

2. 背景及び位置付け

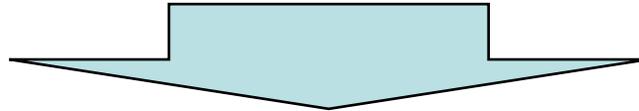
固体ロケットシステム技術の維持・発展方策

【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、他国の追従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	大型衛星打上げ (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	 基幹ロケット高度化	 超重量級形態 有人輸送形態 基幹ロケット発展型
	中型衛星打上げ (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		
	小型衛星打上げ (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	 イプシロンロケット	再使用型輸送システム 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			軌道間輸送システム 

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	長期的な視点に立った継続的システム開発 (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	ロケット信頼性維持向上 (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	ロケットインフラの維持
	□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	輸送系共通技術基盤開発 (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(UPS)	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

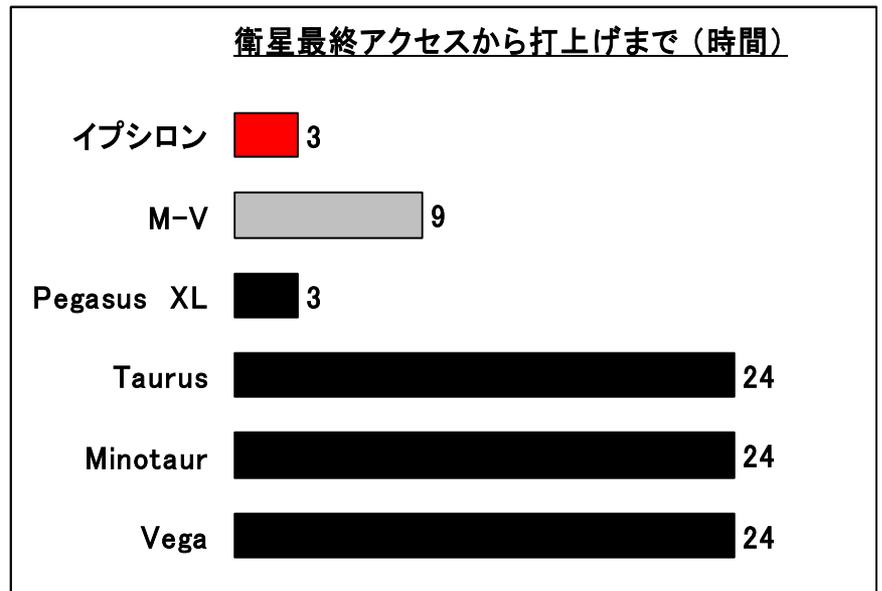
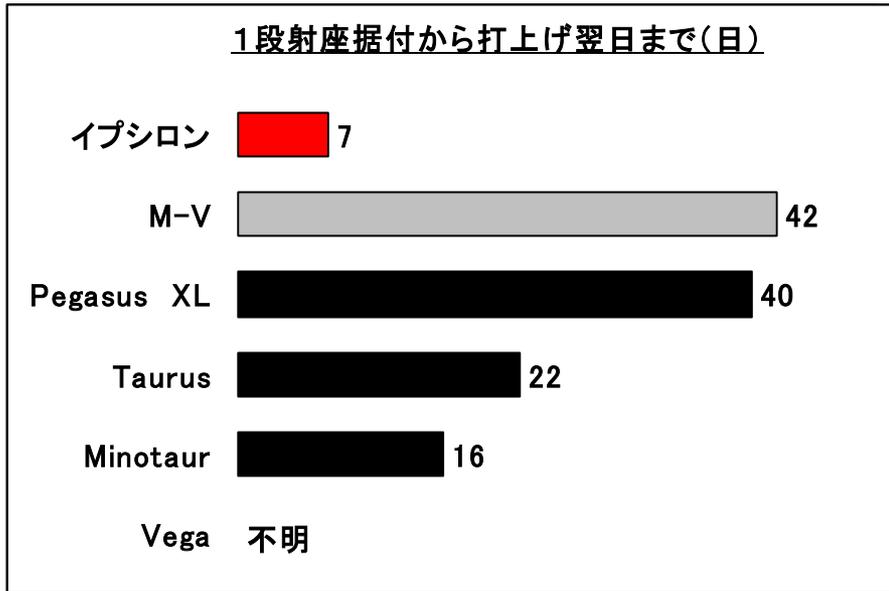
・小型利用衛星と一部の小型科学衛星は精度良い軌道投入を希望

