

特集 「さあ、小惑星に行こう!—小惑星サンプルリターン計画」

MUSES-C探査計画の概要

川口淳一郎¹

MUSES-C 探査機の飛行計画の立案方法と、ネレウス (Nereus) 周辺での探査シナリオについて解説する。内容は、1996年に発行された「MUSES-C 計画概要」[1]に準拠している。なお、本特集は、理学観測を中心としているため、再突入カプセルに関する記述は省略する。詳しくは、「MUSES-C 計画概要」[1]を参照願いたい。

1. MUSES-C 計画の工学的な意義

MUSES-Cは、工学計画である。宇宙工学の最大の特徴は、個々の要素からなる総合技術ということである。システム工学という分野が、宇宙開発を通じて発生したのも、この特徴に裏打ちされている。宇宙工学では、個々の技術は事前の開発・試験段階で完成されているものであり、飛翔による試験・実験は、多くの場合あくまで実証・確認にすぎない。その特徴は、応用されるミッションを行う回数が極めて少なく、1回あたりに必要とされる費用が非常に高額であることである。このため、失敗回数を最小限に留めなくてはならない。総合技術として飛翔試験を行う理由がここにある。MUSES-Cミッションでは、以下のような新規の工学要素が含まれている。

- 1) 電気推進機関(イオンエンジン)の応用
- 2) 高度の自律化、光学情報に基づく位置、姿勢決定
- 3) サンプラ、自動機構

4) 惑星間軌道から地球への直接エントリー、サンプル回収

である。これらの項目のうちで、その飛翔試験を小惑星まで実際に飛翔させて行わなければならないものは、実は一つもない。いずれも、地球周回軌道上で実証できる。しかし、ここで強調されなくてはならないのは、工学ミッションとは、純粋に工学技術を実証するという観点だけからは正当化できないということである。理学目的を含んで初めて、実際に小惑星なり探査対象まで飛翔させる意義が引き出せる。この意味で、今回のMUSES-C計画は、今後の理学ミッションに向けたパスファインダー(Path Finder)と呼ぶべきものである。特筆しておかなくてはならないのは、MUSES-C計画が開始されたことが、世界的な規

表1. Nereus (4660) の軌道要素

軌道半長径:	$a = 1.4895032 \text{ AU}$
離心率:	$e = 0.3603283^\circ$
軌道傾斜角:	$i = 1.42520^\circ$
公転周期:	$P = 1.82 \text{ yr}$
昇交点黄経:	$\Omega = 314.86039^\circ$
近日点引数:	$\omega = 157.78438^\circ$
平均近点離角:	$M = 125.73295^\circ$

元期は1993年8月1日 = JDT 2449200.5。軌道要素は、2000年分点座標による。

¹宇宙科学研究所システム研究系

模で影響を与えていることである。MUSES-C計画がプロジェクトとしてスタートして以後に、電気推進機関の本格的な使用として、New Millenium計画のデモンストレーション飛行DS-1が98年に計画された。更に、彗星のコマのサンプルリターン計画であるStardust計画が、地球への直接回収カプセルの利用を盛り込んだ計画を開始したのである。わが国は、その惑星探査の歴史において25~30年という大きなbehindを米国に就いていたが、上記の先進技術を米国と時をほぼ同じくして開発を進めることができる環境を得たという点で、大きなステップを経験することができる。

2. 軌道計画について

2.1 探査天体の概要

小惑星 4660 ネレウス(Nereus) は、地球に0.013AU以内にまで接近した直後の1982年2月28日、パロマー山天文台の口径1.2mシュミット望遠

鏡で、E. F. Helinによって発見された。その後ながらく1982DBと仮符号がつけられたままだったが、1990年の9月になって軌道が確定し、予言の力を備えた海神の名(ネレウス)と確定番号4660がつけられた。表1に、軌道要素を掲げる。確定したのが最近であること、また、暗い小天体であることから、地上観測による詳細なスペクトル型や変光周期といった種類の観測の報告は少ない。可視の絶対等級(H)は18.3等で、もしC型とすると大きさは1.4km程度である。地上から観測される小惑星の明るさは、小惑星の大きさの2乗と表面アルベドの積に比例する。このため、もし可視のアルベドがC型より大きい場合(たとえばS, M, E型)、推定直径は小さくなって0.5km~1kmぐらいとなる。ハワイ大学のD. Tholenらは、マウナケア山天文台の望遠鏡により、ネレウスの測光観測を行なっている。6波長での粗いデータでは、スペクトルはフラットか少し右上がりである。これよりネレウスは、ガスプラ(951 Gaspra)やアイーダ(243 Ida)

