

# 基幹ロケットの信頼性向上・基盤技術維持の取り組み



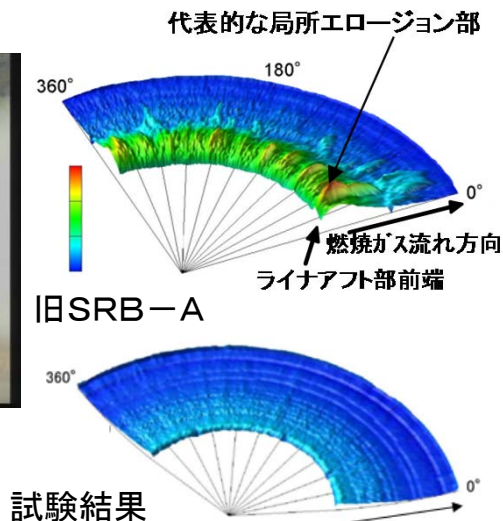
- 民間移管後も、移管した技術に対する開発責任はJAXAが保有。H-IIA/Bロケットは運用段階にあるが、信頼性向上およびキー技術等の維持・向上を継続実施する。
- 恒常的な戦略事業として信頼性向上プログラムを捉え、顕在化した課題への対処や、潜在的技術リスクの抽出・検証活動を実施する。また、信頼性向上を核とした研究開発を通じて技術基盤の維持・向上を図る。
- 主な取り組みとして、固体ロケットブースタ(SRB-A)、LE-5Bエンジンの改良、アビオ機器の部品枯渇に伴う機器再開発などを実施

## 新たなSRB-A (SRB-A3) の開発

モータノズルの局所エロージョンの排除による信頼性向上と打上げ能力の回復を目指した開発を行い、計3回の地上燃焼試験を経て2009年に開発が完了し、その成果をH-IIB試験機、H-IIA 18号機へ適用した。

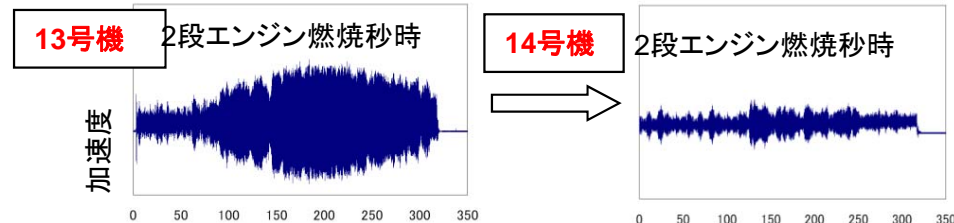


実機大地上燃焼試験  
(2009年11月11日)



## 改良型LE-5Bエンジンの開発

第2段エンジンの燃焼圧力変動の低減等を目的とした開発を実施。H-IIA 14号機から搭載し、衛星に対する振動環境を格段に改善した。



LE-5Bエンジン

## IMU (慣性センサーユニット) の再開発

MPU等の主要部品が枯渇し、再開発を行った。ロケット共通MPUボードの採用、ボードの統合、機能配分の見直しなど効率化を図り、2012年に開発完了し、H-IIB3号機へ適用した。

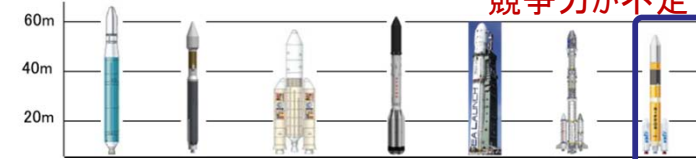


IMU 48

# 2.3 我が国の基幹ロケットの課題と今後の取り組み

- 基幹ケットは高い成功率で打上げを続けているが、商業受注は1件のみ。また以下の課題に直面しており、策を講じなければ**10年後には宇宙輸送手段が維持できなくなるほどの危機的な状況**

世界に比べ競争力が不足



	デルタ4 (米)	アトラス5 (米)	アリアン5 (欧)	プロトンM (露)	ゼニット 3SL (ウクライナ)	長征3 (中)	H-IIA (日)
価格M\$	100	100	220	85	100	70	100
打上能力 GTOトン	3.6	3.5	9.5	6.1	5.2	2.8	2.9

