

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(オープンキュア)に簡素化し、コスト低減の目処を得た。
- ⑥ H-IIA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

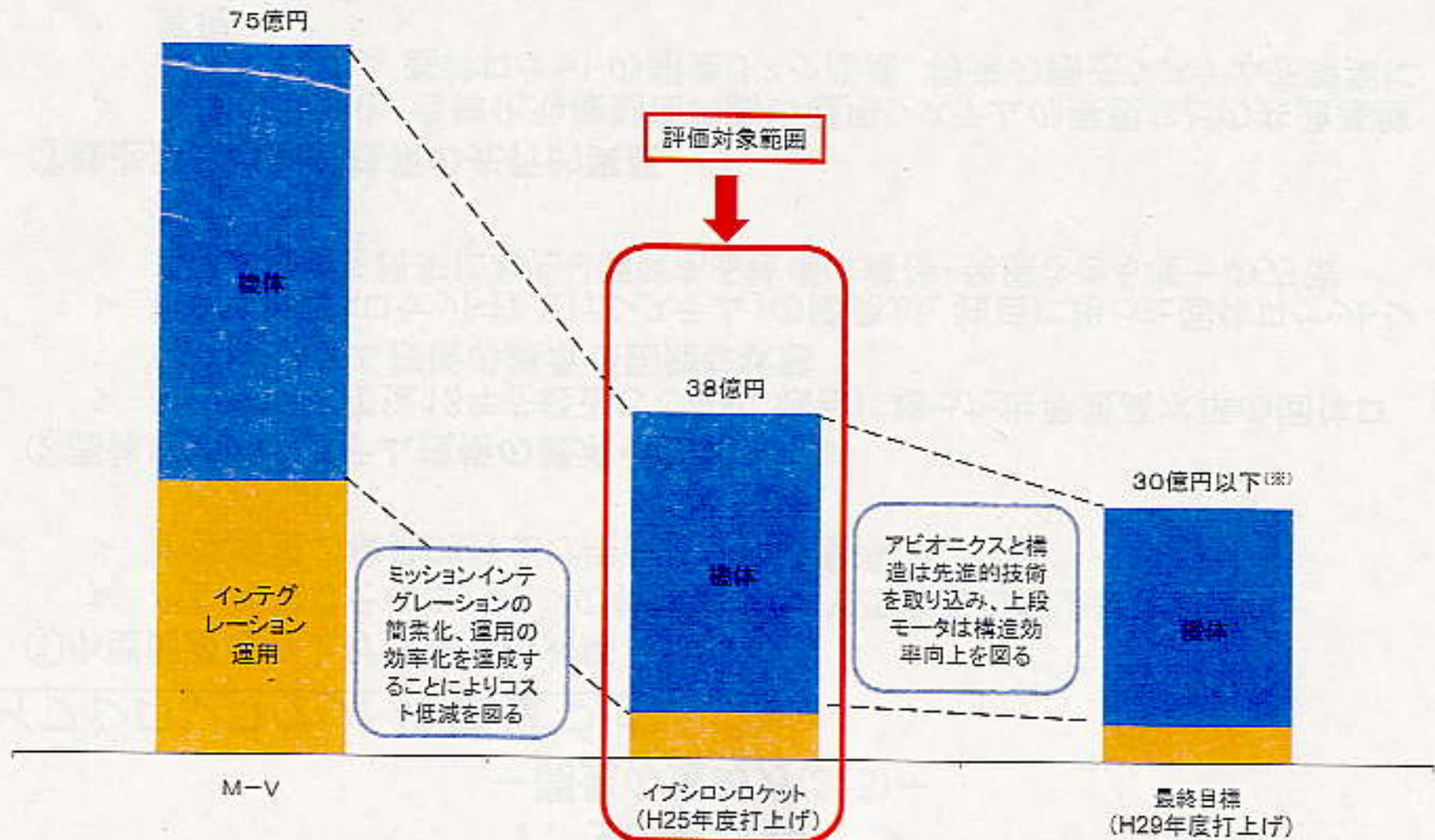
- システムレベルから飛行実験運用、固体推進およびその他の要素技術に至るまで、インハウスの解析、評価、試験能力などを活用しつつ、開発現場における実践を伴った技術継承や人材育成を図り、宇宙工学の一分野としての固体ロケットシステム技術の日本のアドバンテージを維持

1. 全体スコープ

ー開発の進め方(4/5)ー

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							

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えて行く」

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

		2023年度 25年度	2024年度 26年度	2025年度 27年度	2026年度 28年度	2027年度 29年度	2028年度 30年度	2029年度 31年度	2030年度 32年度
A	アジア等に貢献する陸域・海域観測衛星システム	アジア等に貢献する陸域・海域観測衛星システム		「だいち」シリーズの性能向上を図りつつ、広域性と高分解能を両立した継続的な観測		「だいち」シリーズとして、光学衛星、レーザ衛星で継続的に2～4機運用		「だいち」シリーズとして、光学衛星、レーザ衛星で継続的に2～4機運用	
	データ中継衛星	データ中継衛星		データ中継衛星として、継続的に1～2機運用		データ中継衛星として、継続的に1～2機運用		データ中継衛星として、継続的に1～2機運用	
F	宇宙科学プログラム	宇宙科学プログラム		太陽系の理解、地球の理解等につながる科学的成果の創出を目指した太陽系探査		太陽系探査ミッション、「はやぶさ」探査機(小惑星)、SCOPE(火星探査)など		太陽系探査ミッション、「はやぶさ」探査機(小惑星)、SCOPE(火星探査)など	
	科学衛星	科学衛星		宇宙そのものの理解等につながる科学的成果の創出を目指した、電波、X線、赤外線等による天文観測		宇宙そのものの理解等につながる科学的成果の創出を目指した、電波、X線、赤外線等による天文観測		宇宙そのものの理解等につながる科学的成果の創出を目指した、電波、X線、赤外線等による天文観測	
I	小型衛星	小型衛星		小型衛星による科学研究		小型衛星による科学研究		小型衛星による科学研究	
	小型衛星プログラム	小型衛星プログラム		小型衛星プログラム		小型衛星プログラム		小型衛星プログラム	
		2	0	1	2	0	2	1	4

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、人工衛星に共通的な部分であるバス、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))

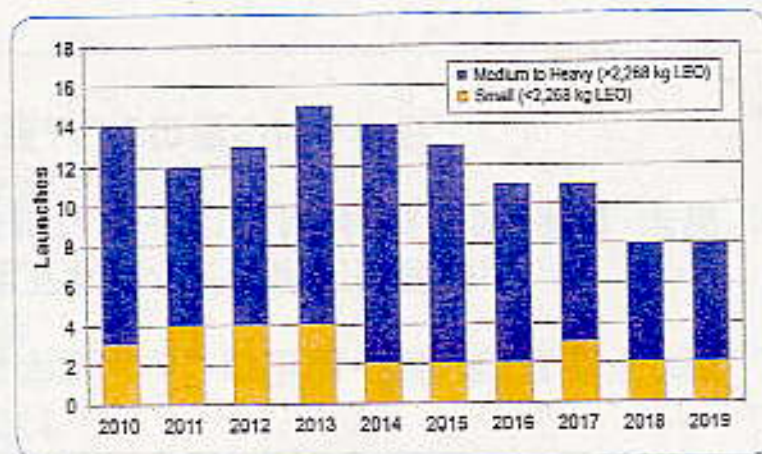
- 小型衛星(LEO1.2ton以下)の内、同一機種種の衛星を中大型ロケットで複数機同時打上げするものが多数あり、小型ロケットでの打上げ需要は少ない。

(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	19	10	49	48%
> 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

ASRARO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。

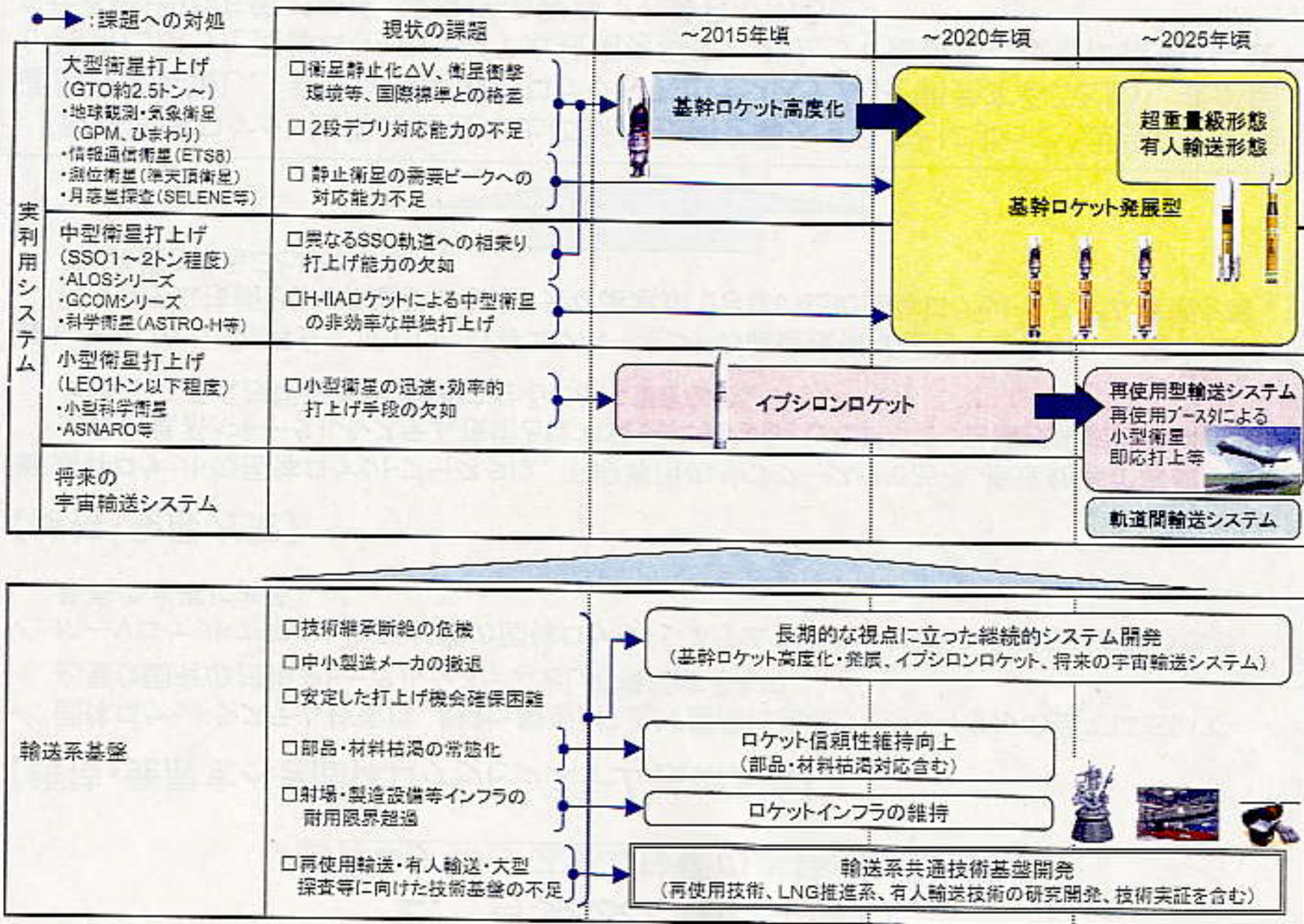
【維持・発展方策】

- 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)



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窓衛星(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(SES)	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	
【FY30~】	宇宙テザー技術検証	LEO(600km円)	TBD	380kg	△	
	宇宙質量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軌道へ投入可能となる。この場合、相乗り可能性は△。 27