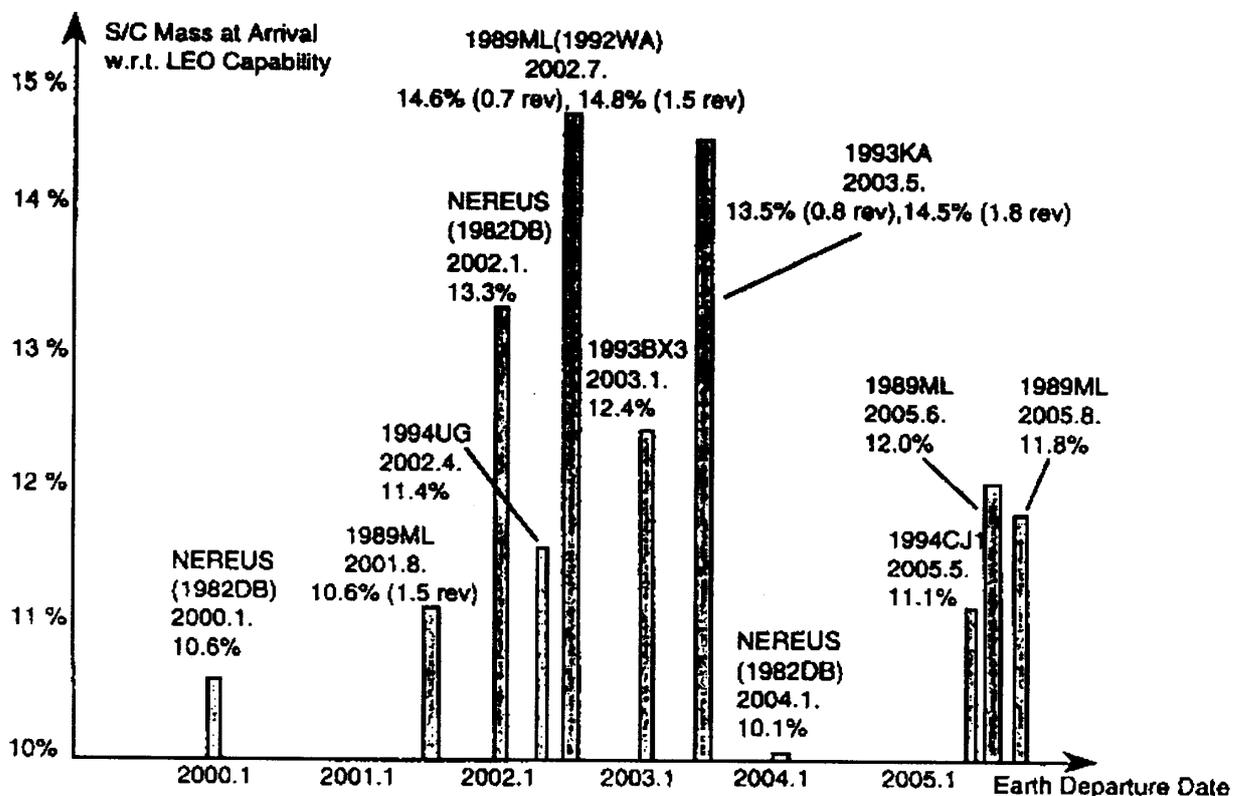


図1. 小惑星探査のウィンドウ (2005年以前)

のようなS型ではなく、E、K、P型のいずれかの可能性が高い。アルbedoや長・短波長側の信頼度の高いデータが得られることか早急に望まれているが、2000年まではひきつづき非常に暗い状態が続く、アルbedoを求めるのは困難である。探査に必要な力学的物理量である自転周期に関しては、今後の観測で明らかになると期待される。ネレウスの自転軸の向きや形状軸比の決定は当面難しい。一方、アポロ・アモール型小惑星の起源として、彗星のなれの果てではないかという説があり、ネレウスと似た軌道を持つ流星が存在していることもあって、ネレウスを彗星起源とする説も否定できない。

2.2 打ち上げウィンドウ

小惑星探査計画は1960年代より検討されている。探査対象の探索および探査対象に応じた惑星スイ

ングバイや、電気推進の利用など各観点からの検討が行われている。近年ではNASAのガリレオ探査機によるメインベルト小惑星ガスプラ(1991年10月29日)およびアイダ(1993年8月28日)への接近観測が行われた。また実現はしなかったが、Clementine探査機は近地球型小惑星ジオグラフィス(1620 Geographos)への接近観測を計画していた(1994)。さらに、1996年にはAPL/JHUのNEAR探査機が打ち上げられ、1997年6月にはメインベルト小惑星マチイルダ(253 Mathilde)とフライバイし、1999年1月に近地球型小惑星エロス(433 Eros)とランデブーする予定である。

メインベルト小惑星へのランデブーには、巨大な探査機が必要となる。しかし、近日点が火星軌道の内側にある近地球型小惑星(1995年までに約400個発見)では、必要な増速量が軽減されるので、M-Vクラスのロケットを利用しても、ランデブー

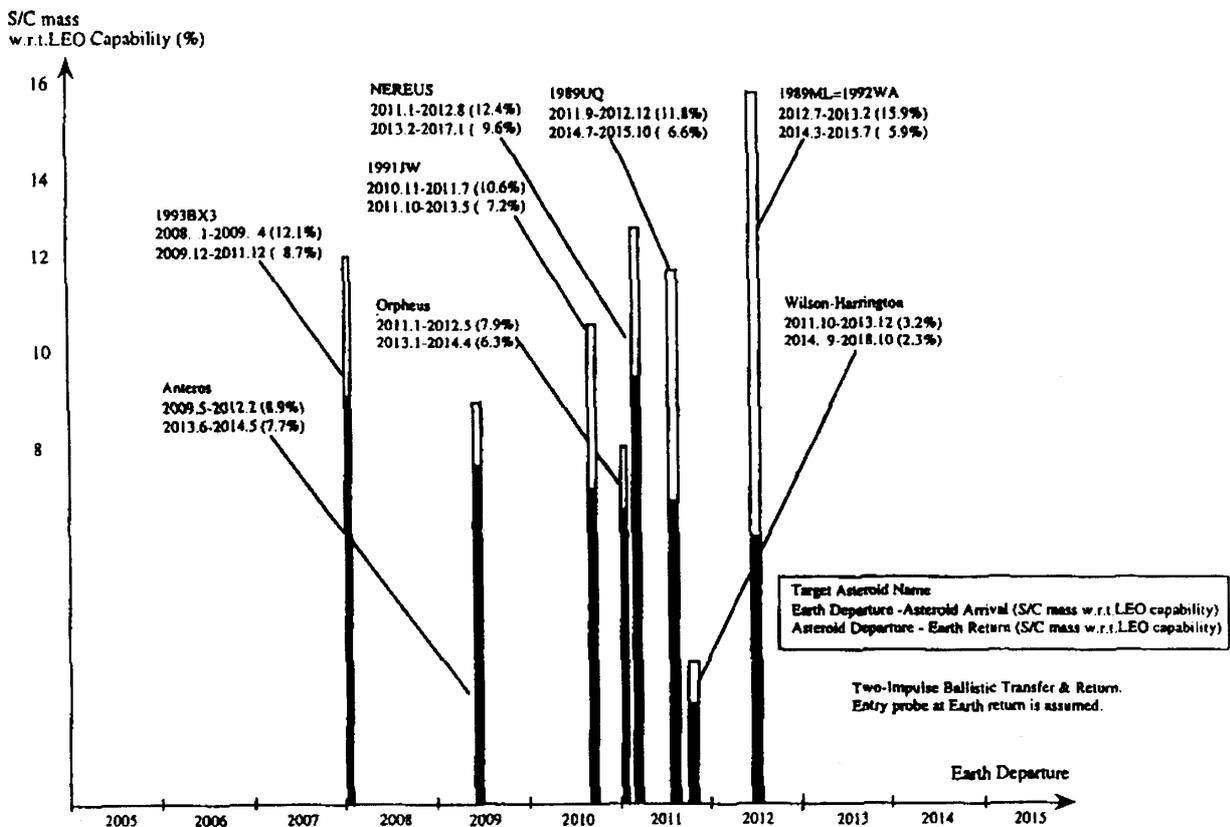


図2. 小惑星探査のウィンドウ (長期)

が可能となる。探査候補小惑星について、2001年1月1日から2005年12月31日の間に地球を出発するとした場合の具体的な打ち上げウインドウをまとめた(図1)。ここでの評価は、2インパルスのダイレクト移行を想定している。縦軸は小惑星到着時の探査機重量の、地球低高度周回軌道への投入重量(M-Vの場合は約1.9トン)に対する比という形にまとめている(10%以上の場合のみ)。2002年にはネレウス、1989ML、2003年には1993BX3が候補小惑星となる。参考までに、それ以降の打ち上げチャンスを検討した結果を、図2に掲げた。

