

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

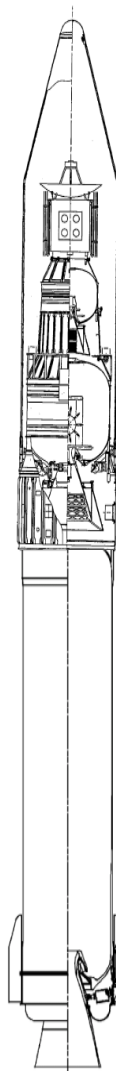
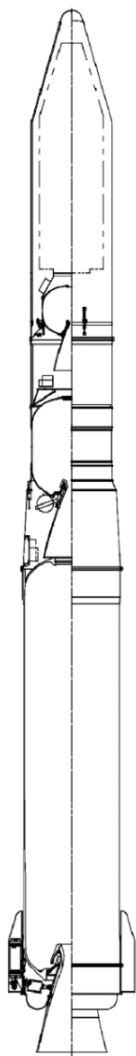
1. 第1段モータについて、M-Vロケット用第1段モータとH-II Aロケット用ブースタ（SRB-A）を比較評価した。M-V用第1段モータは金属製チャンバで高コスト、かつ、射場で2分割のセグメントを結合する必要があるため運用性にデメリットが大きい。また、SRB-Aを採用する場合、基幹ロケットとの基盤共通化・強化及びコスト低減が可能となるため、SRB-Aを採用する。
2. 高精度の軌道投入のために、小型液体推進系が衛星かロケットのどちらかに必要である。小型衛星の軌道上運用負担軽減とロケット能力向上の観点からロケットに搭載するのが得策との結論を得た。このため、第3段の上に小型液体推進系を搭載したオ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

