

宇宙工学と惑星探査

松尾 弘毅¹

1. 我が国の惑星間飛行小史

我が国宇宙工学者の惑星間飛行への関心は、Mロケットによる科学衛星計画がようやく緒につこうとする1970年代はじめに、すでに表明されている。この流れは、かなりの深度を以って金星バルーン計画が検討されるなど、地球周回衛星による科学観測が華やかに進行するなかでも絶えることなく、やがてPLANET-A計画の名の下に1985年打ち上げられた“さきがけ”“すいせい”によるハレー彗星探査へと結実していく。またハレー彗星探査を旗印として開発されたM-3S II型ロケットは、その後X線天文、太陽地球系科学等の分野での衛星の打上げにも活躍し、これらの衛星の輝かしい成果は惑星間飛行に向けた宇宙工学グループの熱意の賜といえぬこともない。PLANET-A計画の最大の成果は、これによって惑星間飛行のための技術的基盤と人的基盤が確立されたことであり、さらに近年の“ひてん”による月スウィングバイミッションの実施によって技術的洗練が図られている。現在、M-V型ロケットの開発が進められており、それによるLUNAR-A、PLANET-B両計画が準備されているところである。宇宙工学者にとって惑星探査は極めて強い関心の対象であり、今後ともこれを強力に推進して行く用意がある。本稿では、惑星探査に関わる我が国宇宙工学の成果・現状とその将来を概観する。

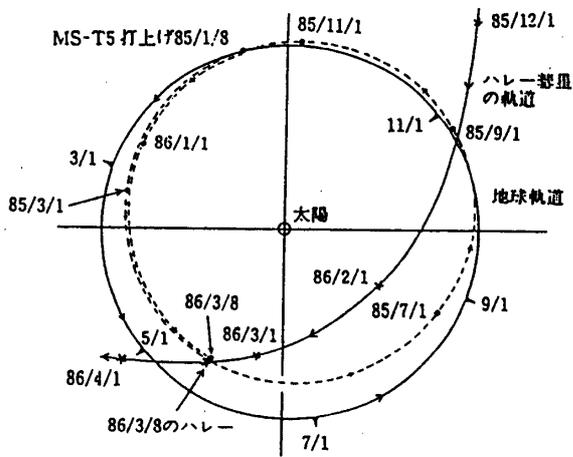
2. 現在までの成果

すでに述べたように“さきがけ”“すいせい”“ひてん”“GEOTAIL”の諸ミッションを通じて宇宙科学研究所は宇宙空間を自在に航行できるだけの技術基盤を確立した。

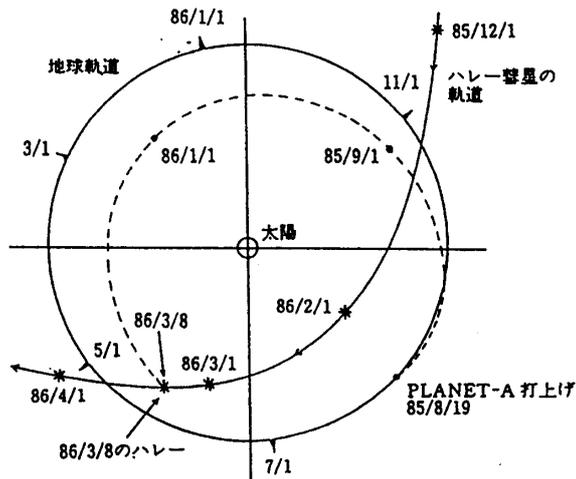
2.1. ミッション解析、飛行計画

惑星探査の基本となる分野である。地球周回軌道への投入に比べてはるかに複雑で長期間に及ぶ軌道を解析し、第一義的に重要な打上げエネルギーに関する条件、地球との通信に関する条件、発射点の地理的制約に由来する地球脱出軌道に関する条件等々を考慮して適当な軌道を見出し飛行計画を立案しなければならない。この点に関しては計画段階で候補軌道を見いだすのに必要とされる二体問題をベースにした簡易プログラム、実施段階で必要とされる数値積分をベースにした精密計算プログラムの双方が整備されており、これらを用いた軌道設計手順も上に述べた諸ミッションを通じて確立されている。典型的な惑星間飛行軌道の例として、“さきがけ”“すいせい”のそれを図1に、やや特殊ではあるが複雑な例として“ひてん”の軌道を図2に示す。“ひてん”の打上げでは、最初に地球を周回する長楕円軌道に投入し、月との会合のタイミングを計るとともに軌道投入時の誤差を吸収する方式を採用していた。実際にも、打上げ後その周回数を4回から5回に変更し

