

京都大学 MU レーダーを用いたスペースデブリの観測手法に関する研究*1

Study on Space Debris Observation Method Using Kyoto University MU Radar

河原 淳人*3・岩堀 太紀*3・山川 宏*2,*3・佐藤 亨*4
Atsuhito KAWAHARA, Taiki IWAHORI, Hiroshi YAMAKAWA, Toru SATO,
山本 衛*3・橋口 浩之*3
Mamoru YAMAMOTO and Hiroyuki HASHIGUCHI

Key Words: Space Debris, MU Radar, SRDI Method

Abstract: Shape estimation of space debris is an important task in evaluating its trajectory evolution and collision probability with resident objects in space. This paper shows the magnitude and rotation of space debris can be estimated by investigating the Doppler shift with a Single Range Doppler Interferometry (SRDI) method. The theory of SRDI method is discussed and its usefulness is confirmed by numerical simulations. Furthermore, fluctuation of Doppler shift of known space debris were successfully observed by the MU radar of Kyoto University and the size and spin rate of some space debris were successfully estimated.

記号の説明

E : 電界強度
 f_D : ドップラー周波数
 h : 窓関数
 j : 虚数単位
 N : 点波源の総数
 P : 点波源の位置
 r : 回転軸からの点波源の距離
 s : 複素時系列信号
 S : パワースペクトル密度
 t : 時刻
 v_d : ドップラー速度
 λ : レーダー波長
 ω_0 : デブリ角速度
 ω_d : ドップラー角周波数
 τ : 時刻
 θ : クロスレンジ方向と点波源位置方向のなす角

1. はじめに

1957年にソ連が初の人工衛星である Sputnik 1号を打ち上げて以降、宇宙環境の開発利用が本格化していき現在ま

でに数多くの人工衛星が打ち上げられてきた。これらの打ち上げに使用されたロケットの上段ステージや部品、役割を終えた人工衛星などの機能を持たない人工天体はスペースデブリと呼ばれている(第1図)。スペースデブリの飛行速度は秒速7~8 kmであり、わずか数 cm 程度の大きさでも運用中の人工衛星や宇宙飛行士などに大きな被害を引き起こす。実際に、スペースデブリがスペースシャトルに衝突し、損傷した例も確認されている。現在は、観測可能な10 cm以上のデブリ22,000個以上が確認されている。

また、デブリ同士の衝突によりデブリの数が増える問題があり、実際、2009年に機能を停止していたロシアの Cosmos 2251号と運用中のアメリカの Iridium 33号が地球周回軌道上で衝突したことにより、デブリの総数が劇的に増加した事例がある。その事例のみによって増加したデブリの数は2,000個程度であり、今後も同じ過程によりスペースデブリが連鎖的に自己増殖し続けるケスラーシンドローム^{1,2)}と呼ばれる現象の発生が懸念されている。

以上から、持続的な宇宙開発利用を進めるに当たり、スペースデブリ発生数の低減、デブリ除去等、宇宙空間における環境への配慮が不可欠となっている。2007年には、国連宇宙空間平和利用委員会(COPUOS)において、「スペースデブリ低減ガイドライン」が採択され、デブリ対策を含めた「宇宙活動の長期的持続可能性」について検討が進められており、それに準じてスペースデブリ観測の取り組みが行われている。世界各国の取り組み例として、地上に配置された光学やレーダー観測装置によって構成された Space Surveillance Network (SSN) を構築し、定期的にデブリ観測が行われている。近年では、軌道にもデブリ観測のためのセンサが配置されつつあるが、その機能は限定的である。

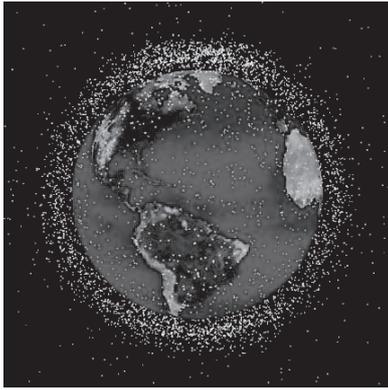
*1 © 2016 日本航空宇宙学会
平成26年11月12日、第58回宇宙科学技術連合講演会にて発表

平成27年8月9日原稿受付

*2 連絡先著者 (Corresponding author): yamakawa@rishi.kyoto-u.ac.jp

*3 京都大学生存圏研究所

*4 京都大学大学院情報学研究所



第1図 スペースデブリ分布 (NASA)

Bradley ら³⁾は軌道上の光学センサデータにより、軌道、大きさ、質量等を推定する手法を提案しており、Lichter ら⁴⁾は、複数の光学カメラやレーザー測距装置のデータを組み合わせさせてデブリの状態量と形状を推定する手法を提案している。

地上の観測網強化には複数の緯度経度に観測施設を配置する必要があるが、観測所は欧州およびアメリカに集中している。そのため、十分な地上観測網の機能を得るためには、アジア・太平洋地域に多くの観測施設が必要である。本研究では地上観測網の強化の一環として、コスト削減もふまえて既存のレーダー観測施設を対象にしたデブリ観測手法の提案を行う。デブリ観測用途ではない大気観測用大型レーダーなどは、デブリ観測施設と比較すると波長が長いために分解能は劣るものの観測範囲においては低軌道上のデブリなどは十分に観測可能である。光学望遠鏡との比較では、天候に左右されない長所がある。

また、スペースデブリの軌道だけではなく、形状や大きさを知ることはデブリの軌道推移や宇宙物体との衝突可能性を評価する場合において必要である。Chen ら⁵⁾は、レーダー目標物体の回転や付属する構造物の振動や回転に起因するドップラー周波数の変化を micro-Doppler effect と呼び、レーダーデータに対する影響をモデル化した。レーダー観測では Range Doppler Imaging (RDI) 法⁶⁾と呼ばれる、自転する物体の回転中心からの距離によってドップラーシフトが異なることを利用し、ドップラーシフトの情報とレンジ方向の距離情報を元に形状を推定する手法が提案された。実際にドイツの Research Society for Applied Science (FGAN) が所有する X バンドレーダーを用いて ADEOS や宇宙ステーション「ミール」などの形状推定を行った例がある⁷⁾。