表2は、それぞれの候補天体が、2005年までの間に地球からみて20等級より明るくなる年を示した

表2. 探査候補小惑星の観測機会

Nereus	1995 1997 1999 [2001] [2002] 2004	H=18.3
1989ML	1996 [1999] 2002 2005	H=19.6
1993BX3	1998 2003	H=20.5
1994UG	[1998] 2002	H=21.0
1994CJ1	2005	H=21.5
1993KA		H=26.0

ものである。括弧付は18等級より明るくなる年であり、Hは絶対等級を指す。打ち上げまでに軌道が確定する可能性からみても、本探査計画の対象天体としてネレウスが有望であることが分かる。ネレウスの地上観測の好機(衝の状態)を調べると、2001年の10月に良好な観測機会がある。

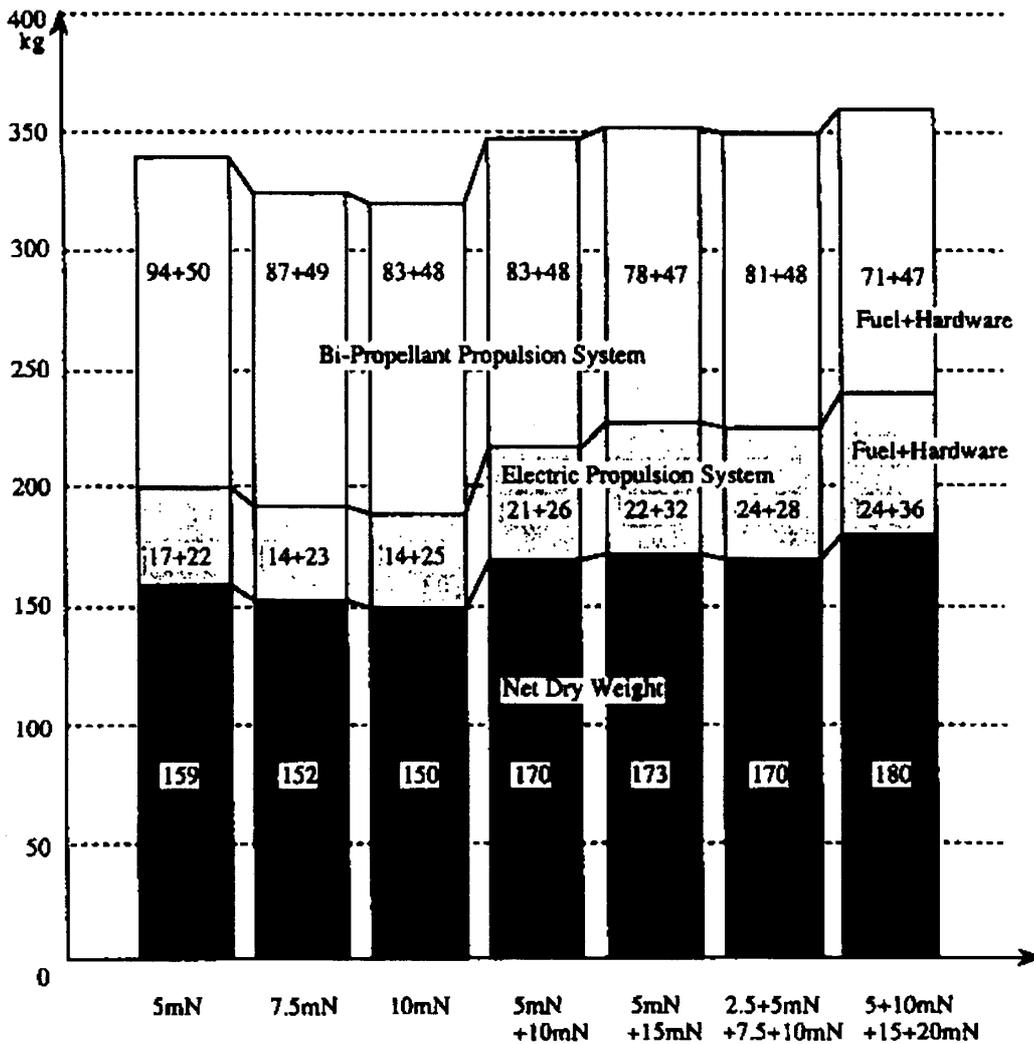


図3. 電気推進システムと探査機重量

2.3 電気推進の利用

ネレウスに到達する方法としては、低推力を連続的に与える電気推進の利用が有力と考えられる。電気推進は、その推力発生機構に応じて、静電型、電熱型、電磁型に分類でき、それぞれは、DCアークジェット(推進剤 N_2H_4)、MPDアークジェット(N_2H_4)、イオンスラスタ(Xe)という代表例を持っている。本ミッションにおいては、探査機が比較的軽量であること、および飛行が長期であるという観点から、高比推力のイオンスラスタを使用する。

地球-ネレウス移行軌道において2インパルス移行と比較すると、マルチインパルスの利用で30kg程度の乾燥重量(net dry)の増加が可能となる。電気推進を利用した場合は、さらにマルチインパルス移行軌道と比較して約35kg乾燥重量の増加が見込める。電気推進の推力は、与えられる電力に比例する。また探査機の総電力は、太陽からの距離の2乗に反比例する。そのため、電気推進の効率的な利用はスロットリングである。さまざまな電気推進系の構成を仮定して、最終的に燃料および推進系機構重量を差し引いた乾燥重量でそのシステムの評価を行ってみた(図3)。M-Vロケットの地球低高度周回軌道への投入重量を1950kg(第3段ま

での能力)として、ネレウス遷移軌道へは5段投入(キックステージは2段で構成、構造重量比0.12、比推力295秒)としている。2液推進系の比推力は248秒(パルスモード)、285秒(連続噴射モード)、電気推進系では比推力は3000秒である。推力レベルを5, 10, 15, 20mNの4段階に設定した場合の利得が最も大きいことがわかる。つまり、1AU付近での推力レベルが大きい方がよいことになる。

