

超小型宇宙機用キックモータの開発

永田晴紀

北海道大学大学院工学研究院機械宇宙工学部門

平成30年12月2日(日)

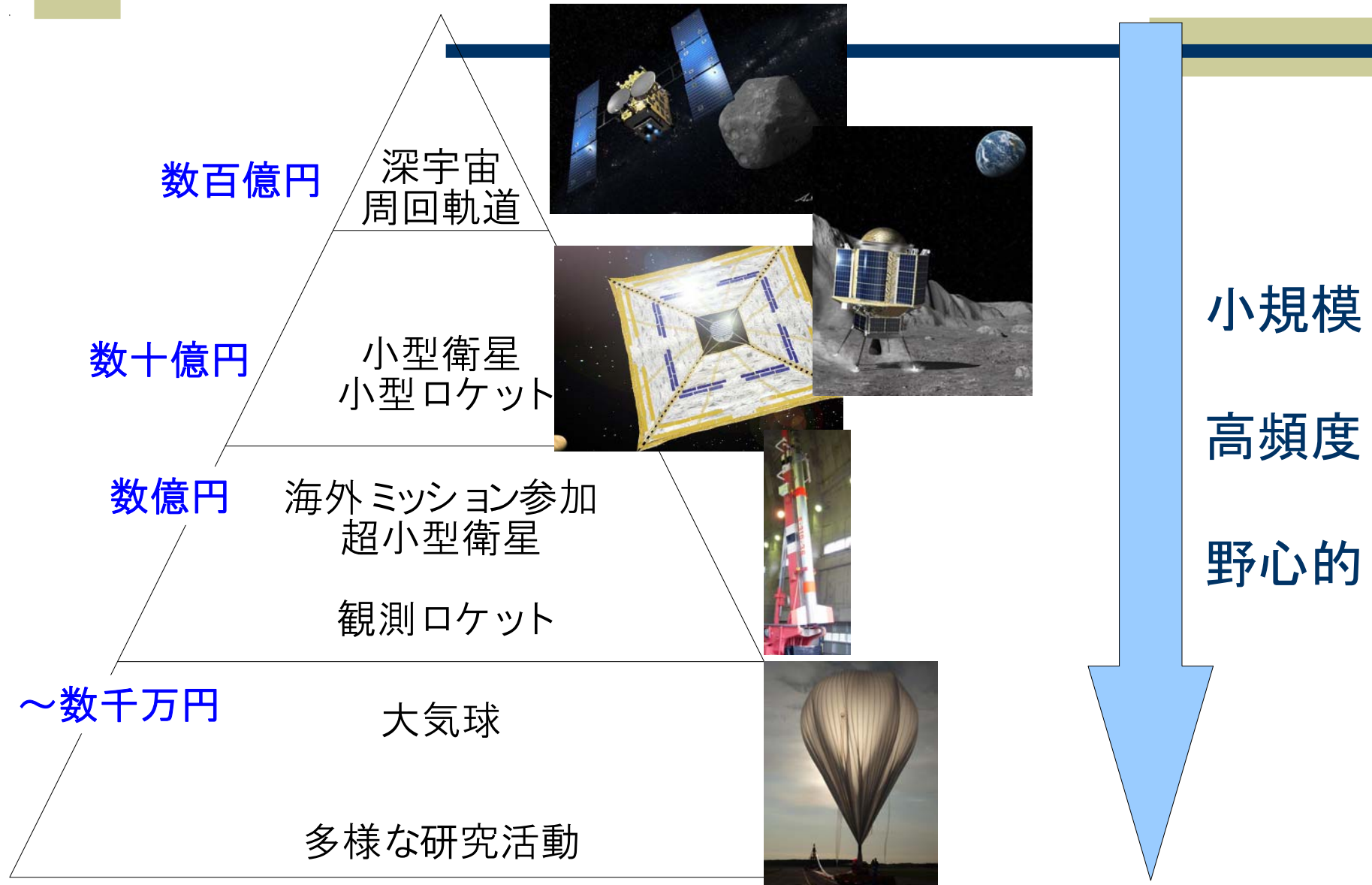
平成30年度UNISEC WorkShop 於 静岡大学

内容

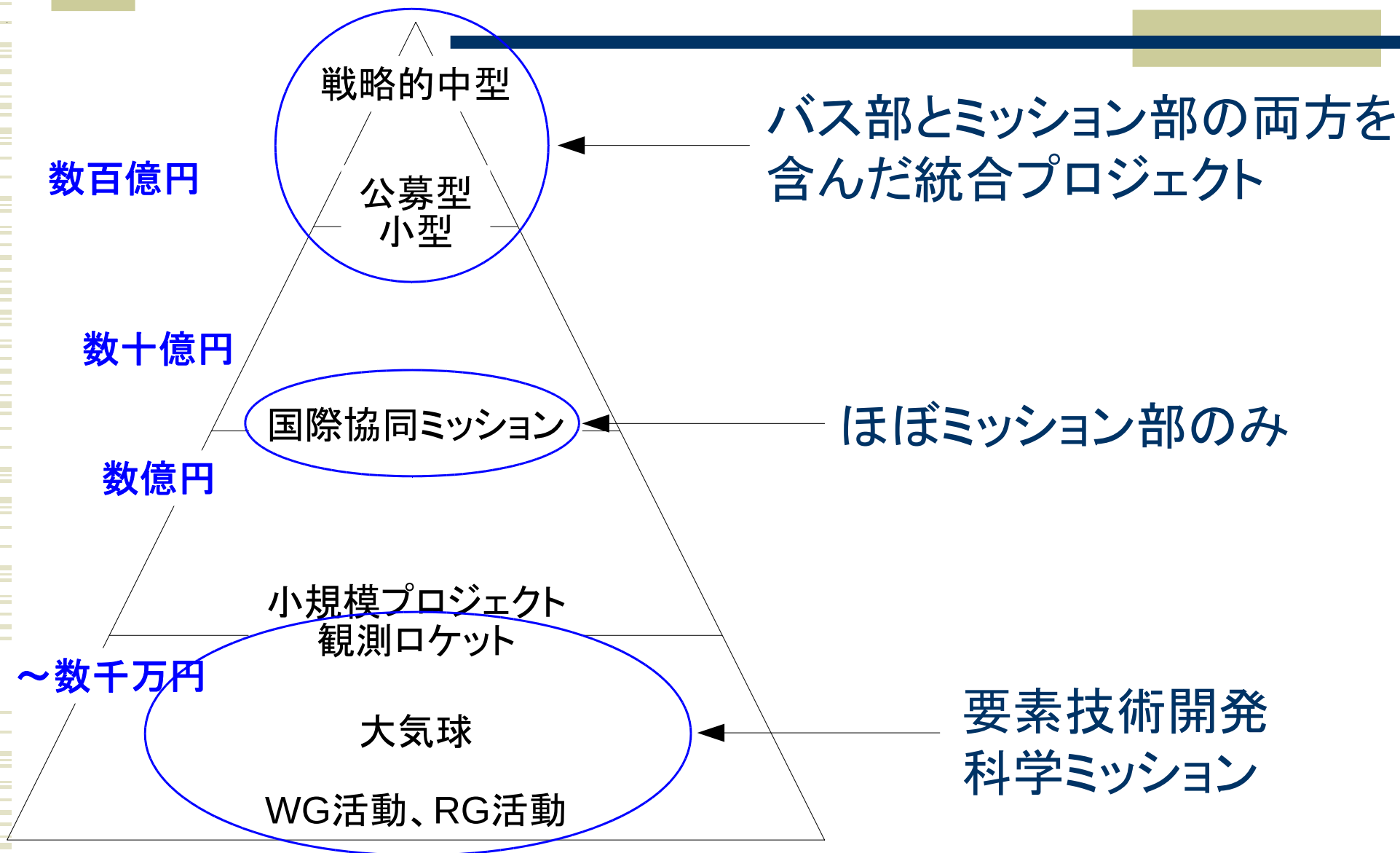
- ◆ 開発の背景
- ◆ 開発内容
- ◆ 目的
- ◆ 研究課題
- ◆ 開発方針
- ◆ 進捗状況
- ◆ まとめ

