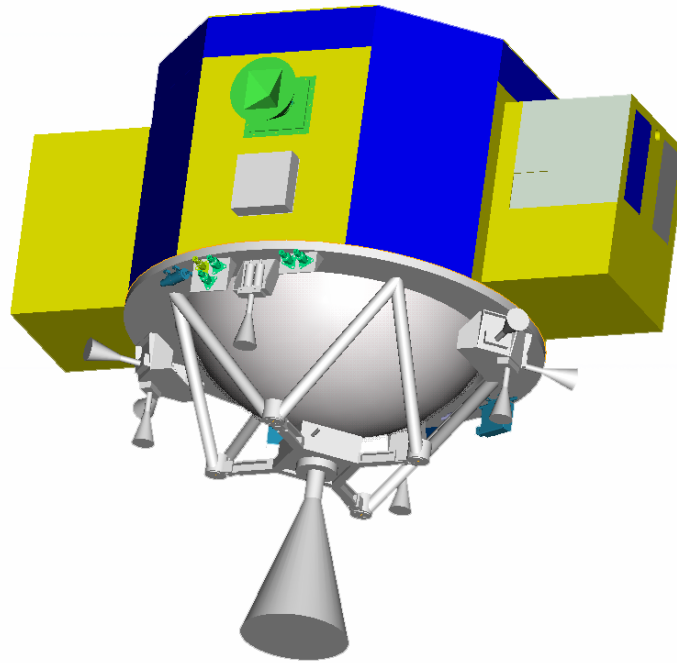


# 小型月着陸実験衛星



橋本樹明 (ISAS/JAXA)

月惑星表面探査技術(STEPS) WG有志

## なぜ月着陸実験機が必要なのか？

- 月や惑星に着陸して探査するためには、越えなければならないハードルがたくさんある。またそのレベルも、米国等は保有しているが我が国がまだ保有していない技術から、人類が誰も保有していない技術までいろいろなものがある。
- 「はやぶさ」は、小天体に対する着陸探査技術の多くを実験、実証したが、非常にリスクが高く、チャレンジングなミッションであった。
- STEPS-WGでは、月等の重力が大きい天体への先進的着陸技術の実験衛星SELENE-Bを提案したが、コストパフォーマンスの点で工学委員会では選定されなかった。

## なぜ小型月着陸実験機が必要なのか？

- 一方で、現在、All-JAXAで本格的な月探査等の検討が行われているが、大型プロジェクトでは先進的技術の実験は困難で、保守的技術を踏襲せざるを得なくなる。そうすると、「探査できること」は既に米国等が行っていることの延長線でしかなく、「はやぶさ」のような世界初の発見は得られない。
  - また、米国が30年前に習得した技術であっても、我が国にとっては未経験のものが多く、保守的技術であっても十分な事前実証は必要であろう。
- そこで、比較的低コストで実現できる小型着陸実験機を用いて、先進技術の実験と基盤技術の事前実証ができないかと考えた。

## 小型探査機で月に着陸できるのか？

- SELENE-B計画

GTO2000kg→月軌道1000kg→月面500kg→ペイロード50kg

- より小型にするとどうなるか？

GTO200kg→月軌道100kg→月面50kg→ペイロード5kg

GTO50kg→月軌道25kg→月面12.5kg→ペイロード1kg

本当？

バス系機器の最低重量があるから、下限はあるはず。

## 小型探査機を用いた月惑星着陸技術の実験計画

- ◇ 地上での開発・試験だけでは確認しきれない End-to-Endの実証を行うことが目的。
- ◇ 小型・低コストの探査機とし、地上でのFTB試験等と大差ない規模で実施。
- ◇ 月面で実施する必要性の高い着陸レーダの実環境試験、着陸プロファイルに沿った画像データ取得、着陸誘導制御システムとしての検証にしばって実証を行う。
- ◇ あわせて、小型ペイロードの月面への低コスト輸送手段としての可能性も追求する。

