

第1回SAC推進部会説明資料

イプシロンロケットプロジェクトについて

宇宙航空研究開発機構

宇宙輸送ミッション本部

イプシロンロケットプロジェクトチーム

プロジェクトマネージャ 森田 泰弘

# 目次

## ◆名称について

## ◆本文

1. 全体スコープ
2. 背景及び位置付け
3. 意義・目的
4. 目標
5. 開発方針
6. システム選定および基本設計要求
7. 開発計画
8. リスク管理
9. 推進部会での助言に対する検討結果
10. まとめ

## 付録

# 名称について

本ロケットの名称を「イプシロン(E)ロケット」とし、プロジェクト名称を「イプシロン(E)ロケットプロジェクト」とする。

## 【由来】

日本が独自に開発し、世界最高レベルにまで発展させてきた固体ロケットシステム技術を継承するものとして、これまでと同様に、ギリシャ文字を冠した型式名称としたもの

- ☆Evolution & Excellence ロケットシステムを革新、さらに進化・発展させる
- ☆Exploration 宇宙という未知を開拓し探求し続け、日本ひいては人類の発展に貢献する
- ☆Education Mロケットまでの固体ロケットが日本のロケット技術者の育成に果たした大きな役割を継承する

# 1. 全体スコープ

## －開発研究移行評価からの進捗－

- ① 継続実施していたニーズ・需要調査により、小型衛星から液体ロケット並みの軌道精度実現を望む要望が非常に大きいことがわかった。小型液体推進系を3段の上に搭載すれば液体ロケット並みの軌道投入精度が実現可能であるため、小型液体推進系を搭載するオプション形態をイプシロンロケットのラインアップに加えた。
- ② 点検の自動化・自律化(自律診断)の実現に向けて要素試験評価を実施して有益な結果を得た。今後さらに動的波形の自動診断技術とエンジニアの代わりになる原因究明技術の実現に向け、ソフトウェア開発を実施する。
- ③ 火工品回路点検機能の機体搭載化に向けて要素試験を実施し、実現性を確認した。
- ④ 地上設備簡素化の一環としてロケット管制のコンパクト化を目指して研究を推進した結果、発射管制をノートパソコン相当でも実現可能とし、モバイル管制を世界でも初めて現実のものとする目途を得た。
- ⑤ 世界最高レベルのM-Vロケットの技術をそのまま転用するのではなく更なる進化を図った。具体的には、要素試験によりモータケース軽量化の目途を得た。加えて、複合材ケースの製造工程として、これまでの高圧方式(オートクレーブ)から常圧方式(オーブンキュア)に簡素化し、コスト低減の目処を得た。
- ⑥ H-II AのブースタであるSRB-Aを1段に適用するため、燃焼特性データを取得し適用可能なことを確認した。
- ⑦ 輸送系共通技術としてのあるべき姿を目指して射場や機体によらないアビオニクス系を視野に、高速シリアルバス化(ネットワーク化)の要素試験を実施して実現性を確認した。
- ⑧ 1段飛行中の姿勢制御用固体モータサイドジェットの高機能化に向け要素試験を実施し有益な結果を得た。今後、取得したデータを反映し更に信頼性向上を図った開発を進める。
- ⑨ 宇宙開発委員会事前評価(その1)時の形態(以下、「当初計画案」)の実機コストを検討した結果、SRB-AやアビオニクスなどH2A共通機器の価格上昇や打上げ頻度の見直し(10年20機→年間1機程度)により当初目標(25～30億円)を達成するには、アビオや構造などに数年レベルの研究と実証を要するより先進的な技術を適用する必要があることがわかった。

# 1. 全体スコープ

## －開発の進め方(1/5)－

- 小型固体ロケットの開発にあたっては、小型衛星の更なる利用を促進するために、実機コストの格段の低減(30億円以下)を目標とする。(※)  
また、小型衛星・小型ロケットによる新たな市場を喚起し、着実に拡大するには、ロケット・衛星ともに早期に打上げ実績を重ねつつ、段階的に低コスト化を図る必要がある。
- 上記に先立ち、以下の4つに対応する方策として、M-V及びH-IIAで培った技術を最大限に活用したイプシロンロケットの開発に早急に着手し、平成25年度に打ち上げる。
  - ① 小型衛星の打上げ要望への対応(小型衛星の機動的打上げ手段を早期獲得)
  - ② M-V開発完了後13年進展のない固体ロケットシステム技術の継承と発展
  - ③ 輸送系共通基盤技術の先行的実証
  - ④ 将来の輸送系・固体技術の人材育成
- 実機コスト目標の実現に向けてアビオニクス、構造等のより先進的な抜本的低コスト技術の研究開発に取り組み、然るべき時期に技術成熟度を評価した上で実機への適用開発を行い、平成29年度頃までに低コスト化を図った小型固体ロケットを実現する。

(※):現在の物価を前提とする

# 1. 全体スコープ

## －開発の進め方(2/5)－

### 最終目標(平成29年度打上げ小型固体ロケットの目標)

#### ①性能向上

- 構造と電子機器の軽量化により、世界の固体ロケットに比肩するペイロード比(全備質量とペイロード質量の割合)を達成する。
- 上段モータの軽量化により、世界最高の構造効率を達成する。

#### ②運用性向上・設備簡素化

- 機体内高速シリアル通信化により、ロケット搭載状態での詳細点検が可能になり、ロケットシステムの機動性と運用性は大幅に向上する。さらに、機体健全性評価が充実化するため品質・信頼性が向上する。
- ネットワーク化・モジュール化により、全てのロケットに適用可能なアビオニクスシステムを構築する。将来想定される部品枯渇に対しても、システムレベルの再開発に立ち戻らず、モジュールもしくは機器単体での開発に留めることで開発効率化と柔軟性確保を実現する。
- 段階的な打上げシステムの効率化の取り組みとして、第1段階で実現するロケット管制設備のモバイル化に続いて、第2段階ではトラッキングレーダを不要とするなど射場設備のコンパクト化を実現する。

#### ③コスト低減

- 複合材一体成型技術の高度化や民生技術の活用などにより、実機コストを抜本的に低減し、30億円以下を目標とする。(※)

#### ④発展性

- コンパクトな地上設備と簡単簡素なロケット系点検は、基幹ロケットにも反映可能。将来の再使用ロケットにも必須の技術であり、世界各国が手に入れようとしている輸送系共通の次世代技術である。イプシロン最終形態では、これを世界に先駆けて実証し、小型ロケットの分野でも世界をリードしていく。

(※):現在の物価を前提とする

# 1. 全体スコープ

## －開発の進め方(3/5)－

### イプシロンロケットの位置づけ

#### ①小型衛星の打上げ要望への対応

- 小型衛星はそのミッションの特殊性からFY25秋迄の打上げを要望
- 小型衛星の機動的打上げ手段を早期に獲得

#### ②固体ロケットシステム技術の継承・発展

- M-V開発完了後13年を経過しており、独自に培った世界最高水準の固体ロケットシステム技術の継承が困難な状態
- 「新たな固体ロケット打上げシステム」の開発が、独自に培った固体ロケットシステム技術を将来にわたり価値ある技術に維持・発展させる唯一の方策

