

資料1-2-2

研究開発局宇宙開発利用課
革新的将来宇宙輸送システム実
現に向けたロードマップ検討会
(第1回) R2.11.5

JAXAにおける宇宙輸送に 関わる取り組み

令和2(2020)年11月5日

国立研究開発法人
宇宙航空研究開発機構

目次

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) 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

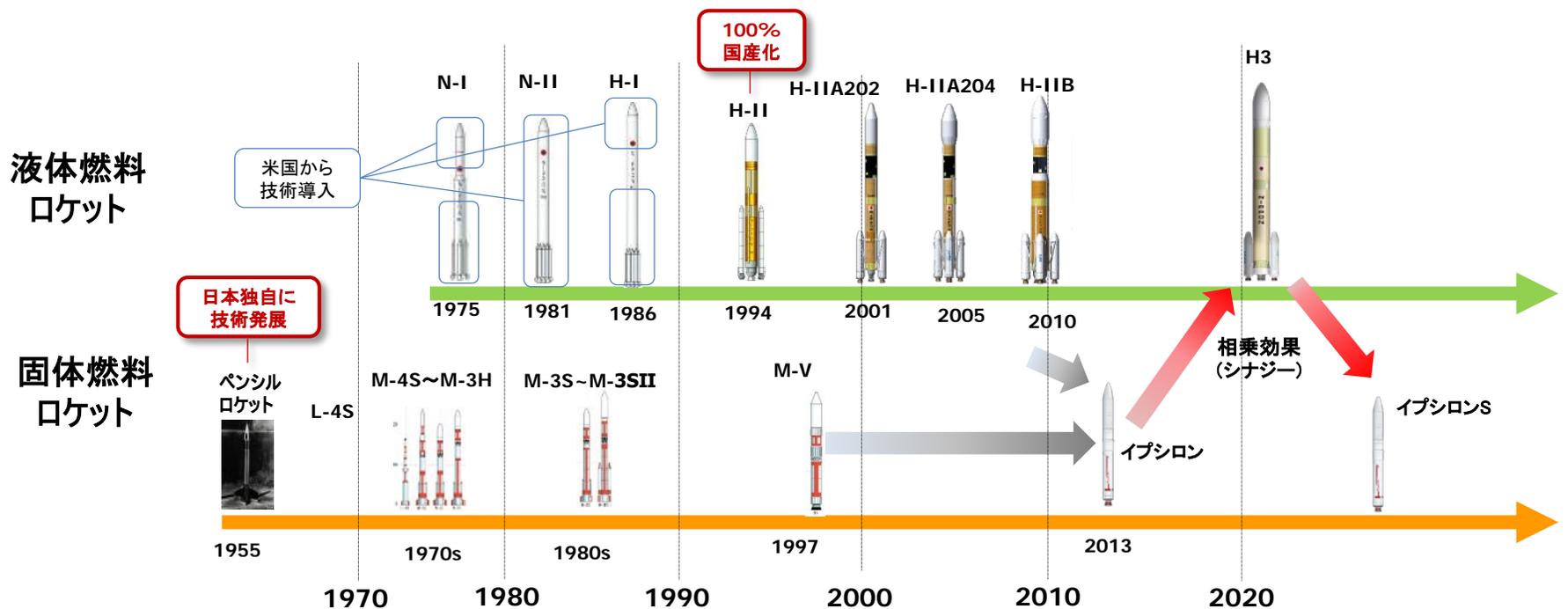
(1) LNG推進系の研究

(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

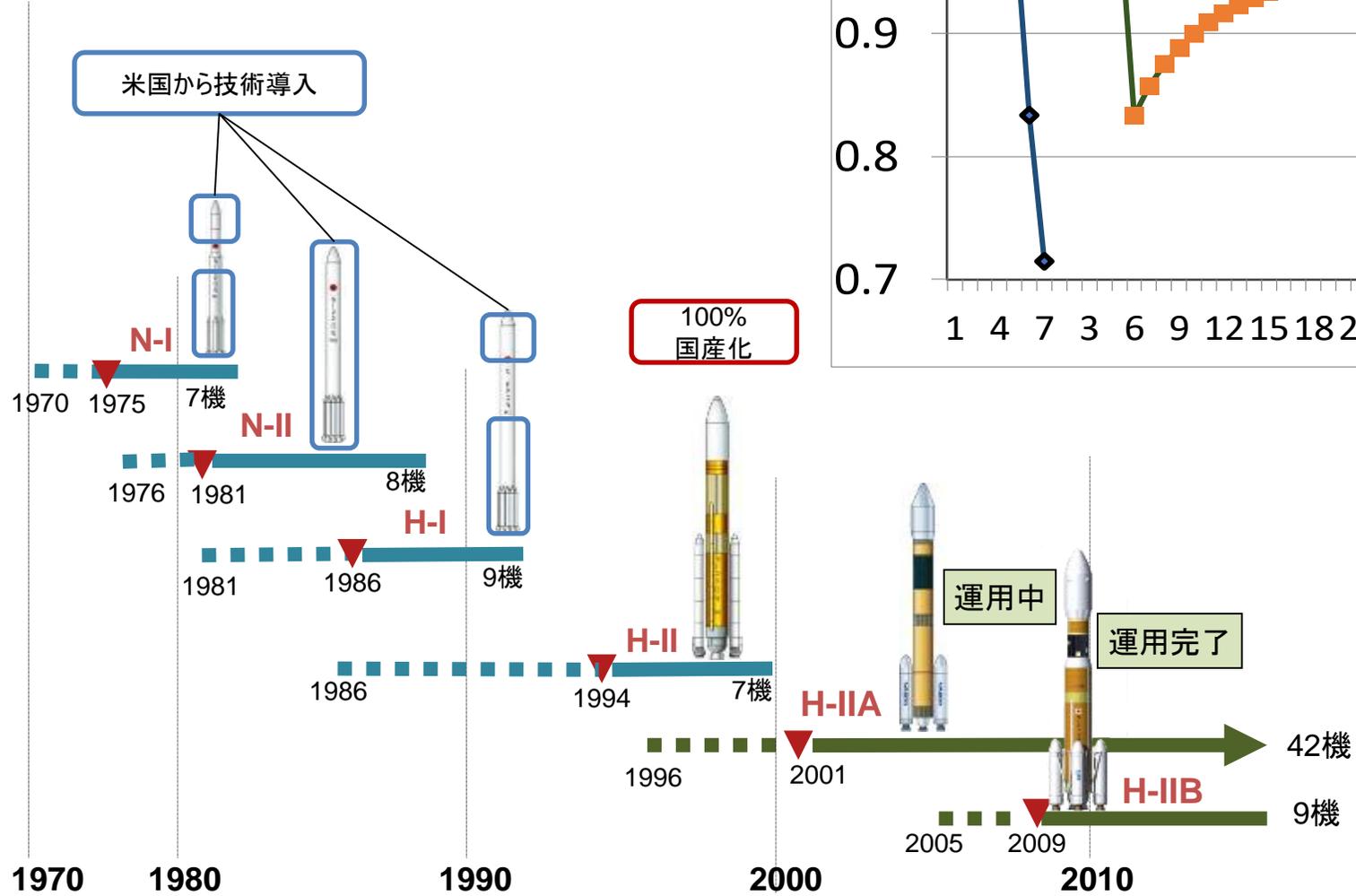
- H-IIシステムをベースとして、大幅なコスト低減と信頼性の向上、将来の能力増強に対応可能な発展性を目的として、1996年にH-IIAロケットの開発に着手。2001年に初号機の打上げに成功
- 総合科学技術会議においてH-IIAロケットの民間移管が決定し、2007年以降はMHIによる打上げ輸送サービスを実施中。
- 2020年度前半までに、計42回の打上げを実施し、うち41回の打上げに成功。

■ 【H-IIB】官民共同によるロケット開発

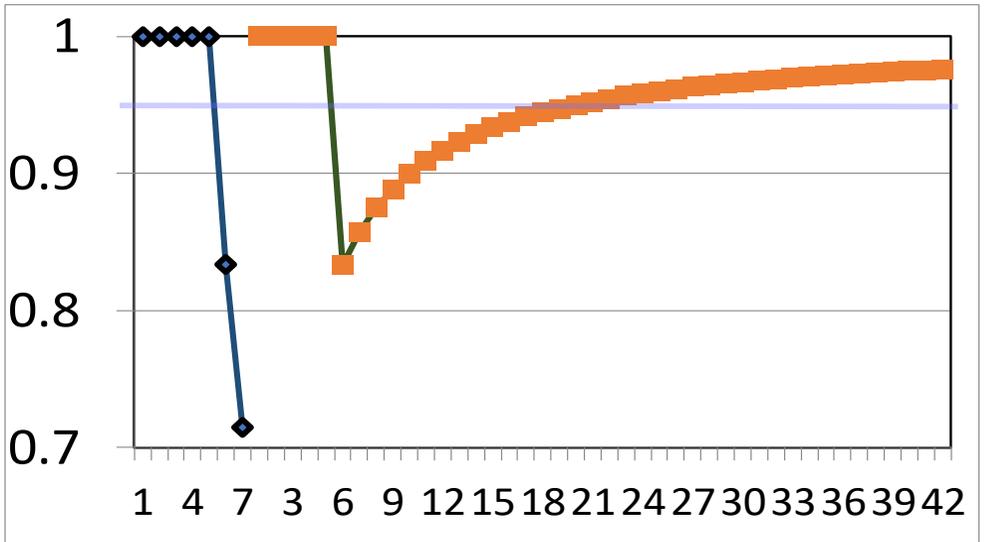
- 官民双方のニーズに基づく大型ロケットの実現を目指して、2005年にH-IIBロケットの開発に着手し、2009年に初号機の打上げに成功
- 4号機以降はMHIによる打上げ輸送サービスを実施中。
- 2020年度前半までに、計9回の打上げを実施し、全ての打上げに成功し、運用を完了。

- 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～

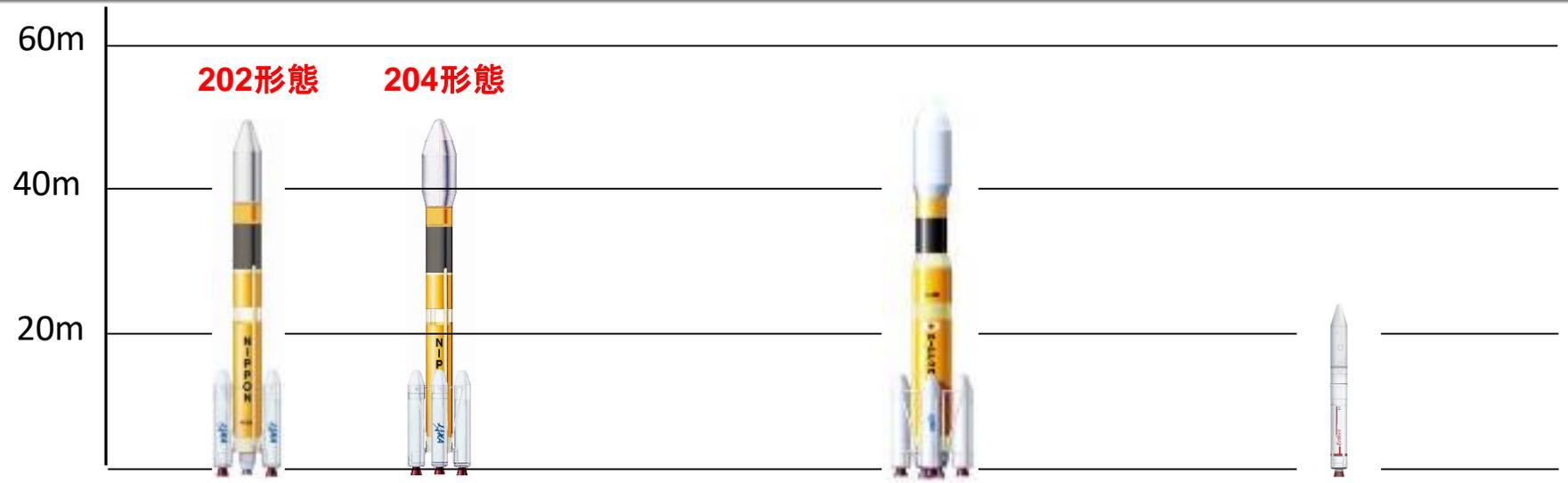


打上げ成功率の推移



点線: 開発期間
実線: 運用期間
機数: 打上げ数

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	41/42			9/9	4/4
打上成功率	97.6%			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		

