

## 資料3-4

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3回) R2.12.23

# 宇宙輸送系開発議論の変遷／課題について

令和2(2020)年12月23日

(国研)宇宙航空研究開発機構

# 目次

## 1. 将来型宇宙輸送システムの研究開発経緯

### 1.1 将来型宇宙輸送システムの研究開発経緯

### 1.2 研究開発経緯及び課題

## 2. 液体ロケット開発経緯～我が国の液体ロケット開発経緯～

### 2.1 H2Aロケット開発経緯及び課題

(参考情報) 諸外国での開発計画が民間企業を中心に大幅に加速

参考資料

# 1.1 将来型宇宙輸送システムの研究開発経緯

- 1996年度に、科学技術庁研究開発局においては、「再使用型宇宙輸送システム検討会」を開催し、我が国として取り組むべき最終目標として、空気吸い込み式エンジン（エアブリージングエンジン）搭載の完全再使用型単段式宇宙航空機（スペースプレーン）の研究開発を設定し、それに至る中間段階の目標として、ロケットエンジン推進式の単段式宇宙輸送機の研究開発を提案された。
- 1999年4月-10月、「将来型宇宙輸送システムに関する懇談会」の報告書において、エアブリージングエンジンを搭載した高速航空機を初段とし、再使用型ロケットを搭載した有翼宇宙機を上段とする、水平離着陸能力を有する二段式の完全再使用型宇宙航空機（二段式スペースプレーン）を、2010年代に開発することを、当面の目標に設定することが妥当な選択とされた。
- 図2, 3に示す通り、この研究開発を進めるにあたっては、それぞれ五年間程度の研究開発期間から構成される三段階の研究開発をステップアップ方式により、順次推進していくことが望ましい。また、各段階での研究開発の進捗、目標の達成度及び成果について、的確な評価を行い、効率的に資源の見直しを行うことが必要であるとされた。
- 2000年8月、上記懇談会報告等を踏まえて、将来の再使用型輸送系の研究開発の姿について十分な検討を行う必要があることから、宇宙往還技術試験機（HOPE-X）は、2004年度に実機を打ち上げることを目標に開発を進めてきたが、当面、実機製作は凍結として、これまでの開発成果のとりまとめを行いつつ、宇宙往還機技術試験機の第一段階として、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や小型実験機である高速飛行実証を実施。（2.研究開発経緯及び課題 参照）

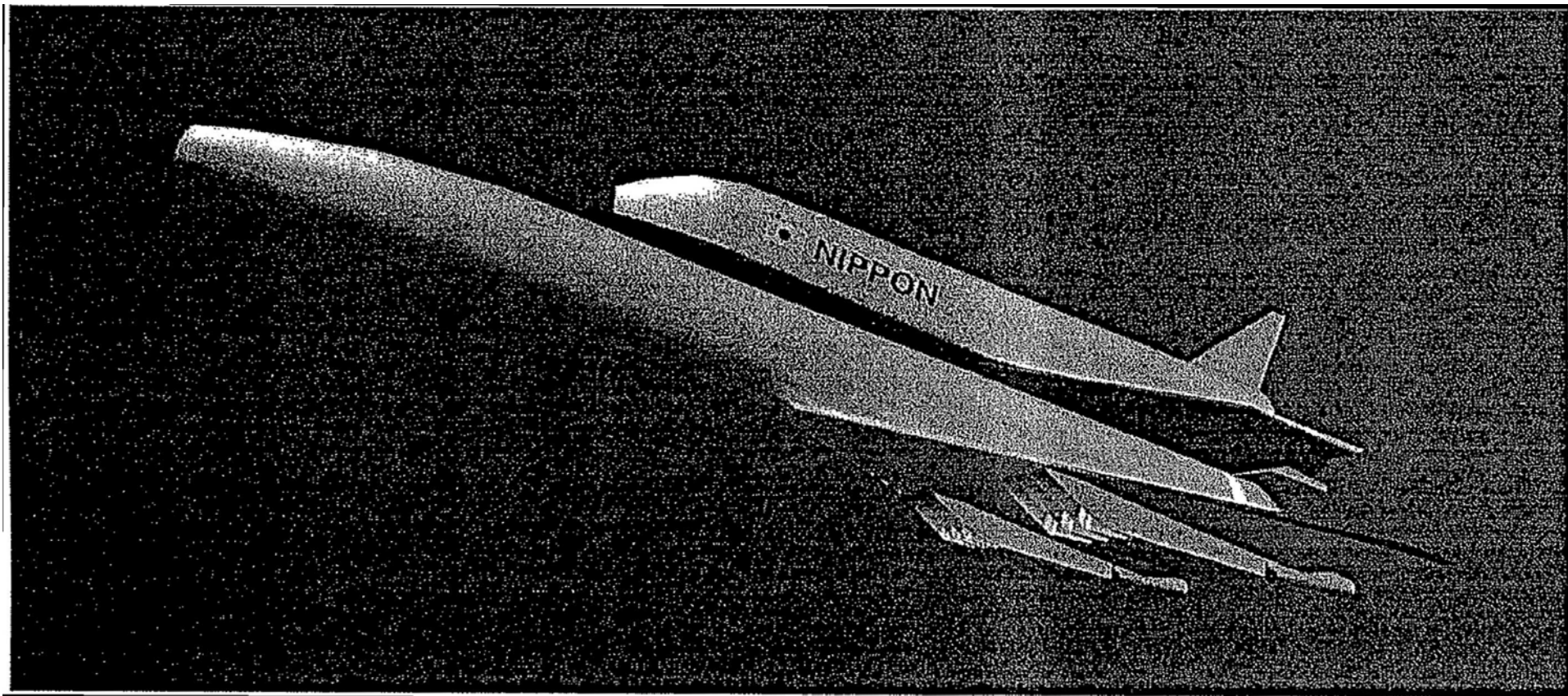


図1 開発目標とする宇宙輸送システムのイメージ

エアブリージングエンジンを搭載した高速航空機を初段とし、再使用型ロケットを搭載した有翼宇宙機を上段とする、水平離着陸能力を有する二段式の完全再使用型宇宙航空機(二段式スペースプレーン)