本研究では、低軌道上のスペースデブリのスピンの大きさ等の形状や状態に関する情報を、デブリ専用の観測施設以外のレンジ分解能が低い長波長の地上レーダー観測施設を用いて得ることを目標とする。スペースデブリの回転を仮定して回転周期以上の観測時間にて観測された1次元複素時系列データから時間-周波数情報を取得し、これらの情報を元に形状を推定する Single-Range Doppler Interferometry (SRDI) 法⁸⁾と呼ばれる手法を元に検討する。SRDI

法の有効性は数値シミュレーションによって確認されているが、まだ実際の観測に基づく実証実験がなされていない。

本論文では、X バンドと比較して波長が長い周波数 46.5 MHz を用いる VHF 帯大型大気レーダー（京大大学生存圏研究所 MU レーダー）を用いて SRDI 法の実証実験を行う。MU レーダーの波長と比較して、大きさが同程度あるいは小さい観測対象のレーダーデータを取得して SRDI 法を適用する。SRDI 法を実際の観測データに適用するのは初めてのことであり、実際の観測を実施する際に問題となるのが、デブリからのエコーが微弱であり、かつ、観測時間が短い（本論文の例では 10~15 秒程度）点である。これらのデータから有意な特徴を導くためのデータ解析手法として、従来提案されたデータ解析手法である短時間フーリエ変換⁹⁾に代えて、Wigner-Ville 分布や擬似 Wigner-Ville 分布による手法を利用し、姿勢変化に起因するドップラーシフト情報を抽出して、回転各速度および大きさを推定する手法を本論文において提案する。

なお、先行研究では、MU レーダーを用いて、長時間観測を実施することでデブリの高度分布やレーダー断面積の統計的性質を求めることに成功し⁹⁾、さらにレーダーエコーから求めた散乱断面積変動を利用することで軌道運動物体の形状推定手法が提案された（補遺 1）¹⁰⁾。本論文で検討する SRDI 形状推定手法の精度を確認するために、この散乱断面積変動を利用する形状推定手法による結果と比較検討を行う。

本論文の2章では SRDI 法および Migration 法によるスペースデブリの形状推定の理論的背景を概説する。3章では MU レーダーによるスペースデブリの観測手法について述べる。4章では Wigner-Ville 分布や擬似 Wigner-Ville 分布による手法を利用して、姿勢変化に起因するドップラーシフト情報を抽出し、回転各速度および大きさを推定する手法を提案し、実際の MU レーダーから得られた受信信号に対して、SRDI 法によってスペースデブリの形状推定を行った結果について報告し、本論文を締めくくる。

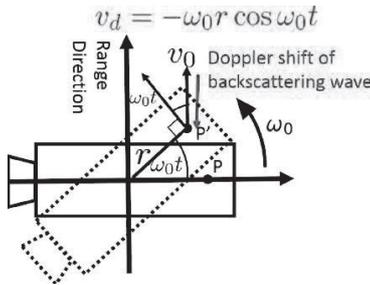
2. 単一レンジドップラー干渉法 (SRDI 法)

本章では、2.1 節で SRDI 法の概要について説明をする。次に、2.2 節では最も単純な点波源のモデルに対して SRDI 法を適用した点波源の回転軸からの相対位置の推定が行えることを示す。

2.1 SRDI 法の概要 SRDI 法とは自転するスペースデブリから後方散乱される信号をレーダー観測施設にて取得し、得られた複素時系列信号に信号処理を行うことで形状推定を行う手法である。SRDI 法はレンジ分解能が悪いレーダー施設を想定しているため、RDI 法にあるレンジ方向の情報は使えず、スペースデブリの回転1周期以上の観測から得られるドップラーシフトの情報を用いて補完する。SRDI 法の大まかな流れを第2図に示す。SRDI 法を適用する際に回転周期1周期以上の複素時系列信号を取得する。さらに得られた信号に時間周波数解析を行うことである時刻に対して瞬間周波数を得る。取得データから時



第2図 SRDI 法の流れ図



第3図 理想的な点波源モデル

間情報とデブリの回転に起因するドップラーシフトの変化を抽出することが可能であり、このドップラーシフトの情報は回転物体の大きさの情報を含む。これらの時間周波数解析結果から回転物体の形状を2次元にイメージングすることができる。

SRDI法では、自転するデブリの回転1周に起因するドップラーシフト情報とそのドップラーシフトが起こった時間情報が必要となる。これらの情報を抽出するSRDI法では適応するにあたり以下の2つの仮定が必要である。仮定1: スペースデブリはある一定の角速度 ω_0 で自転し続ける。仮定2: スペースデブリの回転周期1周期分以上の観測時間で観測できる。まず、仮定1についてであるが、スペースデブリの発生原因から考えて回転運動が起こらない状態は考えにくいことから仮定1は妥当と考えられる。また、4章で実際の観測例を踏まえた上で仮定2が十分に満たされていることを示す。しかし、角速度 ω_0 の値は直接計測できない。そのため1周期以上にわたって観測を行い、回転に起因する受信信号の周期的な周波数変動から回転周期を求め、角速度 ω_0 を決定する必要がある。なお本研究で提案する ω_0 の決定手法については4.2.2項で詳しく解説する。

次に第3図に示す角速度 ω_0 で回転するスペースデブリを考える。スペースデブリ上にある任意の点波源に注目する。この場合、物体の回転軸から見た点波源の位置を r 、クロスレンジ方向と点波源のなす角を θ で表す。物体は回転しているためレーダー波の進行方向にかかるドップラーシフトは時間変化する。ここである点波源位置 $P'(r, \theta)$ の時の後方散乱波にかかるドップラー速度 v_d は式(1)となり、第3図では赤線で示す部分となる。

$$v_d = -\omega_0 r \cos \theta \quad (1)$$

ここでドップラー速度 v_d とドップラー角周波数 ω_d とレー

ダー波長 λ との関係式は式(2)と表される。式(1)、式(2)より初期位置 θ_0 を考慮して一般化したものが式(3)となる。

$$\omega_d = \frac{4\pi}{\lambda} v_d \quad (2)$$

$$\omega_d = -\frac{4\pi\omega_0}{\lambda} r \cos(\theta + \theta_0) \quad (3)$$

つまり、任意の点の1周期分のドップラーシフトの変化により信号は周波数変調を受ける。またドップラーシフトは瞬時周波数の意味を持つ。 θ は $\omega_0 t$ と考えることができるため、信号の最大周波数とその出現角度が求めれば目標の回転中心に対する相対位置を決定することが可能となりデブリの形状が推定できる。