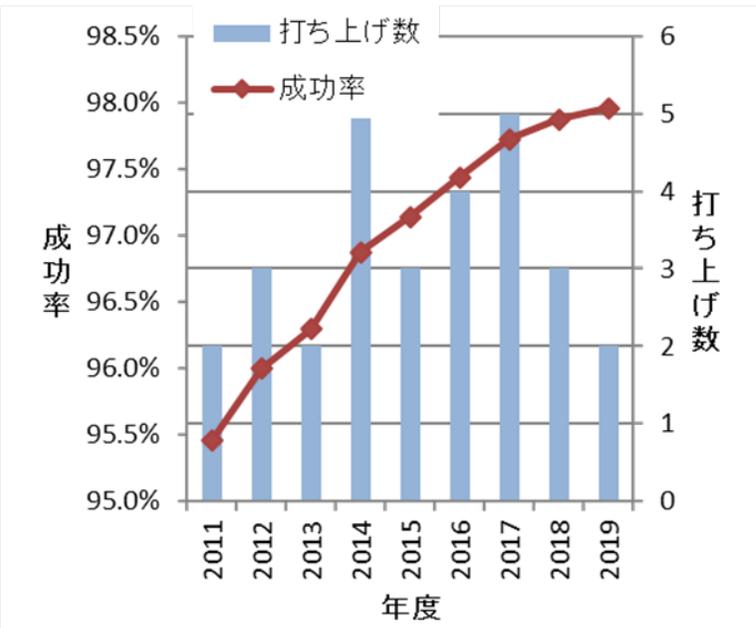
(*1) 静止化増速量:1,830m/sの場合、(*2) 静止化増速量:1,500m/sの場合 (*3) 高度800kmの場合 (*4) 高度500kmの場合

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 (2020年7月末現在)

各国ロケット	打上げ成功率	各国ロケット	オンタイム率 ※
H-IIA/B (日)	98.0% (50/51)	H-IIA/B (日)	84.6%
デルタ4 (米)	97.5% (39/40)	デルタ4 (米)	43.8%
アトラス5 (米)	98.9% (86/87)	アトラス5 (米)	65.3%
ファルコン9 (米)	97.8% (89/91)	ファルコン9 (米)	52.7%
アリアン5 (欧)	96.3% (105/109)	アリアン5 (欧)	70.7%
プロトンM (露)	89.9% (98/109)		
ゼニット3 (露)	91.3% (42/46)		
長征3 (中)	94.4% (119/126)		

※H-IIA民間移管(2007年9月14日打上げ)13号機からの数値。
天候等外部要因による延期を除く。

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)

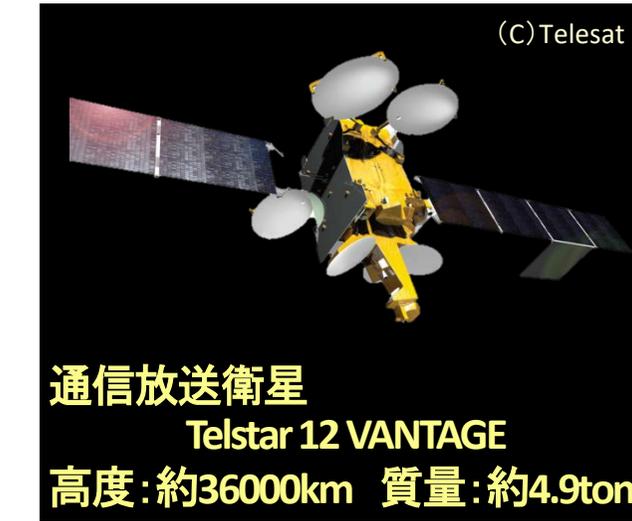
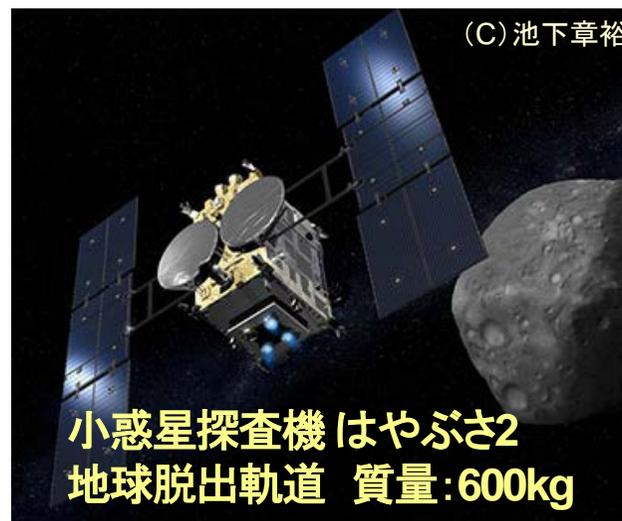
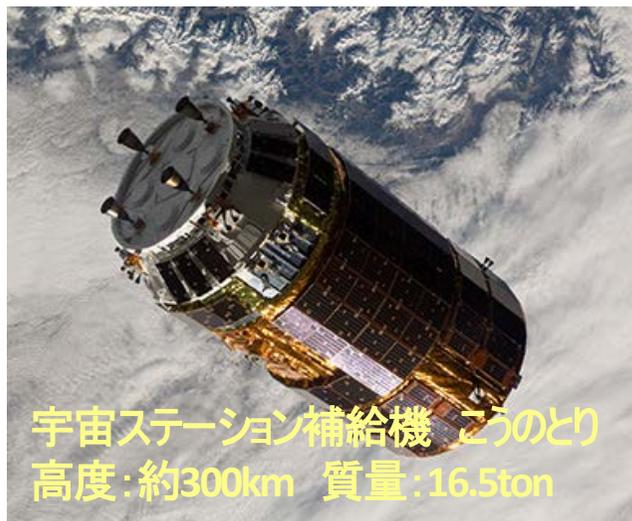
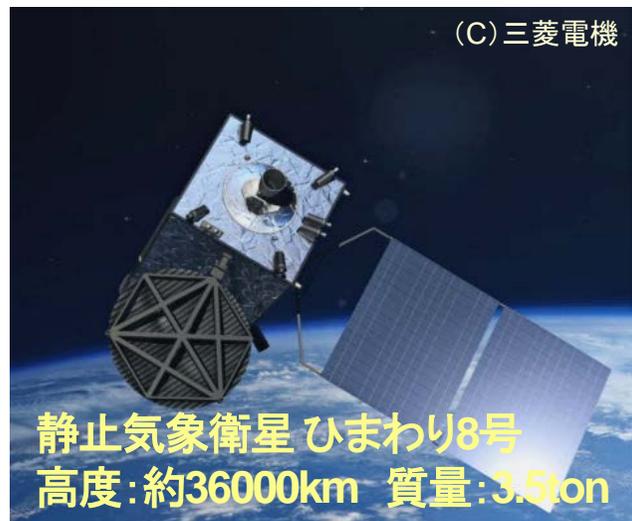
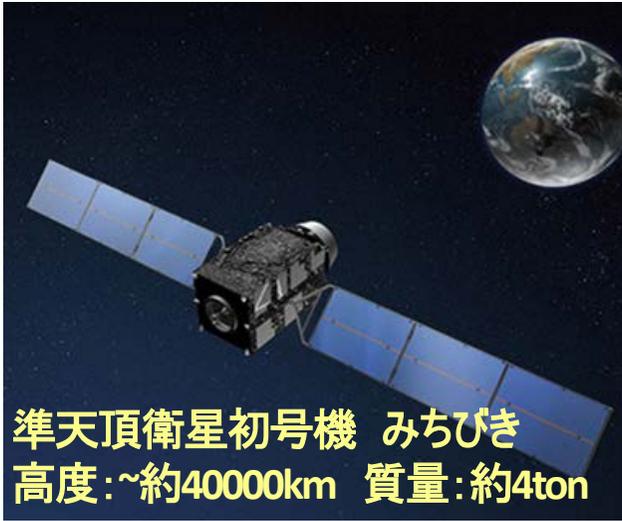
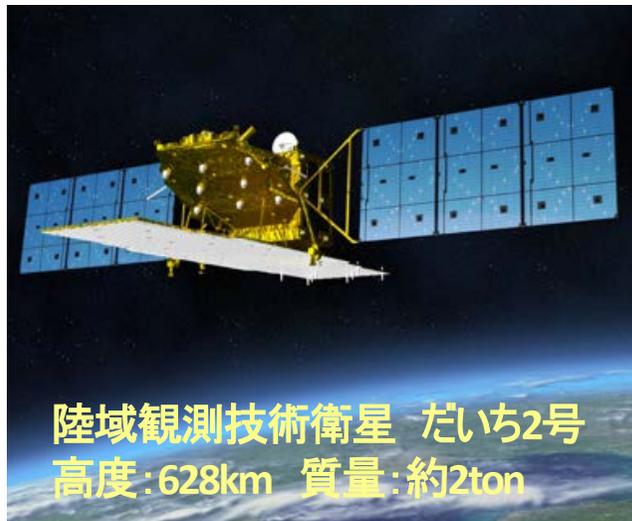
	: 政府衛星 (安全保障)	4 機	5 機+ 1 機
	: 政府衛星 (非・安全保障)	1 機	6 機
	: 地球観測衛星	2 機	3 機+ 1 機
	: ISS補給ミッション	3 機	3 機+ 2 機
	: 科学・探査衛星	1 機	4 機
	: 商業ミッション	1 機	1 機+ 1 機
	: 技術実証衛星	0 機	0 機+ 1 機
合計		1 2 機	2 2 機+ 6 機

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	IGSK3
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	IGSK4
8	H-II A F20	2011.12.12	IGSR3
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	IGSR4/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	IGSK5
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	IGSR5
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	IGSK6