¹宇宙科学研究所



“さきがけ” MS-T5の軌道 (太陽を中心に黄道面に投影したもの)



“すいせい” PLANET-Aの軌道 (太陽を中心に黄道面に投影したもの)

図1. “さきがけ”, “すいせい”の軌道

て投入誤差に対応しており、また運用に入ってから実験の進捗状況に応じて最大限の成果が得られるように適宜飛行計画を変更している。このような即応能力も長期の惑星間飛行にとっては不可欠である。(図1, 図2)

2.2. 超遠距離通信と軌道決定

PLANET-A計画の実施に際し、我々にとって特

に欠落していたのは軌道決定を含む超遠距離通信の技術であった。すなわち、ソフトウェアとしての軌道決定プログラムの開発と、ハードウェアとして数億キロメートルに及ぶ超遠距離にある探査機との交信を可能にする地上局の建設が必要であった。

距離の増大により軌道決定にはあらたな困難が伴う。これは実際に起こったことであるが、何しろデータのタイムタグの1秒のずれが7000kmの位置誤差を生む世界である。地球周回軌道の決定の際には通常 ρ (視線方向距離), a (方位角), e (上下角)の3量が用いられるが、超遠距離にある探査機の位置決定には機械的な角度情報は精度不足のため用いることができない。そこで ρ (視線方向速度)を基本的な測定量とし、地上局の自転による運動の結果、 ρ 上に印加される正弦波の振幅と位相から角度情報を得ることになる(実はこの3量と重力場の勾配の知識から ρ そのものについても決定できる)。また、観測値と計算値の比較のため、影響を及ぼし得るすべての天体による高次の項を含めた引力、太陽輻射圧、相対論的効果等々あらゆる加速度項を考慮した精密な軌道生成プログラムが必要である。この生成プログラムを内蔵した10万ステップにおよぶ軌道決定プログラムはISSOP(ISAS Orbit Determination Program)の名称で開発され、その有効性は“さきがけ”“すいせい”“ひてん”等の諸ミッションを通じて実証済みである。表1に現在の軌道決定精度を、米国のJPLによる軌道決定結果との比較とともに示す。真実は誰にも判らないというのが真実ではあるが、“ひてん”ミッションの終結に際してこれを月面に落下させたと