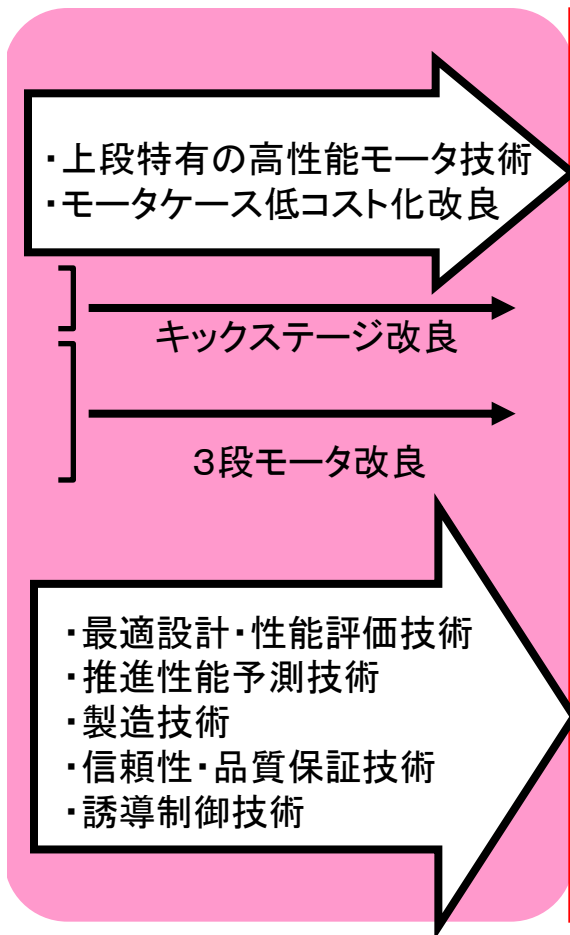
6. システム選定および基本設計要求

M-V・H-II Aからの技術の流れ

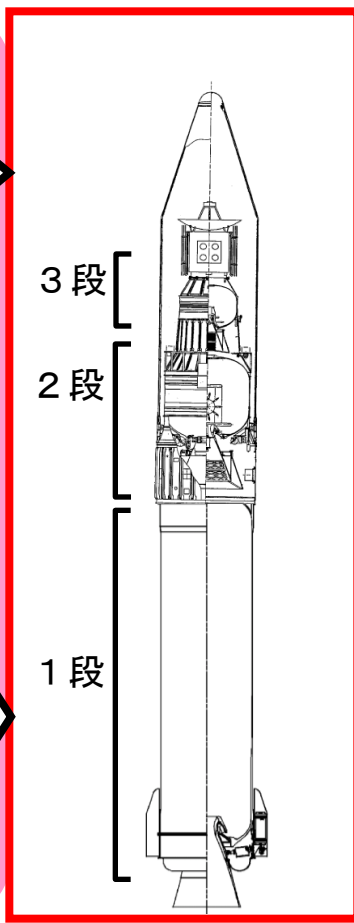
我が国が独自に蓄積した
固体ロケットシステム技術の
継承・発展

機器・部品・技術の共通化とそれに伴う
生産数増大による

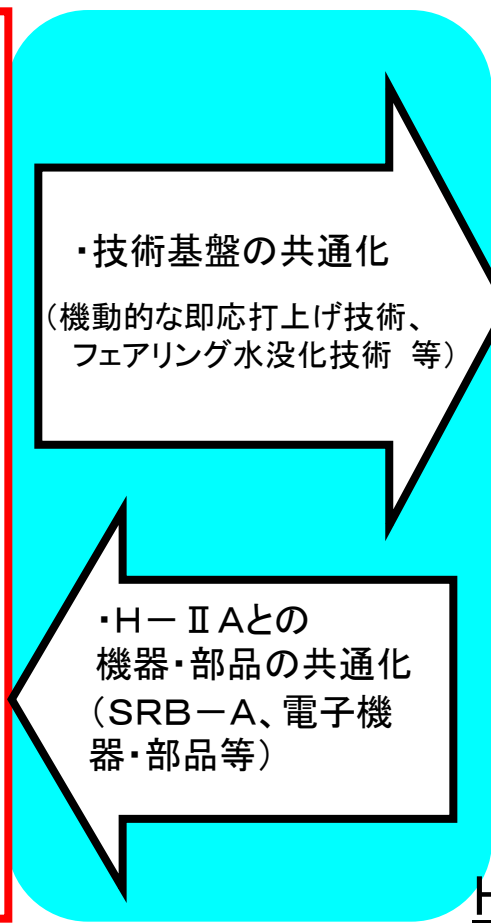
- 調達、信頼性、品質の安定化
- 開発コスト低減
- 実機コスト低減



M-Vロケット



イプシロンロケット

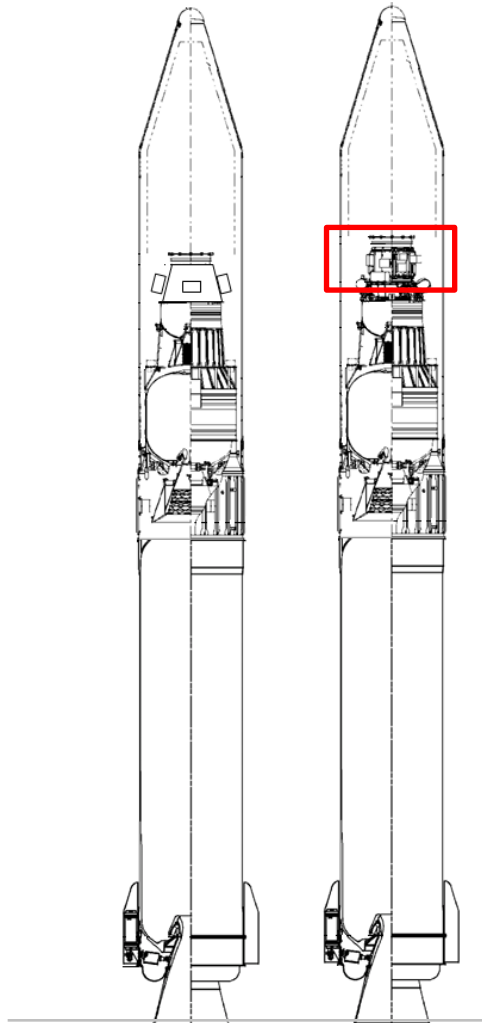


H-IIA/Bロケット

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

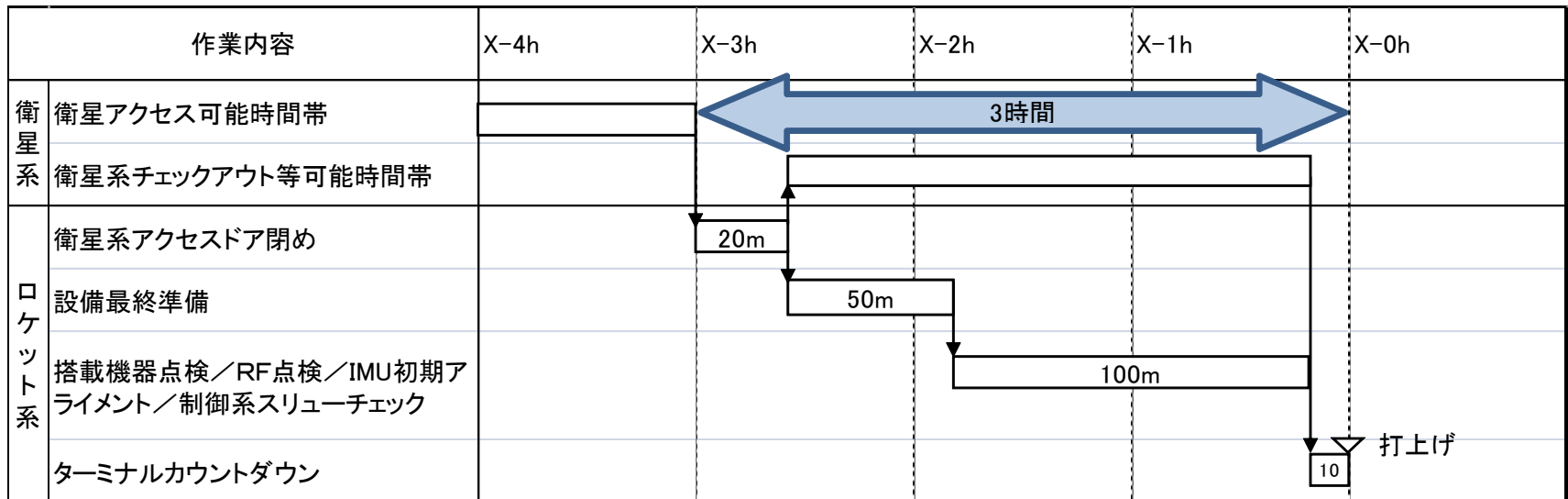
目標からのフローダウン

【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>◎世界最高水準の固体推進技術の洗練</p> <ul style="list-style-type: none"> ・H-II A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 <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>◎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 <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>◎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 <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"> ・衛星アクセスドア閉め20分以内 ・ロケットアンビリカルの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 <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