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

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

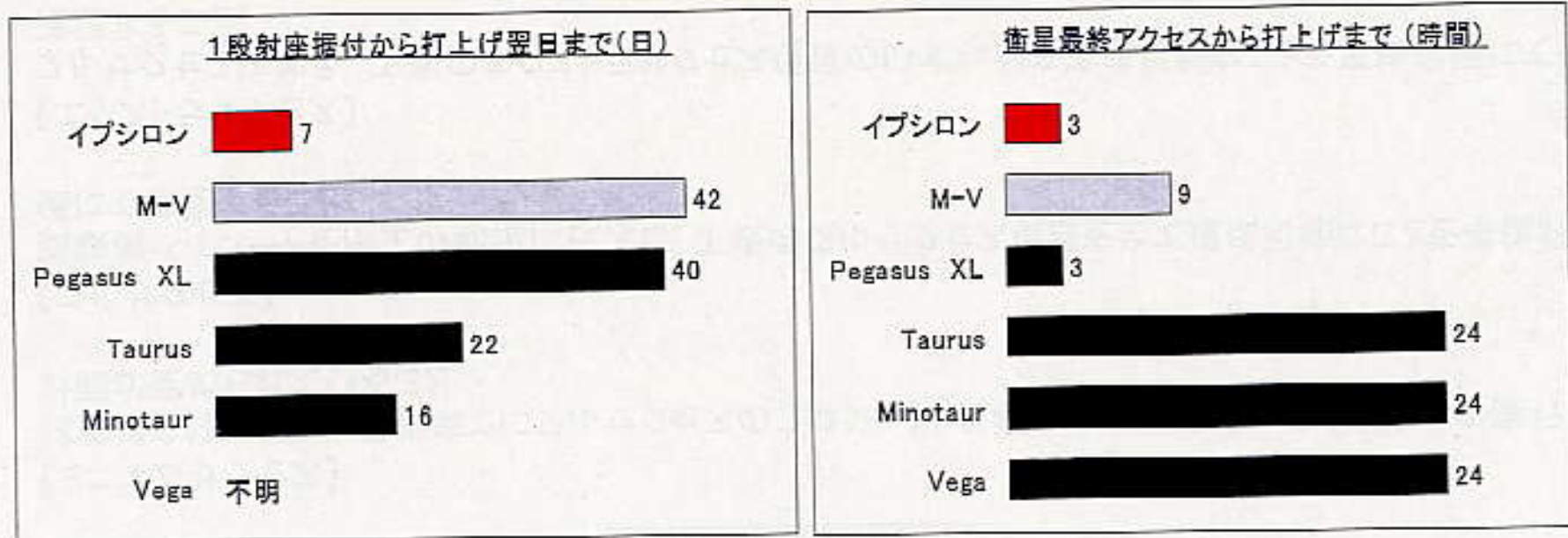
→**液体ロケット並みの軌道投入精度**を要求として設定

(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

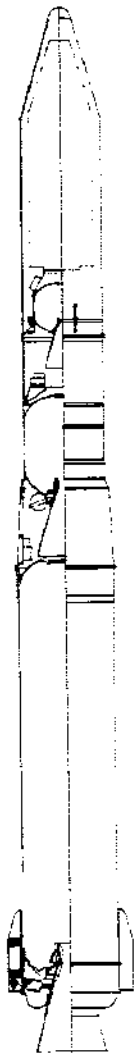
1. 第1段モータについて、M-Vロケット用第1段モータとH-II Aロケット用ブースタ（SRB-A）を比較評価した。M-V用第1段モータは金属製チャンバで高コスト、かつ、射場で2分割のセグメントを結合する必要があるため運用性にデメリットが大きい。また、SRB-Aを採用する場合、基幹ロケットとの基盤共通化・強化及びコスト低減が可能となるため、SRB-Aを採用する。
2. 高精度の軌道投入のために、小型液体推進系が衛星かロケットのどちらかに必要である。小型衛星の軌道上運用負担軽減とロケット能力向上の観点からロケットに搭載するのが得策との結論を得た。このため、第3段の上に小型液体推進系を搭載したオ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 (既存スラスタ・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	△		○	

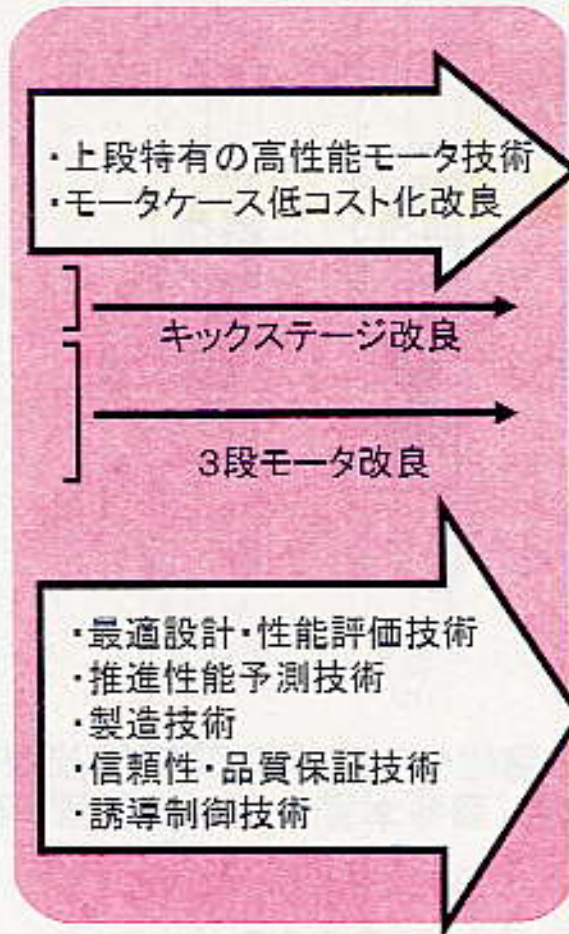
6. システム選定および基本設計要求

M-V・H-IIAからの技術の流れ

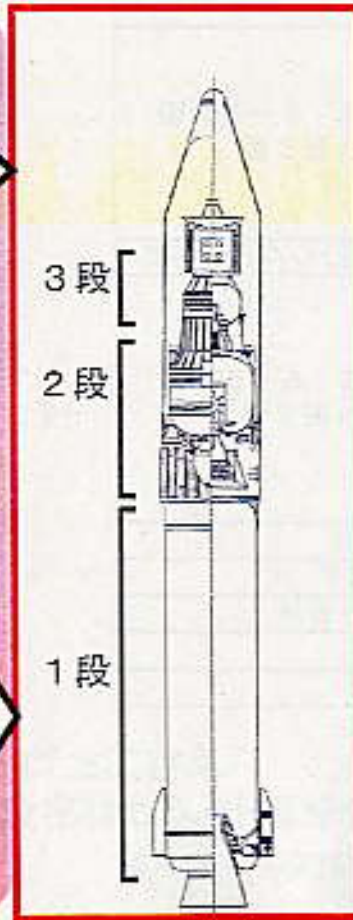
我が国が独自に蓄積した
固体ロケットシステム技術の
継承・発展

機器・部品・技術の共通化とそれに伴う
生産数増大による

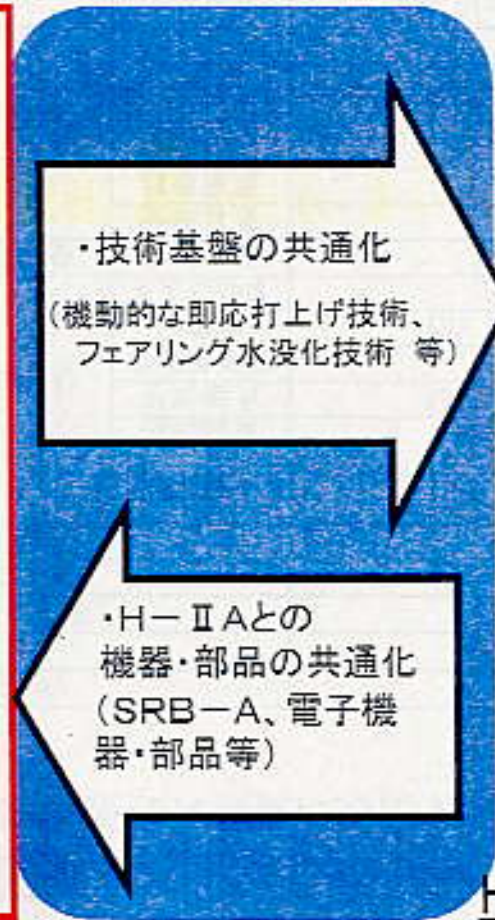
- 調達、信頼性、品質の安定化
- 開発コスト低減
- 実機コスト低減



M-Vロケット



イプシロンロケット



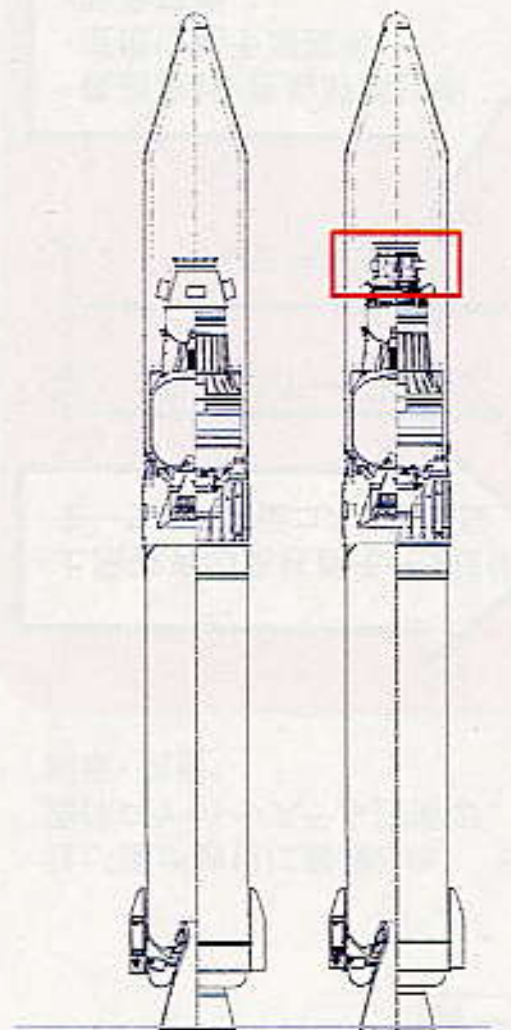
H-IIA/Bロケット



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)
フェアリング(投棄分)	全備質量	約0.6ton
	全備質量	約11.6ton
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)
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)
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

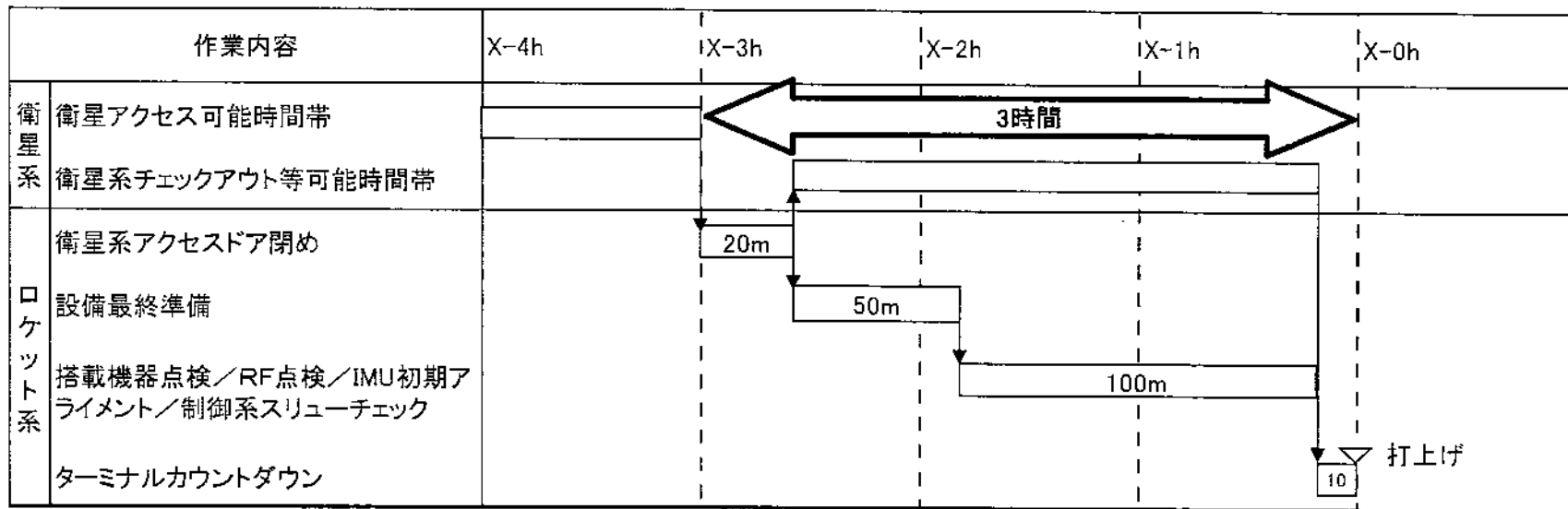
目標からのフローダウン

【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. アクセスタア閉め : 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スタアをフェアリングに設置(衛星系アクセスタア閉め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>◎世界最高水準の固体推進技術の洗練</p> <ul style="list-style-type: none"> ・H-IIAブースタ用固体モータ(SRB-A)の第1段への適用 ・モータケースの軽量化・低コスト化 ⇒上段固体モータの性能・コストの最適バランス化
構造	<p>◎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</p> <ul style="list-style-type: none"> ・音響予測の高精度化 ・衛星分離衝撃低減(中期的な要求) ・制振機構による正弦波振動低減
アビオニクス	<p>◎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</p> <ul style="list-style-type: none"> ・点検の自動化・自律化 ・火工品回路点検機能の機体搭載化 ⇒地上設備簡素化と運用効率化の追求 ⇒将来輸送系を見据えた次世代技術
運用・設備	<p>◎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</p> <ul style="list-style-type: none"> ・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 ⇒短期間・高頻度打ち上げに対応したシステムの構築 ・衛星アクセスドア閉め20分以内 ・ロケットアンビリアルカルの1段後端への集約 ・煙道形状の最適化による音響低減
情報	<p>◎高度電子情報網の活用</p> <ul style="list-style-type: none"> ・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 ⇒短期間・高頻度打ち上げに対応したシステムの構築

