



小惑星深部 CT 観測衛星「ACTIS」

1. 序論

2005年10月、小惑星探査機「はやぶさ」はイトカワのサンプルを回収し、2010年6月13日に地球に帰還した。「はやぶさ」が持ち帰ったサンプルによって、太陽系の起源・進化への様々な知見をもたらされた。また、小惑星イトカワ自体も当初の予測と異なり小天体同士の衝突後再び集積する「ラブルパイル天体」だということがわかった。小惑星から太陽系生成の知識を得るには、小惑星衝突後にラブルパイル天体を形成するまでの過程（衝突破壊過程）を解明する必要があり、そのためには小惑星深部（表層から数百m程度）の情報を得ることが必要である^{[1][2]}。

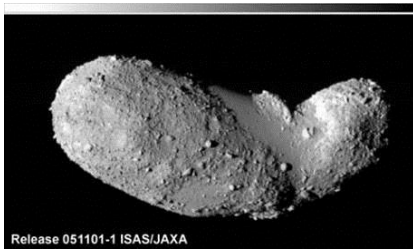


図 1 小惑星「イトカワ」

現在実績のある惑星内部を観測する方法としてレーダーを用いる方法があり、既に数多くの報告がある。例えば月周回衛星「かぐや」が月レーダーサウンダー(LRS)によって、月の地下数百mの深さにある反射層を観測した^[3]。また、ESAの火星探査機「Mars Express」搭載の観測機器「MARSIS」はレーダーによって火星内部の水や氷の探索を行っている^[4]。

そこで我々はこれまでに行われたレーダーによる内部観測の成果を用いて、2基の衛星によって反射波と透過波を同時に観測する方法を提案する。透過波の観測データはコンピュータ断層撮影法(CT法)の原理を適用することで再構成する。本ミッションの概念図を図3に示す。

本ミッションの「電波の反射を用いた従来法とCT法を組み合わせた観測」、その観測のための「協調飛行」は新規性の高いものであり、その成果として小惑星内部構造及び物性の詳細な情報、さらには衛星2基による協調飛行の技術実証結果が得られると期待される。

2. ミッションの目的

本探査機の目的は、「小惑星の深部における構造・物性を調査する」ことにある。そのため以下の2点の実現を目指す。

- ・ 複数の探査機による協調飛行
- ・ CT法と従来法を組み合わせた小惑星内部観測

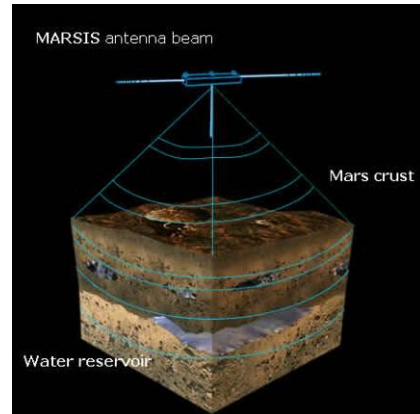


図 2 MARSISによる火星探査^[3]

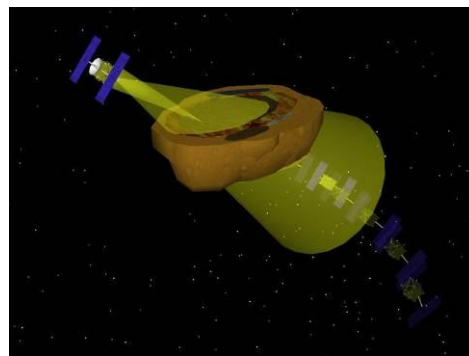


図 3 ミッション概念図

3. ミッション設計

3.1. ミッション概要

本ミッションでは小惑星の観測を行う。打ち上げ後、対象の小惑星まで飛行を行う。小惑星にランデブー後、子機を分離する。親機、子機はそれぞれ観測軌道に投入され、協調動作を行い電波の送受信をすることで小惑星を透過波及び反射波観測する。そして、観測によって得られたデータを地上で再構成することにより、小惑星の内部構造を調査する。

3.2. コンピュータ断層撮影法を用いた観測

過去に行われた月、惑星の内部構造調査を目的とする従来のリモートセンシングでは、数kmの地中まで電波を到達させる。そして地下を通過する電波の、深さごとに発生する反射波から地層構造を推定している。しかしイトカワのような小惑星は、その直径自体が数百mから数km程度である。そのため放射された電波のうち多くは小惑星を透過すると考えられる。