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～



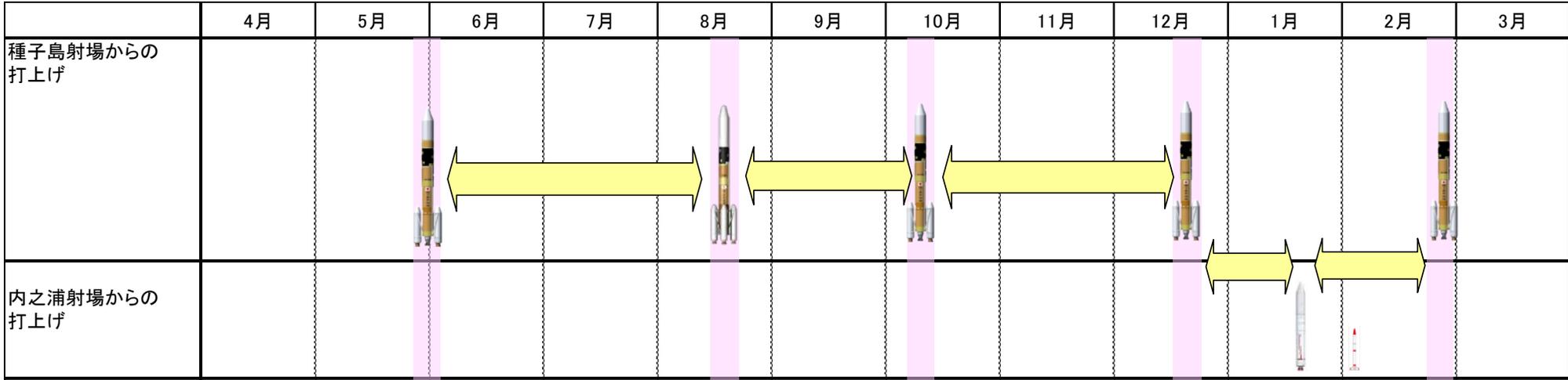
■ 上記の他、情報収集衛星等、安全保障等に係る衛星も多数打上げてきている。

1.1 液体ロケット開発経緯 ～H-IIA/Bロケットの概要～

【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

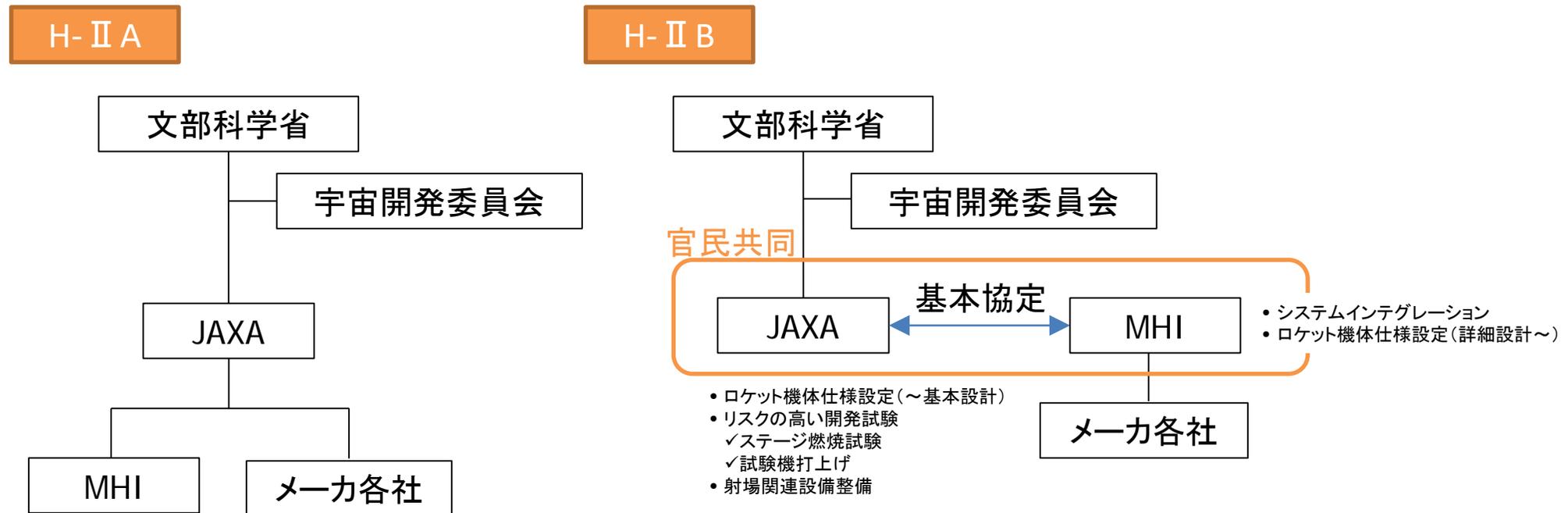


1.1 液体ロケット開発経緯

～H-IIA/Bロケット開発体制と官民役割分担～

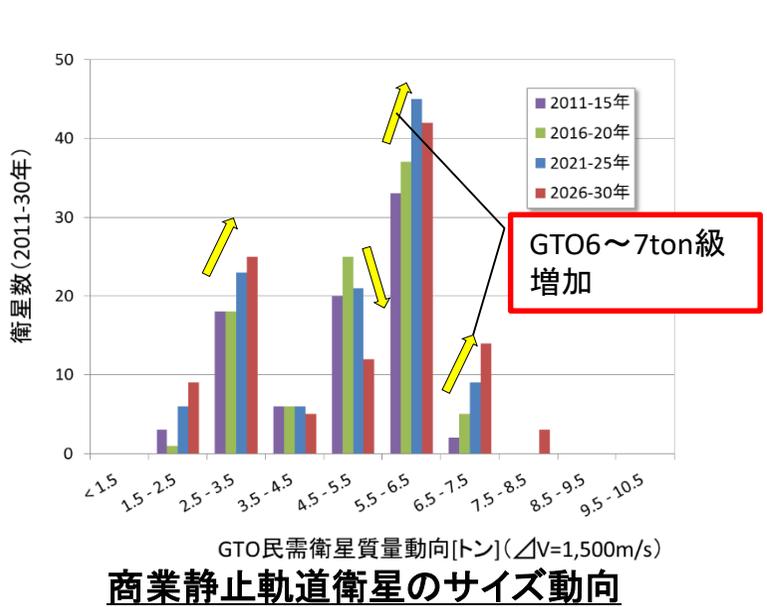
- H-II Aロケット開発はH-II ロケット同様、JAXAがインテグレートする体制。
- H-II Bロケットの開発は、H-II Aロケット6号機の打上げ失敗の原因究明および対策を取りまとめた「宇宙開発委員会特別会合報告書」(2004年3月～10月)や「我が国の宇宙開発基本戦略」(総合科学技術会議、2004年9月)を受けて、民間の主体性・責任を重視した官民共同体制で取り組み。
- H-II Aロケット13号機以降、H-II Bロケット4号機以降、**民間事業者による打上げ輸送サービス体制に移行**。

【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。



GTO打上げ能力 (1500m/s to GEO)		Ot											
		1t	2t	3t	4t	5t	6t	7t	8t	9t	10t	11t	
H-IIA高度化	日本	H2A202	H2A204	H-IIB									
Ariane 5	欧州					Ariane 5 ECA							
Proton & Angara	ロシア					Proton M							
Zenit 3 (SL & SLB)	ウクライナ	Land Launch		Sea Launch									
LM-3B/E & C, LM-5	中国	LM-3											
Falcon 9	米国	F9 CCAFS											
Atlas V	米国					Atlas 551							
Delta IV	米国	D4 M+5.4				D4 Heavy							
GSLV Mk2, Mk3	インド	MkII											

H-IIA/Bでは衛星質量の大型化に対応していない



運用中のロケット

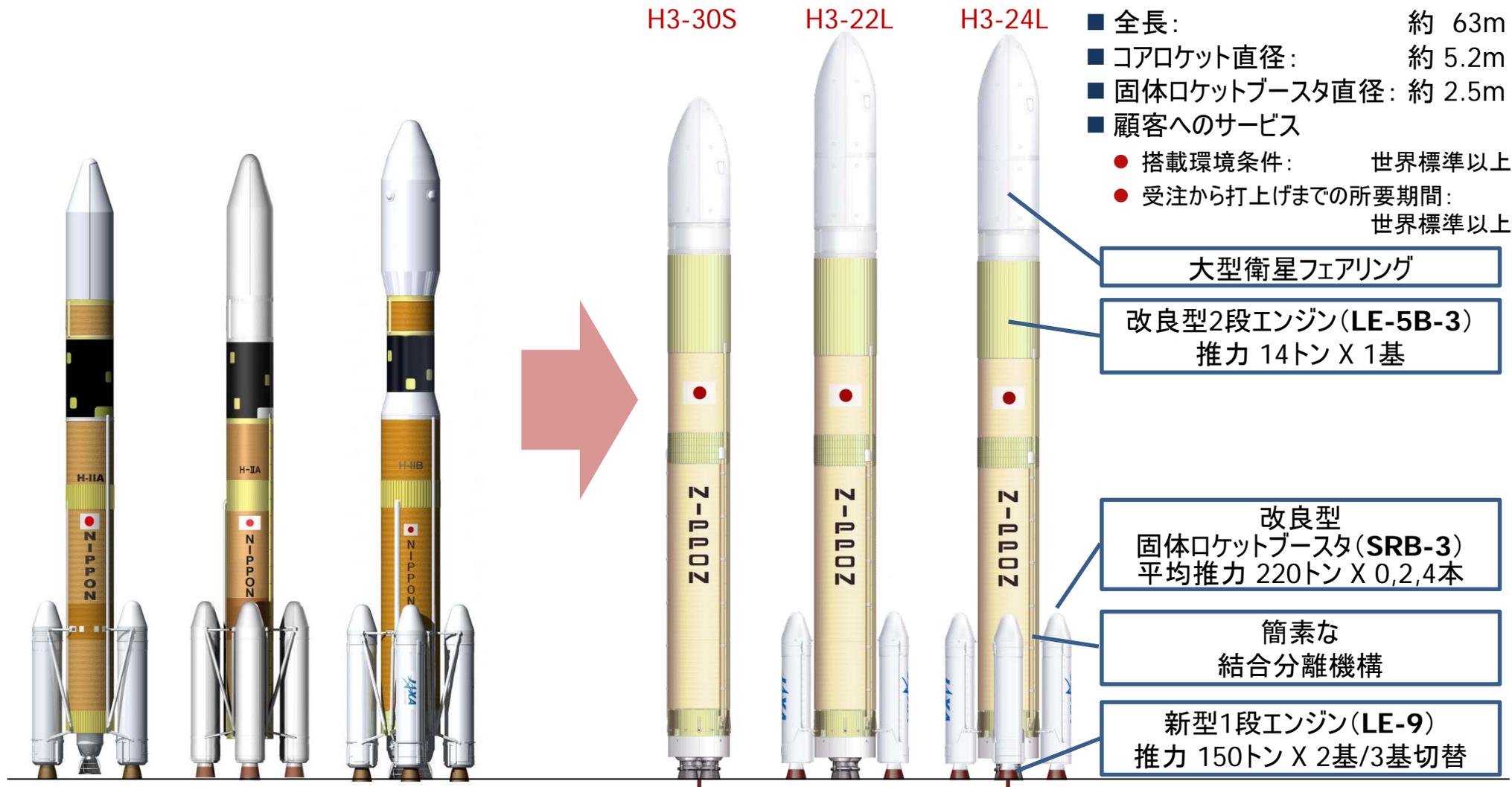
開発中のロケット

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～



H3-30S

H3-22L

H3-24L

- 全長: 約 63m
- コアロケット直径: 約 5.2m
- 固体ロケットブースタ直径: 約 2.5m
- 顧客へのサービス
 - 搭載環境条件: 世界標準以上
 - 受注から打上げまでの所要期間: 世界標準以上