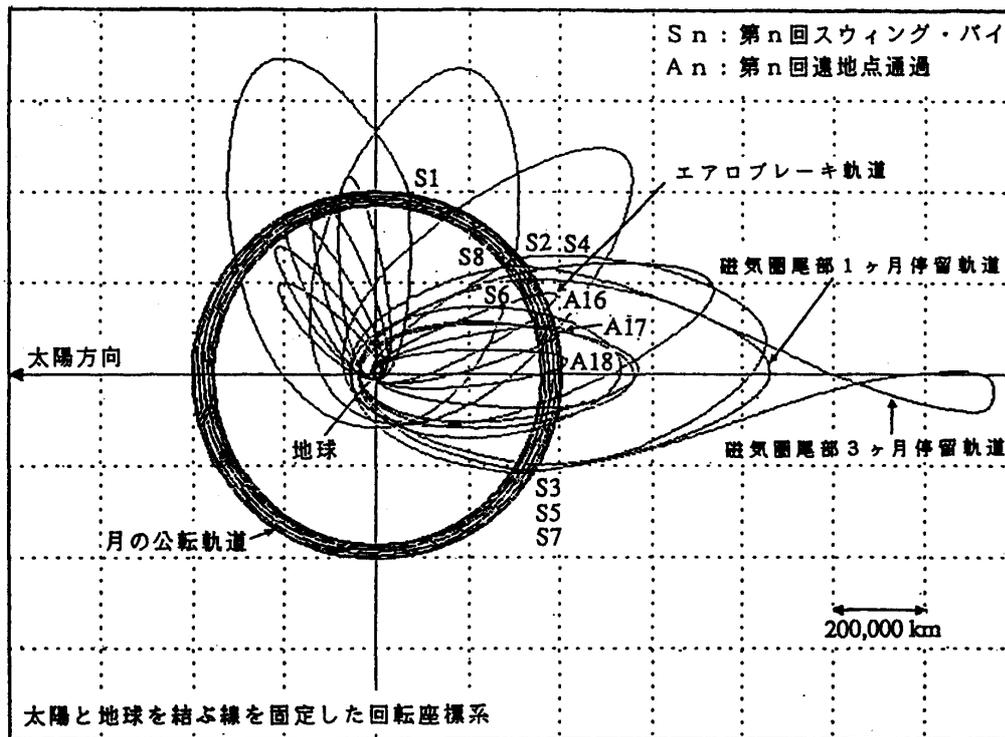


図2 “ひてん”の軌道

き、信号断から推定された落下時刻と予測との差が僅か0.4秒であったことは有力な傍証であろう(表1).

超遠距離にある探査機を追跡し自在に運用するために、大型アンテナを有する自前の地上局が必要である。PLANET-A計画を遂行するために、1984年10月には64m径のアンテナを有する白田宇宙空間観測所が長野県南佐久郡白田町に完成している。NASA JPLのDSN(Deep Space

Network)の3局に比肩する能力を有するこの地上局は、“さきがけ”“すいせい”さらには“ひてん”“GEOTAIL”の追跡・運用の任を果たすとともに、ICE探査機によるジャコビニ・ツィンナ彗星の観

“さきがけ” 打ち上げ初期~数千万km (地球からの距離)	位置：200~300km 速度：60~70cm/s JPLとの比較 位置：3~5km 速度：2~3cm/s
“ひてん” 小・大楕円軌道および 月スイングバイ時	位置：5~6km 速度：1~2cm/s JPLとの比較 位置：1.5~2.0km 速度：0.5~1.5cm/s
“ひてん” 月オービタ	位置：0.2~2.0km 速度：0.1~1.0cm/s
“GEOTAIL” 小・大楕円軌道および 月スイングバイ時	位置：1~3km 速度：0.1~1.0cm/s

表1 軌道決定精度

項目	機能概略
アンテナ	直径64mのカセグレインパラボラアンテナ 駆動はAz-E1方式、指向精度：0.003deg rms 最大駆動速度：0.5deg/sec 追尾方式は通常角度予報値によるプログラム追尾
受信系	受信バンド：Sバンド(2.20~2.30GHz) Xバンド(8.40~8.50GHz)
送信系	最大送信出力20kWの電力増幅装置を2基設置 受信バンド：Sバンド(2.08~2.12GHz)のみ
測距および 距離変化率 計測設備	測距精度 距離：50m 距離変化率：1cm/sec
時計設備	水素メーザ、セシウムおよびルビジウムの原子周波数標準器
VLBI計測設備	超長基線干渉実験のために天体電波の受信記録

表2. 白田局の機能概略

測，データ中継衛星(TDRS)を利用したVLBIの実証実験，ボエジャ探査機の海王星接近観測等をNASAとの共同作業として実施し，国際的にも顕著な存在となっている．今後とも我が国が惑星探査を実施して行く上での切り札となるとともに，この分野での国際協力のための重要な要素となるであろう．表2に臼田局の主要諸元を，図3にその威容を示す．

2.3 探査機の設計と運用

惑星探査機は後に述べるように小型軽量化という宿命を背負っているが，これとは別にシステム的设计・運用に独特の配慮が必要である．惑星間飛行軌道は極端に誤差感度が高いため，目的地に到達するためには複数回の軌道修正が必要であり，総合技術としての軌道修正能力の付与はこのような配慮の典型的な例である．また，航行時には地上局との通信，太陽電池出力の確保，姿勢決定のためのセンサ視野内への目標の確保等を考慮した長期の運用が必要であり，これは先に述べた軌道

設計とも深く関わっている．これまでの諸ミッションを通じて，探査機側の基盤技術についてはシステムの設計・運用の両面で十分な経験が蓄積されている．これらの興味ある運用の諸相についてはISAS ニュース特集号（1985年3月号、94年1月号）を参照されたい．

3. 将来の課題

惑星探査はあくまでも総合的な工学的基盤の上に成立するものである．以下にその重要な要素についての課題を概観する．

3.1 探査機運搬能力

惑星探査のためには，探査機はまず地球の重力圏を脱出し，さらに目的惑星の周回軌道に入るか表面に着陸する．これらの操作はいずれも多量の推進剤を消費するものであり，同一ロケットによって打上げ可能な探査機重量は，地球周回の場合に比べて少なくとも4～5分の1以下になってしまう．図4は，横軸に対象惑星（M:水星，V:金星...），

