

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、飛行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(Fr)が4kN※)以下であること

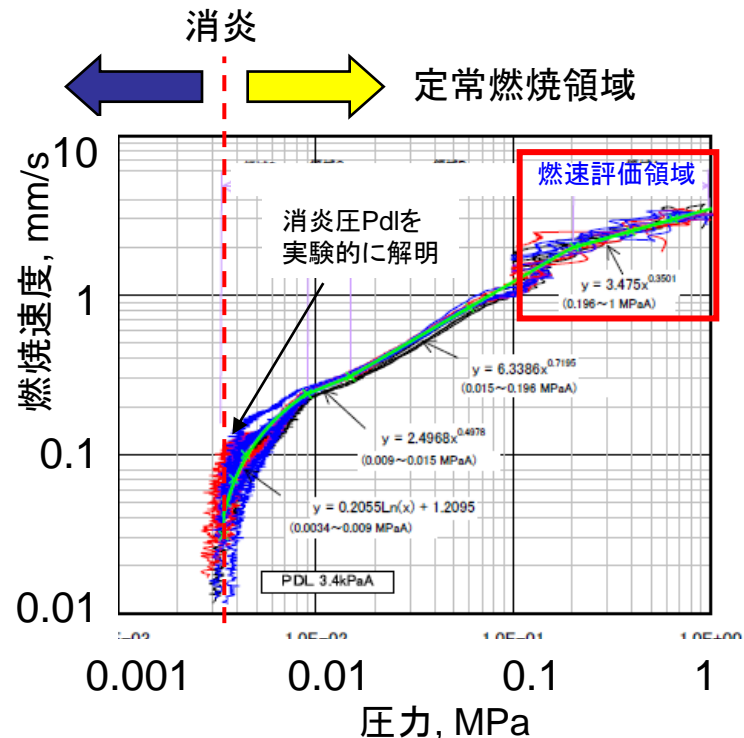
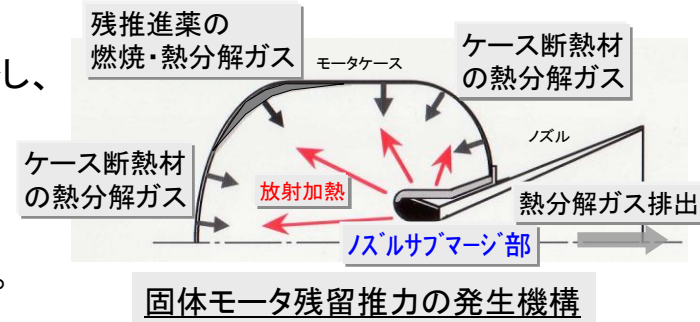
【評価対象と手法】

Fr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。



第1段燃焼末期の推進薬燃焼特性解析

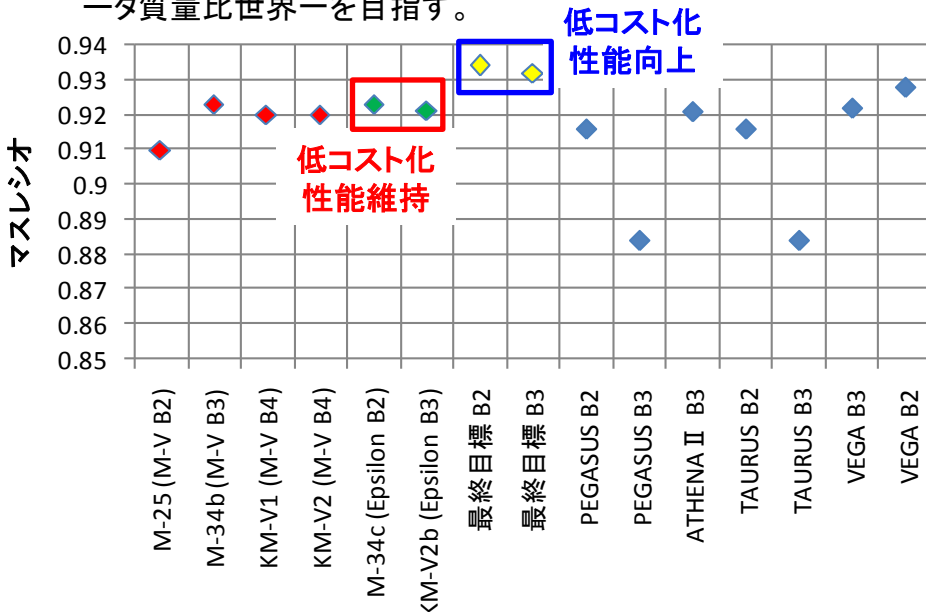
6.1 推進 モータケース

- 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、イプ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。



