

資料1-2-3

科学技術・学術審議会
研究計画・評価分科会
宇宙開発利用部会
将来宇宙輸送システム
調査検討小委員会
(第1回)R2.1.15

JAXAにおける宇宙輸送に 関わる取り組み

令和2(2020)年1月15日

国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構
研究開発部門 第四研究ユニット
ユニット長 沖田 耕一

1. 我が国の基幹ロケットにかかわる動向

1.1 液体燃料ロケット開発経緯

1.2 固体燃料ロケット開発経緯

2. JAXAにおける宇宙輸送系研究開発の動向

2.1 再使用型輸送システムに関する研究開発

(1) 有翼往還機HOPE-X

(2) 再使用ロケット実験機RVT

(3) 観測ロケット・再使用観測ロケット

(4) 一段再使用飛行実験

2.2 推進系技術に関する研究開発

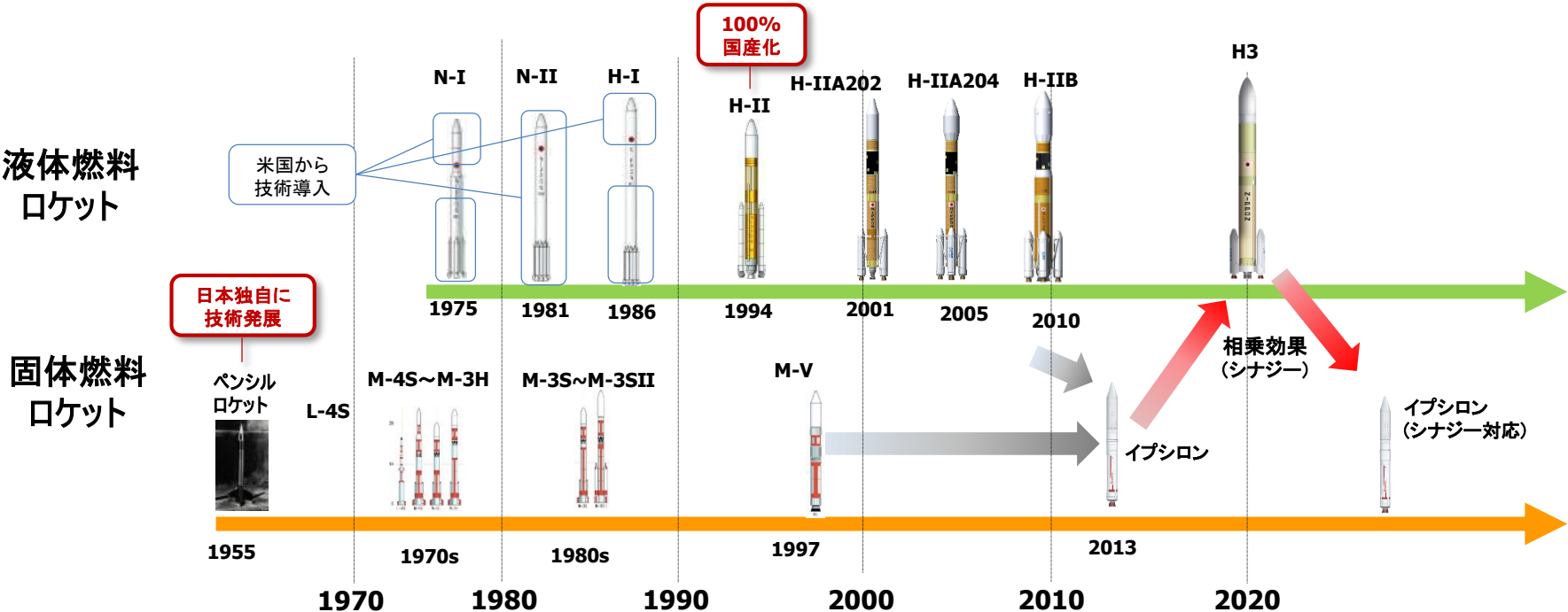
(1) LNG推進系の研究

(2) エアーブリージングエンジンの研究

3. JAXAによる民間事業者との共創型プログラム(J-SPARC)

1. 我が国の基幹ロケットにかかわる動向

- 我が国では、これまで蓄積してきた国産技術によりロケットを開発・製造・運用することにより、宇宙開発利用の根幹である我が国の自立的持続可能な宇宙輸送システムを確保しており、安全保障を中心とする政府衛星や海外の商業衛星、探査機等を打ち上げてきている。
- この宇宙輸送の自立性を維持・拡大するため、液体燃料のH-IIA／B ロケット及びそれらの後継のH3ロケット並びに固体燃料のイプシロンロケットを我が国の基幹ロケットとして位置づけ、双方の産業基盤を確実に維持することとし、政府衛星の打上げに当たっては基幹ロケットを優先的に使用して打ち上げる政策とされている（宇宙基本計画）。



1.1 液体ロケット開発経緯

～我が国の液体ロケット開発経緯～

- これまで種子島宇宙センターより、約170機のロケット※を打ち上げている。これまでの液体ロケット開発の経緯を以下に示す。
※弾道ロケット等の打上げを含む
- **【N-I～N-II】米国からの技術導入**
 - 米国からの技術導入によりN-Iロケットを開発
 - 実用衛星の大型化に伴い、引き続き米国からの技術導入によりN-IIロケットを開発
- **【H-I】自主技術の蓄積**
 - ロケットの重要基幹技術を自主技術として蓄積することを目的として、H-Iロケット（静止軌道500kg級（GTO1トン級））を開発
 - 2段液体水素／酸素エンジンや慣性誘導装置等を国内技術で開発し、自主技術を蓄積
- **【H-II】全段自主技術による自律性の確保**
 - 全段国産化を目的として、1986年に全段自主技術によるH-IIロケットの開発に着手
 - 1994年に初号機の打上げに成功し、計5回の打上げに成功。

1.1 液体ロケット開発経緯

～我が国の液体ロケット開発経緯～

■ 【H-IIA】宇宙輸送コストの低減と信頼性向上

- H-IIシステムをベースとして、大幅なコスト低減と信頼性の向上、将来の能力増強に対応可能な発展性を目的として、1996年にH-IIAロケットの開発に着手。2001年に初号機の打上げに成功
- 総合科学技術会議においてH-IIAロケットの民間移管が決定し、2007年以降はMHIによる打上げ輸送サービスを実施中。
- 2019年末までに、計40回の打上げを実施し、うち39回の打上げに成功。

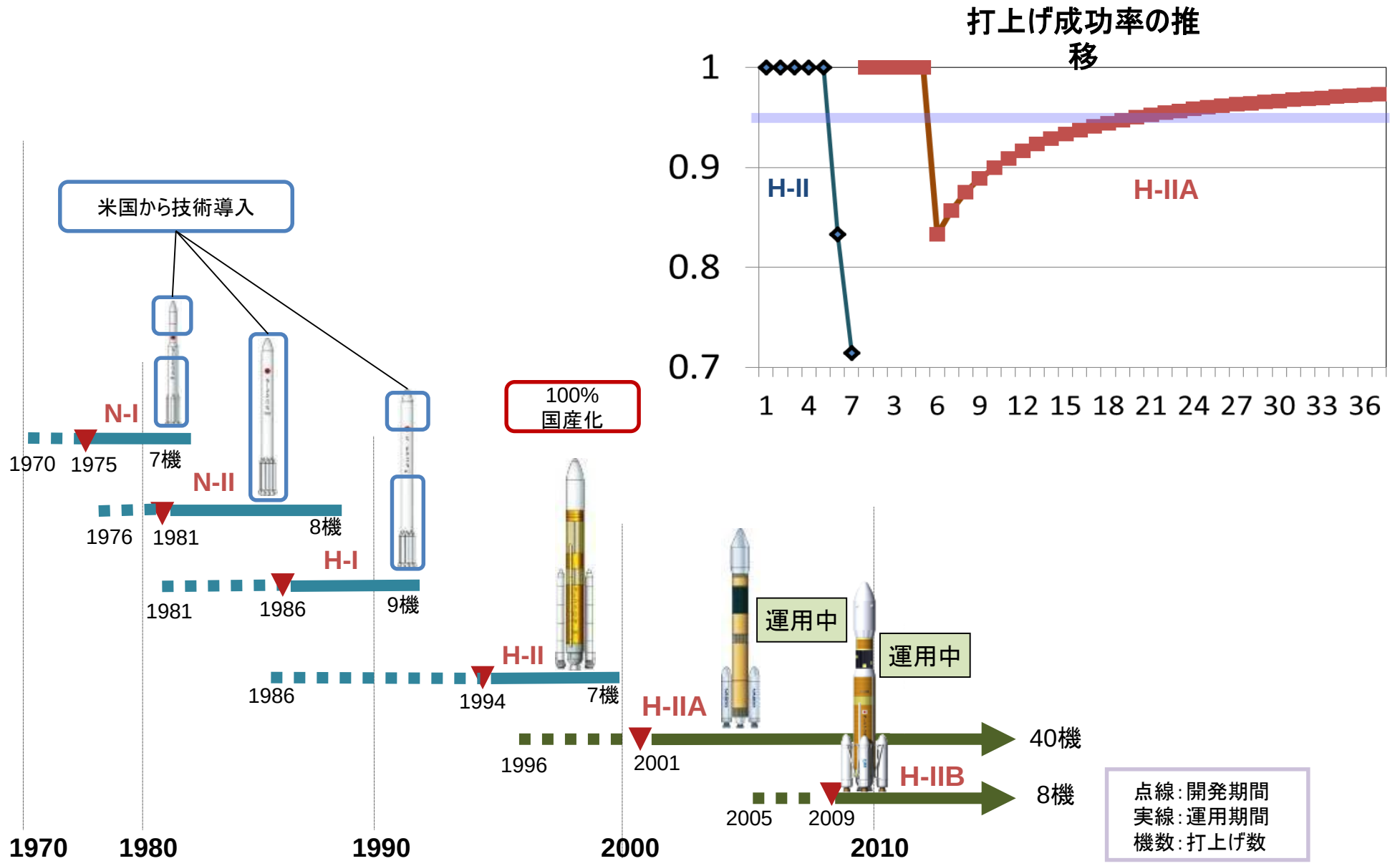
■ 【H-IIB】官民共同によるロケット開発

- 官民双方のニーズに基づく大型ロケットの実現を目指して、2005年にH-IIBロケットの開発に着手し、2009年に初号機の打上げに成功
- 4号機以降はMHIによる打上げ輸送サービスを実施中。
- 2019年末までに、計8回の打上げを実施し、全ての打上げに成功。

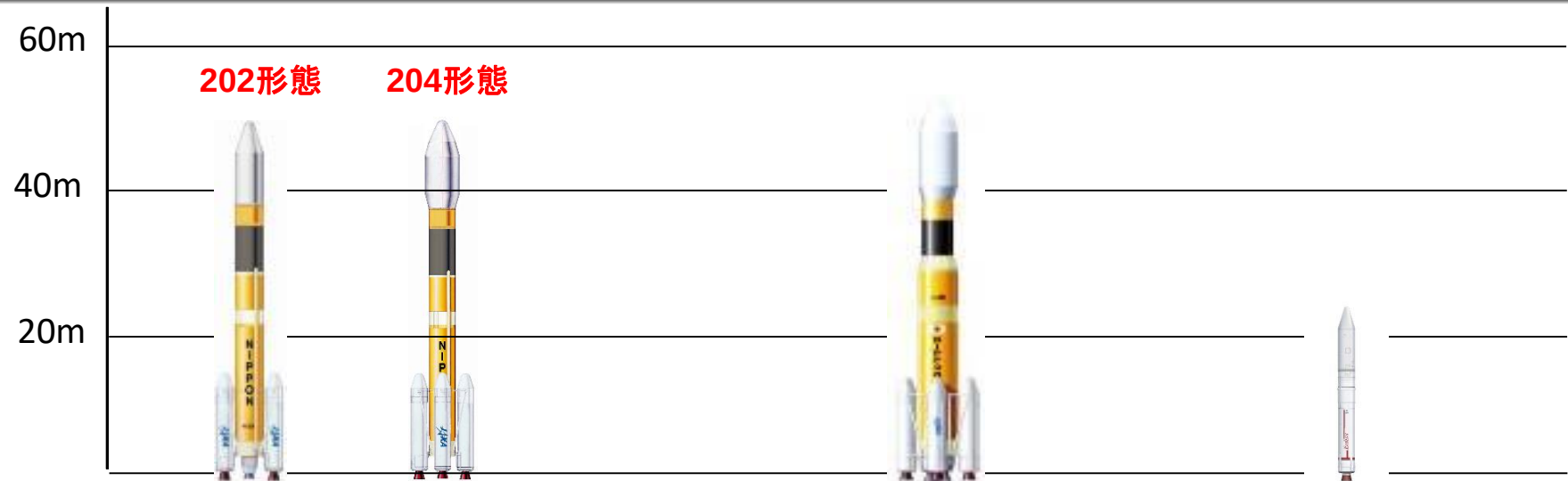
- H-IIAロケットおよびH-IIBロケットは我が国の基幹ロケットとして位置づけられており、**安全保障を中心とする政府のミッションを確実に達成してきている。**

1.1 液体ロケット開発経緯

～我が国の液体ロケット開発経緯～



1.1 液体ロケット開発経緯 ～H-IIA/Bロケットの概要～



ロケット名	H-IIAロケット			H-IIBロケット	(参考)イプシロンロケット
全長	約53 m			約57m	約26m
推進薬	液体(液体酸素／液体水素)			液体(液体酸素／液体水素)	固体
成功／打上げ	39/40			8/8	4/4
打上成功率	97.5 %			100 %	100 %
打上能力		202	204	GTO※1: 8トン HTV軌道: 16.5トン	LEO: 1,200kg以上 SSO: 590kg※4
	GTO	4.00ton※1 2.97ton※2	5.95ton※1 4.82ton※2		
	SSO	3.30ton※3 5.10ton※4	N/A		

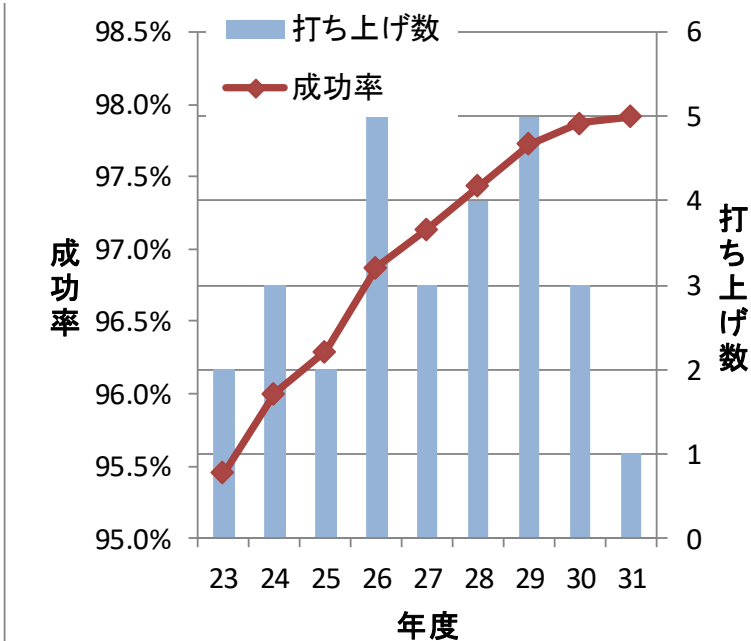
(※1) 静止化増速量: 1,830m/sの場合、(※2) 静止化増速量: 1,500m/sの場合 (※3) 高度800kmの場合 (※4) 高度500kmの場合

1.1 液体ロケット開発経緯 ～H-IIA/Bロケットの概要～

【確実な打上げ実績】

- H-IIA/Bロケットは、世界最高水準の打上げ成功率97.9%と過去5年間のオンタイム打上げ率81.3%(世界最高)により、政府の安全保障衛星を含む多くの衛星を確実に打上げており、**安全保障を中心とする政府のミッションの達成に貢献**している。
- H3ロケットに円滑に移行するまでの間、H-IIAロケットの部分的な改良開発等により、**国際競争力を強化しつつ**、世界最高水準の打上げ成功率とオンタイム打上げ率を維持してきている。また、政府衛星を始めとした**国内外の衛星打上げ計画に確実に対応**していくため、継続的な信頼性向上の取組及び射場設備への老朽化対応を含め、効率的かつ効果的に基盤技術を維持している。

H-II A/Bロケットの各年度打上げ数と通算成功率



各国ロケット打上げベンチマーク (2019年12月末現在)

各国ロケット	打上げ成功率	オンタイム率
H-IIA/B (日)	97.9% (47/48)	81.3%(13/16)
デルタ4 (米)	97.5% (39/40)	54.5%(6/11)
アトラス5 (米)	98.8% (80/81)	71.4%(20/28)
ファルコン9 (米)	97.4% (75/77)	54.1%(33/61)
アリアン5 (欧)	96.2% (102/106)	75.9%(22/29)
プロトンM (露)	89.9% (98/109)	
ゼニット3 (露)	91.3% (42/46)	
長征3 (中)	95.0% (115/121)	

1.1 液体ロケット開発経緯

～H-IIA/Bロケットで輸送した宇宙機の例～

第3期中期(平成25～29年度)では、第2期中期(平成20～24年度)と比較し、**ほぼ倍増**かつ**多様な**衛星を打ち上げた。

(凡例)	第2期中期	第3・4期中期
：政府衛星（安全保障）	4 機	5 機+ 1 機
：政府衛星（非・安全保障）	1 機	6 機
：地球観測衛星	2 機	3 機+ 1 機
：ISS補給ミッション	3 機	3 機+ 2 機
：科学・探査衛星	1 機	4 機
：商業ミッション	1 機	1 機+ 1 機
：技術実証衛星	0 機	0 機+ 1 機
合計	1 2 機	2 2 機+ 6 機

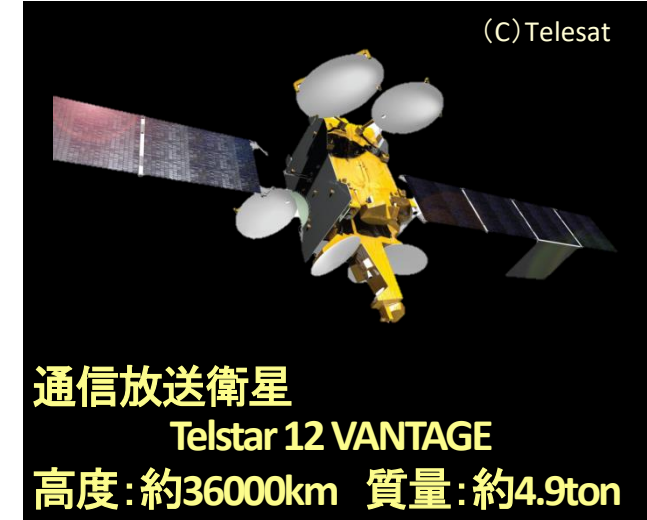
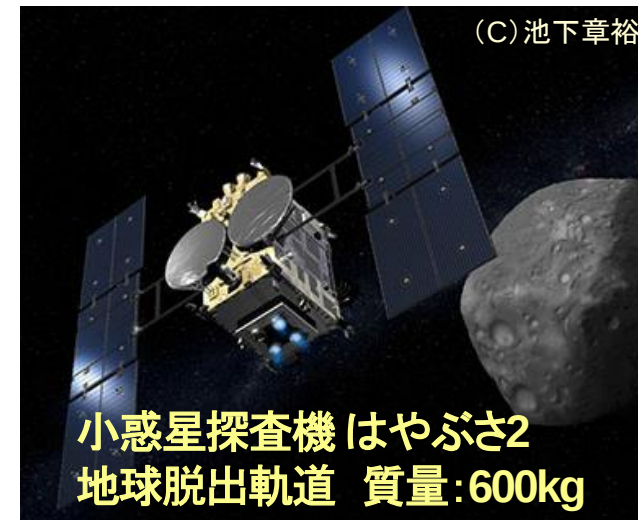
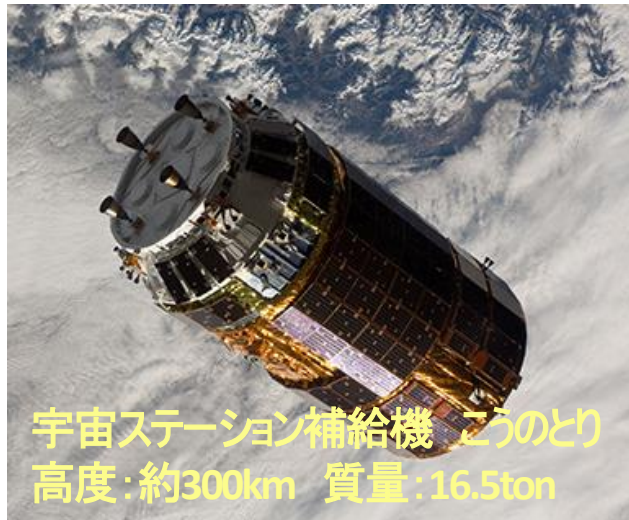
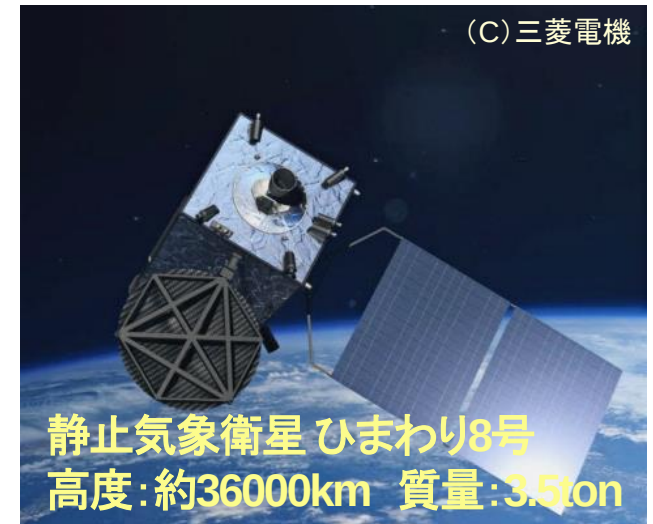
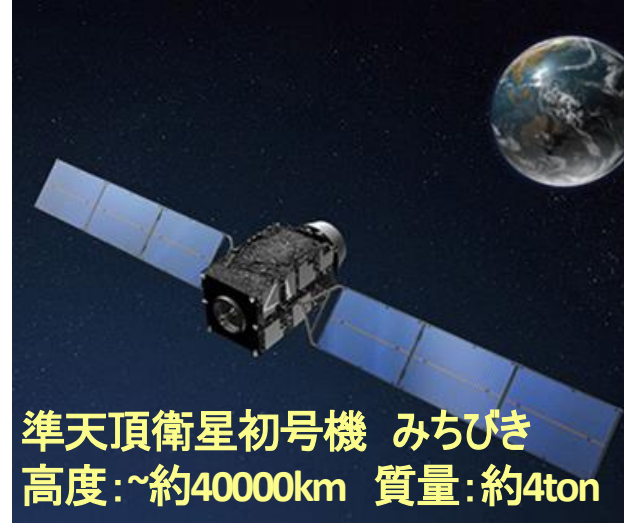
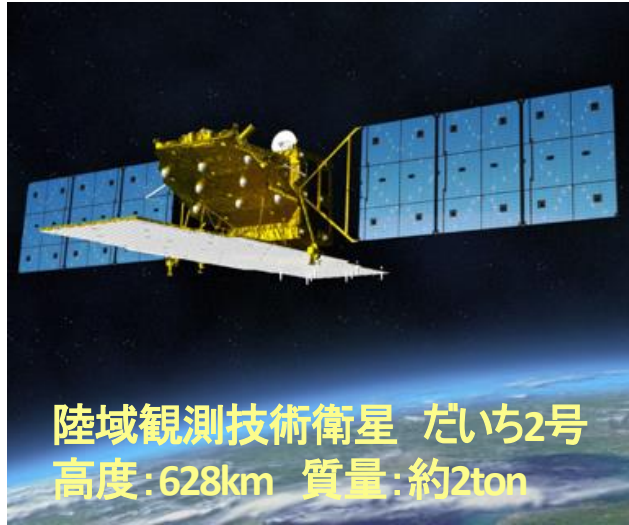
第2期中期計画期間（平成20年度～平成24年度）			
機数	号機	打上げ日	搭載衛星
1	H-II A F15	2009.1.23	GOSAT
2	H-II B F1	2009.9.11	HTV実証機
3	H-II A F16	2009.11.28	IGS K3
4	H-II A F17	2010.5.21	Planet-C
5	H-II A F18	2010.9.11	みちびき1号機
6	H-II B F2	2011.1.22	HTV 2号機
7	H-II A F19	2011.9.23	IGS K4
8	H-II A F20	2011.12.12	IGS R3
9	H-II A F21	2012.5.18	KOMPSAT-3(韓)/GCOM-W
10	H-II B F3	2012.7.21	HTV 3号機
11	H-II A F22	2013.1.27	IGS R4/実証機

第3期中期計画期間（平成25年度～平成29年度）			
機数	号機	打上げ日	搭載衛星
1	H-II B F4	2013.8.4	HTV 4号機
2	イプシロン F1	2013.9.14	SPRINT-A
3	H-II A F23	2014.2.28	GPM
4	H-II A F24	2014.5.24	ALOS-2
5	H-II A F25	2014.10.7	ひまわり8号
6	H-II A F26	2014.12.3	はやぶさ2
7	H-II A F27	2015.2.1	IGS 予備機
8	H-II A F28	2015.3.26	IGS K5
9	H-II B F5	2015.8.19	HTV 5号機
10	H-II A F29	2015.11.24	telstar12 VANTAGE(加)
11	H-II A F30	2016.2.17	ASTRO-H
12	H-II A F31	2016.11.2	ひまわり9号
13	H-II B F6	2016.12.9	HTV 6号機
14	イプシロン F2	2016.12.20	ERG
15	H-II A F32	2017.1.24	Xバンド防衛通信衛星
16	H-II A F33	2017.3.17	IGS R5
17	H-II A F34	2017.6.1	みちびき2号機
18	H-II A F35	2017.8.19	みちびき3号機
19	H-II A F36	2017.10.10	みちびき4号機
20	H-II A F37	2017.12.23	しきさい/つばめ
21	イプシロン F3	2018.1.18	ASNARO-2(METI)
22	H-II A F38	2018.2.27	IGS K6