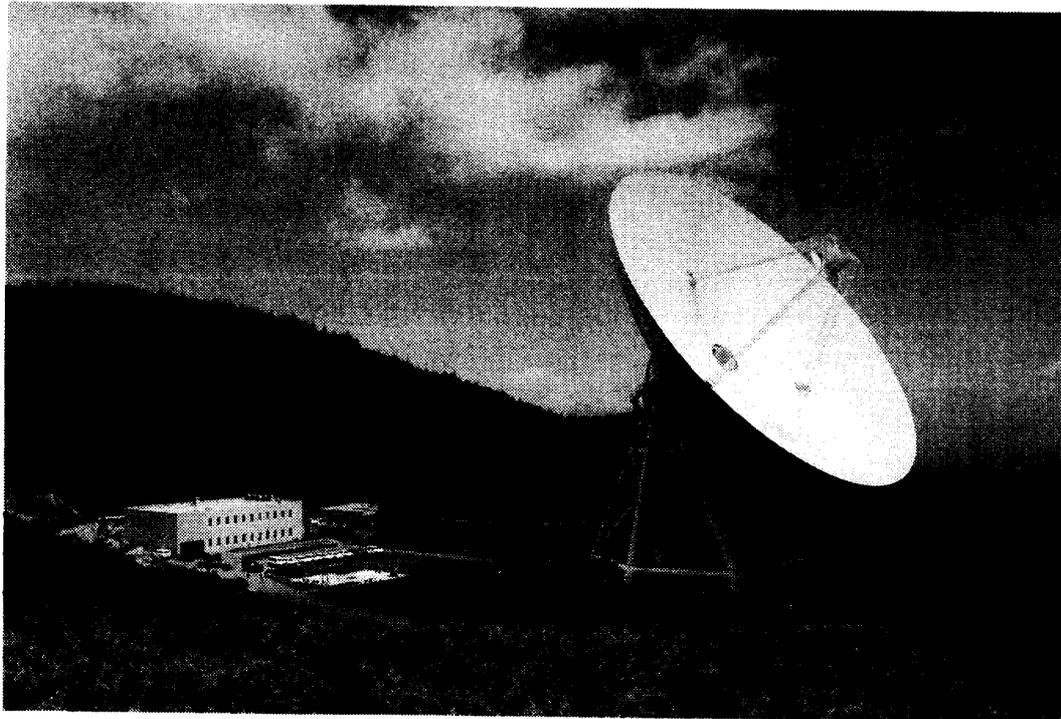


図3. 臼田局の外観

縦軸に地球周回軌道からの脱出と目的惑星の周回軌道投入に要する速度増分（軌道投入の場合には減速）を示したもので、各ミッションのエネルギー的な距離を示すものである。図5は、典型的な固体モータを用いたとして、ある速度増分を要求された場合の探査機重量とモータを含めた初期重量との比を示したものである（探査機重量にはモータドライ重量を含まない）。この両図を合わせることで、各ミッションに対する探査機重量を低地球軌道上の重量との比として推定することが

できる。エネルギー的な距離では水星は木星に匹敵し、また周回軌道投入のための ΔV は周回軌道の形状に強く依存することなどが判る。例えば、火星の1.1惑星半径の円軌道に投入する場合、低地球軌道上での重量は、脱出のための ΔV 3.5km/sのため約5分の1、軌道投入のための ΔV 2.2km/sのため、さらに2.5分の1になる。これは我々の近未来における可能な目標についての目安を与えるものである。このような状況下において、探査機運搬能力の増大は極めて重要な問題である。勿論

直接的な解は大型ロケットによる打上げ能力の強化であるが、これはある種いたちごっこ側面を有するものであり、以下に述べる課題はより普遍的な意味をもっている。

(1) スイングバイ 目的惑星に到達するのに中間天体を経由しその重力場によって探査機の軌道を変更する方式で、適切な天体を選べば推進剤消費の節約を図ることができる。例えば木星に行くのに金星を用いれば、原理的には金星に行くだけの打上げエネルギーで木星に行く事ができる。当然のことながら、中間天体を経由するため目的惑星到達まで長期間を要すること、利用できる中間天体が限られているため利用法が限られていることが難点である（例えば金星、火星へ行くのに有効な中間天体はない）。古くは金星を経由して水星をフライバイしたマリナー10号、木星を用いて黄道面垂直軌道を実現したユリシーズ、近くは木星へ向かうのに金星と地球を用いたガリレオなど、ある種標準化した手段となりつつある。スイングバイ技術と称する特定技