2.4 遷移軌道／帰還軌道

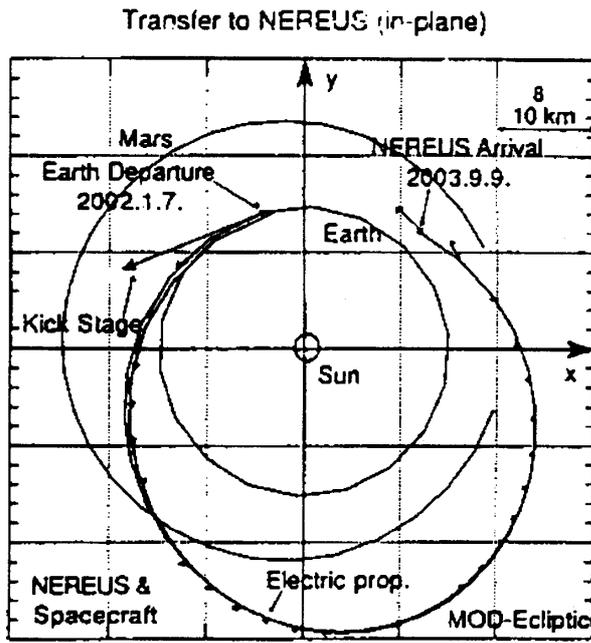
ネレウス到着時、あるいは地球帰還時の重量が最大となるように、電気推進を用いた最適化がなされ、表3の結果を得た。2週間のウインドウを確保するためには、初期探査機重量、およびランデブー時重量で2kg程度、ウインドウ中央での値より少なめに設定する必要がある。この案(ノミナルケース)では、探査機はM-Vロケットによってトランスファ軌道に投入され、1年8カ月後にネレウスに到着する。約2カ月かけて小惑星表面のマッピングあるいはサンプリングを行った後、2年2カ月かけ地球に帰還する。バックアップとして、滞在期間を4カ月に延ばすかわりに、帰還に要する時間が4年という軌道も並記しておく。ノミナル軌道においては、ネレウス出発時には、2液推進系により413m/s増速させる必要がある。地球帰還時に要求されるエネルギー(C3)は $31\text{ km}^2/\text{s}^2$ である。帰還時の条件を表4にまとめた。地球-ネレウス移行軌道

表3. MUSES-C 基本軌道計画

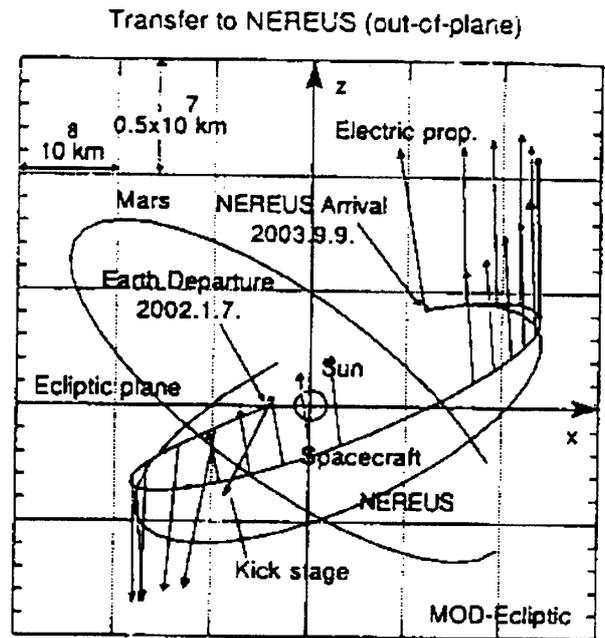
Target	nominal Nereus	nominal Nereus	backup 1989ML
Transfer Phase			
Earth Departure	Jan. 7, 2002	Jan. 7, 2002	Aug. 1, 2002
C3 at Departure	17.9 km^2/s^2	17.9 km^2/s^2	12.0 km^2/s^2
Asteroid Rendezvous	Sept. 9, 2003	Sept. 9, 2003	Nov. 15, 2003
Flight Time	610 days	610 days	471 days
Earth Return Phase			
Asteroid Departure	Nov. 11, 2003	Jan. 9, 2004	Apr. 15, 2004
Asteroid Departure dV	413 m/s	229 m/s	10 m/s
Earth Return	Jan. 28, 2006	Jan. 26, 2008	July 1, 2006
C3 at Earth Return	31.04 km^2/s^2	27.14 km^2/s^2	11.86 km^2/s^2
Velocity at 200 km Perigee	12.34 km/s	12.18 km/s	11.53 km/s

表4. 地球帰還時の軌道要素

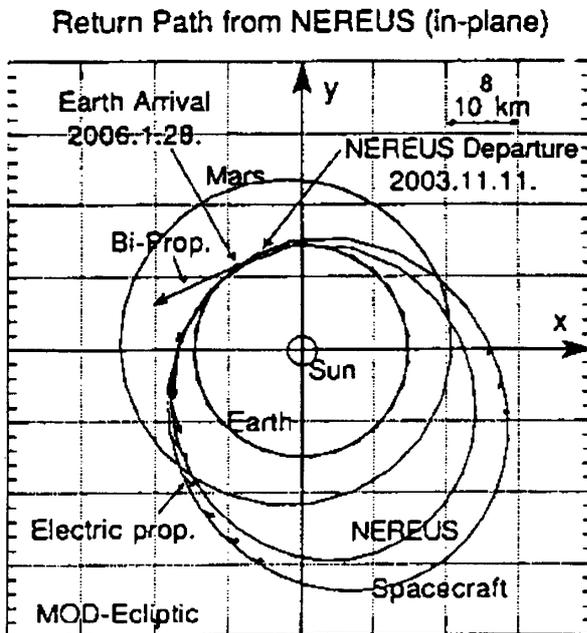
Target	nominal Nereus	backup 1989ML
Asteroid Departure	Nov. 11, 2003	Apr. 15, 2004
Earth Return	Jan. 28, 2006	July 1, 2006
C3 at Earth Return	31.04 km^2/s^2	11.86 km^2/s^2
Velocity at 200 km	12.34 km/s	11.53 km/s
Velocity at Infinity	5.6 km/s	3.4 km/s
Declination (Equatorial)	-17.3 deg	-27.8 deg
Right Ascension (Equatorial)	+200.7 deg	+43.3 deg



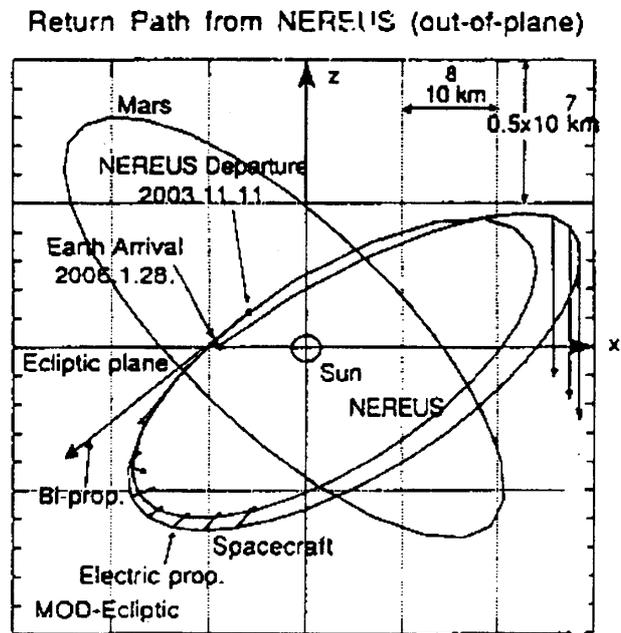
NEREUS Transfer Trajectory
(Projection on Ecliptic Plane)
トランスファ軌道 (黄道面内)