開発の背景

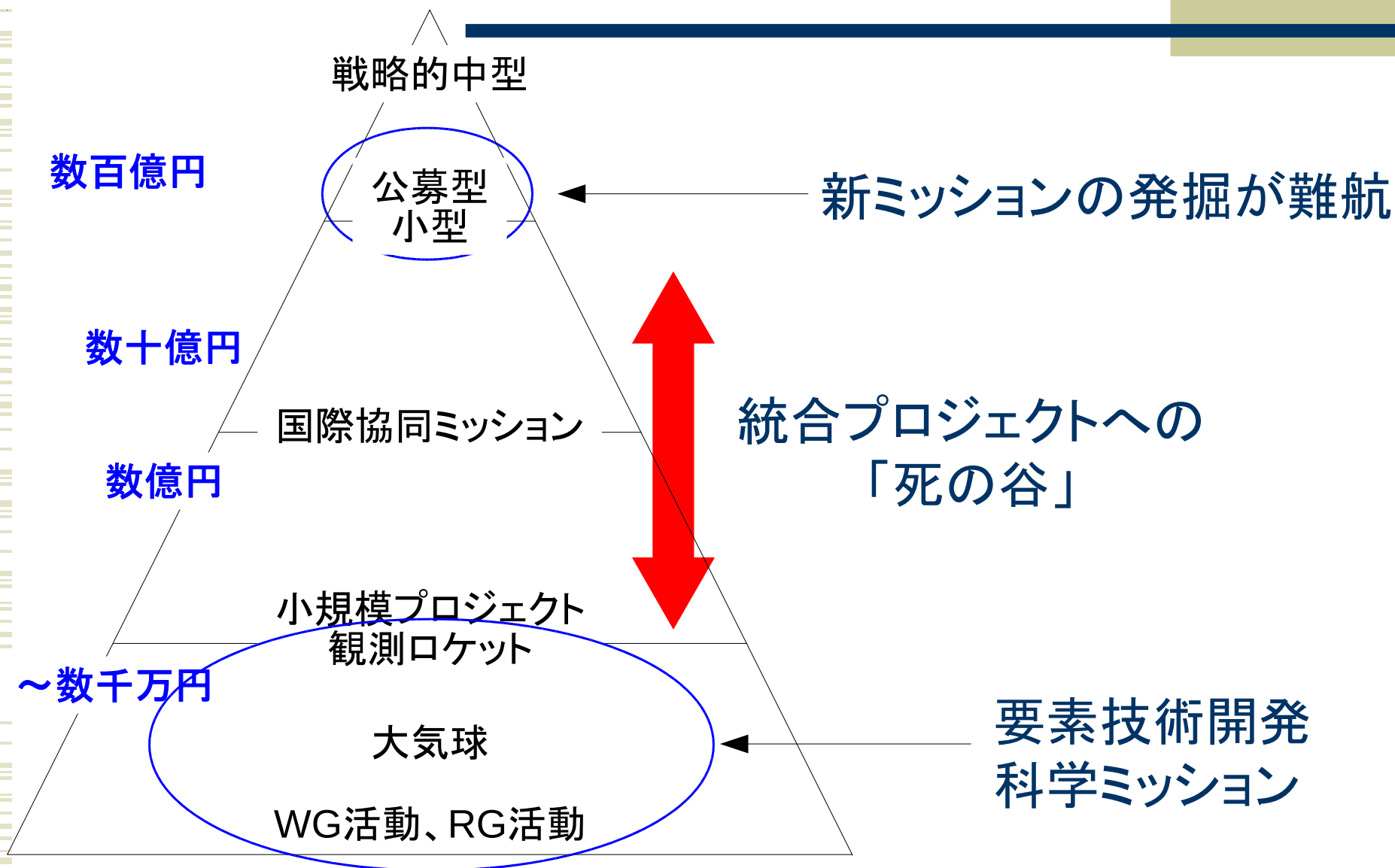
宇宙科学ミッションの階層構造



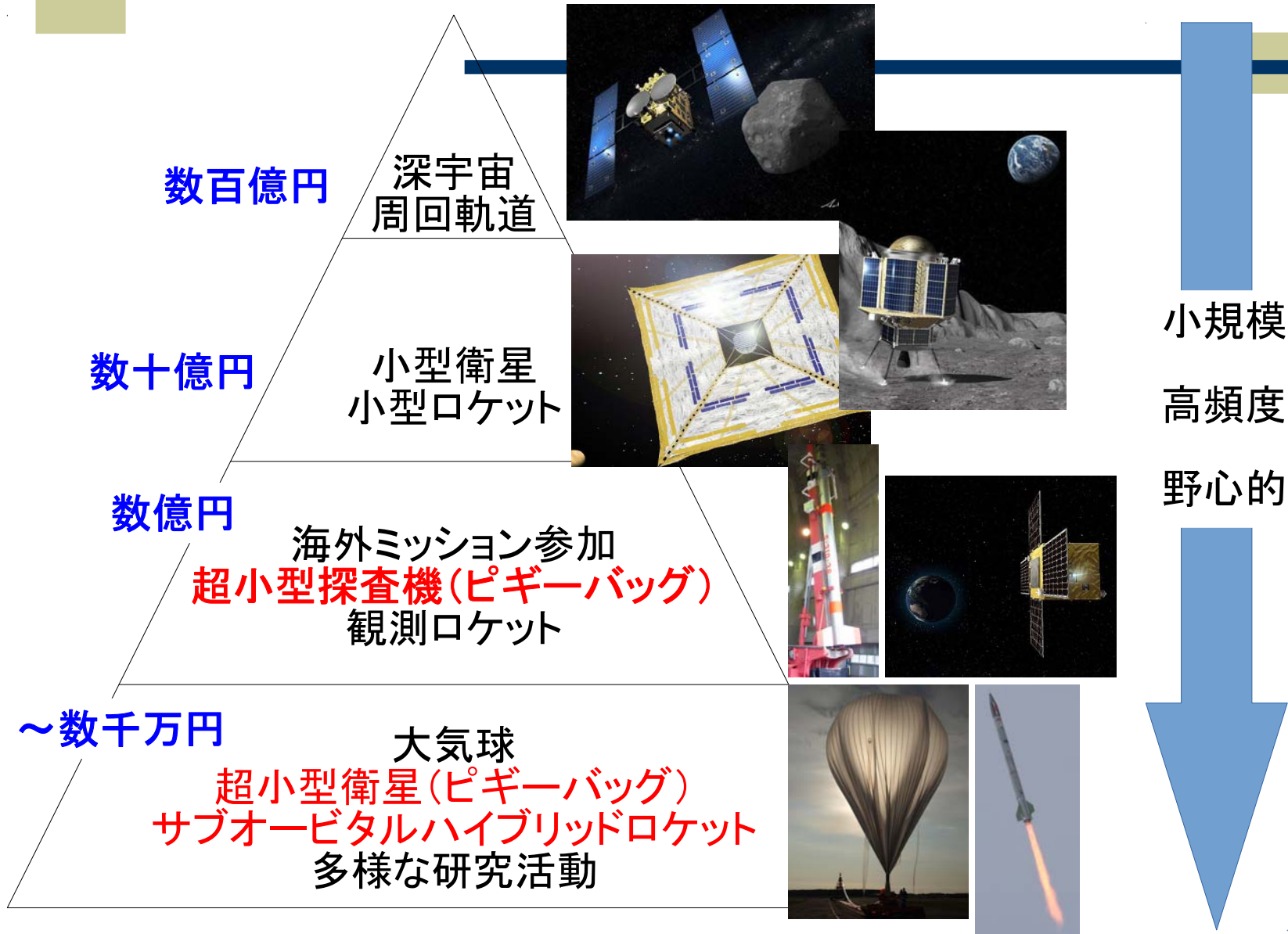
開発の背景 JAXA宇宙科学研究所の活動



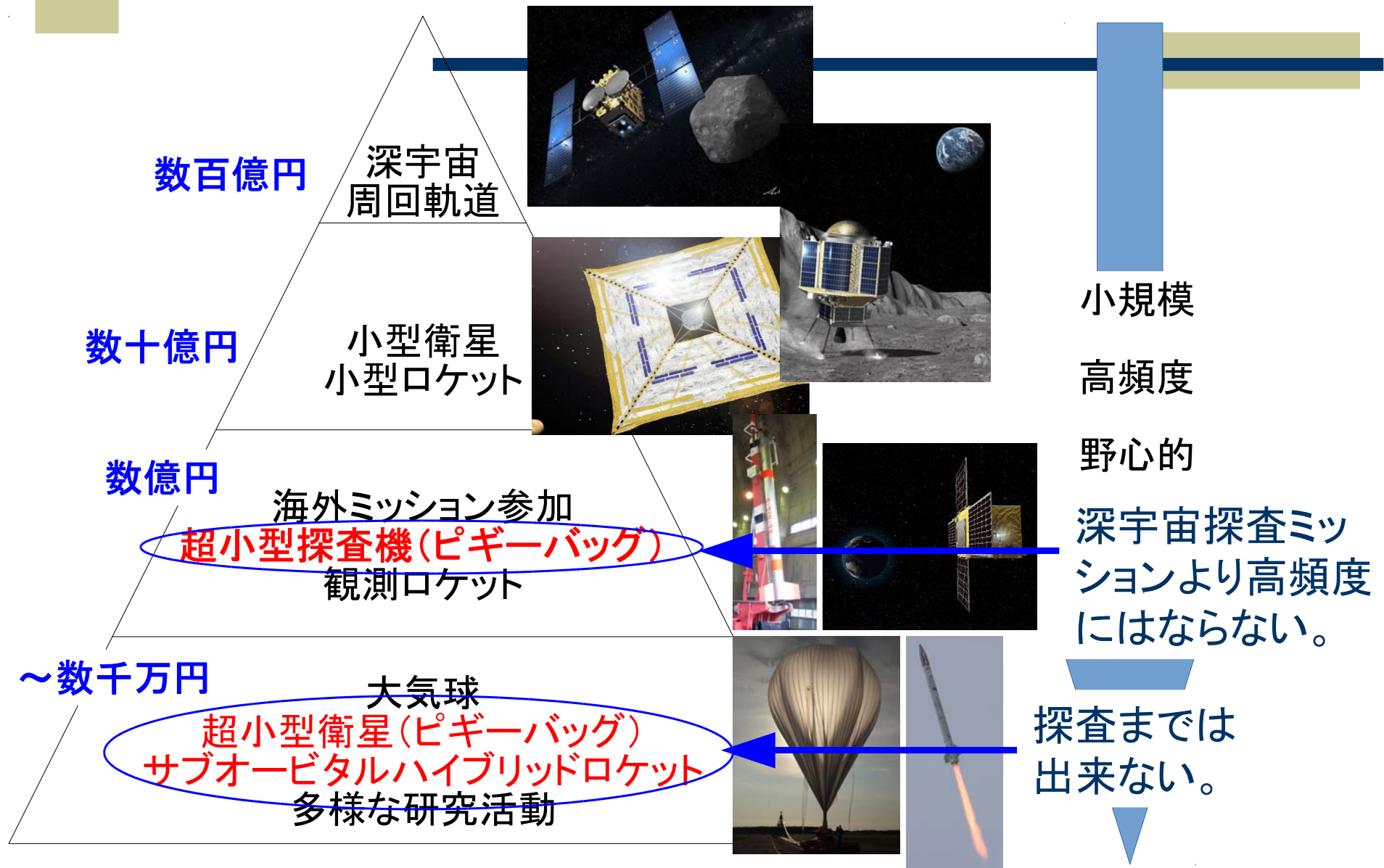
JAXA宇宙科学研究所の活動



大学に求められるもの



大学に求められるもの



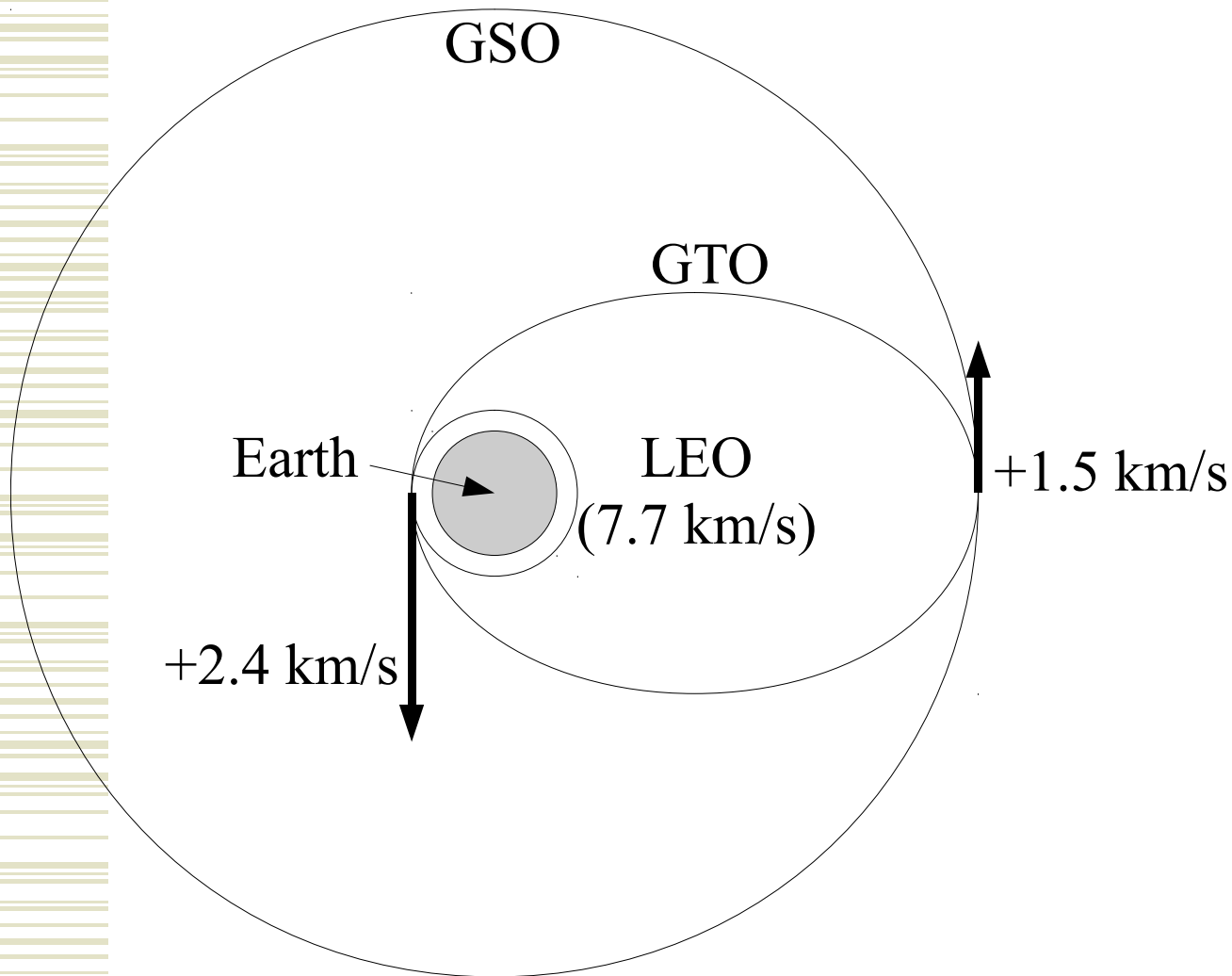
解決すべき課題

- ◆ 深宇宙探査プロジェクトを経験する機会の不足。
- ◆ 搭載機器の開発能力を有する人材や、大プロジェクトを牽引するリーダーを継続的に育成したい。
- ◆ 1～2回／10年の探査ミッション機会では足りない。
- ◆ 上記の解決を目指して「東京大学超小型探査機開発拠点」が整備されたが、目的達成のためには数倍の深宇宙相乗り機会が必要。
 - 静止トランスファー軌道(GTO)から1 km/s前後の増速を与えて月、火星、金星等へ向かう超小型深宇宙探査機用のキックモータを開発し、相乗りスロットを大幅に増やす。

開発内容