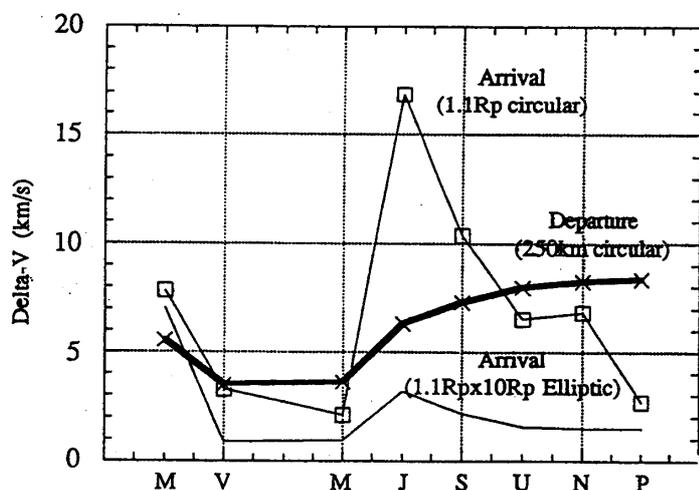


図4. 惑星探査に必要な速度増分

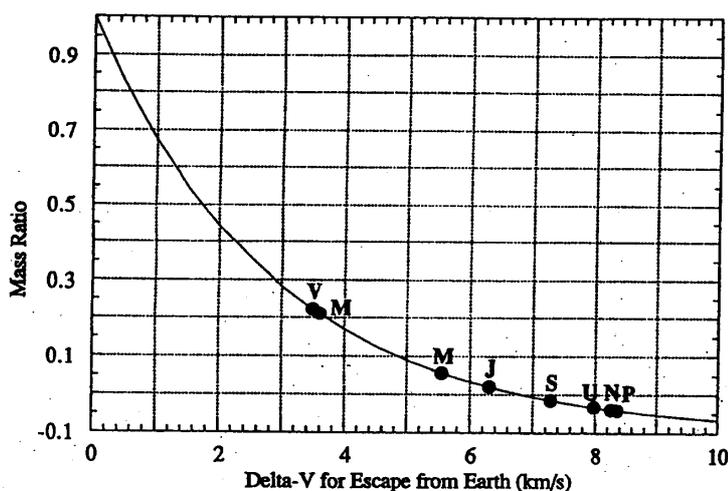


図5. 必要速度増分と探査機重量

術があるわけではなく、軌道設計、軌道決定、軌道修正の総合技術であるが、我が国では“ひてん”“GEOTAIL” ミッションにおいて月を利用した多数回スイングバイをすでに実施しており、遠くの天体を利用する場合には軌道決定精度の一層の向上が望まれるものの、十分利用可能な方法である。月はこの質量の小ささからあまり有効な天体とは云えないが、PLANET-B計画においてはこれも利用することとしている。

(2) 電気推進 現在用いられている推進系はいずれも化学推進系として分類される。すなわち推進剤のもつ化学エネルギーを利用するもので、燃料と推進剤が共通である。一方電気推進系とは、推進剤を電気的に加速するもので、エネルギー源は太陽電池であれ原子力電源であれ推進剤とは独立である。このため比推力（単位重量の推進剤が単位の推力を何秒持続できるのかで定義され、固体ロケットでは300秒、液酸／液水を用いた液体ロケットで450秒程度の値）が可変で、大きく（例えば3000秒）とることができる。これは一定の速度増分を得るのに必要な推進剤消費が小さくてすむということであり、この利点は大きな速度増分が要求されるときに特に強調される。一方、電源重量（電源重量／出力比）との関連で大きな加速度が得られない（ $10^{-4} \sim 10^{-5} g$ ）というのが欠