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

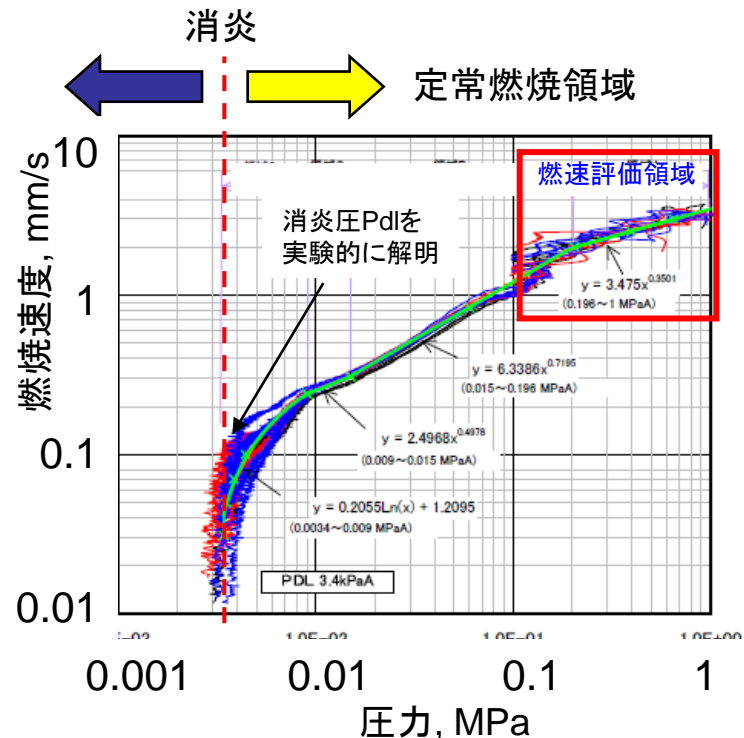
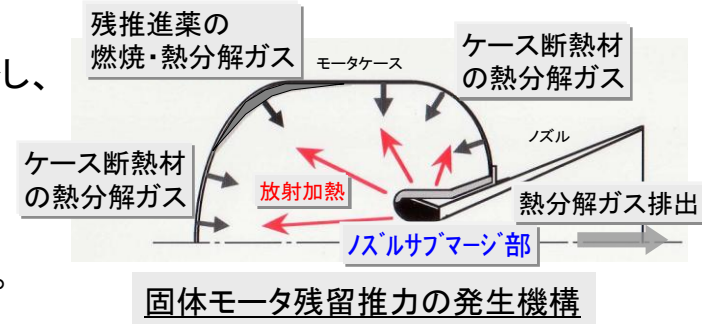
【評価対象と手法】

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

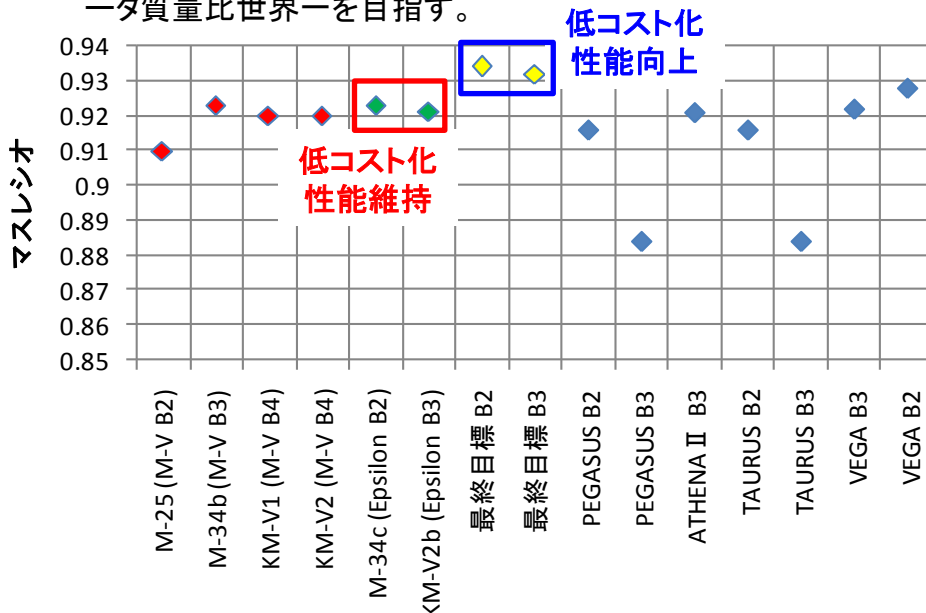
6.1 推進 モータケース

- 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: オートクレーブ工程④は「パッキングフィルムセット 真空引き」、オープンキュア工程④は「オープンキュア」。

注: オートクレーブ工程⑤は「オートクレーブ パッキングフィルム外し」、オープンキュア工程⑤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」。

