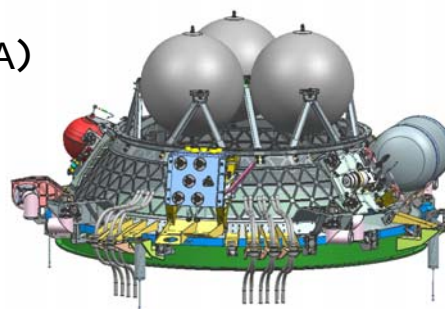




# イプシロンロケットの推進系

○徳留真一郎, 宇井恭一, 清水文男, 和田英一,  
羽生宏人, 堀恵一  
宇宙航空研究開発機構(JAXA)  
反野晴仁, 中野信之, 佐野成寿  
IHIエアロスペース(IA)

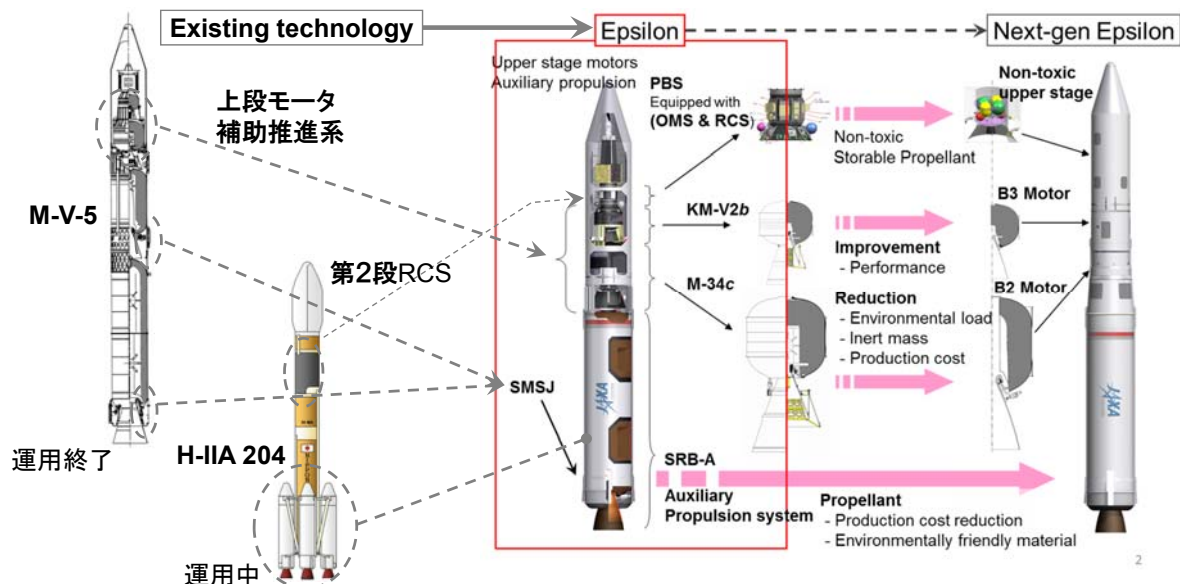
2013年 1月17日(木), 相模原  
平成24年度宇宙輸送シンポジウム



1

## イプシロンロケット推進系の開発

FY >	2009	2010	2011	2012	2013	2014	2015	2016	2017
1st Step >	概念設計	イプシロン(E-X) 開発			Test Flight E-X#1		E-X#2		
2nd Step >		抜本的低コスト化／高性能化研究				次世代型イプシロン(E-I) 開発			Test Flight E-I#1

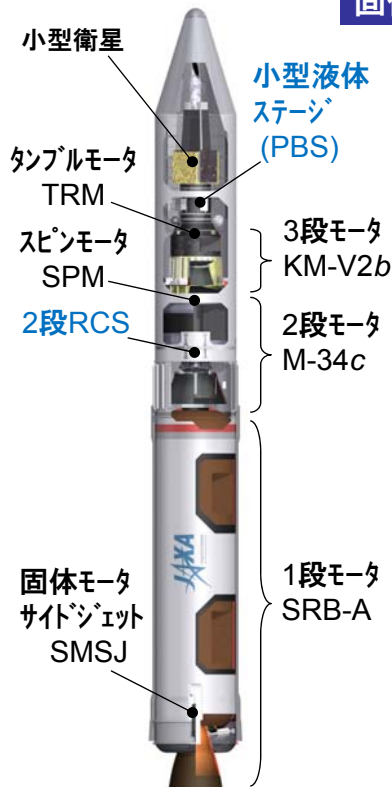


2

2

# イプシロンロケットの推進系

固体推進系×6系統、液体推進系×3系統



ステージ	基本形態	オプション形態	推進薬	制 御
第1段	SRB-A		固体	3軸, TVC/SMSJ
	SMSJ		固体	
第2段	M-34c		固体	3軸, TVC/RCS
	2段RCS		液体	
	スピンモータSPM		固体	スピン安定
第3段	KM-V2b		固体	軌道離脱
	タンブルモータ TRM	N/A	固体	
	N/A	ラムライン RCS	液体	ラムライン
小型液体 ステージ (PBS)			液体	3軸, 8 thrusters
			液体	