工程	オートクレーブ(加圧成型方式)	オープンキュア(無加圧成型方式)
①		マンデル組立
②		インシュレーション貼付
③		圧力容器部フィラメントワインディング
④		オープンキュア
⑤	完成	完成

注: ④のオートクレーブ工程は「パッキングフィルムセット 真空引き」であり、オープンキュア工程は「パッキングフィルムの処理と真空引きに多くの手間がかかる」。

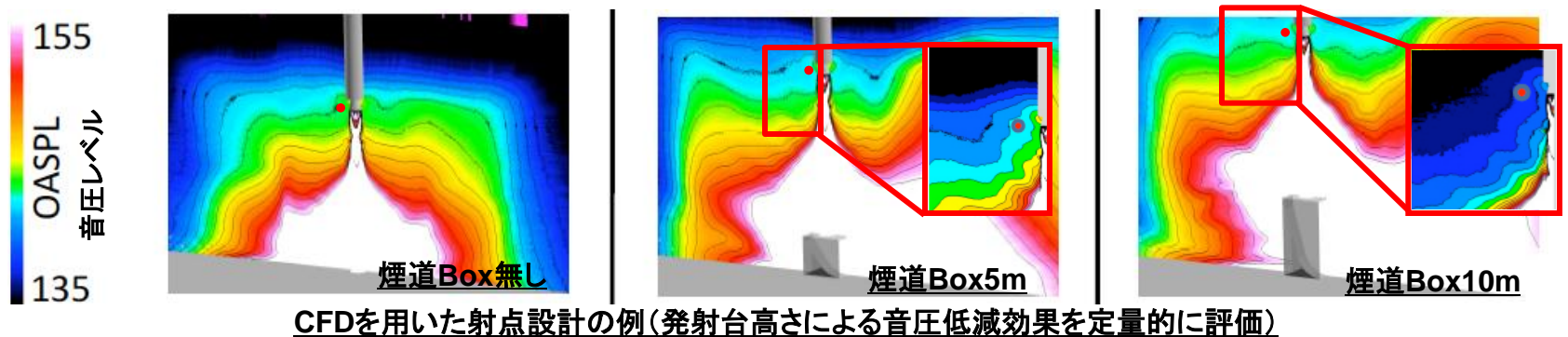
Mシリーズおよび世界の固体モータのマスレシオ比較

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

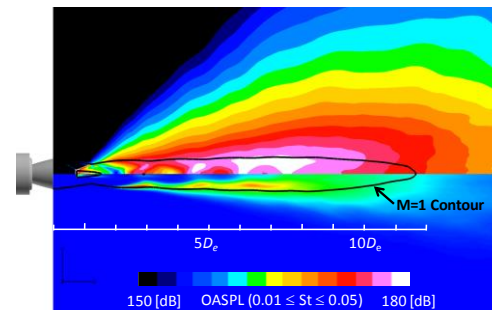
- 目的
 - 世界のどこでもロケット発射時の衛星に対する機械環境(音響環境)レベルの推定にはNASA文献に基づく半経験則が用いられているが音響発生・伝播メカニズムに基づいていないため予測精度が悪く、また発射台形状と音響発生レベルの相関評価等に用いることが困難である。イプシロンでは、解像可能な周波数が限定($\sim 100\text{Hz}$)されるが音響発生・伝播メカニズムに基づく解析が可能なCFD技術を駆使し、NASA経験則モデルの修正(高精度化)と地上設備(発射台)の最適設計(簡素化)をする。
- 課題
 - ロケット発射時の衛星に対する機械環境(音響環境)レベルをCFD技術により推定(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。



- 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)