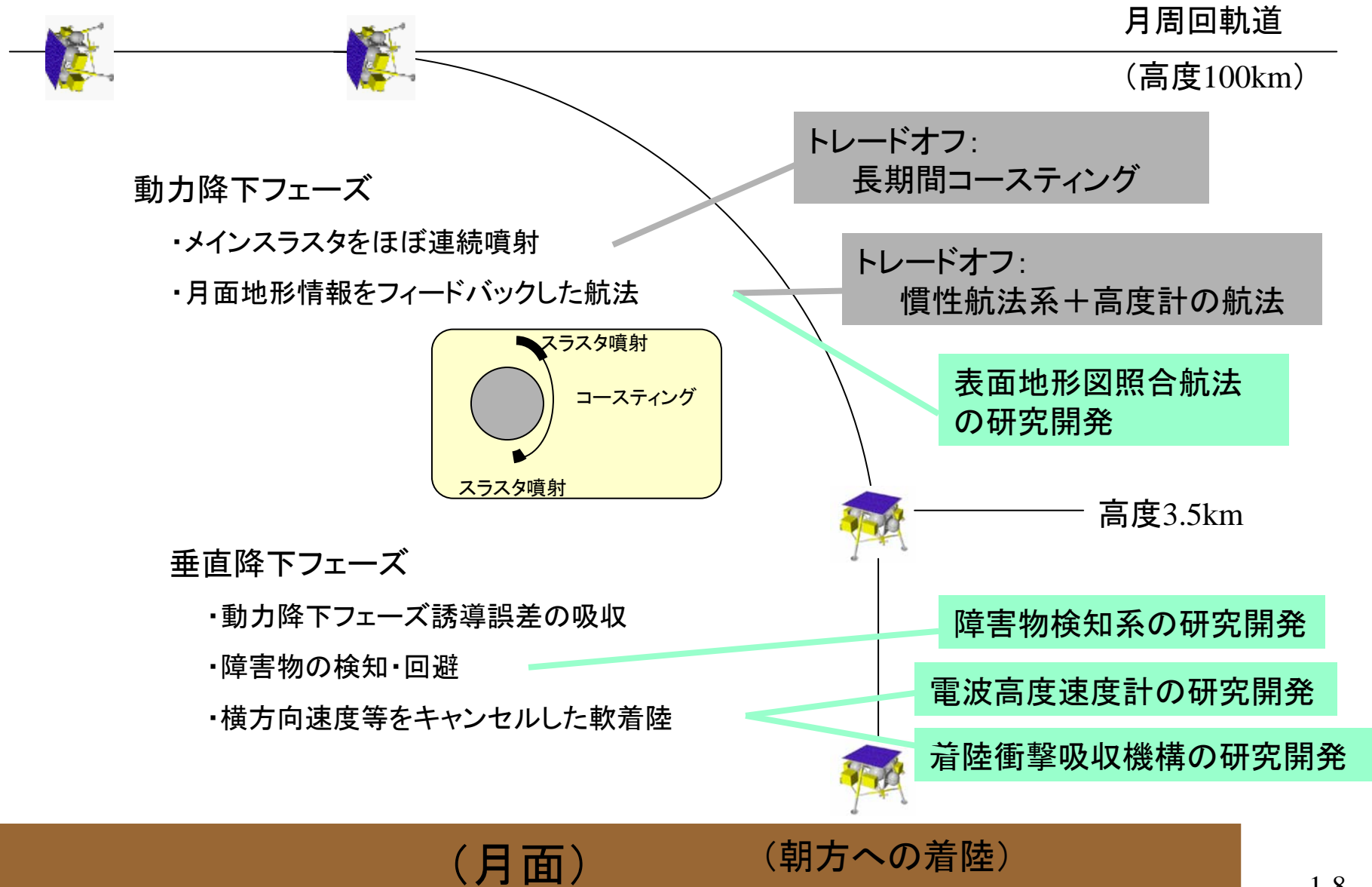
## 小型着陸機の前提条件

- ◇ 基幹ロケットの補助搭載衛星を念頭に、GTOへ投入される200kg程度の探査機を仮定。
  - Ariane Auxiliary Payload は GTO 300kg
  - 2005年1月ISAS募集の小型衛星では150kg程度
- ◇ 着陸時ドライ重量は約50kg、このうち推進系構造重量が半分程度を占める。
- ◇ ある程度のリスクは容認し、基本的に冗長系は無しとする。短期ミッションであるので、搭載機器はロケット仕様（耐放射線対策等を行わない）とする。