#### ③輸送系共通基盤技術の先行的実証

- 点検の自動化・自律化や機動性の高い運用システムの実現などの共通基盤技術を実証し、基幹ロケットの開発リスク低減、将来の輸送システムを着実に実現

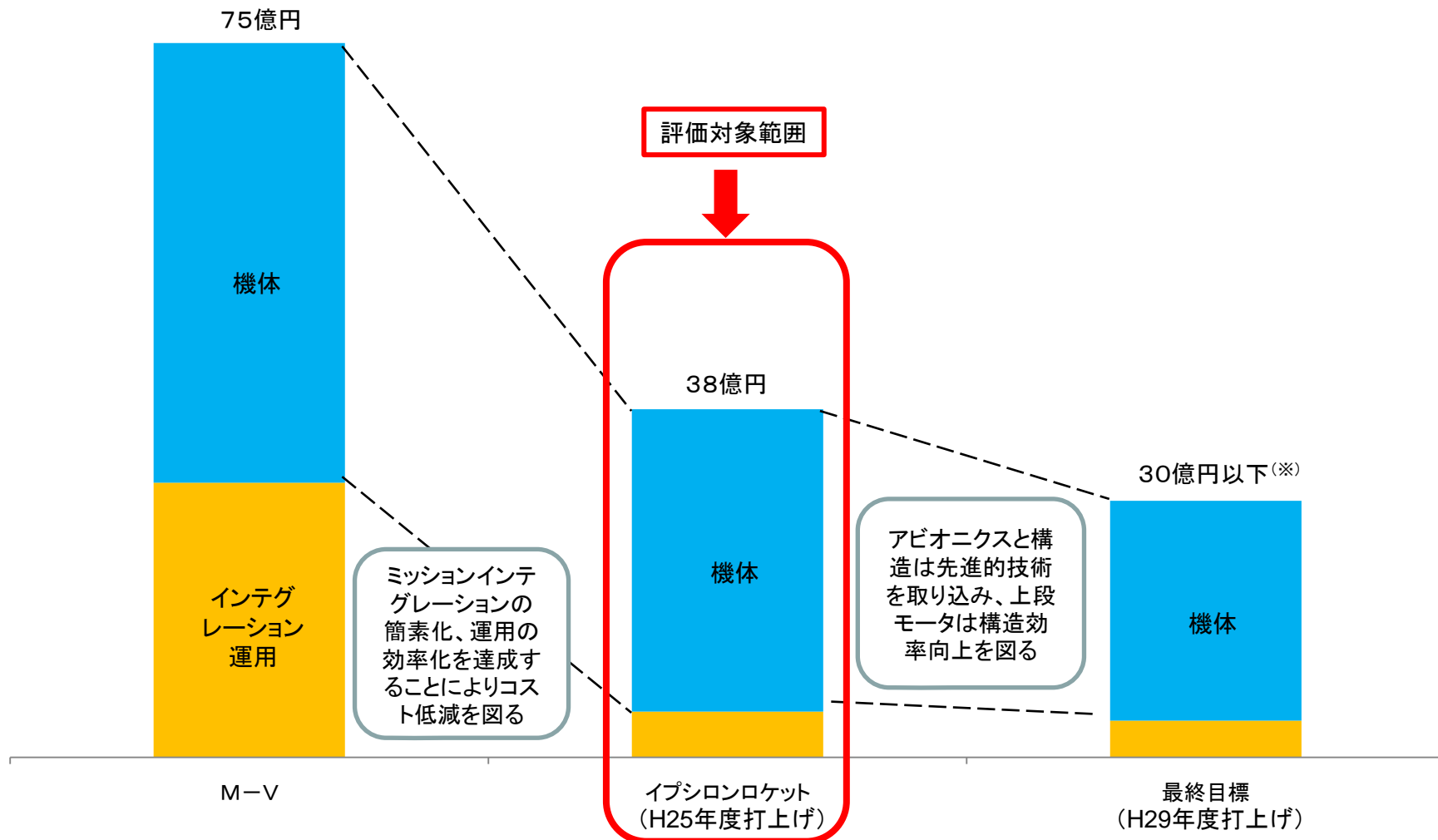
#### ④将来の輸送系・固体技術の人材育成

- システムレベルから飛行実験運用、固体推進およびその他の要素技術に至るまで、インハウスの解析、評価、試験能力などを活用しつつ、開発現場における実践を伴った技術継承や人材育成を図り、宇宙工学の一分野としての固体ロケットシステム技術の日本のアドバンテージを維持

# 1. 全体スコープ －開発の進め方(4/5)－

抜本的低コスト技術の獲得を目指し、現時点ではアビオニクス及び構造等の抜本的低コスト技術の研究開発に対する研究計画策定に向けた調査検討を行っている段階である。

そのため、今回の評価は平成25年度のイプシロンロケットの打上げまでを対象とする。



(※):現在の物価を前提とする



# 1. 全体スコープ

## —開発の進め方(5/5)—

以下に、最終目標の小型固体ロケットの開発計画と今回の評価対象となる平成25年度打上げのイプシロンロケットの開発計画を示す。

21 (2009)	22 (2010)	23 (2011)	24 (2012)	25 (2013)	26 (2014)	27 (2015)	28 (2016)	29 (2017)
	SAC評価 △			打上げ △				
予備設計	基本設計	詳細設計	維持設計					
								打上げ △
			技術成熟度 の評価		設計・開発試験		製造・試験	
	低コスト化研究							

← 評価対象範囲

## 2. 背景及び位置付け

### 宇宙基本計画における位置付け

#### 宇宙基本計画

#### 固体ロケット

「固体ロケットシステム技術は、我が国独自の技術の多くの蓄積があり、即応性を要求される打ち上げ技術として重要であり、M-Vロケット運用終了後も、その維持を行ってきた。固体ロケットについては、これまでの技術的蓄積をいかして、別紙2のような宇宙科学分野や地球観測分野などの小型衛星需要に機動的かつ効率的に対応するための手段の確保の一環として推進する。」

#### 具体的ニーズ

#### A アジア等に貢献する陸域・海域観測衛星システム

「光学、レーダセンサについて高分解能の性能を低コストで実現する戦略的な小型衛星(ASNARO(仮称))について、民間とのパートナーシップも想定した人工衛星の研究開発を進め、まず光学センサを搭載した小型光学実証機を打ち上げ、技術実証を推進する。」

#### F 宇宙科学プログラム

「より早く、より安く、挑戦的な宇宙科学研究を実現するために、小型科学衛星を活用する。小型科学衛星は、5年に3機程度の頻度で打ち上げ、科学者の多様な要求に応じて行く」

#### I 小型実証衛星プログラム

「小型科学衛星等を活用した先端的技術の実証等の推進や、(中略)、新産業と宇宙関連産業の拡大、雇用の創出に資することを目標とする」

「小型衛星(100キログラム～1トン程度)や超小型衛星(100キログラム以下)を打ち上げ、人工衛星のシステム技術や部品・コンポーネントなどの最新技術の軌道上実証を行う」

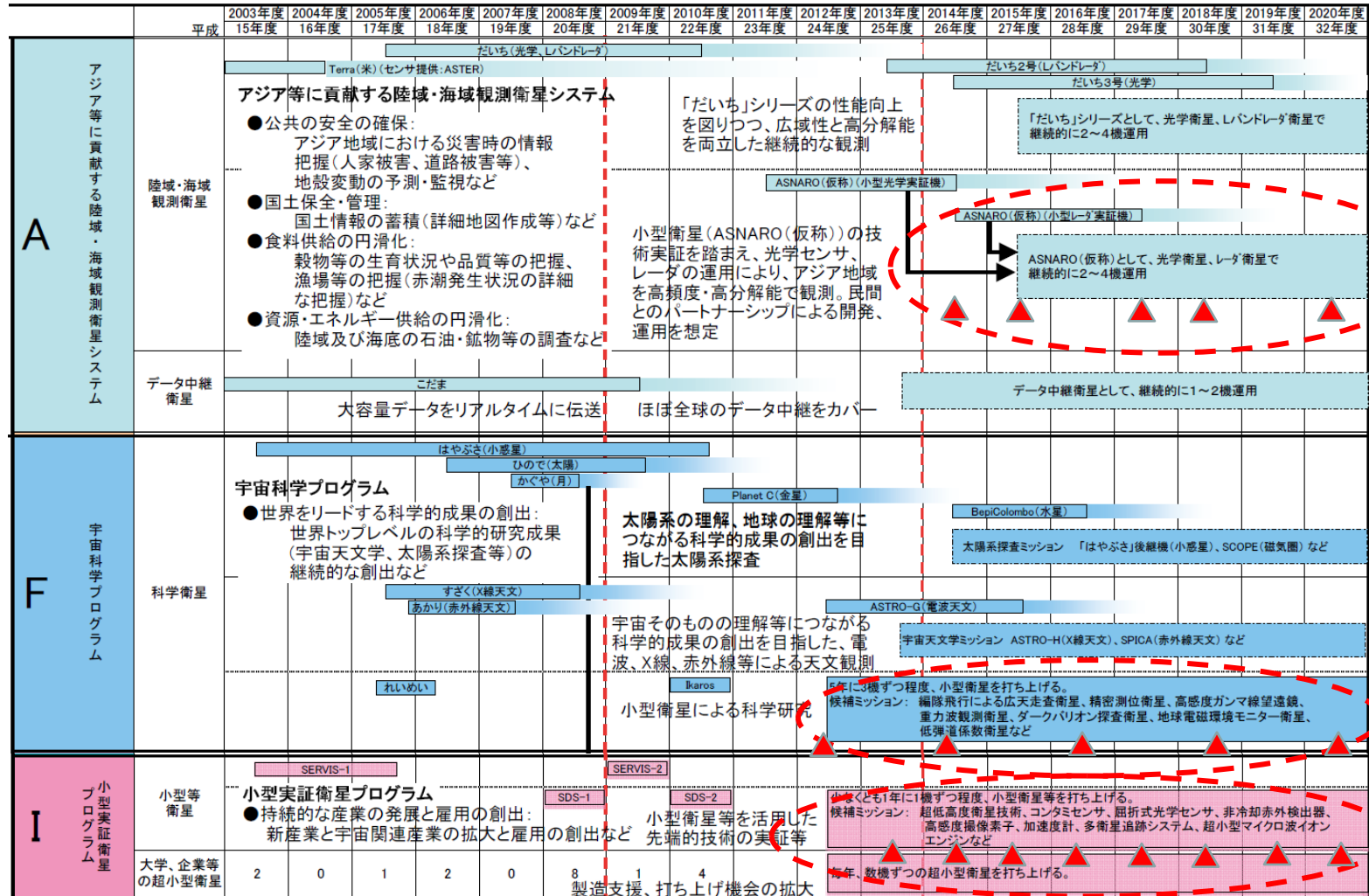
# 2. 背景及び位置付け

## 小型衛星のニーズ(我が国の今後の計画)

平成21年5月に制定された宇宙基本計画において、小型衛星の開発利用計画が以下の通り掲げられ、今後は年1機以上※の小型衛星の打上げ需要が定常的に創出。

※ 26年度～32年度の7年間で9機～16機(超小型衛星専用の打上げを行う場合)。年間にして1.3機～2.3機/年

宇宙基本計画 別紙2 「9つの主なニーズに対応した5年間の人工衛星等の開発利用計画」より抜粋



# 2. 背景及び位置付け

## 「宇宙分野における重点施策について」(抜粋)

平成22年5月25日宇宙開発戦略本部決定

### 1. 世界に冠たるマーケット・コミュニティの創出

#### (1) ユーザーのニーズにきめ細かく応えるユーザー本位で競争力を備えた宇宙開発利用

##### ① 小型衛星(含:超小型衛星)・小型ロケットによる新たな市場の開拓

今後、我が国宇宙機器産業全体の活性化に繋げていくためには、このような取組みを後押しし、その裾野を拡大することにより、新たなプレイヤーを増やしていくことが不可欠である。