ところで、物体の内部構造を検査するコンピュータ断層撮影法(CT法)という計測手法がある。CT法では、電磁波などを物体に透過させ計測を行う。この時得られる計測値は伝搬経路上における物性の積分値となる。そのため複数の視点から計測を行い、得られた多数の計測値をコンピュータで処理し内部情報を再構成する。本ミッションでは小惑星透過波を使ったCT法の原理を用いた、透過した電波の強度情報、さらに従来法と同じ反射した電波強度情報の両方を用いて小惑星の内部の詳細な構造・物性を推定する。

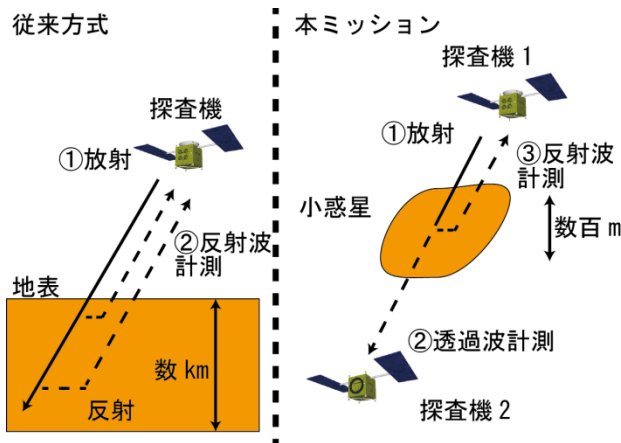


図 4 本ミッションの概要

3.3. CT法と従来の反射法を組み合わせる意義

電磁波が物体によって入射した時、物体の境界において屈折率の違いにより反射が生じる。このため反射波を観測すると、小惑星内部の層の相対的な反射率の違いが計測できる。この違いは小惑星内部の大規模な構造を示す。

それに対して透過波は電波が透過した層の減衰率および伝搬速度が得られる。屈折率および伝搬速度は物体の誘電率および透磁率の関数であり、減衰率は物質固有の値をとる。

層の相対的な差の情報を持つ反射波と物性の定量的な情報が得られる透過波の計測結果の双方を得ることにより、従来よりも詳細な小惑星内部の計測を行うことが可能となる。また反射波による観測は、その難しさから精度が比較的低い。その点を高精度化しやすい反射波計測で補うことができるという側面もある。本節の内容を表 1 にまとめる。

表 1 観測手段と得られる情報

観測対象	観測値	得られる情報	精度
反射波	層の相対的な差	層構造	低
透過波	誘電率・透過率	内部の物性値	高

両方を観測することが重要!!

3.4. 対象とする小惑星

小惑星は、観測されたスペクトルから分類されていて、そのうち探査機が訪れた小惑星はS型小惑星が多い。そこで今回のミッションでは、より始原的な小惑星であるC型小惑星を対象とする。C型小惑星は炭素質コンドライトが主成分で、比較的暗い天体である。また、熱変成が少なく、太陽系形成時の状態を保持していると考えられる。C型小惑星のうち到達するまでの軌道遷移に必要なエネルギーが少なく済む小惑星を検討した。その結果、本ミッションでは表 2 の軌道要素を持つ、「1996 FG3」を探査対象とする^[5]。

表 2 1996 FG3 のデータ

軌道長半径[AU]	1.0544
離心率[-]	0.3498
軌道傾斜角[deg]	1.990
軌道周期[year]	1.0827

3.5. ミッションシーケンス

以下に本ミッションのシーケンスを示す。

- ・打ち上げ
- ・軌道移行
 - 1996 FG3 に向けて軌道遷移を行う。詳細は 4.4.1 節に示す。
- ・接近およびランデブー
- ・初期観測
 - 可視域カメラを用いて小惑星の観測を行い、小惑星地形や自転の把握を行う。基礎的な観測とメインミッションに向けた情報収集を目的とする。
- ・衛星分離
 - 親機「フレイ」と子機「フレイヤ」を分離し、それぞれ観測軌道(4.4.2 節)へ投入する。
- ・電波観測
 - 親機「フレイ」と子機「フレイヤ」によりCT法と従来法を組み合わせた観測を行う。詳細は 3.6 節で述べる。ミッション時間は3年を予定する。
- ・地上局へのデータ送信
 - 得られた観測値は地球側で再構成するため、観測データを地球へ転送する。

