小型衛星は大型衛星に比べてコストパフォーマンスが高く、将来的には 1 000 kg 以下の小型衛星の需要が見込まれる<sup>(1)</sup>。特に、地球レベルの観測やデータ収集のためのセンサ技術の実証が低コストで可能であり、地球温暖化などの世界的な問題の解決に貢献するものと期待される。国内では、単機能の観測に絞り、短いサイクルでの成果を狙う小型宇宙科学衛星の構想や地球観測技術の確立を目的とする小型技術実証衛星が計画されている（第 2 図）。

また、東南アジアなどの宇宙新興国においては、自前の小型衛星を保有することによって国土保全や自国の科学振興および人材育成を推進する動きがあり<sup>(2)</sup>、宇宙先進国の支援が必須である。こうした国外の状況に対応して、い

(a) 惑星観測用望遠鏡衛星  
SPRINT-A 約 300 kg



©JAXA

(b) 地球観測衛星  
ASNARO 約 450 kg



©USEF

第 2 図 国内の小型衛星構想  
Fig. 2 Japan's small satellite plans

ち早く、国や衛星メーカーおよびロケットメーカーの協調によって新たなビジネスモデルを構築することが重要である。

小型衛星のユーザは特殊な運用（特殊な投入軌道、打上げ前の特殊な整備）を行うことが多く、単独打上げの要望が多い。次期固体ロケットはそうした特殊で多様な打上げの要望に対応可能な特性や機能をもつ。

## 2. 次期固体ロケットの目標と構想<sup>(3)</sup>

JAXA（独立行政法人宇宙航空研究開発機構）は、M-V ロケットのシステム技術の維持や発展と、小型衛星需要への対応のため、次期固体ロケット研究を立ち上げた。IA は当初からその構想検討にかかわってきた。次期固体ロケットは、世界最高水準の運用性や機動性を持ち、かつ、低コストの小型打上げシステムを目指している。また、基幹ロケットとの共通化を図り、キーとなる具体的な技術開発要素を絞り込んだ。

第 3 図に次期固体ロケットのイメージを、第 4 図に次期固体ロケットの開発要素を、また、第 5 図に次期固体ロケットの作業日数目標を示す。

## 3. 機体の概要

### 3.1 全体構成、性能諸元

次期固体ロケットは、基本形態の 3 段式固体ロケットをベースに、4 段に 1 液式のポストブーストステージ（以下、PBS と呼ぶ）を搭載するオプション形態をもつ。第 1 表に主要諸元を示す。また、第 6 図にオプション形態の構成図を示す。

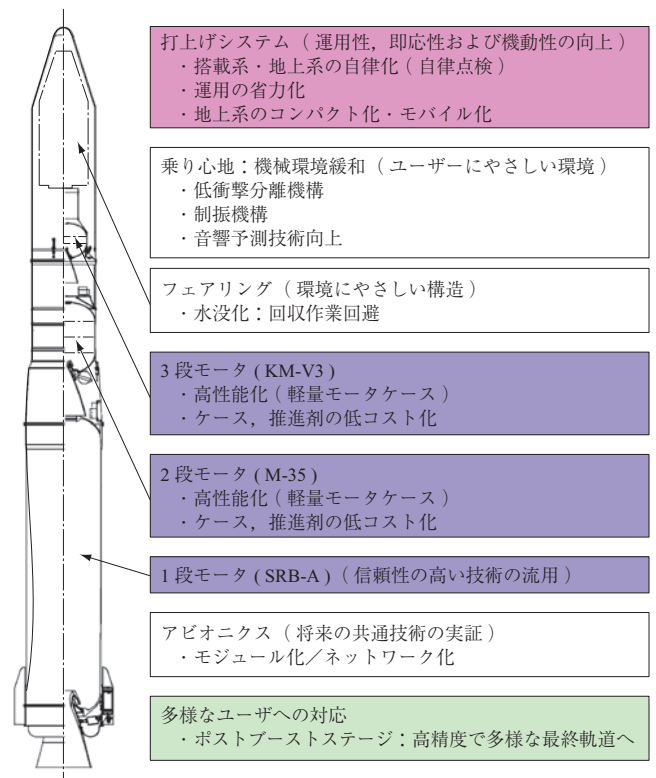
1 段は H-IIA ロケットの SRB-A を流用する。2 段およびフェアリングは、小型衛星の標準サイズから外形を  $\phi 2.1$  m に小型化して、1 段飛しょう中の制御性向上とコスト低減を図った。