2.2 回転物体表面にある任意の点波源の位置推定 複素時系列信号における位相の関数を微分すれば瞬時周波数が得られる。したがって、スペースデブリ上のある1点から後方散乱により生成される複素時系列信号の位相成分は瞬時周波数である式(3)を積分した結果となる。そのため、理想的な点波源から後方散乱される複素時系列信号 $s(t)$ は式(4)で表すことができる。この場合スペースデブリは自転していることから $\theta = \omega_0 t$ とする。

$$s(t) = E(t) \exp \left[-j \frac{4\pi r}{\lambda} \sin(\theta + \theta_0) \right] \quad (4)$$

$E(t)$ は電界強度である。位置推定に必要な時間-周波数情報を得るために最も基本的な方法として短時間フーリエ変換(STFT)^{8,11)}が挙げられ、このとき、パワースペクトル密度は式(5)で表すことができる。

$$S_{\text{STFT}}(t, \omega) = \left| \int s(\tau) h(\tau - t) e^{-j\omega\tau} d\tau \right|^2 \quad (5)$$

なお、今回は解析条件として $E(t) = 1, \omega_0 = 2\pi$ 、デブリ上の点波源の位置を極座標で表示し、その座標を(距離, 位相)で表して $P(r, \theta) = (2\lambda, 0)$ と仮定し、窓関数 $h(\tau - t)$ についてはハミング窓を使用した。式(4)に式(5)を施した結果を第4図に示す。横軸が時間で、縦軸が角速度を示すコンターとなっており、図表の色がパワースペクトル密度となる。すなわち、複素時系列信号 $s(t)$ のある時刻の瞬時周波数がかかる。この場合の実際に使用する観測施設(MUレーダー)の波長 $\lambda = 6.45 \text{ m}$ を用いている。理論式(3)が真値を示すが、第4図では周波数に広がりがあることが確認できる。角周波数の時間変化を求め、その後式(6)を用いることで物体形状を表す $r(\theta)$ の関数を求めることができる。

$$r(\theta) = \frac{\lambda}{4\pi\omega_0} \omega_d(\theta) \quad (6)$$

具体的に $r(\theta)$ の関数を極座標系にしたものが第5図である。ここから点波源の位置推定を行う。ここでは主に物理探査などの分野において広く使われるMigration法¹²⁾と呼ばれる手法を用いる。第5図のスペクトルの軌跡が今回推定する点波源の位置の候補であり、スペクトログラム上の

それぞれの位置に関してスペクトル強度の平滑化を行う式 (7) が Migration 法の理論式である。

$$S_{\text{migration}}(r, \theta) = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} S(r \cos\{\theta' - \theta\}, \theta') d\theta' \quad (7)$$

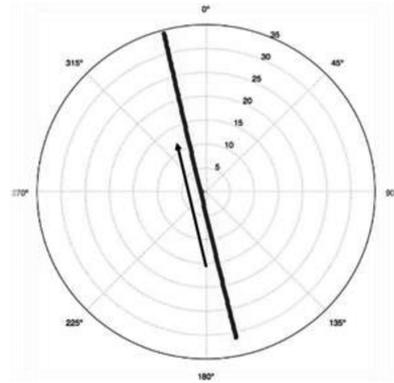
Migration 法を適用し点波源の位置推定を行った結果を第 6 図に示す。コンター図の色が赤に近づくほど点波源の存在する確率が高いと解釈できる。以上から解析条件で設定した点波源の極座標位置 $P(2\lambda, 0)$ を推定できることを示した。しかし、実際の観測では受信信号のノイズや、時間周波数解析手法に起因する干渉項などの影響に伴い、本節で示したような理想的な推定結果が得られるとは限らない。そのため、後述する実際の観測においては第 4 図に式 (6) を適応することで周波数変動の振幅が最大となる所からスペースデブリの回転軸からの点波源との距離を求める手法を併用する。これらの結果と考察については実際の観測例と共に 4 章にて詳細に述べる。また、補遺 2 には、複数の点波源からなる回転物体の形状推定について概説する。

3. MU レーダーを用いたスペースデブリの観測

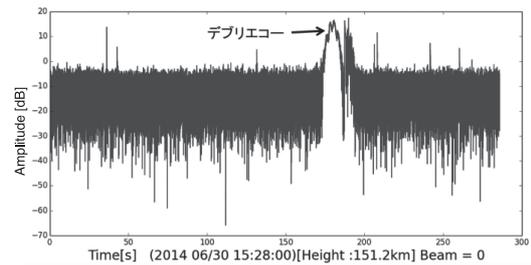
本章では、MU レーダーから得られる複素時系列信号取得方法の基本的な手法、および、既知のスペースデブリを対象に観測を実施した結果の例について述べる。スペースデブリ観測に使用した MU レーダーシステムの概要については補遺 3 に述べる。

提案手法の確認のために、観測対象のスペースデブリは既知の物体とする。したがって、既知の軌道要素から MU レーダー直上を通過するデブリの時間と MU レーダーとの相対位置を計算することが必要となる。既知のデブリの軌道要素に関しては、北アメリカ航空宇宙防衛司令部 (NORAD) によって運営される地上レーダー観測と地上光学観測により、24 時間体制でスペースデブリを含めた軌道運動物体を常時観測し続けている。地上観測によって得られた軌道要素を CelesTrak と呼ばれる Web ページ上に公開し、更新し続けている。公開されている軌道要素は 2 行軌道要素形式 (Two Line Element) と呼ばれ、テキスト形式にて地心座標系におけるケプラーの軌道要素が 2 行にわたり記述されている。これらの TLE を読み込むことでスペースデブリの軌道計算を行うことができる。MU レーダーの位置とスペースデブリの位置をそれぞれ地心座標系にて求め、統一された座標系上で MU レーダーとデブリの相対位置を計算する。そして、MU レーダーからデブリの直距離と方位角と天頂角を決定することができるプログラムを開発した。この観測計画立案プログラムによりスペースデブリのエコーを捉えることに成功しており、MU レーダーでの観測を行う際には十分な精度であることが実証された。