- ◆ 既静止トランスファー軌道(GTO)から1 km/s前後の増速を与えて月、火星、金星等へ向かう超小型深宇宙探査機用のキックモータを開発する。
- ◆ これにより、超小型深宇宙探査機用の相乗リスロットを大幅に増やし、2年に1回前後の頻度で超小型深宇宙探査ミッションを実現する。

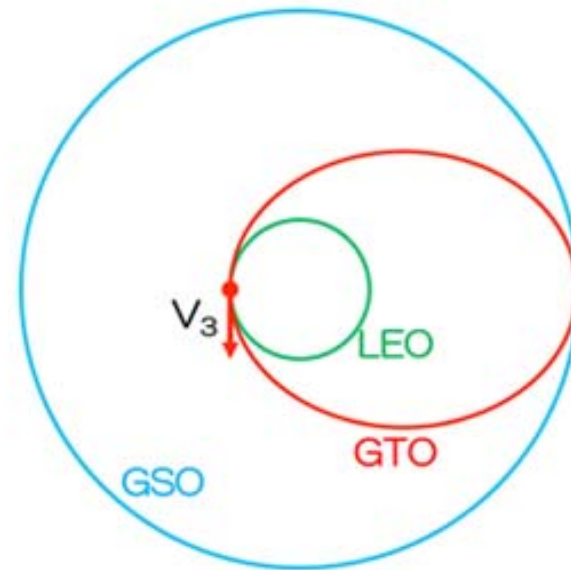
GTOとは



- ◆ Geostationary Transfer Orbit (静止遷移軌道)
- ◆ 遠地点での増速により静止軌道へ遷移する。これが通常の運用。
- ◆ 遠地点ではなく、近地点で増速すれば、少ない増速量で深宇宙に届く。

GTOから深宇宙へ

目標惑星	必要な増速度
水星	3.10 km/s
金星	1.06 km/s
火星	1.15 km/s
木星	3.88 km/s



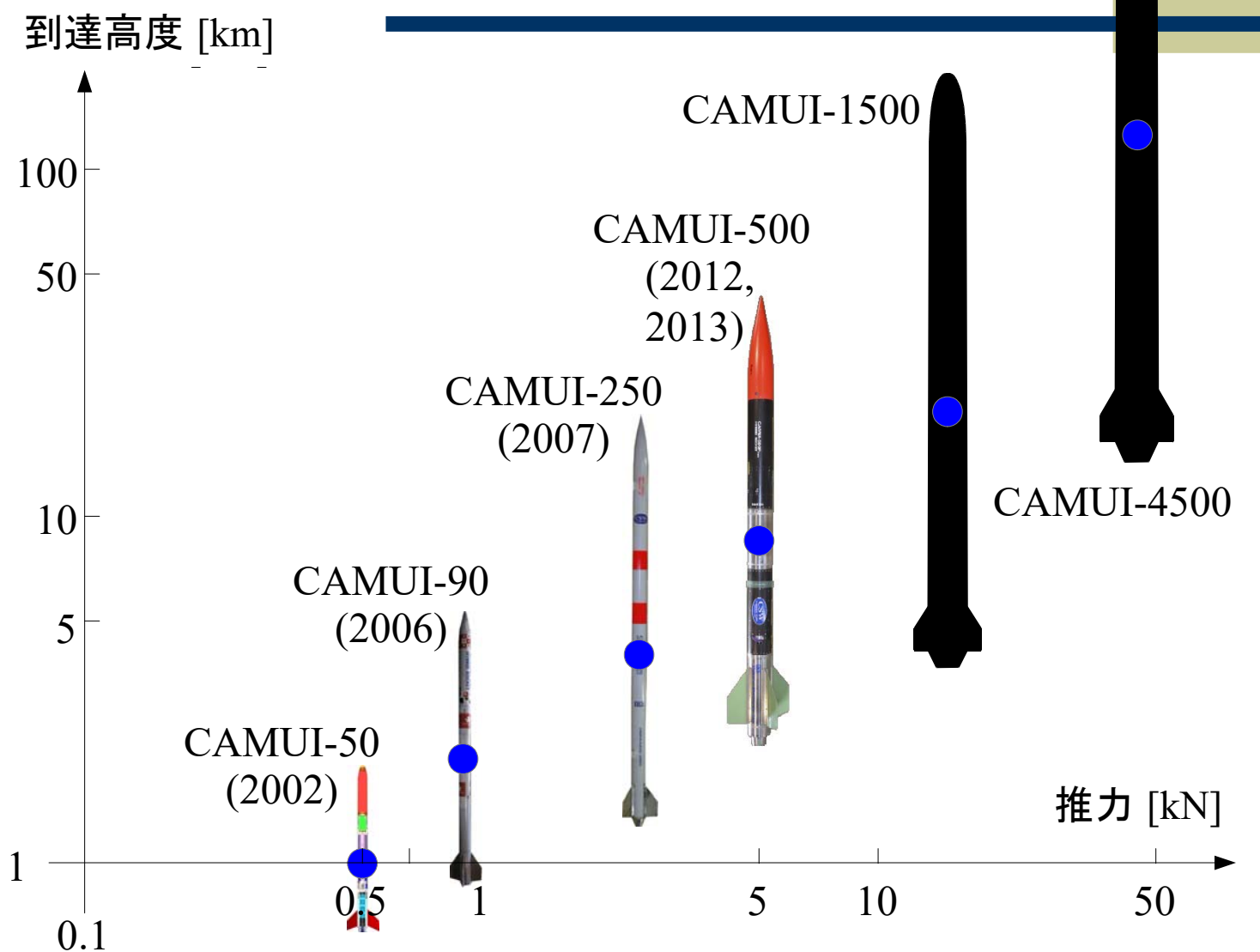
- ◆ 化学ロケットにより近地点で一気にキックすれば、1 km/s程度の ΔV で深宇宙へ行ける（電気推進によるスパイラル加速の場合は5～8 km/sの ΔV が必要）。
- ◆ 化学ロケットの中で、相乗りの可能性が最も高いのはハイブリッドロケット。