# (参考) 将来型宇宙輸送システムに関する懇談会報告書より引用

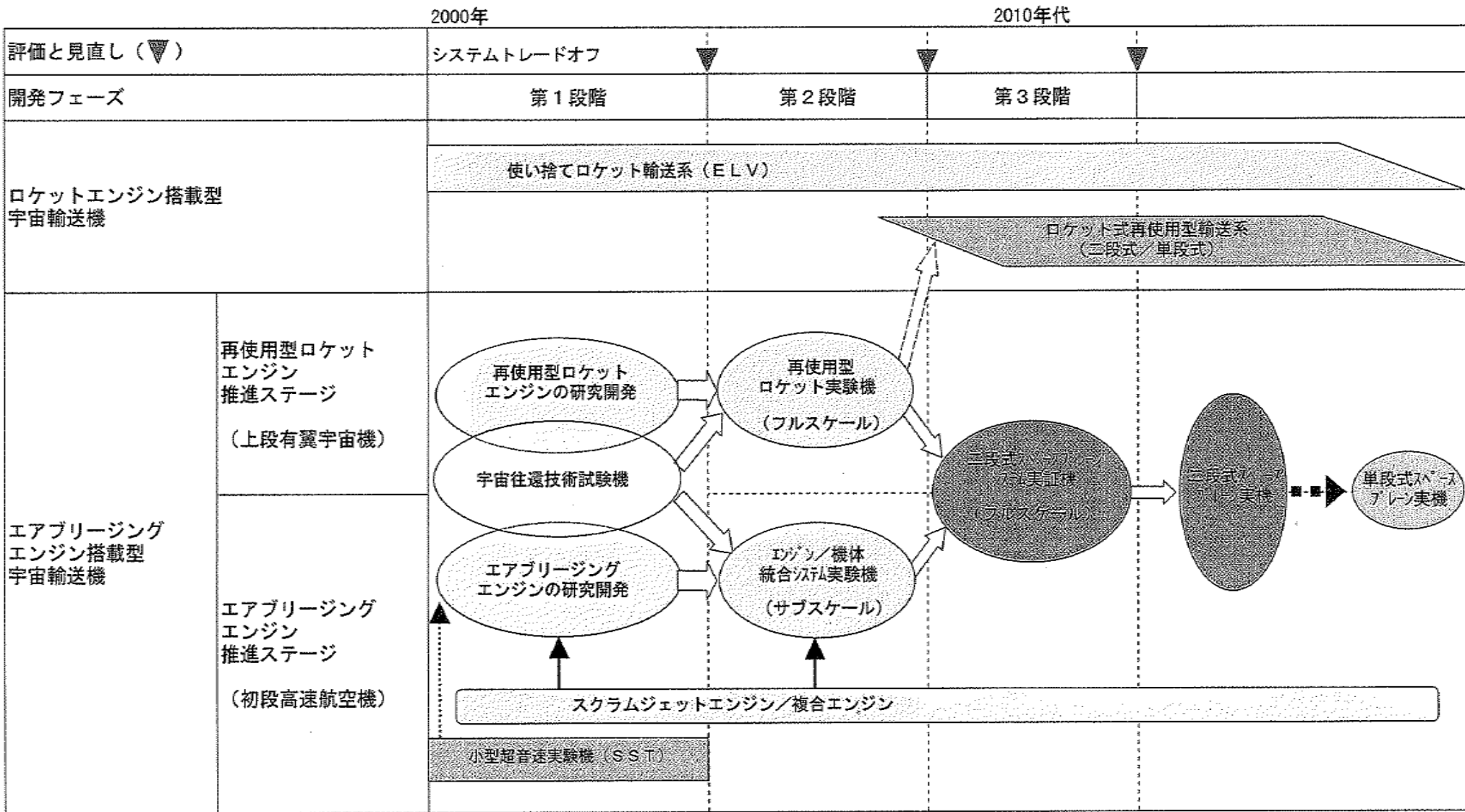


図2 将来型宇宙輸送システムの研究開発の流れ

# (参考) 将来型宇宙輸送システムに関する懇談会報告資料より引用

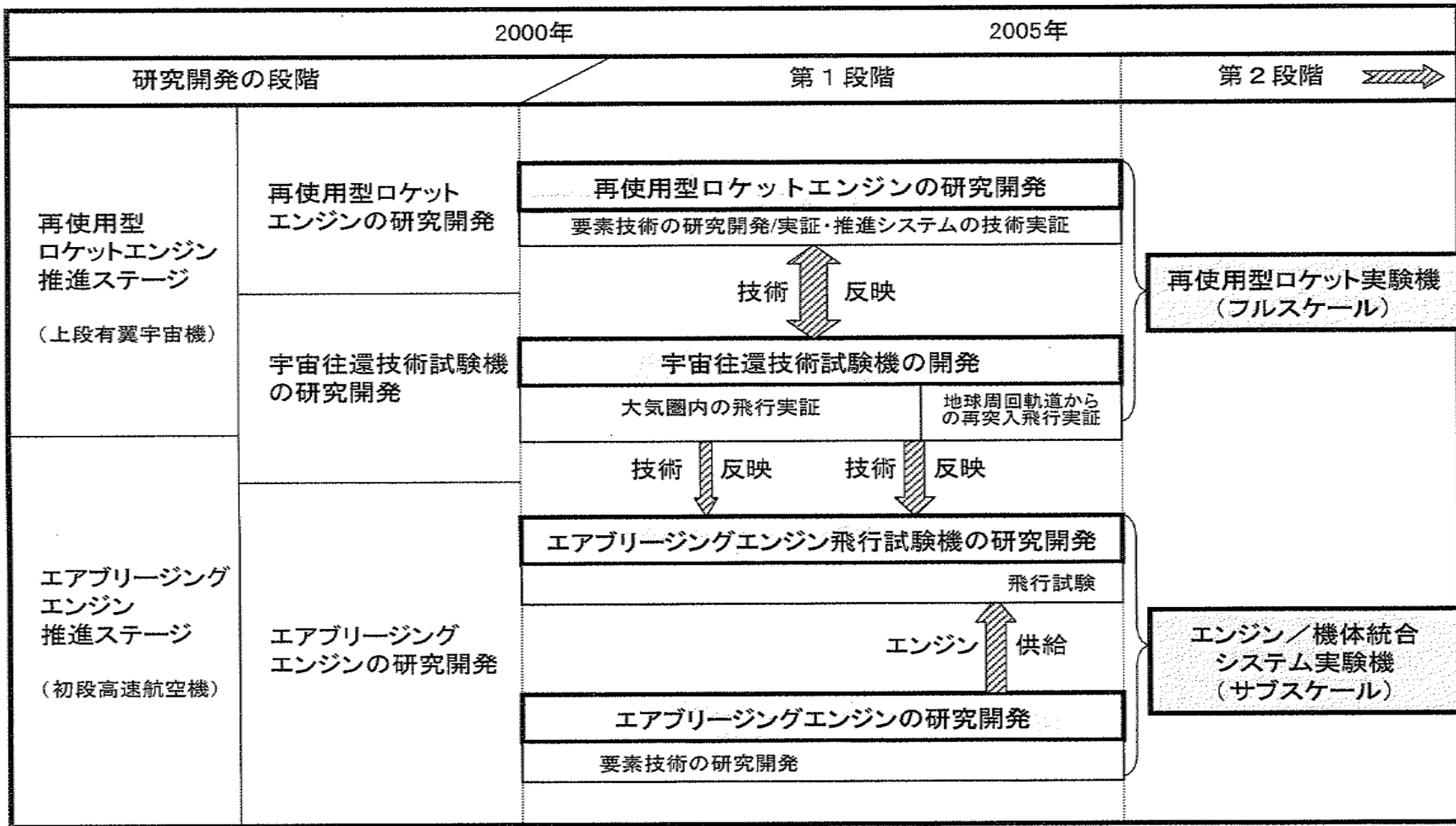


図3 将来型宇宙輸送システム研究開発におけるHOPE-X計画の位置づけ(案)

## 1.2 研究開発経緯及び課題

(1) 「将来型宇宙輸送システムに関する懇談会」報告書基礎資料(科学技術庁 研究開発局 将来型宇宙輸送システムに関する懇談会 1999年9月)

将来宇宙輸送システムに関する研究開発の実施に当たっては、フロントランナー的研究開発を適切に遂行するために、従来のキャッチアップ的研究開発に対する研究開発の手法・研究開発の体制・予算措置等の見直しが必要である。研究開発の初期の段階から、政府を中心に十分な資金の確保と研究開発体制の整備およびその下での研究開発の推進を強く求めるものである。

(2) 事故に伴う宇宙開発事業団の計画・体制見直し

- 1998年2月 H-IIロケット5号機、2段エンジン早期停止事故
- 1999年11月 H-IIロケット8号機 1段エンジン早期停止事故
- 2000年8月 1998年4月から1999年5月の宇宙開発委員会宇宙開発基本問題懇談会の提言等を受け、経営改革を着実に実行するために、宇宙開発事業団はアクションプランを制定した。改革の重点施策として、H-IIAロケットの確実な開発・打上げに向けて、①開発の強化(開発体制の強化、開発計画の充実・計画の変更、信頼性向上策、高度情報化への取り組み)、②品質保証の強化、③独立技術評価体制の強化を実施。
- 2003年11月 H-IIAロケット6号機SRB-A分離不具合事故
- 2005年2月 H-IIA打上げの再開

# (参考) JAXAにおける将来宇宙輸送系研究開発状況

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



OREX ALFLEX HYFLEX HSPD

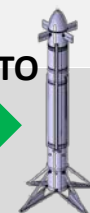
小型実験機



### 再使用ロケットCALLISTO

飛行実験Phase2

CALLISTO



飛行実験Phase1



RV-X

### 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

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

エンジン飛行実証

1995

2000

2005

2010

2015

2020

2025



## 2.1 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(静止軌道2ton級(GTO4トン級))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。