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 推進タンク	-	○	○
	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	◎ (燃焼特性データ取得 p49参照)	◎ (認定モデル)
			ホットガスバルブ	◎ (高温ガス駆動時の熱特性データ取得 p49参照)	◎ (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

6.1 推進

SRB-Aの第1段への適用

・目的

H-IIA用固体ブースタSRB-Aをイプシロンロケット第1段に適用するに際し、飛翔環境および機能が異なる点を考慮した低圧燃焼特性を把握する。

・課題

第1段分離後にSRB-A残留推力により上段へ衝突することを回避する。

・概要

【要求事項】分離時残留推力(F_r)が4kN[※])以下であること

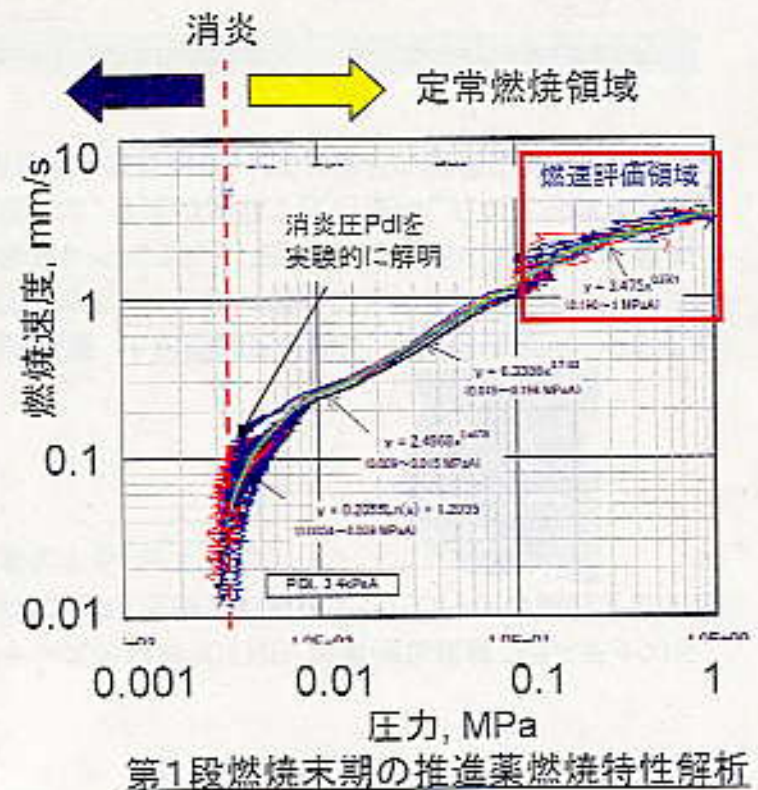
【評価対象と手法】

F_r は、推進薬燃焼ガスや内部耐断熱材の熱分解ガスの発生量に依存。燃焼ガス発生源である固体推進薬が消炎する圧力(Pdl)を定量化し、耐断熱材のデータと合わせてモータの残圧とガスの発生量を推定。

【結論】

試験結果と解析結果から、残留推進薬は分離前に消炎し、残留推力は4kN以下と評価。分離解析においてSRB-Aが衝突する可能性はないことを確認。

※)分離した下段が上段点火時まで適切な距離を確保する必要があり、分離スプリングで得た押力を残留推力で相殺しないよう設定されている。



6.1 推進 モータケース

目的

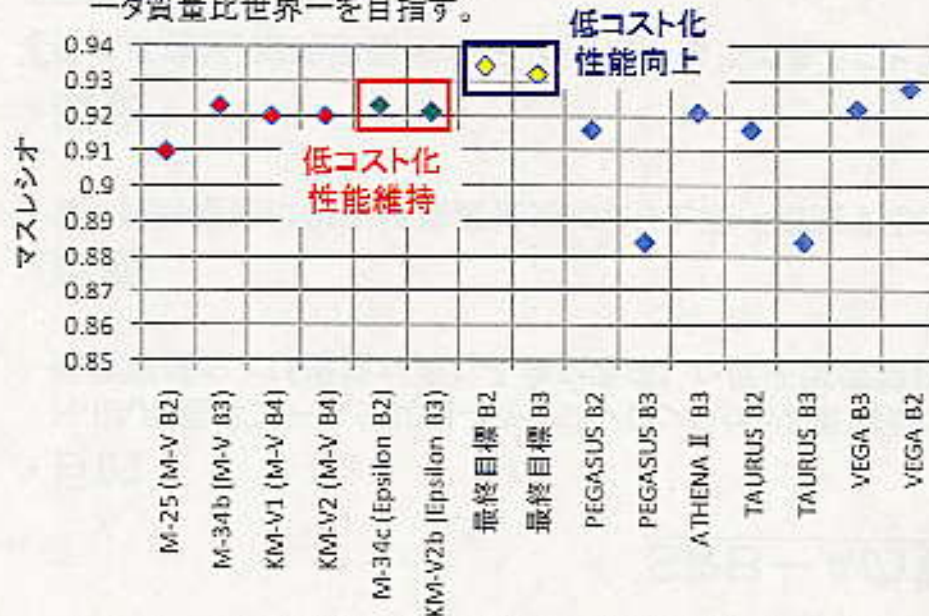
- コストの低減と性能の向上(=コストパフォーマンスの向上)のために、モータケースの材料(CFRP:炭素強化繊維プラスチック)をより比強度の高いものに変更してモータケースの軽量化を図るとともに、成型プロセス(樹脂を染み込ませたCFRPの繊維を焼き固める工程)をオートクレーブ(圧力釜方式)からオープン(常圧加熱方式)に簡素化する(右下図)。

課題

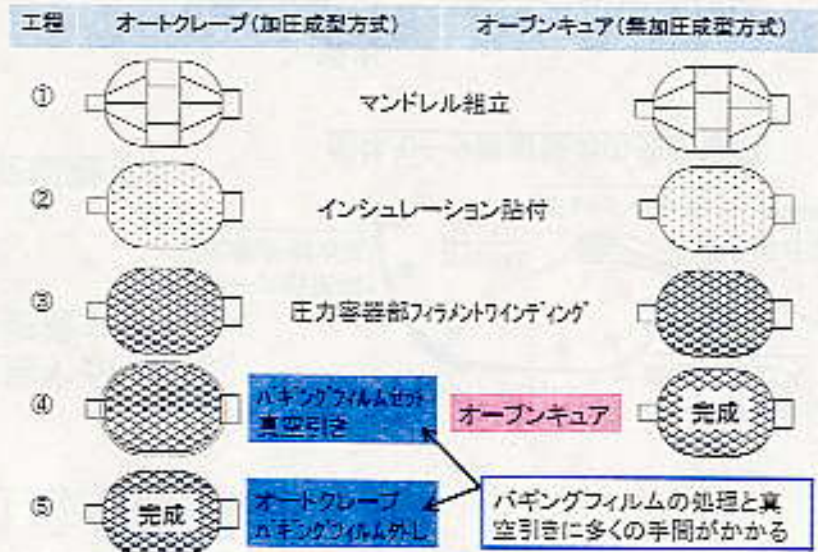
- 素材および工程の変更に伴う設計方法の妥当性と製造性の確認

概要

- サブサイズ(φ 300mm)のモータケースを試作して(右上写真)水圧破壊試験を実施、上記課題を確認し、設計用強度データを更新した。ちなみに、ロケットモータの性能は質量比(推進薬質量をモータ全体の質量で割ったもの)で測ることができるが、イブシロンロケットの上段モータの性能はM-Vロケットモータレベルを維持、すなわち世界最高レベルである(左下図)。今回の開発では、素材と工程の変更に伴う製造成立性を確認し、低コスト化技術を獲得する。最終目標では、今回の開発で技術獲得した高比強度素材の機械特性を最大限活用し、かつ新規断熱材の採用、燃焼試験2回による断熱材厚さの最適化、ノズルなどの軽量設計も採用し、モータ質量比世界一を目指す。



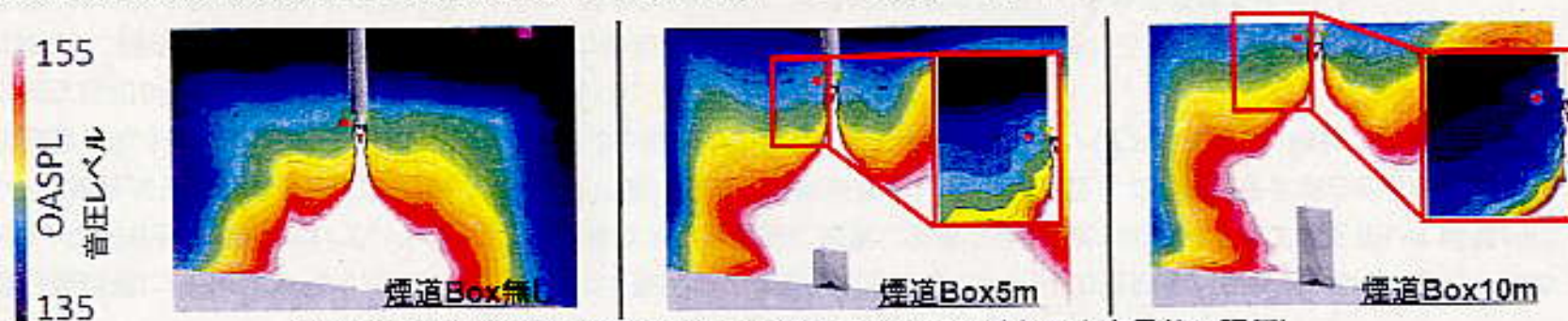
Mシリーズおよび世界の固体モータのマスレシオ比較



CFRPモータケース成形プロセス比較

6.2 構造 音響予測の高精度化

- 目的
 - 世界のどこでもロケット発射時の衛星に対する機械環境(音響環境)レベルの推定にはNASA文献に基づく半経験則が用いられているが音響発生・伝播メカニズムに基づいていないため予測精度が悪く、また発射台形状と音響発生レベルの相関評価等に用いることが困難である。イブシロンでは、解像可能な周波数が限定(~100Hz)されるが音響発生・伝播メカニズムに基づく解析が可能なCFD技術を駆使し、NASA経験則モデルの修正(高精度化)と地上設備(発射台)の最適設計(簡素化)をする。
- 課題
 - ロケット発射時の衛星に対する機械環境(音響環境)レベルをCFD技術により推定(下図:ノズル周辺(赤丸が評価点)の色が青いほど音が小さい)することは世界でも稀な取り組みであり、計算コードと実現象の間の相関を正しておくことが必要である。

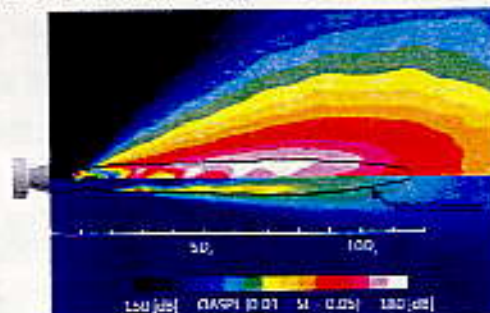


CFDを用いた射点設計の例(発射台高さによる音圧低減効果を定量的に評価)