3

## SRB-A Motor (1st-Stage)

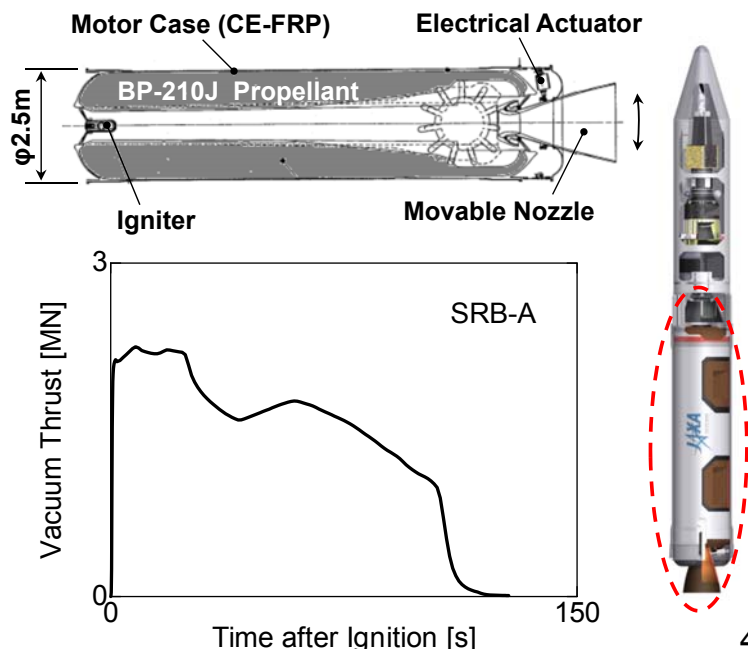
コスト低減策: H-IIA, H-IIB との共用による量産効果.

機能:

- ・長秒時燃焼/2段推力パターンによる緩やかな動圧条件
- ・可動ノズル推力方向制御MNTVCによるYaw/Pitch制御

SRB-A (long burning duration design)	
Propellant	BP-210J*
Total mass	74.1 ton
Propellant mass	66.0 ton
Max Pc	11.4 MPa
Burning duration	120 s
Avg. vacuum Isp	283.6 s
Attitude control	MNTVC /SMSJ

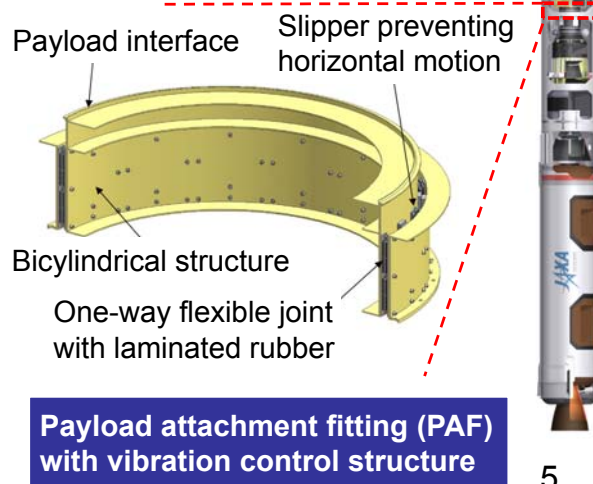
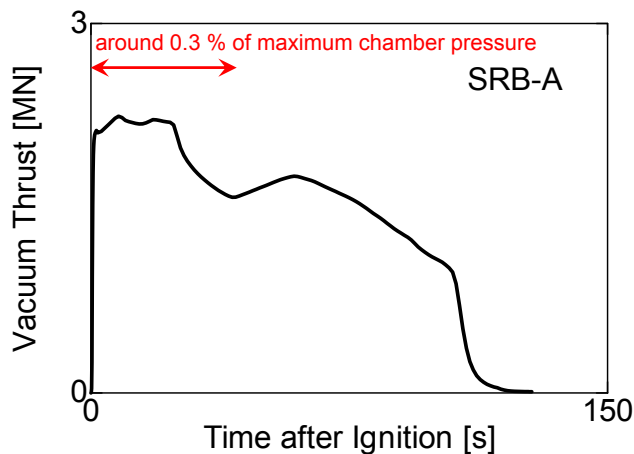
\* HTPB/Al/AP = 14/18/68 wt. %



4

# Chamber Pressure Oscillation

- **Frequency:** around 50 Hz, approximately equal to the resonance frequency of the organ pipe oscillation in chamber.
- **Amplitude:** around 0.3 % of maximum chamber pressure.
- **Duration:** for about 50 s after ignition.