\*1) ΔV1500m/s相当  
\*4) 各国の主要ロケット価格と打上能力

## 課題1 打上げニーズへの対応

- ◆ 近年の**衛星サイズ**がH-IIA/Bの能力範囲から**逸脱の傾向**
- ◆ 円高の影響等で**国際競争力が低下**
- ◆ 宇宙**輸送コスト**(打上げ費、設備維持費)が**予算を圧迫**

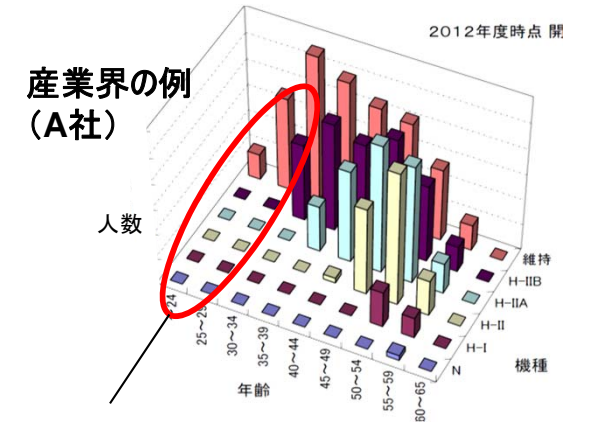
## 課題2 技術基盤・産業基盤

- ◆ **開発機会不足**で**技術者が離散**し、技術基盤が低下
- ◆ **打上数不足**で**企業撤退**など、産業基盤維持が困難
- ◆ H-IIから25年経過し、射場設備や製造設備等が**老朽化**

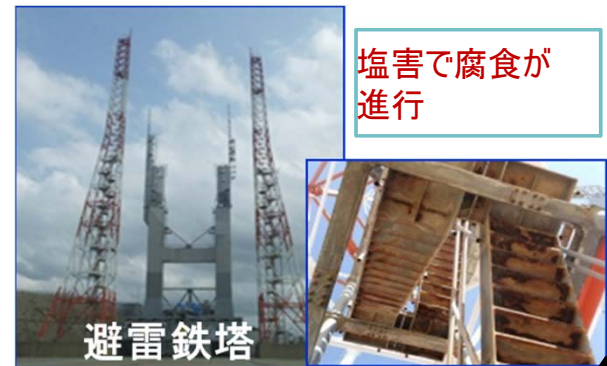


- **10年後の安定運用**を目指した**新型ロケットの開発**により『**自律的持続可能な世界**』に転じることが最も適切、かつ、急務

- ◆ 必要な時に独自で打上げられる宇宙輸送システムの堅持
- ◆ 宇宙輸送コストを抜本的に低減し、宇宙開発利用を促進、次世代輸送システムへの開発投資(持続性の確保)



開発機会なく若手経験不足・技術力低下



避雷鉄塔

塩害で腐食が進行

射場老朽化の一例

# 基幹ロケット高度化

- 基幹ロケットの継続的な改良の取り組みとして、2段ステージの推進系、構造系、アビオニクス系の高機能化を実施中。

## 1. 静止衛星打上げ能力の向上

- 推進薬蒸発量の低減技術の開発
- 低出カスロットリング機能の獲得
- 搭載機器の長秒時作動技術の獲得

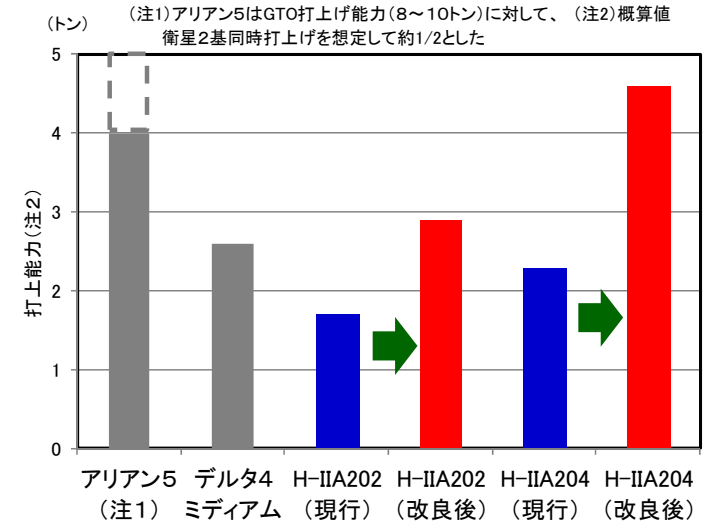
⇒ 能力向上により、H2A202形態で20%程度、H2A204形態で50%程度の商業ミッションに対応可能となる。