## 小型月着陸実験機で何をするか

1. 先進的着陸技術(ピンポイント着陸など)実験
2. 着陸基盤技術実証
3. 超小型月面ペイロード輸送手段
  - 月面環境計測
  - 小型ロボット、
  - 予備的観測装置
  - 教育啓蒙ペイロード
4. 他天体着陸サブペイロードのプロトタイプ

# 月面降下シーケンスと必要になる技術

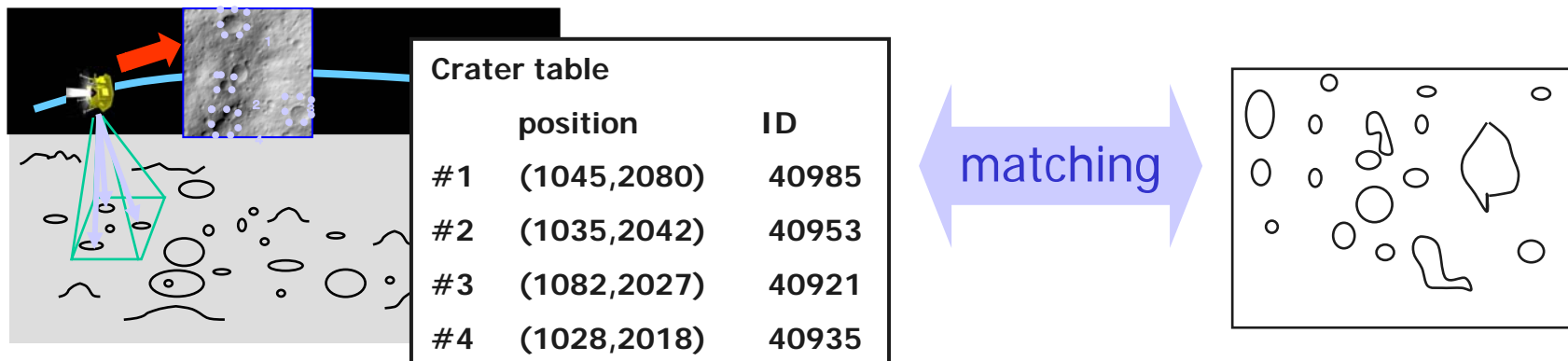




# 先進的着陸実験項目(案)

## 1. カメラ画像を用いた高精度航法(地形照合航法)

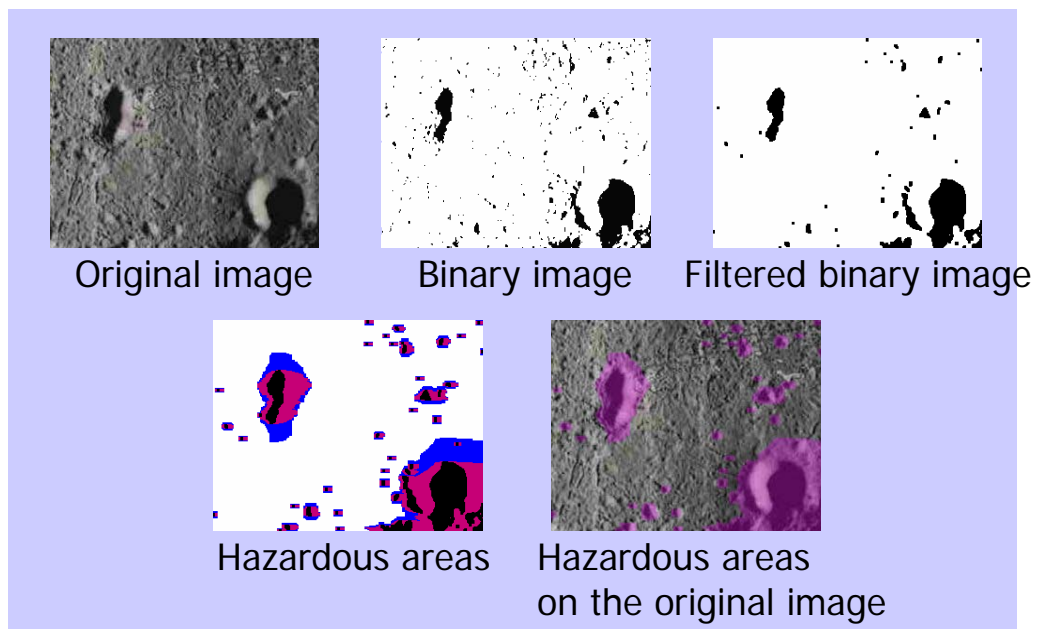
- 天体に高精度に着陸誘導するためには、表面地形に対する相対航法が必要である。(「はやぶさ」の高精度着陸誘導は、地上ベースの地形照合航法で実現された。)
- 実際の天体画像では、シミュレーションでは想定していなかったことが起こる。