## 2.1 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。

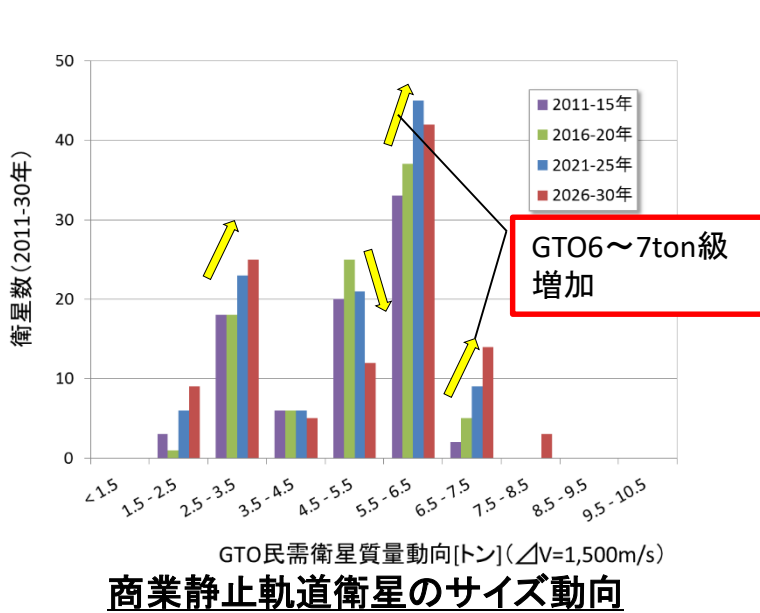
### ■ 【H-IIB】官民共同によるロケット開発

- 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。**

# 2.2 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

# (参考情報) 諸外国での開発計画が民間企業を中心に大幅に加速

- Falcon9は私企業としてFalcon9を開発。NASAのISS補給プログラムや空軍のNSSLによる衛星打上げ等を行う一方、打上げ価格の安さ等を武器に多数の商業衛星を打ち上げ。2018年は商業打ち上げ市場の58%を占めている。
  - SpaceX社は2015年Falcon9の1段ステージの再使用に成功。その後、改良を続け、**2018年より最終形態Block5 (第1段ステージを点検のみで10回再使用可能、補修を行うことで100回以上の再使用可能)を運用開始**。また、2019年にはフェアリングの洋上回収にも成功している。
  - 2018年より、再使用ブースタ×2機を付加し能力を大幅に向上したFalcon Heavy(中央図)を運用中。それまで世界最大の打上能力を誇っていた**Delta IVと比較して、打上能力2倍、価格1/3を実現**。
- 部分再使用システムについては、SpaceX社に続き**各社が精力的に開発を進めている**。
- Blue Originは、2021年の初打上げを目指し、1段コア再使用の大型ロケットNew Glennを開発中。**1段コア再使用と効率的な再整備を前提**とした、システムを検討中。(左下図)
  - 大型のフェアリングを活かし、静止軌道へのデュアルローンチや多数のコンステレーション衛星の展開が可能。
- ULAは、AtlasV、Delta IVの後継機として、2021年の運用開始を目指し、Vulcanを開発中。**最も製造費のかかる1段エンジン部のみを再利用**することで打上能力を落とさず効率的にコストを削減。(中央図)



Blue originが開発中のNew Glennと1段再使用のコンセプト



ULAが開発中のVulcanロケットと1段エンジン部の再利用のコンセプト



Falcon Heavyの打上げとブースタおよび衛星フェアリング回収の様子



2018年における商業衛星打上げ実績BRYCE、“2018 Orbital Launches Year in Review”