また、衛星ユーザの多様な軌道（地球周回低軌道や太陽



©JAXA

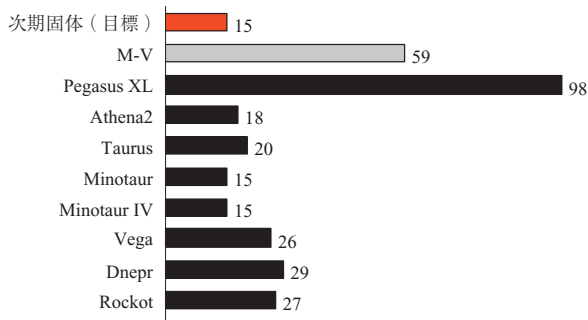
第 3 図 次期固体ロケットイメージ  
Fig. 3 New advanced solid fuel rocket image



第 4 図 次期固体ロケットの開発要素  
Fig. 4 Key technologies on the ASRL development

同期軌道および惑星ミッション用の長だ円軌道など）への投入能力を高めるために 3 段式としている。2 段と 3 段の推進薬重量配分は、どの軌道にもほぼ最適になるように設定した。

射場整備作業日数（打上げ日除く）（日間）



第5図 次期固体ロケットの作業日数目標

Fig. 5 Targets of working days at launch site in the world

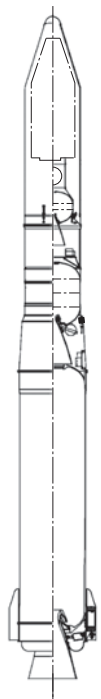
第1表 次期固体ロケットの主要性能

Table 1 Performance summary

項目	諸元	
全長	約 25 m	
直径	φ 2.5 m (1 段) φ 2.1 m (2 段)	
全備重量*1	約 91 t	
段構成	固体 3 段式 (+PBS)	
軌道投入能力 (基本形態)	・地球周回低軌道 : 1.2 t ・太陽同期遷移軌道 : 0.6 t ・長だ円軌道 : 0.3 t	
第1段	モータ	SRB-A
	推進薬	ポリブタジエン系コンポジット
	姿勢制御	TVC (舵角 5°) + SMSJ
	全備重量	約 75 t
第2段	モータ	M-35
	推進薬	ポリブタジエン系コンポジット
	姿勢制御	TVC (舵角 1°) + RCS
	全備重量*2	約 13 t
第3段	モータ	KM-V3
	推進薬	ポリブタジエン系コンポジット
	姿勢制御	スピン安定
	全備重量*1	約 3 t
PBS	推進薬	1 液ヒドラジン
	姿勢制御	PBS スラスタ (3 軸)
誘導制御	慣性誘導	

(注) \*1: 衛星重量除く, PBS 含む.

\*2: フェアリング (投棄分) 0.6 t を含む.



### 3.2 機体概要

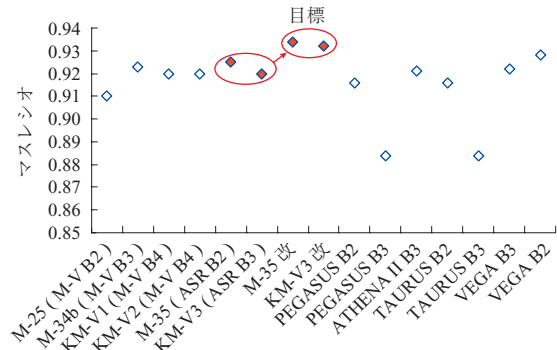
#### 3.2.1 ロケット構造<sup>(4)</sup>

構造系の開発方針では 1 段の構造はコストを重視し, シンプルなアルミモノコック構造とした. 一方, 上段系の構造は, コスト比率が低いので性能を重視し, FRP (繊維強化プラスチック) などを採用して軽量化を図った. また, 製造工程を削減し低コスト化と高性能化の両立を図っている. 固体のモータケースとしては世界最高水準の構造効率を目指している.

第7図に上段系ロケットの性能比較を示す.