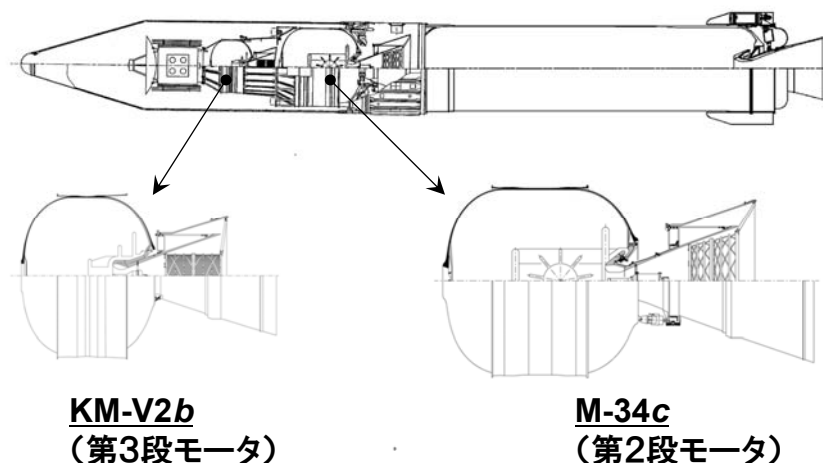


## E-X上段モータの開発

- M-V-5号機の上段モータを再製造する方針
- 材料・素材の変更・改良に伴う機能確認を行う

### 主要継承技術

- ① **固体推進薬**  
高性能のBP-205J
- ② **点火器**  
投棄型後方着火方式  
点火モータ
- ③ **伸展ノズル**  
内挿式DHSIによる  
伸展ノズル
- ④ **残留推力予測**  
M-V-1～6号機で取得  
された内圧／加速度  
に基づく予測手法



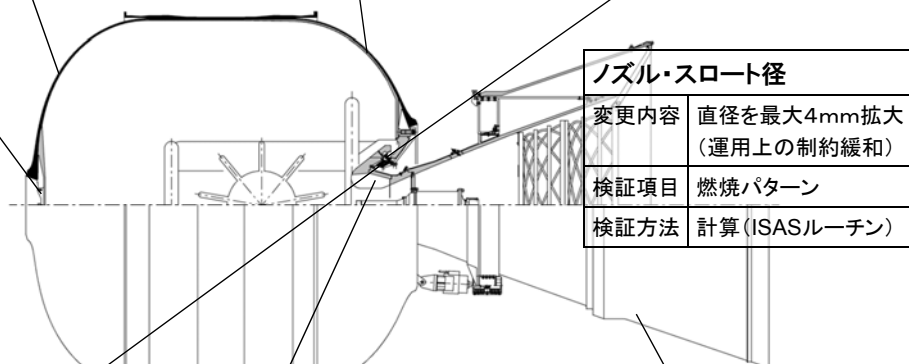
## 第2段M-34cモータ ( M-V第3段M-34bからの変更点と検証 )

モータケース	
変更内容	CFRP用プリプレグ (材料特性は同等以上)
検証項目	耐圧性能、強度・剛性
検証方法	試作試験(耐圧試験, 強度・剛性試験)

ケース・インシュレーション	
変更内容	施工方法: 先貼り (モータ・ケース製造方法変更)
検証項目	推進薬との接着性
検証方法	試作試験(接着試験)

F/J用ブーツ・インシュレーション	
変更内容	材料の入手先 (業者のみ変更)
検証項目	断熱性能・炭化焼失特性
検証方法	TPによる要素試験で評価

ケース先端クロージャ／ボス部ライナ	
変更内容	施工方法 (モータ・ケース製造方法変更)
検証項目	機械特性・炭化焼失特性
検証方法	試作試験 (サブサイズ地燃)



ノズル・スロート径	
変更内容	直径を最大4mm拡大 (運用上の制約緩和)
検証項目	燃焼パターン
検証方法	計算 (ISASルーチン)

可動ノズル・フレキシブルジョイント	
変更内容	エラストマ材料／F/J製造業者 (他モータでの実績あるIA社)
検証項目	スプリングトルク特性
検証方法	試作試験(強度試験, スプリングトルク試験)

ノズル・スロート・インサート	
変更内容	C/C材のHIP工程を変更
検証項目	機械特性・エロージョン特性
検証方法	要素試験・ 試作試験(サブサイズ地燃)

ノズルライナ	
変更内容	CFRP用プリプレグ (同一仕様で業者変更)
検証項目	断熱性能・炭化特性
検証方法	試作試験(埋没部, 開口部: 他機種確認済み, 伸展部(サブサイズ地燃))

平成24年度宇宙輸送シンポジウム(JAXA宇宙科学研究所)