第4期中期計画期間（平成30年度～令和元年度）			
機数	号機	打上げ日	搭載衛星
1	H-II A F39	2018.6.12	IGS R6
2	H-II B F7	2018.9.23	HTV7号機
3	H-II A F40	2018.10.29	GOSAT-2/Khalifa
4	イプシロン F4	2019.1.18	革新的衛星技術実証1号機
5	H-II B F8	2019.9.25	HTV 8号機

1.1 液体ロケット開発経緯

～H-IIA/Bロケットで輸送した宇宙機の例～



- 上記の他、情報収集衛星等、安全保障等に係る衛星も多数打上げてきている。

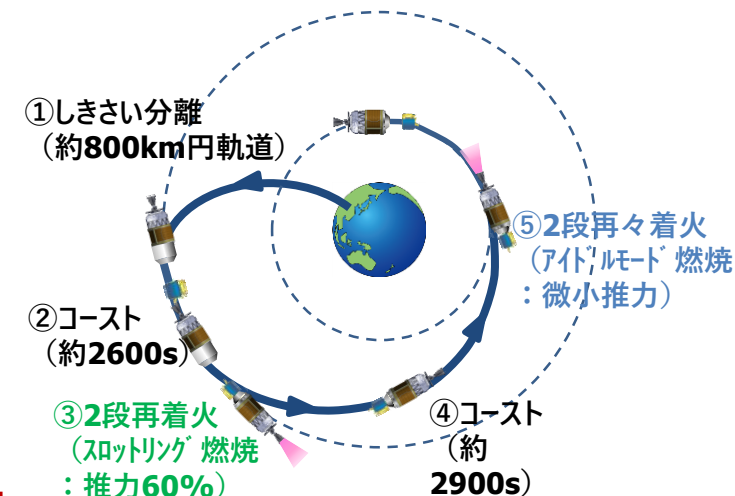
1.1 液体ロケット開発経緯 ～H-IIA/Bロケットの概要～

【継続的な国際競争力の確保】

- H-IIAロケットの運用後約10年が経過した時点で、海外の競合ロケットの台頭や打上げ需要の変化などの新しい流れや、設備の老朽化などの課題に対応するため、H-IIAロケットの部分的な改良開発「基幹ロケット高度化」に着手。
- 宇宙空間の飛行性能の向上等により高緯度に位置する種子島射場の打上能力のハンディキャップを克服し、商業衛星打上げ市場における打上能力需要の対応範囲を約7%から約50%に大幅に拡大(次ページ)。また、低衝撃分離部による世界一衛星に優しい搭載環境を提供可能とした。
- これらにより、H-IIAロケットの本格的な国際的な商業衛星打上げ市場への参入を可能とし、H-IIA_F29商業衛星Telstar(カナダ)打上げ、UAE火星探査機の打上げ、インマルサット6号(英)の打上げを受注に繋がった。
- 更に、この高度化開発の成果を最大限活用し、小規模かつ低コスト開発による相乗り打上げ能力の向上機能を付加し、H-IIAロケット37号機において異なる2軌道への投入ミッションを成功させ、衛星相乗り打上げに対して打上げコスト低減と打上げ機会の有効利用(早期の打上げ機会確保)の両面に貢献した。



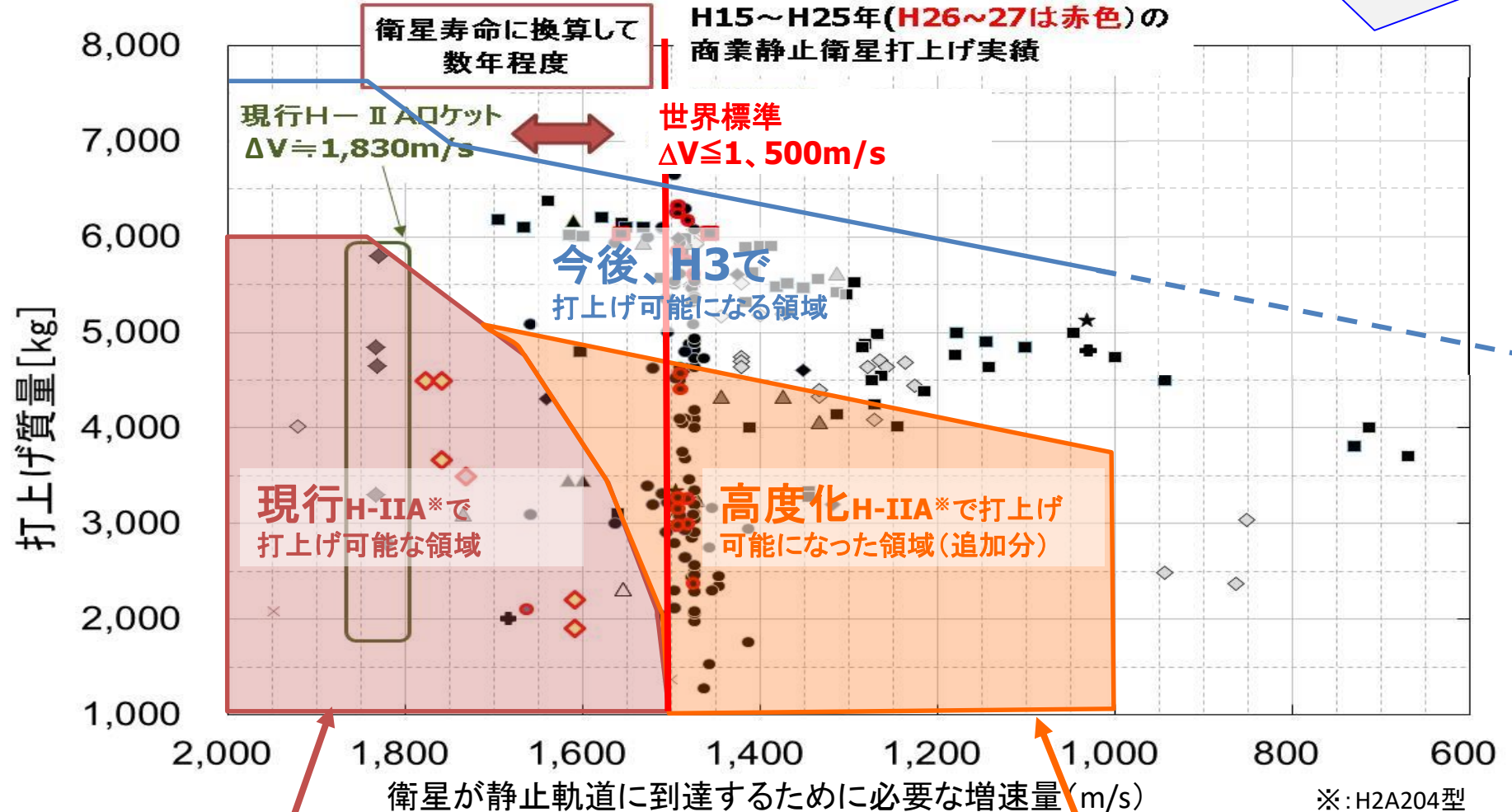
宇宙空間を飛行中のH-IIAロケット(イメージ)。高度化開発により約5時間、地上から36,000kmの距離でも飛行できるようになった。



複数衛星を異なる2軌道への投入し、打上げコストの低減・打上げ機会の有効利用を実現 10

1.1 液体ロケット開発経緯 ～H-IIA/Bロケットの概要～

縦軸は打ち上げる衛星の質量、
横軸は軌道到達のための衛星側燃料負担を表し、
過去に打ち上げられた衛星をプロット



現行のH-IIAロケットでは、商業静止衛星の
7%程度しか打ち上げられなかった。
(過去に打ち上げられた商業静止衛星の機数での換算)

高度化

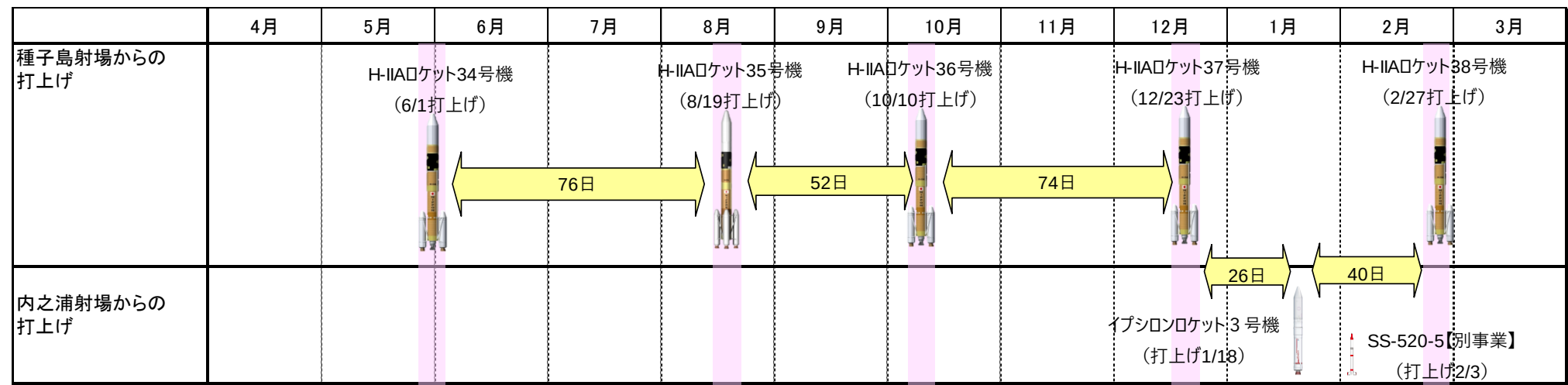
基幹ロケット高度化対応により、
約50%の静止衛星を打ち上げ可能とした。

1.1 液体ロケット開発経緯 ～H-IIA/Bロケットの概要～

【衛星打上げ需要の増加への対応】

- ロケット開発完了後も、打上げ運用等の改善・効率化を継続的に実施。
- ロケット追尾局などの地上設備の準備・運用訓練を統合的に効率化することで、倍増した衛星打上げ需要に対応し、2017年度には過去最多となる基幹ロケット年間6機の打上げ計画を成立させ実行した。

2017年度における多数機打上げの例

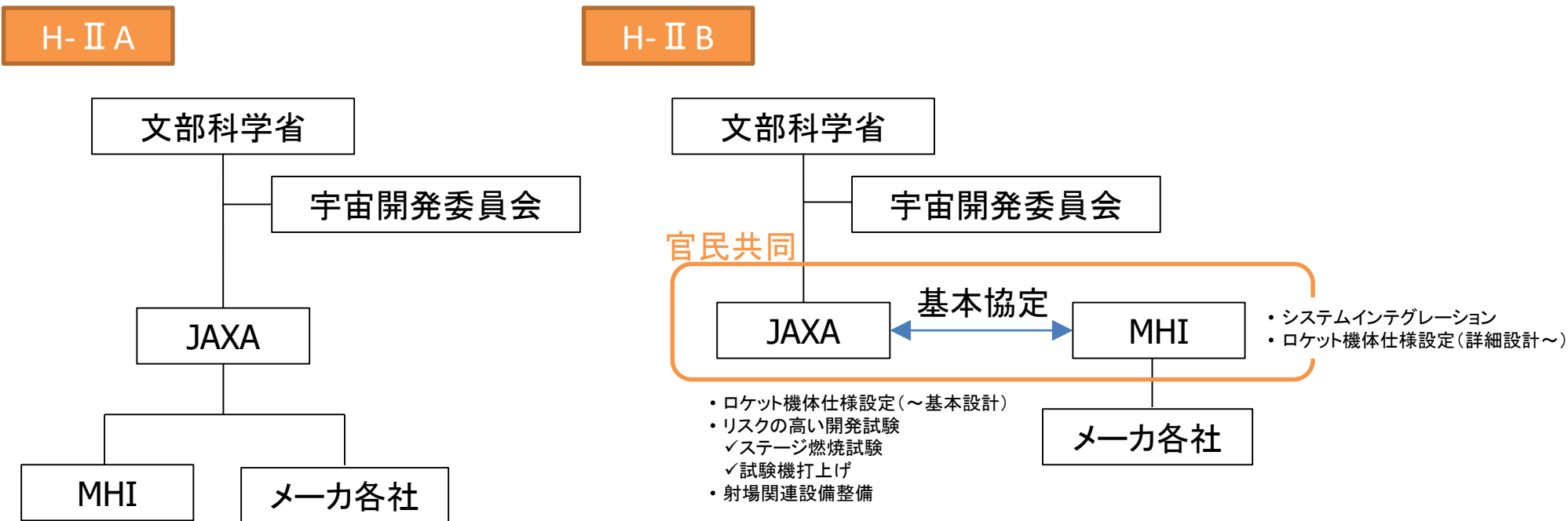


1.1 液体ロケット開発経緯

～H-IIA/Bロケット開発体制と官民役割分担～

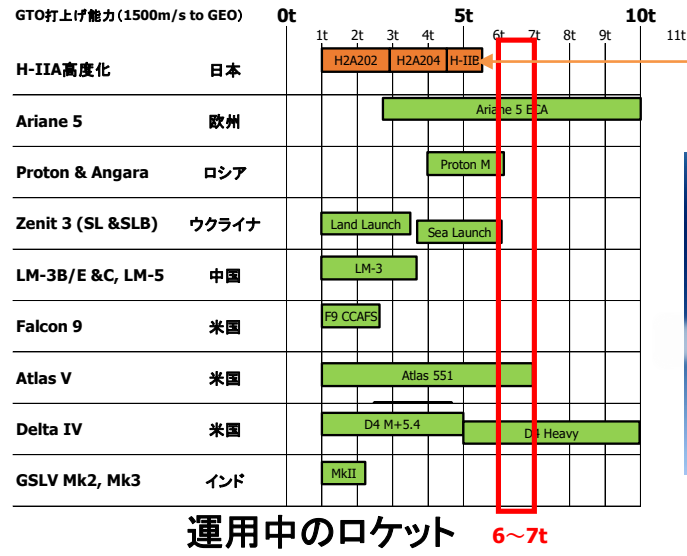
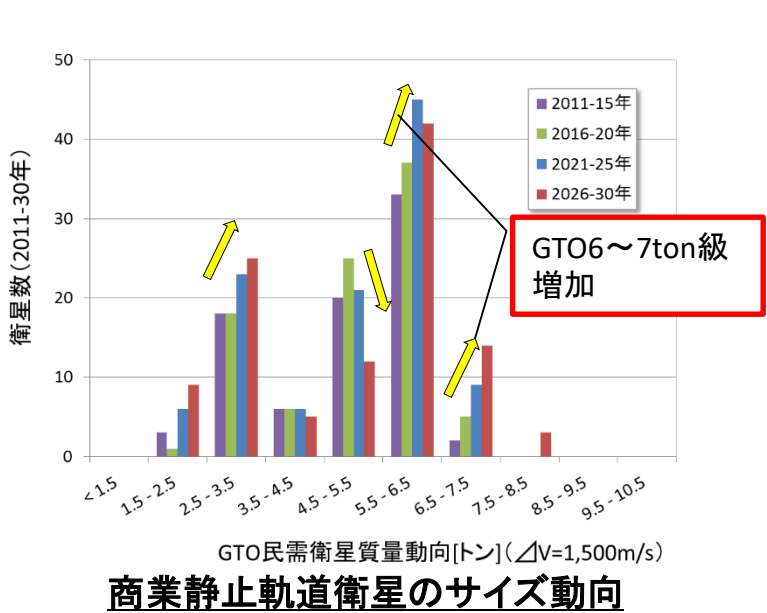
- H-II Aロケット開発はH-II ロケット同様、JAXAがインテグレートする体制。
- H-II Bロケットの開発は、H-II Aロケット6号機の打上げ失敗の原因究明および対策を取りまとめた「宇宙開発委員会特別会合報告書」(2004年3月～10月)や「我が国の宇宙開発基本戦略」(総合科学技術会議、2004年9月)を受けて、民間の主体性・責任を重視した官民共同体制で取り組み。
- H-II Aロケット13号機以降、H-II Bロケット4号機以降、**民間事業者による打上げ輸送サービス体制に移行**。

【開発実施体制の変遷】



1.1 液体ロケット開発経緯 ～H-IIA/Bロケットの課題～

- H-IIの開発以来、25年以上にわたって着実に運用を継続してきたが、長期間運用してきたがゆえに以下のような課題が顕在化。
 - 継続的に運用してきたことによる設備の老朽化およびインフラ維持費の増大
 - 大型化した衛星と打上げ能力の乖離
 - 国際的な価格競争の激化し、国際競争力が低下
 - 開発機会の不足による、技術者の離散・技術力の低下
 - 打上げ機数の不足による企業の撤退・産業力の低下
- 上記の課題等を踏まえ、新たな基幹ロケットとしてH3の開発を進めている。



H-IIA/Bでは衛星質量の大型化に対応していない



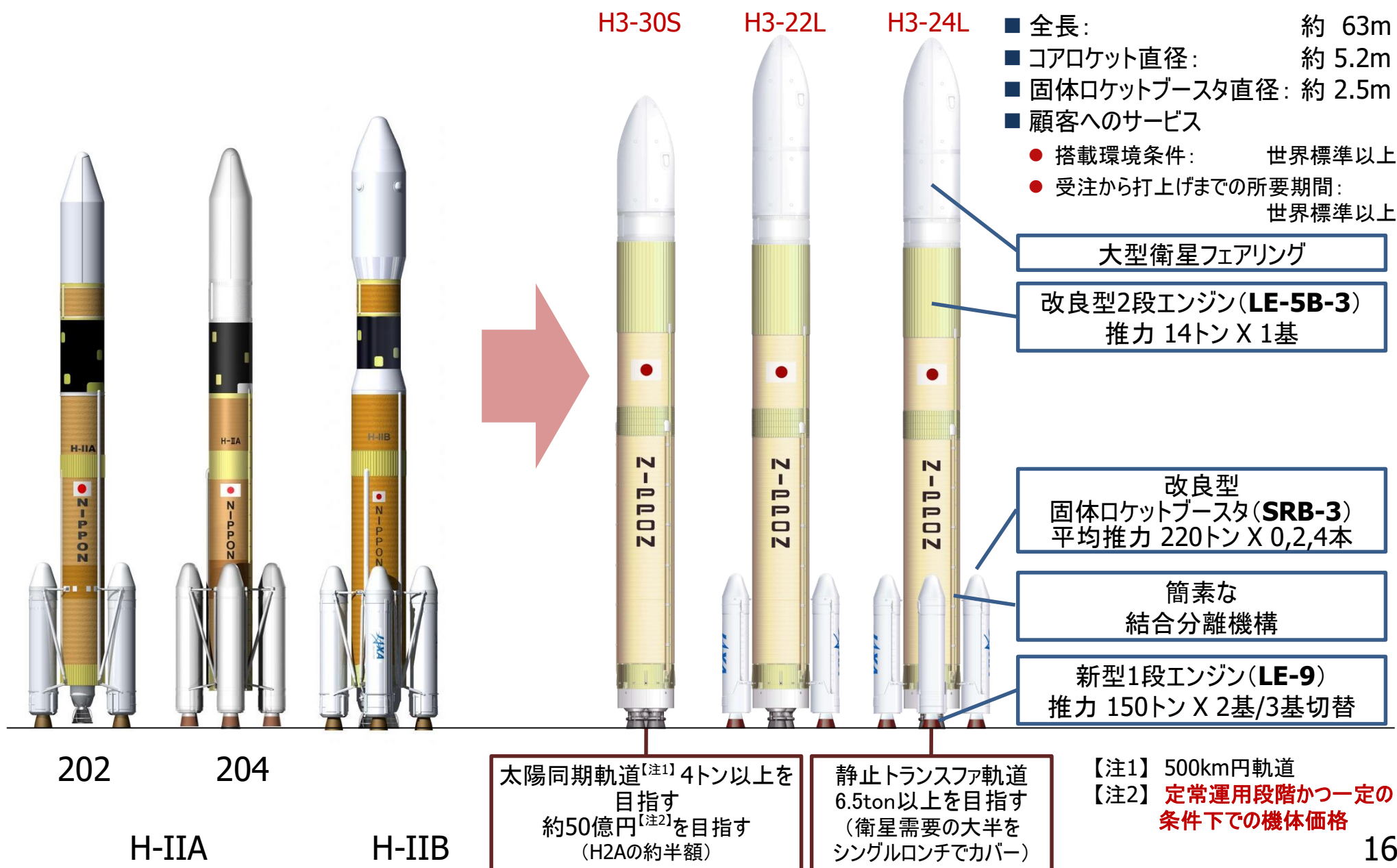
開発中のロケット

国際的競争の激化

1.1 液体ロケット開発経緯 ～H3ロケットの狙い～

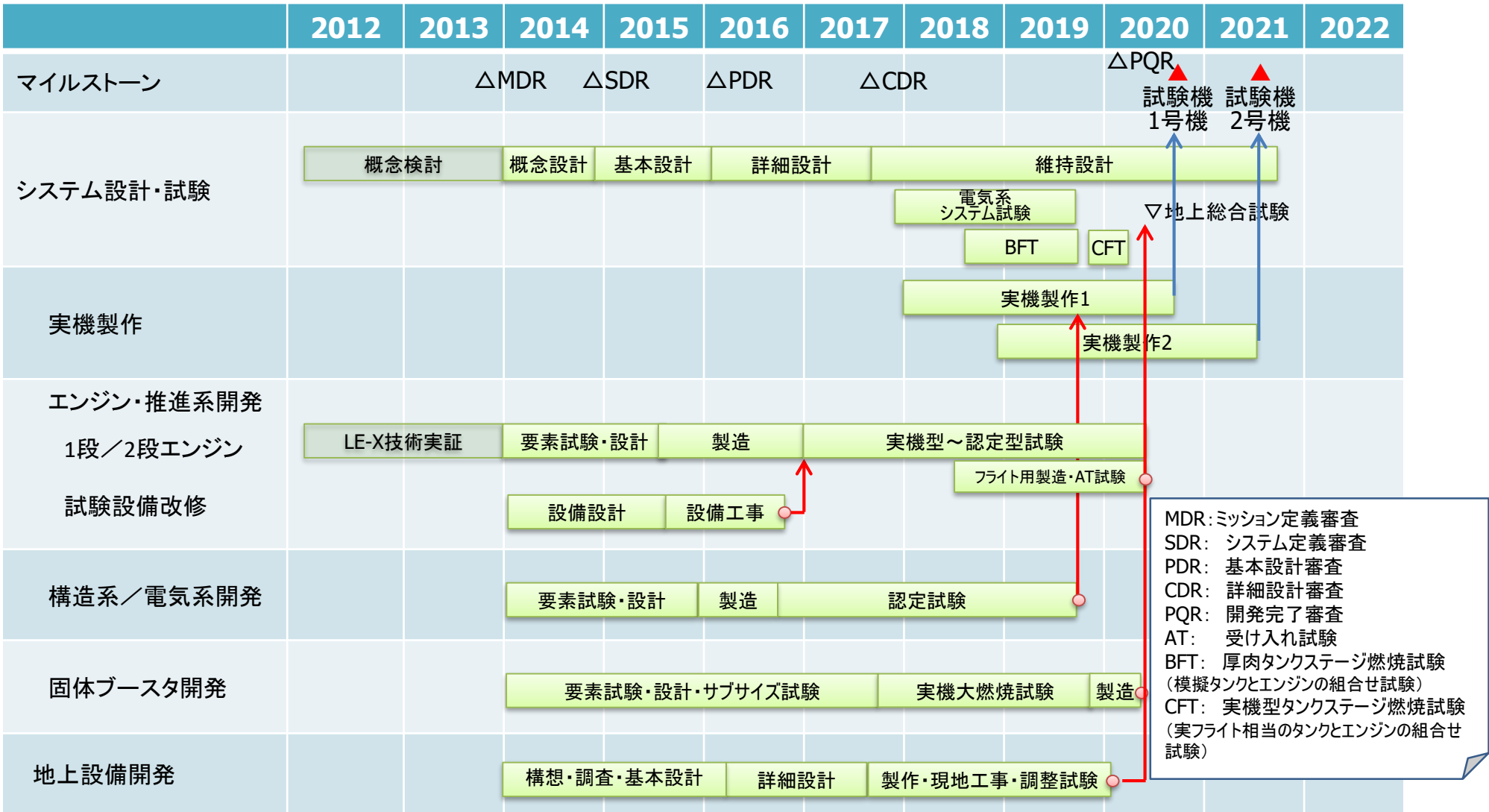
- 抜本的なコスト低減：
 - システムをモジュール化し、ライン生産（コア機体の共通化）
 - 電子部品をはじめ民生品を活用
- 高い信頼性：
 - 新規開発の第1段エンジンに高信頼性開発手法を適用
 - 耐故障性を追求したアビオニクスシステムの構成
- 柔軟なサービス：
 - 衛星等の打上げニーズに合わせた打上能力設定
 - 受注から打上げまでの期間短縮によるサービスの迅速化
 - 打上げ間隔の半減による打上げ機会の拡大
 - 射場における衛星のロケット搭載作業期間の短縮