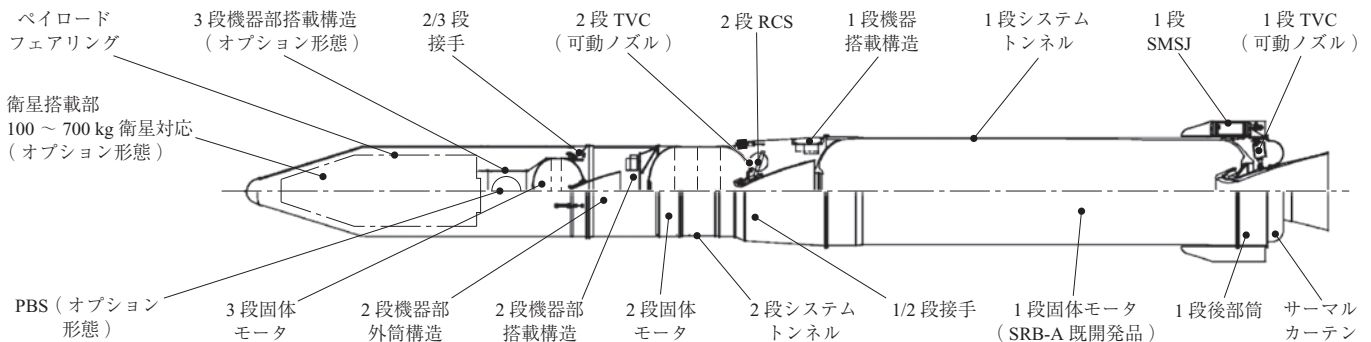
#### 3.2.2 ロケット推進系<sup>(5)</sup>

1 段に基幹ロケット H-IIA で開発した信頼性の高い SRB-A を流用する. 上段系推進薬は M-V で開発した高性能推進薬を流用する. 推進薬グレイン形状の設計や推進性能の予測などにおいては, M-V ロケットの設計思想を踏襲している. 2 段の M35 モータは, M-V 第 3 段の M34b モータとほぼ同サイズの新規開発のモータである. 3 段の KM-V3 モータは, 打上げ性能に大きく影響し高性能を求められるため, M-V で開発した KM-V2 と同様のヘッド



第7図 上段系ロケットの性能比較

Fig. 7 Upper stage mass-ratio of the worldwide launcher



第6図 次期固体ロケットの構成

Fig. 6 New Advanced solid propellant rocket configuration



エンド型グレイン形状を採用し構造効率の向上を図っている。また、着火方式は軽量化のために後方着火方式とした。点火器は H-I ロケットの ABM ( Apogee Boost Motor ) で採用したものと同一方式で、ノズル周囲に円環状の点火薬をコンパクトに内蔵したトロイダル型着火方式を採用する。

### 3.2.3 電気系<sup>(6)</sup>

ロケットの電気系の点検整備には、多くの時間と人員がかかっている。次期固体ロケットでは、ロケット搭載機器の高度なヘルスマonitoringや自律点検機能および自律故障診断機能を開発し、短時間で打上げが可能となるように抜本的な運用性向上を図る。また、将来を見据えて、より進んだ自律化のための多種多様な情報のやりとりやアビオニクス構成の柔軟な変更が図れるように、高速ネットワーク化 ( スペースワイヤなど ) を促進する。また、基幹ロケットとの共通の技術要素に対してモジュール化の概念を取り込んで、基板レベルの共通化によって開発費の削減や部品枯渇に対応する。小型固体ロケットは大型の基幹ロケットに比べて、アビオニクスの重量やサイズ、またはコストの比率が相対的に高いため、コンポーネントレベルの基幹ロケットとの共通化は合理的ではない。したがって、基幹ロケットと共通して使えるオンボードコンピュータやネットワークインタフェースボードなどの機能のモジュール化を進める。さらにコスト低減を図るために、機能配分の最適化と統合を図り、コンポーネント数の削減を行う。上記によって、小型固体ロケットに適した小型軽量で低コストのアビオニクスを目指す。

### 3.2.4 制御系

#### (1) 1 段, 2 段の姿勢制御

過去の固体ロケットの開発で熟成された可動ノズル TVC ( Thrust Vector Control ) 方式を用いる。アクチュエータは、小型で運用性に優れた実績のある電動方式を用いる。1 段は SRB-A の電動アクチュエータを、2 段は M-V の 3 段と同様の小型電動アクチュエータを一部改修して使用する。