- 概要
 - 実機大モータの燃焼試験(SRB-A級、キックモータ級、観測ロケット級で合計4度)を通して、計算コードと実現象のキャリブレーションを取得、NASA文献モデルを修正(高精度化)するとともに、簡単簡素な発射台の設計に反映した。



地上燃焼試験(観測ロケット級)

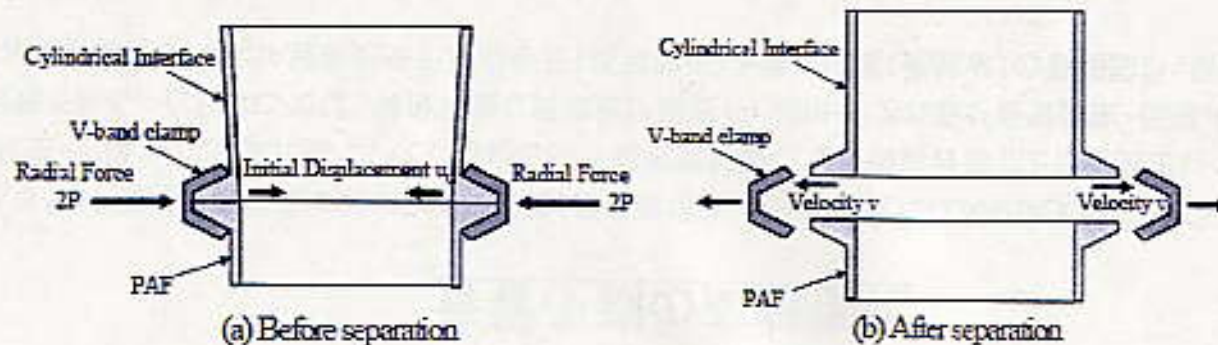


地上燃焼試験結果を利用したCFD精度検証

6.2 構造

衛星分離衝撃低減

- 目的
 - 世界の商業利用衛星打上げロケットの衛星分離衝撃レベルが近年大幅に緩和されている(1000~2000G_{SRS}レベル)現状を踏まえ、世界最高クラス(1,000G_{SRS}以下)の低衝撃レベルを目標とした低衝撃衛星分離システム技術を獲得することで、輸送システムとしての競争力を確保し、衛星搭載機器(特に衝撃に弱いリアクションホイールなど)の信頼性を向上させる。
- 課題
 - 発生衝撃を緩和するための適正な結合設計マージンの設定と締結力緩和機構設計の妥当性確認
- 概要
 - 衛星分離機構に採用しているマルマンバンド方式は、飛行中の振動などで衛星とロケットの接触部が離れないようにそれぞれの構造をバンドできつく締め付けているが、この強い締付力を分離時に確実に解放させるために従来より火工品を用いて瞬間的にバンドの結合部を切断する方法を採用しており、その際に大きな衝撃が発生している(下図)。この衝撃を低減させるために、結合部設計(バンド締付力設計)マージンの見直しによる締付力の緩和、および非火工品デバイスを採用した締結力の段階的かつ漸次的な緩和が可能な分離機構の研究を進めている。
 - これまでに、結合部の解析モデルを構築し、締結力緩和に伴う接触部の挙動(接触面が離れるか否か)、それに伴うシステムへの影響(結合部の剛性変動)を確認するとともに、要素試験などにより解析結果を評価し、その妥当性を確認した。



マルマンバンド方式による分離衝撃発生メカニズム

6.3 姿勢制御系

固体モータサイドジェット

•目的

M5ロケットでは1段飛行中の姿勢制御用の固体モータサイドジェットを4基装備していたが、イプシロンロケットではコスト低減を目的として2基に集約するとともに、1段モータのSRB-AはM5用1段モータより燃焼時間が長いため(97秒→115秒)、これらに対応する固体モータサイドジェットを新規に開発する。

•研究開発のこれまでの成果

【ガスジェネレータ(GG)】

- 長秒時燃焼に対応した推進薬の低燃速化および端面燃焼型推進薬グレイン大径化が必要。
- フルサイズGGを試作して燃焼試験を実施した。
- 燃焼特性データを取得して実現の見通しを得た。

【ロータリー式ホットガスバルブ(HGV)】

- 燃焼ガスの噴射方向を制御できる三方弁化が必要。
- HGVとGGを組み合わせたホットガス試験を実施した。
- バルブ各部の熱変形量データ及び推力特性データを取得し、その結果を設計に反映することで実現の見通しを得ている。
- なお、噴射ノズル(CFRP材料)の熱膨張量が予測より大きく、これが弁座／弁体を変形させたことが原因でGG燃焼途中にバルブが動かなくなった。これに対しては熱膨張量を考慮した適切な隙間設定により対応可能と判断している。

6.4 アビオニクス 点検の自動化・自律化

【目的】

点検の自動化・自律化により点検を省人化する。また、ロケットシステム自体のシンプル性を最大限活用し、点検の実行、および機体状態モニタを各1人レベルで実施可能なシステムとする。

まず、オペレータの省人化として、点検実行を自動化、点検中の異常判定を自動化、さらに点検後の作業報告書作成を自動化する。

また、エンジニアの省人化として、従来は画一的に判断しづらく人による判断に依存していた電流波形等の動きのあるデータを自律的に判断していくことを目指す。

【課題】

オペレータが操作、監視しやすいマン・マシン・インタフェースとすること。自動処理が汎用の端末で処理可能とすること。

【要素評価の概要】

マン・マシン・インタフェースを中心とした自動化・自律化点検装置、および機体からのデータを模擬的に発生し点検装置へ送信する装置を作成し、点検運用のデモンストレーションを行った。

その結果、点検実行画面及び機体状態モニタ画面をともに1つの端末で可視化させることができた。また、点検装置として汎用品を用いた場合でも十分可能な処理負荷であることが確認された。

さらに、動きのあるデータに対するパターン認識技術を応用した自律的な判定のトライアルをあわせて実施した。これはMT (Mahalanobis Taguchi)法を応用したものであり、模擬的に作成した正常・異常データに対して一定の判定が可能であることが確認された。

これらにより、自動化に対する目途付けができたとともに、自律化に向けての基礎データが得られた。



【運用イメージ】



【デモ状況】

6.4 アビオニクス 火工品回路点検機能の機体搭載化

【目的】

従来(H-IIA)の火工品回路点検は、射場において外部の点検装置に接続して実施していた。このセットアップ作業は全ての火工品接続端へ個別に配線・接続する必要があることから、4日を費やしており、点検に係る運用性の最大の阻害要因となっていた。

イプシロンロケットでも火工品接続端は50点に及ぶため、配線・接続を不要とした点検方法を確立してこれに係るセットアップ作業を排除することは、射場作業7日を達成するための必須の要件となる。

このため、イプシロンロケットにおいては、火工品回路点検機能を機体搭載化することとした。この際、M-Vで実績のある火工品内部抵抗も含めた計測を実施する方式を採用することで、打上げ直前でのEnd-to-End検証を可能とし、実効信頼度の向上も図る(M-V以外のロケットでは、火工品結線後は点検を行わないでフライトさせている)。

【課題】

機体搭載化する上での課題は搭載可能なサイズで機能を実現できるかにある。

これに加え、被点検対象に火工品を含むため、安全に点検が実施できるか否かが最大の課題となる。

【要素評価の概要】

点検機能に対する全体設計により、火工品接続端ごとではなく電源系統ごとに点検回路を集約化することで回路規模を適正化した。その上で回路基板1枚に実装した試作を行い、機能・性能が満足できることを確認した。

一方、安全性については、火工品に対して非安全な電流が流れないことが評価となる(現在の規定では点検電流は10mA以下であるため、これを超える電流が流れないこと)。これは通常動作時に加え、故障発生時にも満足させる必要がある。

従って、通常動作時に加え、点検機能への電源供給異常時、点検用電流出力回路を短絡故障させた場合、等の故障モードをFMEAより抽出し、これらを模倣的に発生させた場合でも非安全な電流が流れないことを確認した。

これらにより、安全な点検機能が機体搭載化可能規模(回路基板1枚)で実現可能な目途を得た。



【試験状況】

6.5 情報

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

【目的】

- ・ 短期間・高頻度打上げに対応したシステム構築に向け、ミッション解析の効率化・高度化により解析期間を短縮する。

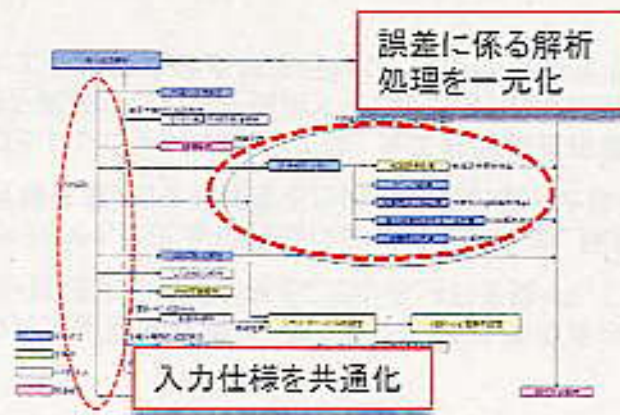
【課題】

- ・ 現状のミッション解析は、複数の個別解析ツールを組み合わせるため、解析作業全体の効率化が課題である。

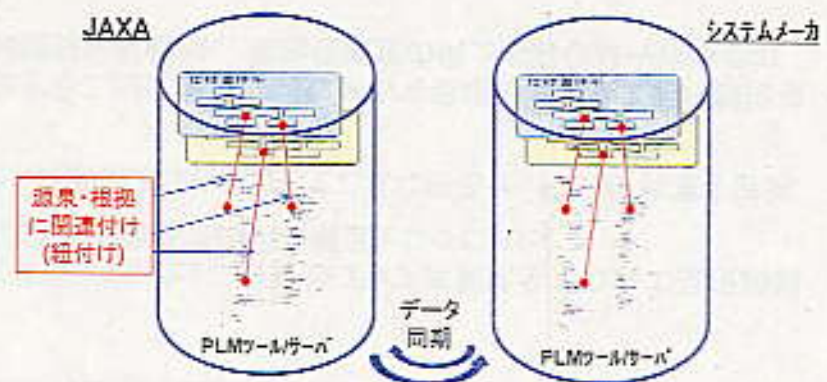
【これまでの成果(概要)】

- ・ ロケット共通で使用可能な範囲の統合解析環境を構築し、ミッション解析に要する期間を半減可能な目途を得た。現在、イプシロンロケット固有の解析ツールを整備中。
- ・ 開発成果を体系的に蓄積・利活用する情報システムを構築中。上記の解析ツールと連携させることにより、さらなる効率化・高度化が可能。

◆解析ツール統合環境の構築



◆情報共有システム 連携イメージ



6.6 実機コスト

【現状】 38億円(基本形態)

【前提】

- ・ 実機コストは打上げ輸送サービスでの打上げを前提として計上(消費税非課税)
- ・ 年間1機、4機まとめ契約。(アビオ・火工品はH2Aと同時発注)
- ・ 設備及び技術の維持経費、打上安全監理経費を除く