GTOへの相乗り機会

号機	打上日	ペイロード	投入軌道
H2A1 号機	2001/8/29	レーザ測距装置「LRE」	GTO
H2A2 号機	2002/2/4	民生部品・コンポーネント実証ミッション「つばさ」	GTO
H2A3 号機	2002/9/10	データ中継技術衛星「こだま」	静止軌道
H2A7 号機	2005/2/26	運輸多目的衛星新 1 号「ひまわり 6 号」	静止軌道
H2A9 号機	2006/2/18	運輸多目的衛星新 2 号「ひまわり 7 号」	静止軌道
H2A11 号機	2006/12/18	技術試験衛星 VIII 型「きく 8 号」	静止軌道
H2A13 号機	2007/9/14	月周回衛星「かぐや」	深宇宙
H2A14 号機	2008/2/23	超高速インターネット衛星「きずな」	静止軌道
H2A17 号機	2010/5/21	金星探査機「あかつき」	深宇宙
H2A18 号機	2010/9/11	準天頂衛星初号機「みちびき」	準天頂
H2A25 号機	2014/10/7	静止気象衛星「ひまわり 8 号」	静止軌道
H2A26 号機	2014/12/3	小惑星探査機「はやぶさ 2」	深宇宙
H2A29 号機	2015/11/24	通信放送衛星 Telstar 12	静止軌道
H2A31 号機	2016/11/2	静止気象衛星「ひまわり 9 号」	静止軌道
H2A32 号機	2017/1/24	X バンド防衛通信衛星	静止軌道
H2A34 号機	2017/6/1	準天頂衛星「みちびき 2 号機」	準天頂
H2A35 号機	2017/8/19	準天頂衛星「みちびき 3 号機」	準天頂
H2A36 号機	2017/10/10	準天頂衛星「みちびき 4 号機」	準天頂

- ◆ 2000年以降、月以遠へは3回、GTO以遠であれば18回の実績。
- ◆ 深宇宙探査ミッションの数倍の頻度を確保することが可能。

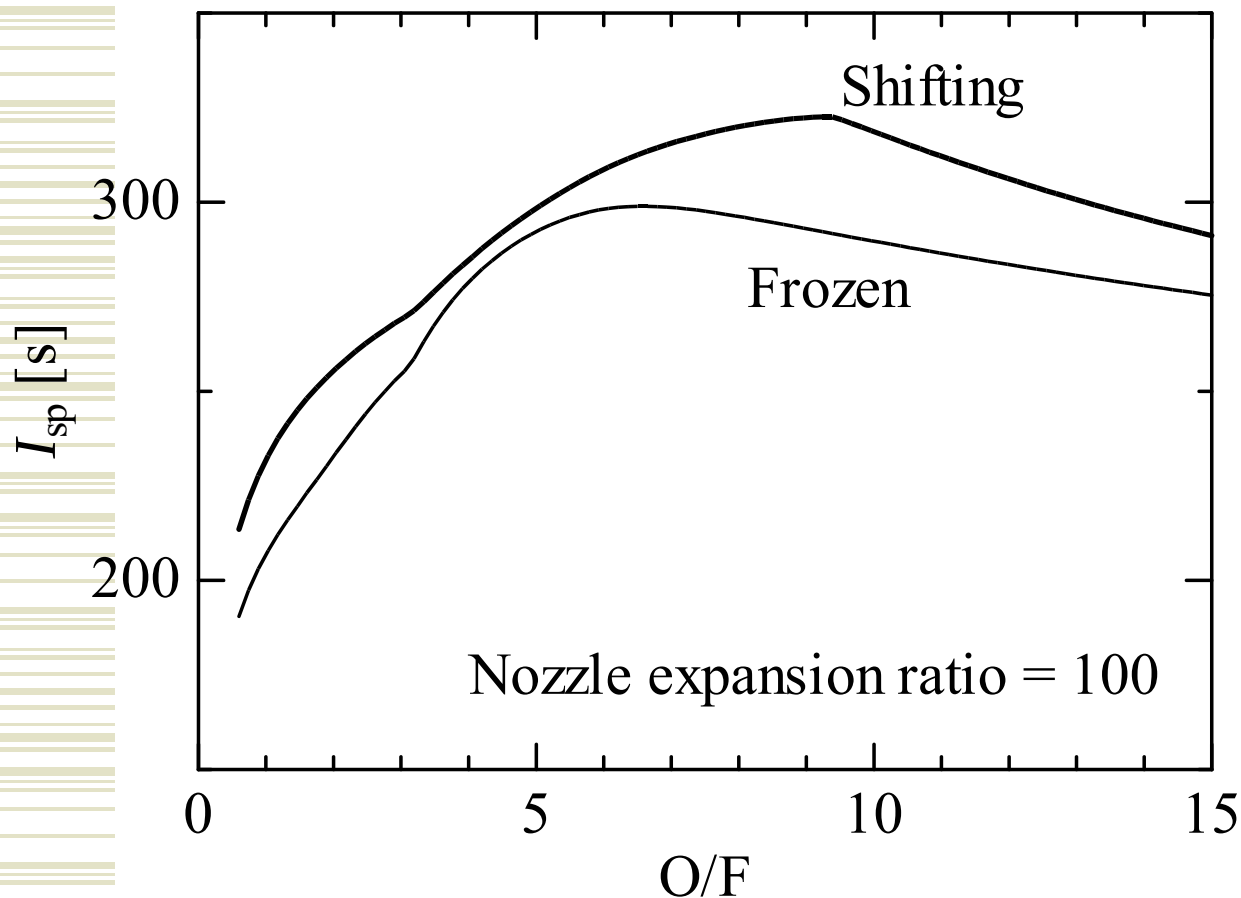
北海道大学－(株)植松電機の 開発実績と開発計画



GTOピギーバック+ハイブリッドキックモータ ＝高頻度・超小型深宇宙探査機

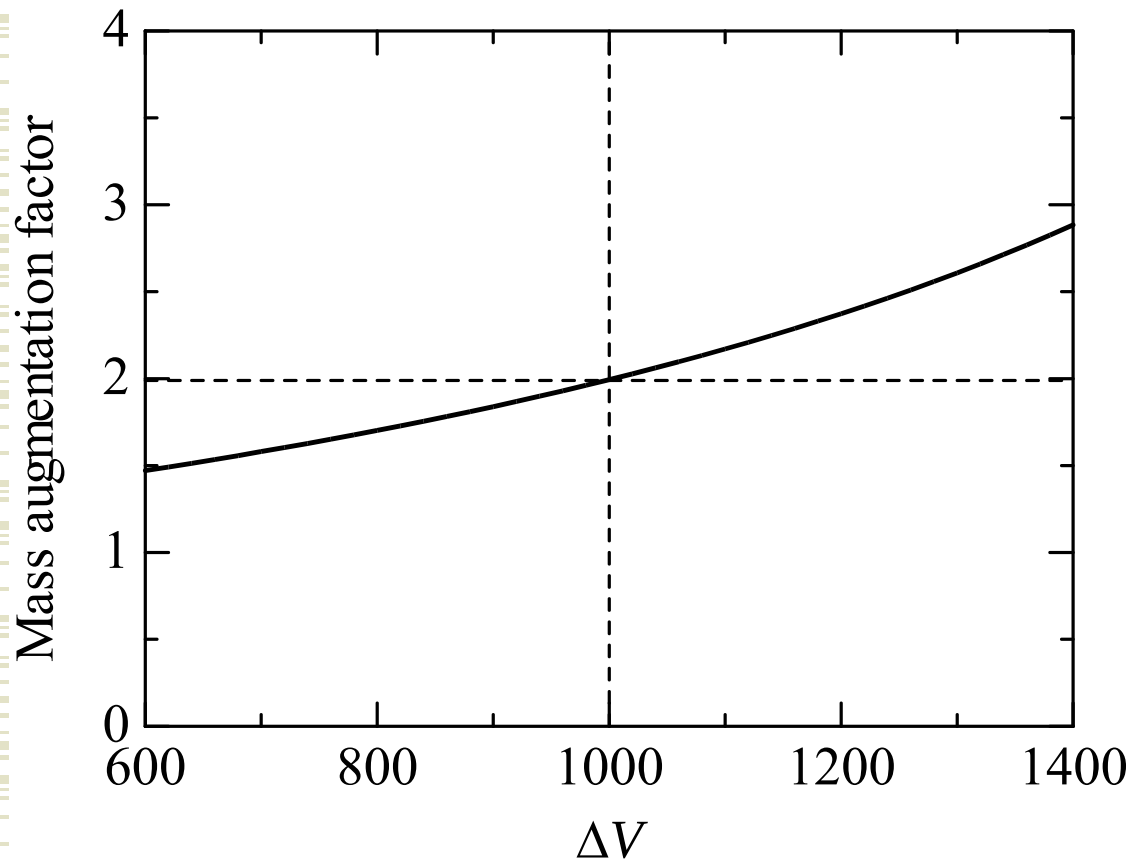
- ◆ 液体酸素 (cryogenic) → 亜酸化窒素 (storable)
- ◆ 技術課題
 - 亜酸化窒素での燃焼特性データ(燃焼速度等)
 - 亜酸化窒素供給系
 - 運用(点火シーケンス、姿勢制御。。。)
 - 高空燃焼試験(簡易型)
- ◆ 有利な点
 - 真空比推力
 - 重力損失、空力損失無し
 - 推重比が小さくても良い(CAMUI型じゃなくてもよい)

反応流？凍結流？



- ◆ ノズル流れに化学反応が迅速に追従するとする反応流と、化学反応はノズル内滞留時間では無視できるほど遅いとする凍結流で、最適OF比が大きく異なる。
- ◆ 設計OF比を確定するには高空環境燃焼試験が必要。
- ◆ 高空環境での動作確認もやりたい。