3.6. 電波観測フェーズにおけるシーケンス

本節ではメインミッションである電波観測フェーズにおける詳細なシーケンスについて説明する。観測フェーズ開始時にはフレイ(親機)とフレイヤ(子機)は図 5(i)のようにそれぞれ、観測軌道(送信)と観測軌道(受信)を飛行している。まず、図 5(ii)のようにフレイから電波の放射を行う。そしてフレイが小惑星から反

射した電波を、フレイヤが小惑星を透過してきた電波の観測を行う。その様子を図 5(iii)に示す。その後、図 5(iv)に示すように観測時における位置の情報を得るため、搭載されている広角カメラを用いて小惑星の撮影を行う。この時、地球との通信に適した位置であれば計測データの送信を行い、そうでない場合は観測データの保存を行う。図 5(iv)以降はフレイとフレイヤが移動し、図 5(i)の状態に戻る。軌道周期の違いからフレイは低速で、フレイヤは高速で移動するため観測フェーズのシーケンスを十分な回数繰り返すことによって CT 法の再構成に必要な観測データを得ることができる。

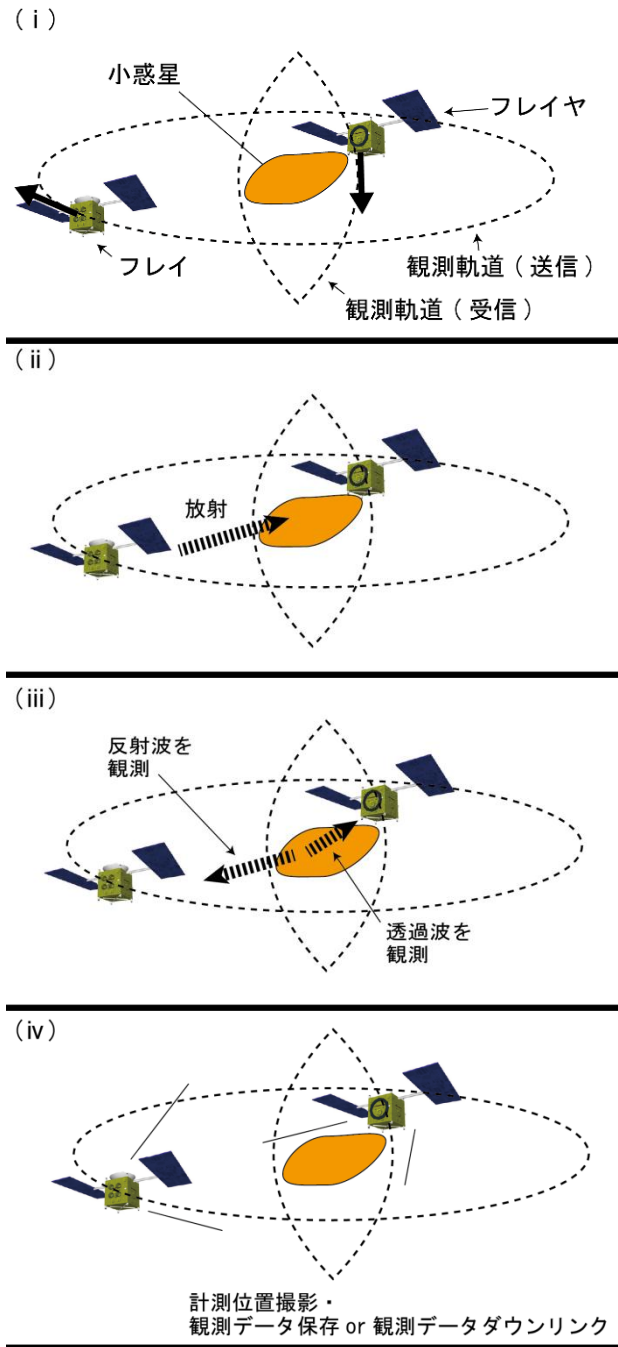


図 5 観測フェーズにおけるシーケンス

3.7. サクセスレベル

本ミッションのサクセスレベルを表 3 に示す。

表 3 ミッションサクセスレベル

Minimum	小惑星とのランデブー
Middle	子機との分離、軌道調整
Full	電波観測の結果を得る
Advanced	CT 法における画像再構成に必要なだけ観測を行い小惑星内部の詳細な情報を得る