【評価】

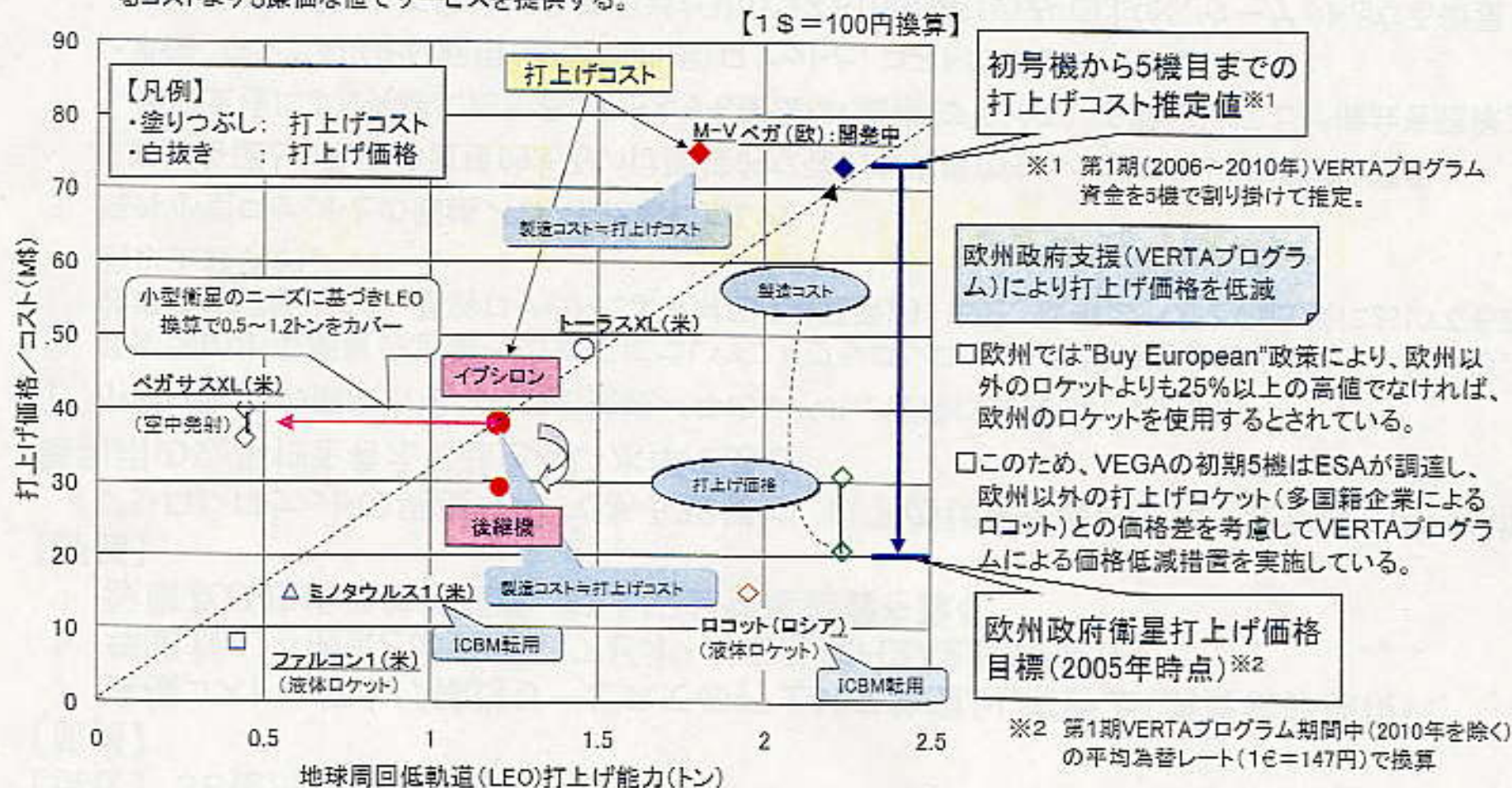
イプシロンロケットの実機コストである38億は、以下の状況を鑑みれば、我が国の宇宙開発利用の効率性を考えて遜色ない水準である。

- ① 小型ロケットの商業市場は今後も数機/年のレベル。官需に支えられている。
- ② 我が国の小型衛星の官需への対応について、イプシロンロケットの開発を含むライフサイクルの効率性で評価しても、基幹ロケットによる対応より経済的。また、欧州のベガとの比較においても3割以上経済的。
- ③ 海外小型ロケットとの価格/コスト比較について、
 - ・ 海外各国とも政府の直接的あるいは間接的な強力な支援のもと小型ロケットを開発・運用。政府支援により実際にかかるコストよりも廉価な「価格(プライス)」を設定し打上げ機会を確保。
 - ・ 米国、ロシアのICBM転用(廃棄物利用)ロケットと、コストの比較はできない。
 - ・ ロケットの比較として単位打上能力当たりのコスト(or価格)のみではなく、ターゲットとなる衛星打上能力も考慮すべき。
(ファルコン1は安価であるが、打上能力の点でイプシロンとターゲットが異なる)
 - ・ 米国トラスXLの打上げ価格、欧州ベガの推定打上げコストはイプシロンと同等水準。
また、ペガサスXL実勢価格(NASAプレスリリースによる)と比較しても優位。

6.6 実機コスト

- ◆ ペイロード単位質量打上げ能力当たりの打上げコストはM-Vより約24%低減
- ◆ 今後小型ロケットの商業打上げ市場が拡大した際に新たな市場を開拓するには、欧米と同様な国の支援策も考慮すべき。

(補足)「打上げ価格」とは、打上げプロバイダが提供する打上げサービス価格。政府支援を受けているロケットは実際に打上げに要するコストよりも廉価な値でサービスを提供する。



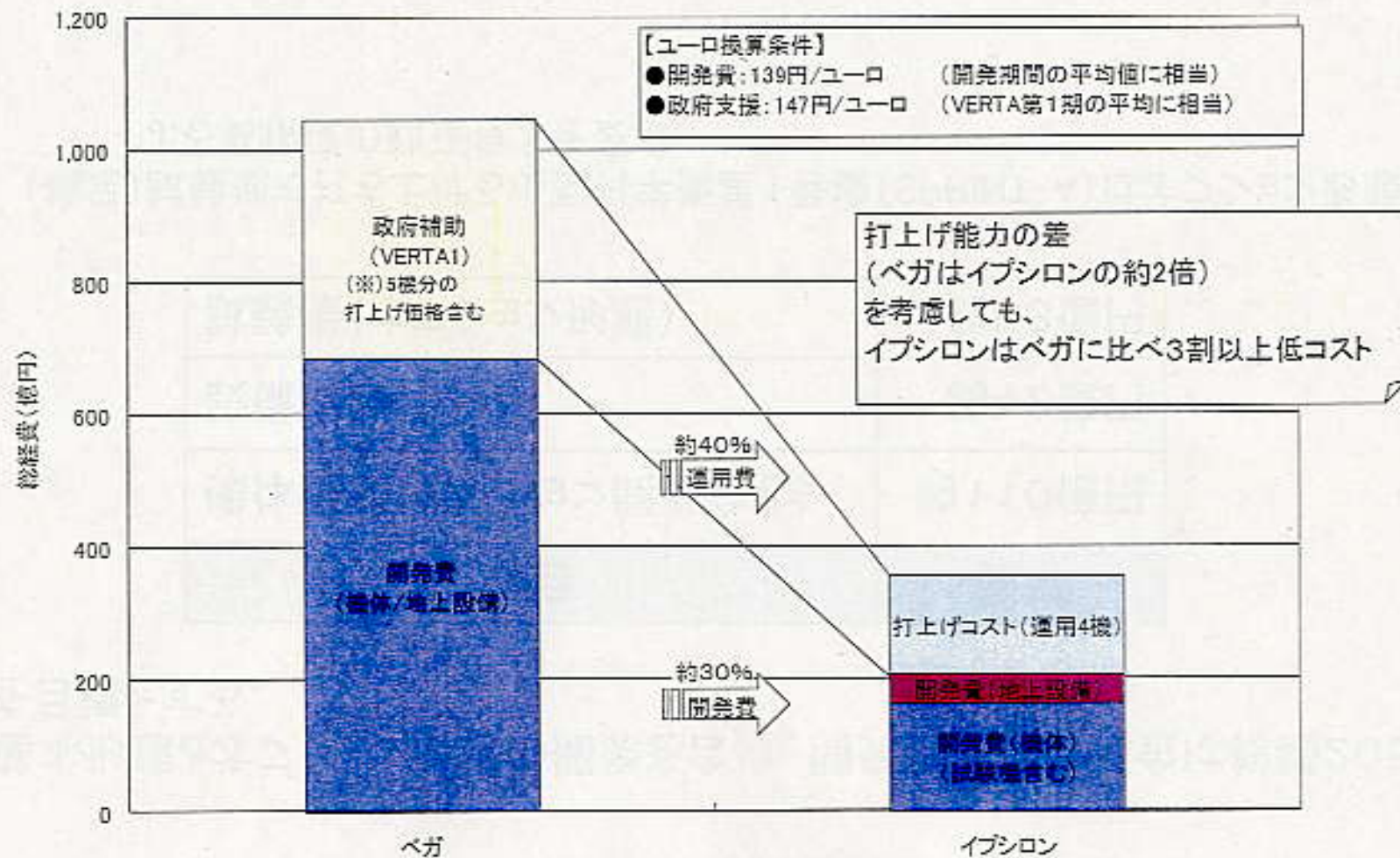
海外ロケットデータの出典:

- ・FAA Launch Report
- ・NASAプレスリリース
- ・ESA bulletin 135
- ・NASA予算書
- ・JAXA調べ

6.6 実機コスト

-ベガとの開発・運用経費の比較-

- 開発～運用初期(5機)にかかる経費は、海外の小型ロケットに比べ低コスト



ベガとイプシロンの経費比較(開発～5号機)

7. 開発計画

7.1 開発資金

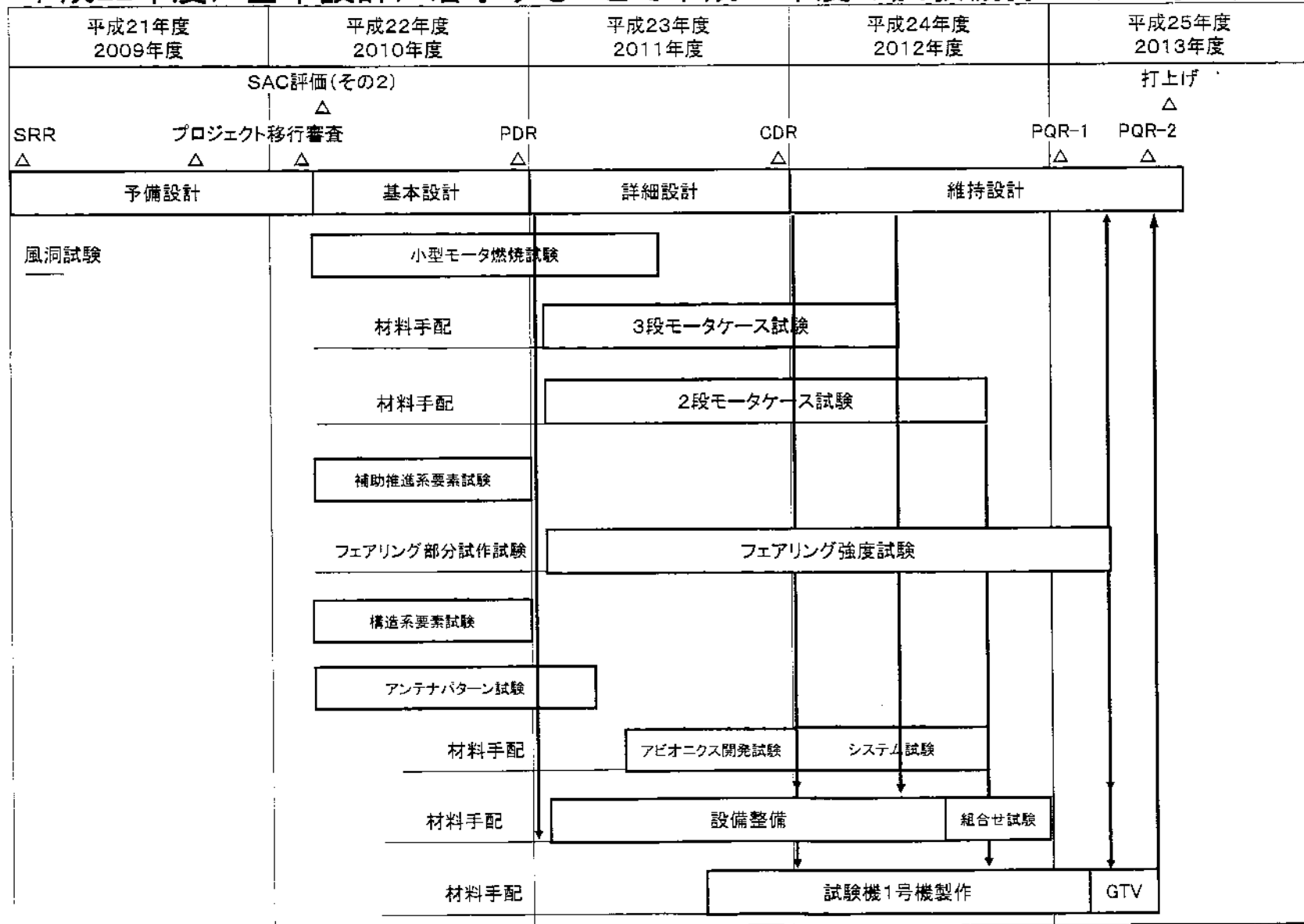
基本形態とオプション形態の開発を含め、開発移行後の資金は総額205億円を目標とする。