## サブサイズモータ地燃の結果概要と評価の状況



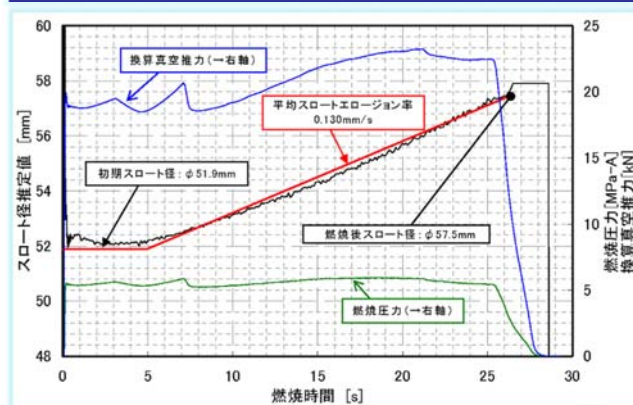
イプシロン上段サブサイズモータ M-34SIM-



2011年9月30日@能代ロケット実験場

- ① 先端クロージャ／ボス部境界ライナ  
→気密性・炭化焼失特性
- ② 3D-C/Cノズルスロートインサート  
→エロージョン特性
- ③ M-34cノズル伸展部ライナ  
→炭化焼失特性

M-V実績水準の機能を確認した。

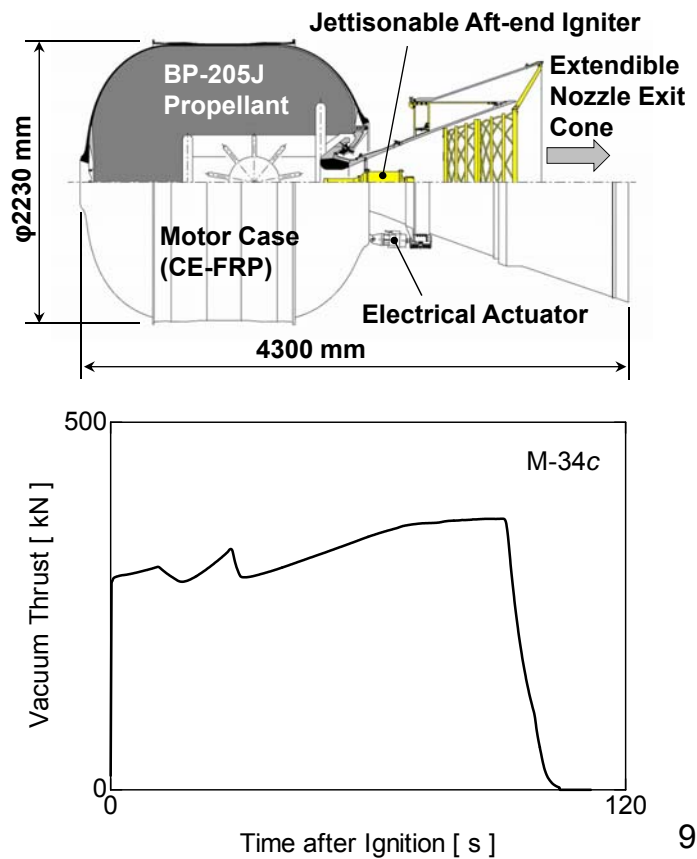


平成23年度宇宙輸送シンポジウム(JAXA宇宙科学研究所)



## M-34c motor (2nd-Stage)

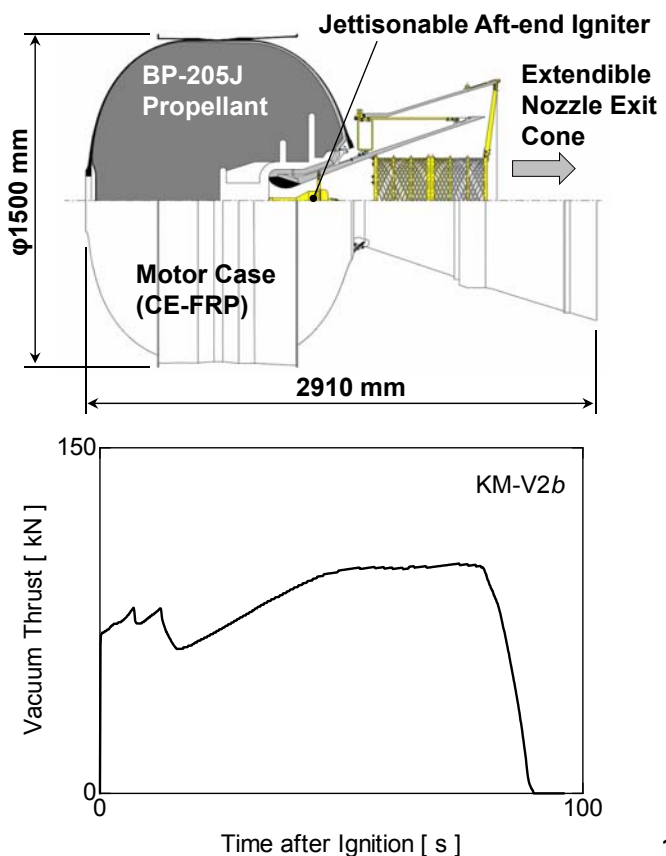
M-34c motor	
Propellant	BP-205J *
Total mass	11.6 ton
Propellant mass	10.7 ton
Avg. Vacuum Thrust	327 kN
Max Pc	5.88 MPa
Burning duration	105 s
Nozzle Expansion Ratio <sup>#</sup>	88.4
Avg. Vacuum Isp	299.9 s
Propellant mass fraction	0.927
Attitude control	MNTVC /GJ
* HTPB/Al/AP = 12/20/68 wt.%	
<sup>#</sup> before ignition	