点で、このことは目的惑星での周回軌道への投入のように急な減速を必要とされる場面では使用できないことを意味している。また特定の速度増分を得るのに加速期間を長くすれば電源重量の負担が軽減されて等価的に探査機重量を増やすことができるという特徴をもっている（化学推進系の場合、速度増分は一義的には推進剤のもっているエネルギーで決まってしまうので、長時間かけて加速することは無意味である）。推進剤の加速機構によりイオンエンジン、MPDアークジェット等があり、我が国の現状は、前者は宇宙開発事業団のETS-VIで位置制御に使用され、後者はH-IIで打ち上げられスペースシャトルで回収されるSFU上での実験が予定されるなど、要素レベルでの開発は十分な段階に達している。これが主推進系として化学推進系に代わるためには、高 ΔV ミッションを得た上で、電源重量等システムレベルでの不活性重量の低減を図る必要があるが、その高比推力故に魅力的な課題である。なお、重力場が弱く先に述べた低推力・低加速度が不利とならない小惑星近傍での運動に使用することも現在検討されている。表3は、PLANET-Bで主として火星への接近速度を減少させるために検討されたイオンエンジンシステムの例で、要求される ΔV が小さく必ずしも得意な場面ではないにも拘らず、化学推進系と同等以上の能力を示している。

乾燥重量	17.4kg
推力	4.2～7.7mN
有効比推力	3,120sec
推力／電力比	22mN／kW
消費電力	230～350W
ビーム電流	70～105mA
電力効率	0.53
陽極電圧	1.0～1.5kV

表3. 電気推進系の緒元の例

(3) エアロキャプチャ 目的惑星の周回軌道に投入する場合、探査機重量は一段と減少する。幸い金星、火星のように大気が存在する場合には大気抵抗を減速に利用することができる。先の例では、火星周回軌道への投入に際し探査機重量の1.5倍が減速のための推進系として必要であった。これ以下で耐熱機構を作製すればよいわけで、その有利さは明きらかである。火星の長楕円軌道への投

入を目指す PLANET-B に関連して検討した結果を 図6と表4に示す。表4は減速に化学推進系（2液）とエアロキャプチャを用いた場合の不活性重量の比較で、2液式の場合の推進系を含む全重量は約550kgである。この結果では、大気突入時の制御のための追加能力や各種の収納・再展開のための機構が必要となるので、誤差ともいえる9kgの利得しか見込めないが、追加機能は2液式を原型としてこれに付加したものであり、当初からエアロキャプチャを念頭におけば十分改善が見込まれる。何と云っても本質は、熱シールドが30kg追加される代わりに2液エンジンの分170kgが軽くなることにあり、十分な可能性を持っている。この案を棄却した最大の理由は軌道投入精度にある。深く突入し過ぎると火星表面に落下し、浅すぎると減

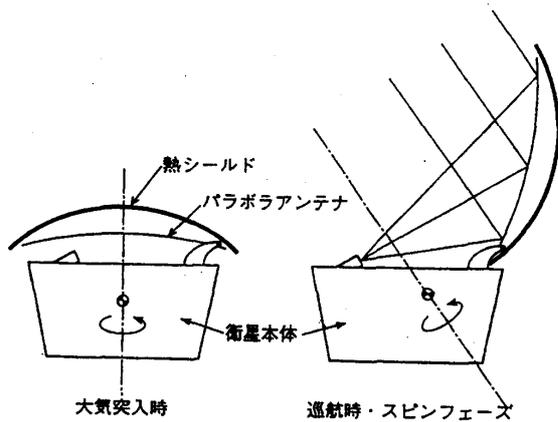


図6. エアロキャプチャ探査機

速が不十分で再度脱出してしまふ。図7はその辺の事情を説明するものである。縦軸は、火星にとっての無限遠点での進入軌道を、進入方向と垂直な面に投影したもの（原点は火星中心）で、近火点高度に対応する。横軸は探査機の揚力と抗力との比である。上部の線は脱出、下部の線は落下の限界である。この両線の差が最大限許される軌道