→**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

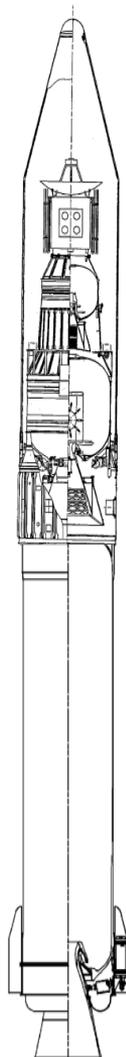
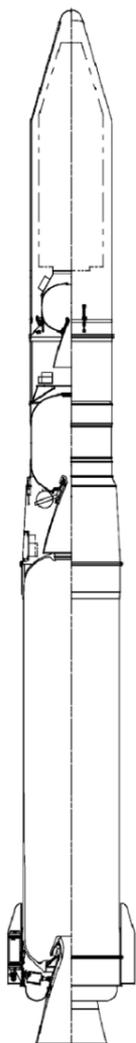
1. 第1段モータについて、M-Vロケット用第1段モータとH-II Aロケット用ブースタ（SRB-A）を比較評価した。M-V用第1段モータは金属製チャンバで高コスト、かつ、射場で2分割のセグメントを結合する必要があるため運用性にデメリットが大きい。また、SRB-Aを採用する場合、基幹ロケットとの基盤共通化・強化及びコスト低減が可能となるため、SRB-Aを採用する。
2. 高精度の軌道投入のために、小型液体推進系が衛星かロケットのどちらかに必要である。小型衛星の軌道上運用負担軽減とロケット能力向上の観点からロケットに搭載するのが得策との結論を得た。このため、第3段の上に小型液体推進系を搭載したオ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