#### (2) 1 段ロール制御・3 軸制御

M-V の SMSJ ( Solid Motor Side Jet ) と同様の、固体のガス発生器を用いた制御装置を新規に開発する。液体のガスジェットに比べ、固体のガス発生器を用いた SMSJ はメンテナンスフリーの長期保管性能をもち、起動性に優れ、起動と同時に所定の性能を発揮できる。さらにコンパクトな割に大きな推力をだせる特長がある。したがって、比較的大きな推力が必要な 1

段の制御用に用いる。M-V の制御装置は 2 方向に噴射する 2 方弁式で 8 基の制御装置が必要であったが、次期固体ロケットでは 3 方弁式に変更することで 2 基に削減し、コスト低減を図る。第 8 図に新型 SMSJ を示す。

#### (3) 3 段姿勢安定

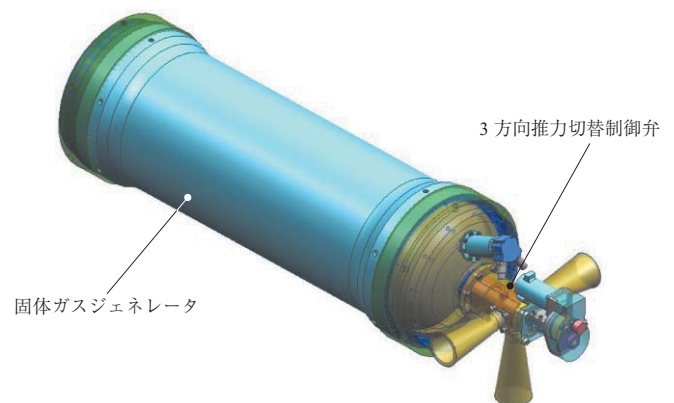
3 段はコスト低減と軽量化のために TVC 装置は用いずスピン安定方式を採用する。PBS をもつオプション形態では、3 段ステージの軌道誤差をあらかじめ低減する目的でラムライン制御装置を備える。これによって、最終段の PBS 燃料の削減が可能となる。