実際にデブリ SL-16 R/B (Rocket Body) の MU レーダーとの相対位置の計算結果を第 7 図に示す。第 7 図では中心が MU レーダーの位置であり、点が 1 秒ごとの SL-16 R/B の相対位置である。中心の点 (天頂方向) は観測パラ



第 7 図 SL-16 R/B と MU レーダーとの相対位置計算結果

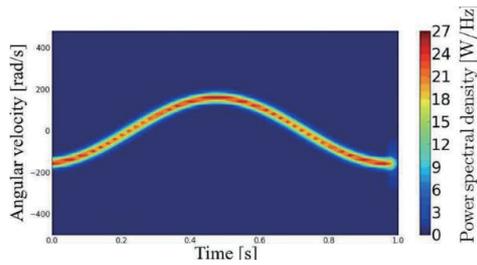


第 8 図 SL-16 R/B によるデブリエコー

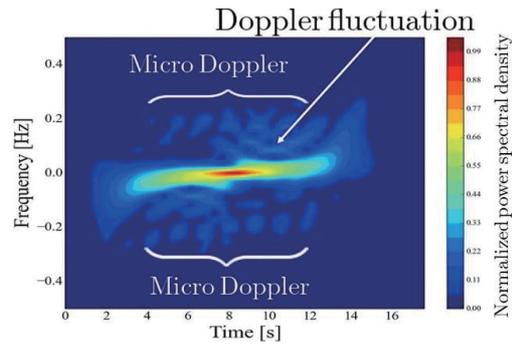
メーターとして配置したビーム方向である。具体的なレーダーエコーを第 8 図に示す。SL-16 R/B は、2014 年 10 月 24 日 14 時 21 分 24 秒～23 分 5 秒の間に高度 639 km で天頂角 30 度以内を通過すると推定された。また、スペースデブリは摂動などの影響があるため、TLE は時々刻々と変化する。したがって、所望のデブリを観測する際には観測実施日に NORAD で更新された最新の TLE を読み込み相対位置の計算を行った。

MU レーダーでは、観測モードは大気観測における様々な用途によって使い分けるように実装されており、本研究では観測高度ごとの複素時系列信号をバイナリ形式で取得する。また、得られた信号は各チャンネルごとに得られるデータすべてを記録すれば、データ量が膨大となるため今回は全チャンネル合成されたもののみを使用する。また、観測パラメータとして、パルス繰り返し間隔 4500 μs 、サンプリング間隔 32 μs (すなわち高度分解能 4.8 km)、7 ビットバーカーコード (すなわち Duty 比 = $7 \times 32 / 4500 \times 100 = 5\%$) を用いた。

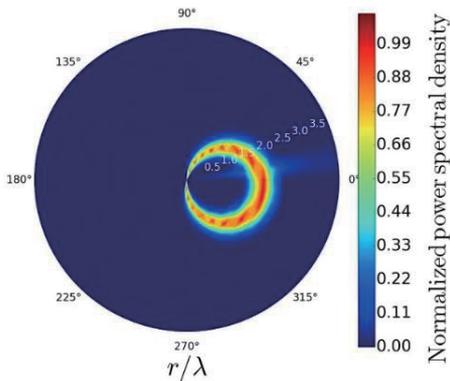
第 8 図では、観測開始時刻からの経過時間を横軸に取り、高度 826.2 km における受信電力の時間変化が示されている (パルス繰り返し周期を短くするために、2 次エコーを利用した観測を実施している)。14 時 31 分 00 秒～31 分 14 秒付近でデブリによるレーダーエコーを観測することができた。スペースデブリはメインローブ上を通過するため、受信されるレーダーエコーの強度変化はメインローブの形状を反映したものとなる。さらに、スペースデブリの姿勢変化に起因する散乱断面積変動に準じてレーダーエコーも変動していることが知られている。これはスペースデブリ



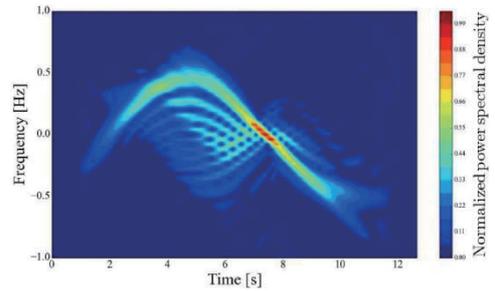
第4図 点波源から生成された信号の STFT 結果



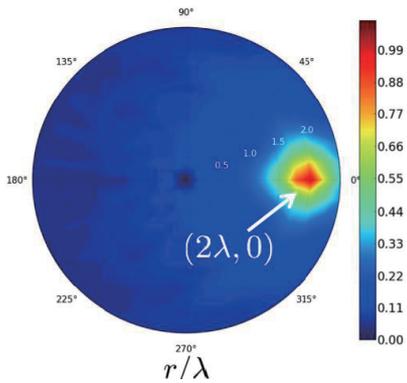
第10図 SL-16 R/B から得られる複素時系列信号のチャープ成分キャンセル結果 (WVD 処理結果)