# 參考資料

# (参考)再使用型輸送システムに関する研究開発 有翼往還機HOPE-X

## プロジェクト目的

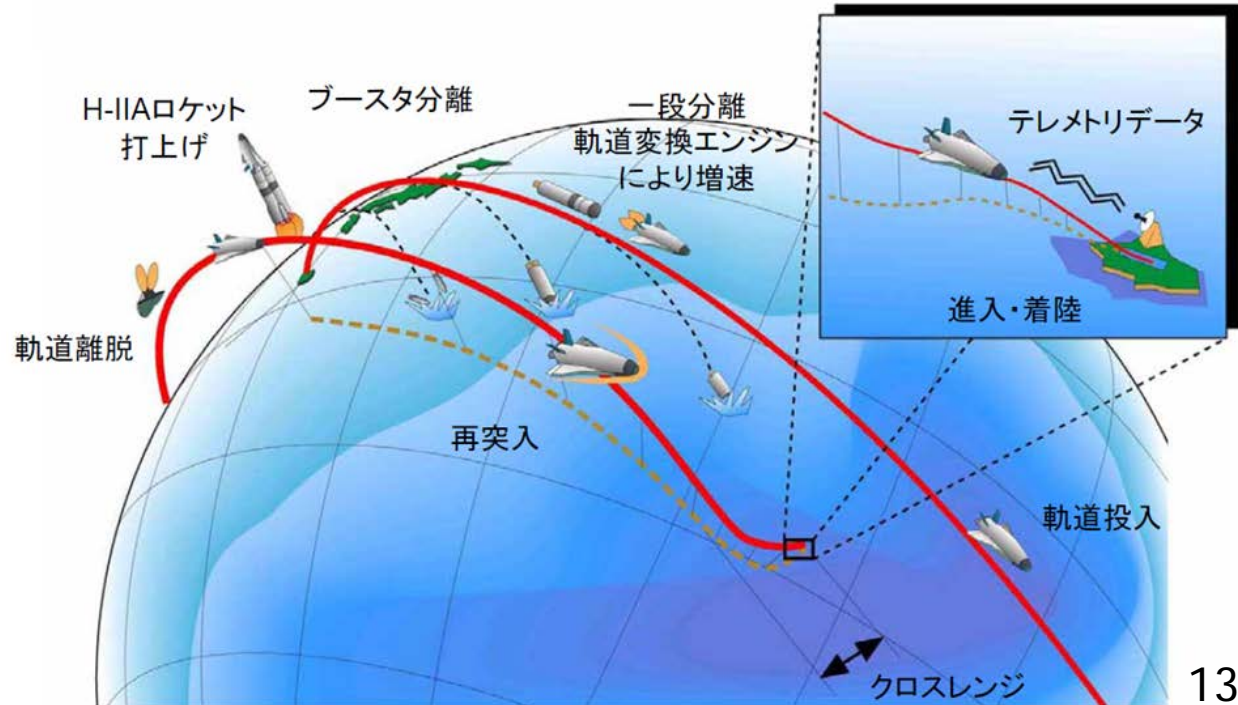
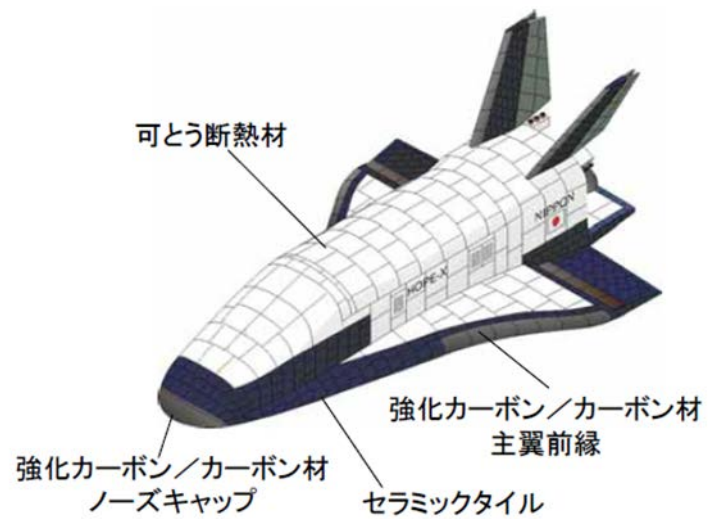
従来のロケット技術による輸送コストと比べ、大幅なコスト低減が可能な再使用型輸送系の技術基盤の一環として、HOPE-Xの開発を進め、飛行実験を実施する。これにより、無人有翼往還機の主要技術の確立を図るとともに、将来の再使用型輸送機の研究に必要な技術蓄積を図る。

(「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。

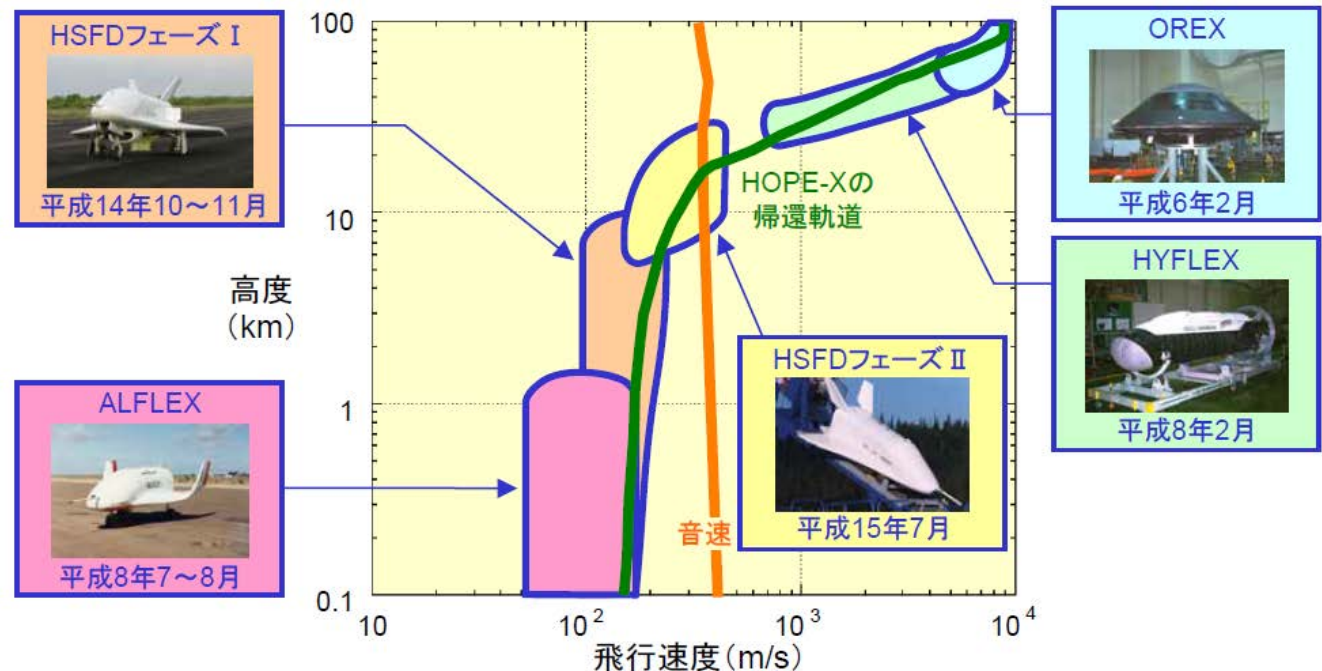
主要諸元	胴体長: 13.4 m
打上時重量: 13トン	主翼翼幅: 9.7 m
着陸時重量: 10.8トン	クロスレンジ能力: 1000km