#### (4) PBS ( Post Boost Stage ) 姿勢制御

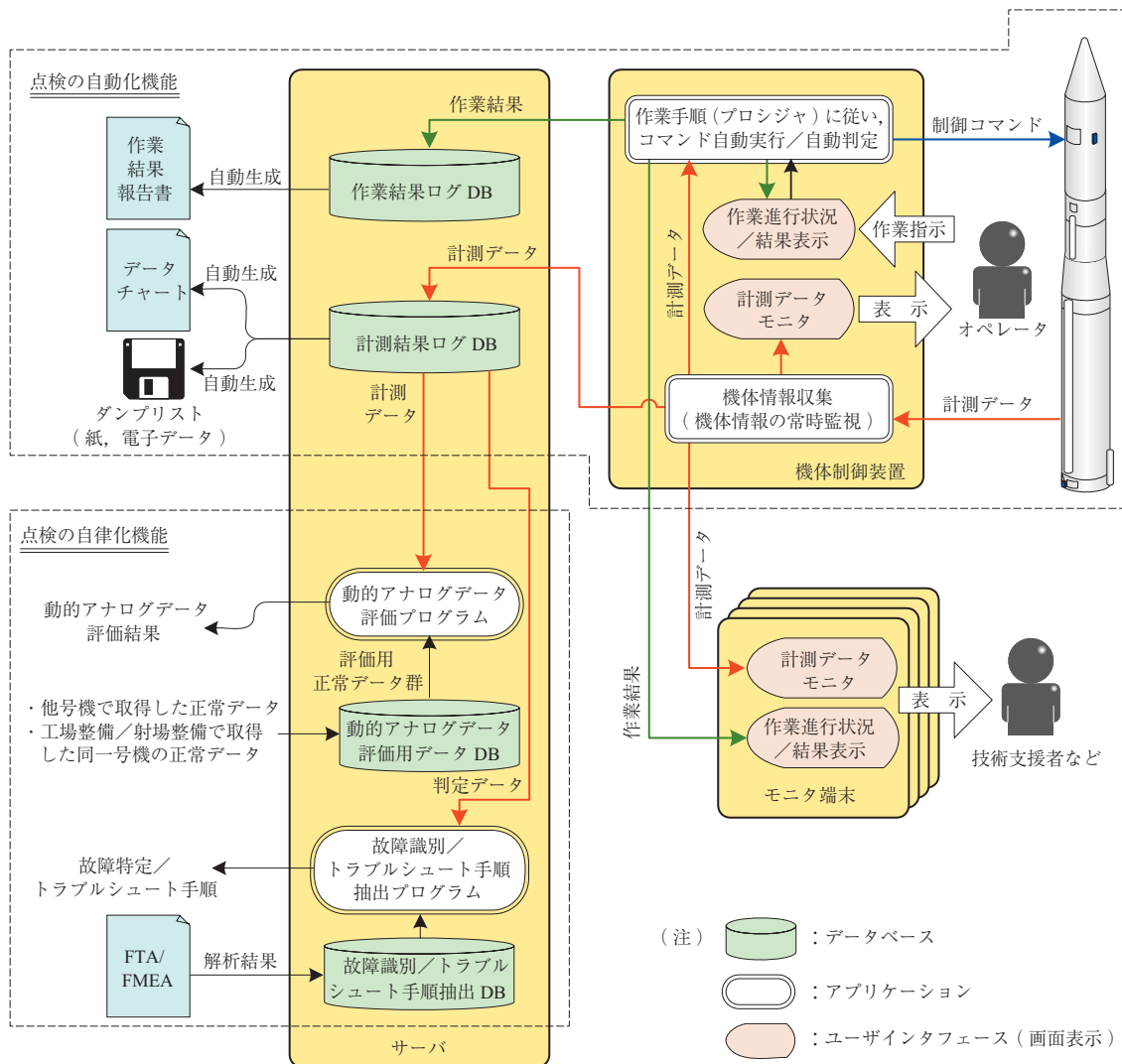
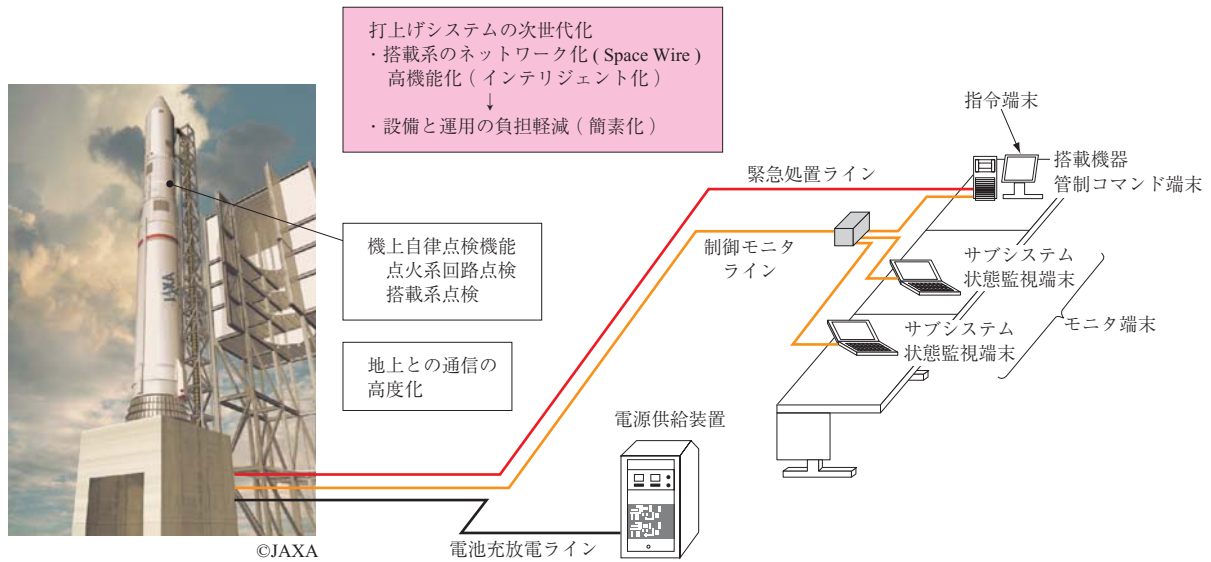
次期固体ロケットでは、軌道投入精度を液体ロケット並みに向上させるために、4 段に液体燃料の PBS をオプションとして設定する。PBS の増速用スラスタはピッチ・ヨー姿勢制御用に共通で使用し、スラスタ基数を削減している。また、スラスタは基幹ロケットの RCS ( Reaction Control System ) などの既存品を流用することによって、簡易で低コストおよび信頼性の高い PBS を実現する。