初期全備重量



実効比推力: 281秒

c^* 効率: 98%

O/Fシフト損失: 2%

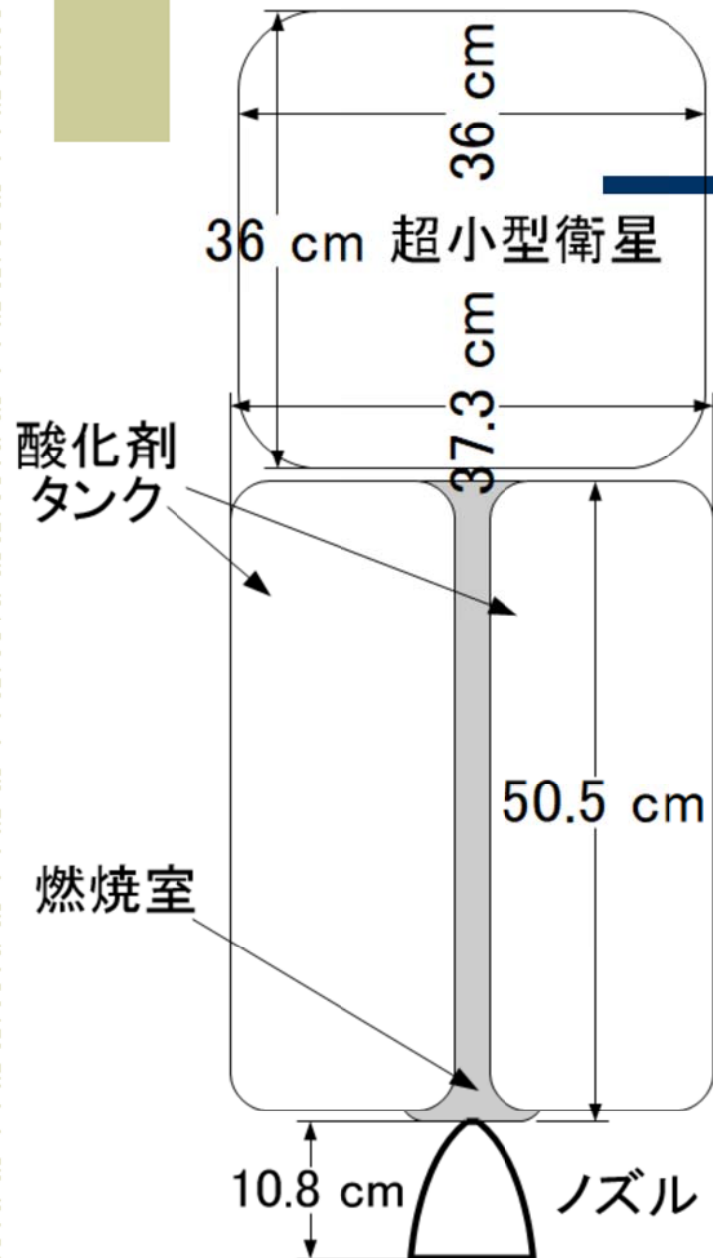
ノズル効率: 98%

構造係数: 0.4

1 km/s の ΔV で探査機重量
の倍の全備重量

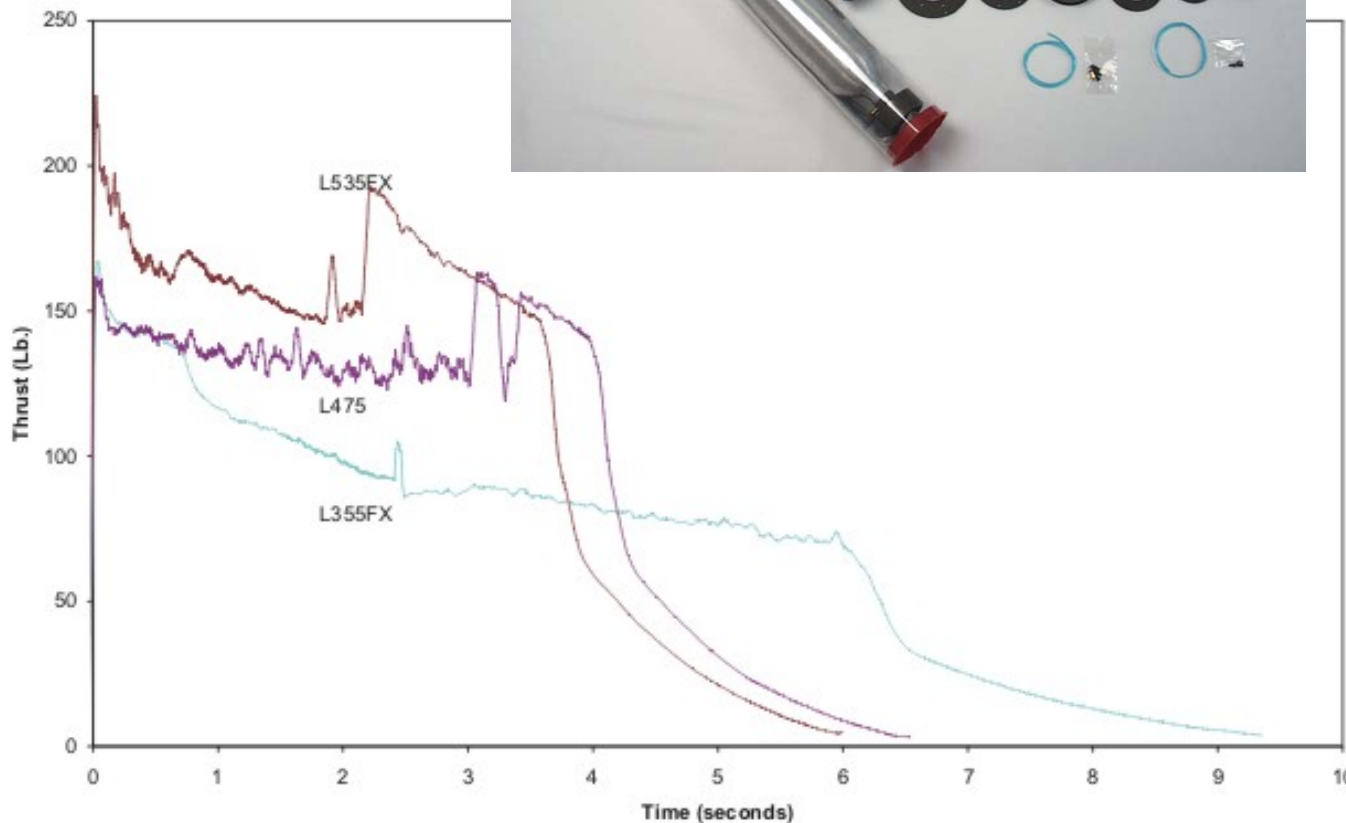
設計案

($\Delta V = 1200 \text{ m/s}$ の場合)



推力:	50 kgf
燃焼時間:	72 秒
総重量:	36 kg
探査機	15 kg
推進剤	21 kg
	亜酸化窒素 11.3 kg
	ポリエチレン 1.6 kg
ドライ重量	8.6 kg (探査機含まず)

N₂Oハイブリッドロケット

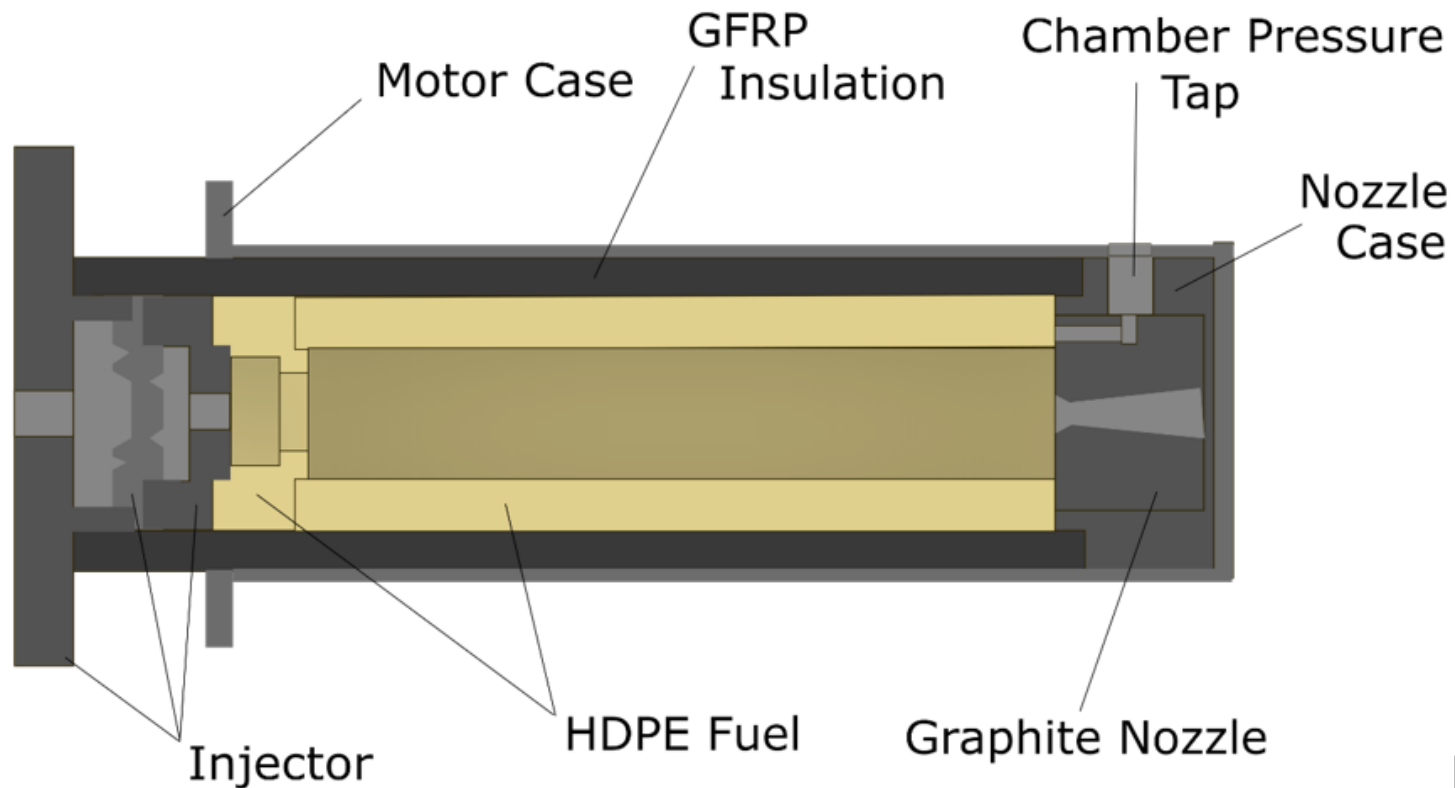


- ◆ SpaceShip 1・2用推進機関やHyperTEK社製モデルロケットが代表例。
- ◆ 高い蒸気圧による自己加圧供給が可能(加圧系不要)。
- ◆ 自己加圧供給の場合、低信頼性、低再現性、顕著な燃焼不安定。
- ◆ 低燃焼効率(80%前後)
- ◆ ノズル浸食(ハイブリッド共通の課題)。