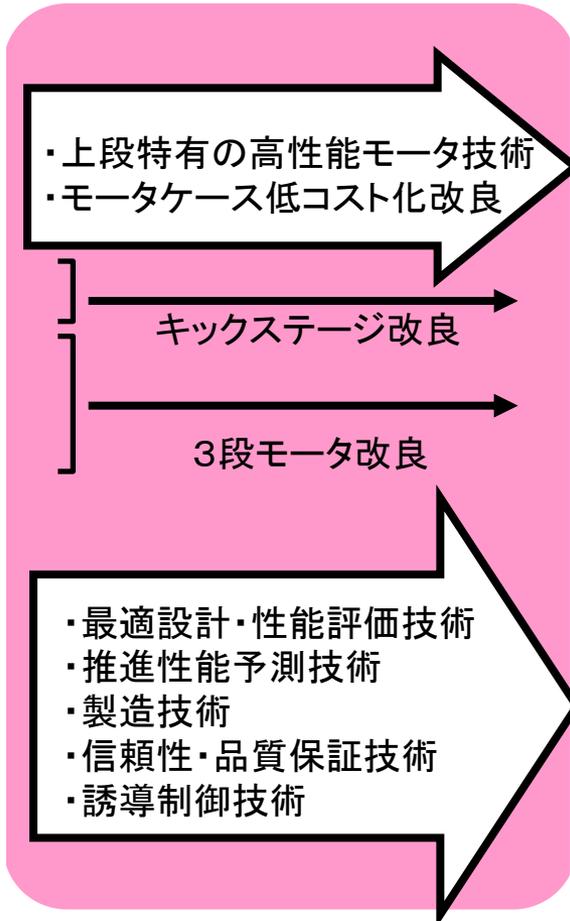
6. システム選定および基本設計要求

M-V・H-II Aからの技術の流れ

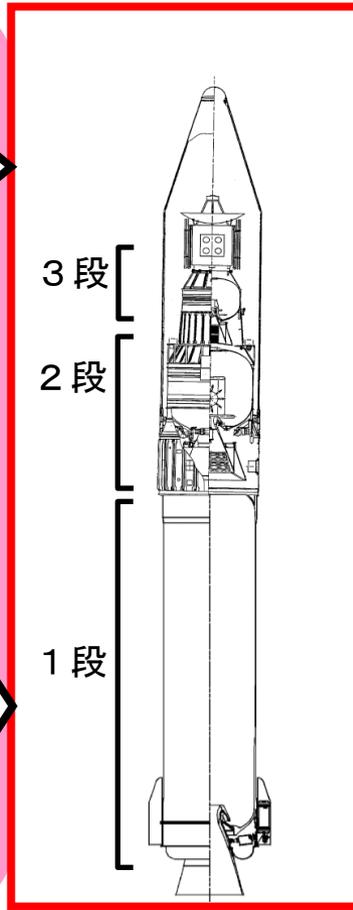
我が国が独自に蓄積した
固体ロケットシステム技術の
継承・発展

機器・部品・技術の共通化とそれに伴う
生産数増大による

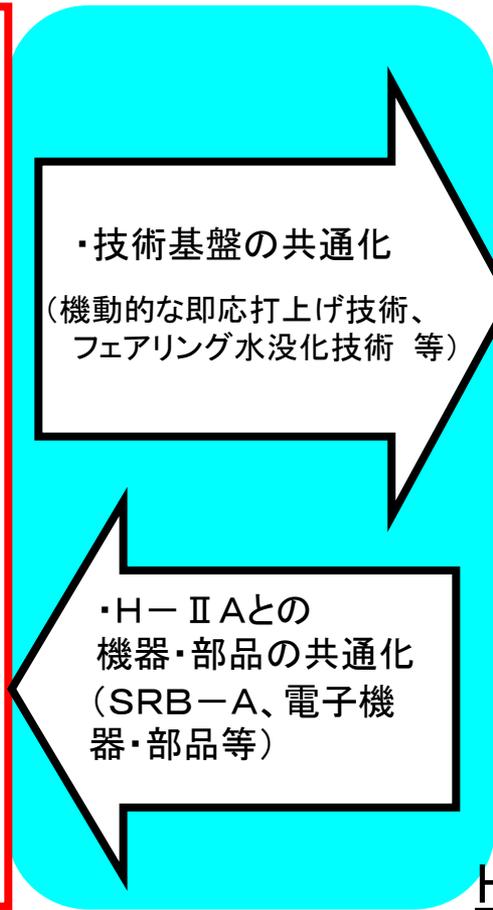
- 調達、信頼性、品質の安定化
- 開発コスト低減
- 実機コスト低減



M-Vロケット



イプシロンロケット

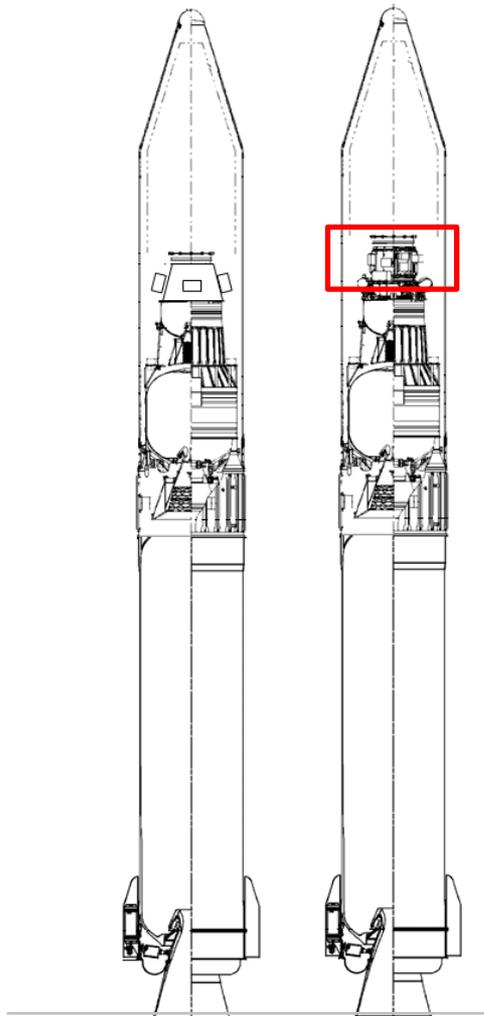


H-IIA/Bロケット

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

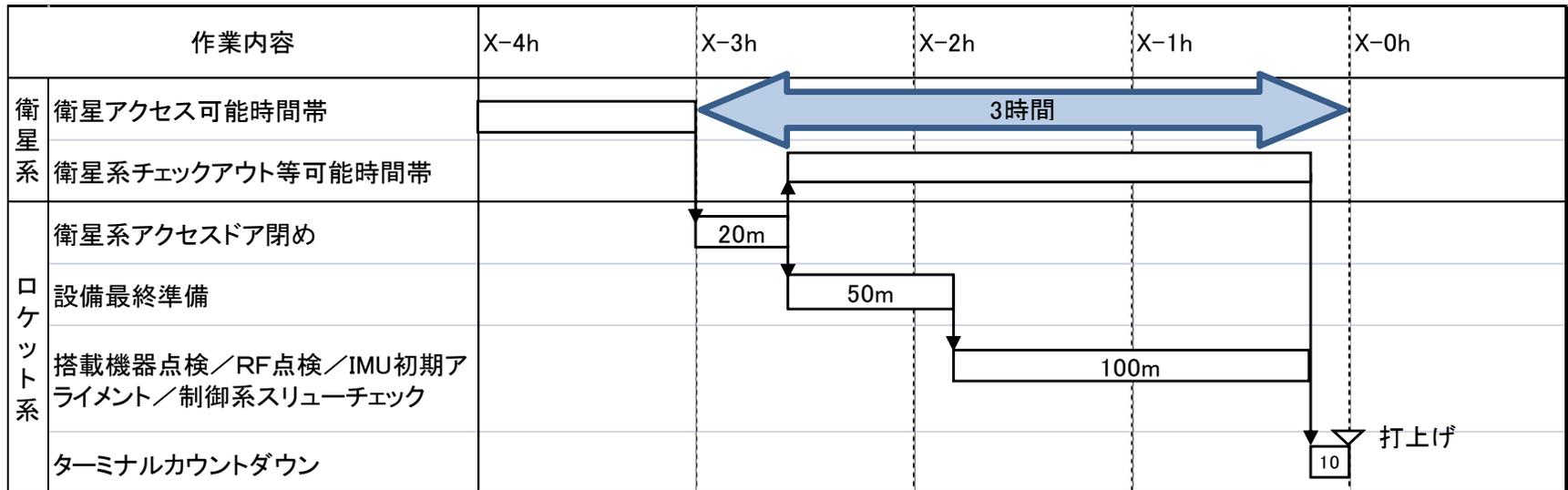
目標からのフローダウン

【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