## 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。

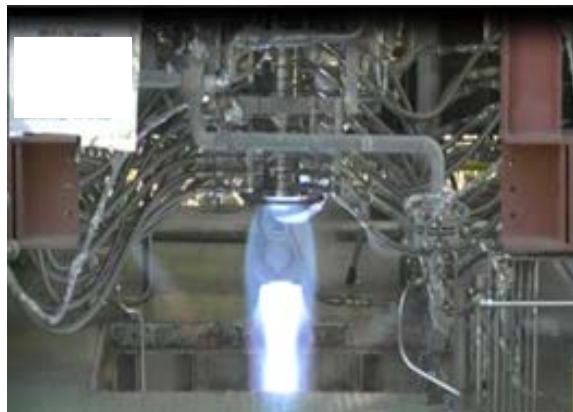


# (参考) 2.2 推進系技術に関する研究開発

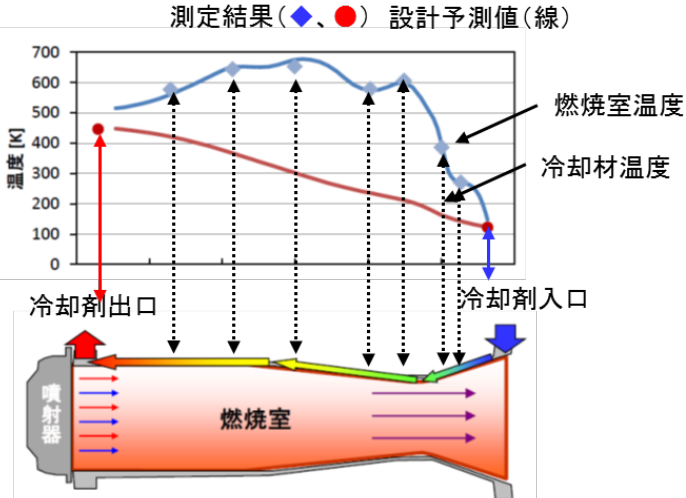
## (1) LNG推進系の研究

### 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

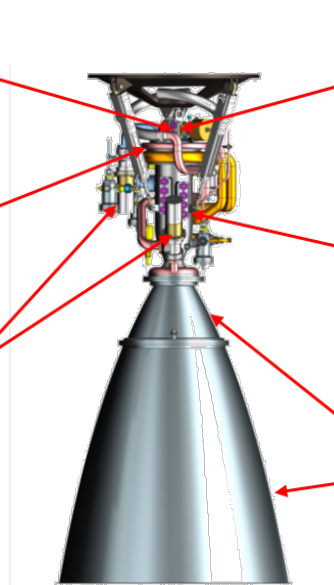
○ターボポンプ  
所定の性能を発揮すること実証。軸封シールを改修し、総合燃焼試験で実証予定

◎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





# (参考) 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。

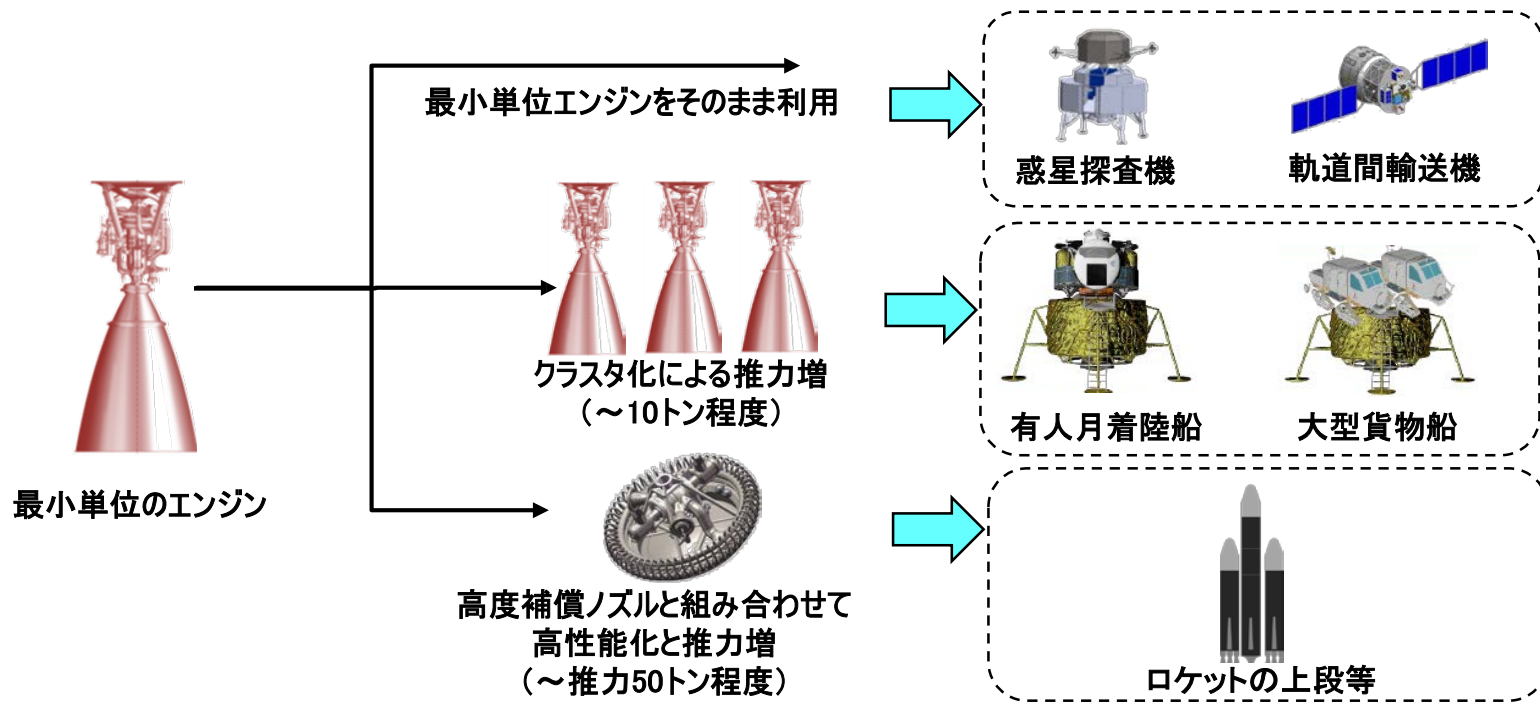
	米国			欧州			日本		
名称	BE-4	Raptor	HD4-LT	PROMETEUS	ACE-42R	MIRA	LE-8	30kN級	30 kN級
									