1.1 液体ロケット開発経緯 ～H3ロケットの概要～



1.1 液体ロケット開発経緯 ～H3ロケット開発計画～

■ 2020年度に試験機1号機を打上げ予定。試験機2号機打上げ評価後、開発完了予定。



1.1 液体ロケット開発経緯 ～H3ロケット開発試験の実施状況～

■ 1段エンジン(LE-9)



BFT(2019年2月)

■ 衛星フェアリング



認定試験用供試体
(2019年7月)



■ 新・追尾局



■ 移動発射台(ML)

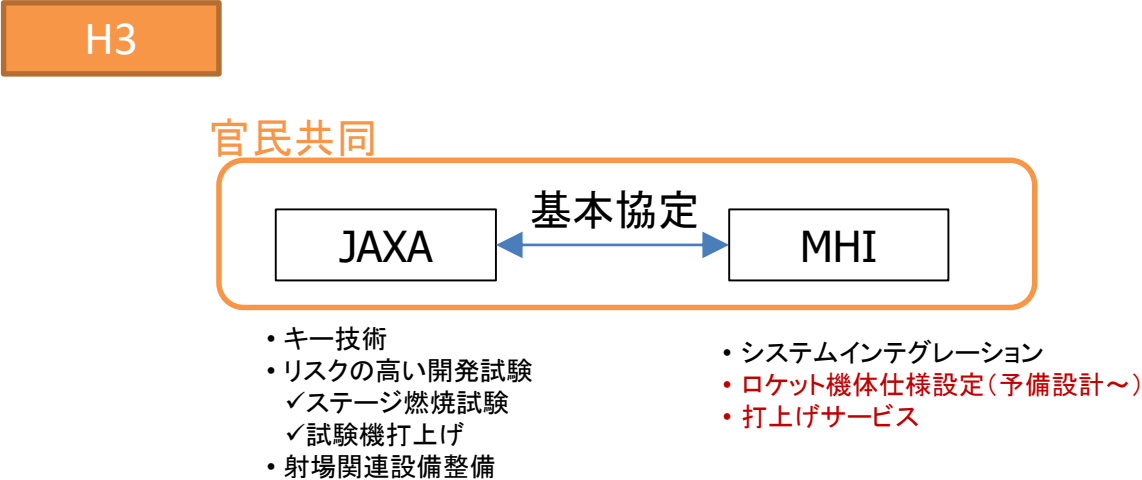


ML走行試験(2019年5月)

1.1 液体ロケット開発経緯

～H3ロケット開発・製造体制と官民役割分担～

- H3ロケットの開発は、これまで以上に民間事業者の力を活用するべく、**開発当初から、民間事業者がロケット機体の開発から製造及び完成後の打上げサービスまでの全体を一元的にとりまとめるプライムコントラクタ制を採用。**



政策文書(※)にそれぞれの役割が定められている。
(※宇宙政策委員会宇宙輸送システム部会資料「新型基幹ロケット開発の進め方」(平成26年4月3日))

◆民間事業者の役割

- 国際競争力のあるロケットを開発するためには、より民間事業者の力を活用した開発体制、即ち 民間事業者がロケット機体の開発から製造までの全体を一元的にとりまとめるプライムコントラクタ制とする。
- プライムコントラクタは、契約の範囲内で機体開発に係る責任を負担することになる。しかしながら、ロケット開発は、民間事業者にはコントロールし得ないリスクも存在することから、今後、項目ごとに個別に議論し、JAXAとプライムコントラクタの責任分担及び費用負担の割合を確定していく必要がある。

◆JAXAの役割

- プロジェクト全体の管理、総合システムの構築、射場等地上設備の整備、自律性確保のためのロケット技術基盤の維持・向上(キー技術の開発)

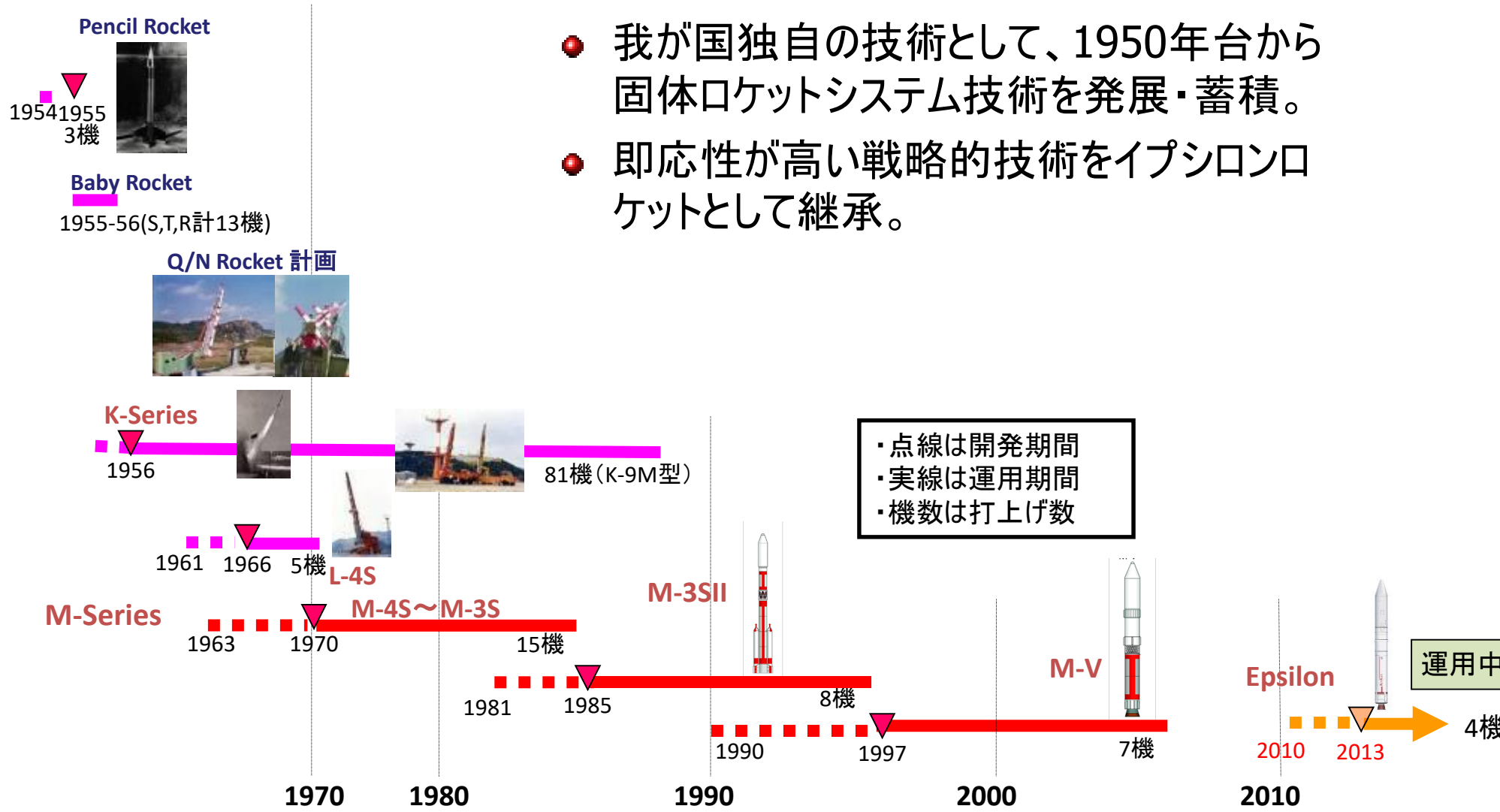
1.2 固体ロケット開発経緯 ～我が国の固体ロケット開発経緯～

- これまで内之浦宇宙空間観測所より、**約410機の固体ロケット※を打ち上げ**ている。これまでの固体ロケット開発の経緯を以下に示す。

※弾道ロケット等の打上げを含む
- **【ペンシルロケット～ K(カッパ)ロケット】我が国独自の固体ロケット研究・開発**
 - 1954年 東京大学生産技術研究所にて糸川らが固体ロケット研究開始
 - 1955年 ペンシルロケット・ベビーロケット発射試験、基礎技術を蓄積
 - 1956年～ K(カッパ)ロケット打上げ、IGY(国際地球観測年)用の高度60km上層大気観測を達成(観測ロケットをIGY期間中に自力で打ち上げたのは、米ソ英日のみ)
- **【L(ラムダ)ロケット】我が国独自の軌道投入能力を確保**
 - 1970年 ラムダロケットL4SC-5により**日本初の人工衛星おおすみの軌道投入に成功**
- **【M(ミュー)ロケット～M-Vロケット】軌道投入性能の向上**
 - 1970年～ M(ミュー)-4S、M-3シリーズロケット打上げ
 - 1985年～ M-3SIIロケット打上げ、ハレーすい星探査試験機を地球脱出軌道に投入(世界初の固体燃料ロケットによる地球脱出軌道投入)
 - 1996年 J-Iロケット打上げ、HYFLEX飛行実験を実施
 - 1997年～2006年 M-Vロケット初号機～7号機打上げ
- **【ε(イプシロン)ロケット】**
 - 2010年～ **即応性が要求される固体ロケットシステム技術**をM-Vから継承してイプシロン開発着手
 - 2013年～ イプシロン初号機～4号機打上げ

1.2 固体ロケット開発経緯 ～我が国の固体ロケット開発経緯～

- 我が国独自の技術として、1950年台から固体ロケットシステム技術を発展・蓄積。
- 即応性が高い戦略的技術をイプシロンロケットとして継承。

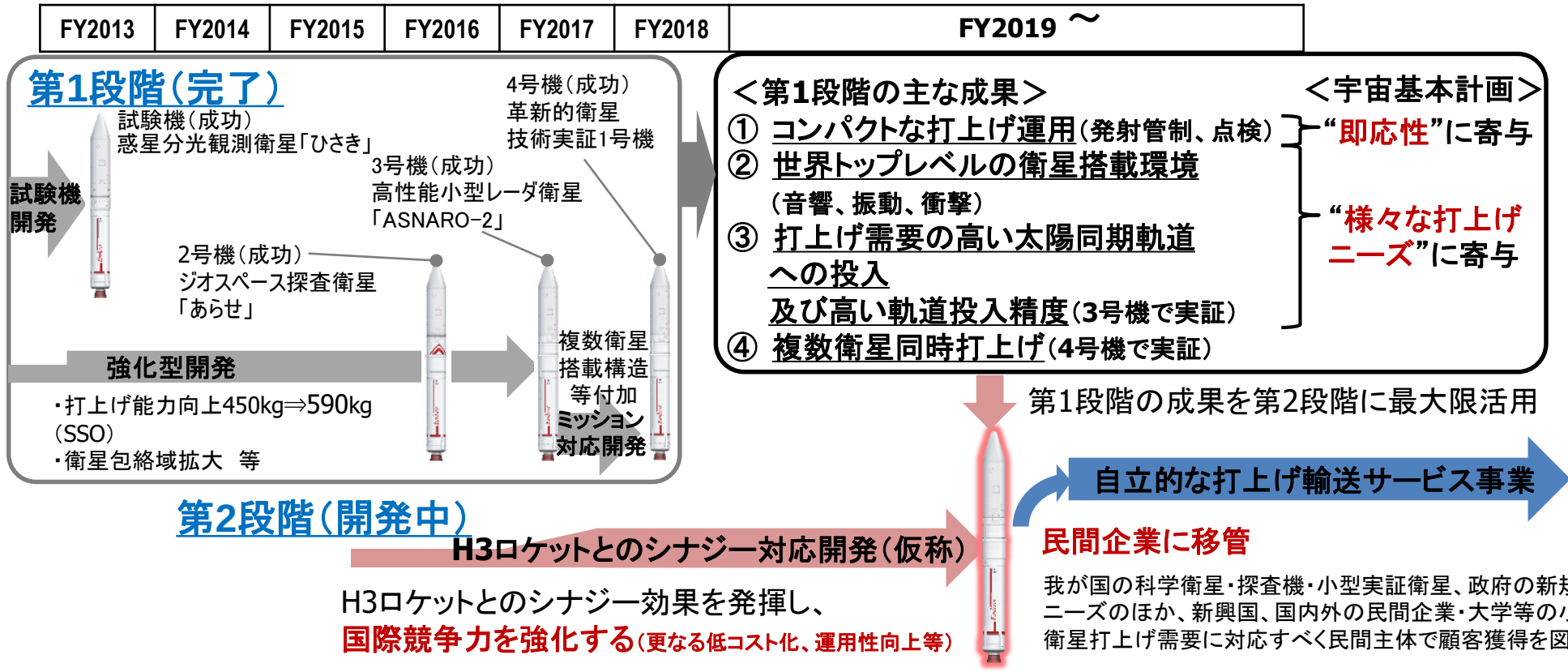


1.2 固体ロケット開発経緯 ～イプシロンロケット開発の政策的位置づけ～

- **M-Vロケットまでの固体ロケット**開発で、世界で唯一固体ロケットとして惑星探査にも活用できる等、性能面では世界最高水準の技術を獲得した。しかし、**性能最適化を追求した結果、機体及び打上げ費用が割高となり、運用性・整備性・耐候性に対して最適化がなされていないという課題**があった。
- 宇宙開発委員会（平成22年8月11日）
 - 今後恒常的に一定の需要が見込まれる状況において、**我が国として自律的に対応し、機動的かつ効率的な小型衛星の打上げ手段を確保**するとともに、我が国が培った**戦略的技術である固体ロケットシステム技術を継承・発展**させ、自律点検等先進的技術により**世界一の運用性**を有する小型固体ロケット（イプシロンロケット）を開発する。
 - **開発は2段階で進める**。1段階目では、運用改善に眼目を絞り、M-Vロケット及びH-IIAロケットで培った技術を最大限に活用し、リスク低減と初期開発コストの低減を図ったうえで開発を進める。2段階目では、価格水準でも世界に比肩することを実現する。
- 宇宙基本計画（平成28年4月1日 閣議決定）
 - **即応性が高く、戦略的技術として重要な固体燃料ロケット**のイプシロンロケット
 - 安全保障、地球観測、宇宙科学・探査等の様々な衛星の打上げニーズに対応すること。
 - H-IIA/BロケットからH3ロケットへの移行完了時期までに**シナジー効果を適用したイプシロンロケットを切れ目なく運用開始できるように進めること**。
 - 小型・超小型の人工衛星を活用した基幹的部品や新規要素技術の軌道上実証を適時かつ安価に実施する環境を整備し、イプシロンロケットを用いた軌道上実証実験を実施すること。

1.2 固体ロケット開発経緯 ～イプシロンロケットの開発計画～

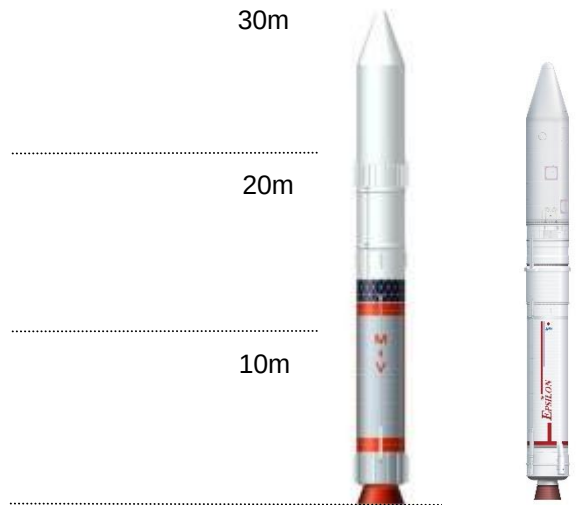
- 小型衛星打上げ手段早期獲得、固体ロケット空白期間極小化のため2段階開発を計画
第1段階(完了): M-V及びH-IIAで培った技術を最大限活用し、4号機までの打上げに成功
第2段階(開発中): H3ロケットとのシナジー効果を発揮して 国際競争力を強化する開発を実施中
- 今後、JAXAは長年培った固体燃料ロケット技術を民間企業に移管し、民間企業の自立的な打上げ輸送サービス事業展開を支え、日本の宇宙産業の規模拡大に貢献していく



1.2 固体ロケット開発経緯 ～イプシロンロケット概要～

- **小型衛星の打上げ**に我が国として**自立的に対応**するための、**機動性・運用性**に優れる**固体ロケット**で、我が国の基幹ロケットのひとつ。
- イプシロンロケットの開発にあたっては**M-V及びH-IIAで培った技術を最大限に活用**。
- 打上げ射場は内之浦(前身のM-Vと同様)。
- **2013年9月14日に試験機の打上げ成功**。その後、打上げ能力の向上等の性能向上を目指した**強化型開発を行い、2・3号機で飛行実証を実施**。

- 3号機では初の非科学衛星である**ASNARO-2を搭載し、主要な需要が見込まれる太陽同期準回帰軌道への投入に高い精度で成功**。
- 4号機では複数衛星搭載構造等を付加し、合計7機の**複数衛星の同時打上げ成功**。



		M-V	イプシロン
全 長		30.8 m	26.0 m
直 径(代表径)		2.5 m	2.6 m
推進薬	3段部	固体	固体
	2段部	固体	固体
	1段部	固体	固体
軌道投入能力 ・太陽同期軌道		450kg	590kg
射場作業期間 (1段射座据付けから 打上げ翌日まで)		42日	9日
衛星最終アクセスから 打上げまで		9時間	3時間

イプシロンロケット3号機の打上げ(内之浦宇宙空間観測所より)

1.2 固体ロケット開発経緯 ～イプシロンロケット概要～

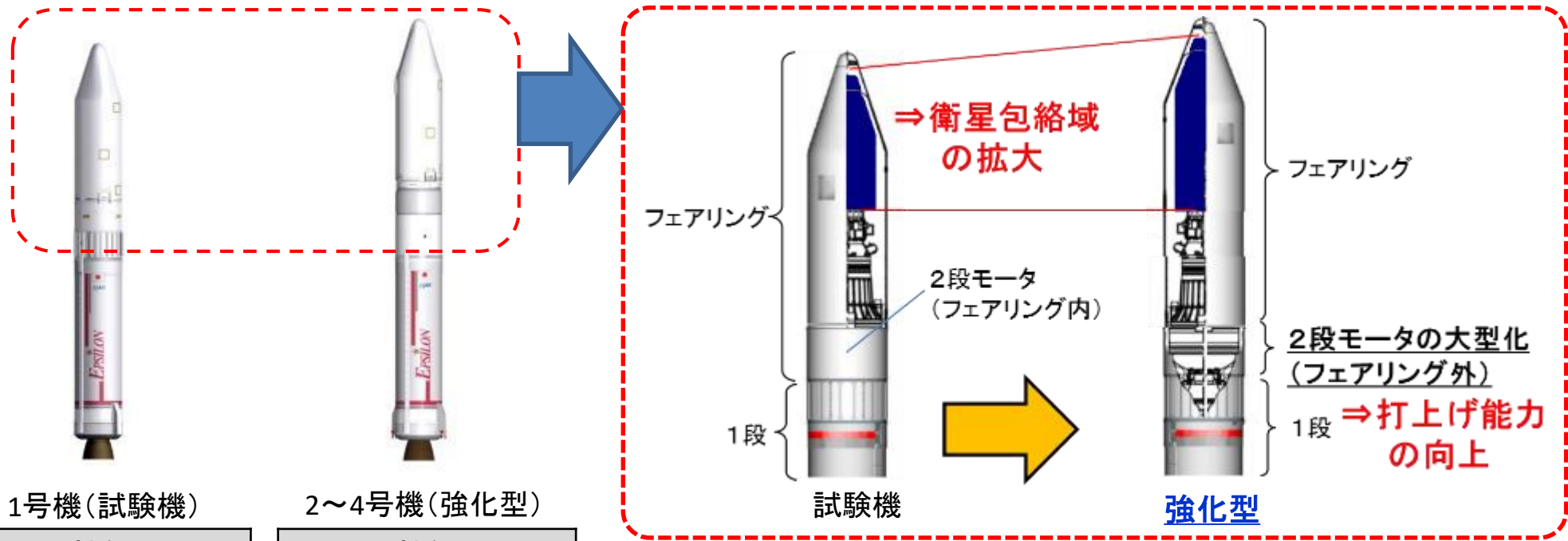
【イプシロンロケットの打上げ実績】

試験機	2号機(強化型)	3号機(強化型)	4号機(強化型)
オプション形態(PBS有) 打上げ:2013年9月14日 14:00:00(JST)	基本形態(PBS無) 打上げ:2016年12月20日 20:00:00(JST)	オプション形態(PBS有) 打上げ:2018年1月18日 06:06:11(JST)	オプション形態(PBS有) 打上げ:2019年1月18日 09:50:20(JST)
			
科学衛星	科学衛星	政府衛星(非・安全保障)	技術実証衛星
衛星:ひさき(SPRINT-A) 投入軌道 高度:約950×1150km 傾斜角:約31度	衛星:あらせ(ERG) 投入軌道 高度:約220×33200km 傾斜角:約32度	衛星:ASNARO-2 投入軌道 高度:約505km 傾斜角:97.4度 ＜受託衛星＞ ＜太陽同期軌道＞	衛星:RAPIS-1他、計7基 投入軌道 高度:約500km 傾斜角:97.2度 ＜複数衛星打上げ＞

1.2 固体ロケット開発経緯 ～イプシロンロケットの開発実績～

【第1段階開発の概要】

- M-Vロケットの技術を継承し、H-IIAロケットの技術の活用・共通化により、高い信頼性を維持しつつ短期間での開発に成功
- 1号機（試験機）で喫緊のミッションに対応しつつ、2号機以降（強化型）で性能向上開発（打上能力の向上、打上げ可能衛星サイズ（衛星包絡域）の拡大）などを実施し、4機の打上げに成功（4/4:100%）
- 打上げ需要を取り込みつつ、我が国の固体ロケットシステム技術の維持・向上と産業基盤の維持。



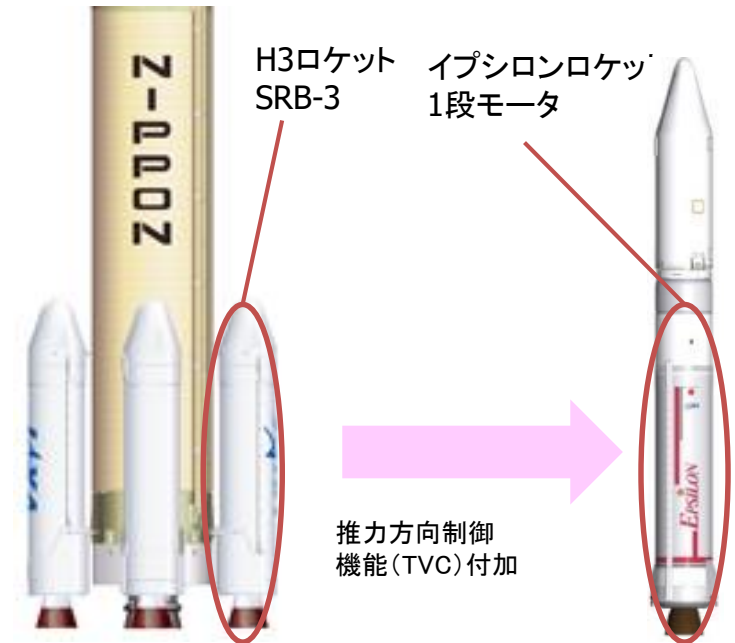
性能	性能
太陽同期軌道500km 450kg	太陽同期軌道500km 590kg

イプシロンロケット2号機では強化型基本形態として実証。3号機では、低衝撃分離機構及び軌道投入精度を高める、ポスト・ブースト・ステージ (PBS:Post Boost Stage) と呼ばれる小型液体推進系を取り付けたオプション形態を実証。

1.2 固体ロケット開発経緯 ～イプシロンロケットの開発計画(今後の予定)～

【第2段階開発の計画】

- 世界の競合ロケットや衛星市場の動向を踏まえながら、**国際競争力を強化**。
 - 打上げコスト低減、及び基幹ロケットとしての高い信頼性の両立
 - ✓ **H3ロケットとのシナジー効果の発揮**に努めながら、1機あたり30億円以下の打上げコスト*、打上げ需要が見込まれる太陽同期軌道への打上げ能力600kg以上等を達成目標とする。
- *) 消費税、打上げ安全監理等に係る費用含まず
- 衛星ペイロードの運用性向上
 - ✓ **固体燃料ロケットの即応性を最大限に発揮**し、打上げ輸送サービス期間を12か月以内、衛星搭載から打上げまでを10日以内とする等、を実現する。
 - ✓ 強化型イプシロンで確立した搭載環境を維持しつつ衛星とのI/F条件の改善を行い、**安全保障、地球観測、宇宙科学・探査等**の様々な打上げに対応する。
- **戦略的技術として重要な固体燃料ロケット技術を更に維持・発展させる**ため、本開発と並行し、相乗り打上げの拡張性や宇宙環境への対応等を検討中。



シナジー効果(H3ロケットからイプシロンロケットへの適用)



SRB-3地上燃焼試験(2019年8月)