NEREUS Transfer Trajectory
(Out-of-Plane)
トランスファ軌道 (黄道面外)



Earth Return Trajectory
(Projection on Ecliptic Plane)
地球帰還軌道 (黄道面内)



Earth Return Trajectory
(Out-of-Plane)
地球帰還軌道 (黄道面外)

図4. MUSES-C 飛行軌道

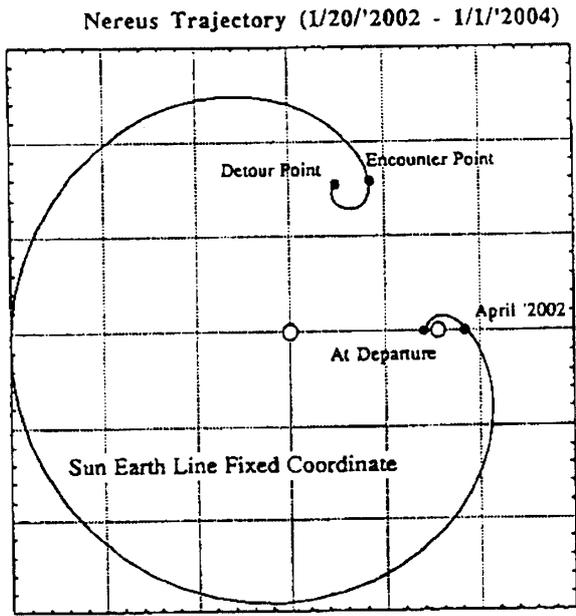


図5. Nereus 軌道(太陽-地球固定座標)

(ノミナルケース)を、黄道面内および面外に投影した図を掲げる(図4)。矢印はスラストの方向を示しているが、ここでは黄道面に対する面外成分を誇張して描いている。図からわかるように、電気推進は探査機がネレウスとランデブーできるように、主に軌道面変更のために用いられている。地球帰還時には、サンプルを搭載した再突入カプセルを、双曲線軌道から直接大気圏にリエントリさせることを想定している。このため、地球到達時の相対速度に厳密な制約は存在しない。従って帰還フェ

ーズでは、軌道速度ひいては軌道の大きさを調整することによって、地球に到達するようにすることが、電気推進の主目的となっている。地球-ネレウス移行時のネレウス自身の軌道を、太陽-地球の相対位置が固定された回転座標系で描くと図5のようになる。ランデブー時には、太陽、地球、ネレウスが一辺IAUの正三角形の頂点に配置されており、電力、通信の観点から支障がないことが分かる。

2.5 打ち上げロケットに要求される軌道投入能力

MUSES-Cの打ち上げには、M-Vロケットを用いる。MUSES-Cでは、地球低高度周回軌道からネレウス移行軌道へ投入するために、キックステージに課せられる増速量は約4,000m/sである。前節までの検討では、地球低高度周回軌道として高度200kmの円軌道を仮定し、また、キックステージとして、構造係数が0.125であるという単純なモデルを用いた。M-Vロケットのキックステージを単段として新規開発した場合(4段投入)と、M-V1号機用に開発済みのキックモータKM-V1を4段目に利用して2段式にする案(5段目のみ新規開発の5段投入)の比較をする。打ち上げ時に要求されるエネルギー(C3)を $17.9\text{km}^2/\text{s}^2$ とすると、4段投入(単段式

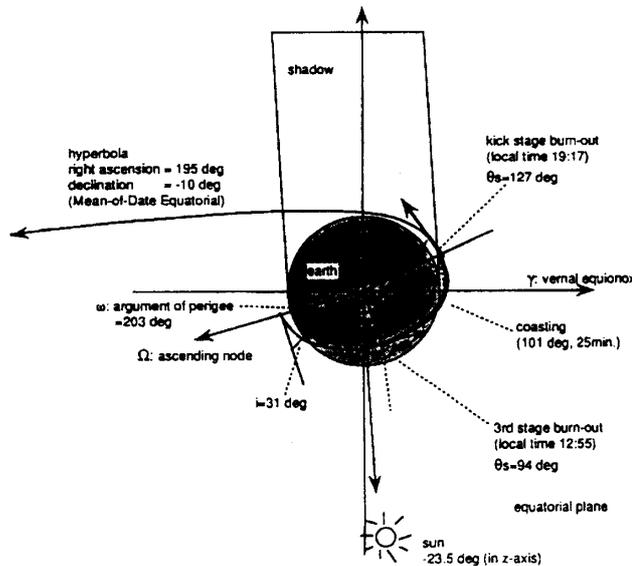


図6. 地球脱出時のジオメトリ

キックステージ)の場合、探査機重量は343 kgとなり、5段式(2段式キックステージ)の場合は365 kgとなる。上段ステージによる必要増速量が大きいため、4段モータに制約を付加しても、なお、5段投入にメリットが生じる。新規開発するキックモータはモータ重量111 kg(推進剤重量93 kg)となる。以降の必要燃料重量、各搭載機器の重量配分等の計算では、5段式投入を想定し、探査機重量は燃料を含む365 kgを想定する。

2.6 打ち上げ軌道/地球帰還軌道

M-Vロケットによる打ち上げから、前記の上段ステージによるネレウス遷移軌道投入までのジオメトリ、また典型的なシーケンスを示す。ここでは、打ち上げ日が2002年1月22日を想定しておりノミナルと若干異なるが、ジオメトリはほぼ同じと考えてよい(ノミナルの打ち上げ日は2002年1月7日)。第1段から第3段目のロケット推進により、探査機は高度150 km × 300 kmのパーキング軌道に3軸投入された後、全区間日照のもとで25分間のコースティングを行う。その間、太陽角(local velocity directionと太陽方向がなす角)が127度とな