大型衛星フェアリング

改良型2段エンジン(LE-5B-3)
推力 14トン X 1基

改良型
固体ロケットブースタ(SRB-3)
平均推力 220トン X 0,2,4本

簡素な
結合分離機構

新型1段エンジン(LE-9)
推力 150トン X 2基/3基切替

202

204

H-IIA

H-IIB

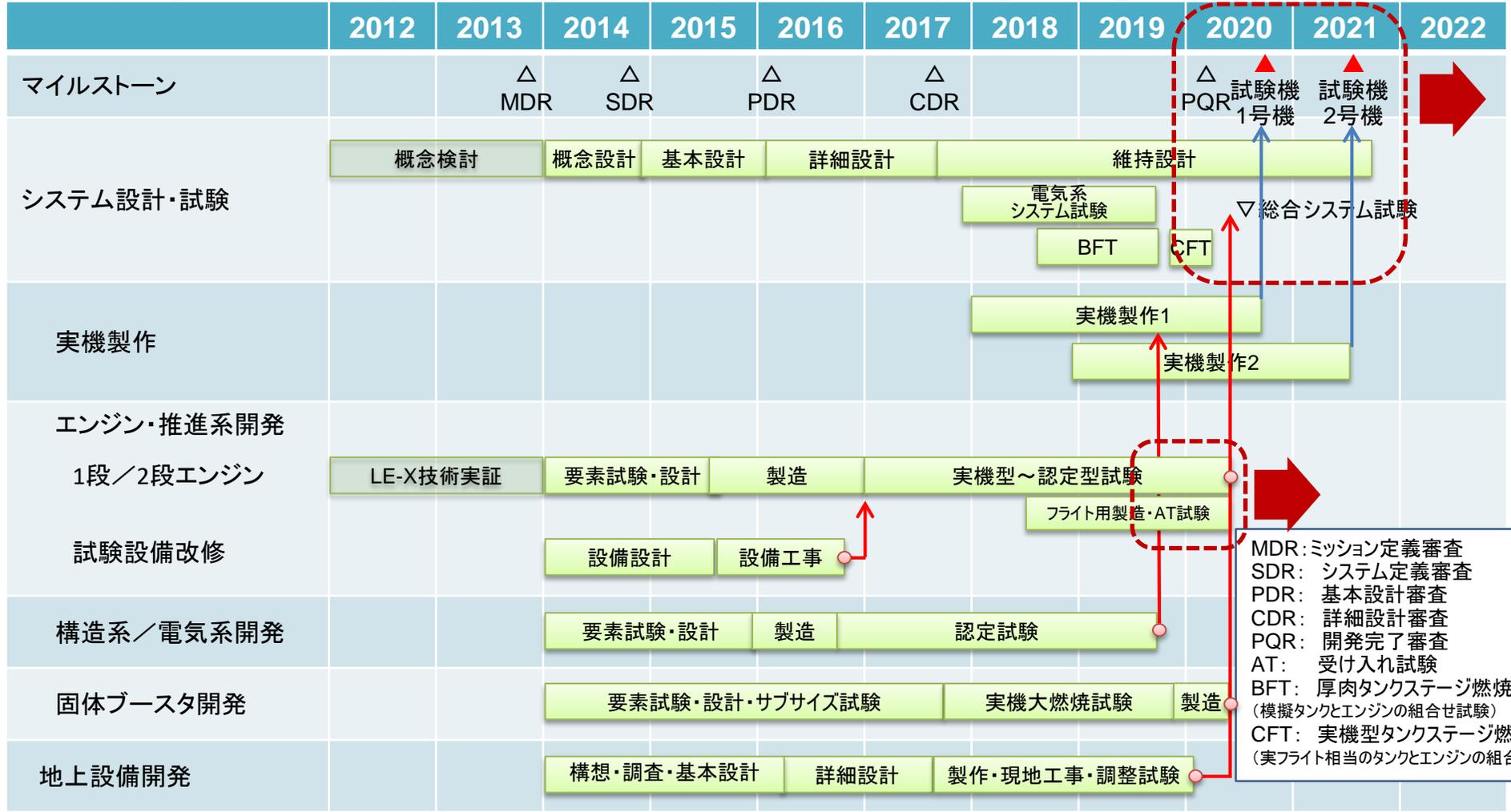
太陽同期軌道^[注1] 4トン以上を
目指す
約50億円^[注2]を目指す
(H2Aの約半額)

静止トランスファ軌道
6.5ton以上を目指す
(衛星需要の大半を
シングルランチでカバー)

[注1] 500km円軌道
[注2] 定常運用段階かつ一定の
条件下での機体価格

1.1 液体ロケット開発経緯 ～H3ロケット開発計画～

- プロジェクトの全体スケジュールは下記の通り。第1段エンジンの開発状況を踏まえ、試験機初号機の打上げ予定を当初予定の2020年度から2021年度へ、試験機2号機を2021年度から2022年度へと開発計画を見直し
- 開発完了は、試験機2号機の打上げ後(打上げ結果の評価を含む)を計画。



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)



エンジン2基形態



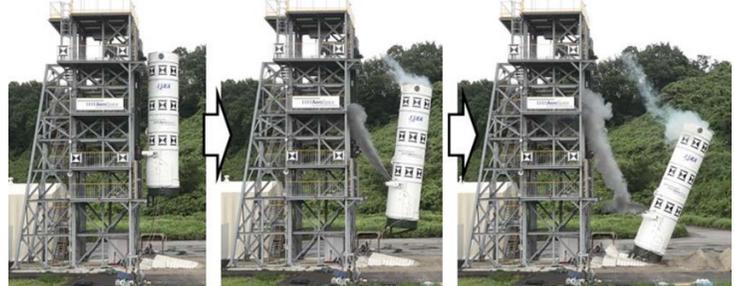
エンジン3基形態

第1段厚肉タンクステージ燃焼試験(BFT)

■ 固体ロケットブースタ(SRB-3)



SRB-3
地上燃焼試験



SRB-3
分離試験

■ 新・追尾局



竹崎局



クリスマス局

■ 移動発射台(ML5)



移動発射台(ML5)と第2射点(LP2)の組合せ試験6

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。**

H3

官民共同



- キー技術
- リスクの高い開発試験
 - ✓ステージ燃焼試験
 - ✓試験機打上げ
- 射場関連設備整備

- システムインテグレーション
- ロケット機体仕様設定(予備設計～)
- 打上げサービス

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)**

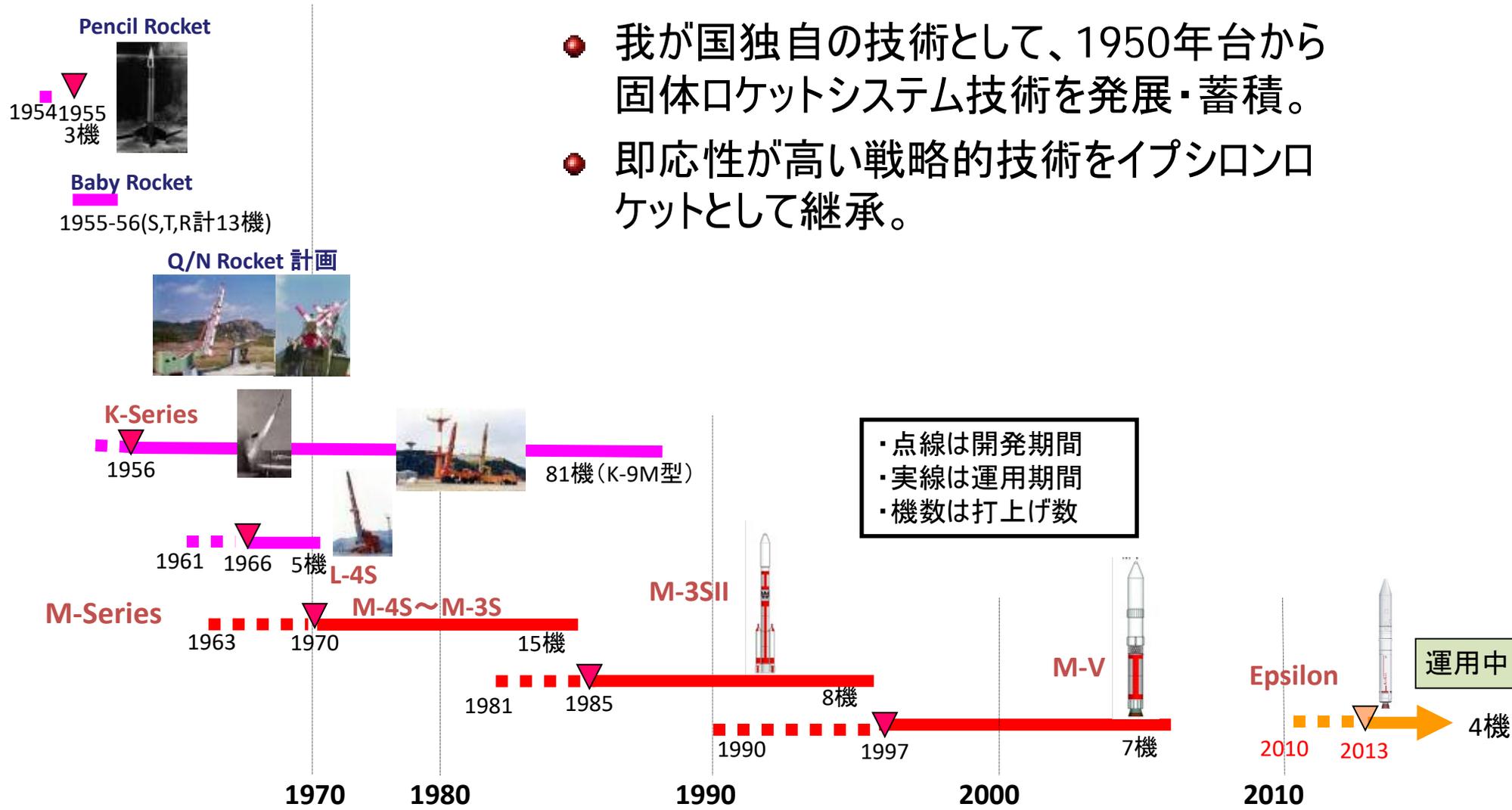
1.2 固体ロケット開発経緯 ～我が国の固体ロケット開発経緯～

- 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。

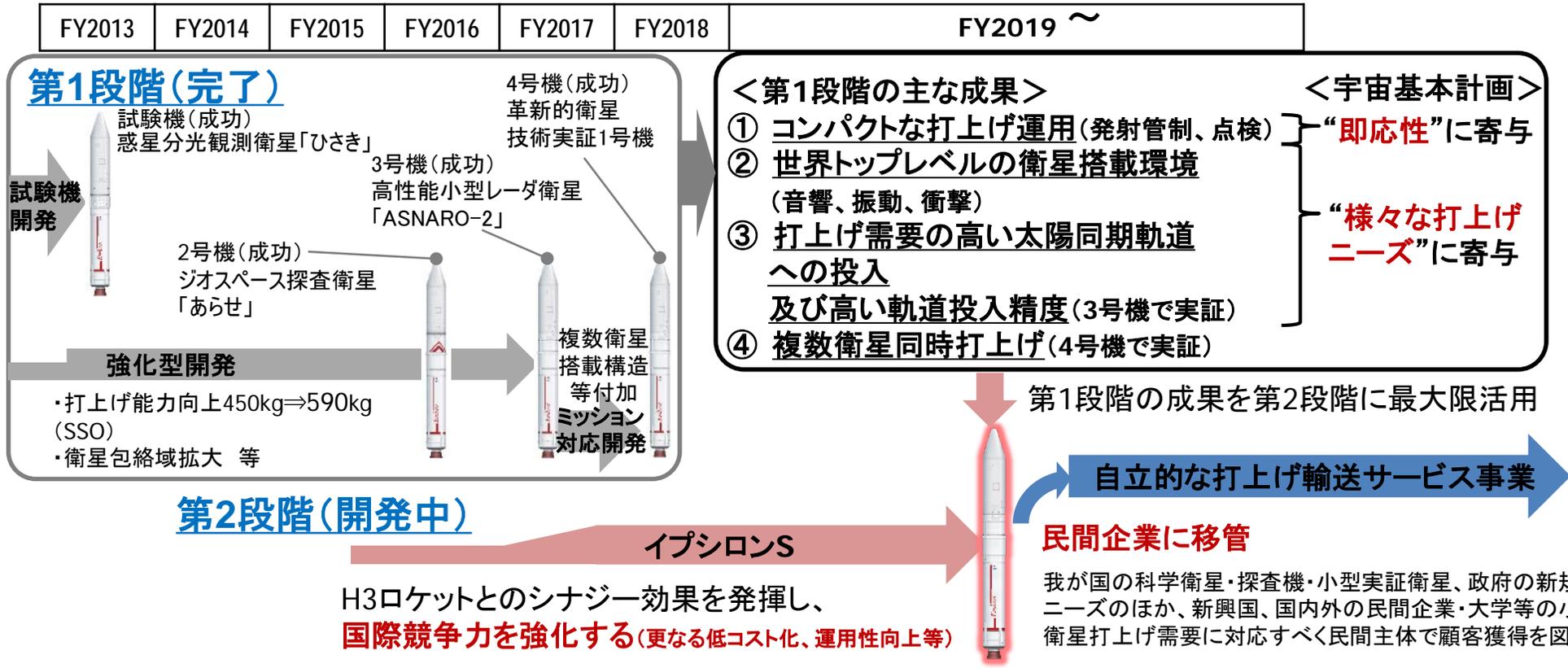


1.2 固体ロケット開発経緯 ～イプシロンロケット開発の政策的位置づけ～

- **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



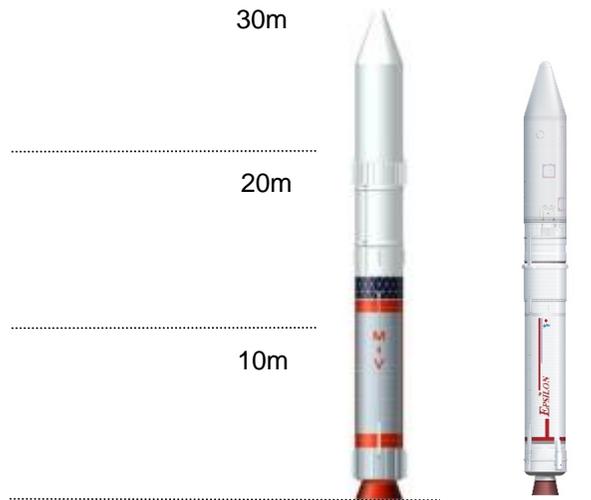
1.2 固体ロケット開発経緯 ～イプシロンロケット概要～

- **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**。



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)