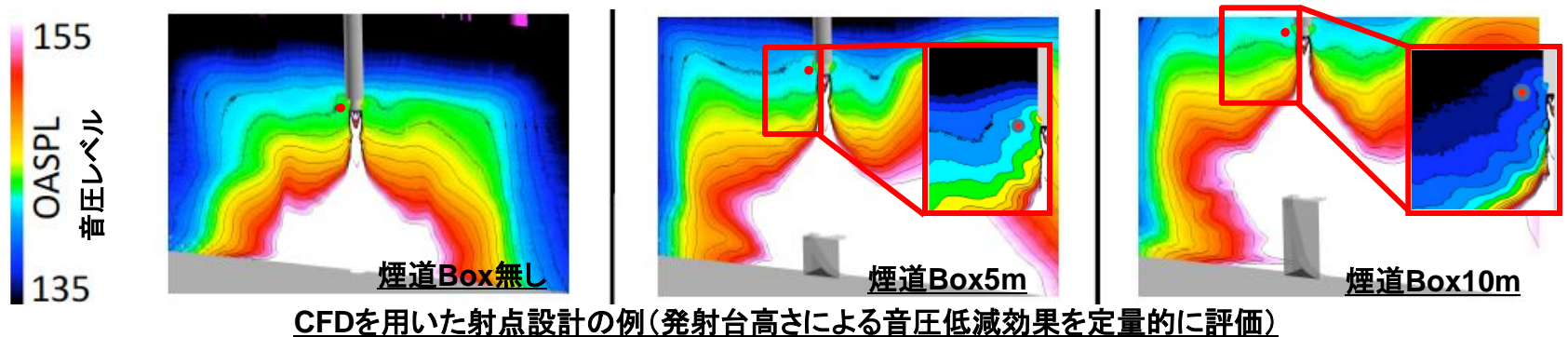
Mシリーズおよび世界の固体モータのマスレシオ比較

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

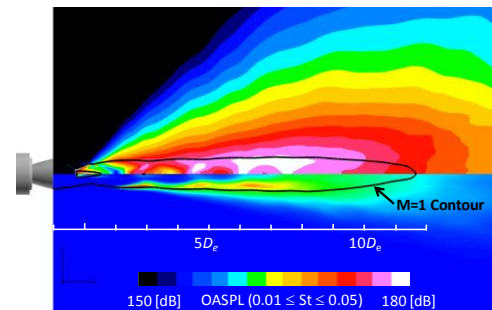
- 目的
 - 世界のどこでもロケット発射時の衛星に対する機械環境(音響環境)レベルの推定にはNASA文献に基づく半経験則が用いられているが音響発生・伝播メカニズムに基づいていないため予測精度が悪く、また発射台形状と音響発生レベルの相関評価等に用いることが困難である。イプシロンでは、解像可能な周波数が限定($\sim 100\text{Hz}$)されるが音響発生・伝播メカニズムに基づく解析が可能なCFD技術を駆使し、NASA経験則モデルの修正(高精度化)と地上設備(発射台)の最適設計(簡素化)をする。
- 課題
 - ロケット発射時の衛星に対する機械環境(音響環境)レベルをCFD技術により推定(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