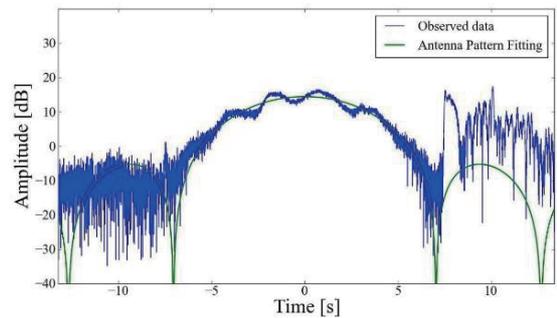
第5図 $r(\theta)$ のスペクトログラム



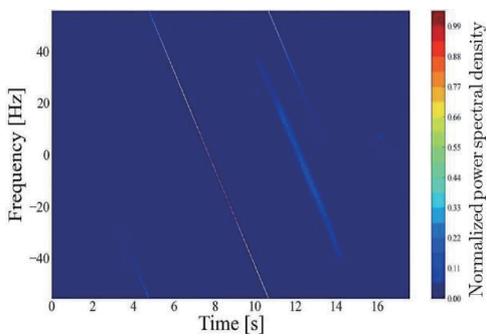
第11図 SL-3 R/B 観測から得られる複素時系列信号の WVD 処理結果



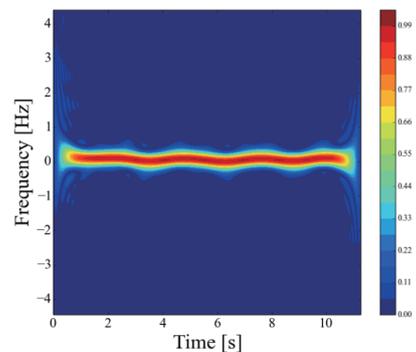
第6図 Migration 法による点波源の位置推定



第12図 SL-16 R/B から得られるレーダーエコー (Time = 0 は 2014年6月30日14時31分7秒)



第9図 2014年6月30日に観測されたSL-16 R/B から得られる複素時系列信号の WVD 処理結果



第13図 SL-16 R/B 観測から得られる複素時系列信号の PWVD 処理結果

が回転しているためと考えられる。以後、このような特徴を持つレーダーエコーをデブリエコーと呼ぶことにする。

なお、デブリの通過パス上の異なる方向に多数のビームを配置して追尾する形式とすることも可能であるが、天頂付近のビームにのみ有意なデータが観測され、それ以外の方向では指向性利得が下がりノイズが大きくなってデブリのエコーが捉えられないために MU レーダー直上に近い地点でのみビームを配置している。

4. 時間周波数解析を用いたスペースデブリの形状推定

本章では、4.1 節にて、本論文で提案する実際の観測データに SRDI 法を適用するにあたり用いる時間周波数解析の手法について概説する。4.2 節では、実際の観測結果から姿勢変化に起因するドップラーシフト情報を取り出すために、重心速度に起因するドップラーシフト成分を取り除く手法について解説する。加えて、自転するスペースデブリの角速度 ω_0 の決定方法について述べる。4.3 節ではスペースデブリに対して形状推定を行った結果について述べる。

4.1 Wigner-Ville 分布 (WVD) と擬似 Wigner-Ville 分布 (PWVD) 観測対象であるスペースデブリとして、主に軌道投入されるロケットや運用停止した人工衛星などが挙げられる。ロケットの場合、低軌道上に投入される部品は最終段のロケット胴体やそれに準ずる部品などであると予想される。これらは一般的に MU レーダーの波長スケールと同程度かもしくは小さい場合がほとんどであるため、得られるドップラーシフト量が微小となることが予想される。2 章で使用した STFT では時間および周波数の分解能が低いため微小なドップラーシフト量を捉えることができない。そこで、実際の観測から得られたデータには時間および周波数の観点から高分解能な手法である Wigner-Ville 分布 (WVD) が適していると考えられる。WVD は式 (8) で表すことができる。

$$S_{WVD}(t, \omega) = \int s\left(t + \frac{\tau}{2}\right) s^*\left(t - \frac{\tau}{2}\right) e^{-j\omega\tau} d\tau \quad (8)$$

WVD は、複素時系列信号のある時刻 t を中心に左側の信号と右側の信号を折り返し、重なり合うものがあるかを調べる問題となる。重なり合うものがあるならば、それらの特徴が時刻 t における WVD の性質に大きく寄与する。また、時刻 t において折り返した信号であるため、その時点では信号に雑音がなかったとしてもノイズが WVD に寄与することがある。式 (8) からわかるように時変自己相関関数 $s(t + \tau/2)s^*(t - \tau/2)$ のフーリエ変換を行っているため、STFT のように窓関数による時間平均の操作がないので、時間、および周波数が高分解能であることがわかる。一方、WVD の欠点としては時間周波数変動が非線形に揺らぐ場合や複数の周波数成分が含まれる場合、干渉項と呼ばれる偽像が現れることである。

次に擬似 Wigner-Ville 分布 (PWVD) について述べる。PWVD は以下の式 (9) で表される。

$$S_{PWVD}(t, \omega) = \int h(\tau) s\left(t + \frac{\tau}{2}\right) s^*\left(t - \frac{\tau}{2}\right) e^{-j\omega\tau} d\tau \quad (9)$$

$$h(\tau) = \exp\left(-\frac{\alpha}{2}\tau^2\right) \quad (10)$$

式 (9) からわかる通り、PWVD は時変自己相関関数に窓関数を掛け合わせることで、干渉項成分を抑圧する手法である。干渉項の抑圧と周波数分解能はトレードオフの関係になっているため、適切な α を決め窓関数の幅を決める必要がある。

4.2 観測データのデータ解析 本節では実際に MU レーダーによるスペースデブリ観測から得られた複素時系列信号に WVD 処理を施した結果について述べる。実際の観測データではスペースデブリが MU レーダー直上を通過する際に、重心速度に起因するチャープ状の周波数成分が現れる。したがって、スペースデブリの姿勢変化に起因するスピンドップラーを捉えるためには、チャープ成分をキャンセルする必要がある。4.2.1 項では具体的な観測例を示し、チャープ成分のキャンセル手法について解説する。さらにその結果から重心ドップラーの周辺に微小なドップラーシフトやスピンドップラーが捉えられていることを確認する。4.2.2 項では、スペースデブリの自転周期 ω_0 の決定手法について述べる。

4.2.1 重心速度に起因するドップラーシフト まず、重心速度に起因するドップラーシフトの性質について簡潔に述べる。スペースデブリは地球の低軌道上を周回しており、MU レーダー上空を通過する範囲においてはほぼ等速直線運動をしていると考えることができる。したがって、スペースデブリが MU レーダーに近づき遠ざかる過程においては信号がチャープ信号のように周波数が線形に変化し続ける。これが重心ドップラーの性質であり、この成分を取り除くことで、姿勢変化に起因するドップラーシフトを捉えることができる。具体的には、ドップラーシフトと同じ傾きのチャープ信号を生成して位相成分の差を取り、周波数を 0 付近に移動させる。