### 3.3 自律点検システム<sup>(7)</sup>

ロケットの点検を自律化して、多くの技術者と時間を要していた点検整備を大幅に効率化し、かつ、その信頼性を向上させることを目指す。また、これまで人に頼っていた点検整備や故障診断をデータベースを用いて短時間で、かつ、少人数で実施することを可能にする。さらに、従来、危険作業として数日を要していた点火回路点検を数時間で行える点検装置を開発する。本装置は、小型化して機体に搭載することで、機体外設備の削減ができ、かつ、遠隔で安全に自律点検ができるようになる ( 第 9 図 ) 。



第 8 図 新型 SMSJ ( 固体補助推進系応用技術 )  
Fig. 8 New solid motor side jet



第9図 インテリジェントな管制システム  
 Fig. 9 Intelligent launch operation control system

### 3.4 革新的運用計画

#### (1) 運用性（即応性）の向上策<sup>(9)</sup>

射場整備作業の短縮は、ユーザの要望（いつでもタイムリーに打上げられる）する即応性を実現する鍵である。短期間の射場整備を世界最高水準で実現するために下記の方策を採用する。

- ① 組立時間短縮のために部品をユニット化する。
- ② 時間を要していた射場での液体推進薬充填作業を廃止し、液体 RCS タンクをカートリッジ化することによって、工場で燃料を充填して運搬し、射場で短時間に組み付けることを可能にする。
- ③ 情報データベースを活用した、射場整備作業管理と搭載機器点検・故障診断および打上げシーケンス管理などの自動化・自律化を実現する管制システムを開発する。これによって、従来の管制業務を数人規模に削減し、かつ、車載で移動可能なコンパクトで機動性のある管制システムを開発する（第10図）。

#### (2) モバイル射点構想<sup>(8)</sup>

次期固体ロケットでは、前述の搭載型自律点検機能と移動可能でコンパクトな管制システムに加えて、移設可能な簡易射点を開発し、いつでもどこでも打上げが可能な機動性をもつモバイル射点構想を実現する。ロケットの組み立ては、工事に使用するクレーンを用いる。従来の大掛かりな整備棟は用いず簡易ケージを用い、どこでも移設可能な簡易設備とする（第11図）。

### 3.5 ロケット開発の高度情報化システム<sup>(10)</sup>

#### (1) 開発プロセス管理システム

次世代への技術継承および将来のロケット開発の



©JAXA

第10図 コンパクトな管制システム  
Fig. 10 Launch control system operated by a few operators



©JAXA

第11図 移設可能な射点構想（簡易ケージ）  
Fig. 11 Mobile launch pad with compact cage

効率化を目的として、次期固体ロケットの開発における技術文書や設計ノウハウの蓄積とデータベース化を図る（第12図）。

#### (2) ミッション解析情報化システム

これまで、ユーザの要請から打上げまで1年以上の期間が必要であった。数多くの打上げ機会をタイムリーに提供するために、打上げサイクルをさらに短くすることが必要となり、そのために、ミッション解析の大幅な短縮を図る必要がある。そこで打上げ対象とする複数の典型的な衛星に対応したミッション解析の結果をあらかじめデータベース化して、類似の解析結果と照合することによって解析期間を削減し、解析期間の短縮を図る（第12図、第13図）。