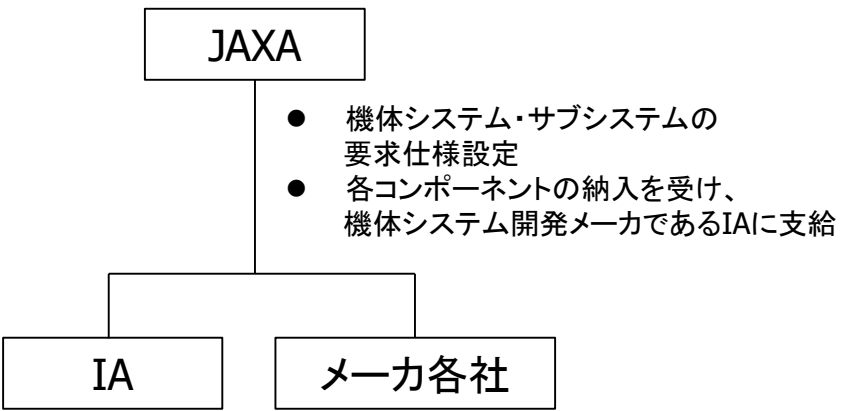
1.2 固体ロケット開発経緯

～イプシロンロケット開発／製造・運用体制と官民役割分担～

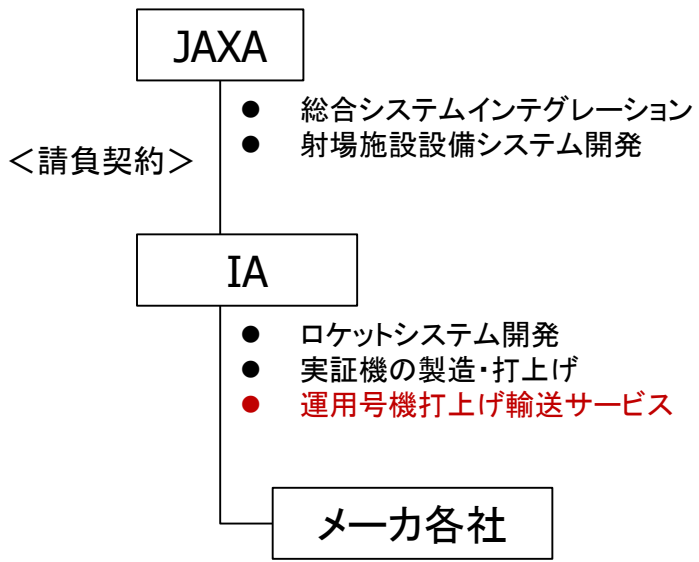
- 第1段階では、イプシロンロケットの開発はJAXAがインテグレートする体制
- 第2段階では、ロケットシステム開発を民間事業者（IA）が請負で実施する体制で進める
- 第2段階の実証機（1機目）はJAXAが実施主体として打上げ運用を実施するが、2機目の製造・運用から、**民間事業者による打上げ輸送サービス体制に移行**。

【開発実施体制の変遷】

第1段階



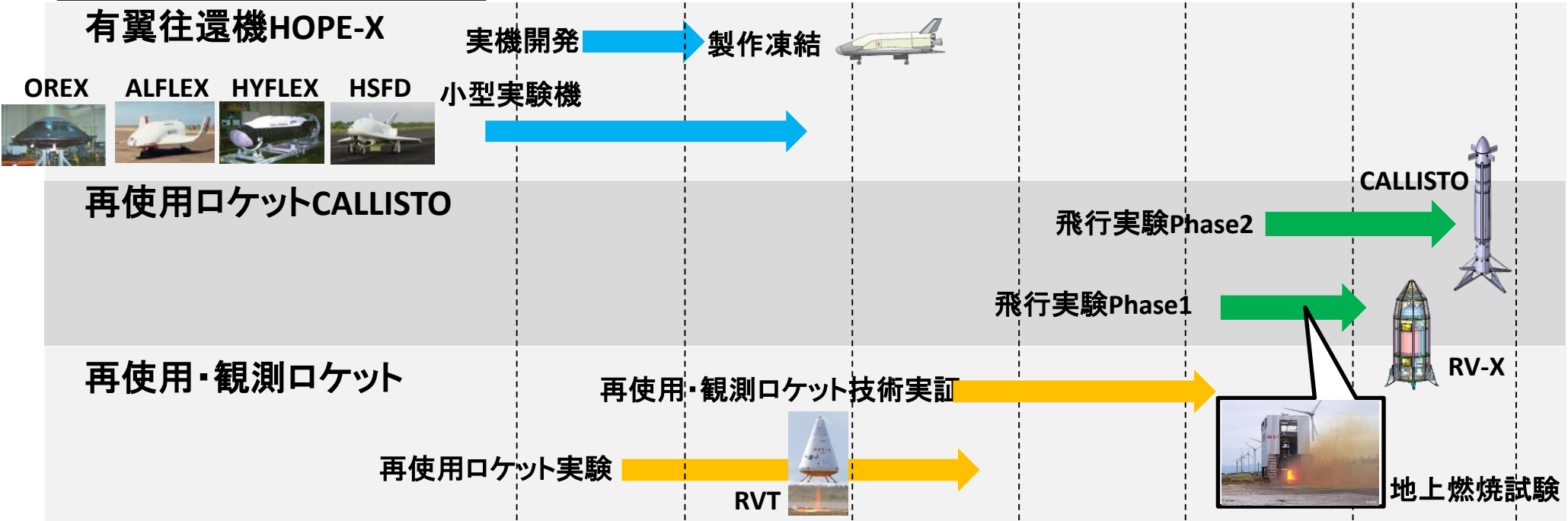
第2段階



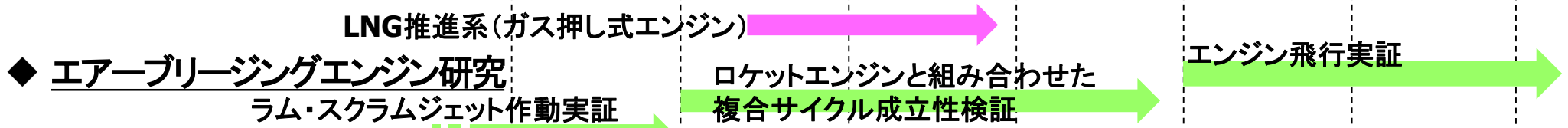
2. JAXAにおける宇宙輸送系研究開発の動向

宇宙開発の自在性確保の観点から、下記の輸送技術の維持・発展に取り組んできた。

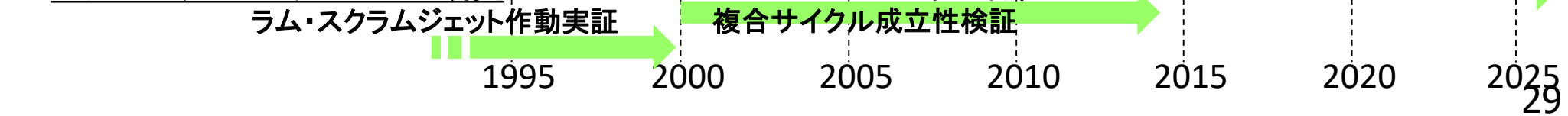
◆ 再使用型輸送システム研究



◆ LNG推進系の研究



◆ エアブリージングエンジン研究



2.1 再使用型輸送システムに関する研究開発

(1) 有翼往還機HOPE-X

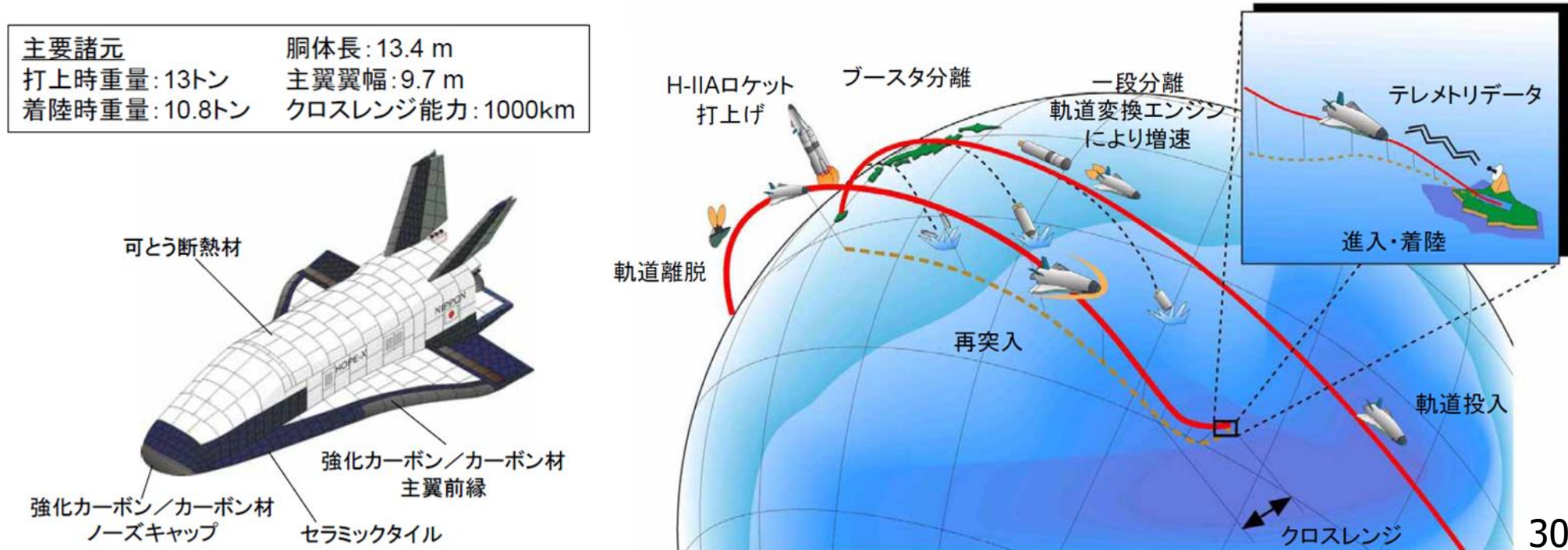
プロジェクト目的

従来のロケット技術による輸送コストと比べ、大幅なコスト低減が可能な再使用型輸送系の技術基盤の一環として、HOPE-Xの開発を進め、飛行実験を実施する。これにより、無人有翼往還機の主要技術の確立を図るとともに、将来の再使用型輸送機の研究に必要な技術蓄積を図る。

(「宇宙開発政策大綱」、宇宙開発委員会、1996年1月24日改訂)

プロジェクト概要

打上げから再突入、着陸に至る各フェーズのシステム技術・要素技術を一度で実証するために、種子島から打上げ、軌道を約一周後再突入し、クリスマス島に帰還する飛行計画を設定した。



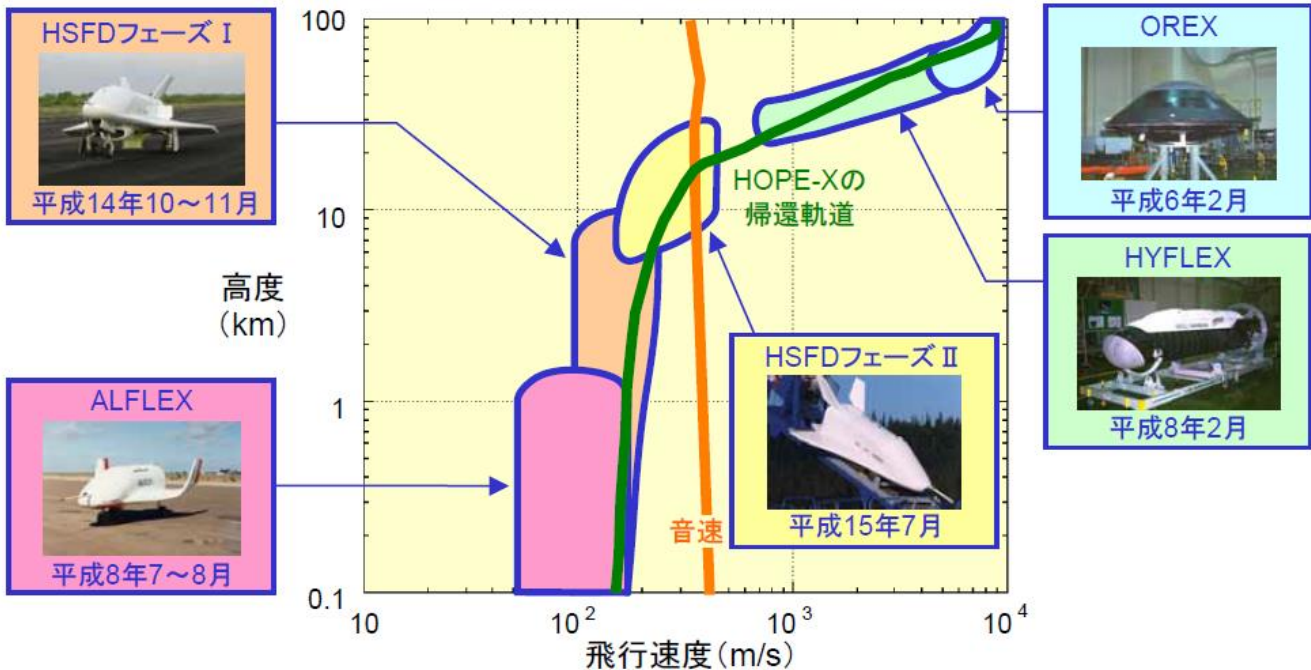
2.1 再使用型輸送システムに関する研究開発

(1) 有翼往還機HOPE-X

プロジェクト実績

- HOPE-Xを一気に開発することは難しいため、HOPE-Xの帰還軌道を分割するように、各小型実験機の飛行範囲を設定し、各フェーズ・速度域での主要な要素技術の確立を図った。
- 1994～2003年、軌道再突入実験(OREX)、極超音速飛行実験(HYFLEX)、小型自動着陸実験(ALFLEX)、高速飛行実証(HSFDフェーズI&フェーズII)を実施
- 1997年度HOPE-Xの開発着手。実機製作凍結時点までに、基本設計及びエンジニアリングモデル開発試験を実施し、開発仕様を確定。
- 2000年8月、将来の再使用型輸送系の研究開発の姿の十分な検討を実施するため、当面、実機製作を凍結し以降は、再使用型輸送系に共通的な基盤技術や要素技術に係る研究開発を実施

HOPE-X開発におけるステップバイステップのアプローチは、各実験機において開発要素(リスク)を絞ること、確実にかつ短期間で成果を得ることができ、技術開発において極めて有効な手法であった。



2.1 再使用型輸送システムに関する研究開発

(1) 有翼往還機HOPE-X

プロジェクト全体の成果

本プロジェクトで下記の要素技術を確立及び向上させた。

		小型実験機で確立した主な技術	HOPE-Xで見通しを得た主な技術	技術活用
システム技術		各速度域に限定したシステムを設計する技術	打上げから再突入、着陸までの一貫した飛行を可能とするシステムを設計する技術	
要素技術	空力	各速度域の空力特性推定技術 空力加熱推定技術	全速度域を統合した空力設計技術	HTV小型回収カプセル, CALLISTO, RV-X, D-SEND#2
	構造	耐熱構造設計技術(カーボン/カーボン材耐熱構造)	実機レベルでの構造設計技術 複合材主構造設計技術(カーボン/ポリイミド材主構造等)	CALLISTO(検討中)
	熱防護	耐熱材料開発技術(カーボン/カーボン材、セラミックタイル、可とう断熱材)	実機レベルでの熱防護設計技術 システム熱設計技術	HTV小型回収カプセル, CALLISTO, 航空機のタービン部品
	飛行制御 アビオニクス	航法技術 軌道離脱誘導技術 極超音速誘導制御技術 遷音速誘導制御技術 進入着陸誘導制御技術 地上走行誘導制御技術	打上げ制御技術 冗長管理技術 耐熱アンテナ技術 エアデータ計測技術 通信ブラックアウト終了後の再捕捉技術	HTV小型回収カプセル, CALLISTO, RV-X
	推進・動力 機械装備	(既存技術の適用)	推進系設計技術(軌道変換エンジン、姿勢制御スラスト) 油圧アクチュエータ系技術 高速タイヤ技術	

2.1 再使用型輸送システムに関する研究開発

(2) 再使用ロケット実験機RVT

目的

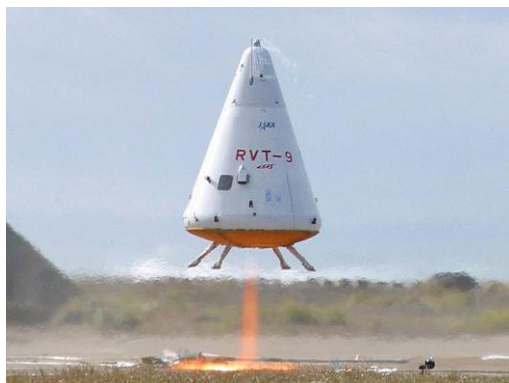
将来の再使用型宇宙輸送システムの構築に向けた普遍的な技術課題への取り組みとして効率的な繰り返し飛行運用を行うロケットや宇宙飛翔体のシステム構築とこれに必要な要素技術の研究を広範囲に行い、要素技術研究の成果を実験機に搭載して以下を主目的とした繰り返し飛行実証を実施した。

繰り返し飛行のシステム構築手法と基礎的要素技術の研究

- ①繰り返し飛行の設計／運用経験の蓄積 ②耐久性／寿命管理設計を施した推進系の実証
- ③離着陸飛行の技術習得 ④要素技術の実証機会提供の実践

繰り返し飛行実証等の実績

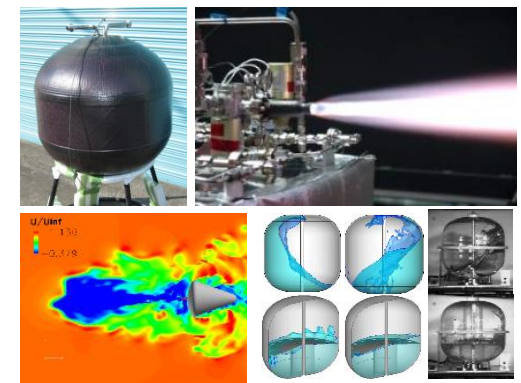
1998年から2007年までに3シリーズ計8回の離着陸実験、多数回のシステム地上燃焼実験を実施した。また、極低温複合材タンク、水素／酸素RCS、極低温推進剤スロッシング、垂直着陸空力特性など、将来の宇宙輸送システムの構築に普遍的に必要な要素技術の研究に取り組み、得られた成果を実験機に取り組んで飛行実証した。



RVT離着陸実験



繰り返し飛行運用の実践



要素技術研究への取り組み

2.1 再使用型輸送システムに関する研究開発

(3) 観測ロケット・再使用観測ロケット

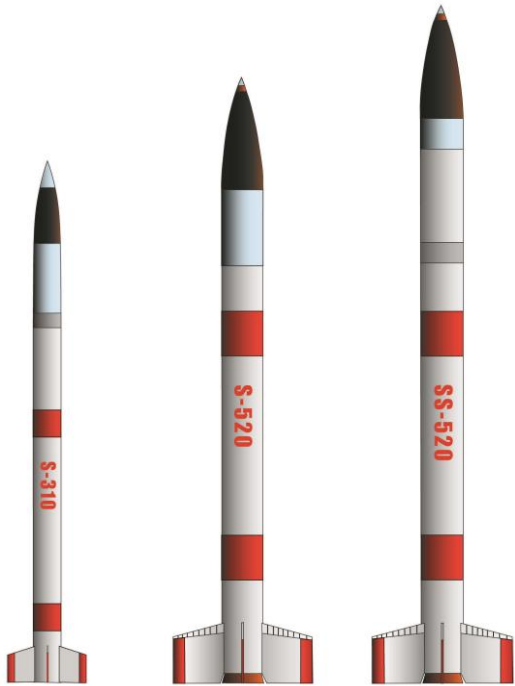
観測ロケット(現在運用中)の概要

- 約10分間の弾道飛行により、観測ロケット特有の飛翔領域を活用した高層大気・宇宙科学観測や工学技術実証実験を実施。
 - 実験内容に応じ、固体燃料をベースの3種類の小型ロケット（使い切り型）を使い分け。
 - 人工衛星では実現が難しい高度100km～300kmに渡る超高層大気の垂直構造を直接観測
- 観測ロケット実験を通じた国内研究者・技術者育成プラットフォームを構築し、宇宙工学・先行技術等飛行実証基盤を強化。

(例) SS-520 5号機(2018年2月)において、民生品を適用したロケット・衛星の技術開発を行い、3kg程度の超小型衛星の軌道投入、搭載品の軌道上実証に成功。
- 観測ロケットの運用技術を洗練化することで、即応型運用基盤技術等を蓄積。



SS-520 5号機
打上げ



	S-310	S-520	SS-520
全長	7.1m	8.0m	9.7m
直径	0.31m	0.52m	0.52m
打上げ時重量	0.7ton	2.1ton	2.6ton
到達高度	150km	300km	800km
飛行時間	約7分	約10分	約15分

2.1 再使用型輸送システムに関する研究開発

(3) 観測ロケット・再使用観測ロケット

再使用観測ロケットの目的

① 観測ロケット運用コストの大幅削減

打上コストの大幅削減と実験環境の革新を図り、
宇宙実験参加の敷居を飛躍的に下げる

性能目標 : 高度100km以上に100kgのペイロードを打上げ、発射点に帰還

運用方法 : 最短1日2回打上げ、100回再使用

運用コスト目標 : 現行観測ロケットS-310の1/10



② 観測ロケット飛行機会の利用活性化

質的に異なる実験機会を提供し、利用の活性化を図る。(ペイロード再使用、高頻度繰り返し等)

ユーザが関心のある利用用途 : 大気物理(超高層大気・磁気圏プラズマ)

微小重力科学

③ 再使用ロケットシステム構築技術の習得および高頻度繰り返し運用の実証

宇宙輸送コストを飛躍的に削減する宇宙往還システムの実現を目指し、この実現に必要な繰り返し飛行運用や故障許容システム, 寿命管理設計や信頼性設計技術, 軽量の構造・材料および推進システム等の基礎技術の開発・実証を行う。

2.1 再使用型輸送システムに関する研究開発

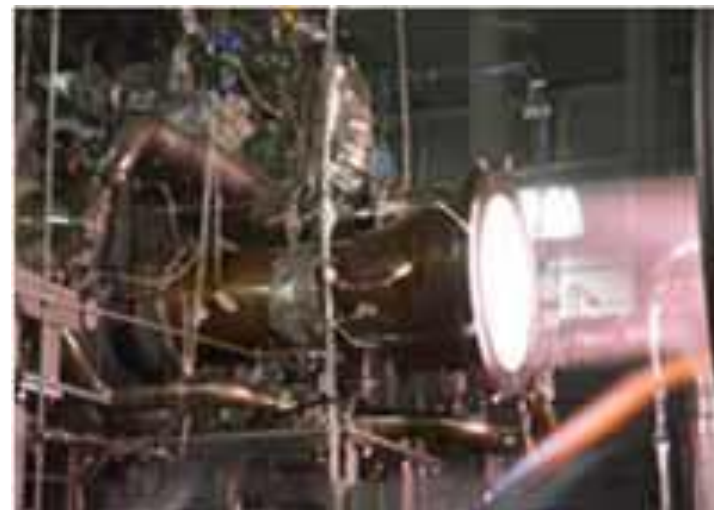
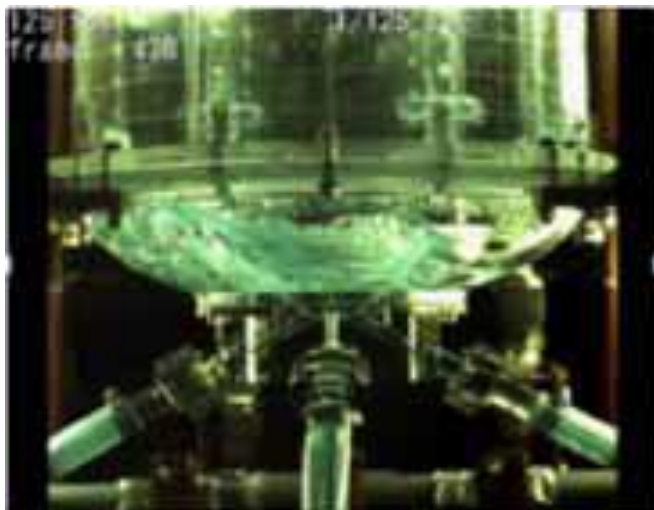
(3) 観測ロケット・再使用観測ロケット

技術実証の実績

- 2008年、実証計画が宇宙工学委員会での審査を通過しプリプロジェクト化
- 2010年、再使用・観測ロケットの実現に向けて8つの技術課題を抽出。技術実証試験によって技術課題を解消することを目的とした再使用・観測ロケット技術実証プロジェクトを宇宙科学研究所内プロジェクトとして立ち上げ
- 2016年、再使用・観測ロケット技術実証プロジェクト終了。各種技術課題の解決を実施

成果適用

技術実証試験にて確立された要素技術(再使用ロケットエンジン・推進薬管理技術・寿命管理設計など)は再使用型宇宙輸送システムの小型実験機(RV-X、CALLISTO)に適用されている。