## 2. 衛星衝撃環境の抜本的緩和

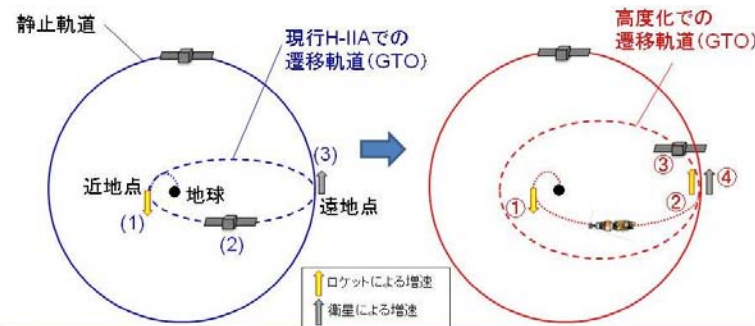
- 火工品によらないメカニズムによる低衝撃衛星分離機構の開発

## 3. 飛行安全システム追尾系の高度化

- 機体搭載型航行安全用航法システム(レーダ代替)の開発



標準的な静止衛星の打上げ能力比較

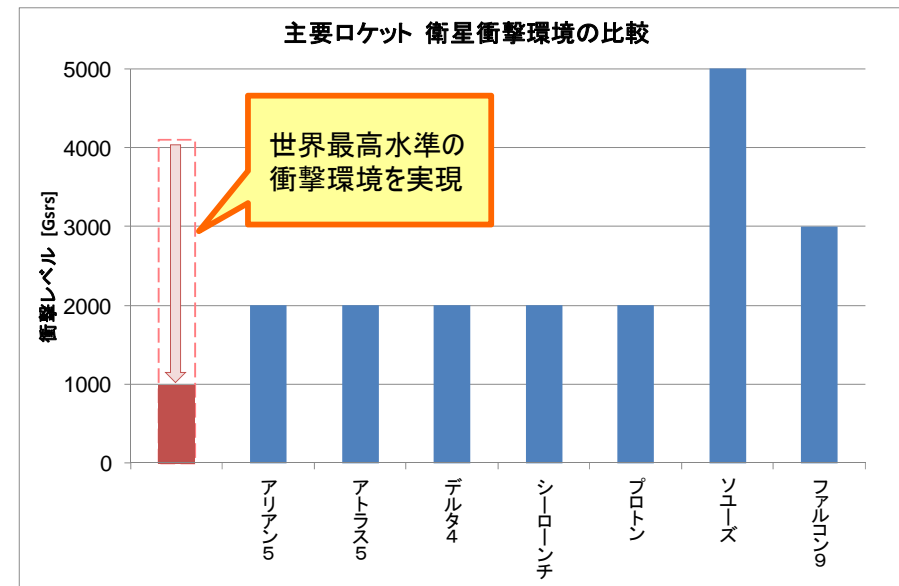


<現行H-IIA>  
 (1)近地点で2段エンジンを再着火して増速  
 (2)衛星を分離して遷移軌道に投入  
 (3)遠地点で衛星が増速して静止軌道に投入

<効率的な増速方法(オプション)>  
 ①近地点で2段エンジンを再着火して増速  
 ②ロングコースト後、遠地点で再々着火(低推力)して効率的に増速※1  
 ③衛星を分離して遷移軌道に投入  
 ④遠地点で衛星が増速して静止軌道に投入

※1) 近地点よりも遠地点の方が速度が低く、遠地点の方が効率的に静止化増速量ΔVを低減可能

GTOミッション対応能力の向上



主要ロケットの衛星衝撃環境の比較



## ● 次期基幹ロケットのコンセプト

### (1) 我が国の宇宙開発利用の効率的推進

- ◆ 市場に対し競争力のある打上げ価格の提供
- ◆ 打上げインフラを簡素化し、**維持費を大幅に低減**
- ◆ **多様な政府ミッション**に柔軟に対応し、**安全保障分野**などの利用拡大に貢献