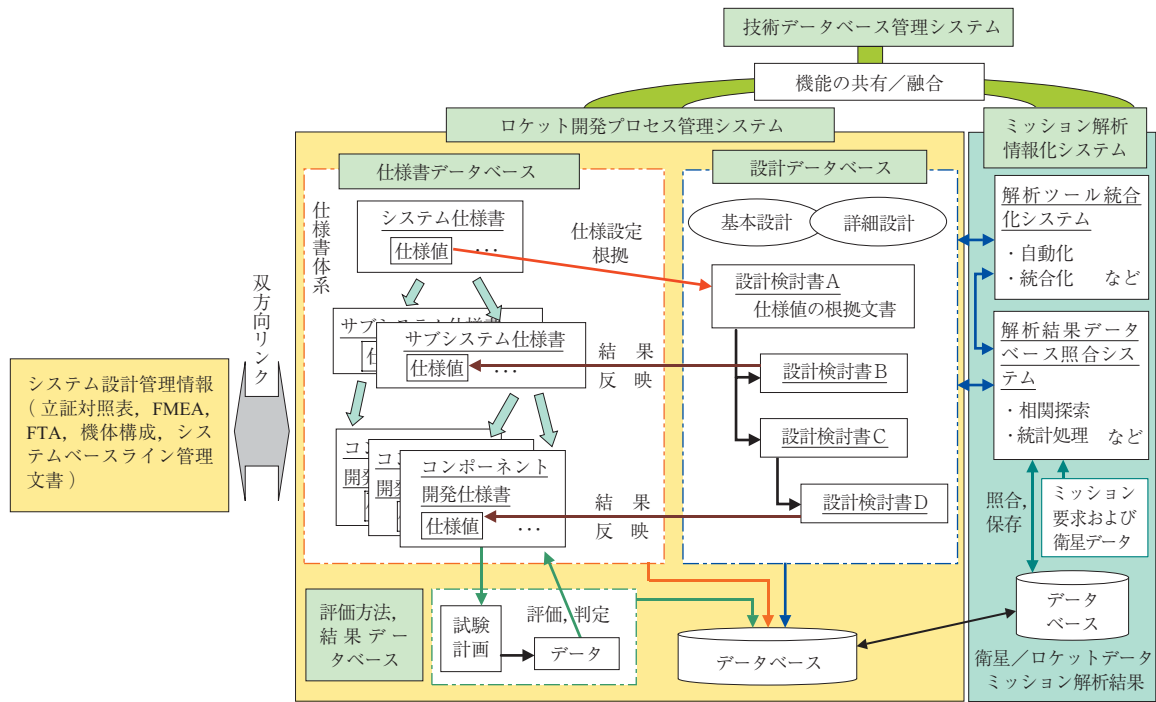
## 4. 将来構想

次期固体ロケットは、国が推し進めているベンチャー企業や大学の超小型衛星の打上げにも対応可能である。そのようなユーザに衛星の打上げ機会を増やし、宇宙利用の敷居を下げるのが可能である（第14図）。

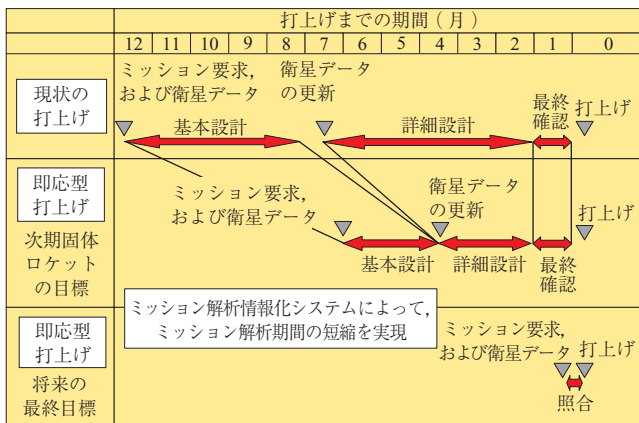
また、次期固体ロケットの開発成果はさらなる運用性や機動性を高めて、将来の小型高性能固体ロケットに発展させていきたい（第15図）。

## 5. 結 言

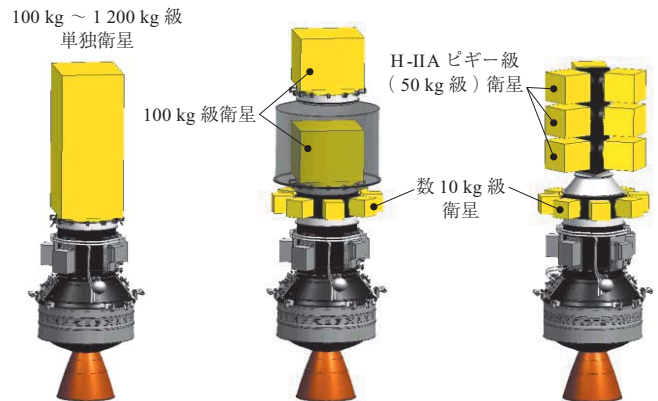
次期固体ロケット開発は、人類の未来に貢献する宇宙科学や地球環境監視などの小型衛星の需要に対応すること、および固体ロケット技術の維持・発展を図ることを目的とする。IA は、国内で唯一の固体ロケットシステム技術をもつメーカーであり、2009年に次期固体ロケット開発におけるシステムメーカーとして選定された。固体ロケット技術の維持・発展の重責を担い、次期固体ロケットの開発や小型衛星の打上げ運用を通じて、国や世界に貢献する所存である。