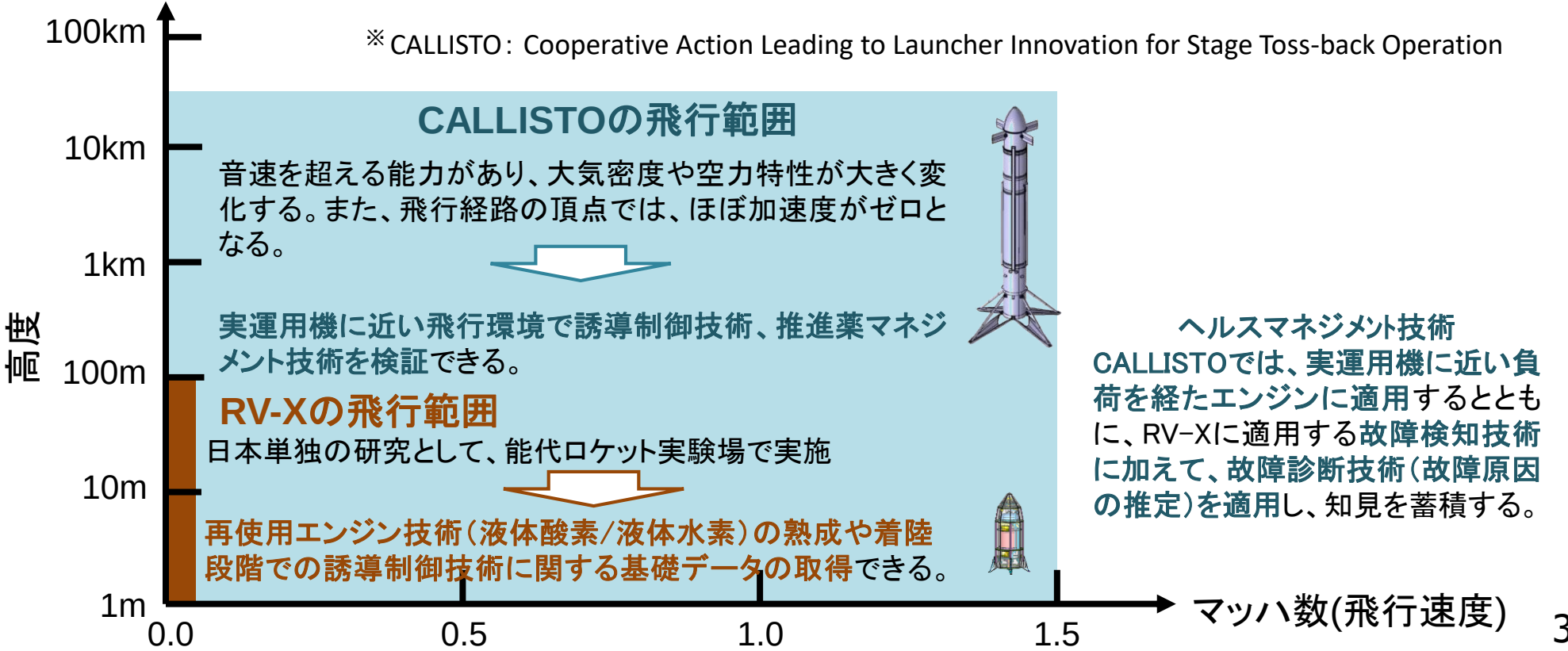


2.1 再使用型輸送システムに関する研究開発

(4) 一段再使用飛行実験

概要

- 再使用型ロケットで先行する米SpaceX社などの打上げ急増を受け、宇宙基本計画の「再使用型宇宙輸送システムの研究開発」において工程表に明記されている「一段再使用飛行の実現に向けた取組」に基づき、飛行実験を計画している。
- HOPE-Xプロジェクトを踏襲し、2段階の小型実験機でリスクを抑えつつ飛行領域を拡大を計画しており、着陸段階での基礎データ取得などを国内体制で行うRV-Xの成果を反映する形で、CALLISTOを実施して技術実証を達成する



2.1 再使用型輸送システムに関する研究開発

(4) 一段再使用飛行実験

1段再使用飛行実験の意義(1/2)

- 宇宙輸送システム長期ビジョンに示された中心課題(下表)のうち、システムレベルによる飛行実験で技術成熟度の向上が図れるものへの取り組みとなる(下線部)。
- 中でも1段再使用に必須のキー技術である、①誘導制御技術、②推進薬マネジメント技術、③ヘルスマネジメント技術、を獲得することができる(次ページに各技術を補足)
- CALLISTOで獲得する要素技術及びシステム技術については、適用できるものから順次適用し、多様な輸送要求への対応強化等を目指す。

A. システム技術

- ①高頻度繰り返し運航のシステム技術(機体を帰還させるための誘導制御、推進薬管理技術含む)
- ②故障許容安全設計技術
- ③超軽量化、推進系の高性能化によるシステム構築
- ④耐空性、有人化など安全基準の確立

B. 超軽量化・熱構造技術

- ①ナノマテリアル技術
- ②複合材構造設計の高度化技術
- ③再生冷却構造等の冷・熱構造の一体設計技術
- ④高温強度の高い複合材技術
- ⑤耐熱素材技術を用いた熱構造の革新技术

C. 推進系技術

- ①ロケットエンジン
 - #寿命管理設計、フェールセーフなシステム技術
 - #性能向上、軽量化、高度補償ノズルなどの新技术
- ②エアブリージングエンジン
 - #超音速燃焼、熱交換器、インテーク技術
 - #機体統合サーマルマネジメント

D. ヘルスマネジメント技術

- ①エンジンヘルスマニタリング技術
- ②構造・統合機体ヘルスマネジメント技術
- ③自律的飛行管制・飛行運用技術
- ④飛行間点検・整備・運航におけるヘルスマネジメント技術(再打上げまでの効率的な地上整備運用)

上図は「再使用型ロケットの研究開発について」(宇宙政策委員会 宇宙産業・科学技術基盤部会 第40回会合資料、平成30年9月5日)より引用

2.1 再使用型輸送システムに関する研究開発

(4) 一段再使用飛行実験

1段再使用飛行実験の意義(2/2)

● 補足: キー技術の獲得

キー技術	概要	RV-X	CALLISTO
①誘導制御技術	- 大姿勢展開、フィンによる空力誘導や着陸などを含んだ帰還フェーズの誘導制御技術 - Falcon9とは異なる形態のシステム(有翼形態等)にも適用できる機能を検討中	△ 着陸フェーズ	○ 全フェーズをカバー
②推進薬マネジメント技術	- 帰還のための大姿勢変更の際に生じる推進薬の激しい揺動に対する重心、圧力や推進薬の制御技術 - JAXAが開発したメッシュを用いる液面保持デバイスは大幅な軽量化が可能	NA	○ 低重力環境で推進薬マネジメントを実証
③ヘルスマネジメント技術	- 再打上げまでの効率的な地上整備運用を目的とした技術 - 故障モードごとに適切な非破壊検査、故障予知・診断(モデルベースおよびデータ駆動)を適用し、より一層の確実性を向上させるとともに従来行われてきたエンジン取外し/分解を行わないことで点検整備期間を短縮	△ エンジン燃焼室とターボポンプの一部に試行	○ エンジンシステムに拡張し、機体再整備プロセス全体を評価

2.1 再使用型輸送システムに関する研究開発
(4) 一段再使用飛行実験

国際協力によるCALLISTO実施の枠組みについて

- CNESの広大な実験場による広い飛行領域や効率的な技術獲得、費用効率化の側面から、大きなメリットがあり、CNES/DLRとの国際協力の枠組みは効率的である(下表)。

実施方法	メリット	デメリット
CNES/DLRと3機関共同	● 費用の効率化 － 地上設備(バージ船含む)を担当するCNESの負担が大きくなっており、JAXAの割合は全体の約4分の1と、費用対効果は高い。 ● 実験機の開発や運用に必要な人的リソースを確保可能 ● CNESが管理する広大なギアナ宇宙センターで意義の高い飛行実験が可能 ● 共同で行うシステム設計を通して、他国が得意とする技術(例えば、DLRの脚の設計技術など)を学べる。	● 日本側が持つ優位技術が流出する可能性がある。 ⇒ 知財化で対応可能。また、サブシステムの設計に関わる詳細な情報・データは共有しない方針で合意している。
JAXA単独	● 日本側が持つ優位技術を他国に供与することで利益を得られる可能性がある。	● 150億円以上の資金が必要 ● 単独では人的リソースが不足 ● 安全に飛行実験ができる実験場を早期に確保することが困難 ● 上記課題で時間を要すると、米国だけでなく欧州からも後れを取る可能性

2.1 再使用型輸送システムに関する研究開発

(4) 一段再使用飛行実験

RV-X(高度100m飛行実験)の概要

- 2016年より実験機構築を開始
- 2018年10月、第1回地上燃焼試験を実施し、エンジン基本性能・推進系機能特性・システム運用特性・各種環境特性データを取得した
- 2020年3月、第2回地上燃焼試験を実施し、エンジン高度機能特性・推進系高度機能特性・構造系機能・地上設備運用機能・航法誘導制御機能特性・高頻度繰り返し運用の実現性を確認する予定
- 2020年、飛行試験を実施し、誘導制御・再使用運用を実証する予定

実験機構築 FY2016後期～FY2017

地上燃焼試験 FY2018～FY2019

飛行試験 FY2020



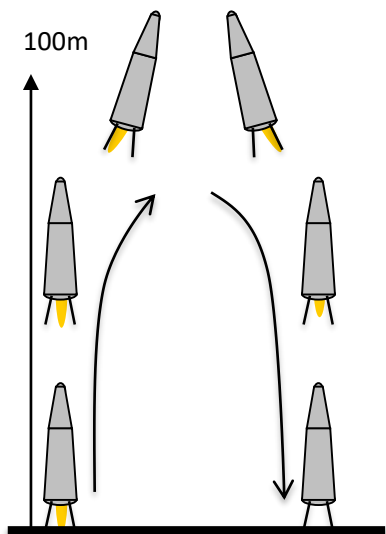
機体構築
インテグレーション



ステージ
燃焼試験



飛行
試験



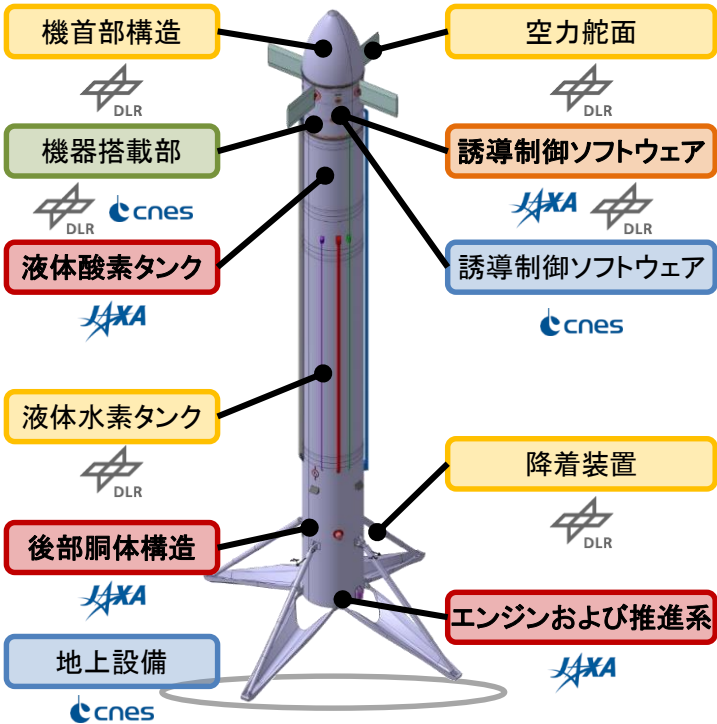
誘導制御・再使用運用の実証

2.1 再使用型輸送システムに関する研究開発

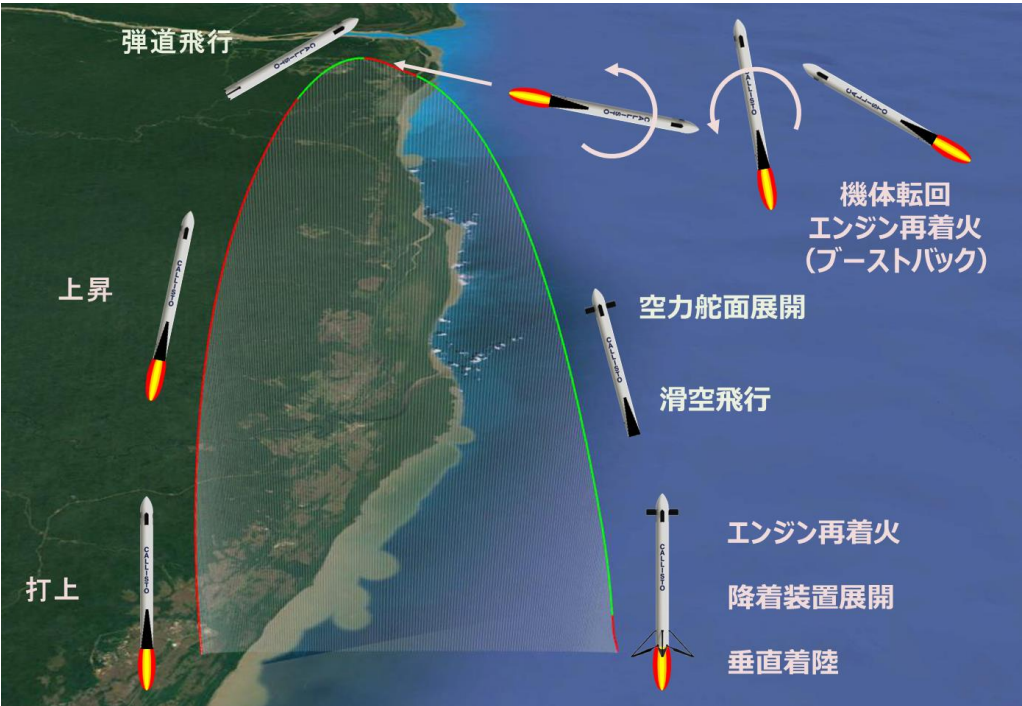
(4) 一段再使用飛行実験

CALLISTO(高度30km飛行実験)の概要

- 2017年6月に、プロジェクト計画検討のための3機関協定を締結し、概念設計を実施中
- 2018年3月に、前半作業であるミッション・システム要求の検討や主な分担(左下図)の調整等を完了
- その後、2019年度末に向けて、システム仕様(主要諸元、機能・性能など)、各機関で分担するサブシステムに対する要求、開発スケジュール等を確定させる作業を進めている。



機装検討用に作成したデジタルモックアップ(機体直径1.1m、全長13.5m)と各機関の主な分担



海上(台船)に着陸する飛行プロファイルの検討例(最高高度約36km、最高マッハ数1.6)

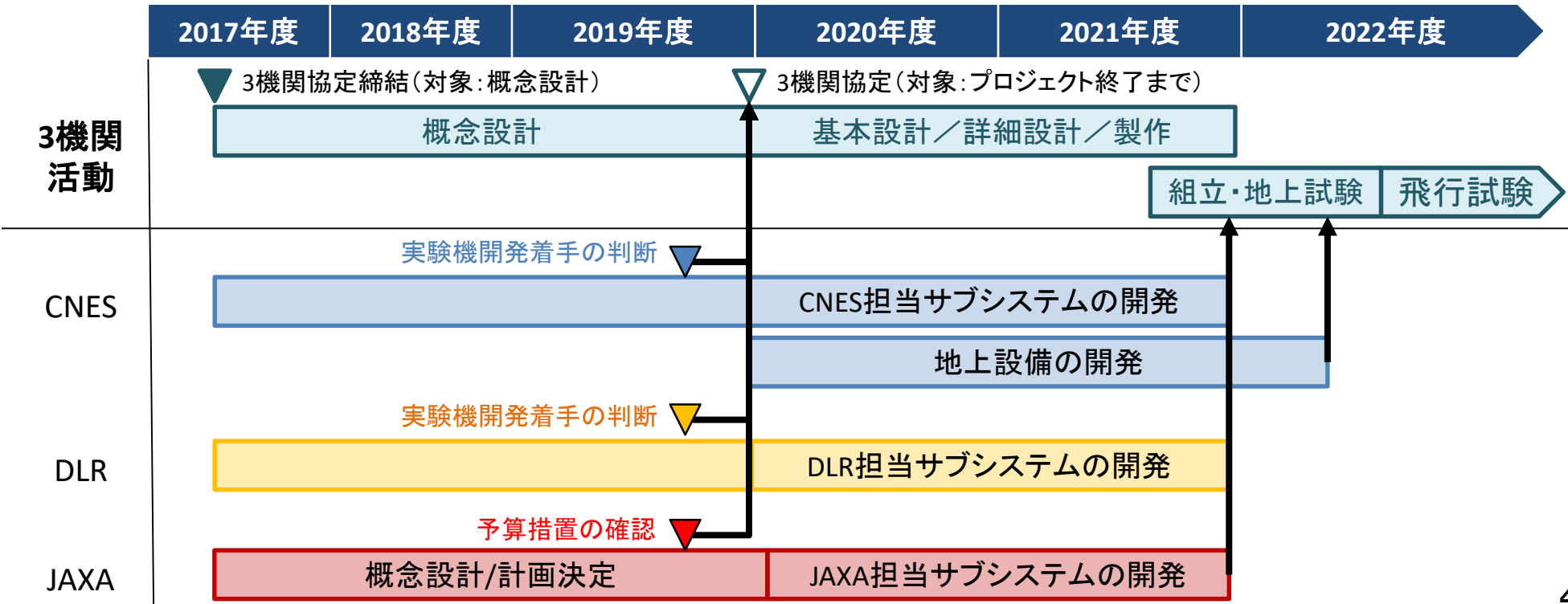
2.1 再使用型輸送システムに関する研究開発

(4) 一段再使用飛行実験

CALLISTO(高度30km飛行実験)の今後の計画

- 2019年度末:プロジェクト終了までを対象とした3機関協定締結を予定
- 2020年度:実験機の開発に着手
- 2022年度:飛行実験(ギアナ宇宙センター)を実施

欧州では、CALLISTOに続く実機スケールの実証機の成果を用いて、2025年頃に1段再使用化の有効性を見極める予定である。そのため、CALLISTOについては、2022年の飛行試験実施が必達目標であるとCNESが表明している。



2.1 再使用型輸送システムに関する研究開発

(4) 一段再使用飛行実験

■ CALLISTO後の展望

- CALLISTOで得たデータにより、1段再使用化の技術的・経済的な有効性等の評価を行い、日本もFalcon9等と同様に、大型ロケットの1段再使用化に進むかどうかを検討する。
- CALLISTOは、宇宙輸送システム長期ビジョンに示された将来輸送系の中心課題への対応として、誘導制御技術やエンジン技術等、日本に強みのある技術領域を高度化しシステムレベルで実証するものであり、基盤技術の強化に資する有効な取り組み。
- CALLISTO成果の見極めと並行して、基幹ロケットへの適用可能性について検討を進めると共に、サブオービタル事業等、民間輸送事業への活用にも取り組む。

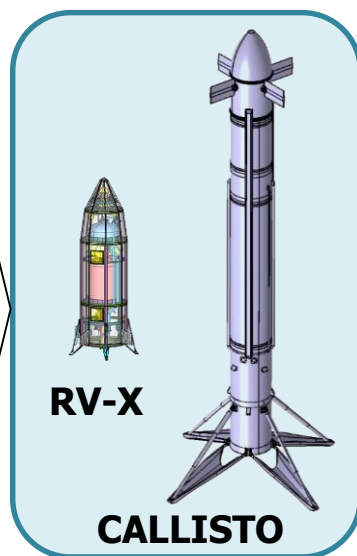
JAXAが強みを
有するキー技術

誘導制御技術

推進薬マネジメント
技術

ヘルスマネジメント
技術

次世代の多様なシステムに広く応用できるよう技術レベルを高め、システムレベルで実証



成果を評価し
大型ロケット
の1段再使用
化に進むかど
うかを検討

基幹ロケットの部分
再使用化に向けた
研究開発

使い切りでのさらなる低コスト化
や、抜本的にコスト低減できるシ
ステムに向けた研究開発

民間輸送系事業(サブオービタル事業)への適用



2.2 推進系技術に関する研究開発

(1) LNG推進系の研究

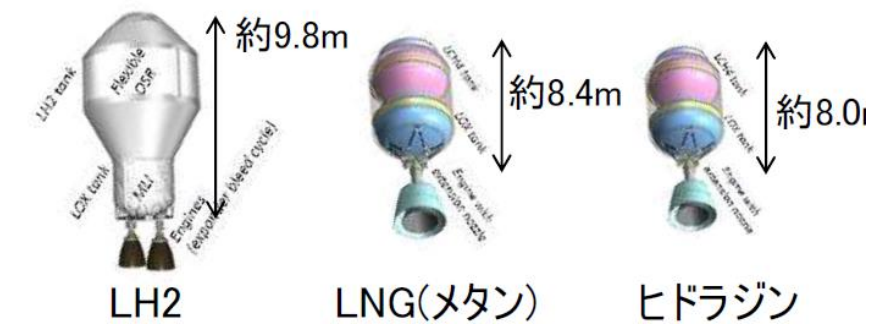
研究目的

水素推進系に加えて、LNG推進系技術を確保することにより、次世代の輸送系研究開発における多様性を確保する。

LNG推進系の特徴

- ①高い推進剤密度 ②低コスト ③比較的高い比推力 ④液体水素より高い貯蔵性 ⑤高い安全性
- 大推力のエンジンが実現し易い
 - 機体質量は液体推進系と比べて重い
 - 冷凍機の搭載により質量の軽い長期ミッション用機体の実現し易い

項目		LNG推進系	水素推進系
推進剤密度[kg/m3]		423	71
比推力[s]		313～375	446～466
貯蔵性	蒸発率[%/day]	0.66以下	2.5以下
	冷凍機性能	効率5[%] 質量25[kg/台]	効率1[%] 質量280[kg/台]
安全性		漏れ難く、 爆発し難い	漏れやすく、 拡散しやすい



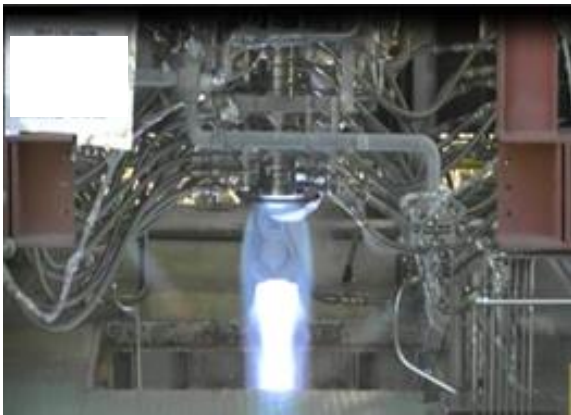
推進種による火星ミッション用軌道間輸送機サイズ比較例

2.2 推進系技術に関する研究開発

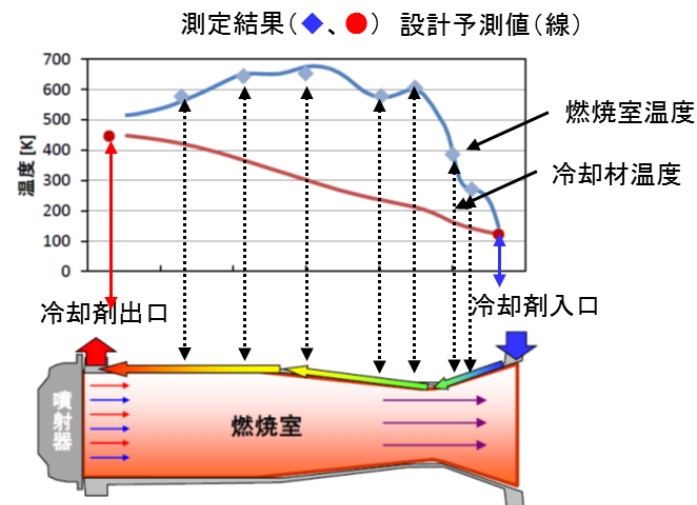
(1) LNG推進系の研究

進捗状況(LNGエンジン開発)

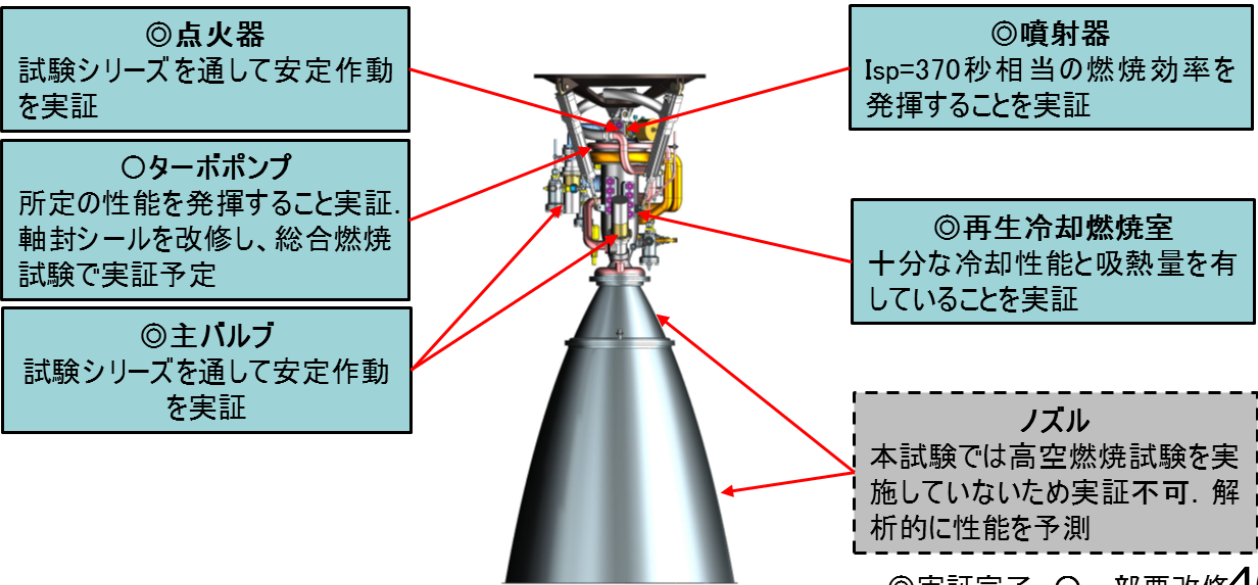
- 2012年度までに獲得した基盤技術(システム設計、解析、アブレータ冷却方式燃焼室、等)を踏まえ、2013年度からは世界トップレベルの燃費性能を目指して再生冷却方式燃焼室の研究開発に取り組んだ。
- 高性能化の主要素である燃焼室と噴射器が設計通りの特性で作動する事を燃焼試験で確認し、比推力約370秒を実現する燃焼効率97%を試作試験で実証した。
- これにより、LNGエンジンの主要コンポーネントのうち、ターボポンプ、燃焼室、噴射器、主バルブ、点火器についてTRL(技術成熟度レベル)4の技術を獲得した。