		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

1.2 固体ロケット開発経緯 ～イプシロンロケット概要～

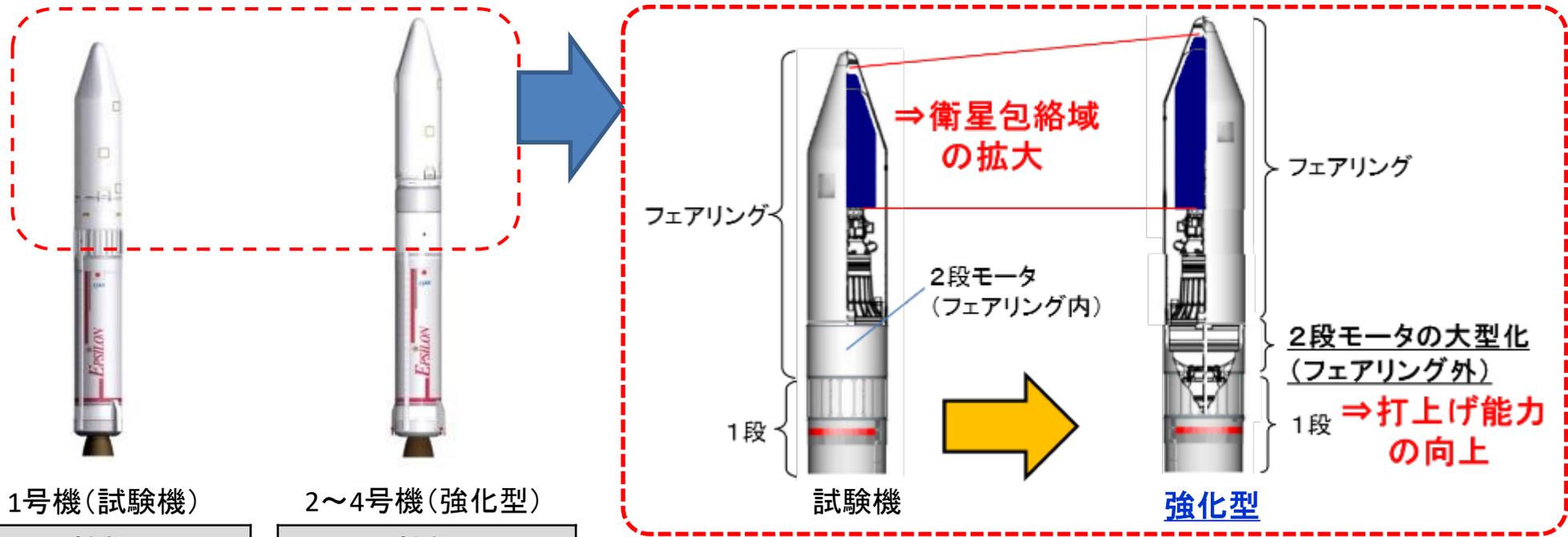
【イプシロンロケットの打上げ実績】

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。**



1号機(試験機)

2～4号機(強化型)

性能
太陽同期軌道500km 450kg

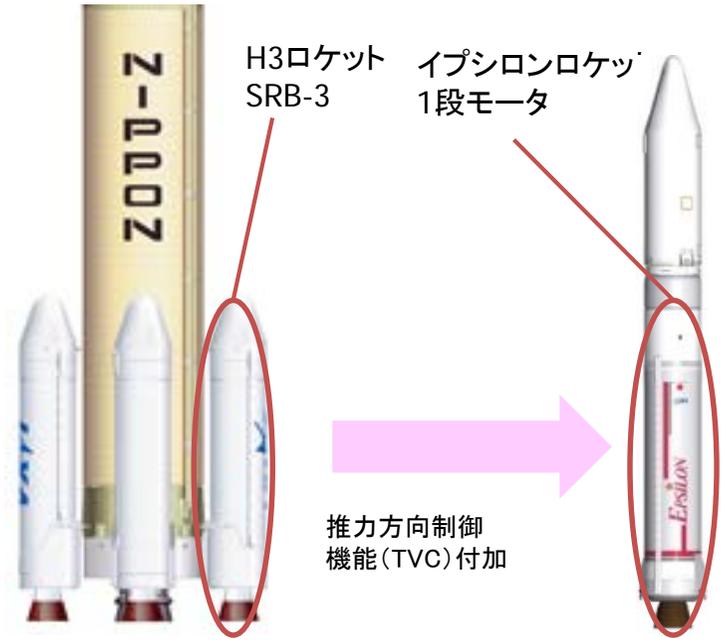
性能
太陽同期軌道500km 590kg

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状況～

【第2段階開発(イプシロンS)の概要】

- 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、世界の小型衛星打上げ市場で競争可能な価格帯を実現する。
 - 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

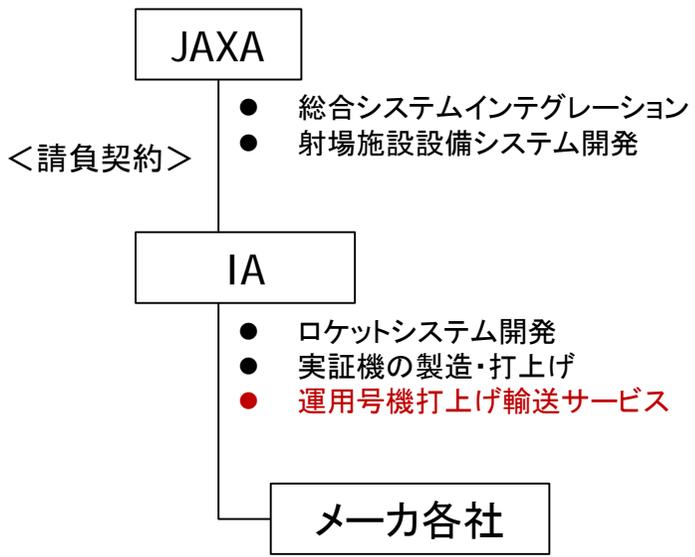
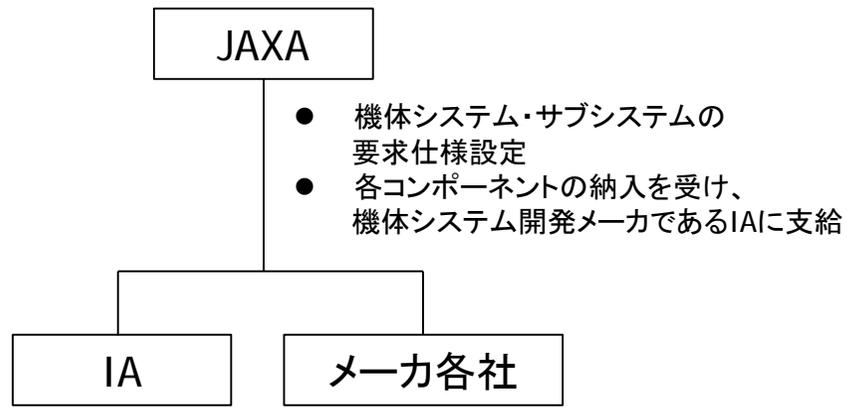
～イプシロンロケット開発／製造・運用体制と官民役割分担～

- 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

有翼往還機HOPE-X



実機開発 → 製作凍結



小型実験機

再使用ロケットCALLISTO

飛行実験Phase2



飛行実験Phase1



再使用・観測ロケット

再使用・観測ロケット技術実証

再使用ロケット実験

RVT



地上燃焼試験

◆ LNG推進系の研究

LNGエンジン高性能化研究

LNG推進系(ガス押し式エンジン)

◆ エアブリージングエンジン研究

エンジン飛行実証

ラム・スクラムジェット作動実証

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



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

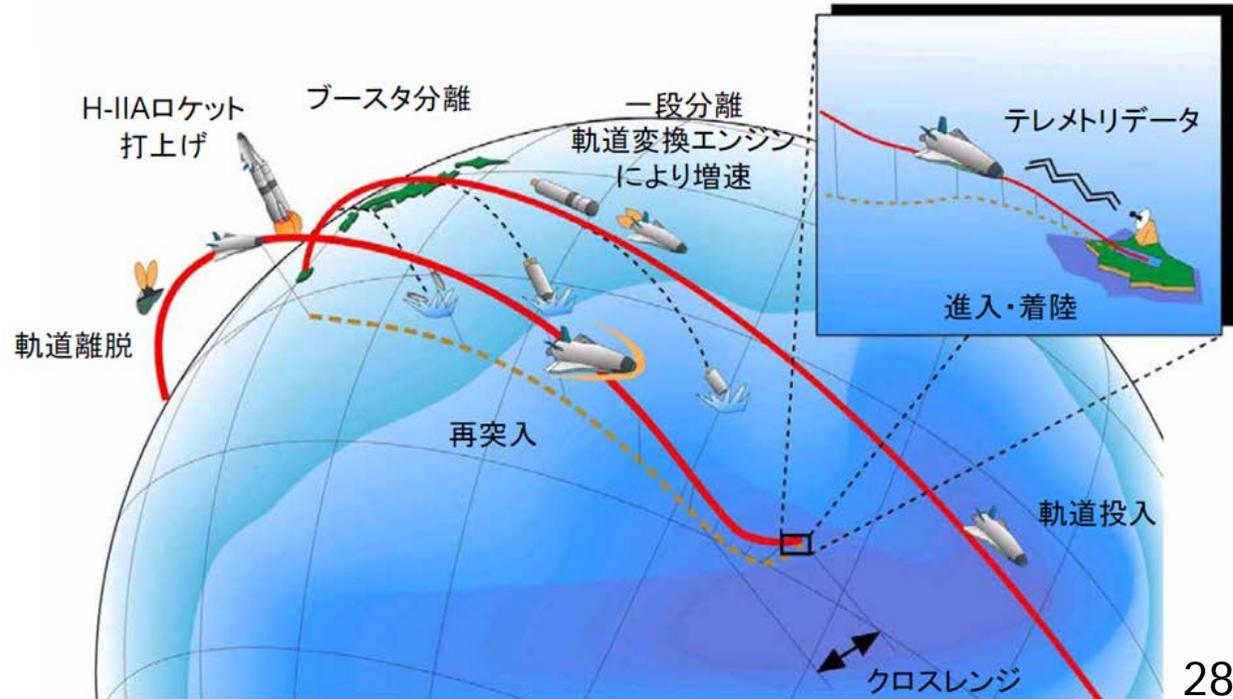
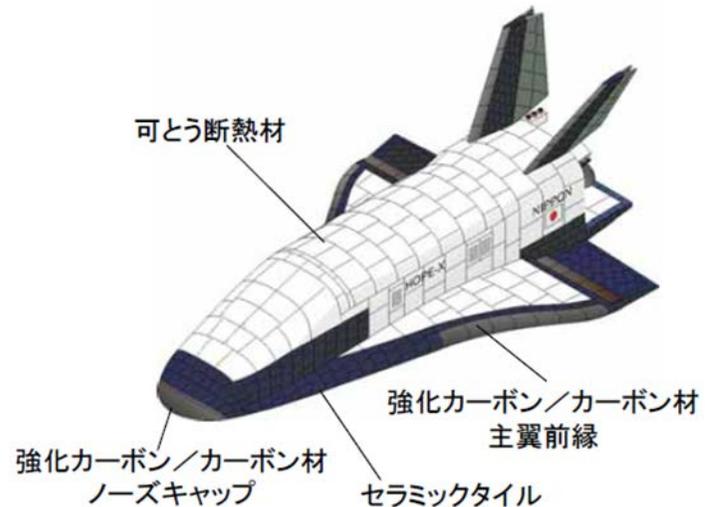
従来のロケット技術による輸送コストと比べ、大幅なコスト低減が可能な再使用型輸送系の技術基盤の一環として、HOPE-Xの開発を進め、飛行実験を実施する。これにより、無人有翼往還機の主要技術の確立を図るとともに、将来の再使用型輸送機の研究に必要な技術蓄積を図る。