4. 宇宙機設計

4.1. 構造系

本探査機 ACTIS は親機「フレイ」と子機「フレイヤ」から成る。打ち上げ時は図 6 のように親機と子機を結合させている。

4.1.1. 親機「フレイ」の仕様

親機の構造を図 7、諸元を表 4 に示す。親機にはバスシステム、小惑星 1996 FG3 まで航行するためのイオンエンジン、観測機器、地球との通信機器を搭載する。親機は観測において送信機、および反射波の受信機の役割を果たす。親機の開発は小惑星探査で既に実績のあるはやぶさ^[6]を改良することで行う。

はやぶさからの改良点は以下のとおりである。

- ・ CT 法観測のための八木アンテナの装着
- ・ 子機との結合・分離機構

尚、子機との分離はパンタグラフ機構を用いる。

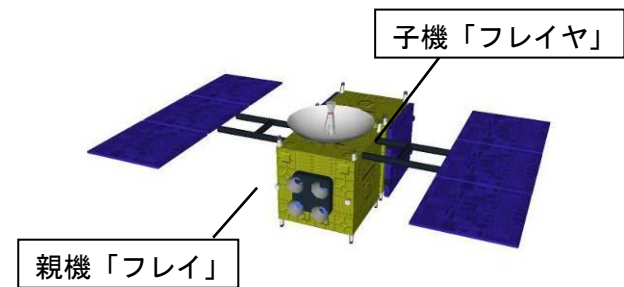


図 6 ACTIS の外観

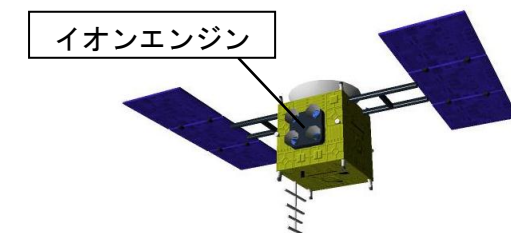


図 7 ACTIS 親機「フレイ」の外観

表 4 親機「フレイ」の諸元

質量[kg]	400
本体寸法[m]	1.5×1.5×1.5
最大寸法[m]	7.5
発生電力[kW]	2.6

4.1.2. 子機「フレイヤ」の仕様

子機には、CT イメージング観測のために電波送信用の八木アンテナ、ロケットとの分離機構を搭載している。子機は観測において透過波の受信機の役割を果たす。子機の外観を図 8 に仕様を表 5 に示す。

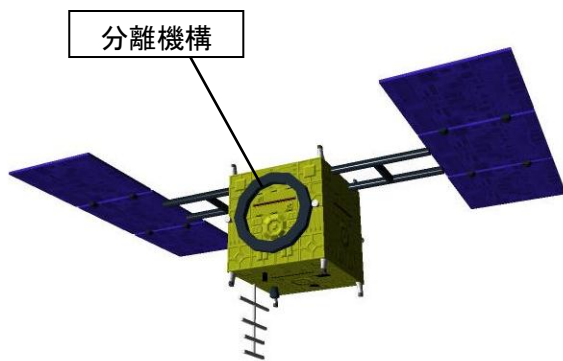


図 8 ACTIS 子機「フレイヤ」の外観

表 5 子機「フレイヤ」の諸元

質量[kg]	250
本体寸法[m]	1.5×1.5×1.5
最大寸法[m]	7.5
発生電力[kW]	2.6

4.2. 電源系

本探査機は軌道長半径が十分小さいため、太陽光パネルから電力を供給する。EOL において 1700[W] の電力を供給するため、GaAs を用いた太陽光パドルで面積を 11[m²] とする。この場合供給電力は 2600[W] になる。この際太陽光パドルの重量は、展開機構も考慮して 64[kg] を見込む。また、バッテリーとしてリチウムイオンバッテリーセル 15 個を搭載する。

4.3. 姿勢制御系

本探査機では小惑星の周囲を複雑に運動するため三軸安定方式を取る。姿勢制御アクチュエータとしてリアクションホイールを用いる。リアクションホイールは予備を含め 4 機搭載しゼロモーメント方式で姿勢制御を行う。アンローディングには軌道制御でも用いるスラスタを用いる。