試作試験の様子



燃焼室各部と冷却剤の温度測定の実例

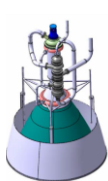


2.2 推進系技術に関する研究開発

(1) LNG推進系の研究

世界のLNGエンジン研究との比較

日本は、再生冷却燃焼室の研究により、世界トップレベルの性能(比推力)を実証。

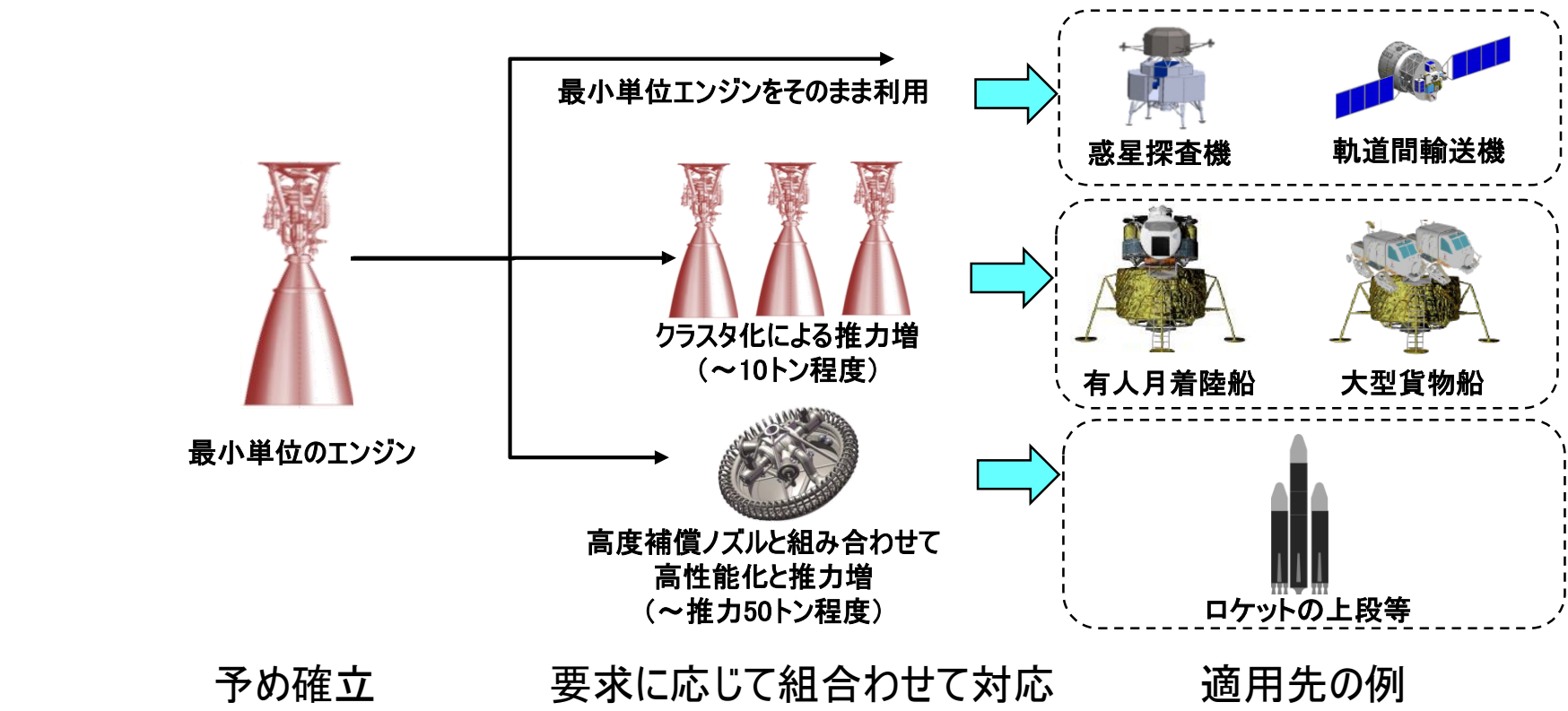
	米国			欧州			日本		
名称	BE-4	Raptor	HD4-LT	PROMETEUS	ACE-42R	MIRA	LE-8	30kN級	30 kN級
									
開発元	Blue Origin	Space X	NASA	CNES	Airbus Safran	ASI/AVIO	JAXA	JAXA	JAXA
搭載機体	Vulcan 1 st EG	BFR (火星往還機)	Morpheus	実証用エンジン	Space Plane	Vega-E 3 rd EG	GX 上段	研究	小型有翼ロケット
推力(真空)[kN]	2400	1900	19	1000	420	98	107	30	30
比推力(真空)[sec]	330～	375	320～	326～	340～	364	313	335	370
EGサイクル	オリッチ二段燃焼	フルフロー二段燃焼	タンク加圧式	ガスジェネレータ	ガスジェネレータ	フルエキスパンダ	ガスジェネレータ	タンク加圧式	フルエキスパンダ
推進供給方式	ポンプ式	ポンプ式		ポンプ式	ポンプ式	ポンプ式	ポンプ式		ポンプ式
燃焼室形態	再生冷却	再生冷却	フィルム冷却	再生冷却	再生冷却	再生冷却	アブレータ	アブレータ	再生冷却
実証燃焼試験年	2017～2018年	2016～2018年	2012年	2020年(予定)	2019年以降(予定)	2014年(露と共同)	2009年	2012年	2018年度
フライト	2020年(予定)	2019年(予定)	2014年(地上試験)	2030年までに実用化	—	2025年(計画)	—	—	2021年(予定)
現状	開発中	開発中	研究開発終了	研究中	研究中	研究中	研究開発終了	研究開発終了	研究中

2.2 推進系技術に関する研究開発

(1) LNG推進系の研究

今後の取り組み

- LNG推進系は、液体水素と比して宇宙空間での貯蔵性に優れる他、漏洩や爆発の危険性が低いことから安全性などの面で優れており、軌道間輸送機等での利用が見込まれる。
- 軌道間輸送機等として今後様々なミッションと宇宙機が考えられるが、様々なニーズ(推力等)に素早く低コストで対応し、コンポーネントの組み合わせで様々な仕様を実現するモジュール化 (Integrated Modular Rocket Engine; IMRE) のコンセプトについて研究中である。

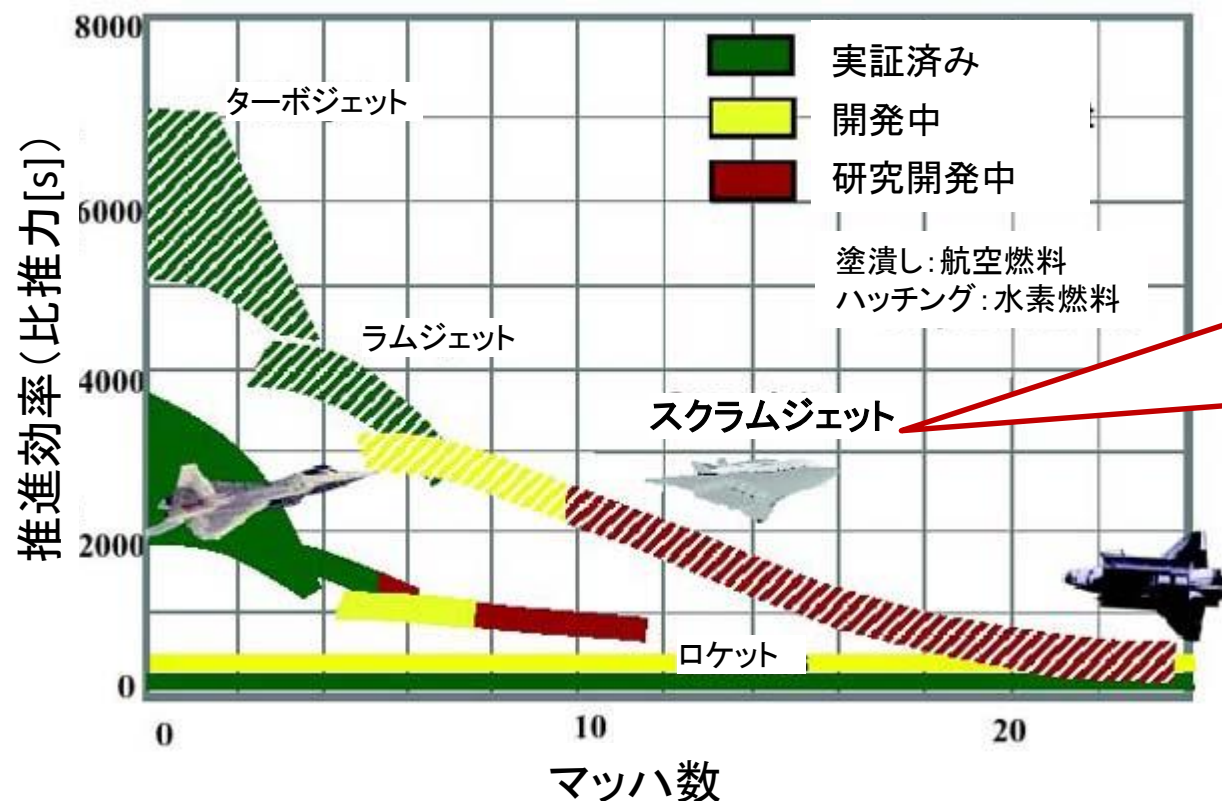


2.2 推進系技術に関する研究開発

(2) エアブリージングエンジンの研究

エアブリージングエンジン概要

- 現在、極超音速(マッハ5以上)の飛行には、主に、水素や炭素系燃料と液体酸素等の酸化剤を推進薬とするロケットエンジンが使用されている。しかし、この場合、重い酸化剤を搭載するため、ロケットエンジンの推進効率を示す比推力は、最大でも460秒程度。
- これに対し、大気中の酸素(酸化剤)を吸い込み燃料を燃やすエアブリージングエンジンは、推進効率を数千秒台まで飛躍的に向上することが可能(下図)。



超音速で作動させるエアブリージングエンジンである「スクラムジェット」は、極超音速域で最も推進効率の良いエンジン

極超音速巡航機や宇宙機へ応用が期待される

2.2 推進系技術に関する研究開発

(2)エアブリージングエンジンの研究

研究概要

宇宙基本計画工程表(平成30年12月11日宇宙開発戦略本部決定)に記された「エアブリージングエンジン搭載システムについて、関係機関との連携も含め、主要技術の効率的な獲得」に基づき、ロケットとスクラムジェットエンジン技術を有するJAXAのHeritageを生かし、エアブリーザ搭載型の有翼完全再使用機の実現を目指している。

実績

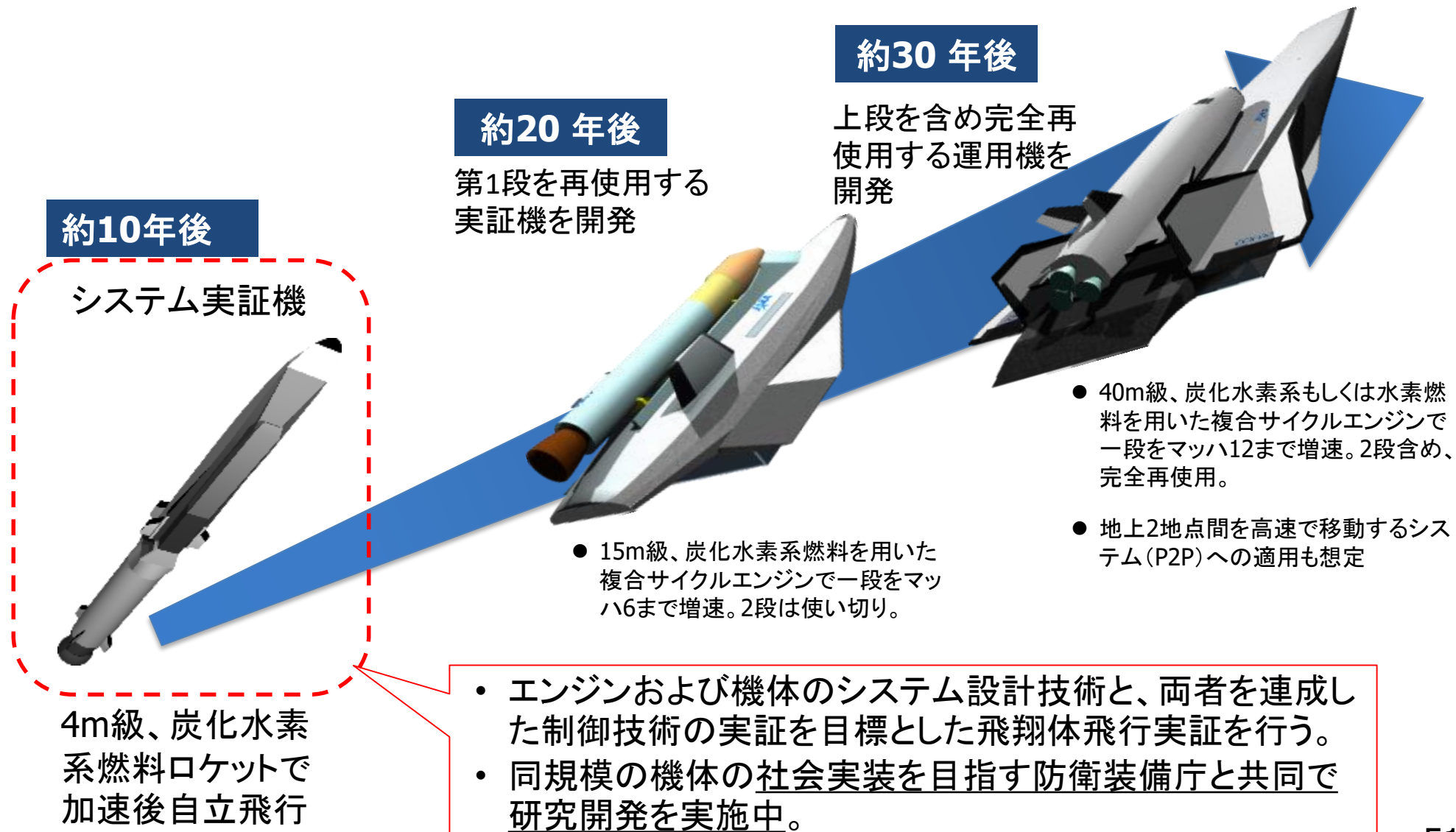
- 水素ベースの高効率エアブリーザエンジン実現を目指して80年代から基礎試験を開始
- 1990～2000年、ラム・スクラムジェット作動実証の活動
 - 国内唯一の極超音速エンジン風洞(ラムジェットエンジン試験設備)を整備
 - M4、M6、M8飛行条件において、エンジン抗力に打ち勝つ推力発生を確認
- 2000～2014年、ロケットエンジンと組み合わせた複合サイクル成立性検証の活動
 - 亜音速から極超音速の領域まで、複合サイクルエンジンの作動と設計手法検証を完了
 - 単一エンジンにより、各サイクルモードを実現したのは世界初
- 2015年より、エンジン飛行実証に向けた活動
 - エンジン成立、さらにはエアブリーザエンジン機成立性を実証するための飛行実証を検討中



2.2 推進系技術に関する研究開発

(2)エアブリージングエンジンの研究

今後の計画: 米国Robust scramjet計画と同様の、段階的技術向上・実証によるアプローチをとる計画。

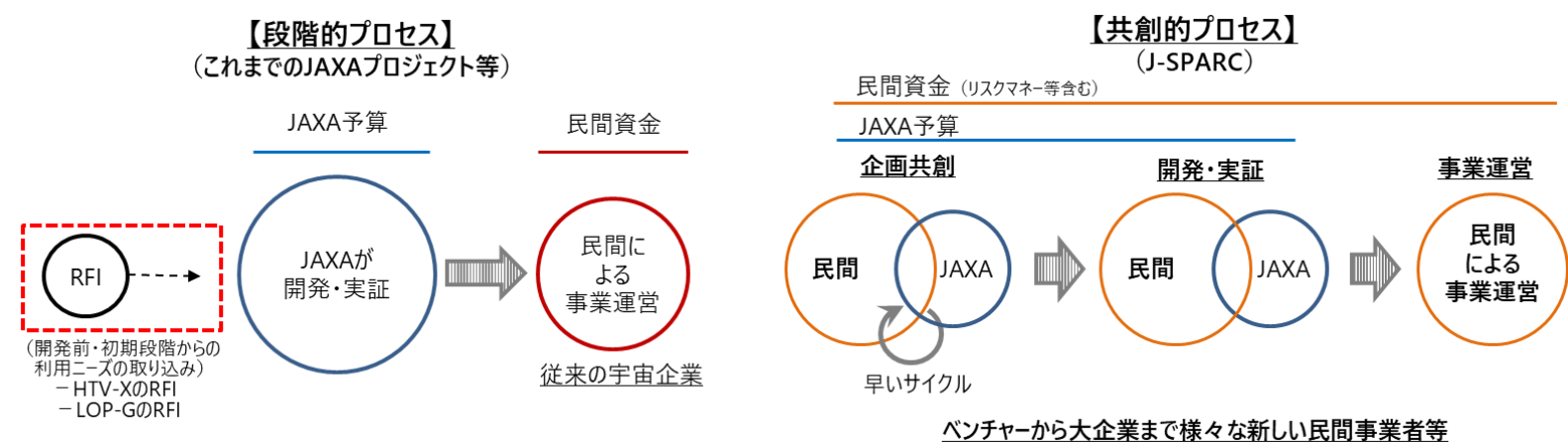


J-SPARCの概要

- 異分野融合等によるオープンイノベーションの取組により、宇宙分野に閉じることのない技術革新の実現を目指し、民間事業者等を主体とする事業を出口としつつ、民間事業者等とJAXAがそれぞれの強み・リソース持ち寄り技術開発・技術実証等を伴うパートナーシップ型の共創型プログラムである(2018年5月より始動)。

J-SPARCにおける宇宙輸送事業の取組方針

- 宇宙産業の規模拡大には、そのボトルネックと言われる宇宙輸送系の更なる充実(低コスト化、多様化等)が不可欠である。
- 日本の宇宙輸送ベンチャー等のエコシステム構築・国際競争力向上を図るべく、JAXA自らR&Dに取り組み、個別ベンチャー企業との連携を図りつつ、オールジャパン視点も考慮し、全ての宇宙輸送ベンチャー等の事業化の成功を後押しすることで(次頁参照)、我が国の宇宙輸送サービスの更なる充実を実現する。



具体的な進め方

- 下記2階層(共通、個別)の取組みにより、共創活動を推進。

[①共通の/汎用的技術等の提供、発展]

- ・ 共通技術の発展・獲得
ベンチャーの共通課題やハードルの高い技術・サブシステムと、JAXAの技術シーズや研究テーマ等とをマッチングさせ、民間適用を前提に技術発展・獲得
- ・ 成果利活用
JAXAが保有する共通技術等を提供
⇒JAXA発ベンチャーによる成果利用事業も一案
- ・ 安全・信頼性評価、飛行・射場安全、数値シミュレーション等の支援

[②個別ニーズに応じた技術提供・支援]

- ⇒各社ニーズ、事業モデルに応じて。
- ・ 事業コンセプト、システムデザインの共創
- ・ 施設・設備等の利用機会(施設供用等)、
取得データの解析
- ・ 実証機会等の提供、実証結果の検証
- ・ 共同技術検討等による人的支援(クロアポ等)

3. JAXAによる民間事業者との共創型プログラム(J-SPARC)

J-SPARCの共創プロジェクト①有翼サブオービタル機

有翼サブオービタル事業
<2018.8.1発表>
(株)スペースウォーカー

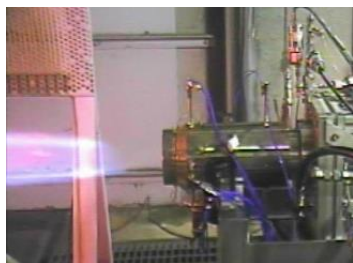
SPACE WALKER



九州工業大学(今年4月から東京理科大学)で研究中の再使用型の有翼ロケット実験機 (WIRES) 機体をベースに、IHI、IHIエアロスペース及び川崎重工とも連携しつつ、将来的には宇宙旅行サービスに挑戦。

[JAXAの主な役割] (～2020.3: 事業コンセプト共創)

- ✓ JAXAのLNG推進系エンジン研究・再使用型宇宙輸送研究成果を活かし、有翼サブオービタル事業を共創
- ✓ 同事業の技術成立性検討の支援



LNG推進系エンジン研究



HOPE-XのCG図

有翼サブオービタル事業
<2018.12.25発表>
PDエアロスペース(株)

PD AEROSPACE



1つのエンジン内でジェット燃焼とロケット燃焼を切り替えを行うエンジン「パルスデトネーションエンジン」をベースに、H.I.S.、ANA HD及び東北大学とも連携し、将来的には宇宙旅行サービスに挑戦。

[JAXAの主な役割] (～2020.3: 事業コンセプト共創)

- ✓ 高揚力機体設計等のキー技術の共同研究を通じて、有翼サブオービタル事業を共創
- ✓ 風洞試験設備等の供用、同事業の技術成立性検討の支援



調布の風洞試験設備



スペースプレーンのCG図

3. JAXAによる民間事業者との共創型プログラム(J-SPARC)

J-SPARCの共創プロジェクト②小型ロケット

小型ロケットによる宇宙輸送サービス事業

<2019.3.19発表>

インターステラテクノロジズ(株)



安定した性能かつ低コストなロケットエンジン技術の獲得により、超小型衛星打上げ用ロケット(ZERO)による輸送サービス事業に挑戦。

[JAXAの主な役割] (～2020.3: 事業コンセプト共創)

- ✓低コストロケットエンジン検討等に関する共創
- ✓角田宇宙センターの試験設備を活用した共同研究、ISTエンジニアの受入れ
- ✓「みんなのロケットパートナーズ」としてオールジャパンによる宇宙輸送事業の実現を支援。



角田の試験設備



記者発表会の様子

小型ロケットによる宇宙輸送サービス事業

スペースワン(株)



固体燃料3段式による小型ロケットにて、2021年度の事業化を目指す。射場建設予定地として、和歌山県串本町を選定。

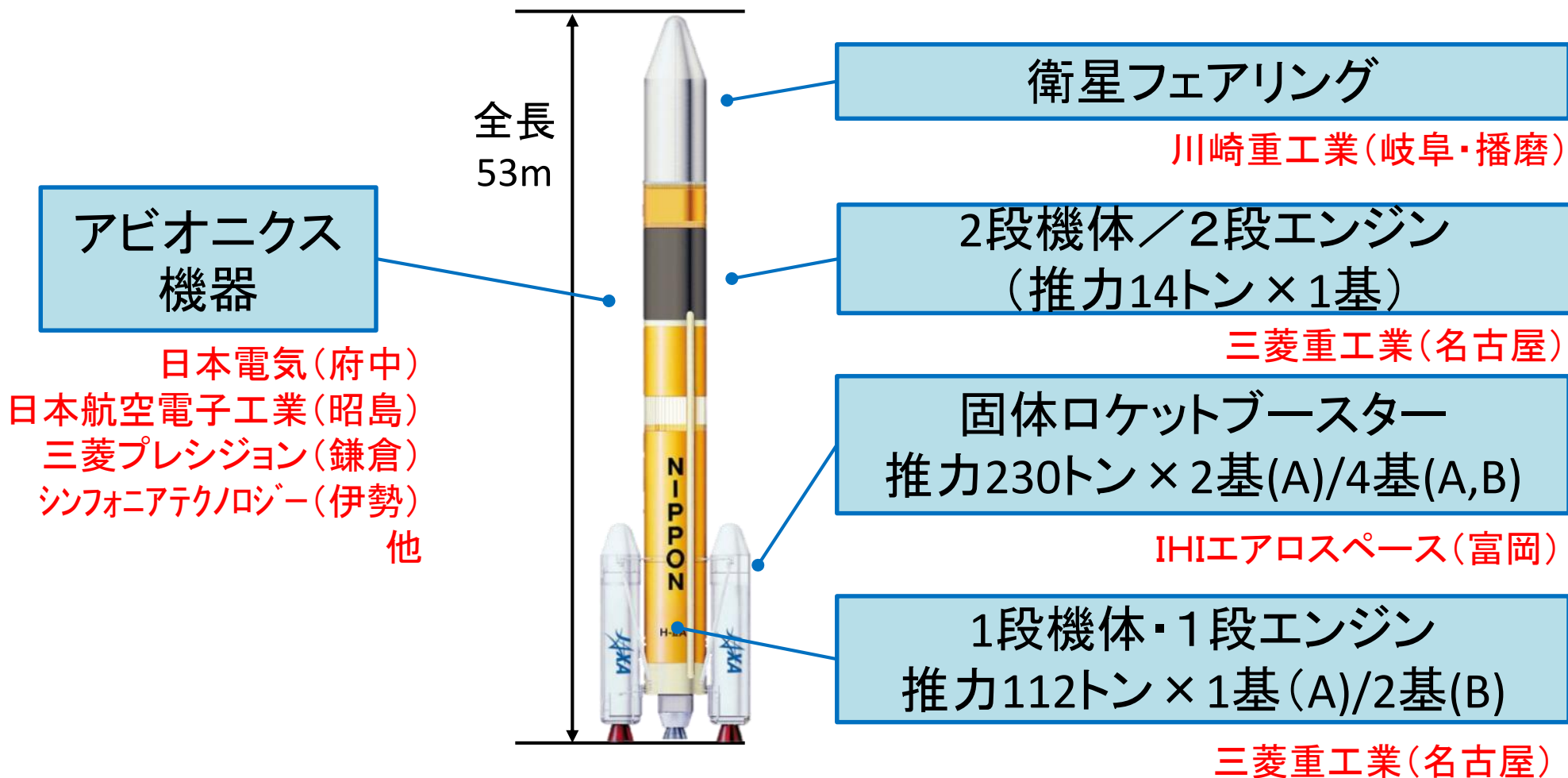
[JAXAの主な役割] (～2021年頃: 技術支援)