N₂Oハイブリッドロケットの開発方針

- ◆ 以下の狙いから、亜酸化窒素の蒸気圧を超える高い燃焼室圧力(4 MPa程度)で燃焼させる:
 - 燃焼室まで混相化させずに供給することにより流量を精度良く管理し、ノズル浸食を防止する。
 - ノズルスロートを絞ることで燃焼室滞留時間を増やす。
- ◆ ノズル浸食については以下の方針で対応する:
 - 酸化剤の流量を精度良く管理することで、ノズル浸食が抑制されるOF比を確実に維持する。
 - ノズル表面を耐酸化被膜でコーティングする等、浸食抑制策を検討する。
 - ノズル浸食履歴を予測し、浸食を織り込んだ最適設計を行う。

試験用モータ



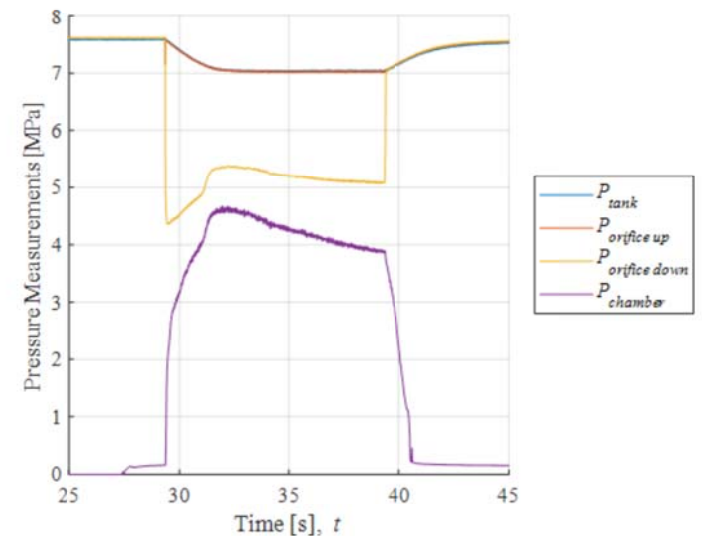
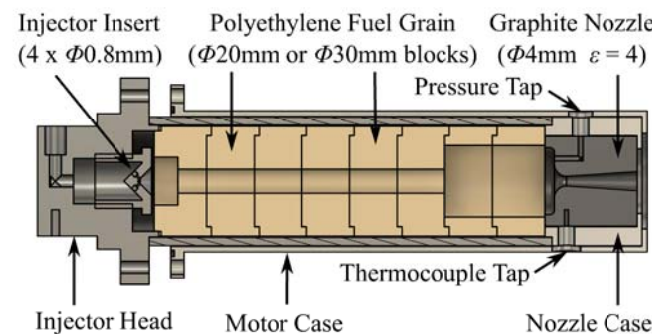
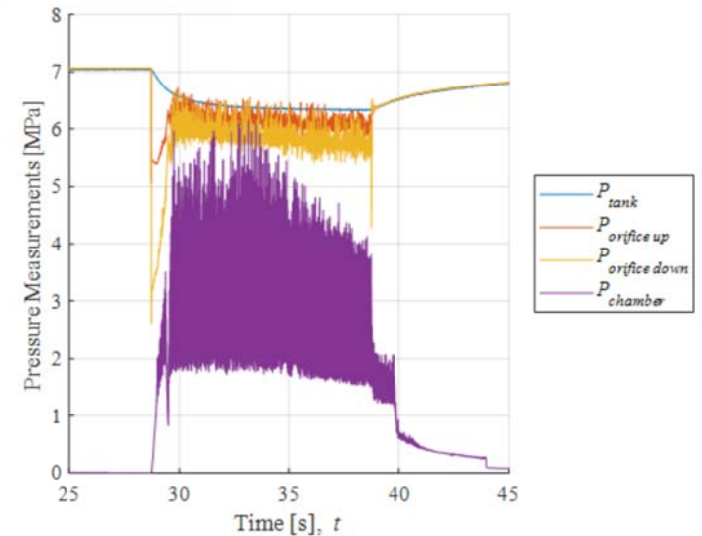
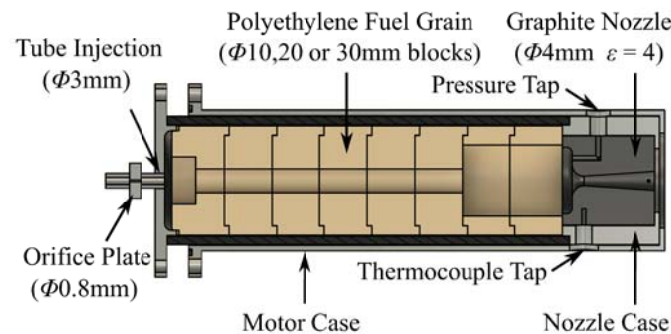
ポート内径: 30 mm

ポート長さ: 137 mm or 169 mm

スロート径: 5.5, 6, or 6.5 mm

衝突型噴射器による燃焼振動の抑制

- インジェクターに単ポート($\Phi 0.8$)を使用する実験で激しい燃焼振動を確認。
- インジェクターを衝突型($\Phi 0.8 \times 4$)に変更したところ、インジェクタ前後圧力差が減少したにも関わらず、燃焼振動はほぼ抑制された。