姿勢決定には太陽センサ、スタートラッカー、光ファイバージャイロを用いる。

4.4. 軌道系

4.4.1. 1996 FG3 到達までの軌道遷移

地球から 1996 FG3 までの軌道遷移には、はやぶさで実証された EDVEGA 法を用いる。そのため本探査機にははやぶさと同様にイオンエンジン「μ10」を 4 機搭載する。推進剤量はキセノン 65[kg] を見積もる。

本ミッションでは 2017 年 7 月に打ち上げを行う。ランデブーは 2021 年 4 月になる。

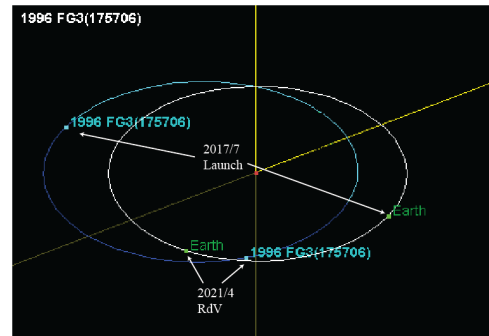


図 9 1996 FG3 と地球の位置^[7]

4.4.2. 観測フェーズにおける観測軌道

本ミッションで用いる再構成アルゴリズム (5 章参照) を用いる場合、送信機-受信機と小惑星の相対的な位置関係がなるべく多様になるようにしないと再構成の際に、非適切な問題となり正確な結果を得ることが難しくなる。そのため観測フェーズでは、観測を行うために送信機と受信機に対して小惑星を周回する「異なった周期」の軌道を採用することが要求される。

本ミッションの送信機側の軌道は、ヒル方程式によって導かれるフライアラウンド軌道とする。長軸径は 6[km] とする。ここで、フライアラウンド軌道では高度によらず周期が一定であるため受信機側の軌道として採用することができない。そこで受信機側の軌道として 2 インパルス-フライアラウンド軌道^{[8][9]}を用いる。2 インパルス-フライアラウンド軌道は 2 つの周回楕円軌道をスラスタを用いて乗り換えていく形をとり任意な軌道周期を取ることができる。その概念を図 10 に示す。本ミッションでは、比例係数 $k=1.73$ 、軌道長 $2L=3$ [km] の値に設定した。この時、観測軌道(受信)と観測軌道(送信)の周期の比は約 1.1[-]となる。またスラストポイントで必要とされる増速度は 1.61×10^{-4} [m/s] を見積もる。それぞれの観測軌道を図 11 に示す。またこれらの軌道は小惑星のいびつな形を原因とする摂動の影響を最小限にするため小惑星の赤道面内で逆行軌道の方向にとることにする。

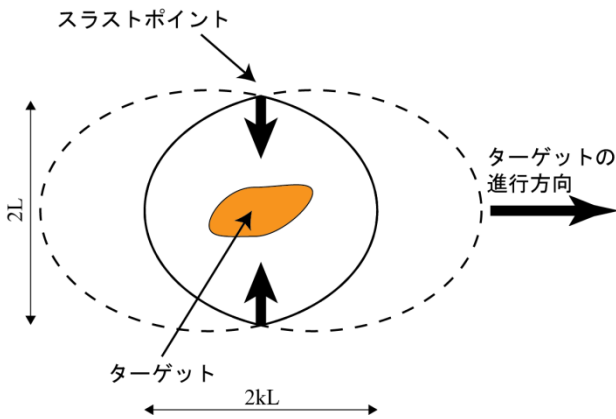


図 10 2インパルス-フライアラウンド軌道の概念図。スケールは軌道のサイズを示す。実線が2インパルス-フライアラウンド軌道

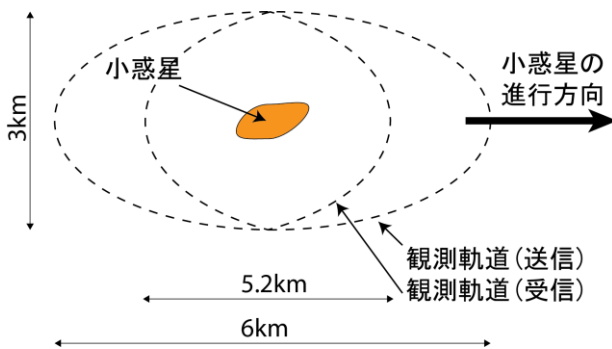


図 11 本ミッションの電波観測における観測軌道。

4.4.3. ミッション時における検出器の位置・姿勢の同定について

本ミッションでは観測機の小惑星に対する相対的な位置及び姿勢の決定が重要となる。ACTISは小惑星に対する観測機の位置を主にカメラ画像によって決定する。後述する6章などの結果から観測軌道上において10[m]程度の精度を要求とする。はやぶさはカメラ画像を用いた画像航法及び地形航法を行っており、最善で10m程度の誤差で位置決定を行っていた。そのため現状からの改善が必要であるが実現可能性は高いと考えられる。