開発元	Blue Origin	Space X	NASA	CNES	Airbus Safran	ASI/AVIO	JAXA	JAXA	JAXA
搭載機体	Vulcan 1st EG	BFR (火星往還機)	Morpheus	実証用エンジン	Space Plane	Vega-E 3rd EG	GX 上段	研究	小型有翼ロケット
推力(真空)[kN]	2400	1900	19	1000	420	98	107	30	30
比推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

# (参考) 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

要求に応じて組合わせて対応

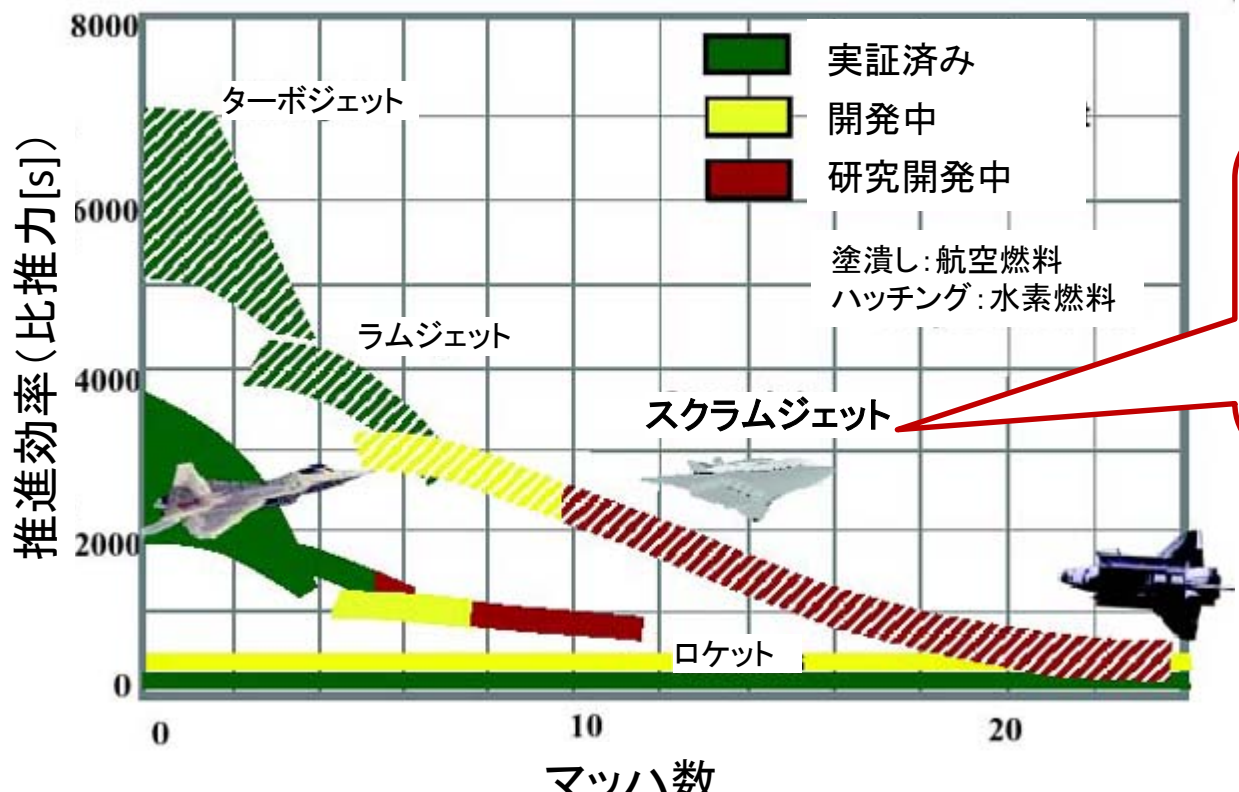
適用先の例

# (参考) 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

## (参考)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