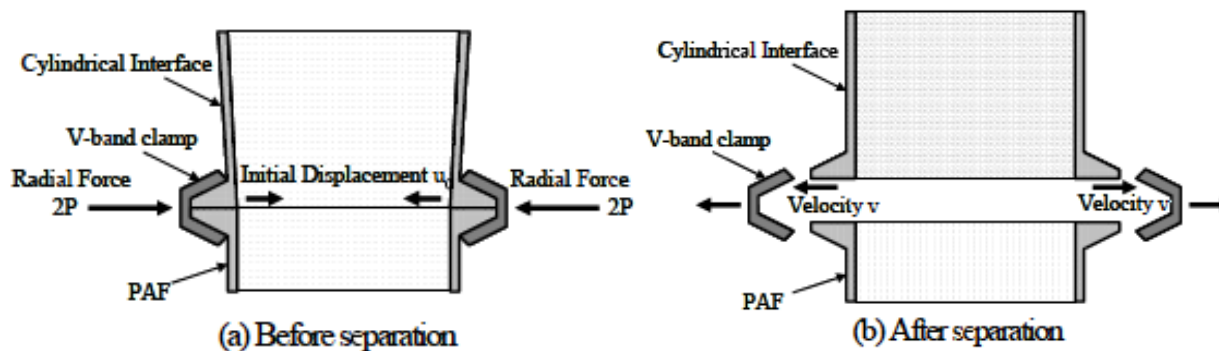


地上燃焼試験結果を利用したCFD精度検証

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。

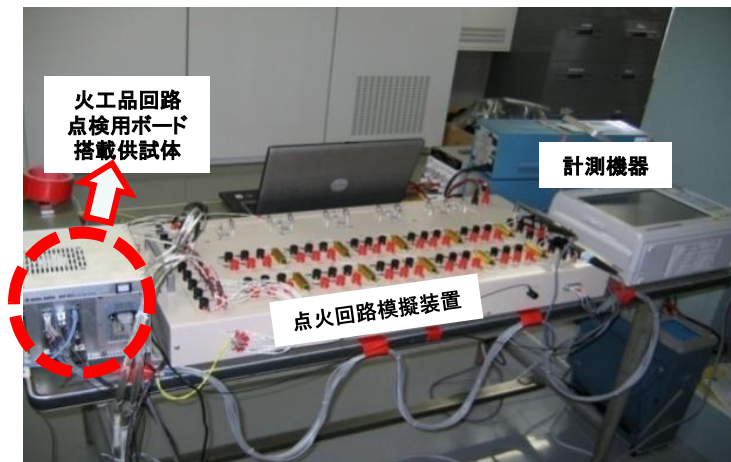
【要素評価の概要】

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、これらを模擬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。