そのためには、中小企業や大学がより参入しやすい環境を整備することが肝要であり、長期的な視点に立ったリスク・マネーの供給などの関連施策の活用は元より、

- ・ より容易かつ安価に宇宙へのアクセスを実現するための小型衛星の開発・利用支援
- ・ 小型衛星用の効率的・低コストな打上げ手段の開発 (小型固体ロケット、空中発射など)
- ・ 衛星取得データを効率よく地上に送信するための通信装置の開発
- ・ 部品・コンポーネントの標準化

などを進め、競争力の強化を図る。

### 3. イノベーションエンジンとしての最先端科学・技術力の強化

#### (1) 我が国の自律性確保に必要な基盤技術(輸送系・衛星系など)の獲得・確保

今後の宇宙の重要性に鑑みれば、我が国として、宇宙活動に係る自律性を保持し続けることが必要不可欠である。具体的には、宇宙空間へのアクセスを可能とする輸送系(H-IIAロケット、小型固体ロケットなど)や、人工衛星に共通的部分であるバス、様々な観測を行うセンサーに係る技術などが該当するが、今後とも、我が国が、これらの技術を確立し、自律性を確保していくためには、長期的な視点に立った弛まない新たな技術開発を継続的に行い、人材の育成や経験・知見の蓄積を図ることによってロケットや衛星に係る総合的な技術力を継続的に発展・向上させていくことは必要不可欠である。

その際、それらの技術を支えている戦略的な部品を開発・確保することについても留意することが必要である。特に、これまで海外からの輸入に依存している部品の中には、今後、その輸入が困難になることが見込まれるものもあり、早急な対応が必要である。また、シングルソースになっている部品などのセカンドソースの確保、中小企業や大学などの優れた技術の活用も含めた民生部品の適用拡大を図ることも重要である。

# 2. 背景及び位置付け

## 小型衛星のニーズ(海外の動向)

出典: 2010 Commercial Space Transportation Forecasts

- 商業打上げの対象となる今後10年間の非静止衛星の商業需要予測は今後10年間で約260機。
- 今後4年間では、LEO1.2ton以下の衛星が全体の80%近く。

(参考)

- ✓ 商業打上げの対象となる衛星には、次の2種類がある。
  - ・ 民間の事業者により開発、運用される商業衛星
  - ・ 自国で打上げ手段を持たない国の政府衛星(欧州の科学衛星のいくつかについても、商業打上げ市場よりロケットを調達。(例外的))

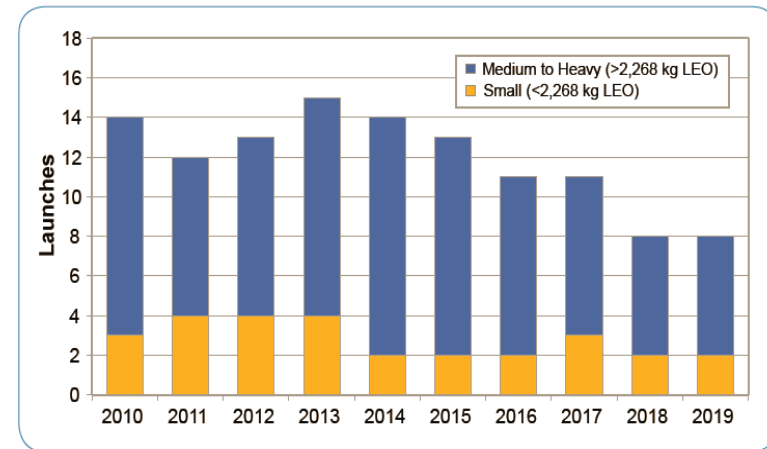
- 小型衛星(LEO1.2ton以下)の内、同一機種種の衛星を中大型ロケットで複数機同時打上げするものが多数あり、小型ロケットでの打上げ需要は少ない。

(例) Globalstar、O3bなど、同一機種種を同等の軌道に複数(3~6機)同時打上げ

	2009	2010	2011	2012	Total	Percent of Total
< 200 kg (< 441 lbm)	8	8	6	3	25	24%
200-600 kg (441-1,323 lbm)	1	2	3	1	7	7%
601-1,200 kg (1,324-2,646 lbm)	10	19	10	10	49	46%
> 1,200 kg (> 2,646 lbm)	6	4	6	9	25	24%
Total	25	33	25	23	106	100%

約80%

今後4年間の商業打上げの対象となる非静止衛星の質量分布



今後10年間の商業打上げ需要予測

今後10年間の小型ロケット(LEO2.3トン以下)の打上げは、全体の25%以下、世界全体でも年間数機程度

## 2. 背景及び位置付け

### 小型衛星による新たな宇宙開発利用への早期展開

#### 小型衛星の位置づけ

- ◆ 従来の中型科学衛星の補完的な位置づけとして、宇宙科学ミッションの迅速・高頻度・高効率な成果創出を目指したJAXAの小型衛星の標準バスとして開発。
- ◆ 衛星バスについては、経済産業省の小型衛星と成果の相互利用など技術的に連携。
- ◆ 民間は事業戦略として、先進小型衛星を用いた今後の多様なニーズ（通信・地球観測・測位・宇宙科学）へのフルターンキーシステムによる海外市場参入を狙っている。  
小型科学衛星は先進小型衛星の標準バスのシステム実証として位置づけられる。



#### 小型衛星標準バスの早期確立と産業競争力強化により、 我が国の宇宙開発利用の新たな展開に貢献

- ✓ 宇宙科学ミッションの迅速・高頻度・高効率な成果創出  
(小型科学衛星1号機はFY25秋迄の打上げが必須)
- ✓ 通信、地球観測、測位などの多様なニーズへの展開
- ✓ 宇宙システムのパッケージとしての海外展開の推進(宇宙産業の自立的発展)に貢献



- ◆ 小型科学衛星の早期(FY25)打上げが必要
- ◆ 小型衛星の効率的な打上げ手段(イプシロンロケット)の確保が必要

## 2. 背景及び位置付け

### 小型衛星の打上げ手段

- 宇宙科学分野では、  
「迅速な開発・成果の創出が期待できる小型衛星による計画を積極的に推進」  
することが研究推進の基本方針とされている。(平成20年2月 宇宙開発に関する長期的な計画)
- 宇宙科学ミッションは以下に示す特殊性から、通常、H-IIAロケットによる地球観測衛星(太陽同期軌道)、通信・測位・気象衛星(静止遷移軌道)との相乗り打上げは困難。(これまではM-Vによる単独打上げで対応)
  - ・ 特殊な投入軌道
  - ・ 打上げ直前まで衛星への地上アクセスが必要
  - ・ 限定された打上げ可能期間
  - ・ 狭い打上げウィンドー(打上げ可能時間帯)
- 先端的技術実証、情報収集分野のミッションについては、情報管理を適切に行える打上げ手段の確保が必要。
- 小型衛星は一般に安価であることが特長であり、これをH-IIAロケットなど大型ロケットで単独打上げすることは極めて非効率。  
(H-IIA単独打上げ経費は約90億円。小型ロケット打上経費は約40億円。H-IIA単独打上げの場合、小型衛星打上げ1機当たり約50億円高コストとなり、4機程度の打上げで小型ロケット開発費は相殺される。)
- 「安価・高頻度・タイムリーな開発・運用」を特長とする小型衛星を利用するには、低コストかつ即応性・機動性に優れた固体ロケットによる打上げが優位であり、JAXAは独自の固体ロケット技術を保有している。