9

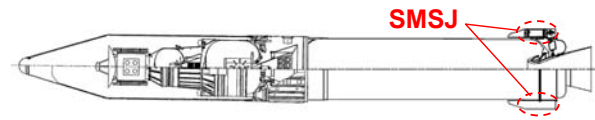
## KM-V2b motor (3rd-Stage)

KM-V2b motor	
Propellant	BP-205J *
Total mass	2.72 ton
Propellant mass	2.50 ton
Avg. vacuum thrust	85.6 kN
Max Pc	5.2 MPa
Burning duration	91.1 s
Nozzle Expansion Ratio <sup>#</sup>	90.2
Avg. vacuum Isp	301.7 s
Propellant mass fraction	0.920
Attitude control	Spin stabilization
* HTPB/Al/AP = 12/20/68 wt.%	
<sup>#</sup> before ignition	



10

# SMSJ (Solid Motor Side Jet)



## イプシロンの固体推進系で唯一の新規開発項目

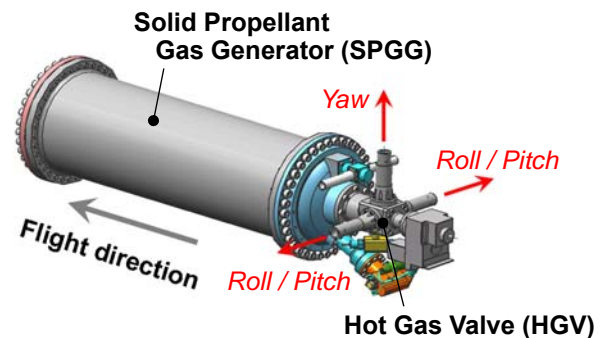
機能：

- 第1段モータ燃焼中のロール制御
- 第1段モータ燃焼終了後の3軸制御

開発のポイント：

- 大径端面燃焼型推進薬グレインによる固体ガスジェネレータの開発
- 直交する3方向に噴射可能なロータリー式ホットガスバルブの開発

SMSJ (Biaxial three-way thrust)	
Propellant	GGP-3B* (End burning grain)
Propellant mass	~ 50 kg
Thrust (one-way)	> 270 N
Operating time	> 171 s
* Adiabatic flame temperature = 1200 deg C Linear burning rate = 3.5 mm/s @8MPa	



11

# SPM (Spin Motor) & TRM (Tumble Rocket Motor)

## タンブルモータ (TRM),

機能：

衛星分離後の3段ステージ軌道離脱.

- Propellant mass= 0.04 kg
- Total Impulse = 91 N・s

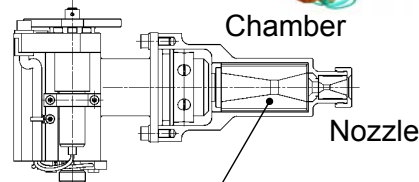
## スピンモータ (SPM),

機能：

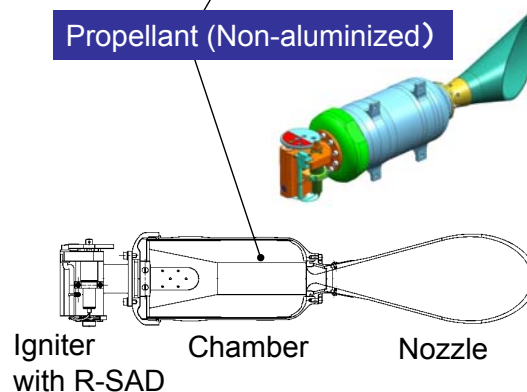
2/3段分離直前にスピンをかける

- Propellant mass = 1.6 kg
- Avg. Pc = 5.4 MPa
- Avg. Fv = 853 N
- Burning duration = 4.8 s

Igniter  
with R-SAD



Propellant (Non-aluminized)