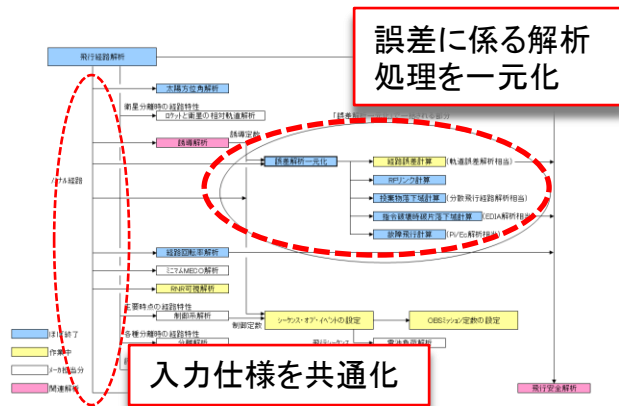
【課題】

- ・ 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。

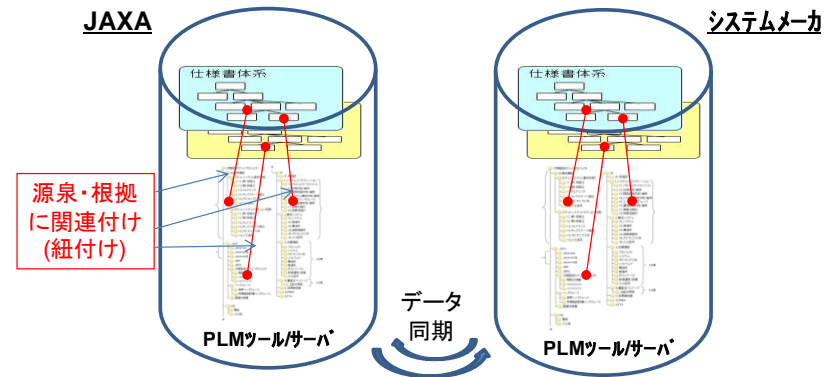
【これまでの成果(概要)】

- ・ 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】

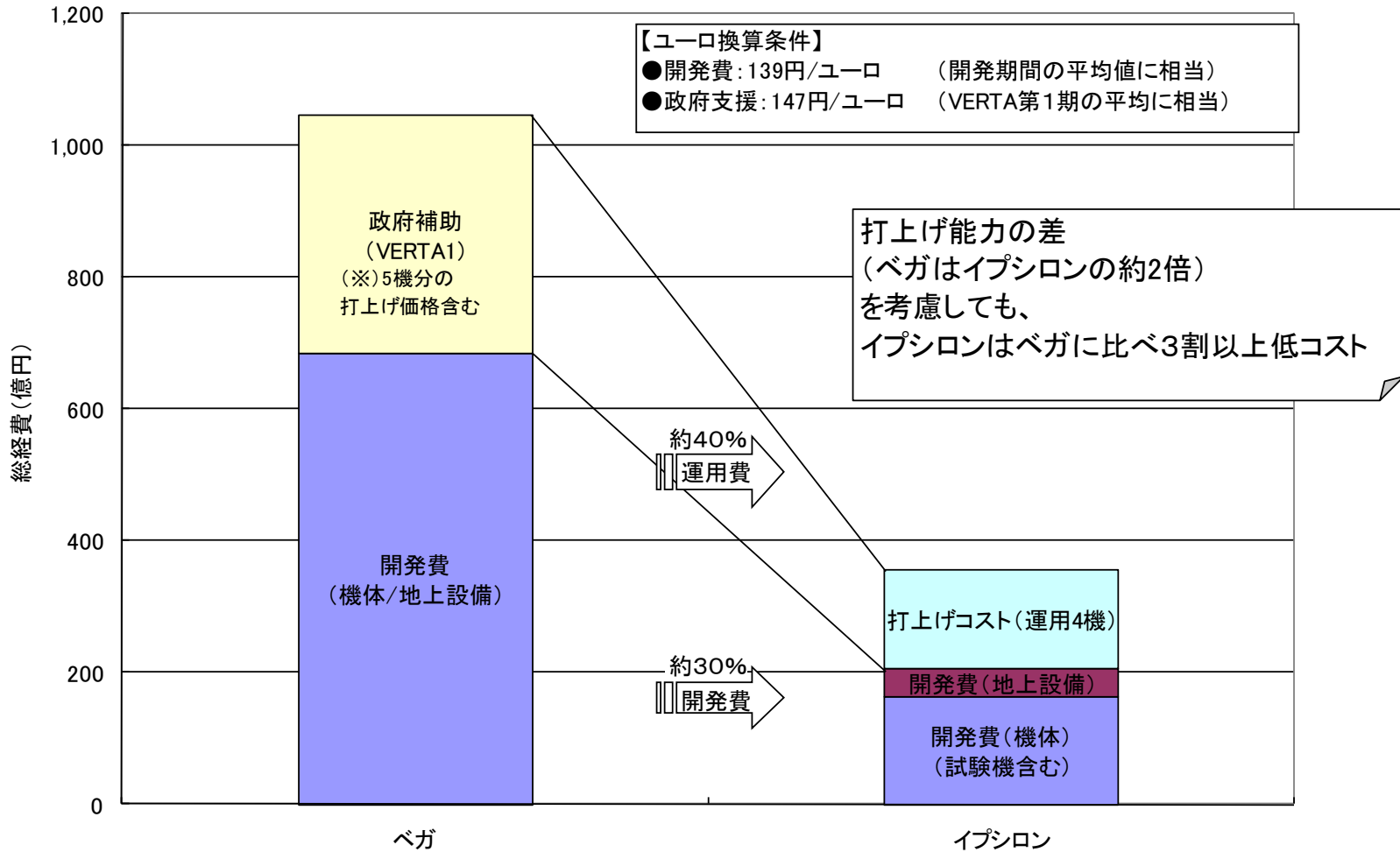
イプシロンロケットの実機コストである38億は、以下の状況を鑑みれば、我が国の宇宙開発利用の効率性を考えて遜色ない水準である。