### (2) 国際競争力強化

- ◆ 世界最高の高信頼性の実現し、**商業打上げ受注を促進**
- ◆ ロケットエンジン等の**海外展開**を促進し、産業基盤を強化

### (3) 将来技術の効率的獲得

- ◆ **新たな技術**を織り込み、航空機のように自在な輸送システムの実現に向けて、技術を**段階的**に成熟
- ◆ 国際協働**探査ミッション**へ参画し、日本独自技術で勝負

## ● 研究状況

- ◆ システム検討や最重要技術であるロケットエンジン等について先行的な研究を実施中



次期基幹ロケットのラインアップ例

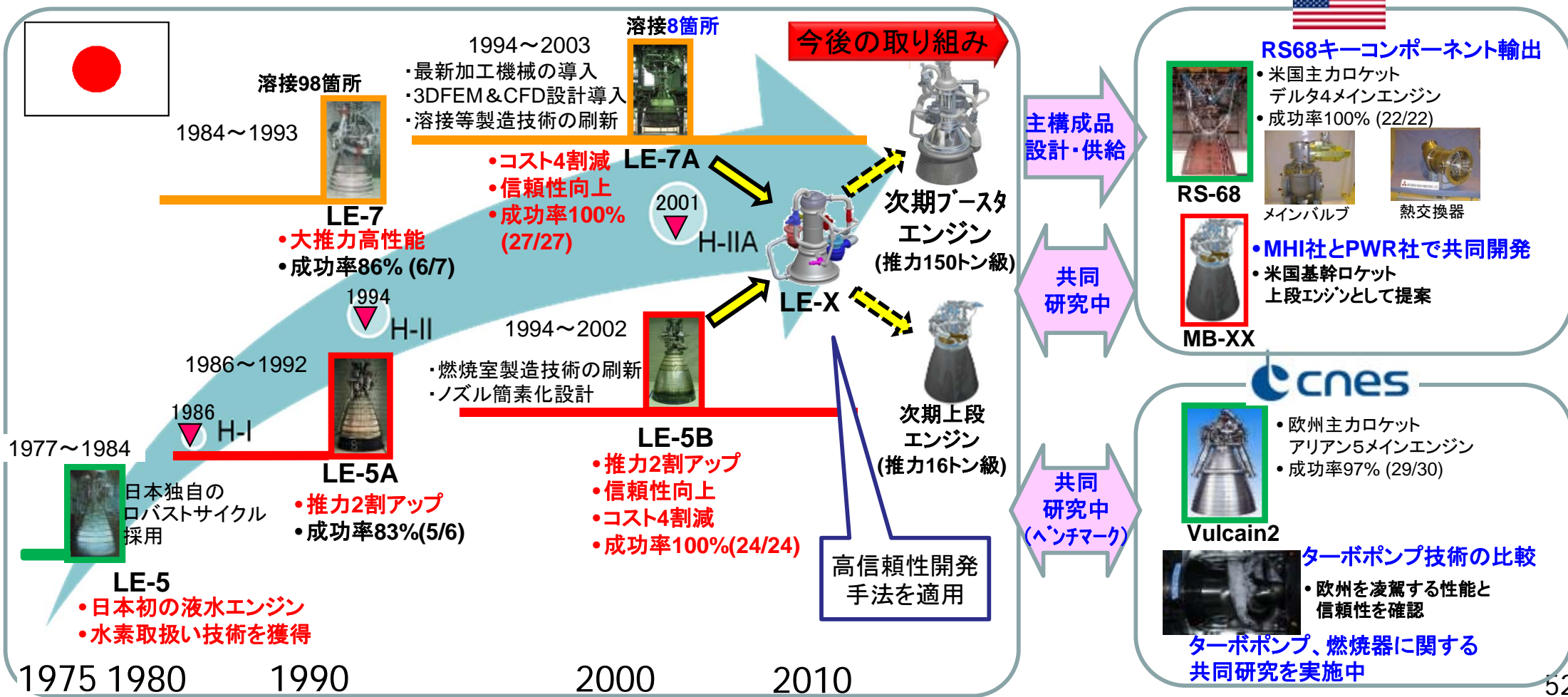


高信頼性・低コスト  
ロケットエンジン

# 2.4 液体ロケットエンジン

## (1) 水素系エンジン開発の歴史と現状

1. 国産化を目指したH-Iロケットの開発以来、ロケットの心臓部として、35年にわたって空白期間を設けことなく開発を継続し、米国・欧州と同等以上の技術水準に到達。
2. 最新の設計・製造技術を取り入れ信頼性を高めつつコストダウン実現。LE-7A、LE-5Bは2001年の初飛行以来、ミッションに影響する不適合を生じていない。
3. 高い信頼性、コスト効率、性能は世界で認められ、欧米と共同研究、米国へキー・コンポーネント輸出
4. 次期エンジンは1/2段エンジン技術を共通化しリソース集中。最新の製造技術と高信頼性開発手法を適用し、我が国が培った高い付加価値を持つエンジンをさらに発展させる。



## 2.4 液体ロケットエンジン

### (3) 高信頼性・低コストロケットエンジン(LE-Xエンジン) 技術実証

- **世界に類のない安全性・高信頼性・低コスト性**を兼ね備えた、次期基幹ロケット用ブースタエンジン(150トン級エキスパンダブリードサイクルエンジン)の技術的成立性を実証する。