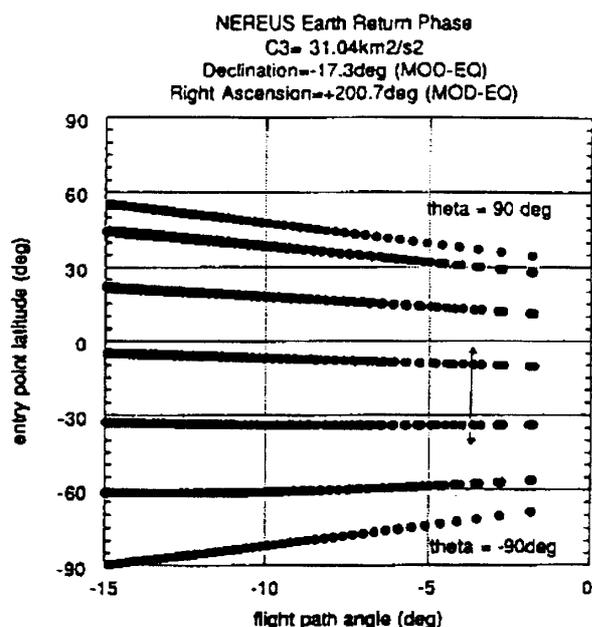


図7. 帰還時の回収可能場所

るように姿勢制御され、スピンドアップ、第3段分離を経て、キックステージ(4+5段)が燃焼される。燃焼中は首振り運動(ニューテーション)抑制のための制御が行われ、燃焼直後に約10分間の日陰に入る。バッテリー等の検討では、日陰期間は15分間と想定している。日照になった時点でスピンドアウン、太陽捕捉、太陽電池パドル展開等を行う(図6)。地球帰還時刻は、日のオーダーで可変であるので、突入点の経度(地球固定系)は自由に選べる。そのため、本検討では突入点の緯度および突入点における飛行経路角のみに注目する。大気圏(高度200 km)突入時の飛行経路角に対する突入点の緯度の設定可能範囲をプロットした図を掲げた(図7)。各種誤差を考慮した大気圏再突入後の飛行解析の結果、再突入時の飛行経路角は-10.0~-10.3度と設定されている。このため、地球上のかなり広い範囲に再突入点を設定することができる。

2.7 探査機燃料重量配分

電気推進の増速量は往復で併せて約2,700 m/sであるが、高比推力であるため、燃料であるキセノンの消費は29 kgに抑えられる。惑星間巡航フェーズでは電気推進以外の軌道制御は存在しないが、ネレウス移行軌道投入誤差、電気推進制御誤差等を補正するために2液推進系(パルスモード比推力248秒、連続噴射モード比推力285秒)により軌道制御を行う。また、ネレウスランデブ後のマッピング、サンプリングには、2液推進系による ΔV として100 m/sを考慮している。ネレウス離脱時には、前記の2液推進系(比推力285秒)により、413 m/sの増速を与えて地球帰還軌道に投入する。探査機の全体重量から燃料および推進系重量を差し引いた乾燥重量は、181 kgとなり、PLANET-B(火星探査計画、1998年打ち上げ予定)の182 kgと同規模の探査機となっている。

2.8 初期投入誤差に対する軌道修正について

電気推進のみの燃料消費を想定して、346.5kgがランデブー重量である最適のケースに対して、意図的にコースティング区間を延ばし(ランデブー達成時の重量は減る)、誘導マージンをもたせたケースを考察した。結論としては、探査機重量で4kgほどのダウンを覚悟しておけば、ほぼ電気推進機関だけで初期軌道誤差は修正できることがわかる。4kgのうち最適な計画案からのずれは2kgで、打ち上げ後の軌道修正相当が2kgである。実際に搭載の電気推進燃料で見込むべきマージンとしては2kgである。現在は、4kg(400m/s)の誘導向けマージンが計上されており、問題はない。したがって、基本的には化学推進機関は、姿勢制御などのバックアップに備えるだけでよい。電気推進機関の効率に対する不確定性については、電気推進側の搭載燃料を増やして対処すべきものと考えており、現在のマージン400m/sに反映されていなければならぬ。帰路の誤差は十分小さいので問題はない。電気推進系が作り出す姿勢への外乱作用を打ち消すために要する化学推進系の重量の見積りは、重要である。往路の間に、電気推進系の発生する増速量はおよそ1,000m/sであり、重心の不確定(電気推進推力軸とのずれ)は10mm程度と考えられる。これは探査機の化学推進スラストのアーム長の1/100のオーダーである。化学推進機関の比推力は電気推進機関のその1/10である。したがって、全電気推進機関が発生する増速量の10%を化学推進機関が発生しなければならないことになってしまい、このままではマージンにはとても入らない。対策案としては、冗長の電気推進スラスト推力軸を意図的に重心をはさむようにし、負担を分配してキャンセルさせる方法や、多少の重量増を覚悟して、電気推進スラスト推力軸を動かすことが考えられる。現在は、後者を基本としている。

3. 探査シナリオ

3.1 ネレウス-ランデブー戦略

ネレウスにおける探査機の滞在期間は、2003年の9月から11月までの2カ月間であり、その期間中に表面のマッピングとサンプリングを行うことになる。探査機は、距離1,000kmまでは電波航法、距離1,000kmから50kmまでは電波航法とONC(Optical Navigation Camera)を利用した光学航法の双方に基き航行する。それ以降は、光学航法カメラとレーザー高度計ライダー(LIDAR)を、3次元計測システムとして使用して、ネレウスに対して概ね太陽(日照)側から直線的に近づく。高度10mまで接近後、誘導基準としての光学的なターゲットを落下させ、光学航法カメラの画像情報と、近距離センサー(LRF)の距離情報をもとに、小惑星表面に接近してサンプルを回収する。地球との往復交信に15分程度かかるので、ネレウスからの高度が20km以下においては、自律的な航法に基づくことになる。また、サンプル/採取時を除いて、探査機はソーラパドル面を太陽指向し、高利得アンテナを2軸ジンバル上で回転させて地球指向させる案を基本としている。このソーラパドル/高利得アンテナ等の運用上の制限を考慮して、電気推進による加速方向を、太陽-探査機を結ぶ線に垂直な面(+Z軸まわり)に限定している。推力方向制御は、1週間に1回程度を想定しており、軌道決定に基づいて地上からのコマンドによって行なう。

ネレウスへの日照側からの接近(5,000km以下)においては、航法用カメラによるネレウス捕捉が前提となる。そのため、ネレウスの捕捉を容易にするために、速度ベクトル方向と太陽方向のなす角はおよそ180度と仮設定する(つまり日照側からネレウスに接近することになる)。このようなネレウス-ストランスファ軌道の設計は、ネレウスと同期はするが太陽からの距離が異なる疑似的なターゲ

ット天体を終端条件に設定することで対応可能である。光学航法カメラは、視野30度の広角カメラ、および視野5度の狭角カメラで構成されており、高度計（ライダー）とともにジンバル上に搭載される。約75,000kmの距離において、既にネレウスは2等星の明るさを持つ。距離5,000km以下では、探査機とネレウスの軌道決定値に基づいて、光学航法カメラによるネレウスの捕捉は十分可能である。例えば、距離が1,000kmのとき、視野角5度のCCDカメラでは、ネレウス(直径を1kmとする)の像は、5ピクセル程度となる。

(1) 地上からの軌道決定精度限界までの接近(5,000km~1,000km) [巡航フェーズ]

前記のように距離5,000km以下では、既に光学航法カメラによりネレウスは捕捉されているが、軌道決定の精度が保証する範囲までは、電波航法により接近する。ネレウスへの誘導は、地上からのコマンドに基づいて、2液推進系によるインパルス ΔV および電気推進の推力方向制御により行われる。探査機およびネレウスの軌道決定精度は、それぞれ200~300kmであり、トータルで500~600kmと考えられる。探査機-ネレウス間の相対速度に関しては、軌道面内成分で数cm/s、軌道面外成分で1m/s程度の精度で把握されている。