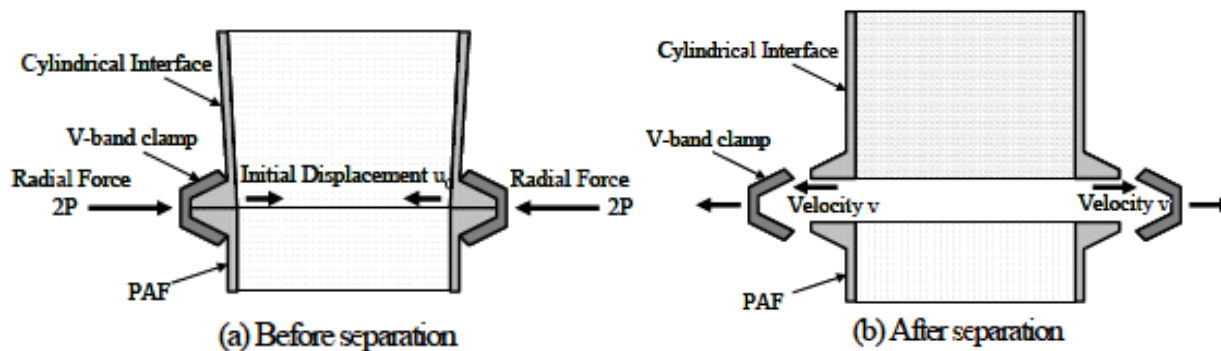


地上燃焼試験結果を利用したCFD精度検証

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。

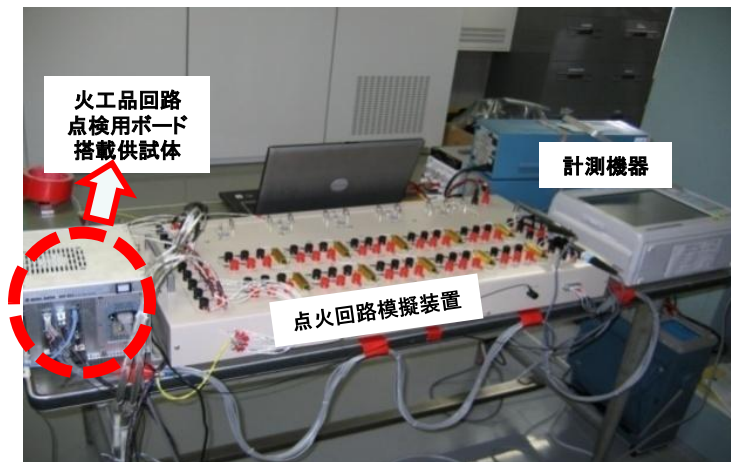
【要素評価の概要】

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。

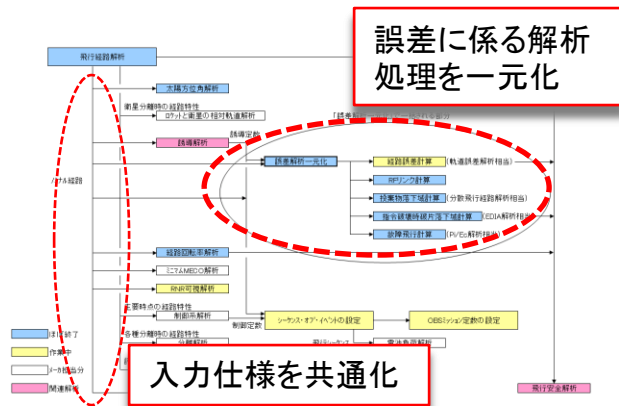
【課題】

- ・ 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。

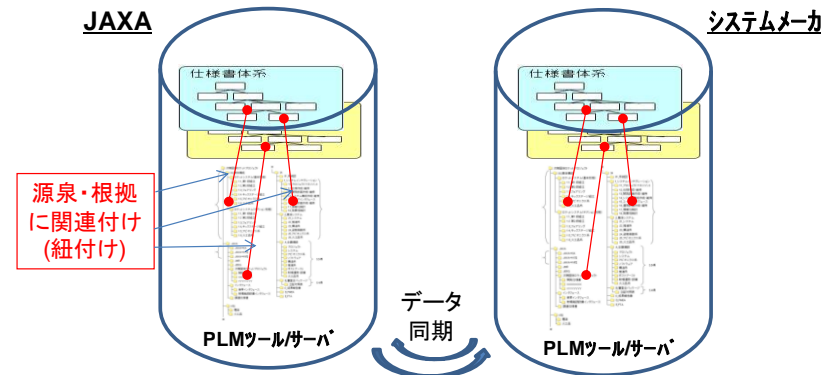
【これまでの成果(概要)】

- ・ 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】