- 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)
 - ・ 米国トーラス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

-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

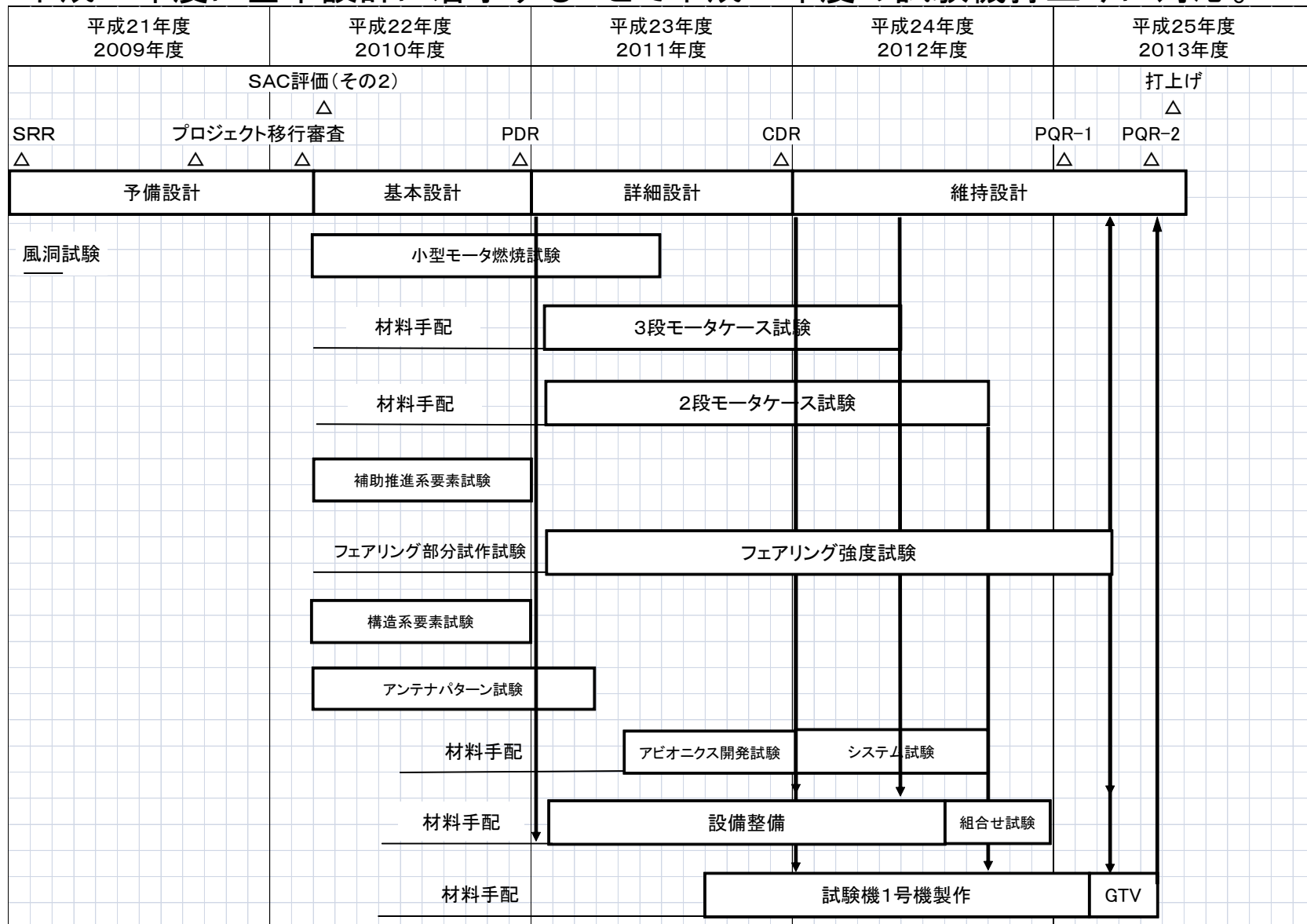
基本形態とオプション形態の開発を含め、開発移行後の資金は総額205億円を目標とする。