(「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。

主要諸元	胴体長: 13.4 m
打上時重量: 13トン	主翼翼幅: 9.7 m
着陸時重量: 10.8トン	クロスレンジ能力: 1000km



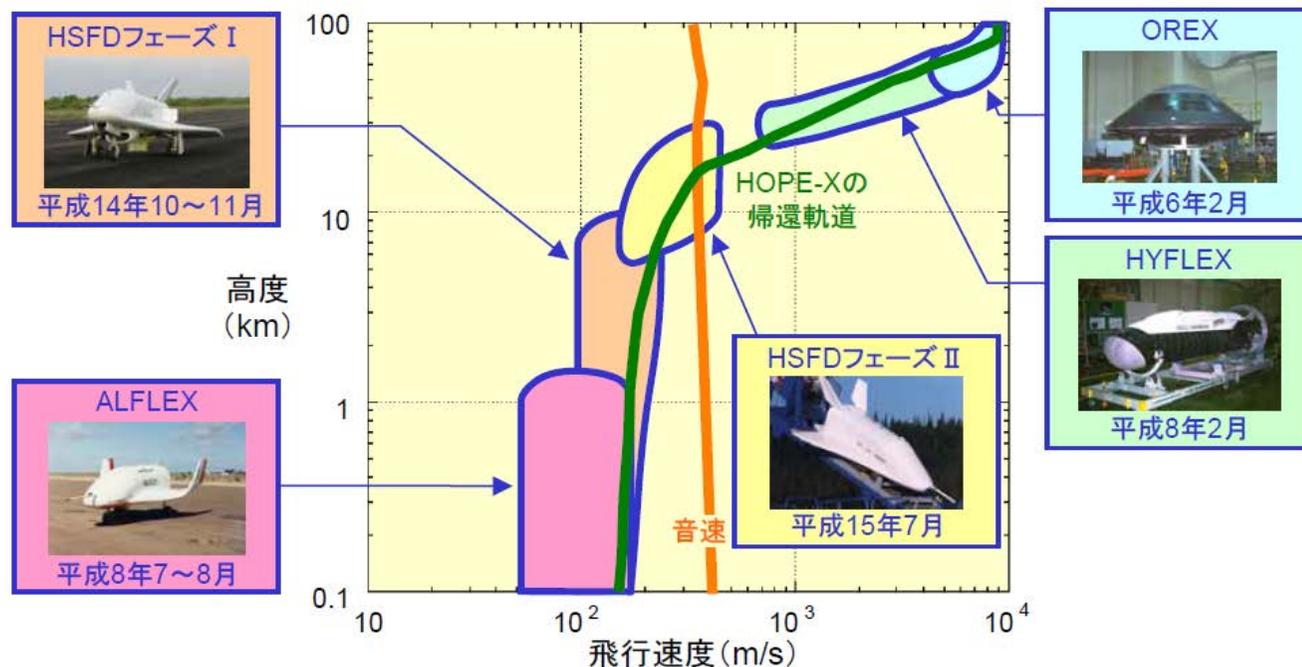
2.1 再使用型輸送システムに関する研究開発

(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

(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行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

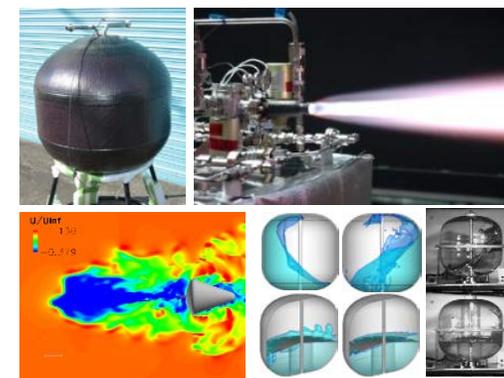
1998年から2007年までに3シリーズ計8回の離着陸実験、多数回のシステム地上燃焼実験を実施した。また、極低温複合材タンク、水素／酸素RCS、極低温推進剤スロッシング、垂直着陸空力特性など、将来の宇宙輸送システムの構築に普遍的に必要な要素技術の研究に取り組み、得られた成果を実験機に取り組みで飛行実証した。



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

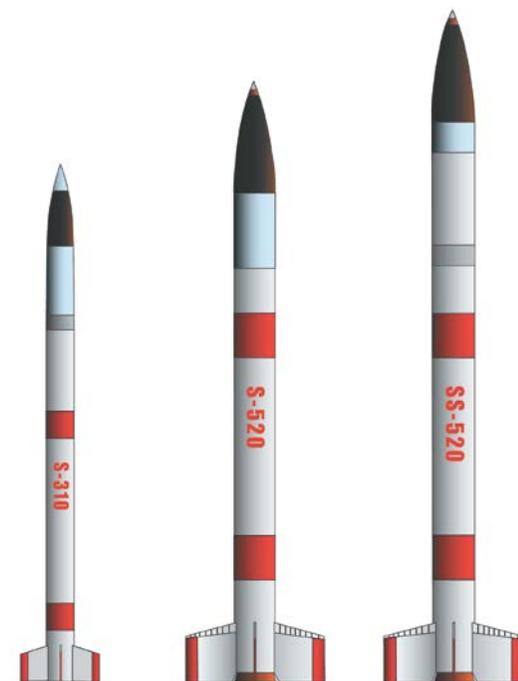
- 観測ロケット実験を通じた国内研究者・技術者育成プラットフォームを構築し、宇宙工学・先行技術等飛行実証基盤を強化。

(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

(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「将来の宇宙輸送システムの研究開発」の取り組みとして、工程表に明記されている「国際協力による1段再使用飛行実験」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)

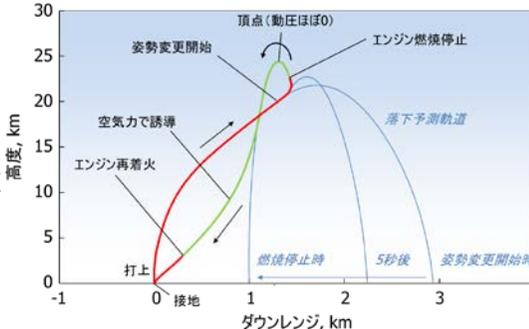
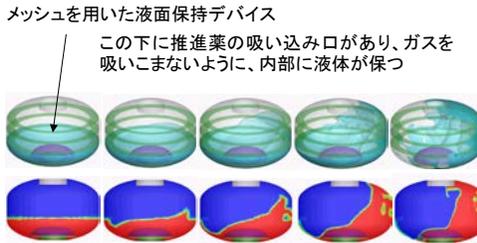
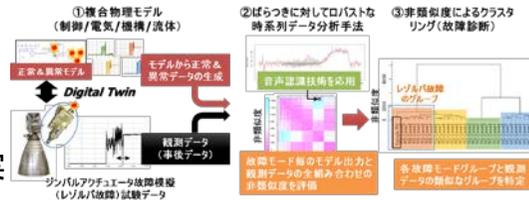
上図は「再使用型ロケットの研究開発について」(宇宙政策委員会 宇宙産業・科学技術基盤部会 第40回会合資料、平成30年9月5日)より引用

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
<p>①誘導制御技術</p>	<ul style="list-style-type: none"> 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 垂直着陸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  <p>CALLISTOで実証するPTO(Powered Tilt-Over)飛行</p>	<p>△ 着陸フェーズ</p>	<p>○ 全フェーズをカバー</p>
<p>②推進薬マネジメント技術</p>	<ul style="list-style-type: none"> 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  <p>メッシュを用いた液面保持デバイス この下に推進薬の吸い込み口があり、ガスを吸いこまないように、内部に液体が保つ</p> <p>実機スケールの液体酸素タンクを用いた内部デバイスの評価例。メッシュの表面張力により、推進薬がタンク底面に保持される。</p>	<p>NA</p>	<p>○ 低重力環境で推進薬マネジメントを実証</p>
<p>③ヘルスマネジメント技術</p>	<ul style="list-style-type: none"> 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  <p>①複合物理モデル(制御/電気/機構/流体) → ②ばらつきに対してロバストな時系列データ分析手法 → ③非線形度によるクラスターリング(故障診断)</p> <p>デジタルツインの活用: 正常な物理モデルと実際のセンサーデータ(温度、圧力、電圧)を統合し、リアルタイムでモデルの出力とセンサーデータを照合して異常を検出。</p> <p>JAXAのモデルベース故障診断技術の試行結果 模擬故障を正しく診断でき、エンジン再整備での意思決定やトラブルシューティング時間の短縮に役立つ目的を得た(JAXAで特許申請済み)。</p>	<p>△ エンジン燃焼室とターボポンプの一部に試行</p>	<p>○ 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</p>

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

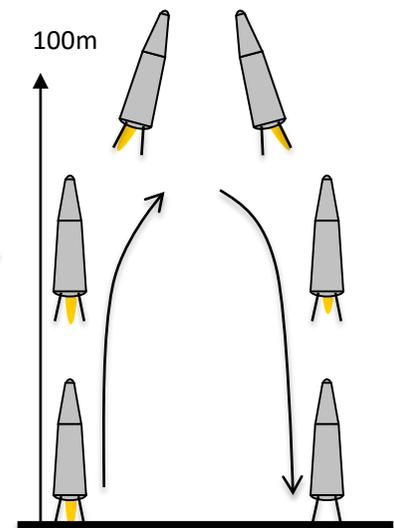
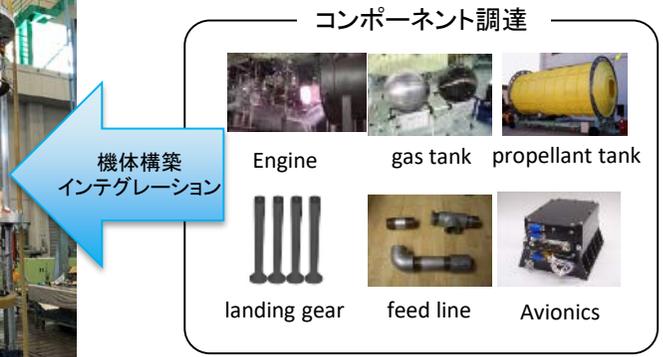
RV-X(高度100m飛行実験)の概要

- 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月および10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年度内に飛行試験を実施し、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～FY2020