項目	費用
機体開発(オプション開発含む)	約110億円
設備開発	約42億円
試験機(オプション形態)	約53億円

(補足)試験機で打ち上げる小型科学衛星1号機(SPRINT-A)はオプション形態による高精度の軌道投入を要求。

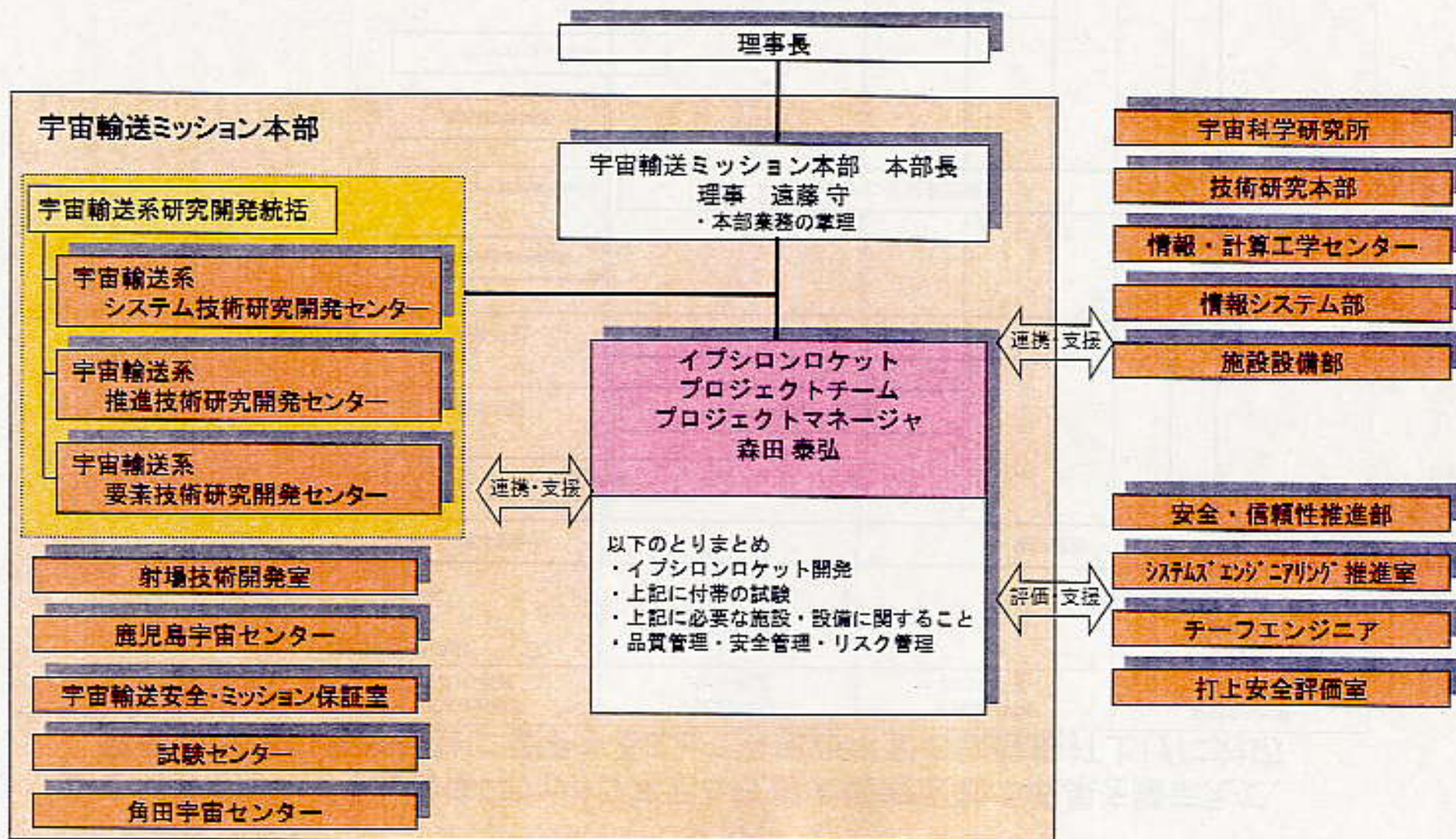
7.2 開発スケジュール

- これまで進めてきた固体ロケットシステム技術の維持活動の成果を踏まえて、平成22年度に基本設計に着手することで平成25年度の試験機打上げに対応。



7.3 実施体制

JAXA内の体制を以下に示す。



7.3 実施体制

固体ロケットシステム技術の継承

【宇宙輸送ミッション本部】

【宇宙科学研究所】



その他、情報化、飛行安全・飛行計画など

7.3 実施体制

将来の世界最先端の宇宙輸送系技術基盤を担う人材育成に貢献

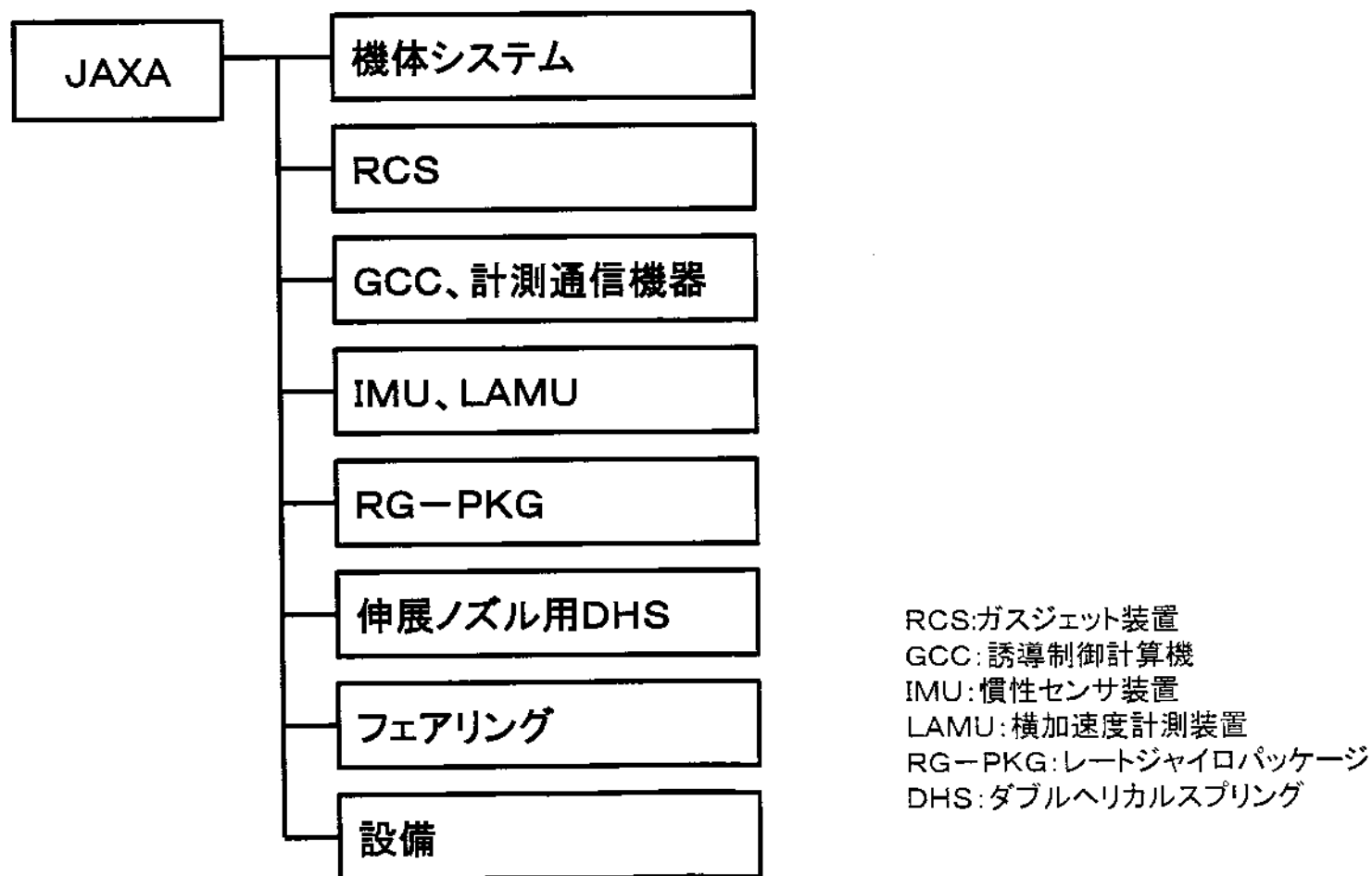
- ✓ 世界最先端の技術基盤の維持と技術革新には継続的な研究体制の活性化と人材の育成が必須
- ✓ イプシロンロケット開発において、宇宙科学研究所の人的リソースとインハウスの解析、試験、評価などの先端研究能力を活用し、世界一級の性能や機能と運用性を持つ固体ロケットシステムを実現
- ✓ イプシロンロケットの開発を通じたシステムレベルから飛行実験運用に至る開発現場の実践を伴った人材育成により、宇宙工学の一分野としての固体ロケットシステム技術の日本のアドバンテージを確保
- ✓ イプシロンロケット開発と連携した輸送系共通基盤技術の研究開発による研究者の高い動機付けの維持とプロジェクトの実践的開発現場における研究者の貢献を通じて、将来の宇宙輸送システムを担う日本の輸送系研究開発能力の維持発展と人材育成に貢献



7.3 実施体制

メーカー開発体制を以下に示す。

JAXAインテグレート方式(JAXAがシステム全体をとりまとめる方式)により開発する。JAXAは、技術・資金・スケジュールに係るすべての判断を行い、開発全体の責任を持つ。メーカーが経験・ノウハウを有する製造、図面作成等についてはメーカー各社に委託する。



8. リスク管理

リスクを以下のカテゴリに分類して識別し、対処方針とリスク低減のためのコストの考え方を整理した。

今後、JAXA標準「リスクマネジメントハンドブック」(JMR-011)に基づき、「イプシロンロケットプロジェクトリスク管理計画書」により維持管理を行う。

【カテゴリ①】

前提条件の変更、打上げ延期のリスク及びプロジェクト外の要因に起因するリスク。プロジェクト外のJAXA全体の経費で対応する。

【カテゴリ②】

プロジェクト内の要因に起因するリスク。プロジェクト経費で対応する。

次ページ以降に主要リスクの開発研究段階での処置及び開発段階での計画を示す。

リスク管理

【カテゴリ1】

No	リスク項目	リスク内容	開発研究段階での処置	開発段階での対処計画
1	目標・基本設計要求変更	目標・基本設計要求を変更する場合、性能・コスト・スケジュールに影響を及ぼす可能性がある。	当初計画案からH2A・M5技術最大活用案への変更に際し、性能・コスト・スケジュールを総合的に評価し、目標実現へ影響がない機体システムとした。	変更する際には、性能・コスト・スケジュールを総合的に評価して決定する。
2	共通技術の不具合	他ロケットとの共通技術(SRB-A等)について、そのロケット研究開発・打上げ等で不具合が発生した場合、性能・コスト・スケジュール等の影響を受ける可能性がある。	なし。	状況に応じて影響度合いと対応策を検討する。

【カテゴリ2】

No	リスク項目	リスク内容	開発研究段階での処置	開発段階での対処計画
1	高速シリアルバス化	新規開発の高速シリアルバスの実現性確認が遅れる可能性がある。	高速シリアルバスの要素試験を実施しリスクを低減したが、高速シリアルバス化は不採用とした。	リスク対象外。
2	点検の自律搭載化	従来地上装置で行ってきた点検機能の機体搭載化を可能とする装置の実現性が確認できない可能性がある。(質量・寸法過大等)	要素試験を実施し、機体搭載可能なサイズで機能を実現でき、安全に点検が実施できる目処を得た。	実機設計のコンポーネントを試作して試験を実施する。