- 低コストエンジン設計・製造技術などの高付加価値エンジン技術を獲得する。
  - ☞ LE-7Aと比べて**1/2の実機コスト**の実現性を確認する。
  - ☞ 日本起源の特長ある**差別化技術**を世界に先駆けて獲得
- 信頼性とリスクを定量的に評価する開発手法(**高信頼性開発プロセス**)を確立し、次期基幹ロケット用エンジンを短期間・低コストで開発し、有人ロケットへの派生も容易にする。
  - ☞ LE-7エンジンの**1/2の開発コスト・開発期間**での開発の実現性を確認する。
- 日本の液体ロケットエンジン技術を世界最先端のものに進化させ、継承する。(次世代技術への移行、次世代技術者の育成)
- **2013年**に燃焼試験を実施し、**技術実証を完了**の予定。



真空中推力:  
148 tonf  
真空中比推力:  
430.5 秒  
可変推力範囲:  
100 - 60 %  
着火回数  
2 回以上

- ◆ 信頼性 = LE-7A × 10
- ◆ 実機コスト = LE-7A × 1/2
- ◆ 開発期間 = LE-7 × 1/2
- ◆ 開発コスト = LE-7 × 1/2

## 2.4 液体ロケットエンジン

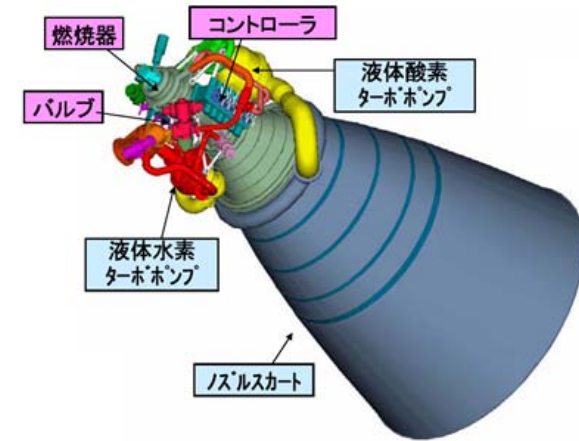
### (4) MB-XX

□ 1999年よりMHI-米国PWR社(当時Boeing社)が共同で開発中の上段エンジン。

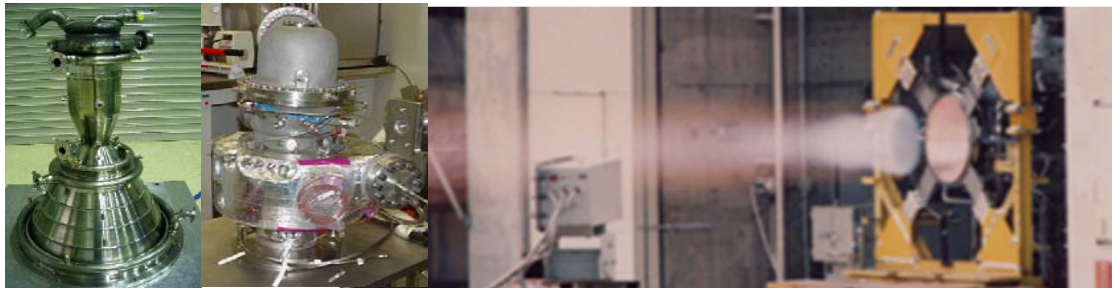
当時、米国EELV(デルタ4、アトラス5)適用に向けて開発に着手し、2005年に原型エンジン燃焼試験まで完了するも、現在はUSAF予算状況により開発中断中。