# 先進的着陸実験項目(案)

## 2. 自律障害物検知・回避

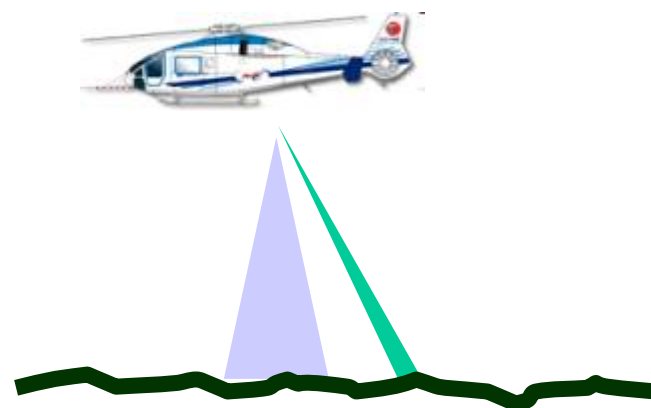
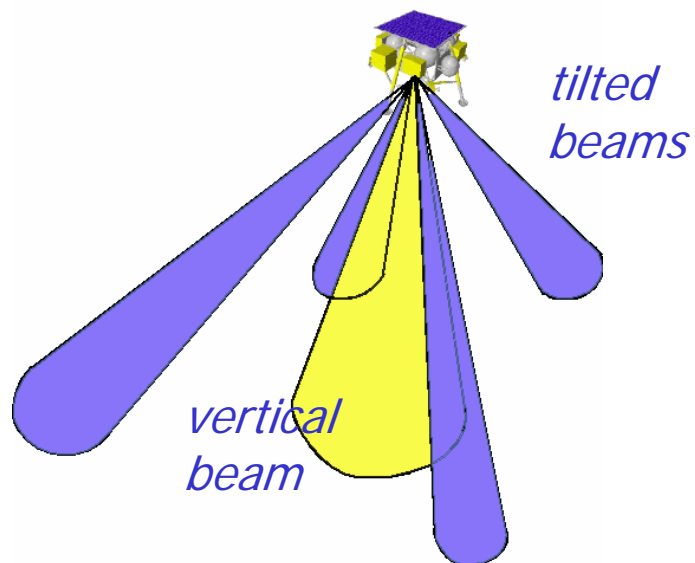
- 「観たいところを観る」「降りたいところに降りる」ためには、自律的障害物回避が必須。「はやぶさ」はNGなら戻ってくる方式だったが、重力の大きな天体ではそれは不可能。
- 実環境での試験が必須。



## 先進的着陸実験項目(案)

### 3. 着陸レーダ(電波高度速度計)の実環境試験

- 現在、開発中の着陸レーダを、大島等の月面に似た自然地形に対して試験しているが、航法誘導アルゴリズムとの整合性など、実環境での試験は必須。
- レーザ高度計は「はやぶさ」で試験されたと言える。



## 月面着陸基盤技術実証(要議論)

1. 着陸誘導アルゴリズムのEnd-to-End検証
2. 着陸機の運用性確認
3. 推進系の特性試験
4. 着陸機構の試験
5. . . . .