代表的な例として、2014 年 6 月 30 日に MU レーダー上空を通過した SL-16 R/B の観測データを使用する。SL-16 R/B から得られた複素時系列信号に WVD 処理を行った結果を第 9 図に示す。第 9 図からわかる通り、ドップラーシフトがチャープ状に現れている。SL-16 R/B の観測データから重心ドップラー成分をキャンセルし、WVD 処理結果を第 10 図に示す。第 10 図からわかる通り、重心ドップラー周辺に微小ドップラー (Micro-Doppler) が現れている。この結果も含めた観測例に対する考察は 4.3 節にて議論する。

4.2.2 スペースデブリの自転速度 ω_0 の決定法 2.1 節で述べたようにスペースデブリの自転速度 ω_0 は観測データから推定しなければならない。本研究では、時間周波数解析結果から得られる周波数変動を用いて決定する手法を用いる。

時間周波数解析結果から直接 ω_0 を決定する手法について実際の観測例を交えて説明する。今回の観測対象であるス

ペースデブリは SL-3 R/B と呼ばれるソ連の Vostok Family の 1 つである。SL-3 R/B は 2014 年 8 月 22 日に MU レーダー上空高度 542 km を通過すると予測された。そこで実際に観測を実施し、取得された複素時系列信号に WVD 処理を施した。さらにそこから重心速度成分を取り除いた結果を第 11 図に示す。第 11 図を見ると、2 章で言及したように周波数が正弦的に変化していることがわかる。したがって、この周波数変動に対して正弦波でフィッティングを行うことで、自転周期 ω_0 を決定することが可能である。式 (6) を f_d の関係式で表した式 (11) に適応することで、 $r(\theta)$ が求まり、 $r(\theta)$ の最大値が点波源の相対位置となる。

$$r(\theta) = \frac{\lambda}{2\omega_0} f_d(\theta) \quad (11)$$

4.3 データ解析結果と考察 以下に、MU レーダーによるスペースデブリの観測例を示し、スピンドップラー、自転速度 ω_0 、大きさを推定した例を示す。

4.3.1 SL-16 R/B の観測結果と考察 SL-16 R/B は 2014 年 6 月 30 日 15 時 29 分～15 時 32 分の間に高度約 820 km にて MU レーダーのほぼ直上を通過することが推測された。観測を実施した際のレーダーエコーの結果を第 12 図に示す (第 8 図の拡大図に該当する)。15 時 31 分 00 秒あたりからデブリエコーが現れていることが確認できる。さらに高度も 826.2 km であるため SL-16 R/B だと推定することができる。

前節の第 10 図は、デブリエコーを取り出して、デブリの重心ドップラーをキャンセルし、WVD 処理を行った結果である。第 10 図では、重心速度ドップラーが両端ではスペースデブリ直上を通過する際、位相成分が線形に変化すると近似している。中心付近では、微弱に正弦的に変動している部分 (Doppler fluctuation) が見える。また重心ドップラー周辺では、微小ドップラーが現れており、これらもスペースデブリの回転に起因するものと考えられる。第 10 図の微小ドップラーは、第 12 図のレーダーエコー上に現れる散乱断面積変動内の丁度山と谷になる時刻に現れており、スピンドップラーが重心ドップラーと分離された結果となっている。この観測例では、自転周期が比較的短い自転速度が速いことが考えられる。そのため、急峻な正弦的変動を時間周波数解析により捉え切ることができず、複数のスピンドップラーが分離されている。瞬時周波数の変化が緩やかなほどパワースペクトル密度が強くなるため、振動する瞬時周波数の山と谷が一番パワースペクトル密度が強くなる。そのため、振動する山と谷の部分が解析結果に強く反映されて、その他の振動している部分は捉えられていないと考えられる。つまり、山と谷の部分だけが取り出されて分離しているように見えていると理解できる。

これらの改善のためには PWVD が有効である。式 (10) における窓関数の幅を表すパラメータを $\alpha = 4$ として、PWVD 処理を行った結果を第 13 図に示す。第 10 図と比較すると、周辺の微小ドップラーと結合し周期的に変動していること

がわかる。さらにこの変動周期は散乱断面積変動 1 周期分に対応しているため回転周期の情報を持つことがわかる。

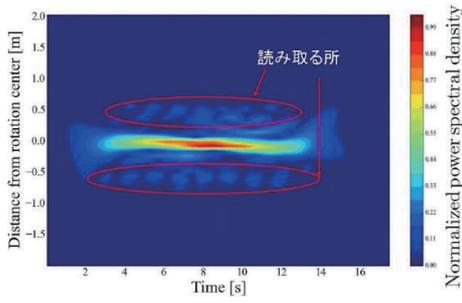
デブリを完全導体の回転楕円体と仮定すると、回転軸の取り方、回転軸とレーダー視線方向のなす角の取り方によって、散乱断面積変動 1 周期分あるいは 2 周期分がデブリの 1 周期に相当する場合がある。そのため、第 13 図において 4.2.2 節の手法を用いると、 $\omega_0 = 1.2 \text{ rad/s}$ (デブリの回転が断面積変動の 2 周期分の場合) および 2.4 rad/s (1 周期分) と推定される。代表例として、 $\omega_0 = 1.2 \text{ rad/s}$ の場合において式 (11) を用いて、自転軸と散乱点との相対位置 $r(\theta)$ を算出したものを第 14 図に示す。第 14 図は第 10 図の縦軸のスケールを式 (11) を用いて変換したものである。 $\omega_0 = 1.2 \text{ rad/s}$ の場合では重心速度ドップラーの周辺に現れるスピンドップラーは 20～70 cm の領域に現れていることがわかる。したがってスペースデブリが対称性を持つと考えれば大きさは 40～140 cm 程度のものであると考えられる。さらに、 $\omega_0 = 2.4 \text{ rad/s}$ の場合では、式 (11) より $\omega_0 = 1.2 \text{ rad/s}$ の場合に比べ $r(\theta)$ が半分になるため、大きさは 20～70 cm となる。