小型衛星の「安価・高頻度・タイムリーな開発・運用」という特長を活かして、  
小型衛星のニーズに対応するには、小型固体ロケットによる打上げが必要である。

# 2. 背景及び位置付け

## 小型衛星需要への小型固体ロケットの対応能力

### 小型衛星の特徴

安価・高頻度・タイムリーな開発・運用

### 小型衛星の特殊ミッション

①先端的技術実証や情報収集など、機微な情報管理

ASNARO等16ミッション

②特殊な投入軌道・軌道精度

SPRINT-A・ERG等16ミッション

③限定された打上げ可能期間

SPRINT-A・ERG等4ミッション

④狭い打上げウィンドー（打上げ可能時間帯）

SLIM等2ミッション

⑤打上げ直前まで衛星への地上アクセスが必要。  
（液体ヘリウム等冷媒の搭載や高真空度を維持する必要性）

SPRINT-A・DIOS等4ミッション

⑥ミッション決定後短い準備期間

ERG等16ミッション

### 打上げロケットへの要求

観測好機を逃さない即応性と機動性

### 小型固体ロケットによる自律的対応

◎: 液体ロケットを上回る、もしくは液体ロケットでは実現困難な対応能力

○: 液体ロケットと同等の対応能力

自律的な打上げが可能なこと	○ 我が国は独自に世界最高水準の固体ロケット技術を蓄積
打上げに係る経費が低く、かつ単独打上げを基本とすること	◎ 小型衛星の単独打上げに柔軟・効率的に対応
長期間、即時打上げ可能な状態で待機可能なこと	◎ 推進薬の充填・管理が不要で、即時打上げ可能な状態のまま長期間待機可能
風速条件など耐候性に優れること	◎ 固体ロケットは打上げ直後の加速度が大きく、風速制限となる射座と機体の干渉制約が液体ロケットより大幅に緩和
打上げ当日(Y-0)の不測のトラブルによる打上げ遅延を避けること	◎ 推進薬の充填不要、簡素な地上設備によりY-0作業でのトラブル発生リスクを大幅に低減
トラブル発生後の復帰が短時間で容易なこと	◎ 推進薬の排液不要、直ちに機体アクセス可能
衛星をロケットに搭載(VOS)後、短期間にY-0に移行可能なこと	◎ 機体、地上システムとも簡素なシステム構成で点検期間が短く、VOS後2日(目標)で打上げ
打上げ直前まで衛星へのアクセスが可能なこと	◎ 推進薬の充填不要で3時間前(目標)まで衛星にアクセス可能
ミッション決定後、短い準備期間で打ち上げられること	◎ 簡素な機体構成、ミッション解析の効率化によりミッション決定後6ヶ月(目標)で打上げ



## 2. 背景及び位置付け

### 固体ロケットシステムの特徴

➤ 固体ロケットシステムは、その本質的な簡素性から、小型のペイロードを効率的、機動的に打ち上げるシステムに適している。

		固体ロケット	液体ロケット
比推力		△ 高性能固体推進薬 ☆M-Vで注力した技術課題 (特に上段用は液体に迫る高比推力を実現)	○ 高性能液体燃料・エンジン
構造効率	大型	△ 高圧燃焼に耐えるモータケースが重い ☆M-Vで注力した技術 (CFRPケースの開発で一般的な固体の欠点は解消)	○ 固体用ほど重くないタンク タンクの占める重量割合が大きい
	小型	○ 構造が単純 (複雑なエンジン構造が無い)	△ 複雑なエンジン構造などの 占める割合が相対的に増加
誘導性		△ 燃焼中断ができない ☆M-Vで注力した技術課題 (全段固体で惑星探査、太陽同期ミッションを遂行)	○ 燃焼中断、再着火、推力可変 などの制御能力を織り込める
即時打上げ		○ 打上げ準備状態で待機可能 ☆M-Vで準備完成後の保管待機を実証済	△ 打上げ準備が複雑で長時間を要する
開発費用・開発期間		○ 相対的に安く、短い ☆革新的なパイロットプログラムに適する	△ 相対的に高く、長い
打上げ費用	大型	△ 相対的に高い	○ 相対的に安い
	小型	○ 相対的に安い	△ 相対的に高い

## 2. 背景及び位置付け

### 固体ロケットシステム技術の維持・強化の必要性

- 固体ロケットシステム技術は、即応性を要求される打ち上げに機動的かつ効率的に対応可能な、国として維持・強化すべき重要技術。

わが国がM-Vまでに独自に培った固体ロケットシステム技術は、機動的・効率的な『小型衛星の打上げ』に適する。

- 燃焼中断により制御できないロケットの軌道投入
- 惑星探査にも活用可能な世界最高水準の機能・性能
- 移動射点や簡易管制システムの導入による機動的打上げ
- 固体ロケット全体の最適設計技術
- 各種火工品のインテグレーション技術
- 高品質の固体モータ製造・性能保証技術 等

現在、固体ロケットシステム技術の維持・継承が危機に瀕している。

- M-Vロケットは実用ロケットにおいて重要な「経済性」、「運用性」、及び「即応性」に課題を抱え、打上げ頻度が過小(10年間に7機)。現在運用停止。
- 固体ロケットシステム技術はH-IIA/BロケットSRB-Aの製造・信頼性向上のみでは維持できない。
- M-Vの開発完了後13年、運用停止後4年以上を経過し、人材が流出、能力低下。

世界一の即応性・運用性を有する固体ロケットを開発、今後の小型衛星の利用機会の拡大に対応しつつ、**国として維持・強化すべき固体ロケットシステム技術**を継承・発展。

国内外で、今後、宇宙開発利用の拡大と効率的な推進のために、頻度、即応性、経済性に優れた小型衛星の重要性が増す。

- (1) 宇宙科学分野における迅速、高頻度の成果創出
- (2) 先進的技術の軌道上実証への活用
- (3) 小型衛星の活用による衛星実利用分野の成果拡大
- (4) アジア等発展途上国に対する外交ツールとしての活用

## 2. 背景及び位置付け

### 日本独自の固体ロケットシステム技術(1/2)

#### 固体ロケットシステム技術の確立

■ 推進特性を高精度に予測し、軌道・姿勢を的確に誘導制御して人工衛星を正確に軌道に投入する固体ロケットシステムをインテグレーションする技術

■ 固体ロケットは実際のフライト品での燃焼特性把握が困難で燃焼中断による推力制御も困難というのが特徴

■ 設計・製造・打上げ運用に至る全ての段階で高い技術力が要求される

■ M-Vロケットにおいて、7回の技術実証を経て惑星探査にも活用できる世界で唯一の全段固体ロケットシステムを確立

#### わが国独自に獲得した高水準固体ロケットシステム技術

■ 下段から上段までの各段に最適な推進系設計および性能評価技術

■ 高性能固体推進薬製造技術(自国における主原料生産(高品位酸化剤など)、調達から製造および検査まで)

■ 下段の大推力/短秒時燃焼モータ技術(高度な推進薬燃焼速度管理技術)

■ 上段の高比推力/高構造効率モータ技術(高燃焼効率推進薬, モータケース材料, 高開口比ノズル設計技術)

■ 各段の能力配分の適正化によるロケット全体の最適設計技術

■ 残留推力の評価手法(分離後衝突回避システム技術)

■ フライトモデルの高精度推進性能予測技術

■ 解析及び数少ない燃焼試験結果に基づく高精度の設計・評価技術の確立(真空燃焼試験技術を含む)

■ 高い製造技術および信頼性・品質保証技術

■ 製造のばらつきを微小なレベルに抑える品質管理・製造検査技術の確立

■ 高度な誘導制御技術

■ 各段推進性能に対し、製造による不可避のばらつきを許容した飛行制御技術の確立



## 2. 背景及び位置付け

### 日本独自の固体ロケットシステム技術(2/2)

#### M-Vロケットの課題

##### ■ 経済性

性能最適化を追求した結果、機体及び打上げ費用が他に比べ割高である。

##### ■ 運用性(即応性)

運用性や整備性、耐候性に対しては最適化が行われていない。

##### ■ 特殊性

性能最適化と初期投資最小化を追求した結果、多くの機器がM-Vロケット専用の設計になっており、汎用性・共通性に対する配慮が十分ではなく、信頼性、コスト、生産体制維持に改善の余地が残る。

## 2. 背景及び位置付け

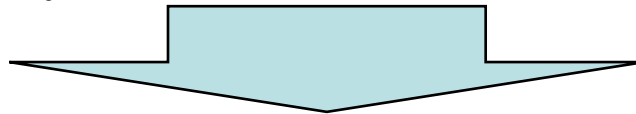
### 固体ロケットシステム技術の維持・発展方策

#### 【維持・発展すべき固体ロケットシステム技術とは】

- ✓ 固体ロケットシステム技術は、設計・製造・打上げ運用に至るライフサイクルの全てにおいて必要な固有の技術をトータルシステムとして構築するもの。
- ✓ M-Vロケットで確立した我が国の固体ロケットシステム技術は、他国の追随を許さない世界最高の水準にある。

#### 【維持・発展方策】






- 基幹ロケットの固体ロケットブースタは、下段専用のサブブースタであり、推進効率が求められる上段推進系やトータルシステム技術とは本質的に異なる。したがって、当該技術だけでは固体ロケットシステム技術を維持・発展させることはできない。
- M-Vロケットの再立上げでは、既存コンポーネントの製造技術は維持できるものの、それだけではシステム技術としての進歩がなく十分な継承ができないため固体ロケットシステム技術を維持・発展させることはできない。



『現有固体ロケット技術の基盤の上に新規技術を導入することによって、世界に冠たる運用性を実現し、「新たな小型固体ロケット打上げシステム」を開発すること』が、我が国が独自に培った固体ロケットシステム技術を将来にわたって価値ある技術に維持・発展させる唯一の方策であり、経済性の観点でも最良である。