リスク管理

【カテゴリ2】

No	リスク項目	リスク内容	開発研究段階での処置	開発段階での対処計画
3	モータケース	CFRPモータケース成立性確認が遅れる可能性がある。	要素試験を実施し、設計データを取得し、リスクが低減できた。	実機大のモータケースを試作して試験を実施する。
4	音響環境	音響環境緩和のために設備に対する要求が過大になる可能性がある。(コスト増)	H2AやM5の知見をもとにJAXA専門家による数値解析を実施し適切な設備要求を設定した。	設定した設備要求に基づき設備を整備する。
5	高周波衝撃環境	分離衝撃低減効果が得られず、衛星やロケット搭載機器の開発に影響を与える可能性がある。	衛星分離衝撃低減研究を実施し、衛星要求を満足することを確認した。フェアリング分離は継続検討中。	H2A機器を使用するものに対して艤装設計を実施し、環境試験の必要性を見極める。
6	フェアリング沈水性	フェアリング海上落下後、海に沈める仕様にする場合、コスト・質量増などによりシステムとして成立しない可能性がある。	要素試験を実施し、海に沈めるための構造を実現できる目処を得た。フェアリングに対する要求仕様を設定した。	設定した要求仕様に基づきフェアリングを開発する。
7	正弦波振動環境	SRB-Aの燃焼圧力振動により、衛星への正弦波振動環境に対し影響を与える可能性がある。	衛星分離部に振動環境を緩和する制振機構を装備する仕様を設定した。	要素試験で制振特性データを取得し、実機大の制振機構を試作して試験を実施する。

9. 推進部会での助言に対する検討結果

No	評価における助言	検討結果
1	ロケット技術は、国の安全保障に係る技術でもあり、国としての自在性が重要であり、部品及び方式の選定等にあたっては、その点を十分考慮するべきである。	重要技術については国産品を使用する計画であり、自在性を確保している。
2	小型衛星に柔軟に対応するため、高頻度打上げの実現を徹底的に追求することを望む。	M-Vロケットに比べて打上げコストを低減するとともに射場作業期間を短縮することにより高頻度打上げの実現を追求している。
3	開発研究を進めるに当たっては、M-Vロケットに関わる技術的・人的経験の蓄積が、JAXA内および関連メーカー内において、適切に継承されていくことが重要である。	M-Vロケットの開発と打上げを経験したJAXAとメーカーの技術者が中心となり、そこに新たなメンバーが加わって開発を進めることにより、技術や経験を継承していく。
4	開発研究の当初から、信頼性に関わるエンジニアや、射場で実際に打上げに関わるエンジニア等、現場経験の豊富な先人の知見を生かしていくべきである。	開発研究の当初から、信頼性に関わるエンジニアや打上げなどの現場経験豊富なエンジニア等、現場経験の豊富な先人の知見を生かしてきた。開発移行後も継続する。

平成19年8月27日宇宙開発委員会推進部会資料
 推進7-2-3「次期固体ロケットプロジェクトの事前評価結果」

9. 推進部会での助言に対する検討結果

No	評価における助言	検討結果
5	<p>効率の良いシステムの設計を行うためには、システム全体の立場からのすり合わせが重要なことから、まず全体システムの設計を行い、そこを出発点として各要素の仕様を固め、設計を進めてゆく基本を実現していくべきである。また、運用性、整備性の良いロケットを設計することが、コスト低減のキーの一つであることから、設計当初から運用担当、設備担当も加えてシステム設計を行うことが必要である。</p>	<p>左記のとおり、まずはシステム設計を行い、そこを出発点として各要素の仕様を固めるという基本を徹底している。また、設計当初から運用担当、設備担当も加えてシステム設計を行っている。</p>
6	<p>搭載系のネットワーク化及び自己診断機能等については基幹ロケットにも将来採用され得る技術なので標準化を念頭に置いた開発研究を望む。</p>	<p>基幹ロケットにも将来適用されうる技術として、高速シリアルバス化、点検の自動化・自律化、火工品回路点検機能の機体搭載化の研究開発を実施した。ただし、高速シリアルバス化は輸送系共通研究として継続実施する。</p>
7	<p>打上げ作業の効率向上を目指していくつかの新しい技術を取り込むとのことであるが、これらについては単に信頼性だけでなく、故障修理などの保守性や保全性についても設計要求を明確にするなど、稼働率の向上を目指すことを望む。</p>	<p>新しい技術であるモバイル管制システムでは汎用性のあるコンピュータを使用する要求を設定した。これにより保守・保全のしやすいシステムとしている。</p>

9. 推進部会での助言に対する検討結果

No	評価における助言	検討結果
8	研究開発をおこなうにあたっては、Mシリーズロケットにおける作業方法の長所を生かしつつ、JAXAの航空宇宙のスタンダードに基づいた技術標準、技術管理プログラム管理に基づいて開発を行うべきである。	Mシリーズロケット開発と同じJAXAインテグレート方式での開発とし、かつ、モータ地上燃焼試験をJAXA主体で実施することにより技術継承と開発コスト低減を同時に実現する。 また、技術標準、技術管理、プログラム管理についてはHシリーズロケット開発と同じJAXAスタンダードを適用する。
9	我が国独自の固体ロケットシステムの技術力、人材の維持、継承において支障のないスケジュールを設定するよう留意するべきである。	M-Vロケットの最終打上げから4年以上経過しており、固体ロケットシステム技術を維持・継承するためには本プロジェクトのすみやかな開発移行が必要である。
10	リスク管理は、どのようにしたら事前に来るだけのリスクを洗い出すことが可能か、突然問題が発生した場合それを如何に迅速に処置するか、の二点が重要である。前者に関しては、設計と開発計画がある程度固まった時点で、後者に関しては非常用対策を常に考え、またスケジュールに反映して行くことが必要である。	左記のとおり、基本に忠実にリスク管理を実施している。

10. まとめ

- 小型衛星のニーズ分析及びベンチマーク結果を基にイプシロンロケットの目標及びその成功基準を明確にした。また、この目標に対応したイプシロンロケット実現に向けた開発方針を設定した。
- H2A用SRB-Aの採用やM5・H2A技術を最大限活用し、開発資金を低減しつつ信頼性向上を図った機体システムをイプシロンロケットのベースラインとして選定した。
- 選定した機体システムの既存技術・新規技術の識別を行い、技術成熟度分析の結果を踏まえ、必要な確認試験を設定し開発計画に反映した。
- 開発研究段階までに識別したリスクに対する対策を実施するとともに、開発フェーズで処置すべき課題とその対処方針を設定した。処置すべき課題については、その対処に要するコスト・スケジュールを開発計画に反映した。

付 録

付録. 全体スコープ －開発研究移行評価前の経緯－

- 宇宙航空研究開発機構は平成10年2月に初号機を打上げて以降、平成18年9月に7号機で太陽観測衛星「ひので」を上げるまで、合計7機のM-Vロケットを打ち上げた。
- 「ひので」に続く科学衛星として平成22年に金星探査衛星（PLANET-C）の打上げを計画しているが、これをM-Vロケットで上げるには、4年間の設備等の維持費等、多額の経費を要する。
- 一方で、宇宙科学におけるプロジェクトの規模について宇宙開発委員会 計画部会の元に設置された宇宙科学ワーキンググループにおいて審議され、平成19年1月29日の計画部会にて、以下の方針がとりまとめられた。

『従来M-Vロケットによる打上げを前提とした中型科学衛星計画を中心としていたものを、中型計画に加えて、国際協力を前提とした大型計画と、**機動的で迅速に成果を挙げられる小型計画の積極的な推進**により、ニーズに即した多様な規模の計画を展開するよう指向すべき。』

- 中型計画に加えて小型計画を積極的に推進するという宇宙科学の計画方針には、M-Vロケットを継続して運用するよりも、機動的・迅速かつ低コストの小型ロケットとH-IIAロケットの組合せで対応する方が、効果的、効率的であり、中型計画のミッションもより充実したものになる。

これらの背景を踏まえて、宇宙開発委員会 計画部会の元に設置された輸送系ワーキンググループにて固体ロケットシステム技術の維持方策について審議され、平成19年2月27日の計画部会にて、以下の方針がとりまとめられた。

『**M-Vロケットの開発・運用を通じて得た知見を継承し、基幹ロケットと基盤、機器を共通化するなどの設計思想の下「次期固体ロケット」を開発し、小型衛星への柔軟、効率的に対応することで固体ロケットシステム技術の維持・向上を図る。**なお、次期固体ロケットの開発に伴いM-Vロケットの運用を終了する。』

付録. 全体スコープ

—開発研究移行評価前の経緯—

(政策的位置づけ:総合科学技術会議)

●我が国における宇宙開発利用の基本戦略

(平成16年9月9日 総合科学技術会議)

- 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、即時打上げ要求に対応可能な特徴を持つ技術として、我が国がその自律性を確保する必要がある。M-Vロケットについては、技術開発は終了した、打上げ実績のあるロケットであることを踏まえ、固体ロケットシステム技術の維持を図るとともに、我が国の小型衛星(科学衛星を含む)打上げ手段を確保するため、当面運用を継続する。なお、固体ロケットシステム技術の維持方策としては、M-Vロケットのみによる対応だけではなく、H-IIAロケット固体ロケットブースタの技術維持による対応や、M-Vロケットのコスト削減方策の検討を含め将来における民間移管の可能性を視野に入れた対応の検討が必要である。

●第3期科学技術基本計画 分野別推進戦略(フロンティア分野)

(平成18年3月28日 総合科学技術会議)

- 重要な研究開発課題の概要:M-Vロケット
- 研究開発目標(計画期間中の研究開発目標)
 - 2010年度までに、固体ロケットシステム技術の維持方策を明確にするとともに、我が国の自律性の確保のため、即時打上げ要求に対応可能な特徴を持つ技術として、固体ロケットシステム技術を維持する。【文部科学省】
- 成果目標
 - 2010年度までに世界トップレベルの打上げ成功率90%(20機以上打上げ実績において)を達成し、我が国が必要な衛星を必要に応じて独自に打ち上げる能力を確立する。また、中小型から大型の衛星の打上げに対応できる能力を維持・確立する。【文部科学省、経済産業省】

付録. 全体スコープ

－開発研究移行評価前の経緯－

(政策的位置づけ:宇宙開発委員会)

●宇宙開発に関する長期的な計画

(平成15年9月1日 総務大臣・文部科学大臣・国土交通大臣)

- M-Vロケットについては、政府としての技術開発を終了し、大型固体ロケット技術を確立した。これまでの技術成果を有効に利用し、打上げウィンドウなどの打上げに当たって厳しい条件を有する科学衛星について、引き続き、全段固体ロケットとしての優位性を活かした打上げを行うなどにより、固体ロケット技術の維持を図る。その際例えば、H-II Aロケットの固体推進系との共通化等により、打上げコストの低減に努めることが望まれる。なお、科学衛星の打上げ手段については、将来において国内での他の代替手段が信頼性等の観点から確立した時点で、改めて検討を行う。

●宇宙開発委員会計画部会輸送系ワーキンググループ (平成19年1月まで)

- 固体ロケット固有の技術の向上を図りつつ「次期固体ロケット」を開発し、小型衛星へ柔軟、効率的に対応することが適切
- 本ロケットの開発は、宇宙科学にとって有用な輸送手段を提供するという意味で極めて重要であるのみならず、ロケット工学の発展を図るもの
- 短期間・低コストの打上げオペレーションや、簡素性を徹底的に追求した射場設備などの新しい設計思想を採用し、単なる既存コンポーネントの組合せでは及ばない高品質のシステムを構築するとともに、革新的な運用性の向上を目指す
- 基幹ロケットと基盤（技術、技術者、技能者、設備）、機器を共通化するなどにより、短期、低コストでの開発や、基幹ロケットと一体となった信頼性向上、コストダウンを図る

付録. 全体スコープ

－開発研究移行評価の結論－

「宇宙開発に関する重要な研究開発の
次期固体ロケットプロジェクトの事前評価結果」(抜粋)
平成19年8月27日宇宙開発委員会 推進部会

4. 次期固体ロケットプロジェクトの事前評価結果

(1) プロジェクトの目的(プロジェクトの意義の確認)