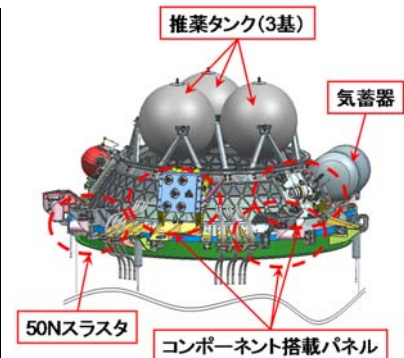
12

# 小型液体推進系の開発

- M-V, H-IIAの技術をベースに、開発コストとリスクを抑えながら運用コスト低減のための効率化を追求する

## 小型液体推進系の仕様諸元

	第2段搭載 GJ装置(RCS)	PBS搭載推進系 (オプション形態)	
機能系統	RCS	ラムライン制御	OMS/RCS
推進薬	ヒドラジン(一液式)		
推進薬供給	GN <sub>2</sub> 加圧 (フローダウン式)		GN <sub>2</sub> 加圧 (調圧式)
推進薬量	17.7kg	1kg以上	83kg以上
スラスタ基数	23N×6基 ×2モジュール	50N×1基	50N×8基
Wet質量	70kg以下	13.6kg以下	164.8kg以下
運用期間	1/2段分離 ～ 2/3段分離	3段燃焼中	3段燃焼後 ～衛星分離 ／軌道離脱



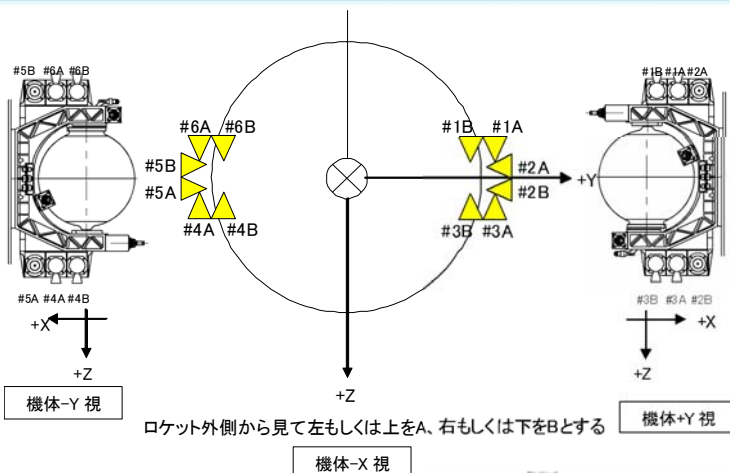
PBS搭載推進系の外観  
(オプション形態)

13

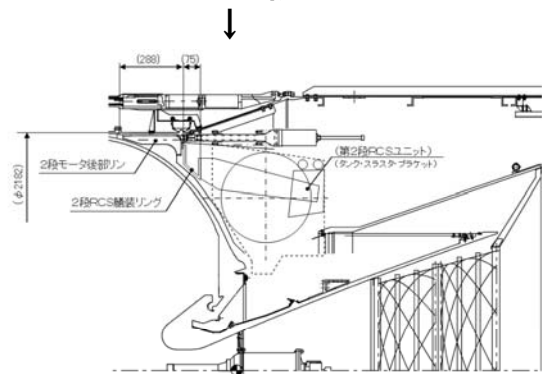
平成2年度宇宙輸送シンポジウム(JAXA宇宙科学研究所)

## 2段搭載GJ装置(RCS)の概要

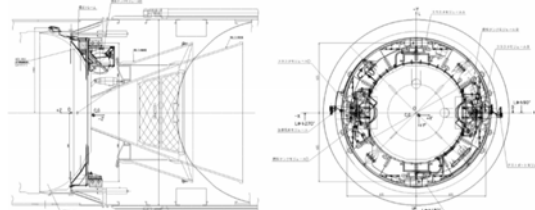
- 機体との着脱運用向上を狙った2つの独立モジュールを180度対向に機装
- 新規開発要素: 推進薬タンク, 搭載構造
- 運用コスト低減策: 工場で推進薬と加圧ガスの両方を充填する ⇒ 射場作業簡素化