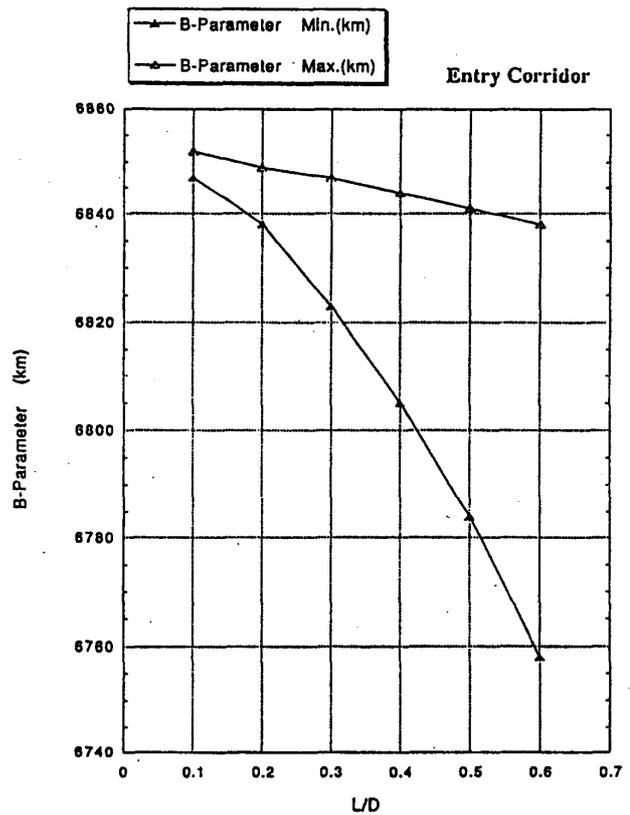


図7. エアロキャプチャにおける許容誤差

	2液	エアロキャプチャ	(kg)
太陽電池の収納メカ	無し	有り	+10
アンテナの展開/収納メカ	無し	有り	+10
3軸安定用姿勢センサ	無し	有り	+12
3軸安定用モーメントムホイール	無し	有り	+12
RCS系規模	有り	有り	+55
2液エンジン	有り	無し	-170
電気計装規模	有り	有り	+5
熱シールド	無し	有り	+30
カメラ	通常品	ONS	+7
観測機器伸展メカ	無し	有り	+20
計			-9

表4. エアロキャプチャの得失

誤差で、揚抗比の増大（探査機の運動能力の増大）に伴い次第に増加するが、探査機のこの形状での揚抗比0.4に対する許容誤差は±20kmであり、現在の追跡方式による分散300kmに比べて遥かに小さい（火星の位置の不確かさそのものが30km程度あるとされている）。この点を解決するのは火星を基準として位置を決定することである。この時点では技術的に準備不足と判断されたが、目的天体の画像処理によるいわゆる光学航法については“ひてん”で前駆の実験がなされている。また、現在進行中のEXPRESS計画によるカプセル回収に関わる大気圏再突入実験も、将来のエアロキャプチャを念頭に置いている。

3.2. 探査機の軽量・高機能化

前節で探査機重量の制限に対する直接的な解答は、打上げロケットの大型化であると述べた。同様の効果をもたらすかに効率的なのは探査機の小型軽量化である。米国では小型探査機による高頻度の惑星探査シリーズであるディスカヴァリ計画がすでに開始されている。我が国の科学衛星は打上げ能力の制約から必然的に小型軽量となり、その中で様々な工夫を凝らしてきたが、今後は軽量・高機能化をより能動的に進めることが不可欠である。PLANET-Bによる火星探査は、M-V型

ロケットの開発の遅れにより1996年から1998年へと2年間延期された。火星への打上げ機会は約2年毎に訪れるが、残念ながら98年の機会は96年のそれに比べて不利であり、探査機の軽量化が必要となった。2年間の猶予を生かして手持ちの先端技術を用いることにより表5に示すような見通しを得ている。対応する全重量は約300kgであり、軽減量である33kgは科学観測機器の全重量にほぼ相当する。先進的な技術の一例は表6に示すようなものであり、我々の目標とするところはパーセントではなくファクタでの軽量化である。また高機能化の面からは探査機の自律化が極めて重要である。

3.3 ミッション固有の技術への対応

航行技術にせよ、探査機技術にせよ、惑星探査に共通な要素についてはすでに基盤が確立されており、その洗練を図るのが今後の課題である。ミッション固有の技術については、個々に全く新規に開発せざるを得ない。LUNAR-A計画におけるペネトレータシステム、小惑星サンプルリターン計画におけるサンプル探査機構等がこれに類する。さらに大規模なシステムとしてはローバーなどがある。その多様性から一律に論ずることはできないが、いずれも工学的な興味の対象であり理学者