# 2.1 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

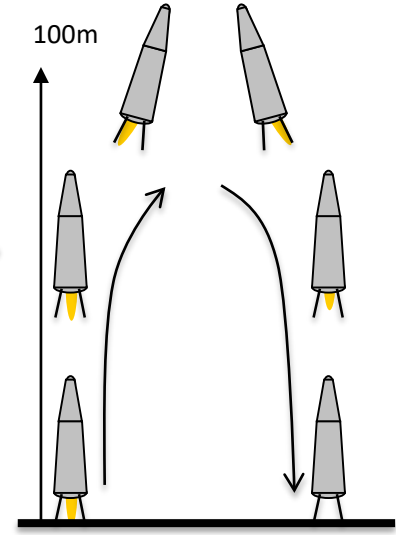
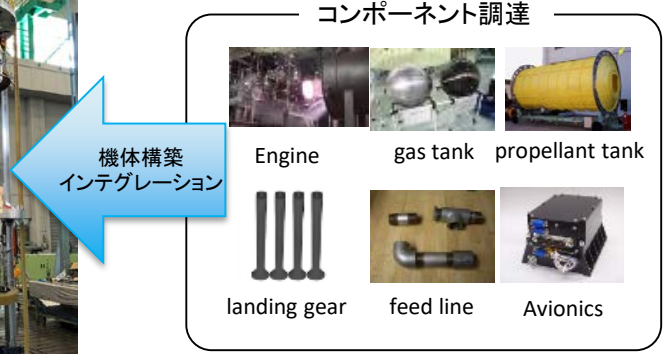
### RV-X(高度100m飛行実験)の概要

- 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
- 2021年度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～FY2021

**飛行試験** FY2021



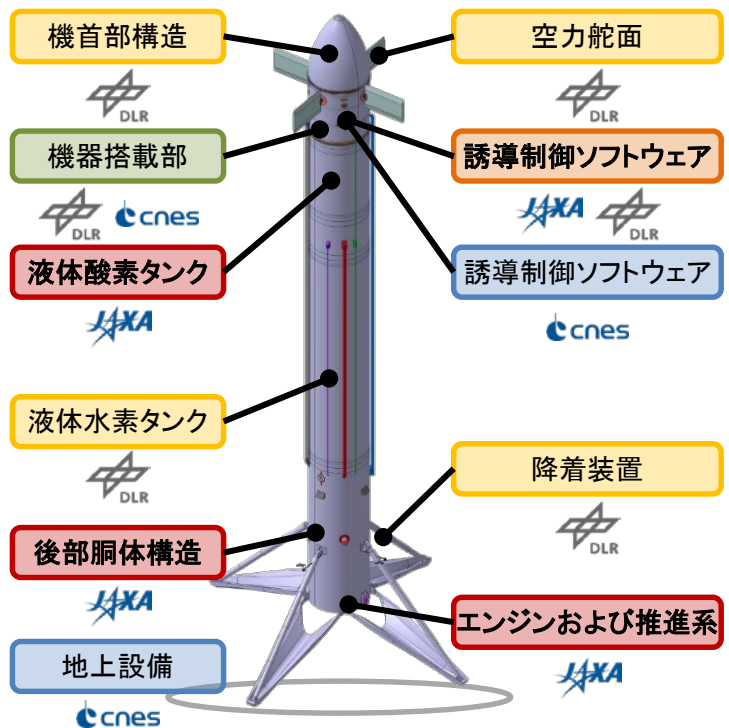
誘導制御・再使用運用の実証

# 2.1 再使用型輸送システムに関する研究開発

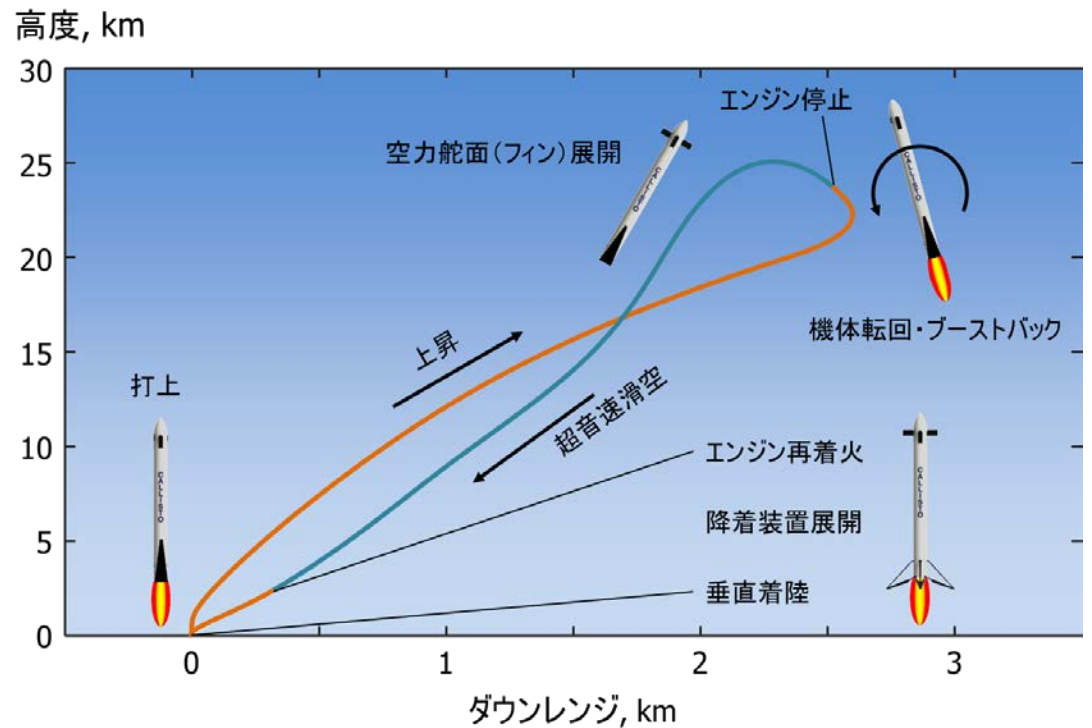
## (4) 一段再使用飛行実験

### 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。