## 小型ミッション概要(1/2)

### [ミニマムサクセス]

- 誘導制御則のEnd-to-End動作確認。
- 地形照合航法、障害物検知機能の試験のためのサンプル画像取得、および機上演算試験。
  - 高精度着陸誘導、障害物回避誘導は行わない。
- 着陸レーダの実環境での動作試験。
- これらの（主に数値）実験データの、着陸降下中における地上への送信。

## 小型ミッション概要(2/2)

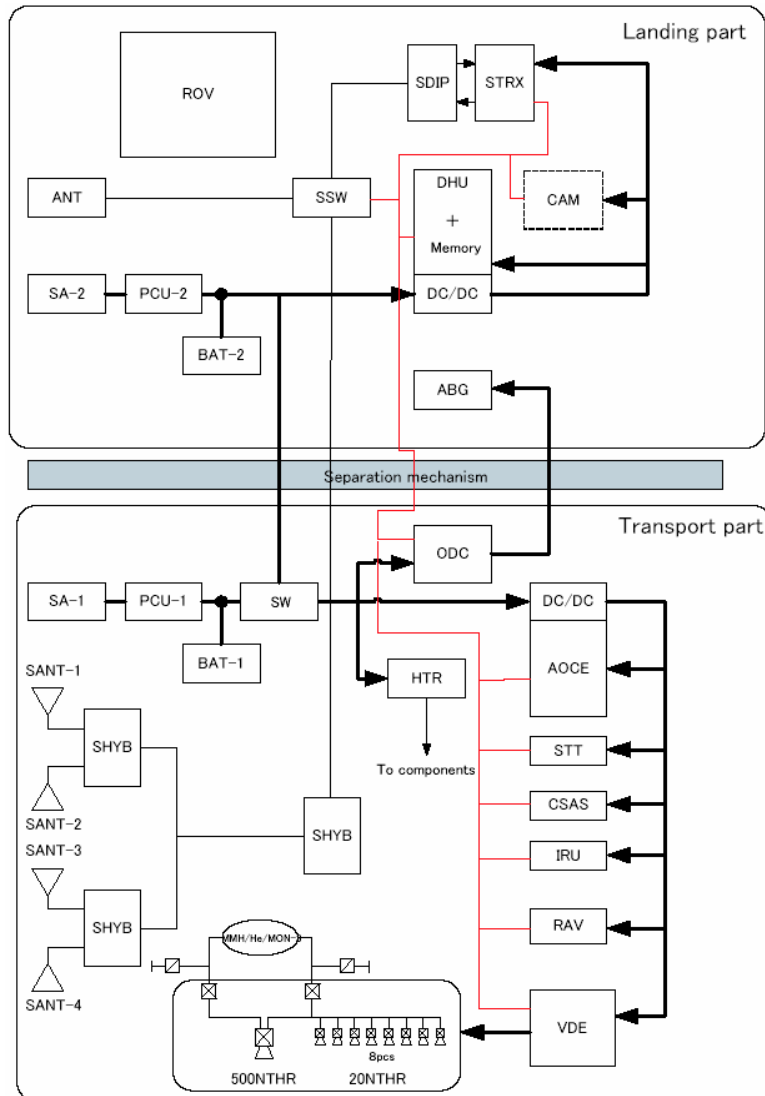
### [フルサクセス]

- データ処理・通信機能部は着陸後も生存し、画像データ等詳細データを地上へ送信する。

### [オプション]

- 1kg程度の小型ペイロード（ローバなど）を月面上に展開する。
- データ処理・通信機能部が夜間の低温環境を耐えることができるかどうか越夜試験をする。

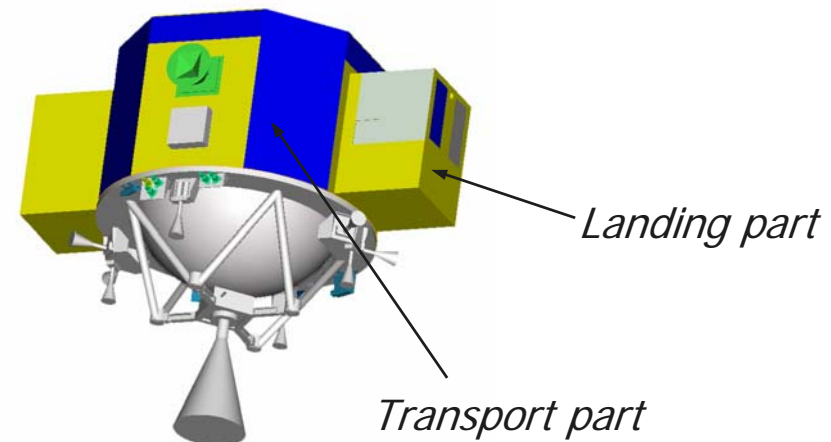
# 探査機システム構成



The spacecraft system is divided into two parts:

- Transport part  
*computer and components for attitude control and navigation, propulsion system, ...*
- Landing part  
*Data handling unit, STRX, ...*

Landing part will be separated from the spacecraft at the altitude of TBD [m] from the lunar surface.  
--> Soft landing using airbag system

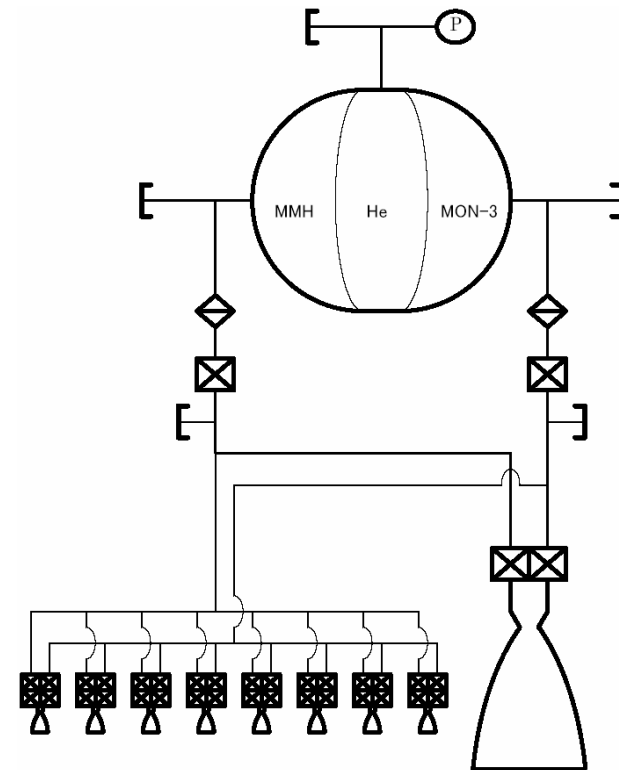
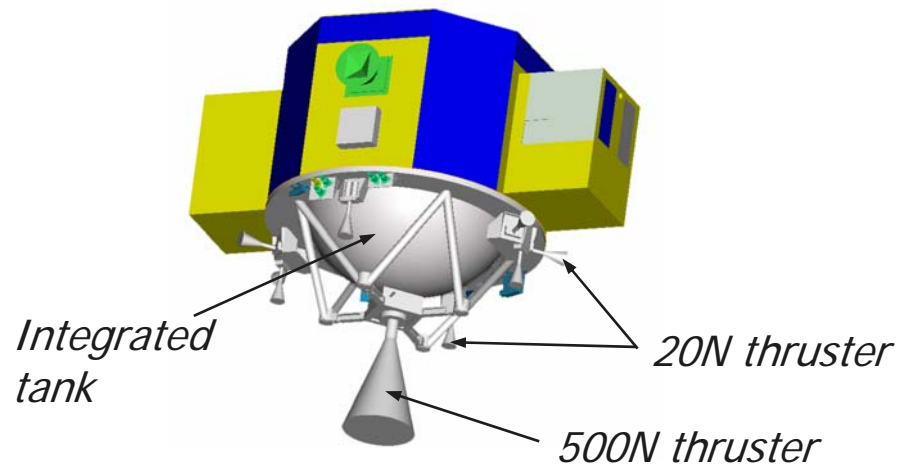


## 小型探査機用推進系

In case of spacecraft to the moon, the majority of mass budget is occupied by propulsion system.