共通機器軽量化見通し（主な項）	(kg)
・推進系ハード（材料、ISP）	-5
・Ni-MH電池	-2.5
・AOCP/AOCE一体化・高集積化（表面・両面実装）	-2
構体（材料・構造）	-6
コマンド受信機高集積化（表面・両面実装）	-2
太陽電池（展開メカ・18%効率のセル）	-2
推進系/構体 I/F	-5
熱制御	-2.5
高利得アンテナ（材料、構造）	-1.5
他	-4.5
計	-33

表5. PLANET-Bの軽量化

表6. 衛星高機能化のための先進技術

通信系

フェーズドアレイ (受動、能動)
デジタルトランスポンダー
Kaバンド利用
光通信

データ処理/コマンド

高密度高速搭載コンピュータ
高密度マスメモリー
データ圧縮
光データ処理

エレクトロニクス・パッケージ

表面実装
MMIC
マルチチップモジュール
3次元パッケージ
ウェハー・スケール・インテグレーション

電力系

高効率ソーラーセル
高エネルギー密度バッテリー

姿勢制御系

ファイバー/リングレーザジャイロ
マイクロ加速度計
ミニチュアスタートラッカー/カメラ
軽量リアクションホイール/モーメンタムホイール

推進系

軽量一液/二液推進エンジン (含む ClF₅ / N₂H₄)
高圧ファイバー被覆複合材料タンク
軽量バルブ、レギュレーター
軽量・高エネルギー推進固体モーター

構造/機構

複合サンドイッチパネル/トラス
(金属/ポリマー、マトリックス材料)
高熱伝導率複合材料
形状記憶合金アクチュエーター

との連携のもとで開発が進められるべきものである。一例として、ペネトレータシステムは、宇宙科学研究所の能代実験場にあるロケットモータの地上燃焼実験のための真空槽内で打ち込み実験を繰り返しながら開発を進めている。7日間程度の実験をすでに15回実施しており実験の規模を示すものとして実験班の編成を表7に示しておく。

4. 結言

我が国の宇宙科学は理工の密接な連携のもとに多大の成果を挙げてきた。惑星探査こそは両者が混然一体となって進めるべきものであろう。より遠くへの素朴な欲求を満たすものとして、また未知なるものへ直接接触れる機会を与えるものとして、これほど強く宇宙工学者の関心をひくテーマはない。

第13回ペネトレータ (120φ) 貫入実験編成表

() 内作業時間 *別経費

班 名		所 内	所 外
実験主任		水谷 (12/4~12)	
保安主任		藤村 (12/4~12)	
管 制		川口 (12/9~11)、早川 (兼)	
スタン ド	スタンド	安田 (12/3~6)、徳永 (兼) 佐藤 (進) (12/3~12)	川崎重工：田村 (12/3~12) 盛和興業：吉山 (12/3~12) 平川鉄工：平川 (12/3~12)
	供給系	小林 (12/3~12)、徳永 (12/3~12)	
計 測		加勇田 (兼) 小山 (東北大) (12/4~11)	マイクロ：佐藤 (12/3~11)
C P U		加勇田 (NTC)	
ペ ネ ト レ ー タ	機体	八田 (12/7~9)、横田 (兼)	日 産：名出 (12/3~11) 渡辺 (12/3~5)
	鉛玉	藤村 (兼)	
	回転機構	増田 (名大) (12/4~11)、鳥居 (兼)	
	砂硬度	鳥居 (名大) (12/9~11) *岡田 (東大) (12/4~12)	ア カ シ：高木 (12/7~9)
	貫入姿勢	加藤 (名大) (12/4~11) *安部 (東大) (12/4~12)	
	地震計	*山田 (名大) (12/4~12)、藤村 (兼) *荒木 (東大) (12/4~12)	日本電気：岡橋 (12/10~11) 佐藤 (12/10~11) *木村 (12/10~11)
	熱流量計	田中 (12/4~12) 宝来 (気象研) (12/7~9)	
	加速度計	早川 (12/4~12) *村上 (高知大) (12/4~12)	
電子機器 アンテナ	橋本 (12/11)	日 飛：前田 (12/5~7) *北村 (12/5~6)	
ツインマ		中部 (12/3~6)、横田 (12/6~12)	
光 学		藤原 (12/6~12)	
記 録		新倉 (12/4~12)	
総 務		三浦 (NTC)	男子作業員4 (12/3~12) 女子作業員4 (12/3~12)
計		28名 (内NTC2名) (他大学10名)	12名 (内自費参加2名)

表7. LUNAR-A 開発のための実験班