4.5. 観測系

本探査機には、航法用に望遠の光学カメラを一台、小惑星の形状を観測するために2台の広角光学カメラを搭載する。

4.6. 通信系

4.6.1. 送信データ容量

本ミッションにおいて、観測のサンプリング周期は電波の周波数から余裕をもって1[GHz]とし、さらにデータの量子化は8bitとする。また観測軌道から最大伝搬距離を約7[km]とすると記録時間は 2.3×10^{-5} [s]程度で十分であると見積もれる。

このとき、一回の観測データは740[KByte]となる。

また、ミッションフェーズにおいて地上との通信を行えない場合、観測データをテレメトリデータとしてデータレコーダに記録する。本ミッションでは大量のデータが生成されることが予想されるため、記憶容量の多いNECのHi_DRを搭載する。

4.6.2. 通信機およびアンテナ

地上局との通信には宇宙用のSバンドを用いる。また、QPSK方式で変調を行う。このため衛星には直径1.6[m]、送信電力20[W]のパラボラアンテナを搭載する。通信速度は最大8[kbps]を見込む。また、衛星間の通信にもSバンドを用いる。この時にはミッション用の八木アンテナを使う。

4.7. ミッション系：電波観測用八木アンテナ

本ミッションでは、直接サンプリングの難しい小惑星表面から数百m~数千m地下における構造を観測することを目的とする。そのため小惑星深部まで損失少なく到達する超短波を用いる。損失と分解能の観点から、本ミッションでは100[MHz]の電波を用いる。そのため送信用アンテナの大きさは1.5[m]となる^{[10][11]}。

小惑星の主成分はコンドライトであると仮定する。超短波のコンドライト内での誘電損失は、 10^{-3} [dB/m]程度であるので、直径1[km]の小惑星を通過した超短波の減衰量は1[dB]であり、89[%]の電力が透過する。送信電力は130[W]とする。

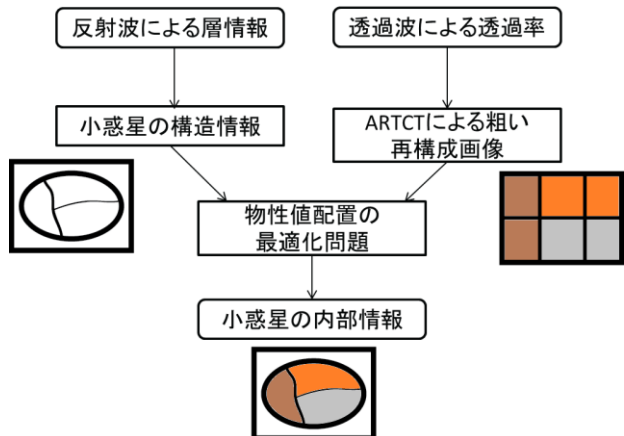


図 12 復元アルゴリズムのフローチャート

5. 復元アルゴリズム

本ミッションで提案する復元アルゴリズムを図12に示す。本アルゴリズムの特徴は、小惑星内部情報の復元に、透過波の観測から得られたCT法による再構成画像と反射波の観測から得られた小惑星の層構造情報を用いることである。

このうちCT画像再構成には医療現場など一般的に図13(a)のような装置を用いて解析的に再

構成を行うフィルタ補正逆投影法 (FBP) が用いられている。しかし小惑星探査でこの計測手法を実現するためには巨大な受信系を用意するか、送信機を固定したまま受信機が移動する必要がある。

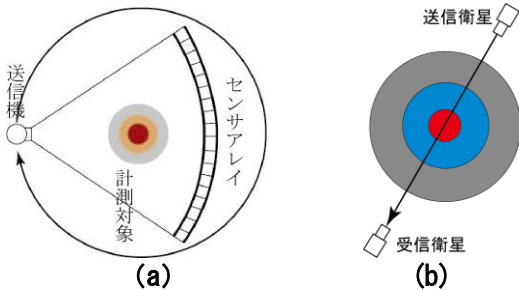


図 13 CT法の再構成アルゴリズムの比較

そこで本ミッションでは、代数的画像再構成法として知られる ART 法を用いる^[12]。ART 法は、図 13 (b) のように一対の送信機-受信機を用いて X 線を照射し計測対象の投影を計測することが可能である。再構成画像は得られたデータの連立方程式を繰り返し解くことによって対象の物理量の空間分布を推定し求める。