次期固体ロケットプロジェクトは、小型衛星計画への対応及び固体ロケットシステム技術の維持・向上を目的としている。

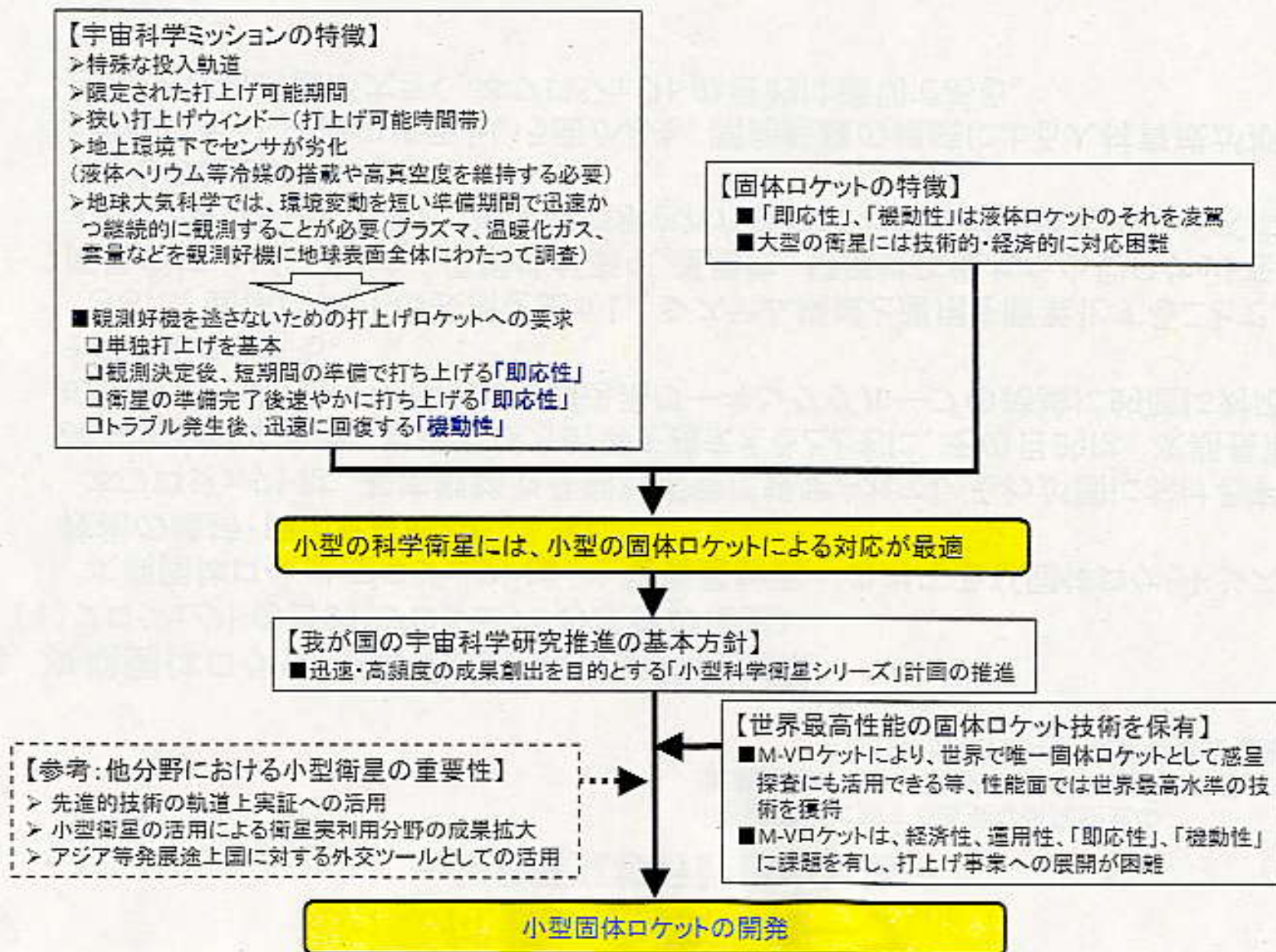
本プロジェクトは、基本戦略や長期計画等に規定されているわが国における宇宙開発利用全体の意義、目標及び方針等を踏まえるとともに、その目的は、次期長期計画の検討の一環として実施された輸送系ワーキンググループの結論に的確に対応するものと認められる。

さらに、固体ロケットの長所を生かし、システム構成と運用を簡素化することで、小型衛星の打上げに適した、信頼性が高く、運用性、経済性に優れた小型ロケットを開発することを目的としており、具体的に示された多岐にわたる小型衛星のニーズに対応するものと認められる。

固体ロケット技術の継承という面からも、開発経験の継続による人材育成が期待できることから意義が大きく、本プロジェクトの目的は適切である。

付録. 背景及び位置付け

小型科学衛星計画を推進する上での小型固体ロケットの必要性



付録. 背景及び位置付け

海外小型ロケットの動向

- 海外の小型固体ロケットはICBM転用により廉価な打上げ価格を設定。近年は価格上昇の傾向。
- 商業受注実績は、打上げ能力1トン以上クラスのロケットで1機／年以下、トールスXLで0.5機／年程度。打上げ能力0.5トンクラスのペガサスで1～1.5機／年程度。
- 欧州のベガは初期5機をESAが調達。欧州以外の打上げロケット(多国籍企業によるロケット)との価格差を考慮してVERTAプログラムによる価格低減措置を実施。
- 米国はUSAFのプログラムでミノタウルスを開発。政府需要専用であり、商業打上げは行っていない。商業打上げを行っている企業(2社)はいずれもNASAと莫大なアンカーテナント契約を締結。
- ファルコン1は打上げ能力約0.5トンでありイプシロンと衛星のターゲットが異なる。(競合しない)

付録. 背景及び位置付け 政府プログラムによる小型ロケットの動向

【欧州】(2008年 ESA bulletin 135、2005年 JAXA調べ)

- ESA Verta (Vega Research & Technology Accompaniment) プログラムとして
 - ・ 固体ロケットVEGA (LEO300kmに2.3ton)を開発中。2010年初号機打上げ予定。
 - ・ 欧州以外の打上げロケット(多国籍企業によるロケット)との価格差を考慮して補助金の支出を決定。
 - － 初期5機に対して247M€ → 14M€/機の価格設定
 - － 次の5機については17M€/機、11号機以降は21M€の価格設定に対応した補助金の支出を予定。
- ESAは、“Buy European”政策により、欧州のロケットの価格が欧州以外の打上げロケットよりも25%以内の高値であれば、欧州のロケットを使用すること、としている。



【米国】

- 米軍のプログラム(USAF's Orbital/Suborbital Program)の中で
 - ・ 固体ロケットミノタウルス1 (LEOに0.6ton)を開発(OSC社に委託)、即応性を狙った小型技術実証衛星 (TacSatシリーズ)を打上げ。
 - ・ 打上げ能力を向上したミノタウルス4 (LEOに1.7ton)を2010年4月に打上げ(サブオービタル飛行)。
 - ・ ミノタウルスロケットは政府需要専用であり、商業打上げは行っていない。
- 米空軍(DARPA)は同じくOSC社による商業用の固体ロケットトールス(LEOに1.6ton)の開発資金を負担。



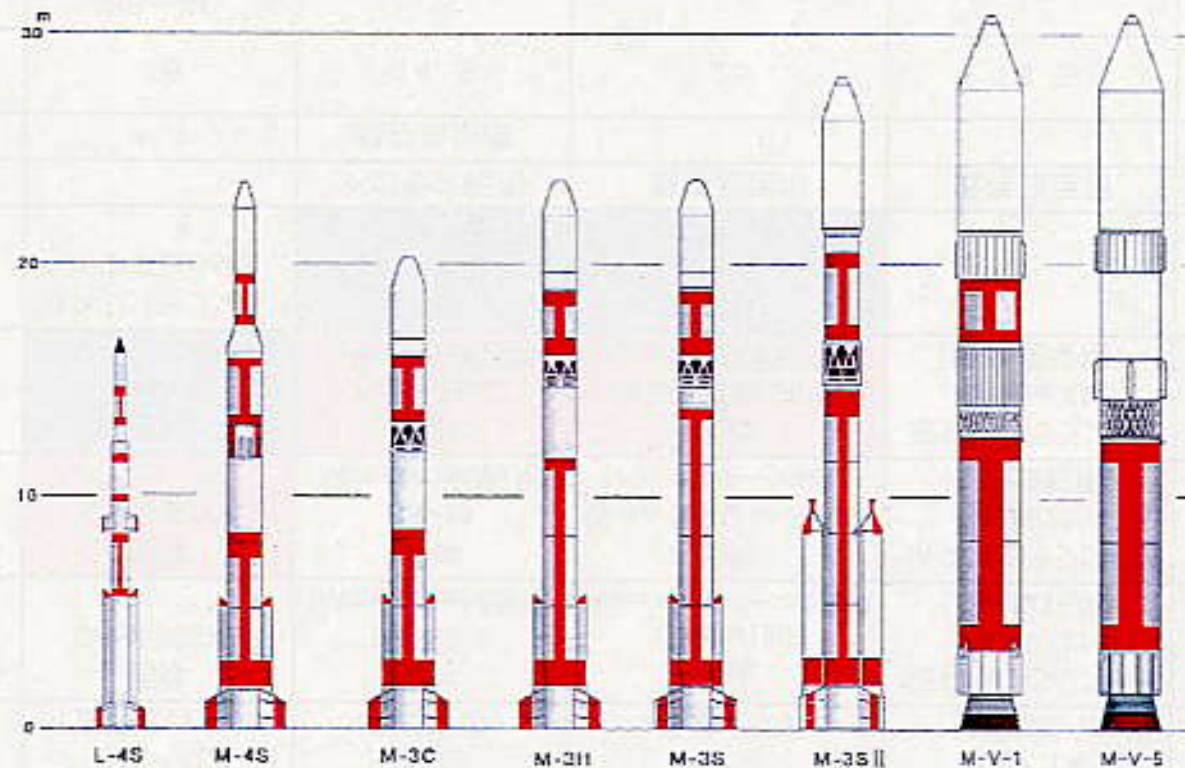
付録. 背景及び位置付け

海外小型ロケットの比較

ロケット名	ファルコン1	ペガサスXL	ミナウルス	トラスXL	ロケット	ペガ	
国名	米国	米国	米国	米国	露	欧州	
LEO打上能力	0.42t	0.44t	0.58t	1.46t	1.95t	2.2t	
初号機打上年	2006年	1990年	2000年	1994年	1990年	開発中	
打上実績	2/5 (民需は1/1)	35/40 (民需は14/15)	8/8 (全て官需)	6/8 (民需は3/5)	13/14 (民需は9/10)	— 初期5機はESA調達	
機体形態	1段	液体(ケロシン) Merlin	固体 Orion 50SXL	固体 M-55A 1 (Minuteman転用)	固体 Castor120 (Paseo Keeperベースに開発)	液体(ヒドラジン系) RD-0233 (SS-19転用)	固体 P80 FW
	2段	液体(ケロシン) Kestrel	固体 Orion 50XL	固体 SR-19 (Minuteman転用)	固体 Orion 50SG or SXLG (ペガサスマータ伸張)	液体(ヒドラジン系) RD-0235 (SS-19転用)	固体 Zefiro 23
	3段	-	固体 Orion 38	固体 Orion 50XL (ペガサス転用)	固体 Orion 50 or 50XL (ペガサス転用)	液体(ヒドラジン系) Breeze KM (既存品活用)	固体 Zefiro 9
	4段	-	液体(ヒドラジン系) HAPS(option)	固体 Orion 38 (ペガサス転用)	固体 Orion 38 (ペガサス転用)	-	液体(ヒドラジン系) RD-869
	フェアリング			ペガサス転用	既存品活用	既存品活用	
	アビオニクス			既存品活用			
打上げ費用(M\$)	~FY2008 *1	7	16	14.5	25	13.5	—
	FY2009~ *2	8	36~40 (※)	15	48	15	—
備考		空中発射	米空軍のOSP契約で開発。 ICBM、ペガサス、既存品の組合せ。	米空軍(DARPA)のSSLV programで開発。 ICBM、ペガサス、既存品の組合せ。			

*1: FAA Quarterly Launch Report 1stQuarter 2009 以前 *2: FAA Quarterly Launch Report 2ndQuarter 2009 以降、NASA予算書
ただし、(※)はペガサスXLの実勢価格。NASA打上げサービス調達(2011及び2012打上げ予定)のプレスリリースによる。

付録. 固体ロケット技術発展の推移



	L-4S	M-4S	M-3C	M-3H	M-3S	M-3S II	M-V-1	M-V-5
全長 (m)	16.5	23.6	20.2	23.8	23.8	27.8	30.7	30.8
直径 (m)	0.735	1.41	1.41	1.41	1.41	1.41	2.5	2.5
全質量 (ton)	9.4	43.6	41.6	48.7	48.7	61	139	140.4
打上げ能力 (kg)	26	180	195	300	300	770	1,800	1,850