飛行試験 FY2020



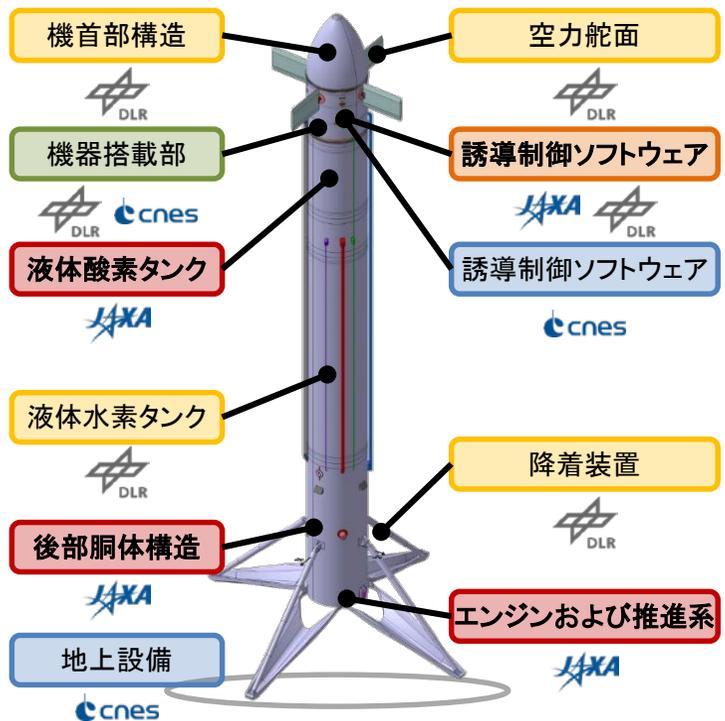
誘導制御・再使用運用の実証

2.1 再使用型輸送システムに関する研究開発

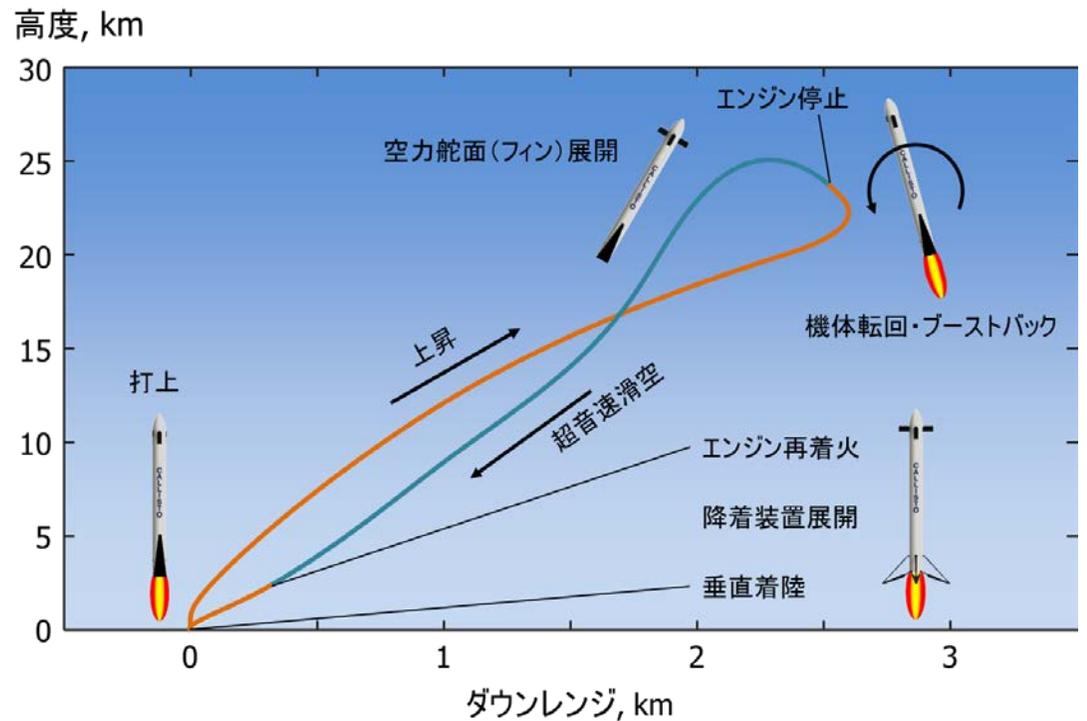
(4) 一段再使用飛行実験

CALLISTO(高度30km飛行実験)の進捗

- 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、概念設計を開始
- 2018年3月に、前半作業であるミッション要求の検討や主な分担(左下図)の調整等を完了
- その後、後半作業として、3機関共同でシステム設計(主要諸元、機能・性能などの検討)を進め、2019年度末に完了



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



飛行プロファイルの検討例。海上(台船)に着陸することも検討したが、CNESの予算制約により、現在は、陸上に帰還するプロファイルが基本となっている。

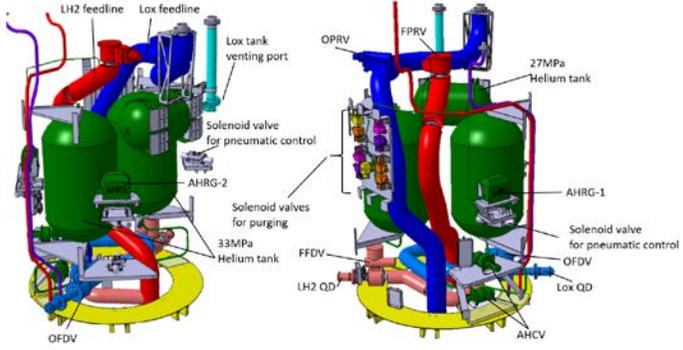
2.1 再使用型輸送システムに関する研究開発

(4) 一段再使用飛行実験

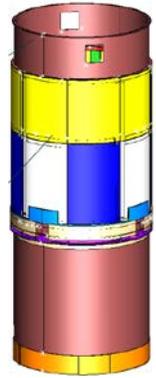
CALLISTO(高度30km飛行実験)の進捗(続き)

- 2020年度: 各機関で担当するサブシステムの設計を進め、現在、その成果を統合してシステムへの反映やスケジュール詳細化を実施中

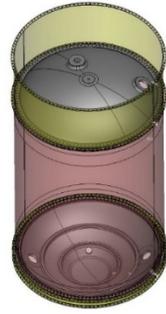
JAXA担当サブシステムの設計結果



推進系機器(後部胴体内に搭載)



後部胴体構造



液体酸素タンク

今後の計画

- 2020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
- 2022年度: 飛行実験(ギアナ宇宙センター)を実施

欧州では、CALLISTOおよびそれに続く実機スケールの実証機の成果を用いて、早期に1段再使用化の有効性を見極める予定である。



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、日本も大型ロケットの1段再使用化に進むかどうかの知見を提供する。
- 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。

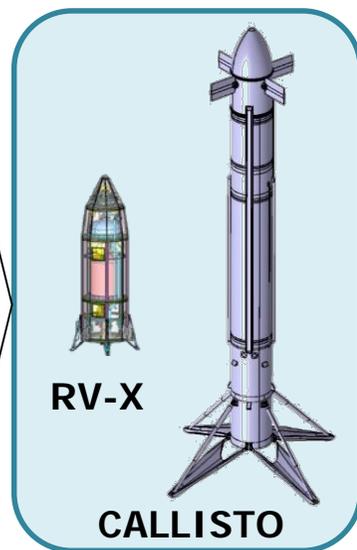
JAXAが強みを有するキー技術

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。

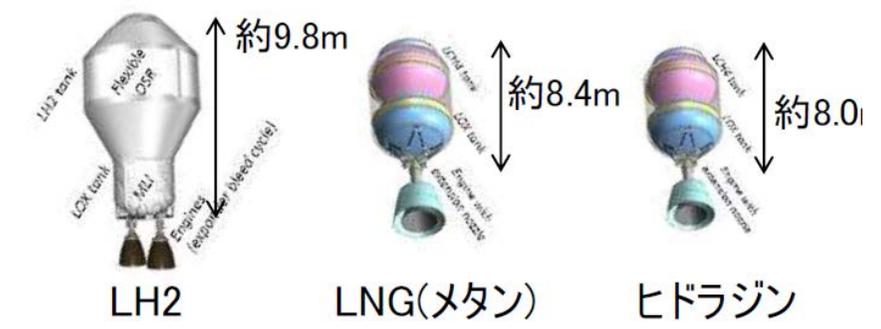
LNG推進系の特徴

- 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/m ³]		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



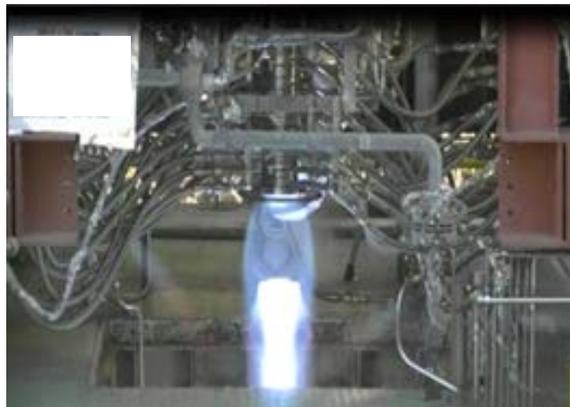
推進種による火星ミッション用軌道間輸送機サイズ比較例

2.2 推進系技術に関する研究開発

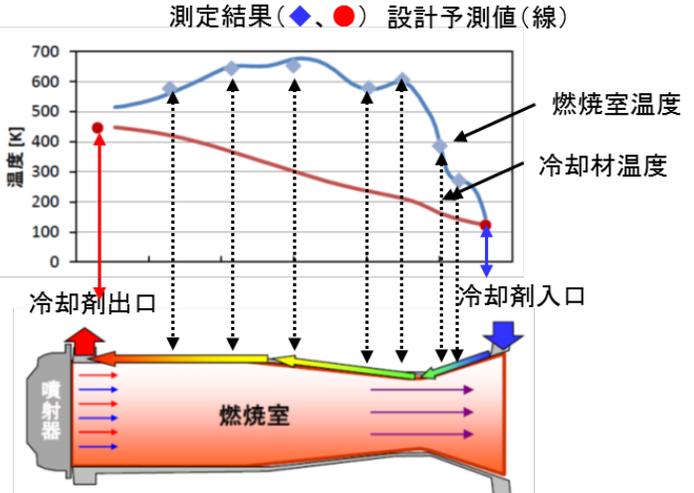
(1) LNG推進系の研究

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。

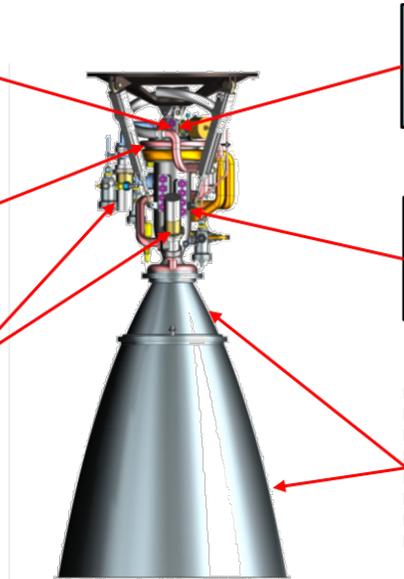


試作試験の様子



燃焼室各部と冷却剤の温度測定の例

- ◎点火器
試験シリーズを通して安定作動を実証
- ターボポンプ
所定の性能を発揮すること実証。軸封シールを改修し、総合燃焼試験で実証予定
- ◎主バルブ
試験シリーズを通して安定作動を実証



◎噴射器
Isp=370秒相当の燃焼効率を発揮することを実証

◎再生冷却燃焼室
十分な冷却性能と吸熱量を有していることを実証

ノズル
本試験では高空燃焼試験を実施していないため実証不可。解析的に性能を予測

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。

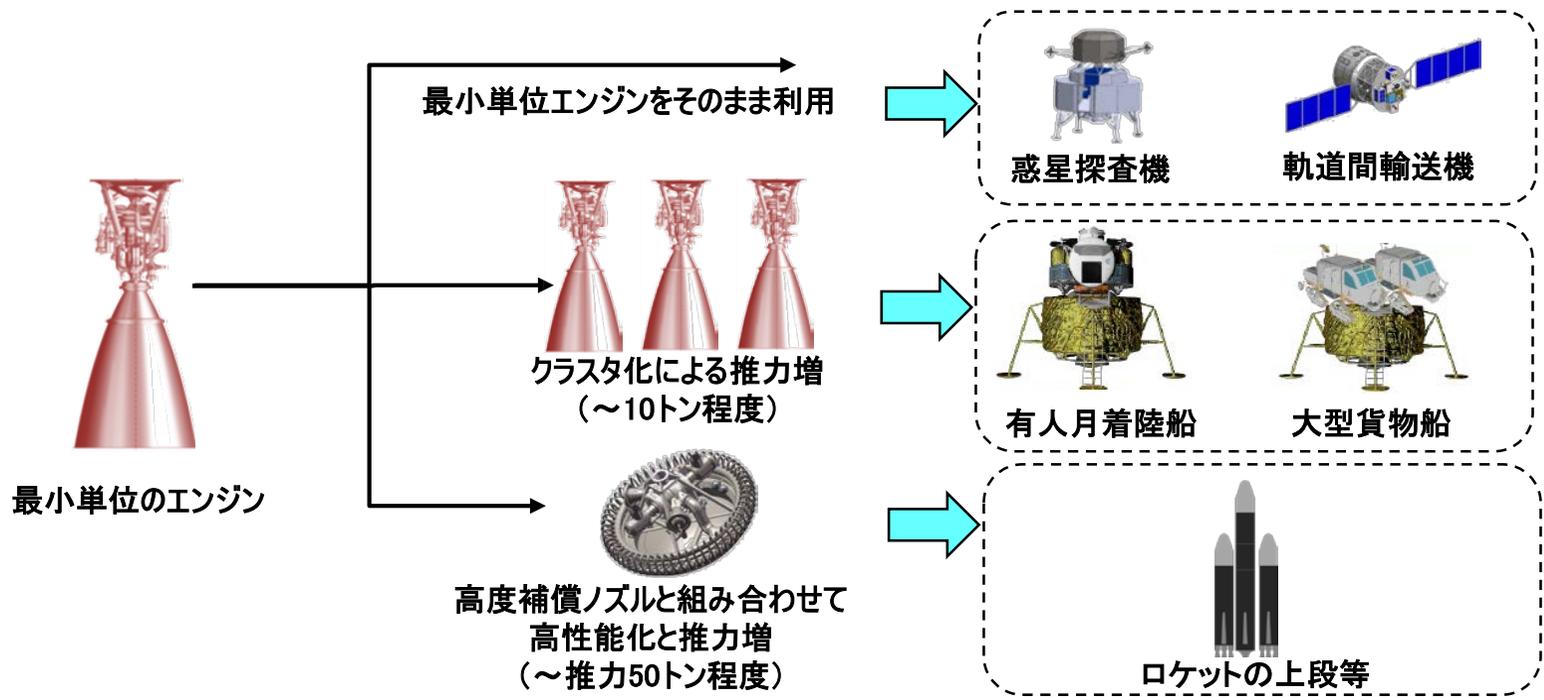
	米国			欧州			日本		
名称	BE-4	Raptor	HD4-LT	PROMETEUS	ACE-42R	MIRA	LE-8	30kN級	30 kN級
									