# 2. 背景及び位置付け 我が国の輸送系戦略(案)

●→ : 課題への対処

	現状の課題	~2015年頃	~2020年頃	~2025年頃
実用システム	<b>大型衛星打上げ</b> (GTO約2.5トン~) ・地球観測・気象衛星 (GPM, ひまわり) ・情報通信衛星 (ETS8) ・測位衛星 (準天頂衛星) ・月惑星探査 (SELENE等)	□衛星静止化ΔV、衛星衝撃環境等、国際標準との格差 □2段デブリ対応能力の不足 □静止衛星の需要ピークへの対応能力不足	 <b>基幹ロケット高度化</b>	 <b>基幹ロケット発展型</b> 超重量級形態 有人輸送形態
	<b>中型衛星打上げ</b> (SSO1~2トン程度) ・ALOSシリーズ ・GCOMシリーズ ・科学衛星 (ASTRO-H等)	□異なるSSO軌道への相乗り打上げ能力の欠如 □H-IIAロケットによる中型衛星の非効率な単独打上げ		
	<b>小型衛星打上げ</b> (LEO1トン以下程度) ・小型科学衛星 ・ASNARO等	□小型衛星の迅速・効率的打上げ手段の欠如	 <b>イプシロンロケット</b>	<b>再使用型輸送システム</b> 再使用ブースタによる小型衛星即応打上等 
	将来の宇宙輸送システム			<b>軌道間輸送システム</b> 

輸送系基盤	□技術継承断絶の危機 □中小製造メーカーの撤退 □安定した打上げ機会確保困難	<b>長期的な視点に立った継続的システム開発</b> (基幹ロケット高度化・発展、イプシロンロケット、将来の宇宙輸送システム)		
	□部品・材料枯渇の常態化	<b>ロケット信頼性維持向上</b> (部品・材料枯渇対応含む)		
	□射場・製造設備等インフラの耐用限界超過	<b>ロケットインフラの維持</b>		
	□再使用輸送・有人輸送・大型探査等に向けた技術基盤の不足	<b>輸送系共通技術基盤開発</b> (再使用技術、LNG推進系、有人輸送技術の研究開発、技術実証を含む)		

## 2. 背景及び位置付け

### 輸送系戦略上のイプシロンロケットの位置づけ

#### 1. 持続的に発展可能な輸送系基盤の形成・強化

##### ① 固体ロケットシステム技術の継承・発展

- M-V開発完了後13年を経過し、離散した技術者を再結集して独自に培った世界最高水準の技術を維持・発展。

##### ② 輸送系共通基盤技術の先行的実証

- 打上げシステムの高度化(点検の自動化・自律化)や機動性の高い運用システムの実現などの共通基盤技術を実証。また、イプシロン開発と並行して実施するより先進的な構造・アビオニクスなどの共通基盤技術を先行実証し、基幹ロケットの開発リスク低減、将来の輸送システムを着実に実現。

#### 2. 小型から中大型まで幅広い多様なミッションへの自在かつ柔軟・効率的な対応 (継続的システム開発による世界最高水準のロケット系列の構築)

##### ③ 我が国の小型衛星需要への自律的、迅速、効率的な対応

- 宇宙科学、先端的技術実証、情報収集といった分野で、「安価・高頻度・タイムリーな開発・運用」を特長とする小型衛星の利用が今後拡大。
- 小型衛星の特長を活かす専用の打上げ手段を提供。(H-IIAによる小型衛星の単独打上げはイプシロンロケットのライフサイクルコストと比較しても非効率。)

##### ④ 我が国の総合的安全保障・危機管理能力の向上へ貢献

- 本質的に即応性・機動性に優れる固体ロケットを、同じ特長を有する小型衛星の利用と組合せにより、災害等の有事に際して宇宙からの情報収集手段を緊急展開するといった用途を実現。

#### 3. 将来の宇宙輸送システムへの段階的移行

##### ⑤ 再使用型の小型衛星即応打上げシステムへ発展

- 「安価・高頻度・タイムリーな開発・運用」を特長とする小型衛星の利用拡大には、小型になるほど経済性の劣る現行の使い切りロケットではいずれ限界。
- 点検の自動化・自律化、機動性の高い運用技術、抜本的低コスト技術などイプシロンロケットで獲得する技術は、再使用ブースタによる小型衛星の即応打上げといった将来の宇宙輸送システムにも発展。

### 3. 意義・目的

1. 単独での打上げや即応性が要求され、今後益々利用機会の拡大が見通される小型衛星の打上げに、我が国として自律的に対応するための機動的かつ効率的な手段を確保。
2. 本質的に機動性・即応性に優れる固体ロケットに対して、我が国が独自に培った固体ロケットシステム技術を継承し、人材育成を図るとともに、世界一の運用性を有する小型打上げシステム技術へ発展。



## 4. 目標

イプシロンロケット開発の目的を達成するため、小型衛星のニーズ分析やベンチマークの結果として以下を目標とする。

項目	イプシロンロケット (目標)	M-Vロケット (実績)
軌道投入能力 ・ 地球周回低軌道 ・ 太陽同期軌道 ・ 軌道投入精度	1 2 0 0 k g 4 5 0 k g 液体ロケット並み ( 太陽同期軌道 ・ 高度 : 5 0 0 ± 2 0 k m ・ 軌道傾斜角 : 9 7 . 4 ± 0 . 2 ° )	1 8 0 0 k g — —
打上げ費用	3 8 億円	約 7 5 億円
射場作業期間 ( 1 段射座据付けから 打上げ翌日まで)	7 日	4 2 日
衛星最終アクセスから 打上げまで	3 時間	9 時間

# 4. 目標

## 前回のSAC評価からの変更理由

前回の評価時に設定した目標に対し、以下の理由により変更を行った。

### ➤ 軌道投入能力の変更

◆ 太陽同期遷移軌道(250×500km) : 600kg (前回評価時)

◆ 太陽同期軌道(500×500km) : 450kg (今回評価時)

【理由】: 小型衛星のニーズを反映して太陽同期遷移軌道から太陽同期軌道に変更した。

### ➤ 軌道投入精度の追加

【理由】: 小型衛星のニーズを反映して追加した。

### ➤ 打上げ費用の変更

【理由】: SRB-AやアビオニクスなどH2A共通機器の価格上昇や打上げ頻度の見直し(10年20機→年間1機程度)等を反映した。

### ➤ 機体製造期間の削除・衛星最終アクセス時間の追加

【理由】: 小型衛星のニーズ分析の結果、需要・要望の多い最終アクセス時間を追加し、需要・要望のない機体製造期間を削除した。

# 4. 目標

## 小型衛星のニーズ

分類	名称	軌道	精度	質量	H-IIA相乗り打上げの可能性	
A. 陸域・ 海域観測	ASNARO(仮称)	SSO(510km円)	高度±20km、 軌道傾斜角±0.2度	445kg	×:SSOでは同じ高度の衛星 しか相乗り成立しない(※)	
【FY25】	惑星観測用小型宇宙望遠鏡(SPRINT-A)	LEO(950km×1150km)	高度±50km	252~378kg	×:レイトアクセス	
【FY26】	小型衛星によるジオスペース探査(ERG)	長楕円	近地点:高度250-300km 遠地点:地心距離で5.5-6Re	300kg	×:打上げ時期制約 特殊軌道	
F. 科学	編隊飛行による広天走査衛星(FFAST)	LEO(500km~600km略円)	高度:400~600km	490kg	△	
	高感度ガンマ線望遠鏡(CAST)	LEO(550km円)	高度±50km	350kg	△	
	ダークバリオンの探査衛星(DIOS)	LEO(550km略円)	高度±100km	400kg	×:レイトアクセス	
	X線ガンマ線偏光観測小型衛星(POLARIS)	LEO(500km~600km略円)	TBD	366kg	×:レイトアクセス	
	太陽発電衛星技術実証(SPS)	LEO(370km円)	高度±10km、軌道傾斜角 ±0.1度	270-400kg	△	
	精密測位衛星(PPM-SAT)	SSO(500km以下)	離心率ほぼ0の真円	250-300kg	×:SSOでは同じ高度の衛星 しか相乗り成立しない(※)	
	【FY27~】	重力波観測衛星(DPF)	SSO(500km円)	高度±25km	300kg	×:同上(※)
	地球電磁環境モニター衛星(ELMOS)	SSO(550~600km円)	TBD	300kg	×:同上(※)	
	小型月実験機(SLIM)	GTO	TBD	300kg	×:打上げウィンドウ	
	磁気プラズマセイル(MPS)	GTO	TBD	150kg	×:レイトアクセス	
	小型JASMIN	(構想検討段階)			TBD	
	低弾道係数衛星(EGG)	LEO	TBD	50kg	△	
	金星気球技術実証	GTO	TBD	150kg	×:打上げウィンドウ	
	宇宙テザー技術検証	LEO(600km円)	TBD	380kg	△	
【FY30~】	宇宙背景放射偏光精密測定計画(Lite BIRD)	(構想検討段階)			TBD	
I. 小型実証	超低高度衛星【FY25~】	SSO(460km以上、もしくは 270km以下)	高度±20km(楕円不可)	300kg以下	△	
	将来災害監視小型衛星	(潜在ポテンシャル)			△	