- ✓ JAXA共通技術文書等、JAXA保有技術基盤の活用等による技術支援

Appendix

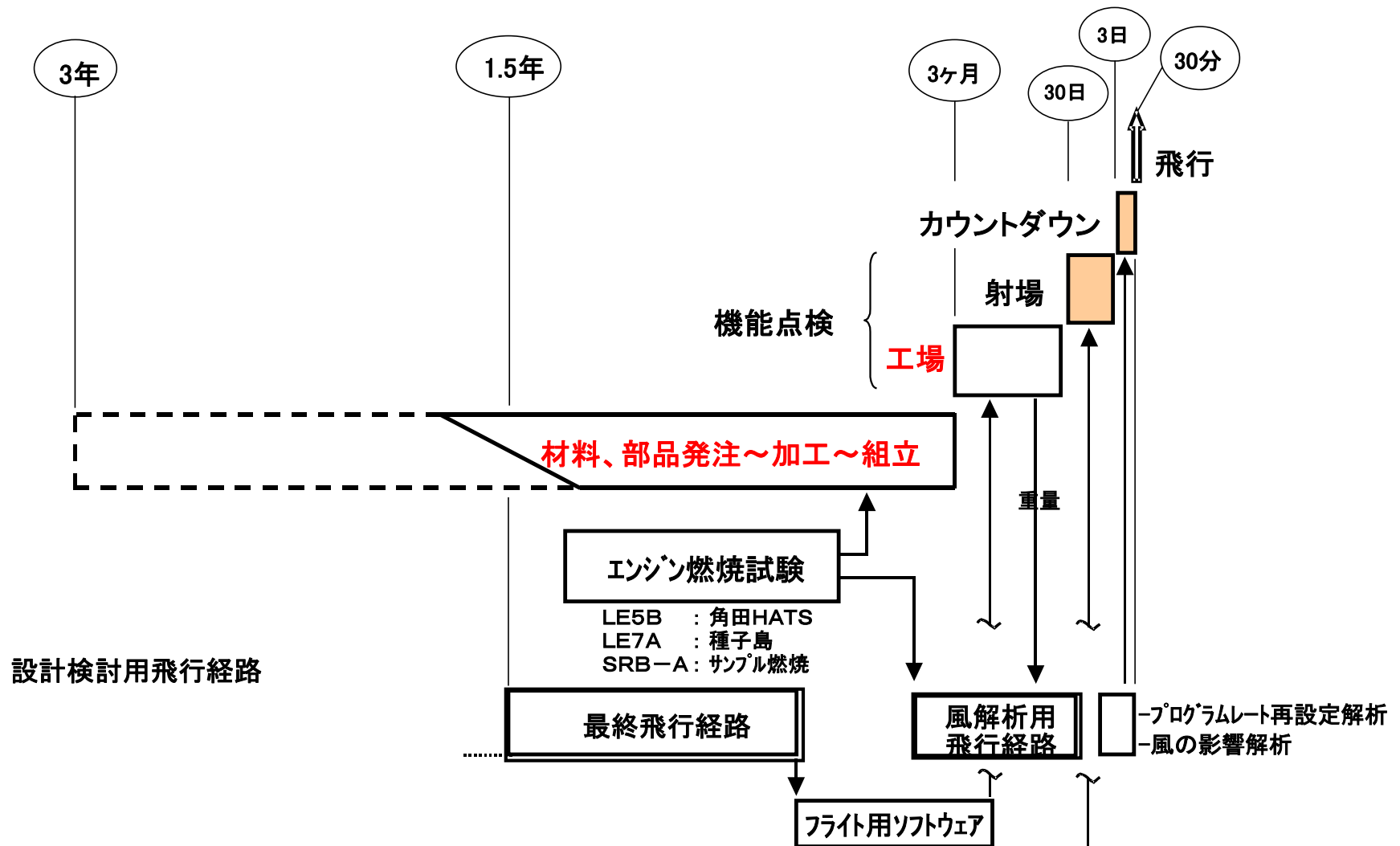
(図表集)

H-IIAロケット概要



- ブースター： 飛行初期フェーズ(大重量)の推力アシスト。より早く重力圏を離脱。
- 多段式： 段階的に機体を軽くし、より加速しやすく。
- 衛星フェアリング： 大気圏でのペイロード保護。宇宙空間到達時に即時開放。

H-IIAロケットの製造から打上げまでの流れ

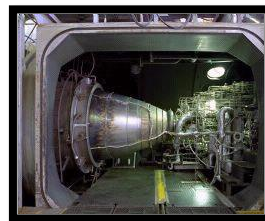


H-IIAロケットの開発・製造の主要拠点

三菱重工業株式会社
田代試験場



角田宇宙センター



IHIエアロスペース株式会社
富岡工場



筑波宇宙センター



三菱重工業株式会社
飛島工場



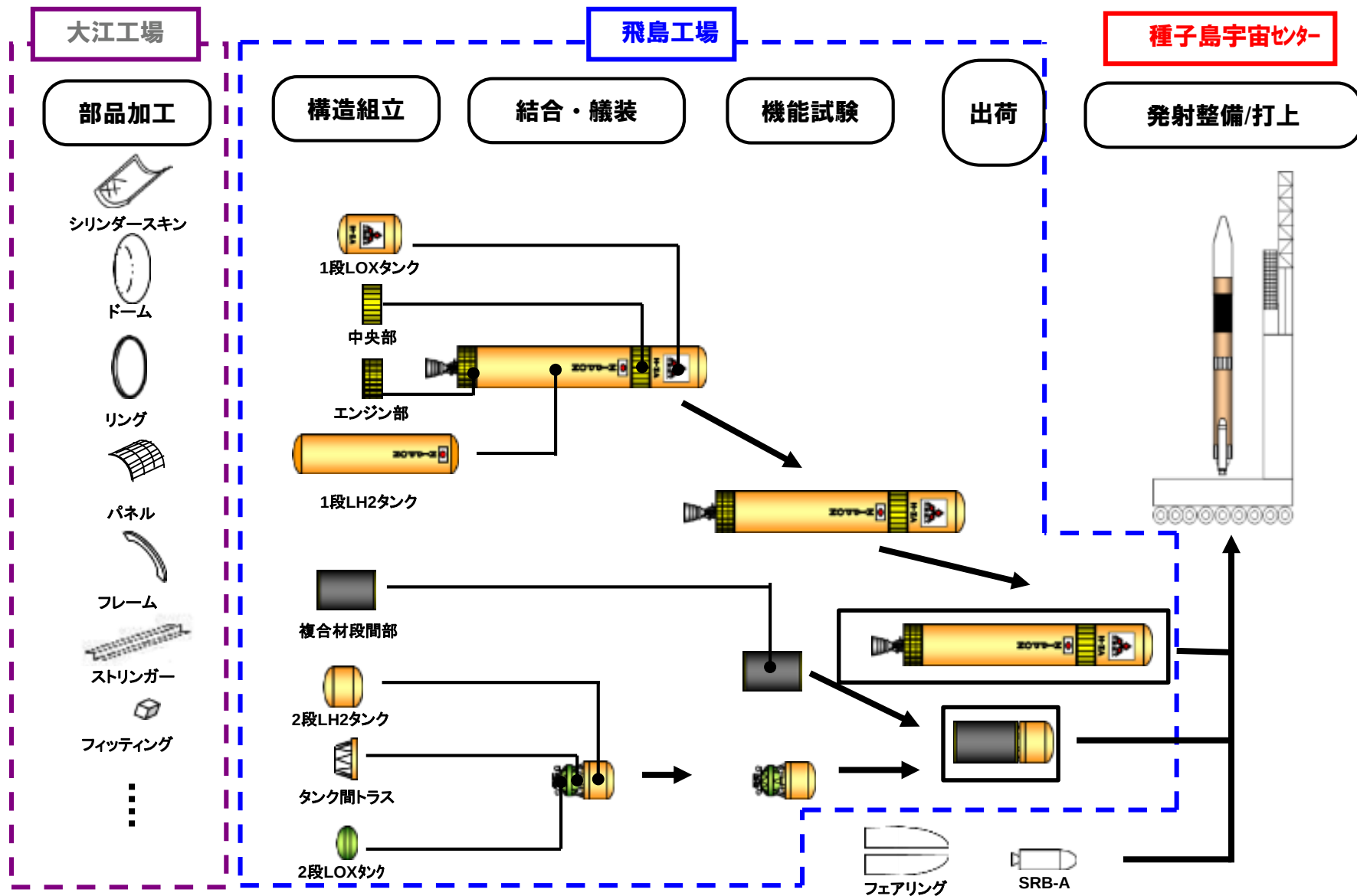
川崎重工業株式会社
播磨工場



種子島宇宙センター



H-IIAロケットの製造フロー



H-IIAロケットの製造フロー <部品加工/組立/結合・艀装>

部品の加工



炭素繊維複合材(CFRP)
による段間部



シリンダースキンのアイソグリッド加工

機体組立



1段LH2タンク(溶接後)



断熱材吹付後のタンク

結合・艀装



種子島宇宙センター

概要

1969(昭和44)年、旧宇宙開発事業団の発足とともに設立された種子島宇宙センターは、総面積約970万平方メートルにもおよぶ日本最大の宇宙開発施設である。

H-II開発時に整備された設備が多く、多くの設備が老朽化しており、メンテナンスや更新のコスト増加の課題を抱えている。基幹ロケットの事業コストを低減するため、簡素なシステムへの刷新など抜本的な対策が必要。



1. 大型ロケット発射場
2. 中型ロケット発射場
3. 液体エンジン試験場
4. 衛星フェアリング組立棟
5. X線検査棟
6. 第1衛星組立棟
7. 第2衛星組立棟
8. 広田光学観測所
9. 大崎発電所

1. 大型ロケット発射場

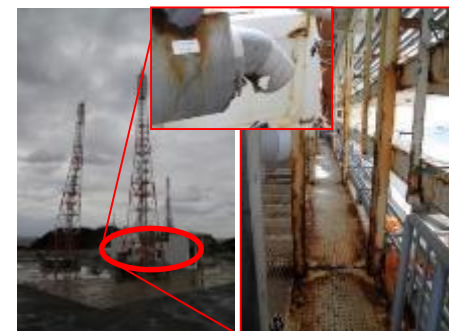


種子島宇宙センターには、H-II Aを打ち上げる第1射点と、H-II Bを打ち上げる第2射点の2つの大型ロケット発射塔が整備されている。

4. 衛星フェアリング組立棟



大型ロケットで打上げられる大型人工衛星の組立・整備・各種試験を行う施設



第二射点(LP2)
(設備老朽化の例)

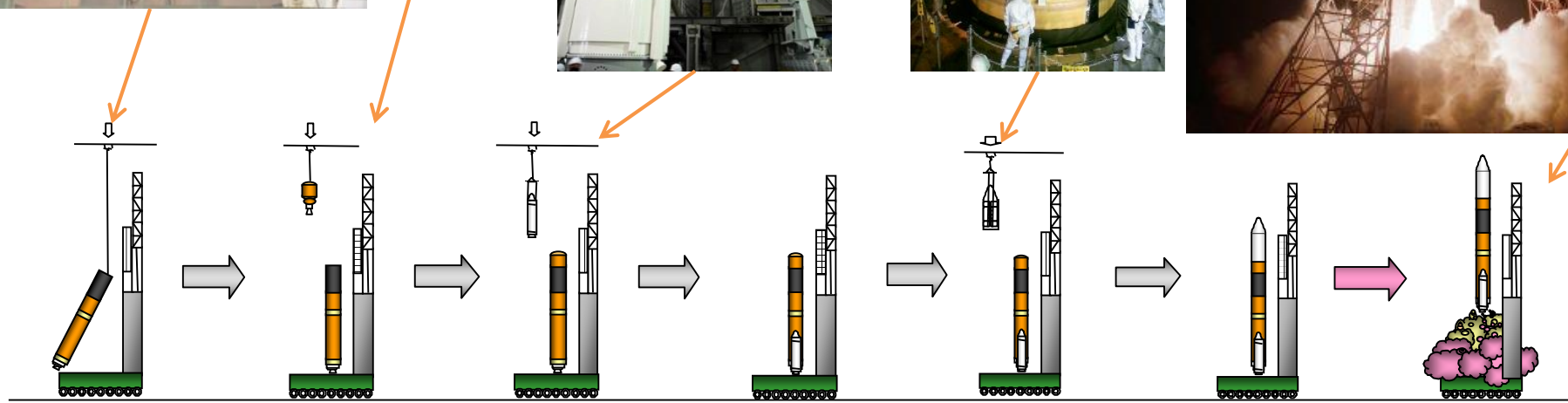
大型ロケット発射場設備



VAB内での組み立てから打上げまで



大型ロケット組立棟から射点への機体移動



第1段・第2段起立

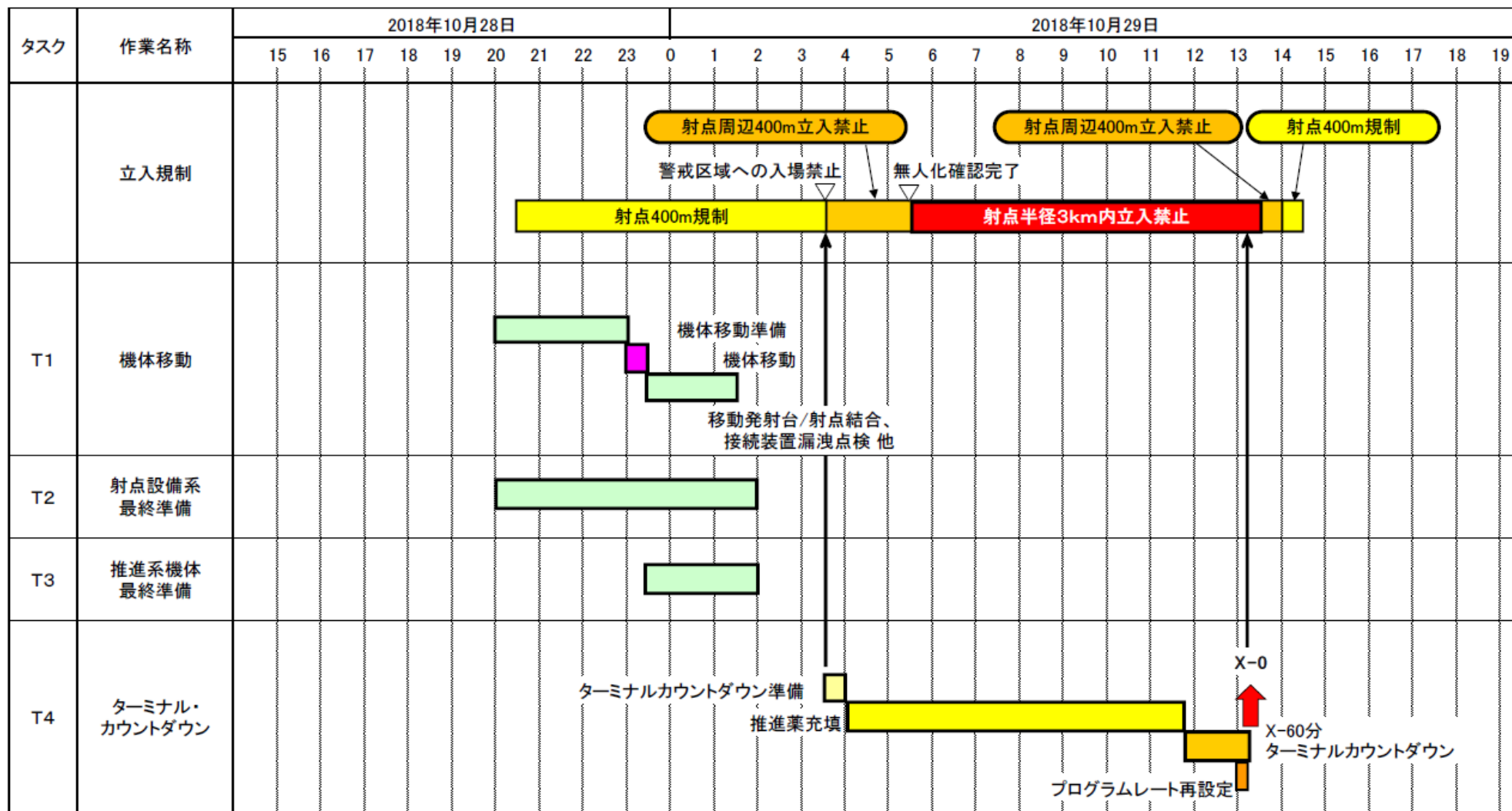
SRB-A結合

機能点検

衛星フェアリング搭載

発射整備作業

Y-0作業スケジュール(F40の例)



H3ロケットの政策的位置づけ

① 自立性の確保

- ・ 政府衛星の打上げ能力の確保
- ・ 固体燃料ロケット技術の確保

② 国際競争力のあるロケット及び打上げサービス

- ・ 利用ニーズを踏まえた高い信頼性及び競争力のある打上げ価格の実現
- ・ 柔軟な顧客対応等を可能とするような国際競争力のあるシステム

- 官需をベースロード、民需獲得によって打上げ機数確保、効果的に産業基盤を維持・向上
- 競争力のあるシステムとするため、プロジェクトに民間事業者が主体的に参画

米国の宇宙輸送戦略

輸送自律性を政府主導で確保し、低コスト化と産業振興を並行実施。

- (1) 安全保障(National Security): DoDによる自律性確保・DoDがEELV維持プログラム(最近National Security Space Launch(NSSL)と改称)に全額拠出
 - ・ デルタ4、アトラス5の2機種を維持・改良し、打上げ空白期間を回避
 - ・ 低コスト化としてFalcon9と打上げ契約
- (2) 民生用開発(Civil): NASAによる探査・科学と民間産業振興
 - ・ 有人宇宙探査用大型ロケットSLSの開発を実施、世界を主導
 - ・ 補助金プログラム(COTS、CRS等)により、低軌道輸送手段の民間開発を促進

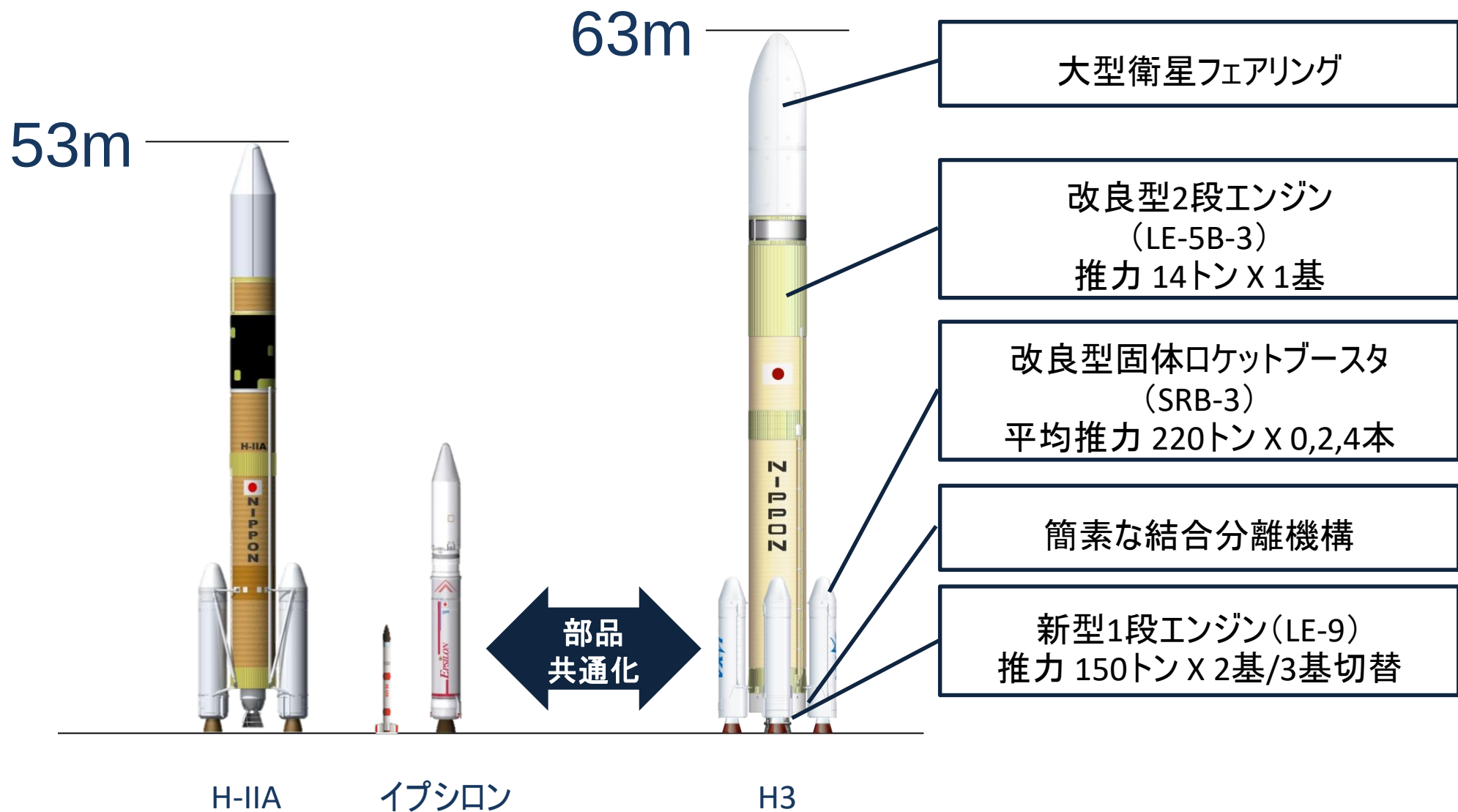
欧州の宇宙輸送戦略

- (1) 「宇宙への自在なアクセス手段の確保」を国の明確な政策として設定
 - ・ 米国による干渉の教訓から、「自律性確保」が欧州宇宙政策の基本
- (2) 持続可能な欧州の打上げロケットプログラムに対する安定した政策的支援を規定
 - ・ 民間の成長促進のための施策(LEAP)を政府としてコミット

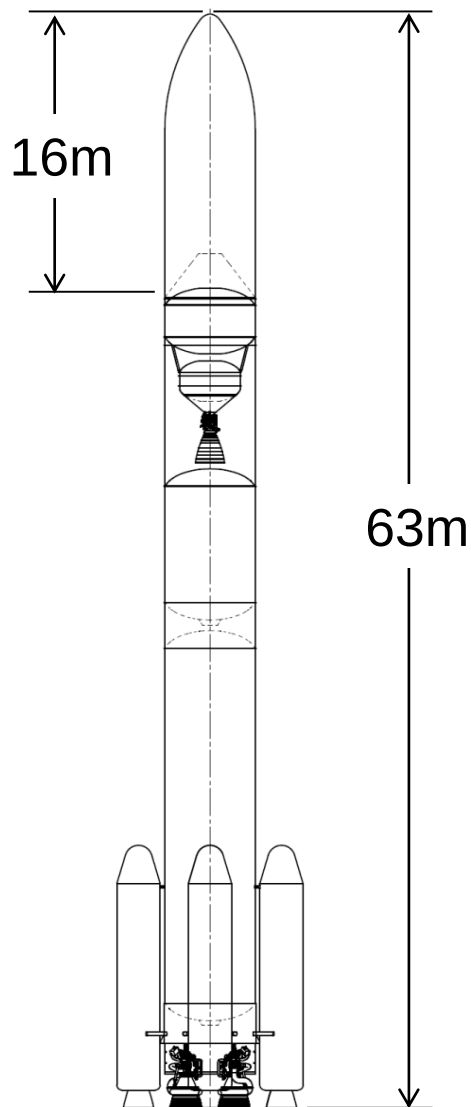
H3ロケットの特長

- **利用者の声(Voice of Customer)を実現**することを第一に考えたロケット
- 信頼性と価格の両面で世界トップクラスであることはもちろん、柔軟性などの**サービス面に力点**
- このようなシステムを実現するため、**ロケット技術を集大成**しつつ**日本の得意分野の技術を融合**
 - **柔軟性(High flexibility)**
 - 受注から打上げまでの期間短縮によるサービスの迅速化
 - 打上げ間隔の半減による打上げ機会の拡大
 - 射場における衛星のロケット搭載作業期間の短縮
 - **高信頼性(High reliability)**
 - 新規開発の第1段エンジンに高信頼性開発手法を適用
 - 耐故障性を追求したアビオニクスシステムの構成
 - H-IIAロケットの打上げ成功率、オンタイム打上げ率を継承
 - **低価格(High cost performance)**
 - システムをモジュール化し、ライン生産(コア機体の共通化)
 - 電子部品をはじめ民生品を活用

H3ロケットの特徴



機体諸元



衛星搭載	フェアリング	ショート(S) or ロング(L)
	PAF	Φ937mm or 1194mm or 1666mm
1段 (直径5.2m)	エンジン	LE-9 × 2 or 3基
	真空中推力	150tonf/基(100%)、94.5tonf/基(63%)
	海面上推力	124.5tonf/基(100%)、68.2tonf/基(63%)
	比推力	425s
2段 (直径5.2m)	エンジン	LE-5B-3 × 1基
	真空中推力	14tonf
	比推力	448s
固体ロケット ブースタ (直径2.5m)	モータ	SRB-3 × 0 or 2 or 4本
	平均推力	約220tonf
	比推力	283.6s
全段	全備質量	574ton (H3-24L)