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。

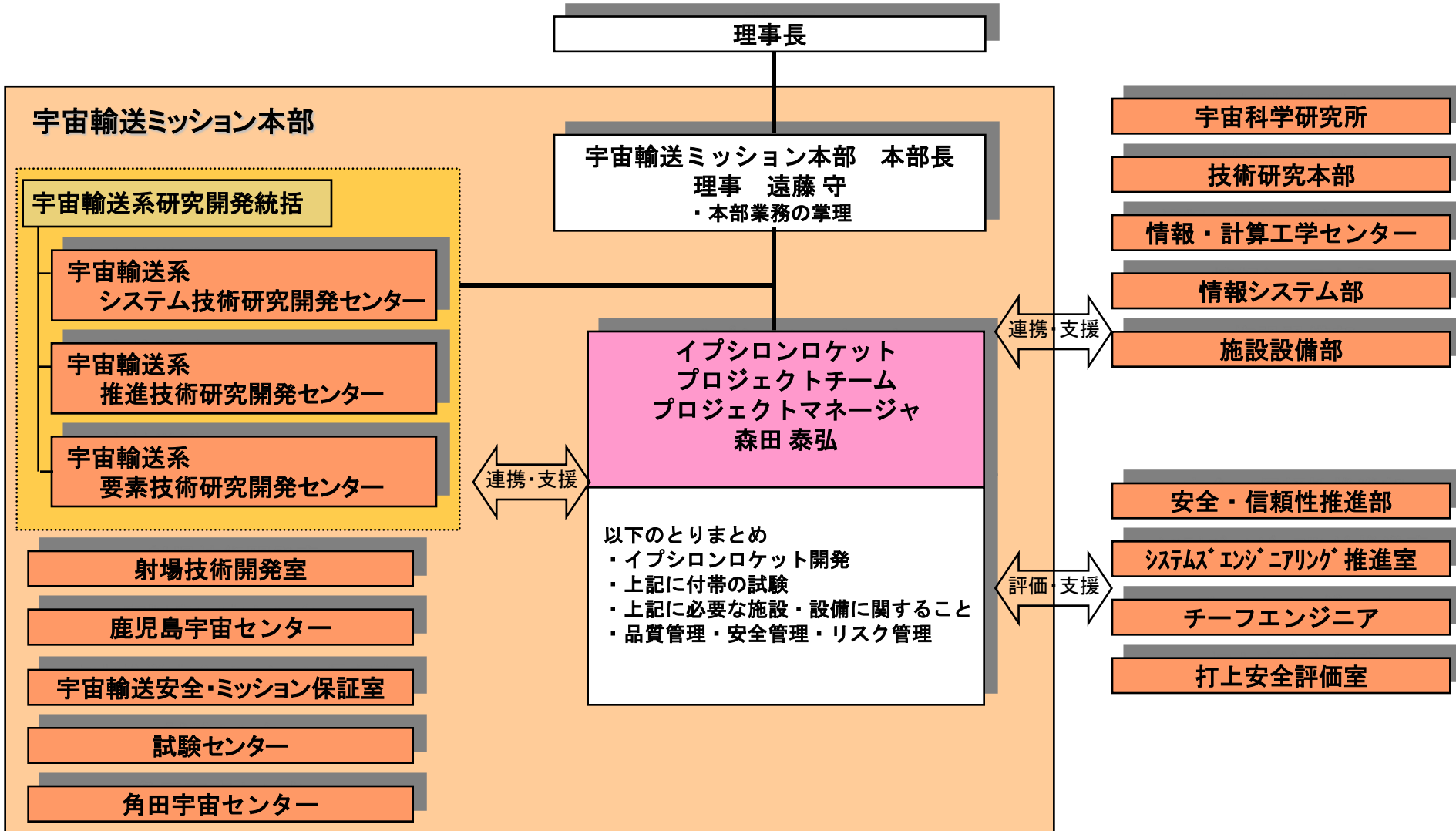
7.2 開発スケジュール

□ 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。

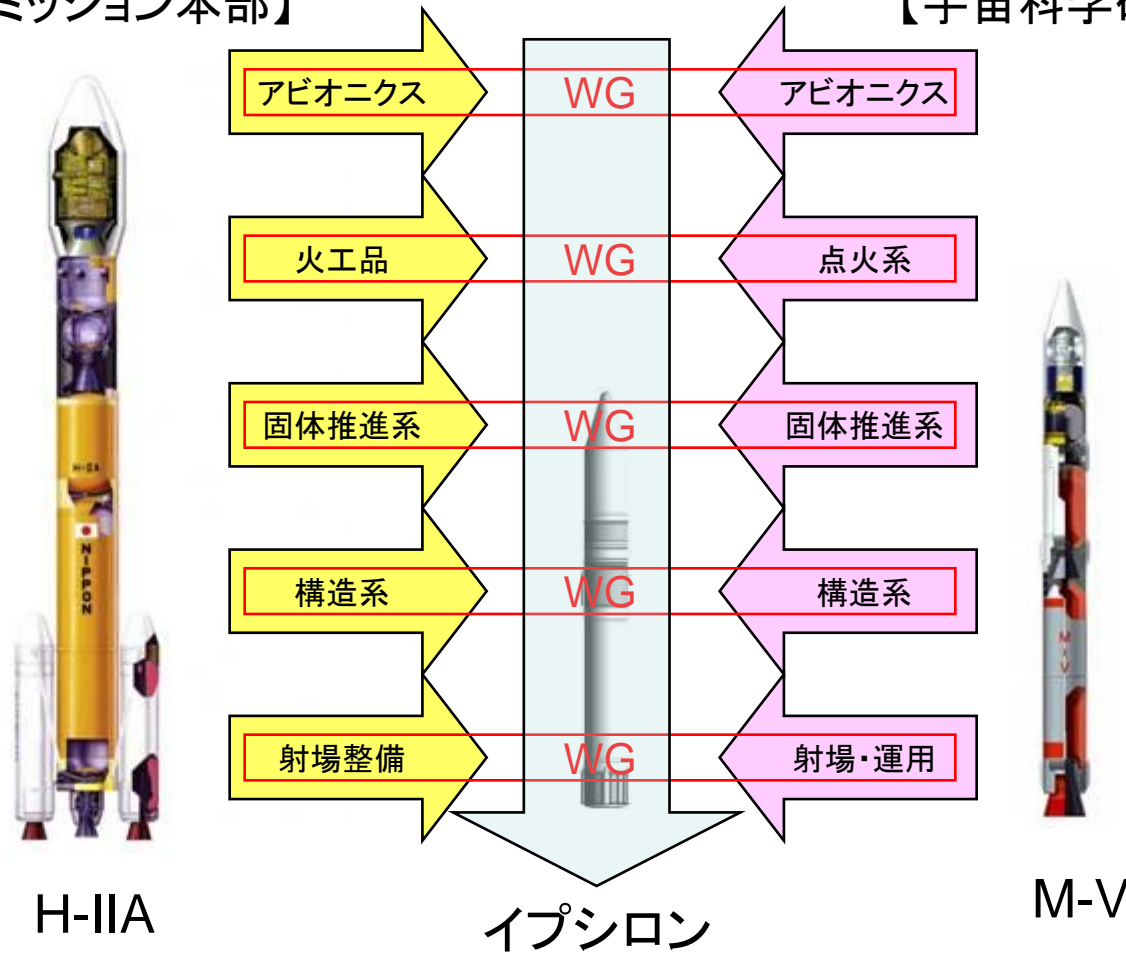


7.3 実施体制

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



小型ロケットなどによる飛行実証機会とその運用体制



インハウスの研究開発試験インフラ



M-Vロケットの開発・運用実績とその継承

先端研究能力の活用



イプシロンロケット開発
システムレベルから飛行運用に至る実践の場での人材育成



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。



RCS:ガスジェット装置
GCC:誘導制御計算機
IMU:慣性センサ装置
LAMU:横加速度計測装置
RG-PKG:レートジャイロパッケージ
DHS:ダブルヘリカルスプリング

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艀装設計を実施し、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。