燃料後退速度式の構築

ポート内径: 20~30 mm

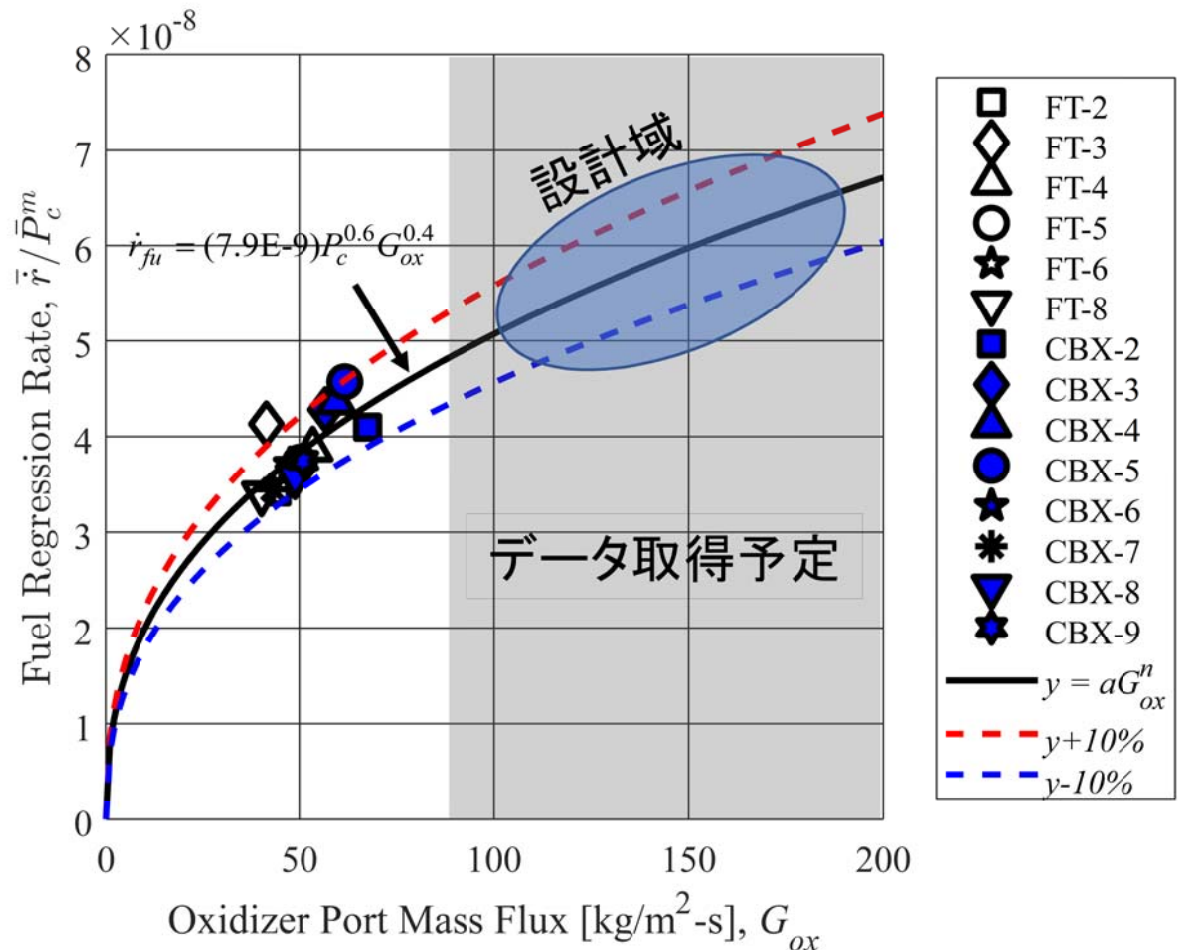
ポート長さ: 140~180 mm

スロート径: 4~6.5 mm

燃焼時間: 5~15 s

ポート流束: 40~80 kg/m²-s

燃料後退速度式を積分した式を用いるエンドポイント法で相関を得る。年度内に、酸化剤ポート流束100 ~ 200 kg/m²/s のデータを取得予定。



燃焼効率

ポート内径: 20~30 mm

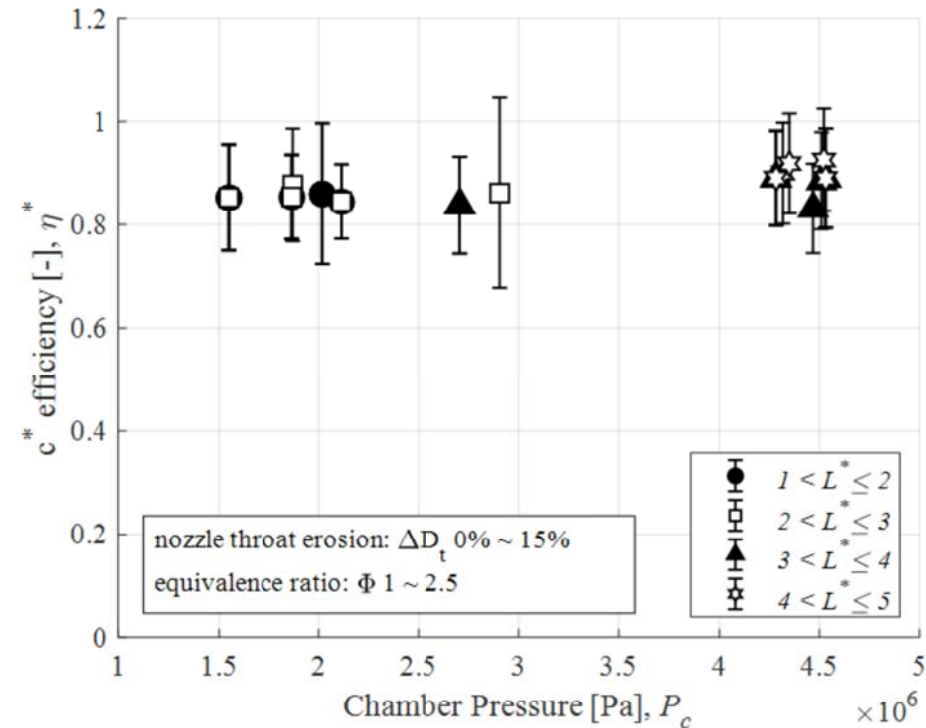
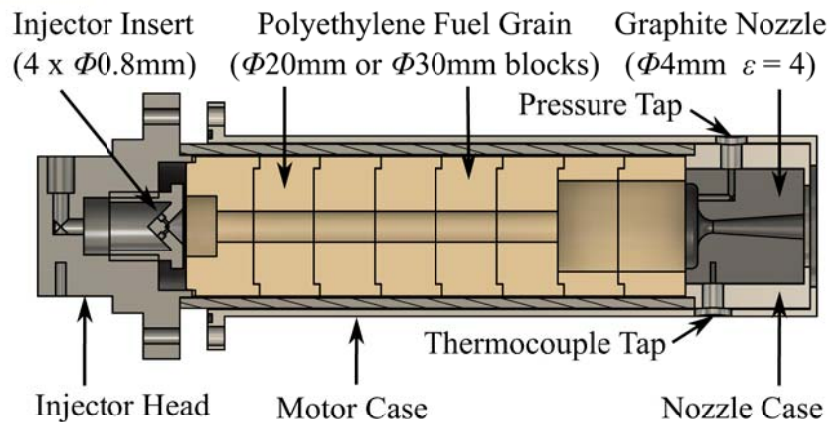
ポート長さ: 140~180 mm

スロート径: 4~6.5 mm

燃焼時間: 5~15 s

ポート流束: 40~80 kg/m²-s

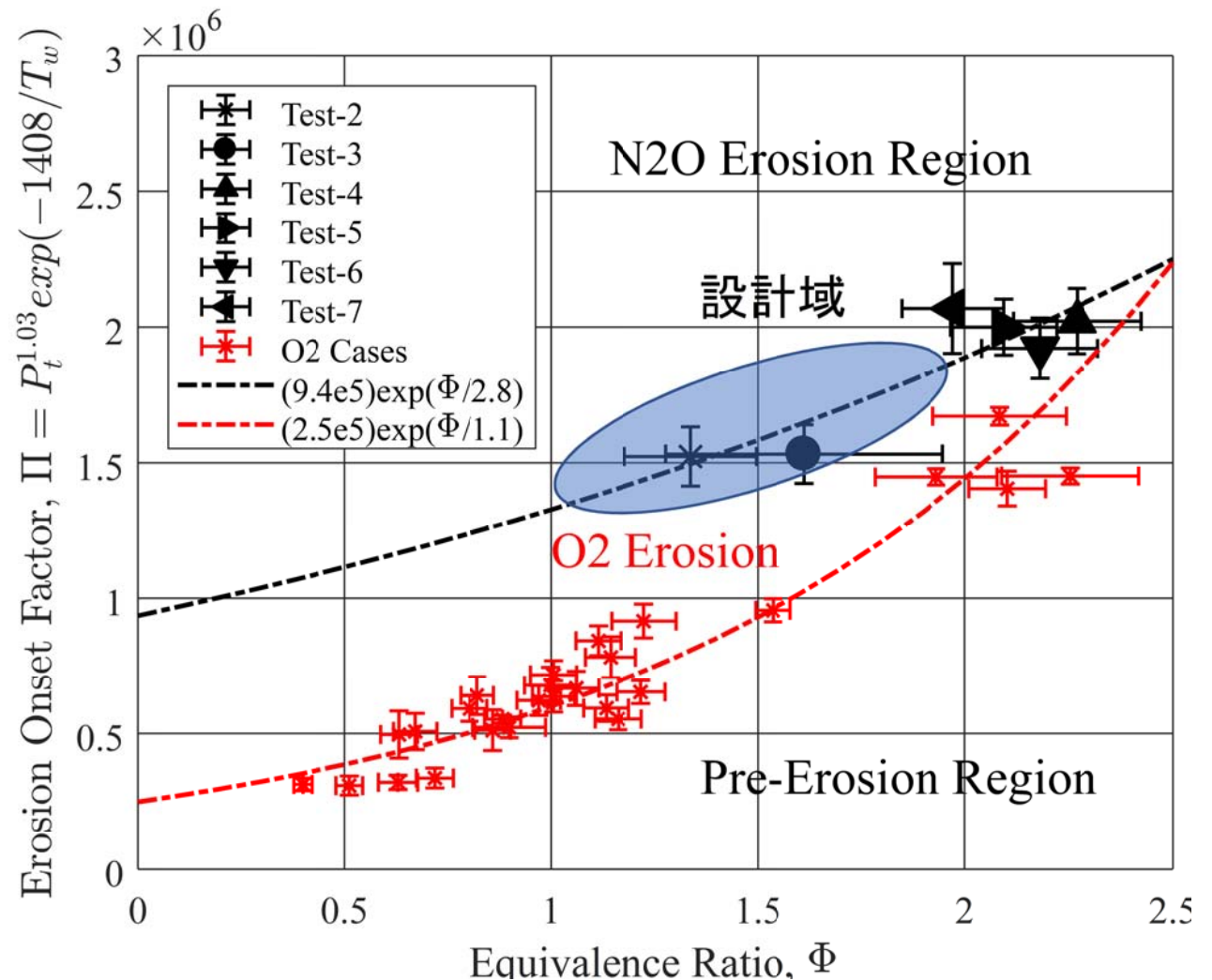
燃焼効率は一貫して90%であり、
燃焼室圧力に依存しない。



ノズルの上流にグラファイト製ポストチャンバを設けることにより、燃焼効率の改善を図る予定。

ノズル浸食開始条件

- ノズル浸食が開始する条件を定量的に把握。 Π と当量比で評価可能。
- 最適當量比(およそ $\Phi=1.4$)では、 N_2O の Π は、 O_2 の場合よりもおよそ2倍大きい。
- 酸化剤過剰の条件では、 N_2O の Π は、 O_2 の場合よりも2.5倍以上大きいと思われる。