ここで実際に軌道投入された SL-16 R/B の上段ロケットについて考える。SL-16 はアメリカ名であり、ソ連名では Zenit Family の中の 1 つに該当することが知られている。Zenit-2, Zenit-3SL の上段ロケットに対応するものとして、Block D, Block DM-SL¹³⁾ がある。Block D と Block DM-SL ではどちらも大きさは 5 m ほどのものであるため、代表例として Block DM-SL の構造について述べる。

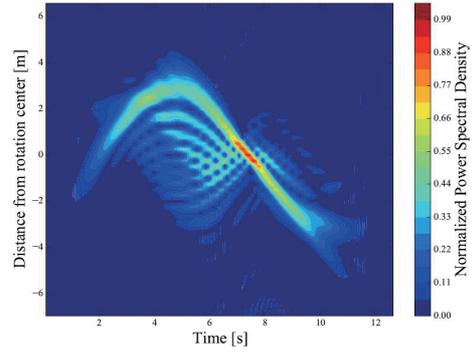
Block DM-SL は一般的な上段ロケットの構造として、上部にエンジンタンクが、下部にノズルが備え付けられている。これらは直径 3.9 m と高さ 5.6 m ほどの大きさであるため、今回の形状推定結果とは合致しない。また、上段ロケットの上にはフェアリングと衛星アダプターが取り付けられている。今回の形状推定結果から、リング構造の衛星アダプターが候補と考えられる。Zenit-2, Zenit-3SL に取り付けられている衛星アダプターは SCA702, SCA1194, SCA1666 とある¹³⁾。SCA702, SCA1194, SCA1666 の直径はそれぞれ、166 cm, 119 cm, 167 cm であり、 $\omega_0 = 1.2 \text{ rad/s}$ を選んで形状推定を行った結果の 40～140 cm と近い。以上から 3 つの衛星アダプターのうちのどれかであることが推定される。

また、複素時系列信号の PWVD 処理の結果 (第 13 図) をもとに、 $\omega_0 = 1.2 \text{ rad/s}$ として、Migration 法を適用した形状推定結果を第 15 図に示す。式 (7) のスペクトル強度の閾値を 0.66 とすると、大きさは直径 1 m 程度となり、第 14 図と近い結果となる。Migration 法を適用した場合は閾値として 0.66 程度を想定することが適当と判断される。

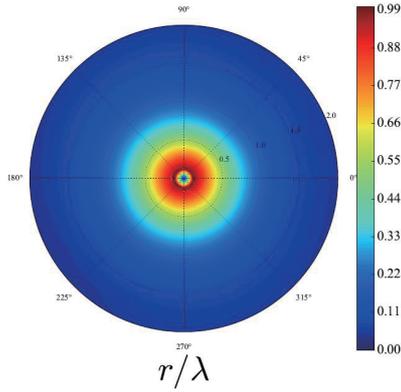
なお、MU レーダーの天頂付近の 15 秒程度の間、デブリの回転軸と MU レーダーからのレンジ方向のなす角度は大きくは変化していないことを想定している。そのため、デブリエコーの変動は、スピンレートに一致するものと予想される。一方で、デブリの回転軸と MU レーダーからのレンジ方向のなす角度が 90 度の場合は、推定されるデブリ



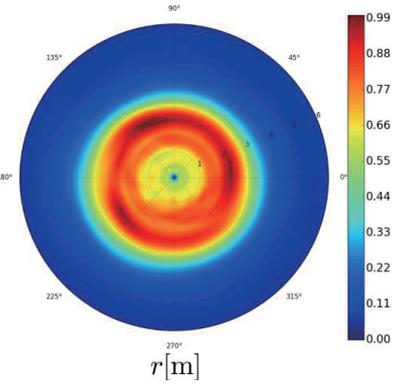
第 14 図 SL-16 R/B 観測から得られる自転軸と散乱点との相対位置 $r(\theta)$ ($\omega_0 = 1.2 \text{ rad/s}$)



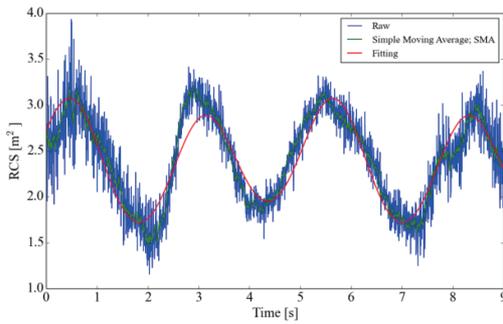
第 19 図 SL-3 R/B 観測から得られる自転軸と散乱点との相対位置 $r(\theta)$ ($\omega_0 = 0.5 \text{ rad/s}$)