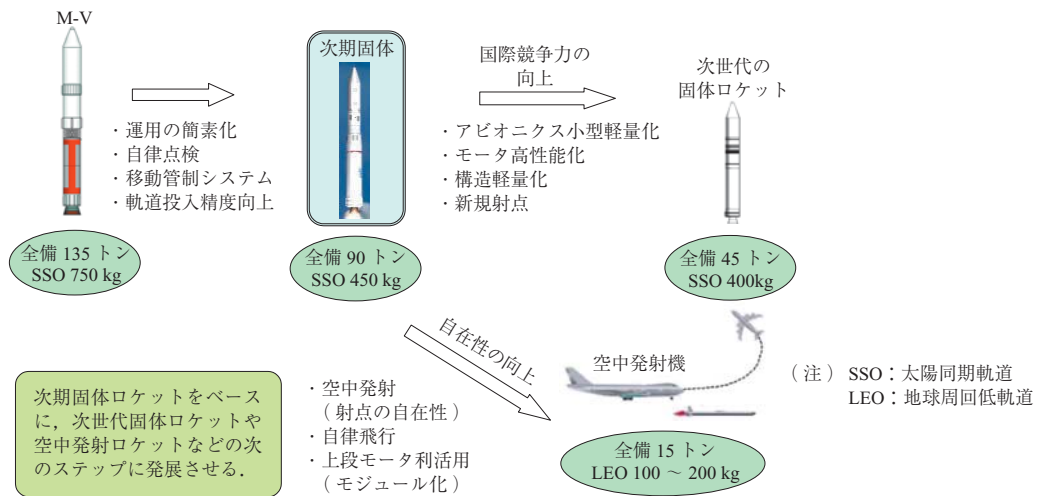
第 12 図 高度情報化システム構想  
Fig. 12 Intelligent information system on rocket development



第 13 図 ミッション解析期間の短縮化  
Fig. 13 Responsibility by intelligent mission analysis system



第 14 図 複数の超小型衛星打上げの形態  
Fig. 14 Multi-launch configuration for the micro satellites



第 15 図 小型固体ロケットのロードマップ  
Fig. 15 Small solid fuel rockets road map



## 参考文献

- (1) FAA : 2009 Commercial Space Transportation Forecasts ( 2009. 5 )
- (2) JAXA アセアン諸国における衛星データ利用 ( オンライン ) 入手先 < [http://www.jaxa.jp/press/nasda/2003/asean\\_20030129\\_j.html](http://www.jaxa.jp/press/nasda/2003/asean_20030129_j.html) >
- (3) 井元隆行ほか：次期固体ロケットの開発計画 第53回宇宙科学技術連合講演集 JSASS-2009-4019 2009年
- (4) 宇井恭一ほか：次期固体ロケットの構造系の開発計画 第53回宇宙科学技術連合講演集 JSASS-2009-4021 2009年
- (5) 羽生宏人ほか：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集 JSASS-2009-4021 2009年
- (6) 井上知也ほか：次期固体ロケット電気系の開発計画 第53回宇宙科学技術連合講演集 JSASS-2009-4022 2009年
- (7) 田村 誠ほか：次期固体ロケット自律点検システムの開発計画 第53回宇宙科学技術連合講演集 JSASS-2009-4023 2009年
- (8) 久保田忠行ほか：次期固体ロケット射点設備の開発計画 第53回宇宙科学技術連合講演集 JSASS-2009-4024 2009年
- (9) 荒川 聡ほか：次期固体ロケット革新的運用計画 第53回宇宙科学技術連合講演集 JSASS-2009-4025 2009年
- (10) T. Tamura, H. Ohtsuka et al. : Intelligent Mission Analysis System Concept for Responsive Advanced Solid Rocket ISTS 2008