(2) 光学航法カメラに基づく接近(1,000km~50km) [接近フェーズ]

距離1,000km以下においては、電波航法の精度が保証されないので、光学航法カメラのネレウス画像情報に基づいて50kmまで接近する。接近速度は、10m/s程度である。この接近フェーズでは、探査機の姿勢方向(ひいては光学航法カメラ方向)を慣性系に対して一定に保ったうえで、カメラ内のネレウス位置が変化しないように誘導する。本手法をPOPS (Passive Optical Sensing)航法と呼ぶ。POPS

航法では、接近相対速度および相手形状/大きさの事前情報がないと相対距離は決定されないが、中心に向かって接近する場合は、接近方向と垂直な方向の距離に対する感度は0となるのでネレウスへの接近が保証される。探査機の慣性系における姿勢基準は、2次元太陽センサー/スタートラッカによる。これらの区間での、航法方策を図8にまとめた。

3.2 近傍ミッションフェーズ(図9)

(1) レーザ高度計ライダーによる接近/太陽側で静止(50km~20km) [接近フェーズ]

距離50km以内に近づくと、ライダーによる距離測定が可能となる。このため、この地点でライダーと光学航法カメラとを組み合わせた3次元計測モ

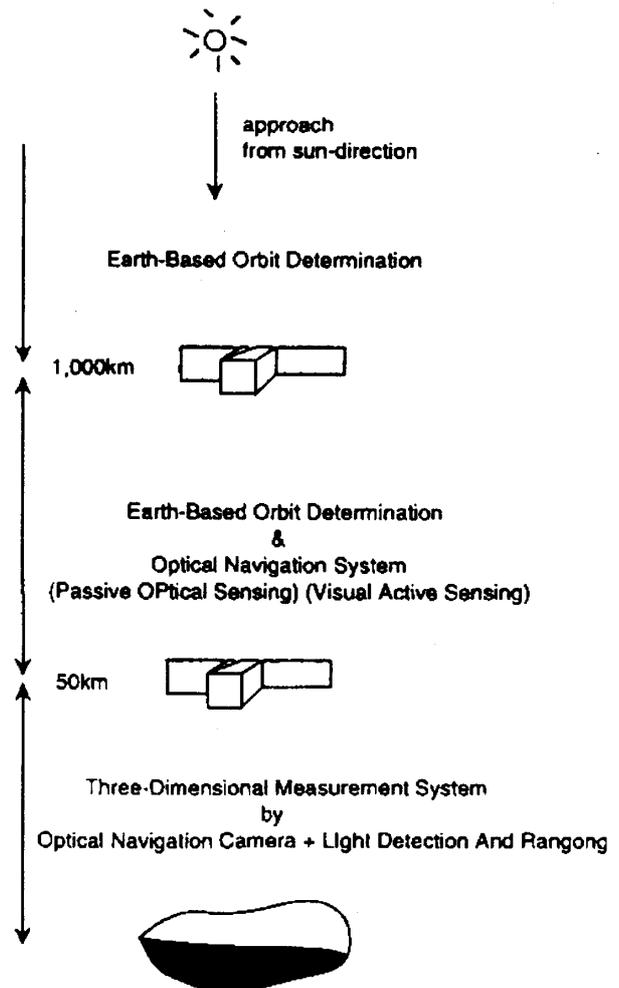


図8. Nereus 接近時の航法

ードに入る(相対距離の精度は1%). ネレウスの直径を1kmと仮定すると, 視野角5度の狭角カメラでは, 距離50kmにおいてネレウスの像は100ピクセル程度となっており, 3次元計測システムは十分な精度が確保できる. 上記の計測システムにより, 太陽側から接近して, マッピングのために高度20kmで一旦静止する. 地球から非可視になった場合は, 地上からのコマンドによってオンボードによる高度保持モードに入る. なお, ネレウスの影響圏半径は10km程度であるので, 高度20kmはその領域外にある. このときのネレウスの像は, 狭角カメラで約250ピクセル程度となる.

(2) グローバルマッピング(大きさ/スピンドレート/スピンド軸同定)(20km) [マッピングフェーズ]

高度20kmは影響圏外であるため, 燃料をそれほど消費せずに停留できる. そこで高度20km地点をP点(Parking)とし, グローバルマッピングを行う. 高度20kmにおいては, 視野角が5度の狭角カメラを仮定すると, ネレウス表面の3~4mの地形が1ピクセルに対応する. このため, 10m程度の地形が判別できる. この精度のもとでマッピングを行い, 画像情報に基づいてネレウスの地形, 大きさ, スピンドレート, スピンド軸を決定する. 太陽側から観

測する場合, 明るすぎて検知できない危険性があるが, 可能ならば, ネレウスのクレータ/断層等の観測以外に, 表面をレゴリスが覆っているかどうかを調べ, サンプル機構の選択/運用シーケンス等の最終調整を行う. ネレウスのターミネータ側に移動/静止の後, 高度20kmで, 2回目のマッピングを行う. ターミネータ側への移動は, 光学航法カメラ/ライダーによる3次元計測システムに基づいて, オンボードで行う.

(3) 詳細マッピング(サンプリングサイト付近の地形認識)(3km)

光学航法カメラ+ライダーによる3次元計測に基づいて, 高度20kmの太陽側に再度移動する. P点では詳細な地形データが得られないため, 高度20kmから高度3kmまで降下してサンプリング候補地点付近の地形を詳しく調べる. 高度3kmにおいては, 狭角カメラを用いると分解能1m程度の地形が識別できる. ただし, 高度3kmはネレウスの重力場の影響圏内であるため, 燃料消費の観点から長時間滞在することは好ましくない. このため, この地点では部分的なマッピングのみを行う. この高度3km地点は, サンプリングサイト付近の詳細な地形データが得られるので, A (Approach)点とよ

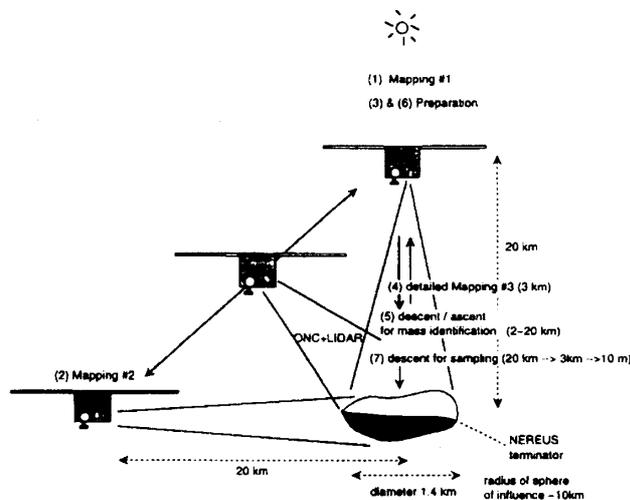


図9. ランデブーシーケンス

ぶことにする。

(4) ネレウスの質量決定(20km~3km)