### ← イプシロン2段RCS



M-Vロケット#5  
サイドジェット (SJ)→

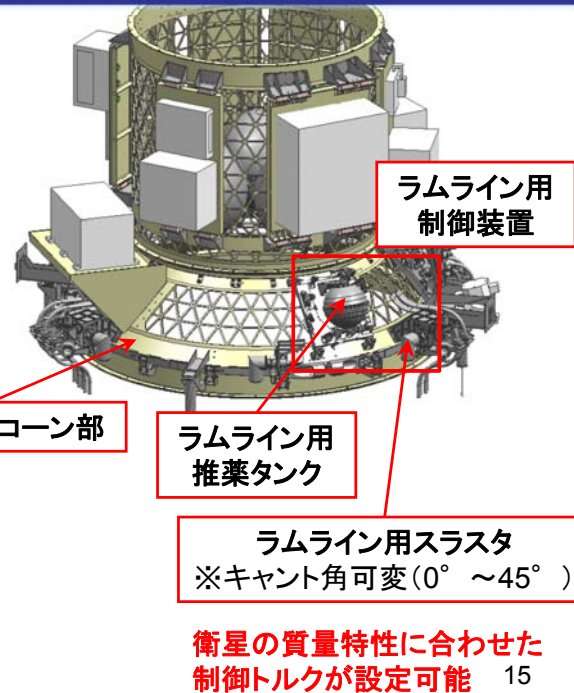
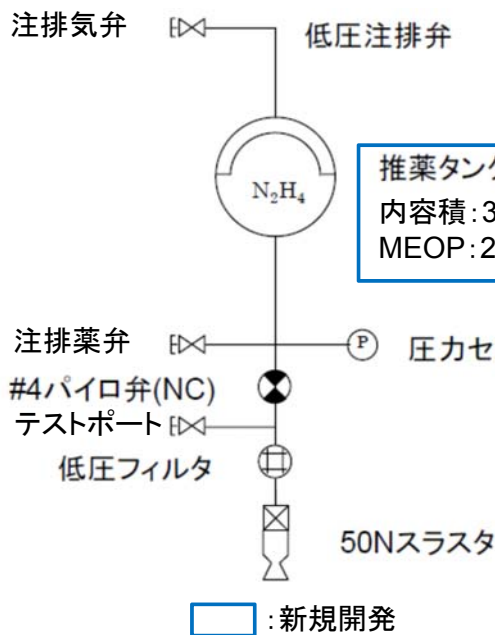


平成24年度宇宙輸送シンポジウム(JAXA宇宙科学研究所)

14

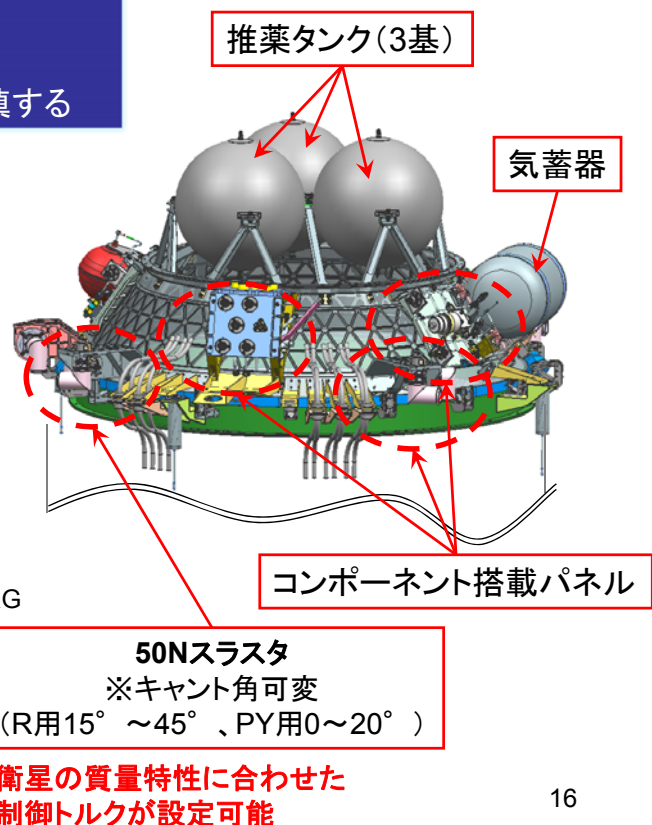
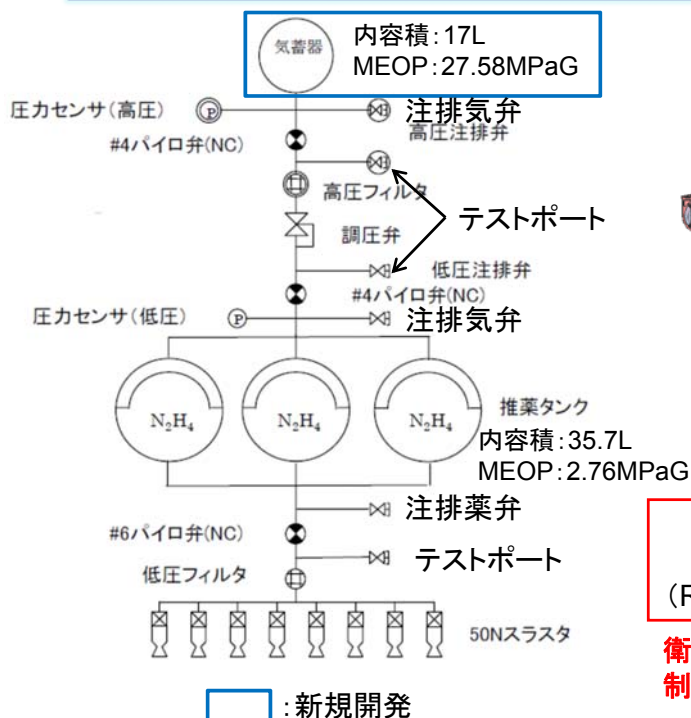
## 第3段ラムライン制御系の概要