【注】本図はH3-24L

コスト半減への取り組み

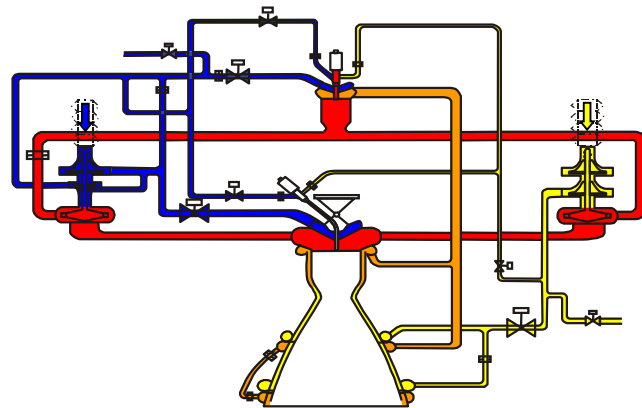
- H-IIAロケットの経験に基づき、**設計・製造・運用のあらゆる面を見直し**
- 主なポイント
 - ① システム構成の**簡素化**
 - ② **低コストの製造・運用コンセプト**を設計段階で作り込み
 - ③ **民生技術**の活用
 - **民生部品**（自動車用の電子部品等）の積極的な使用

システム構成の簡素化の例

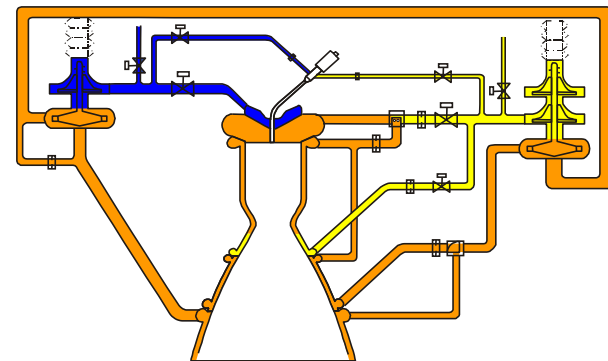
(1) 機体構成: 固体モータの削除(H3-30形態)



(2) エンジンサイクル: 二段燃焼からエキスパンダブリードへ(構成コンポーネントを20%削減)



LE-7Aエンジン



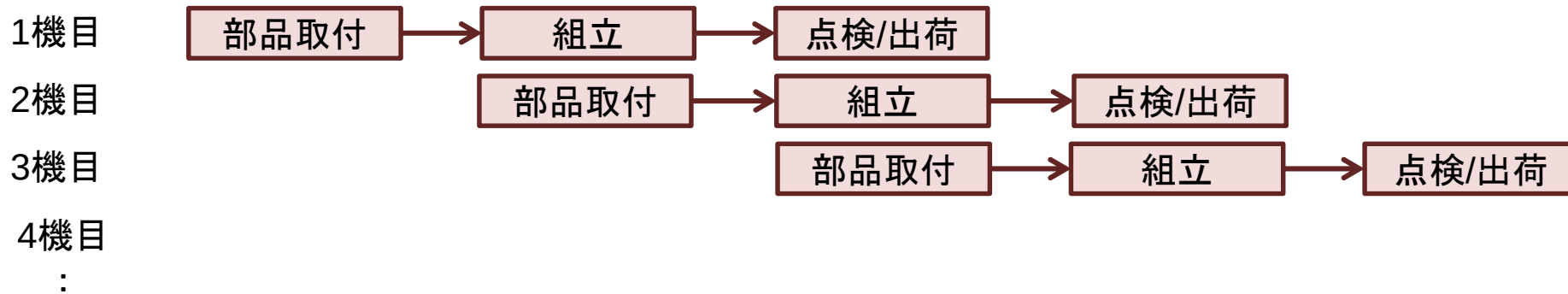
LE-9エンジン

(3) 駆動エネルギー: 油圧から電動(1段推力方向制御)、空圧から電動(1段エンジンバルブ)

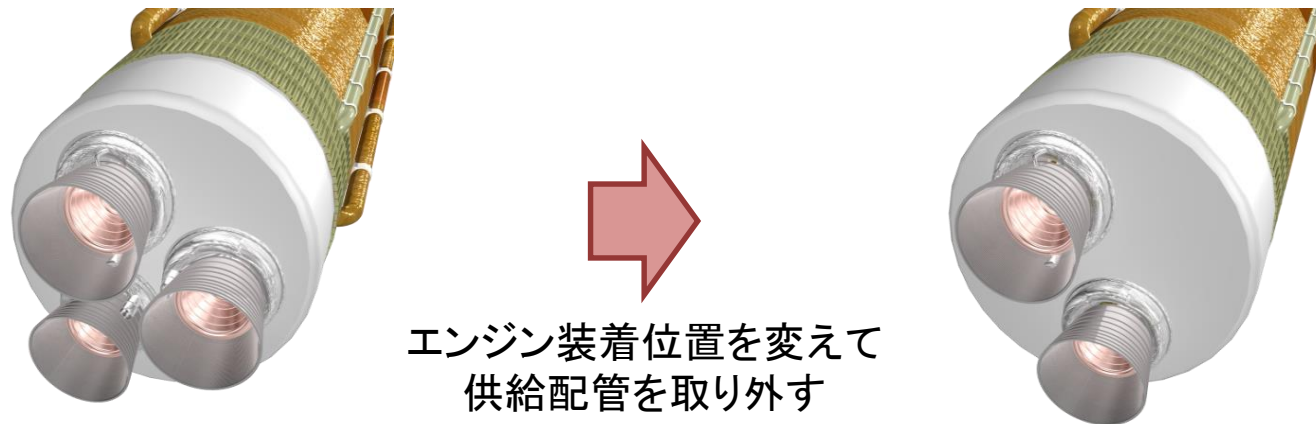
低コストの製造・運用コンセプトの作り込み例

(1) 機器・部品の共通化：バルブ、センサ等

(2) 作業工程の平準化：部品取付、組立、点検/出荷の時間を均等化し、ライン生産



(3) モジュール化： 機体形態に影響を受ける部分は限定的

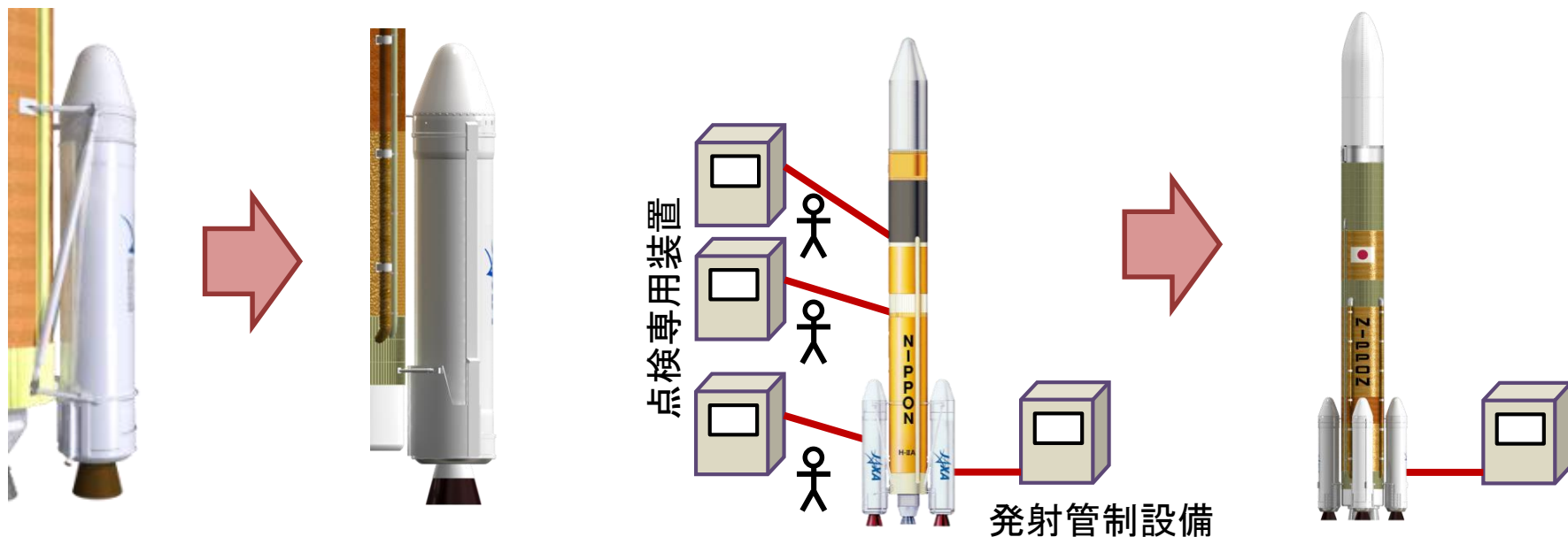


【例】1段エンジンの基数変更イメージ

低コストの製造・運用コンセプトの作り込み例

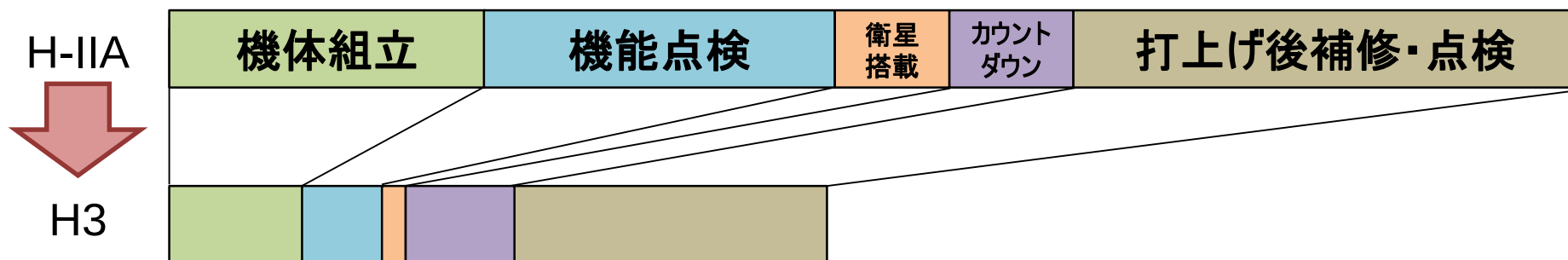
(4) 共通仕様化：第2段、固体ロケットブースタ等はミッションに依存せず同一仕様

(5) 射場整備工程の短縮： 固体ロケットブースタの結合、自動点検（専用装置接続不要）



結合簡素化：機体組立期間短縮

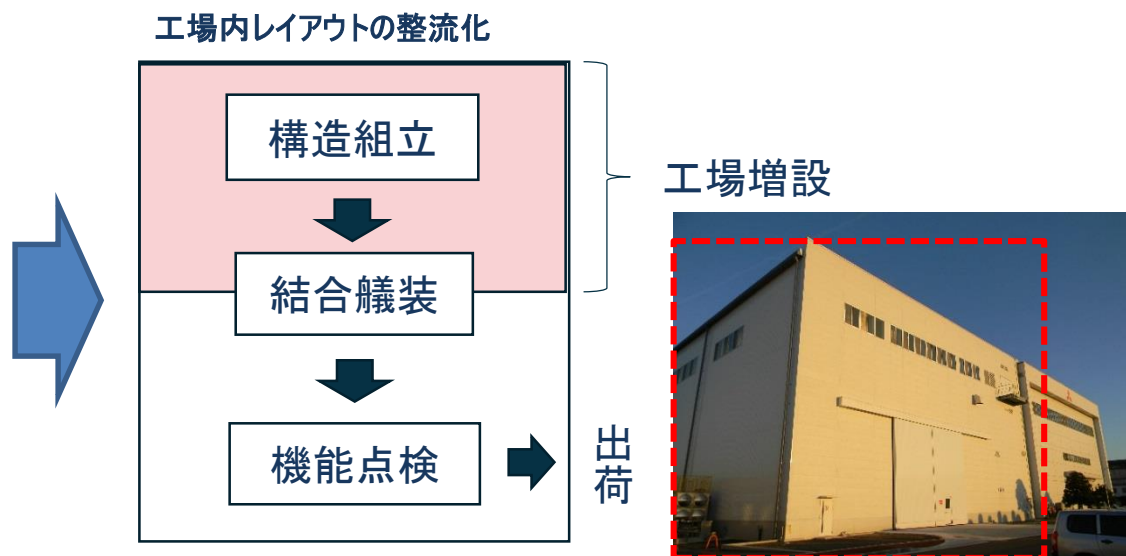
自動点検：機能点検期間短縮



- プライムコントラクターの投資により工場を拡張し、受注生産からライン生産へ
- 自動車、航空機同様の自動機を導入



現在の飛島組立工場
(受注一品生産型)

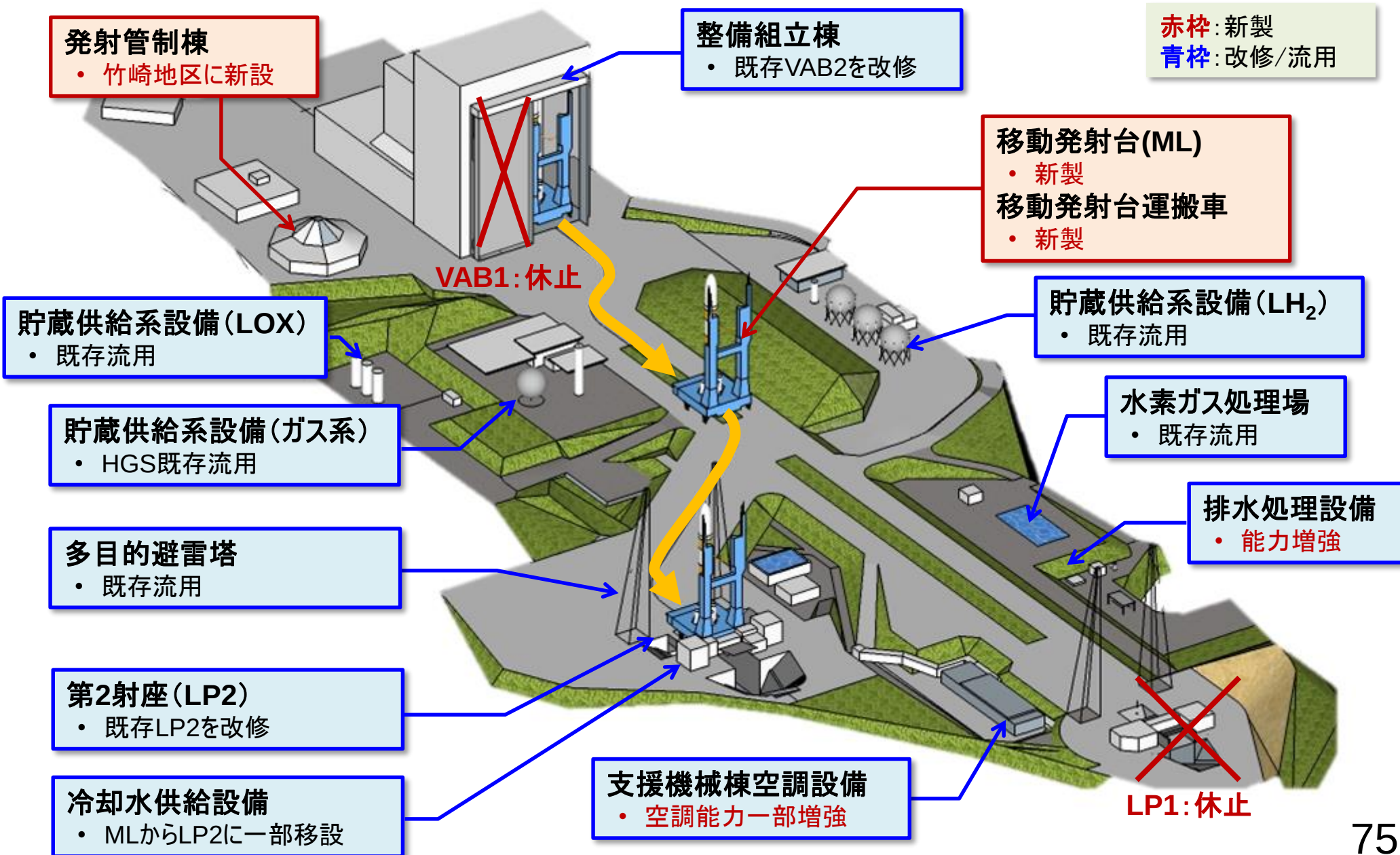


エンジン部自動打鋌機



段間部自動打鋌機

H3ロケットにおける射点系施設設備構想



イプシロンロケット第1段階の成果(試験機開発と強化型)

① コンパクトな打上げ運用(発射管制、点検)



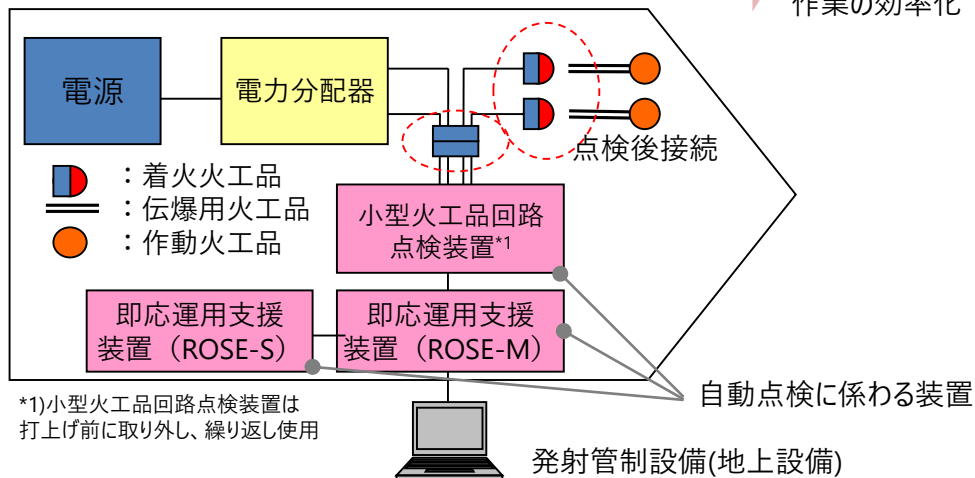
M-Vロケット打上げ時
約60人



イプシロンロケット打上げ時
発射管制オペレータ6人

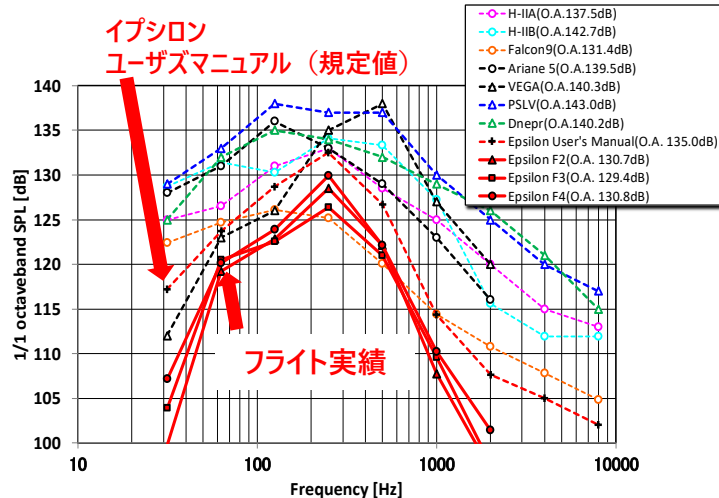
自動点検：手順実行、閾値判定、記録等を自動で行う

点検作業や発射管制
作業の効率化

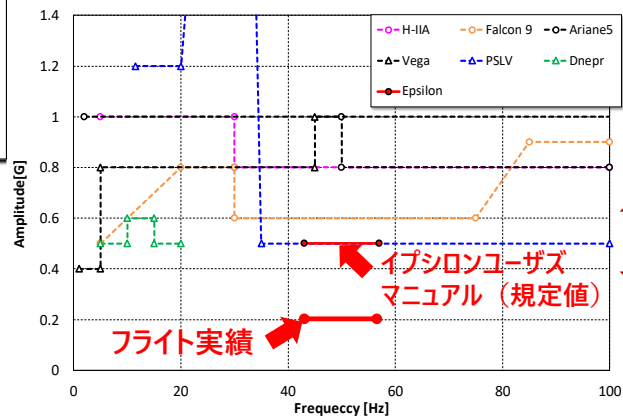


② 世界トップレベルの衛星搭載環境

低音響



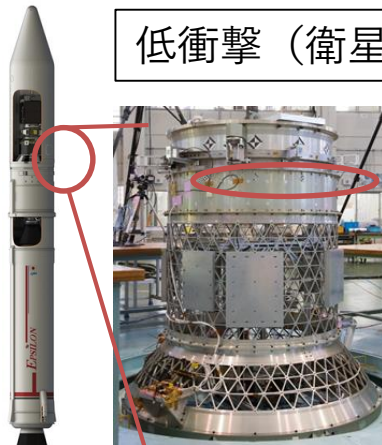
低振動 (正弦波)



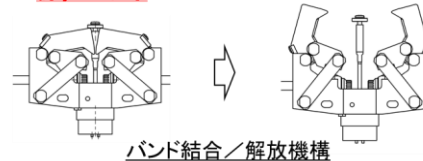
イプシロンロケット第1段階の成果(試験機開発と強化型)

② 世界トップレベルの衛星搭載環境(続き)

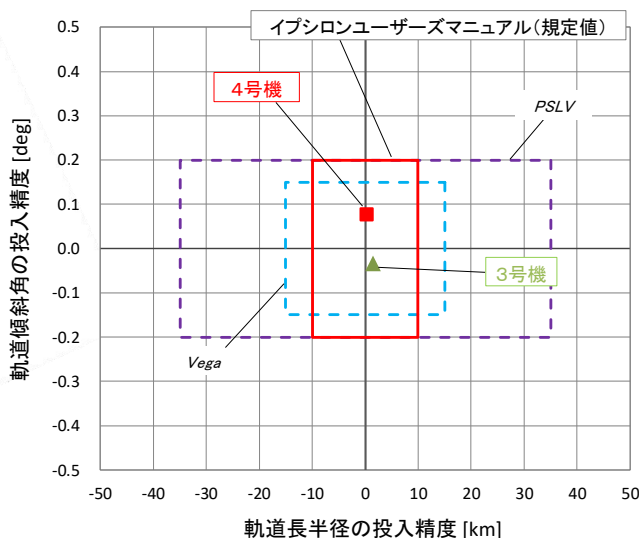
低衝撃 (衛星分離)



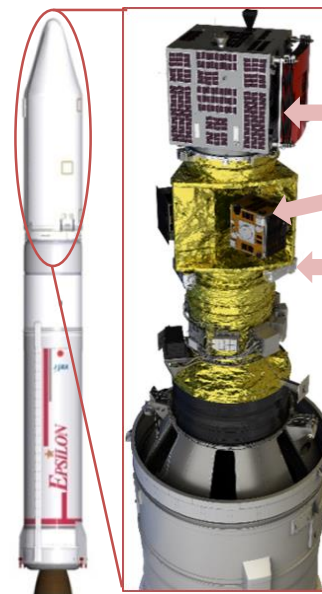
非火工品デバイスをトリガとし、リンクによりボルト拘束解除
→衝撃レベル小



③ 太陽同期軌道投入、高い軌道投入精度



④ 複数衛星同時打上げ



7衛星搭載

200kg級×1

60kg級×3

Cubesat×3
(1U/2U/3U)

強化型
イプシロンロケット

内之浦宇宙空間観測所

概要

1962(昭和37)年、東京大学生産技術研究所(当時)の附属施設、鹿児島宇宙空間観測所として設置された内之浦宇宙空間観測所は、科学観測ロケット及び科学衛星の打上げ並びに、それらの追跡及びデータ取得等の業務を行ってきている施設である。

これまで大小400機を越すロケット打上げ、1970年(昭和45年)のわが国初の人工衛星「おおすみ」以来30機あまりの衛星・探査機の打上げが行われている。



3.Mセンター



Mセンターは、イプシロンロケット発射台地であり、ここにはロケット発射装置、ロケット組立室、衛星整備センター等がある。



- 1.管理センター
- 2.宇宙科学資料センター
- 3.Mセンター
- 4.KSセンター
- 5.コントロールセンター
- 6.テレメータセンサー
- 7.34mアンテナ



4.KSセンター

KSセンターからは、1970年にL-4S-5号機で、日本初の人工衛星「おおすみ」はここから打ち上げられた。現在はS-520、S-310型観測ロケットの発射台地である。

再使用観測ロケットに関する技術実証プロジェクト 成果の概要

①液体水素・液体酸素エンジンの繰り返し運用・寿命評価の技術実証



142回の繰り返し着火 点検・寿命評価

142回燃焼試験，ディー
プスロットル実証。寿命
評価手法の確認

②極低温推進剤タンク断熱材の多数回使用に関する技術実証



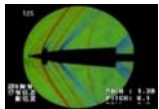
繰り返し試験供試体



断熱材表面

断熱材劣化特性の
把握(30回以上再使
用の見通し)

③帰還・着陸飛行に関する技術実証



機体設計、空力評価



アビオニクス検討

空力設計進展。フ
ライト実証の検討を
実施

④推進剤供給系デバイスに関する技術実証



スロッシング試験



タンク底部デバイス

気泡発生を抑制す
るデバイスを開発

⑤推進剤挙動把握とタンク圧制御に関する技術実証



スロッシング時の推進剤挙動

スロッシング時のタ
ンク圧低下メカニズ
ムの解明

⑥循環ポンプによる極低温推進剤マネージメントに関する技術実証



液体水素の戻り確認



リサーキュレーショ
ンシステム実証

リサーキュレーショ
ンシステムの有用
性を確認

⑦着陸挙動及び着陸脚の衝撃吸収に関する技術実証



脚システム試験



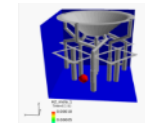
ショックアブソーバー試験

ノミナル、アボート着
陸時の衝撃吸収特
性の把握

⑧水素漏洩検知システムに関する技術実証



推進系故障検知の実証



水素拡散挙動の研究

水素センサを開発し、
故障エンジンの同定
法を確立