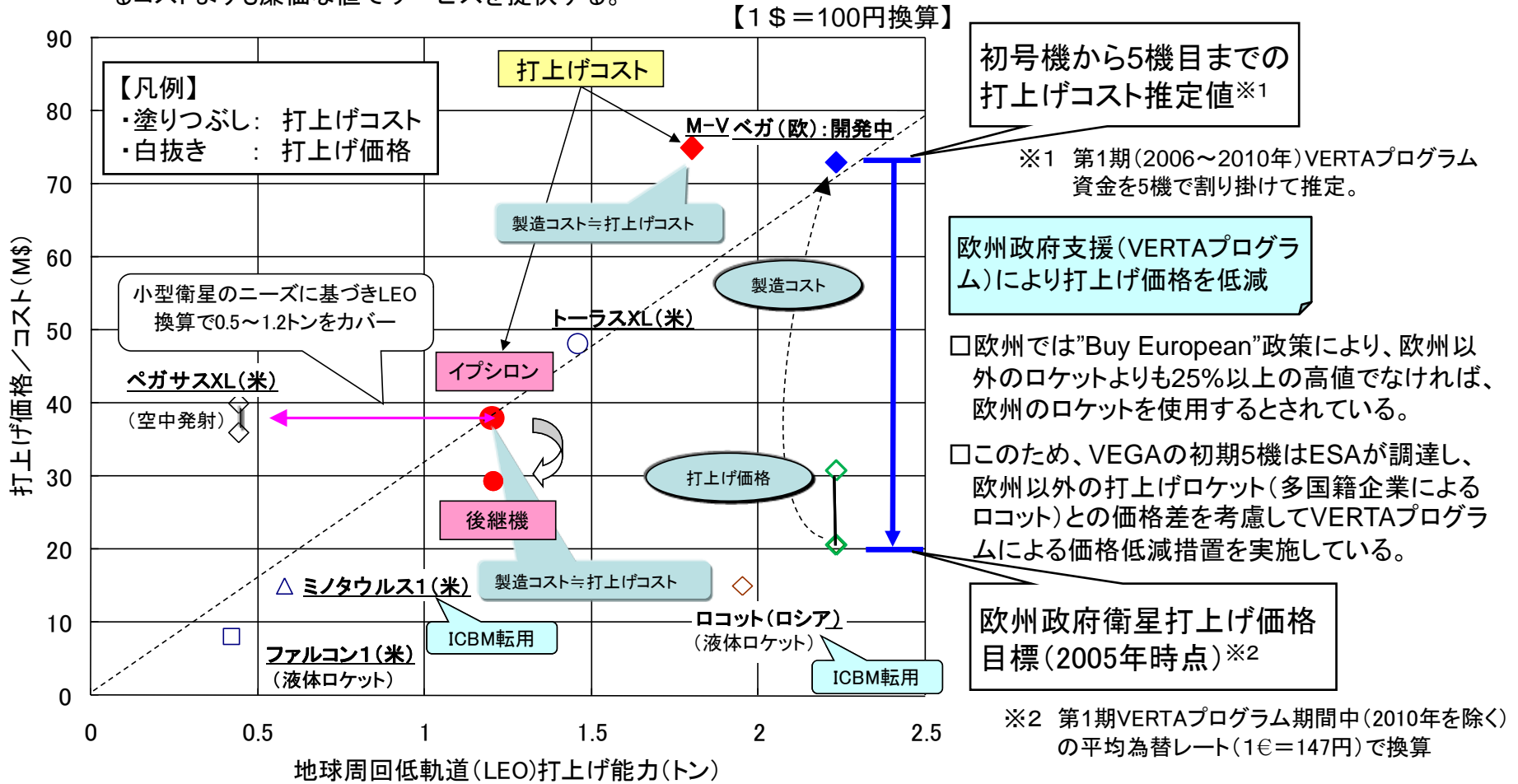
イプシロンロケットの実機コストである38億は、以下の状況を鑑みれば、我が国の宇宙開発利用の効率性を考えて遜色ない水準である。

- 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

- ◆ 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。



※1 第1期(2006~2010年)VERTAプログラム資金を5機で割り掛けて推定。

□ 欧州では”Buy European”政策により、欧州以外のロケットよりも25%以上の高値でなければ、欧州のロケットを使用するとされている。

□ このため、VEGAの初期5機はESAが調達し、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している。