△:相乗りの可能性があるが、衛星詳細情報入手後再評価が必要

×:相乗り不可能

(※)H-IIA高度化により、異なる高度のSSO軌道

LEO:地球周回低軌道、SSO:太陽同期軌道、GTO:静止遷移軌道

■オプション形態が必要なミッション

へ投入可能となる。この場合、相乗り可能性は△。

## 4. 目標

### 軌道投入能力

小型衛星ニーズ分析により以下を設定。

#### ➤地球周回低軌道

・ERG: 質量300kg／高度200～300km × 30,000km が評定

→上記に相当する要求として下記を設定

**地球周回低軌道: 1200kg(高度250km × 500km)**

#### ➤太陽同期軌道

・ASNARO(仮称)シリーズ(質量445kg／高度510km)が評定

→上記に相当する要求として下記を設定

**太陽同期軌道: 450kg(高度500km)**

#### ➤軌道投入精度

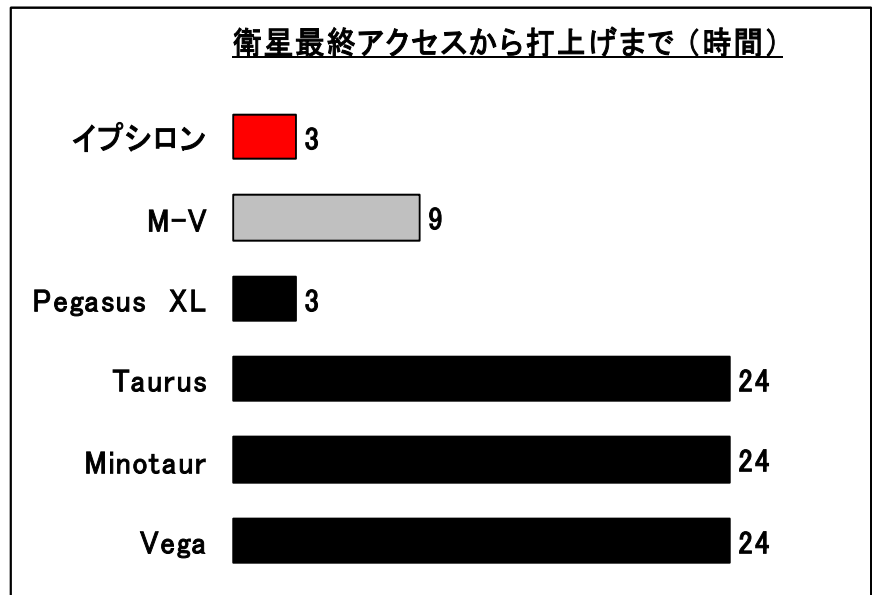
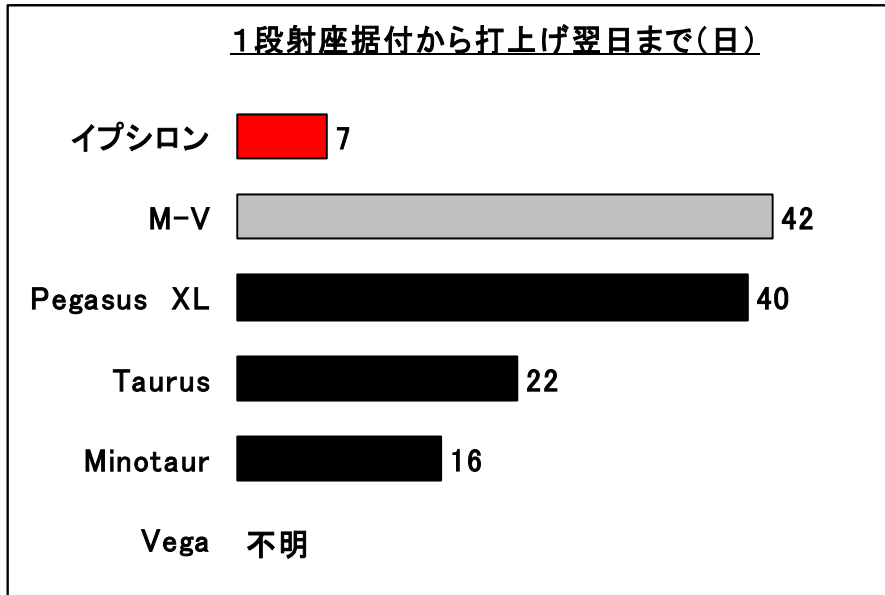
・小型利用衛星と一部の小型科学衛星は精度良い軌道投入を希望

→**液体ロケット並みの軌道投入精度**を要求として設定

(固体3段式: 500 ± 150km → 小型液体推進系搭載: 500 ± 20km)

# 4. 目標 運用性

- M-Vロケットまでの開発で培った、我が国独自の固体ロケットシステム技術(全段固体ロケットによる世界最高水準の軌道投入技術)を維持・発展させる。
- 諸外国のロケットと比較して世界一の機動性・即応性を達成する目標を設定
  - ✓ ロケット製作期間 受注から打上げまでの期間 1年間
  - ✓ 射場作業期間 1段射座据付から打上げ翌日まで(\*1) 7日
  - ✓ 衛星最終アクセスから打上げまでの時間(\*2) 3時間



(\*1): イプシロンロケット射場作業の1日あたりのコスト低減効果は約8百万円

(\*2): 冷却が必要な観測センサを衛星が搭載している場合、打上げ直前まで冷却用冷媒の補充填をすることで、軌道上での観測センサの寿命を延ばすことが可能

# 4. 目標

## サクセスクライテリア

### 【ミニмумサクセス】

試験機を打上げ、次号機までにフルサクセスのプロジェクト目標を確実に達成する方法とその実行計画が定められていること。

### 【フルサクセス】

試験機ペイロードを所定の軌道に投入し、下表のフルサクセス項目を全て達成可能なことを事後評価にて確認すること。

### 【エクストラサクセス】

フルサクセスに加え、下表のエクストラサクセス項目のいずれかを達成可能なことを事後評価にて確認すること。

項目	フルサクセス	エクストラサクセス
軌道投入能力 ・ 地球周回低軌道 ・ 太陽同期軌道 ・ 軌道投入精度	1 2 0 0 k g 4 5 0 k g 液体ロケット並み	1 4 0 0 k g 5 0 0 k g —
射場作業期間 ( 1 段射座据付けから 打上げ翌日まで)	7 日	5 日
衛星最終アクセスから 打上げまで	3 時間	2 時間

# 5. 開発方針

## 1. 小型衛星への柔軟な対応

- (1) 多様な軌道への対応が可能なシステムを構築すること
- (2) 音響環境、分離衝撃等のペイロード搭載環境を緩和すること
- (3) 短期間・高頻度打上げに対応したシステムにすること

## 2. 信頼性向上

- (1) 基幹ロケットとの基盤共有化・強化を図ること

## 3. コスト低減

- (1) 地上設備簡素化と運用効率化を追求すること
- (2) 高度な技術（性能）とのバランスを取ってコスト低減を図ること

## 4. 運用性向上

- (1) 打上げシステムの革新的向上のため次世代標準技術を取り入れること
- (2) ロケット整備の短期間化による機動性の高い運用手法を実現すること
- (3) 高度電子情報網を活用すること

# 6. システム選定および基本設計要求

## システム選定の考え方

1. 第1段モータについて、M-Vロケット用第1段モータとH-II Aロケット用ブースタ（SRB-A）を比較評価した。M-V用第1段モータは金属製チャンバで高コスト、かつ、射場で2分割のセグメントを結合する必要があるため運用性にデメリットが大きい。また、SRB-Aを採用する場合、基幹ロケットとの基盤共通化・強化及びコスト低減が可能となるため、SRB-Aを採用する。
2. 高精度の軌道投入のために、小型液体推進系が衛星かロケットのどちらかに必要である。小型衛星の軌道上運用負担軽減とロケット能力向上の観点からロケットに搭載するのが得策との結論を得た。このため、第3段の上に小型液体推進系を搭載したオプション形態をラインナップに追加する。
3. 当初計画案の実機コストを検討した結果、SRB-AやアビオニクスなどH2A共通機器の価格上昇や打上げ頻度の見直し（10年20機→年間1機程度）により当初目標（25～30億円）を達成するには、アビオや構造などに数年レベルの研究と実証を要するより先進的な技術を適用する必要があることがわかった。
4. 既存技術を活用し段階的に開発を進めることで、運用性向上などの新たな技術を早期に実証でき効率の良い開発が可能となるため、リスクと初期コスト低減を目的としたM5・H2A技術最大活用案を検討した。当初計画案と比較検討した結果、総合的にM5・H2A技術最大活用案の方が優れているため本案を採用する。その結果、平成25年度に打上げることができ、固体ロケットシステム技術の維持と小型衛星需要に的確に対応することができる。

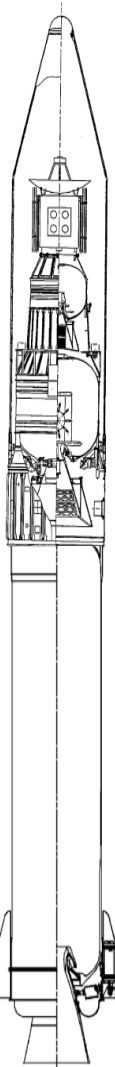
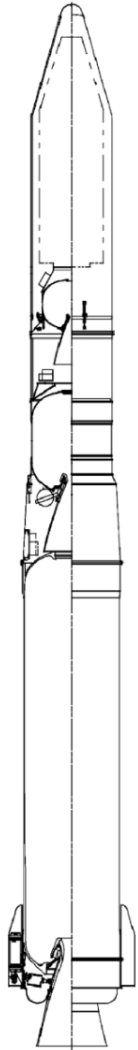