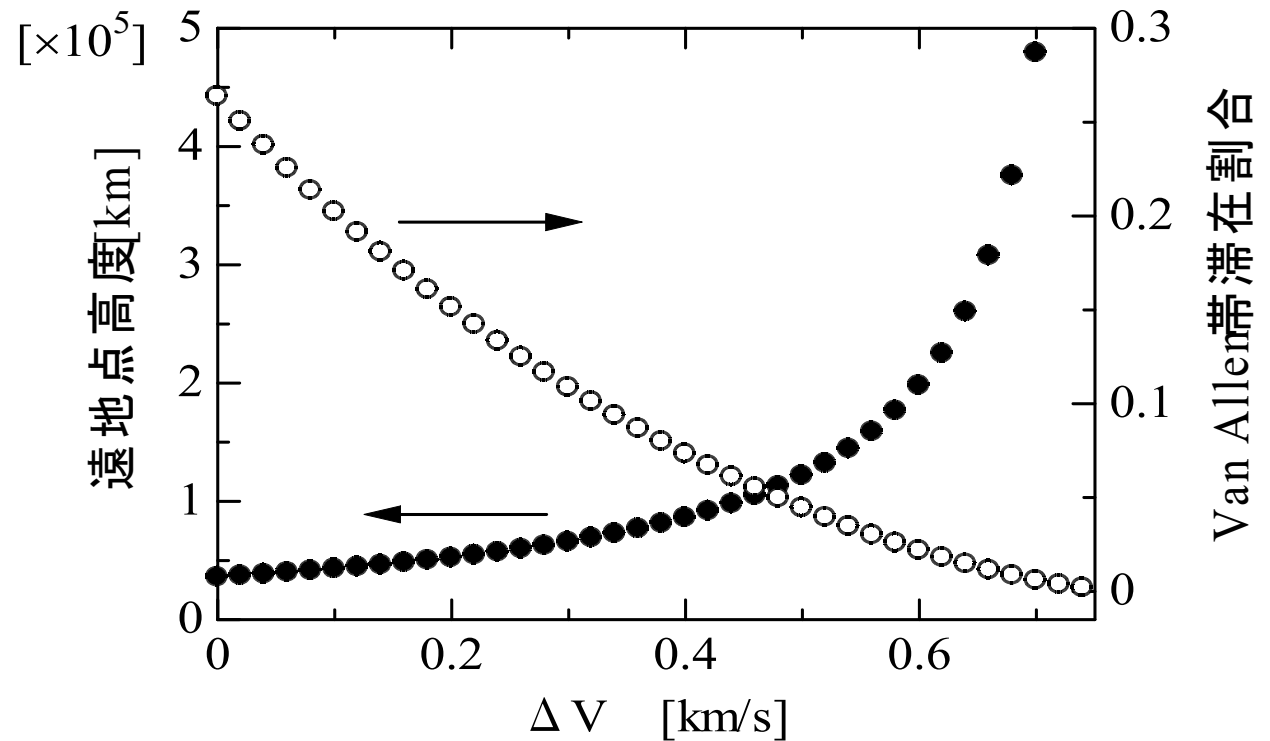


深宇宙の手前の需要

システム開

キックモータ

(B-2)高感
紫外線
検出器開

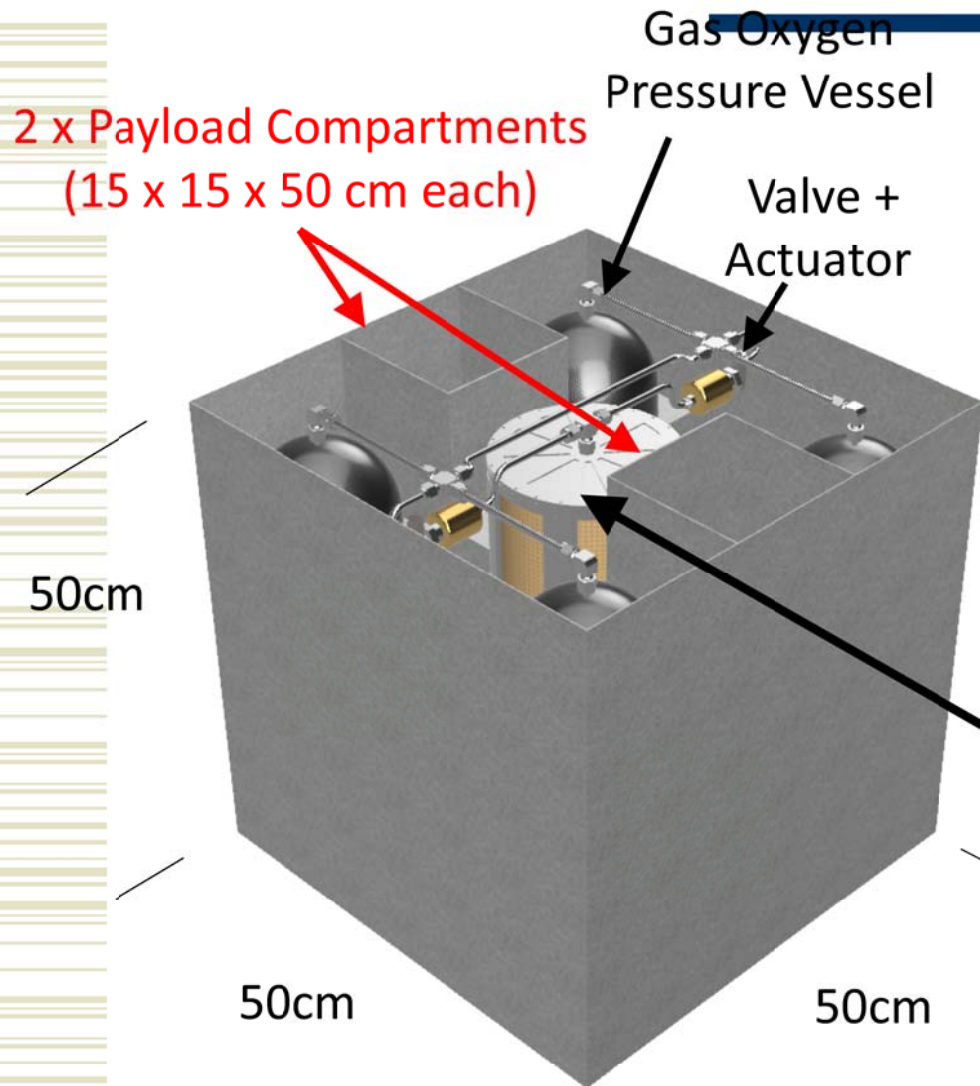
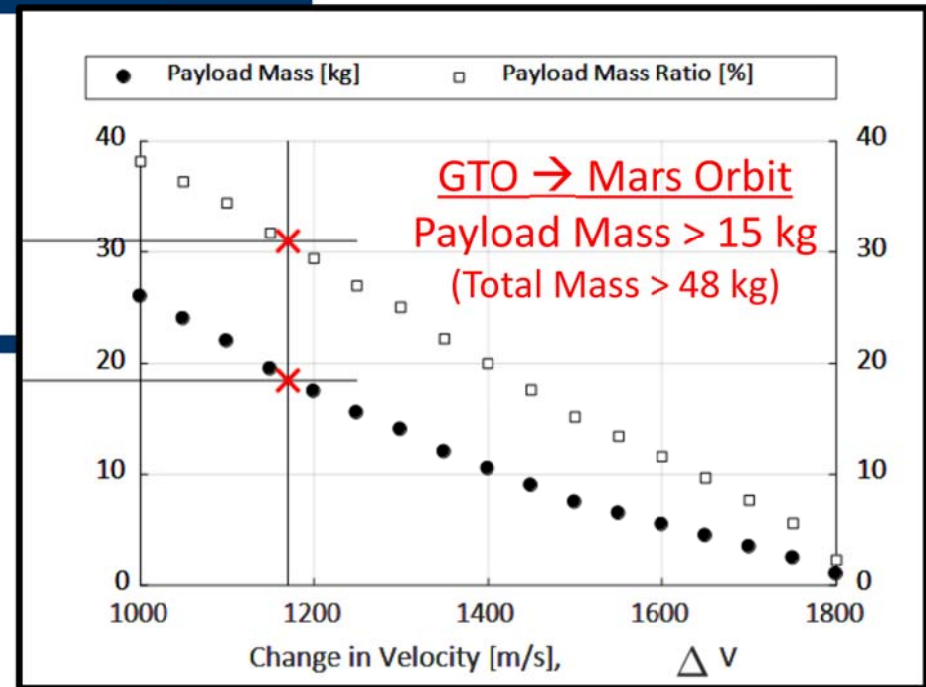


← 平成31年度特別推進研究 研究計画調書
(亀田、立教大)

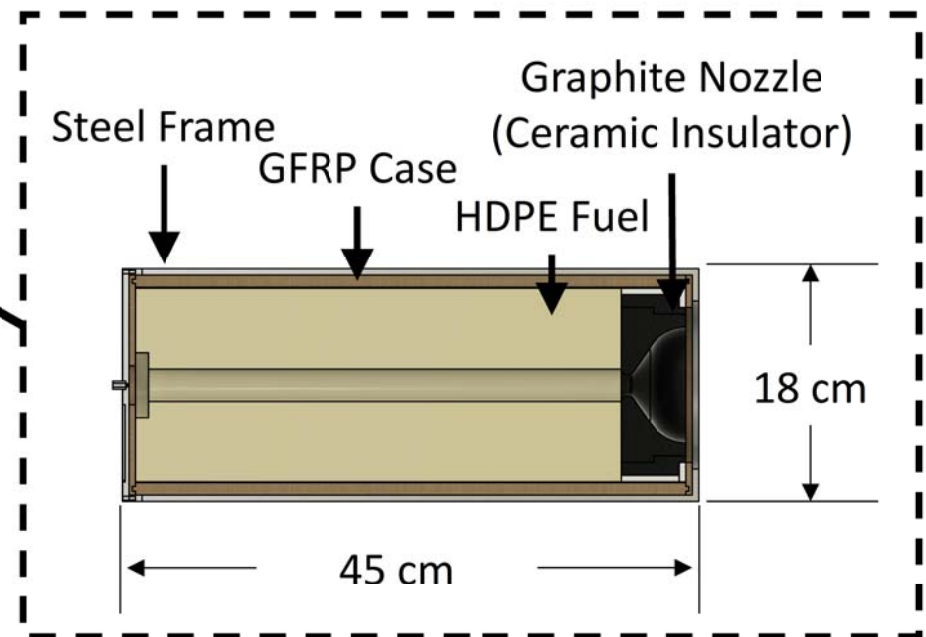
Hybrid Rocket-Powered SmallSat (~500N Thrust)

Prepared by Landon Kamps (30th Nov 2018)
landon_kamps@eis.hokudai.ac.jp

Adjustable Mission Profile



Hybrid Rocket Motor Schematic



まとめ

- ◆ N₂Oを酸化剤とする小型深宇宙探査機用キックモータの開発を開始。
- ◆ 燃焼室圧力の増加と衝突型噴射器の採用により、安定した酸化剤供給と燃焼に成功。
- ◆ 燃料後退速度式とノズル浸食特性の取得が進行中。
- ◆ 深宇宙の手前にもミッション需要が有る。ガス酸素でも達成可能なミッションで軌道上実証を先行させるのが良さそう。