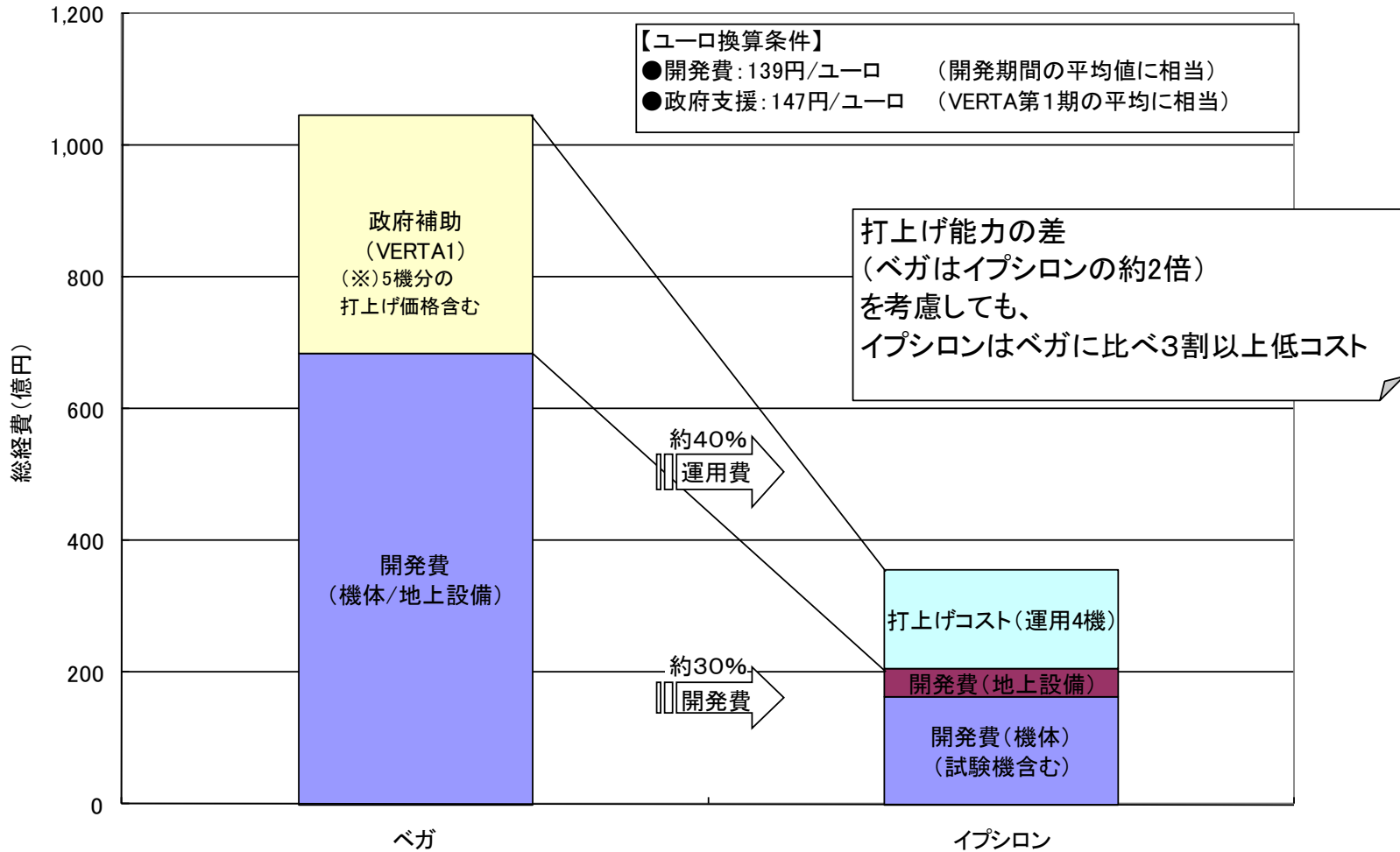
※2 第1期VERTAプログラム期間中(2010年を除く)の平均為替レート(1€=147円)で換算

- 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)