*Employing the integrated tank (MMH/He/MON-3) is now being investigated.*

Thruster: 500N x 1, 20N x 8  
Mass: 195kg(WET), 35kg(DRY)





# サブシステム概略設計

## Power subsystem

- *Battery-based system (+ additional solar cells)*
- *Required power: 200W max (in the landing phase)*

## Attitude control and navigation subsystem

- *Spin-stabilized attitude control*
- *Application of light-weight COTS (Commercial Off The Shelf) components: Star-sensor, Sun-sensor, ...*

## Communication subsystem

- *Four S-band antennas on the transportation part and One S-band light-weight patch antenna on the landing part*
- *Bit-rate: 4Kbps(uplink), 10Kbps(downlink)*

## Data-handling subsystem

- *Trade-off between integrated and distributed computer system*
- *Application of COTS devices*

# 重量バジェット

機器名称	略称	搭載数	質量[kg]	搭載位置
<b>輸送部</b>				
電源系(EPS)			7.00	
リチウムイオンバッテリー1	BAT-1	1	5.40	輸送部筐体部
電力制御器-1	PCU-1	1	0.10	輸送部筐体部
太陽電池セル	SA-1	1式	1.00	
分離点火系	ODC	1	0.50	輸送部筐体部
計算機-姿勢制御系(AOCS)			9.70	
姿勢制御装置	AOCU	1	1.00	輸送部筐体部
バルブ駆動回路	VDE	1	1.00	輸送部筐体部
民生小型カメラ	STT	1	1.00	+Z
民生小型カメラベース	ONC	1	0.50	+Z
太陽センサ	CSAS	1	0.50	+Z
慣性基準装置	IRU	1	0.70	輸送部筐体部
着陸レーダ	RAV	1	5.00	-Z
通信系(COM)			0.65	
Sバンドハイブリッド	SHYB	3	0.15	
Sバンドアンテナ	SANT	4	0.50	
推進系(RCS)			31.50	
推進系	RCS	1式	31.50	
熱構造系(STC)			14.50	
主構体(8角柱)	STR	1式	4.00	
輸送部筐体	TSTR	1	1.00	輸送部筐体部
推進系支持構造	RSTR	1式	4.50	
輸送部熱制御系	THTR	1式	5.00	
計装系(INT)			6.00	
ワイヤハーネス	WHS	1式	3.00	
バランスウエイト	BWT	1式	3.00	+Z
その他(推奨, 加圧ガスなど)			159.20	
<b>輸送部計</b>			<b>228.6</b>	
<b>着陸部</b>				
電源系(EPS)			1.10	
リチウムイオンバッテリー2	BAT-2	1	1.00	着陸部筐体部
電力制御器-2	PCU-2	1	0.10	着陸部筐体部
データ処理系(DH)			1.00	
データ処理装置	DHU	1	1.00	着陸部筐体部
通信系(COM)			2.60	
Sバンドトランスポンダ	STRX	1	1.50	着陸部筐体部
Sバンドダイプレクサ	SDIP	1	0.50	着陸部筐体部
Sバンドスイッチ	SSW	1	0.10	着陸部筐体部
小型パッチアンテナ	ANT	1	0.50	着陸部筐体部
熱構造系(STC)			3.00	
着陸部筐体部	LSTR	1式	1.00	着陸部筐体部
エアノック	ABG	1式	1.50	着陸部筐体部
着陸部熱制御系	LHTR	1式	0.50	着陸部筐体部
オプション機器			2.00	
月面撮像カメラ	CAM	1	1.00	着陸部筐体部
月面ロボット	ROV	1	1.00	着陸部筐体部
<b>着陸部計</b>			<b>9.7</b>	
<b>宇宙機合計</b>			<b>238.3</b>	
輸送部筐体部 計			0.70	
着陸部筐体部 計			9.70	
+Z 計			5.00	
-Z 計			5.00	
主構体 計			208.85	

- Transport part: 228.6kg

- Landing part: 9.7kg

Total ... 238.3kg

*This value sounds reasonable for the existent piggyback programs.*

## まとめ

- 先進的着陸技術実験、着陸基盤技術実証、超小型ペイロード輸送手段としての小型月着陸探査機を提案する。
- これをベースとして、いろいろな発展形が考えられる。
  - 大型月探査機に搭載される、小型着陸モジュール  
(多点観測ミッション用)
  - 火星、木星衛星等探査機に搭載される小型着陸モジュール