開発元	Blue Origin	Space X	NASA	CNES	Airbus Safran	ASI/AVIO	JAXA	JAXA	JAXA
搭載機体	Vulcan 1st EG	BFR (火星往還機)	Morpheus	実証用エンジン	Space Plane	Vega-E 3rd EG	GX 上段	研究	小型有翼ロケット
推力(真空)[kN]	2400	1900	19	1000	420	98	107	30	30
比推力(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	フルプロ二段燃焼	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(計画中)	—	—	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。



予め確立

要求に応じて合わせて対応

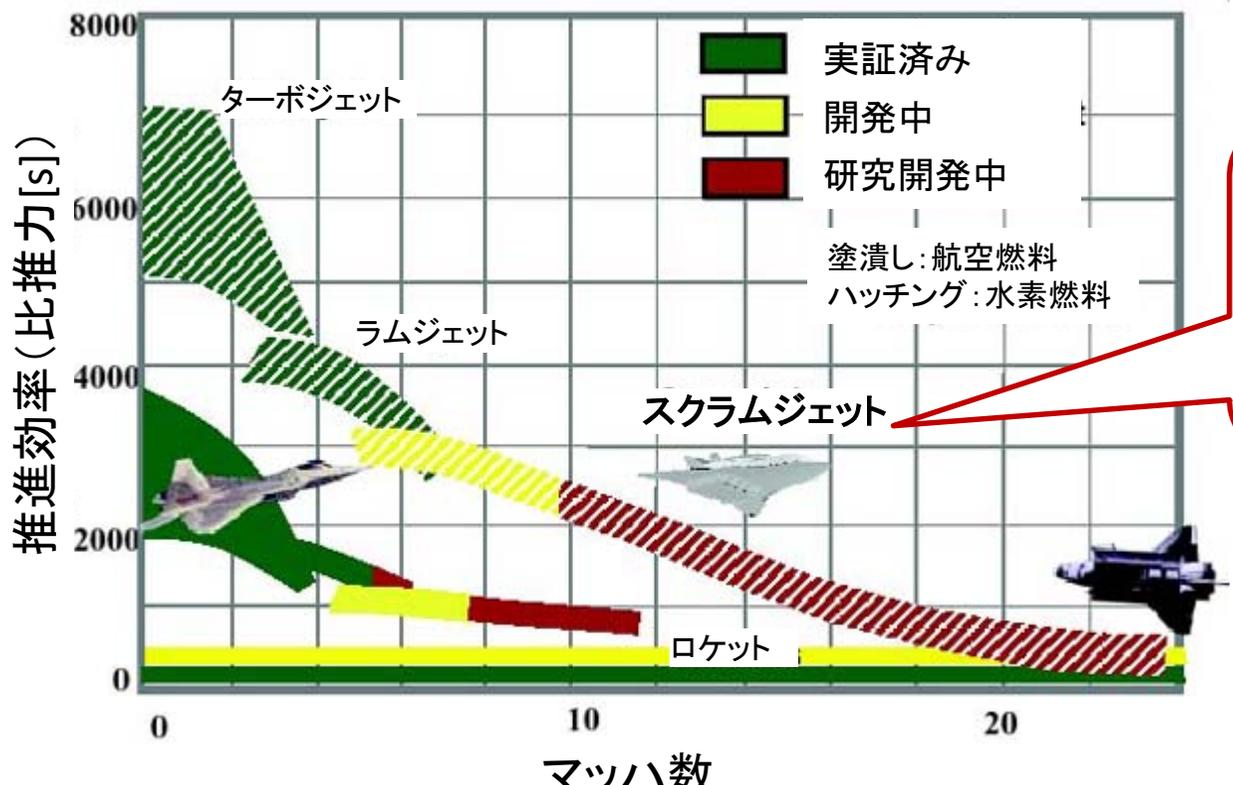
適用先の例

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。

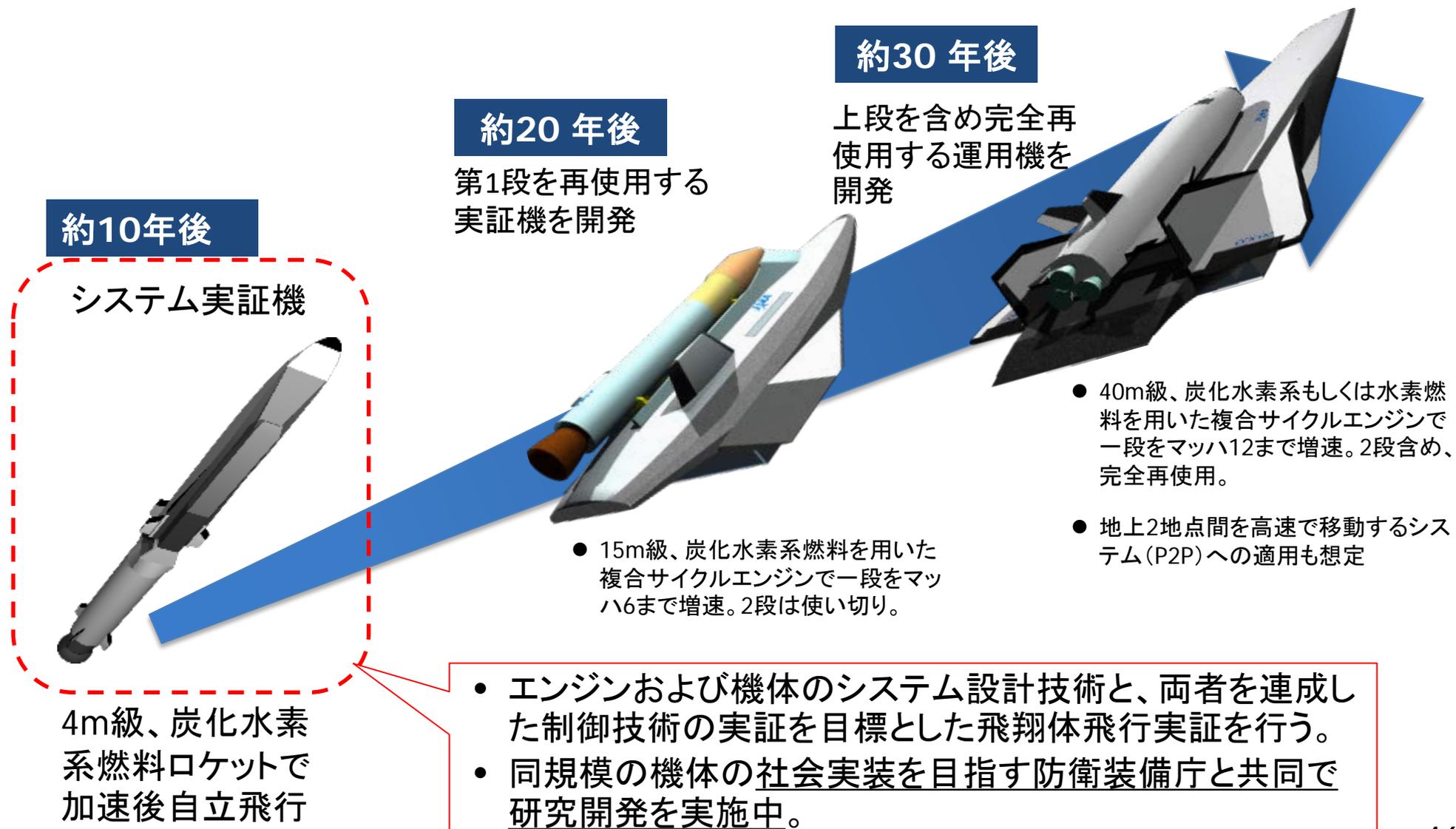
実績

- 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。

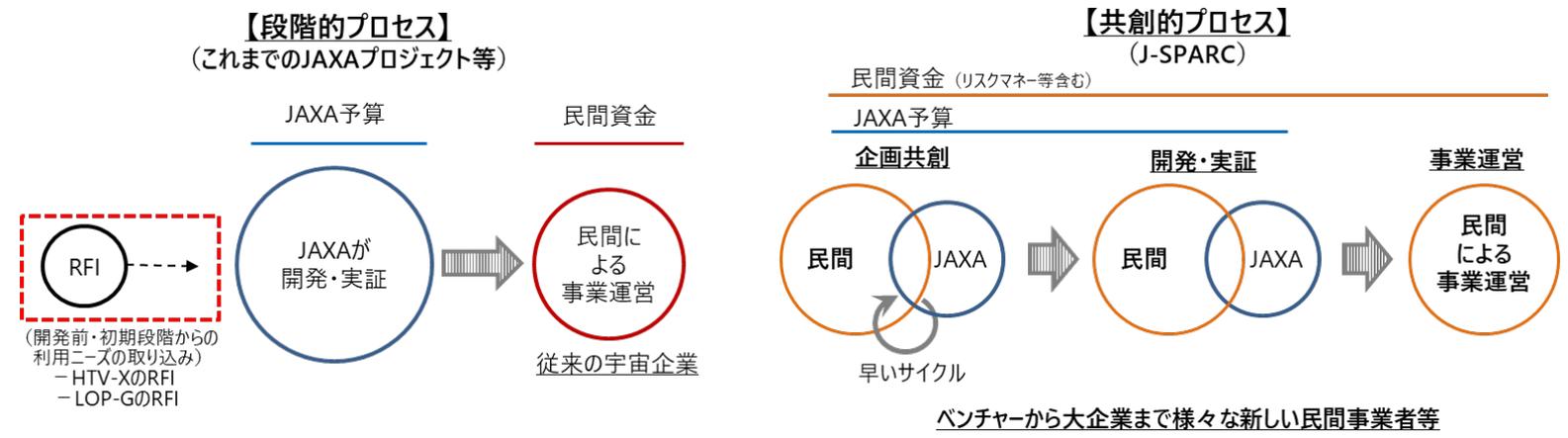


J-SPARCの概要

- 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共通的/汎用的技術等の提供、発展]

- 共通的技術の発展・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

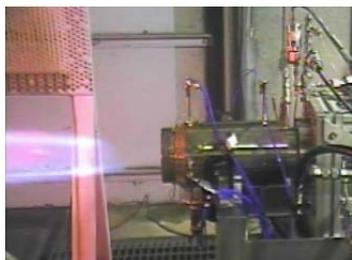
SPACE WALKER



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