# 6. システム選定および基本設計要求

## システム・トレードオフ

当初計画案とM5・H2A技術最大活用案の形態比較を以下に示す。

系	項目	当初計画案	M5・H2A技術 最大活用案
推進系	1段モータ	SRB-A	SRB-A
	2段モータ	新規開発	M5モータ活用 (モータケースは新規開発)
	3段モータ	新規開発	M5モータ活用 (モータケースは新規開発)
	小型液体推進系	なし	新規開発 (既存スラスト・推薬タンク活用)
構造系	構造	新規開発	M5構造活用 (フェアリング・PAF等は新規開発)
	火工品	H2A用を活用	H2A用・M5用を活用
姿勢制御系		新規開発	新規開発
アビオニクス		新規開発 (一部H2A用機器活用)	H2A機器活用 (一部新規開発)



当初計画案

M5・H2A技術  
最大活用案

# 6. システム選定および基本設計要求

## システム・トレードオフ

	当初計画案		M5・H2A技術最大活用案	
(1)性能(開発目標) ・軌道投入能力 ・射場作業期間 ・衛星最終アクセスから打上げまでの時間	目標として設定した「軌道投入能力」、「射場作業期間」、「衛星最終アクセスから打上げまでの時間」を達成可能	○	同左	○
(2)コスト	開発費・運用費の総経費: 11号機までは、M5・H2A技術最大活用案より高(12号機以降は、M5・H2A技術最大活用案より低)	△	開発費・運用費の総経費: 11号機までは、当初計画案より低	○
	【今後に向けた課題】 運用機コストの当初目標(1機25~30億円)を達成するには、より先進的な数年レベルの研究開発が必要。今後、基幹ロケットとの共通的技術基盤構築を進める中で、革新技術の研究を実施し成果を反映する	△	【今後に向けた課題】 同左 既存技術を活用し段階的に開発を進めることで、運用性向上などの新たな技術を早期に実証でき効率の良い開発が可能	△
(3)スケジュール	初号機打上げ: FY25冬以降(小型衛星需要への対応遅れ) 小型科学衛星1号機ミッションを達成するにはFY25秋(11月)迄が必要。開発スケジュールは非常に厳しい	△	初号機打上げ: FY25夏(小型衛星需要へ対応可能)	○
(4)技術開発リスク	現状実行可能な技術開発要素 リスク管理を十分行うことで計画遂行できる見通し(開発スケジュールは厳しい)	○	既存技術を最大限活用 新規開発要素は少なく、技術開発リスクは小さい	○
総合評価	△		○	

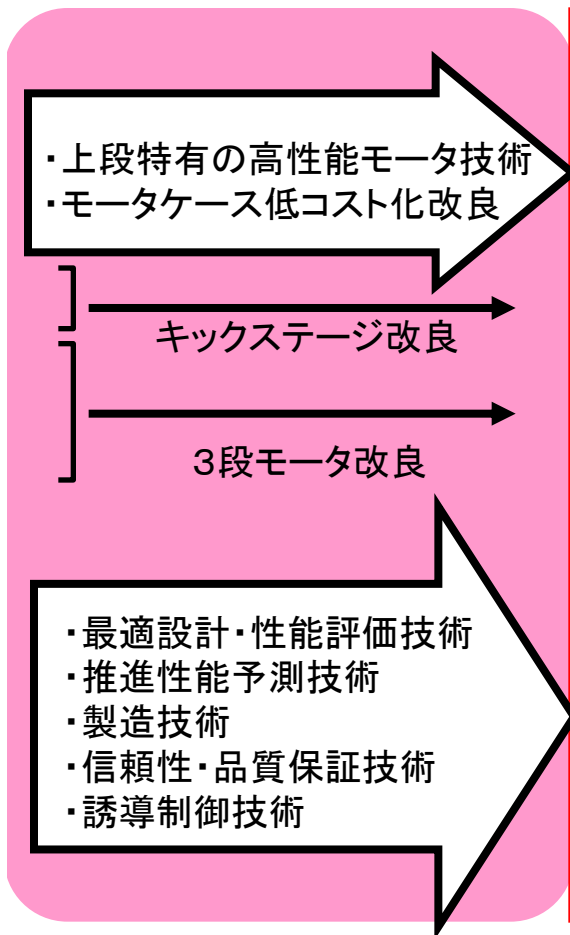
# 6. システム選定および基本設計要求

## M-V・H-II Aからの技術の流れ

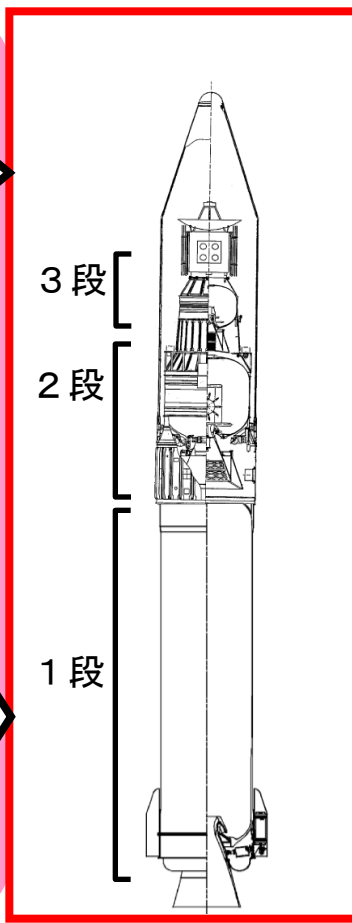
我が国が独自に蓄積した  
固体ロケットシステム技術の  
継承・発展

機器・部品・技術の共通化とそれに伴う  
生産数増大による

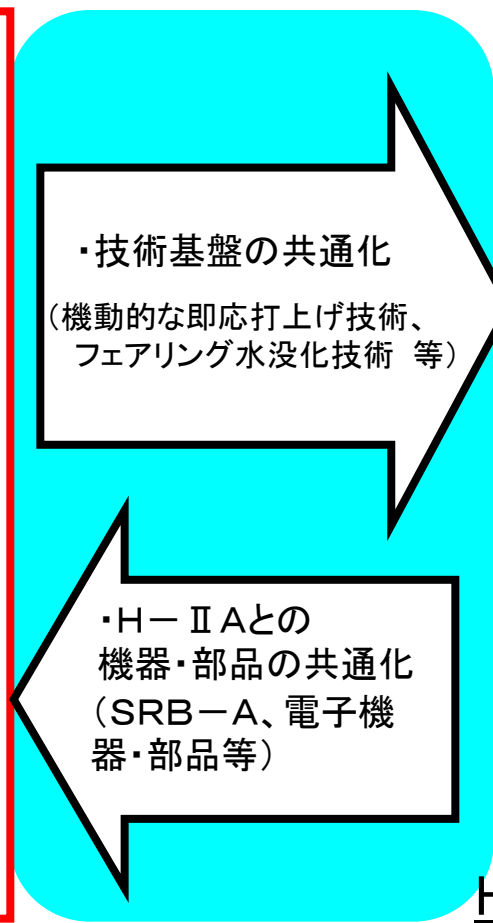
- 調達、信頼性、品質の安定化
- 開発コスト低減
- 実機コスト低減



M-Vロケット



イプシロンロケット

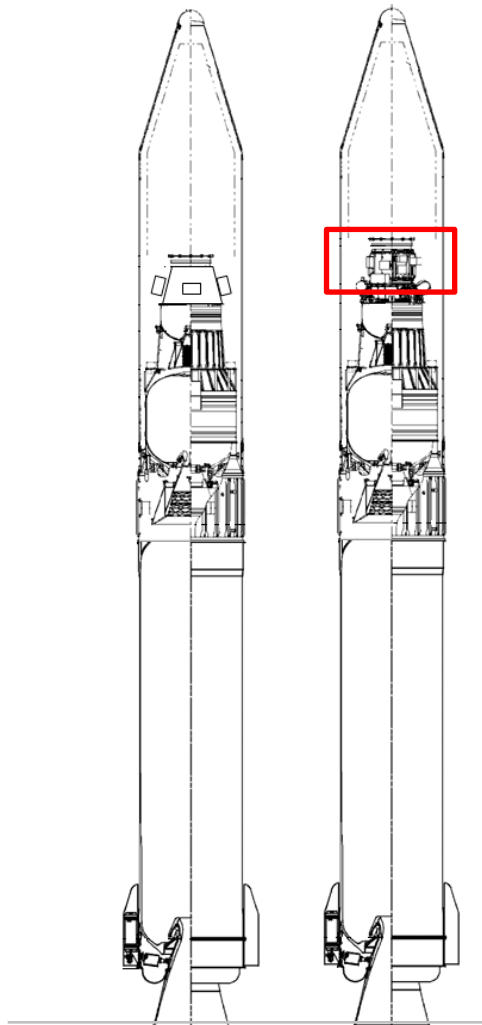


H-IIA/Bロケット

# 6. システム選定および基本設計要求

## システム構成

3段式固体ロケットの基本形態、及び液体ロケット並みの軌道投入精度に対応するため小型液体推進系を搭載したオプション形態を以下に示す。



基本形態 オプション形態  
(PBS付き)