#### 【主要諸元】

	MB-XX	(参考)LE-5B
真空中推力	16~27tonf	14tonf
真空中比推力	467sec	448sec
可変推力範囲	20%~30%の ポテンシャル有	100 / 60 %
着火回数	多数回着火可能	



#### 【2005年9月 原型エンジン燃焼試験状況】



#### 【日米分担】





## 2.4 液体ロケットエンジン

### (5) LNG推進系研究開発

#### LNG推進系飛行実証プロジェクトの経緯

- 官民共同開発のGXロケット第2段エンジンに適用をめざし、2003年より開発に着手  
民がGXロケットのとりまとめを実施し、官はLNG推進系開発を担当
- 複合材推薬タンク、LNGエンジン等において、開発を進める上で重大な技術課題が発生し、  
2006年9月～10月に宇宙開発委員会がプロジェクト中間評価実施。
- 2007年末、民間から今後の試験機までの開発をJAXAが主体的に進める要望を踏まえ、宇  
宙開発委員会推進部会の下にGXロケット評価小委員会が設置され進め方を審議。
- 2008年12月に宇宙開発戦略本部においてGXの本格的開発着手に関する判断を行う指針  
提示。
- 2009年6～9月にかけて実機型LNGエンジンの燃焼試験を実施し、エンジンの設計成立性を  
確認。
- 2009年8月、12月に宇宙関連4閣僚連名により「GXロケットの今後の進め方について」及び  
「GXロケット及びLNG推進系に係る対応について」が取りまとめられた。
  - ◆ GXロケット開発取りやめ
  - ◆ LNG推進系に係る技術の完成に向けた必要な研究開発(高性能化、高信頼性化)を推進
- 2010年3月31日、「LNGエンジン燃焼試験結果」及び「これまでに得られたLNG推進系技術  
の成果と課題」、これらを踏まえた「2010年度の研究開発計画」について宇宙開発委員会に  
報告。



## 2.4 液体ロケットエンジン (5) LNG推進系研究開発

これまでの成果

2009年12月  
政府決定

～2009年度

### GXロケット2段適用を想定した開発

- 推力10トン級のLNG推進系を開発
- 実機と同一設計のエンジンにてフライト秒時以上の連続長秒時燃焼試験に成功



推力10トン級  
LNGエンジン



実機型エンジン燃焼試験  
(2009年6-9月)

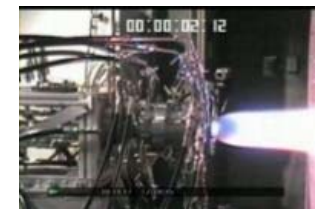
2010年度～

### 汎用性のあるLNGエンジンの実現に向けた 基盤技術の確立を目指した研究開発

- 利用可能性の拡大が期待できる推力3～4トン級に小推力化
- それまでに十分に取組みなかった、技術テーマの克服
  - ✓ エンジンの小型化等につながる高圧燃焼化に目処付け
  - ✓ 燃焼性能の大幅な向上を達成
  - ✓ 真空中性能の高精度な予測技術を獲得



高空燃焼試験  
(2010年12月～23年1月)



アブレタ高圧耐久性データ取得試験  
(2010年12月～24年4月)

- 世界で初めてLNGエンジンの開発完了に目処
- 他のLNGエンジン設計に利用可能な基盤技術を習得

- 推力10トン級エンジン開発では未獲得であった、エンジンの機能・性能の向上、真空中性能予測に関する技術を習得

### 汎用性のあるLNGエンジンの実現に向けた基盤技術を確立

国内外のロケットの推進系や軌道間輸送機などの推進系としての適用先を検討するとともに、燃焼試験等を通して、設計/解析技術の向上等の基礎的な研究を実施していく。