探査機自身を自由落下させることで、探査機とネレウスとの3次元相対位置の時間変化より、ネレウスの質量(重力定数)を決定する。これを行うためには、探査機がネレウスの重力場の影響圏内、高度にして2~3km程度まで降下する必要がある。探査機の高度が2km以下にならないような、オンボードでの高度維持モードを持っておく。また、20時間程度観測をしないと精度が出ないと予想されるので、非可視中のデータメモリが必要である。マッピングの結果を利用して、計測中の高度がどの地点の上空に対応するかも把握しておく必要がある。計測が終了したら、P点に戻る。通常、探査機を天体の周回軌道に投入することによって、その軌道周期から天体の質量を推定できる。また、地球上で観測された探査機のレンジレートから、天体の質量分布(マスコン)の推定が可能である。しかし、ネレウスの場合、(A) 周回軌道は安定であるが、周回速度が0.1m/s~0.2m/sのオーダーであること、(B) 周期が8~24時間であるため、投入の確認が臼田からの1可視ではできず、また、(C) レンジレートを0.01m/s以下の精度で行わなければ質量分布の同定ができない。これらを考えあわせると、現状では周回軌道のフェーズでの質量推定は困難である。

3.3 接地・サンプリングフェーズ(図10)

(1) 画像情報に基づく誘導(20km~3km~10m) [降下フェーズ]

高さ10m程度の障害物が存在しないサンプリングに適した位置(降下位置)を、マッピング結果に基づいて、あらかじめ地上で選定しておく。ネレウスのスピン運動によって、その地点がちょうど降下点に来るまで探査機は定位置で待機する。地上からのコマンドによって、探査機は高度20kmから降下してゆく。この過程では、地上とのリアルタイムな通信は不可能なので、航法・誘導はすべてオンボードで行う。図11に新しい考え方に立った航法・誘導のシナリオ案を掲げた。

(2) ターゲット投下/ターゲットへの接近(10m~1m) [最終降下フェーズ]

高度が10mになったら一旦静止し、ネレウスの自転に基づく表面の移動と同期するような速度を2液推進系で与える。その後、明確な目標として、光学航法カメラによって検知可能なデザインを持つ視覚ターゲットを探査機から投下する。視覚ターゲットが表面に達する時間は、ネレウスの重力を0.1mGとすると約70秒である。ターゲットの衝突によってネレウス表面から舞い上がったダストが静かになるまで、探査機はホバリングする。その後、視覚ターゲットを誘導基準として、高度1m程度まで接近する。この際、画像処理によりターゲットとの相対位置を検出する。また、近距離セ

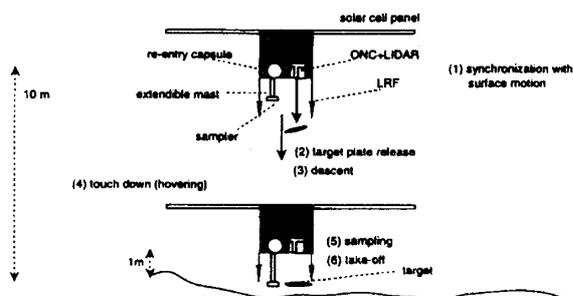


図10. サンプリングシーケンス

ンサーを用いて、小惑星表面との距離を検出し、表面と平行に探査機の姿勢を保つよう制御する。慣性系に対する姿勢基準は2次元太陽センサーで得る。なお、探査機は基本的にターゲットの真上から降下するが、探査機自身の影にターゲットが隠れる可能性があるため、(A)ターゲットを蛍光塗料で覆う方法や、(B)ライトを照射するか、あるいは、(C)光ファイバーにより探査機の照射面の光を誘導する等の対策が考えられている。また、影に入ることを回避するために、降下速度方向は鉛直方向であるが、水平方向にバイアスをもった位置に降下することも考えられる。

(3) サンプルング／上昇 (10m～20km)

高度が1m以下になった時点で、ターゲットを利用した誘導モードを放棄し、サンプルングモードに入る。その後、近距離センサーを用いて表面凹凸のセンシングを行いながら、さらに降下し、相対速度数 cm/s 以下で接地する。降下中にサンプルング装置(サンプラー)を先端につけた伸展マストを伸ばし、表面に接触した時点でサンプルを採取する。ターゲット投下からサンプル採取までの所要

時間は数分程度である。誘導モードからサンプルングモードへの変換以外のこの間の運用は、探査機搭載タイマーによる。サンプル採取後は、探査機は2液推進系により上昇／離脱する。高度20kmまで戻った後、伸展マストを巻きもどし／方向制御／伸展することでカプセル内にサンプルを収納し、センサーによってサンプル採取の確認を行う。この一連のサンプルング運用を3回行うことを考えている。

编者注：上記の内容は、1996年に発行された「MUSES-C計画概要」[1]に準拠しているために、その後の変更を反映していない箇所がある。特に、サンプルング機構や、光学航法カメラの詳細については、後述の「MUSES-C計画の科学的目標」、及び「可視カメラ」の記事に、より最新の検討結果が述べられている。

参考文献

- [1] 宇宙科学研究所, 1996: 「MUSES - C計画概要」, 464 pp.

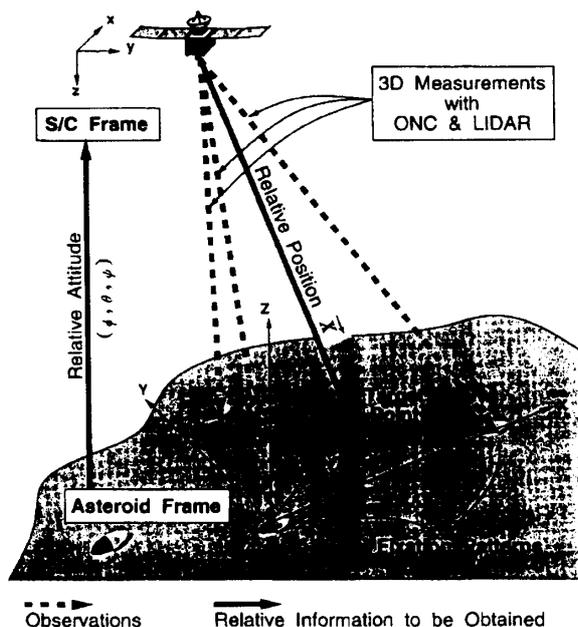


図11. 自然地形の特徴点を利用した誘導法