6. 本ミッションにおける内部構造探査の検証

6.1. 小惑星内部推定シミュレータ

本ミッションの実現可能性および、ミッション設定に必要なパラメータの推定 (許容される位置誤差範囲, 到達エネルギーなど) を行うため, 小惑星電波観測シミュレータの製作を行った。

6.2. シミュレータ概要

シミュレーションは大きく 2 つの段階に分けることができ

1 段階目: FDTD 法を使用した送受信波の計算

2 段階目: ART 法による内部画像の再構成からなる。

小惑星の内部は 3 層の均質な地層から構成されると仮定し, その各層について誘電率, 透磁率, 導電率を設定する。送受信衛星の配置を (図 14) に示す。ある角度にいる親機から電波が発射され, 小惑星を通った電波を子機が受信し, FDTD 法によって得られた受信波形から投影図を作成する。この作業を親機の角度 360 度すべてにおいて行い逆投影法を用いて小惑星内部を再構成する。

6.3. FDTD 法による送受信波の計算

FDTD 法とはマクスウェルの方程式を差分化して電磁界をシミュレートする方法である。

Yee 格子 (図 15) とよばれる小さな格子で空間を分割し, 電場と磁場のローテーションをとって電磁場を計算していく。格子 (以後セルと呼ぶ) ごとに誘電率, 透磁率, 導電率を設定する。

FDTD 法を用いると電磁波の反射, 屈折, 吸収,

自由空間伝搬減衰等の様子を再現できる。ただし, 波長以下のサイズの物体による散乱は考慮していない。

なお今回シミュレーション空間と外側の境界との吸収境界条件として Mur の 1 次吸収境界条件を用いた。

前節において小惑星が 3 層の均質な地層から構成されることとしたが, そのパラメータを以下に示す

	誘電率 ϵ	透磁率 μ	伝導率 σ
コンドライト	3.8e-11	1.25e-6	5.56e-5
第 1 層	0.26e-10	1.25e-6	0.0021
第 2 層	0.32e-10	1.25e-6	0.0005
第 3 層	0.35e-10	1.25e-6	0.0003

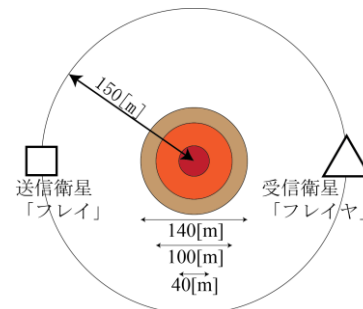


図 14 対象小惑星と観測軌道の設定. 計算コストの制限から縮小モデルを用いた

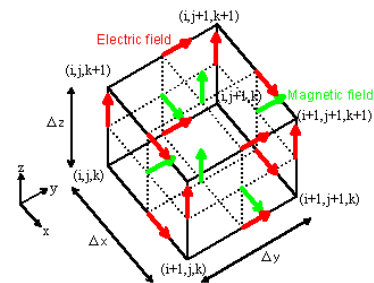


図 15 Yee 格子

第 1 層および第 2 層は空隙のあるコンドライトと仮定し, 第 3 層はコンドライトとしてコンドライトと真空の誘電率, 透磁率, 伝導率からパラメータを決定した。

送信衛星の 3 素子八木アンテナの電磁界解析の様子 (図 16) および指向特性 (図 17) を示す。なお送信信号は送信周波数 100 [MHz] の正弦波 3 波にハニング窓をかけたバースト波とした。