項目		諸元
全長		約24.4m
直径(代表径)		2.5m
全備質量		約91.0ton
段構成		3段式
第1段 (固体モータ: SRB-A)	全備質量	約74.7ton ※フェアリング(非投棄分)含む
	推進薬量	約66.0ton
	平均推力	1580kN(真空中)
	全燃焼秒時	約120s
	比推力	283.6s(真空中)
	マスレシオ	0.911
フェアリング(投棄分)	全備質量	約0.6ton
第2段 (固体モータ: M-34c)	全備質量	約11.6ton
	推進薬量	約10.8ton
	平均推力	377.2kN(真空中)
	全燃焼秒時	約104.7s
	比推力	299.9s(真空中)
	マスレシオ	0.923
第3段 (固体モータ: KM-V2b)	全備質量	約3.0ton(基本形態) 約3.2ton(オプション形態)
	推進薬量	約2.5ton
	平均推力	81.3kN(真空中)
	全燃焼秒時	91.1s
	比推力	301.7s(真空中)
	マスレシオ	0.917
小型液体ステージ (液体推進系: PBS)	全備質量	約0.3ton
	推進薬量	約0.1ton
	比推力	202s(連続)

PBS:ポスト・ブースト・ステージ

# 6. システム選定および基本設計要求

## 目標からのフローダウン

### 【目標】

1段射座据付から打上げ翌日まで7日を満足すること。

### 【要求へのフローダウン】

1. 1段射座据付、アンビリカル接続: 1日
2. 各段結合(それぞれ) : 1日
3. 電気系点検 : 1日

打上前日数	Y-5	Y-4	Y-3	Y-2	Y-1	Y-0	Y+1		
									撤収
									打上げ
									推進系最終準備
									電気系点検
									3段/衛星/フェアリング搭載
									2段結合
									1段射座据付

### 【サブシステムへの要求】

- 1(機体構造)モータケース一体型(セグメント結合時間を削減) → SRB-Aを採用
- 1(機体アビオ)ロケット系アンビリカルを1段射座部で集約化
- 3(アビオ・設備)点検の自動化/自律化及び点検機能の機体搭載化により点検準備・撤収時間を含めて短縮

# 6. システム選定および基本設計要求

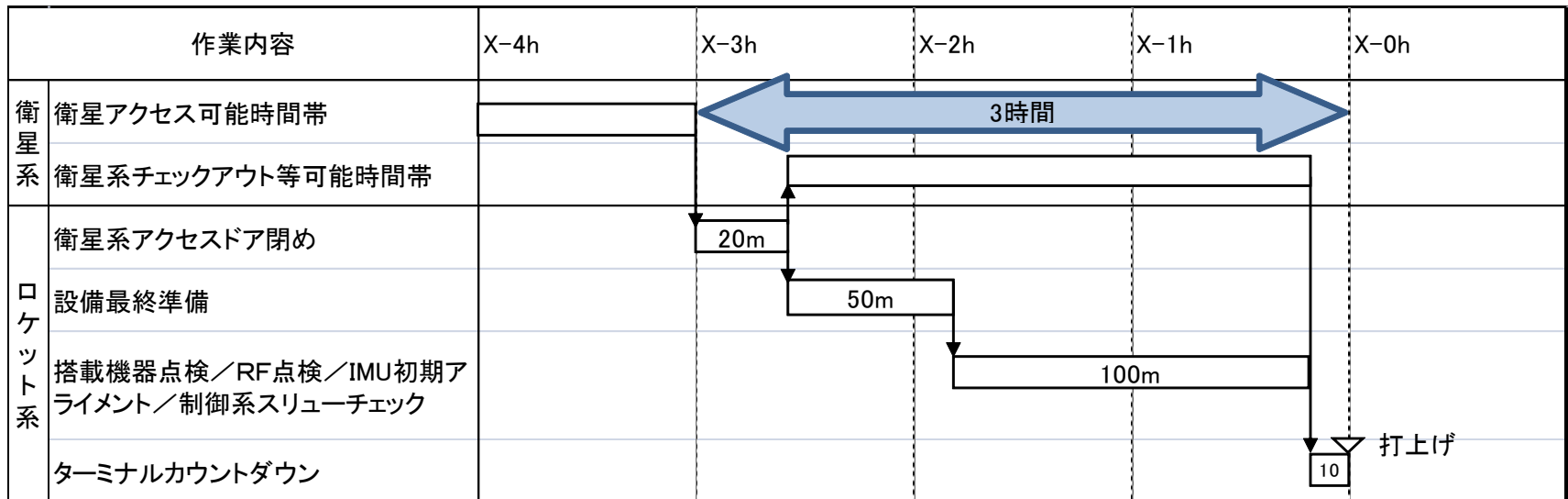
## 目標からのフローダウン

### 【目標】

衛星系最終アクセス完了から打上げまで3時間を満足すること。

### 【要求へのフローダウン】

1. アクセสดア閉め : 20分以内
2. 設備最終準備 : 50分以内
3. 機体電源投入、点検 : 100分以内
4. ターミナルカウントダウン : 10分以内



### 【サブシステムへの要求】

1. 短時間で確実に閉められるアクセสดアをフェアリングに設置 (衛星系アクセสดア閉め20分以内)
- 3、4. 点検の自動化・自律化→点検時間を短縮

# 6. システム選定および基本設計要求

## サブシステム基本設計要求

系	内容
推進	<p><b>◎世界最高水準の固体推進技術の洗練</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・H-II Aブースタ用固体モータ(SRB-A)の第1段への適用</li> <li>・モータケースの軽量化・低コスト化</li> </ul> <p>⇒上段固体モータの性能・コストの最適バランス化</p>
構造	<p><b>◎音響環境、分離衝撃等の緩和によるペイロード搭載環境の改善</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・音響予測の高精度化</li> <li>・衛星分離衝撃低減(中期的な要求)</li> <li>・制振機構による正弦波振動低減</li> </ul>
アビオニクス	<p><b>◎打上げシステムの革新的向上、次世代標準技術に向けた開発</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・点検の自動化・自律化</li> <li>・火工品回路点検機能の機体搭載化</li> </ul> <p>⇒地上設備簡素化と運用効率化の追求</p> <p>⇒将来輸送系を見据えた次世代技術</p>
運用・設備	<p><b>◎ロケット整備の短期間化による機動性の高い運用手法の実現</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・可搬化、汎用化、共通化を指向した射点に依存しない発射管制設備設計⇒モバイル管制</li> </ul> <p>⇒短期間・高頻度打ち上げに対応したシステムの構築</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・衛星アクセスドア閉め20分以内</li> <li>・ロケットアンビリカルの1段後端への集約</li> <li>・煙道形状の最適化による音響低減</li> </ul>
情報	<p><b>◎高度電子情報網の活用</b></p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・デジタルエンジニアリングによるミッション解析期間の短縮</li> </ul> <p>⇒短期間・高頻度打ち上げに対応したシステムの構築</p>

高速シリアルバス化(ネットワーク化)については、システム形態変更(H2A機器最大活用)により要求から削除。輸送系共通技術として研究を継続。

# 6. システム選定および基本設計要求

## サブシステム確認試験計画

サブシステムの既存・新規技術の識別と確認試験計画を下表に示す。

系	項目	活用する既存技術	新規開発要素	開発研究段階での成果(*1)	開発移行後の計画(*2)
推進系	1段モータ	H2A用SRB-A	-	◎ (低圧燃焼特性データ取得 p45参照)	-
	2段モータ 3段モータ	M5用推進薬(グレイン) M5用伸張ノズル	モータケース	◎ (設計データ取得 p46参照)	◎ (実機大モータケース)
	小型液体推進系	スラスタ 推薬タンク	-	○	○
	補助推進系	M5用点火器 M5用ノズル	推進薬	○	◎ (認定モデル)
構造系	構造	1/2段接手、2/3段接手、 2段機器搭載構造	フェアリング 衛星分離部(制振機構付)、 3段機器搭載構造、後部筒	○ (p47・48参照)	◎:フェアリング・衛星分離部 3段機器搭載構造 ○:後部筒
	火工品	M5/H2A用火工品	-	○	-
姿勢制御系	RCS	M5用RCS 衛星推進系	RCSシステム	○	◎ (認定モデル)
	固体モータサイドジェット	M5用点火器	ガスジェネレータ  ホットガスバルブ	◎ (燃焼特性データ取得 p49参照)  ◎ (高温ガス駆動時の熱特性データ取得 p49参照)	◎ (認定モデル)  ◎ (認定モデル)
アビオニクス	誘導制御機器	H2A用GCC、IMU LAMU、RG-PKG	-	○	◎:IMU ○:GCC、LAMU、RG-PKG
	フライトソフトウェア	M5誘導則	全て(左記以外)	○	◎
	計測通信機器	H2A用計測技術	-	○	◎:アンテナ熱対策、○:その他
	電力電装機器	既存筐体技術	-	○	○
	搭載点検機器	-	全て (火工品回路点検機能等)	◎ (要素試験により実現性確認済み p50・51参照)	◎ (技術試験モデル及びフライトモデル)
運用・設備	発射管制システム	-	全て	◎ (要素試験により実現性確認済み p50参照)	○
	煙道設備	-	煙道形状	○	○
情報	ミッション解析	H2A用解析ツール	-	○ (ミッション解析期間を短縮できる目処を得 た p52参照)	○ (試験機用のミッション解析を実施し検証)

(\*1) ○:設計により実現性を評価、◎:設計に加え要素試験で実現性を評価  
(\*2) ○:試験機用フライト品で検証試験を実施、◎:開発モデルで検証試験実施