- PBSのOMS/RCSと同じPBSの機器搭載コーン部に一式艤装
- 新規開発要素: 推進薬タンク, 搭載構造
- 運用コスト低減策: 工場で推進薬と加圧ガスの両方を充填する ⇒ 射場作業簡素化



## PBS搭載推進系 (OMS/RCS) の概要

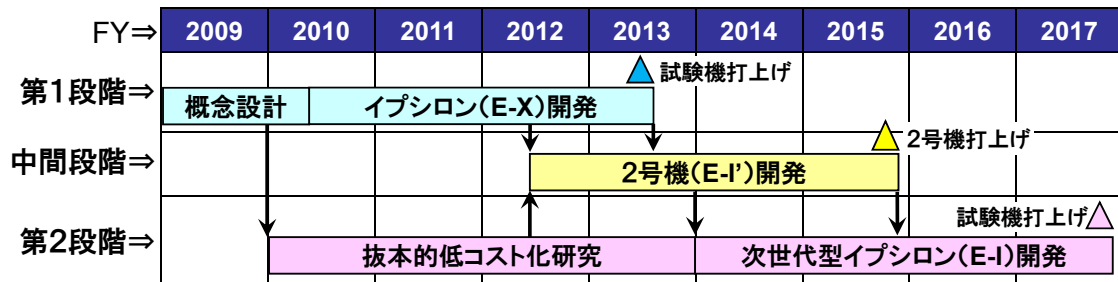
- PBSの機器搭載コーン部に一式艤装
- 新規開発要素: 気蓄器, 搭載構造
- 運用コスト低減策: 工場で推進薬を充填する





# 段階的な新技術導入

## 2段階の開発の中で新しい低コスト化・高性能化技術を導入する



サブシステム	要素	低コスト化技術の候補例
補助推進系	固体推進薬	コスト・環境負荷の低減(AP→AN)
主推進系	モータ・ケース／インシュレーション	ケース／インシュレーションの薄肉化によるコスト低減／軽量化
	ノズル	CFRPの素材／製造方法の変更によるコスト低減と軽量化の同時達成

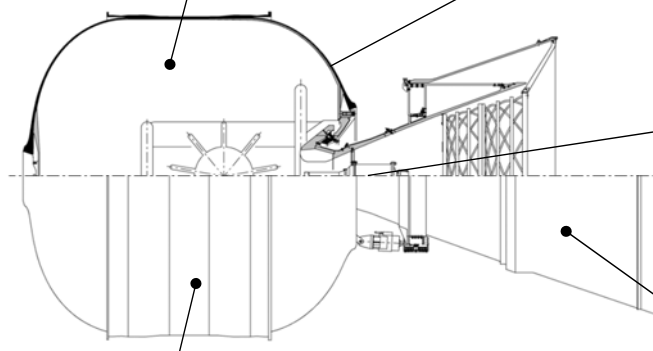
平成24年度宇宙輸送シンポジウム(JAXA宇宙科学研究所)

17

## 段階的な新技術の導入(検討中の新技術の候補例)

推進薬	
内容	酸化剤のAPを高エネルギー物質ADNにより置換
効果	ハロゲンフリー, Isp向上
適用先	次世代型イプシロンの次

ケース・インシュレーション	
内容	気密インシュレーションによる薄肉化
効果	イナータ軽量化, 工数削減
適用先	2号機を目指す



点火器	
内容	トロイダル型点火器の採用
効果	工数削減, 運用性向上
適用先	次世代型イプシロン

モータ・ケース	
内容	設計基準見直しによる軽量化
効果	イナータ軽量化, 工数削減
適用先	次世代型イプシロン

ノズルライナ	
内容	RTM法による製造方法の簡素化と高開口比部の軽量化
効果	イナータ軽量化, 工数削減
適用先	次世代型イプシロンを目指す

平成24年度宇宙輸送シンポジウム(JAXA宇宙科学研究所)

18

# まとめ

- イプシロンロケットE-Xの推進系については、今夏の初号機打上げに向けて、すべてのコンポーネントを製造中である。
- 並行して次世代型イプシロンロケットE-I開発に向けた低コスト化・性能向上のための研究を進めている。
- 昨夏から始まった2号機開発の中で、E-IIに向けた新技術の一部先行実証を試みる。