6.4. ARTCT 法による再構成

図 14 で示したように送信衛星からファンビーム状に電波照射し, 受信衛星から得られた信号から CT 法による小惑星内部画像の再構成を行った。

ある角度にいる送信衛星に対して受信衛星は 120 度の範囲で電波を受信し, 投影図を作成する。送信衛星は 7 度刻みでこの作業を繰り返し, 複数

の位置から得られた投影図を使用して内部画像を作成した(図 19)。

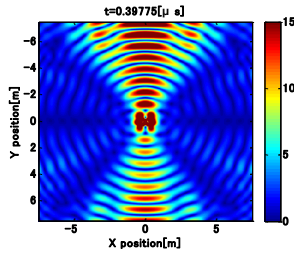


図 16 3素子八木アンテナの電磁界解析

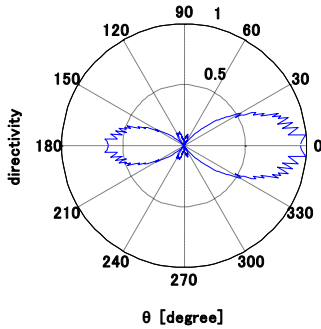


図 17 3素子八木アンテナの指向特性

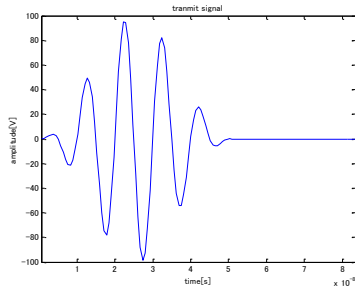


図 18 送信信号

内部が3層に分かれていることが確認でき、小惑星内部の減衰率分布を再現できている。

また、固定式の医療用CTスキャンなどとは違い、送信衛星、受信衛星が精確に正しい相対軌道に乗っているとは限らない。よって送信衛星と受信衛星が $\pm 1\%$ の範囲の位置誤差を持つと仮定して、内部画像の再構成をおこなった(図 20)。図内部の減衰率分布は多少変動があるものの十分正確に再現できていることが分かる。

7. 結論

我々は、小惑星内部の新しい観測方法として、複数の宇宙機を用いた観測方法を提案した。本手法では、従来の反射波を観測することに加え透過波を観測する。本手法によって、これまでに得られなかった小惑星内部の詳細な内部情報が観測できる。本ミッションの遂行により、太陽系の形成過程に関する知見が得られること、協調飛行の実証結果が得られることが期待される。

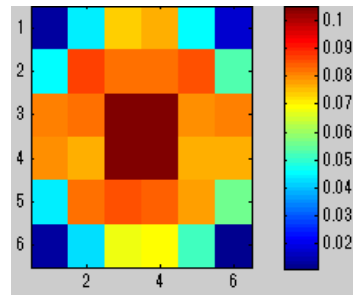


図 19 小惑星再構成画像. 1マスは20[m]角である。

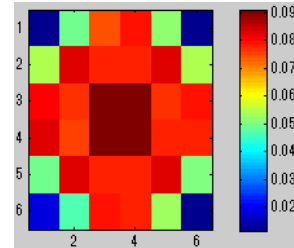


図 20 位置誤差を含む小惑星再構成画像。

8. 参考文献

- [1] 野口高明, 矢野創, 次期小惑星探査のサンプリング機構開発について, 2005
- [2] 中村昭子, イトカワ探査機でみた衝突再集積天体と小天体の衝突過程
- [3] 熊本篤志, 「かぐや」搭載月レーダーサウンダー(LRS)による月地下探査及び自然波動観測
- [4] NASA, http://mars.jpl.nasa.gov/express/mission/sc_science_marsis01.html
- [5] M.A. Barucci, NEO Sample Return Mission 《Marco Polo》, 2007
- [6] 川口淳一郎, 鈴木哲, 小惑星探査機「はやぶさ」の超技術, 2011
- [7] Astro Arts, 小惑星軌道ビューアー, http://www.astroarts.co.jp/simulation/aster_ast-orbit-j.php
- [8] Zhao hui et al, The Research of Bi-elliptic Flyaround Maneuver, IEEE, 2010
- [9] Yasuhiro Masutani et al, Flyaround Maneuvers on a Satellite Orbit by Impulsive Thrust Control, IEEE, 2001
- [10] 角井洋司, 吉村裕光, アンテナハンドブック, CQ出版社, 2002
- [11] 後藤尚久, アンテナがわかる本, 2009
- [12] 橋本真人, 土居伸二, 熊谷貞俊, 代数的画像再構成法における部分空間の直交性を利用した新しい並列計算法, 生体医工学会, 2003
- [13] 宇野亨, FDTD法による電磁界およびアンテナ解析, 1998
- [14] 橋本修, 実践 FDTD 時間領域差分法, 2006
- [15] 松田豊稔, 宮田克正, 南部幸久, 電波工学, 1999