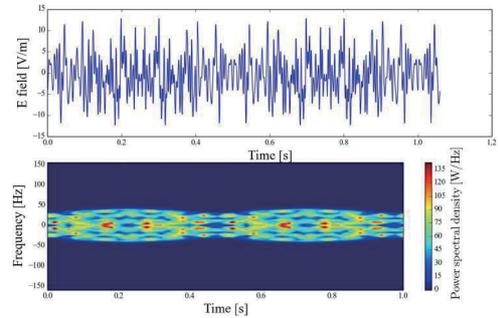
第 15 図 SL-16 R/B 複数点波源からの生成信号による形状推定結果



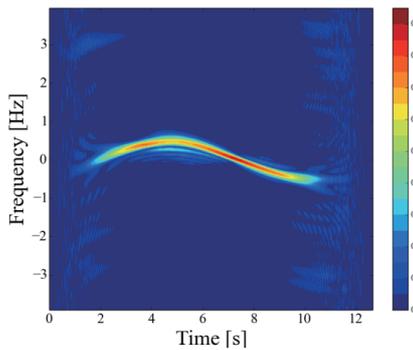
第 20 図 SL-3 R/B 複数点波源からの生成信号による形状推定結果



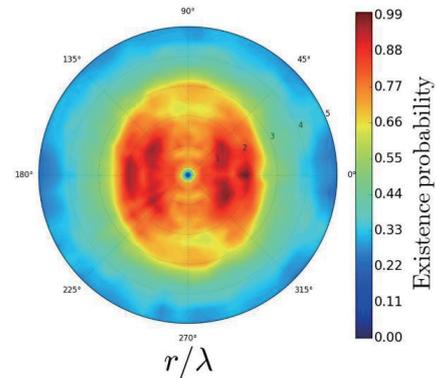
第 16 図 SL-16 R/B の散乱断面積の時間変動



第 22 図 複数の点波源から生成される複素時系列信号と STFT 処理結果



第 18 図 SL-3 R/B 観測から得られる複素時系列信号の PWVD 処理結果



第 23 図 複数点波源からの生成信号による形状推定結果

の大きさは最小になり、角度が小さくなるに従い、実際の大きさは、推定値よりも大きいことになる。

別途、散乱断面積変動から形状推定を行う手法¹⁰⁾ による推定を行った結果、スピン軸から散乱点の距離が 1.0～1.3m と推定された。参考までに、推定に用いた散乱断面積の時間変動を第 16 図に示す。

以上より、SRDI 法 (直径 0.4～1.4 m)、Migration 法 (直径 1 m 程度)、散乱断面積法 (直径 2 m 程度) という結果となり、3 つの手法の比較により、1～2 倍程度の範囲内で形状 (大きさ) が推定された。SRDI 法と Migration 法が、デブリの回転軸と MU レーダーからの視線方向に依存して、実際よりも小さく推定することを考慮すると、この結果は妥当なものと考えられる。

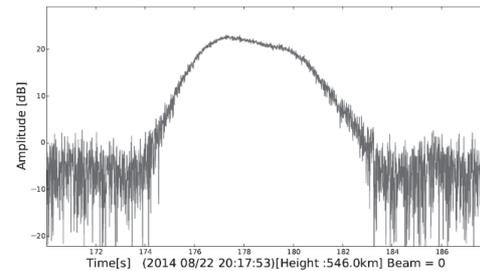
4.3.2 SL-3 R/B の観測結果と考察 SL-3 R/B はアメリカ名であり、ソ連では Vostok-2、Vostok-2M のどれかに対応している。SL-3 R/B は 2014 年 8 月 22 日 20 時 20 分 13 秒～21 分 35 秒にかけて、高度約 542 km で MU レーダーのほぼ直上を通過することが推測された。

以上の観測条件で観測を実施した際のレーダーエコーの結果を第 17 図に示す。高度は 546.0 km と計測されたため SL-3 R/B だと考えることができる。第 17 図と第 12 図を比較すると、SL-16 R/B に見られるような散乱断面積変動が現れていないことがわかる。したがってこの結果より、観測されたデブリは導体球もしくは一部分が導体球であることを示唆する。また、第 17 図では、メインローブの少し右側が少し欠けたような形をしている。このような場合でも、スペースデブリが回転していることが想定されるため、時間周波数解析を行う上ではスピンドップラーが存在すると仮定する。

デブリエコーを取り出してデブリの重心ドップラーをキャンセルし、WVD 処理を行った結果が既出の第 11 図である。SL-16 R/B の場合に比べると時間周波数変動が正弦的に変動していることがわかる。これは 2 章の理想的な点波源モデルに近い結果となった。また、曲線の内側に干渉項があることがわかる。参考までに SL-3 R/B の複素時系列信号の PWVD 処理結果を第 18 図に示す。

一般的に正弦的に変動している場合の一部分を調べればフィッティングにより全体を知ることが可能である。今回の例では振幅と変曲点両方が確認できたため、 ω_0 は 4.2.2 項にて述べたように、正弦関数によりフィッティングを行うことで決定することが可能である。自転角速度 ω_0 は 0.5 rad/s となり、振幅は 0.6 Hz となった。さらに、式 (11) を用いて、自転軸と散乱点との相対位置 $r(\theta)$ を算出したものを第 19 図に示す。第 19 図は第 11 図の縦軸のスケールを式 (11) を用いて変換したものである。 $\omega_0 = 0.5$ rad/s の場合では重心速度ドップラーの周辺に現れるスピンドップラーは 3.8 m 付近の領域に現れていることがわかる。したがってスペースデブリ SL-3 R/B が対称性を持つと想定すれば、大きさは 7.6 m 程度のものであると考えられる。

ここで今回観測した SL-3 R/B (Vostok) の形状について考察する。Vostok は全長 30 m、直径 3 m 程度の大きさ¹⁴⁾



第 17 図 SL-3 によるデブリエコー (Time = 0 は 2014 年 8 月 22 日 20 時 17 分 53 秒)

で、ブースター含め三段式ロケットである。スペースデブリとなる軌道投入される部分は分離部から球形タンクまでの上段ロケット部である。Vostok の打ち上げ時に軌道投入される上段部分の全長は約 8 m であり、本デブリがレンジ方向に対して垂直方向に近い回転軸を持つ、つまり、長手方向にあるものが MU レーダー側に向かって回転していることを仮定すると、今回の形状推定結果と合致する。

このスペースデブリの形状の推定結果に基づき、観測結果に関して再考する。上段ロケットではフェアリングを分離した場合、球形タンクの導体がむき出しになることがわかる。これによりこの球形導体部分が MU レーダーの方向を向いた場合に強いレーダーエコーが現れるものだと考えることができる。また、第 17 図のレーダーエコーからは散乱断面積変動が捉えられなかったため導体球からの散乱だと考えられる。第 11 図の WVD 処理結果では、導体球面が MU レーダー方向に現れた場合のみドップラーシフトが捉えられたため、途中で正弦波が途切れていると解釈することができる。

また、Migration 法 (解析条件 $\omega_0 = 0.5$ rad/s) を適応した結果を第 20 図に示す。楕円体よりも、むしろ円に近い形状が推定された。SL-16 R/B での結果を参考に、閾値を 0.66 とすると、直径 6 m 程度と推定され、SRDI 法との推定値 (7.6 m) の違いは 25% 程度となる。このように、SRDI 法および Migration 法を併用することが有効と考えられる。

第 18 図のパワースペクトル密度の軌跡からは、第 4 図のシミュレーションと同様に点波源であると予想されるが、デブリエコーの正弦波の振幅が十分でないためこのような円形が推定されたと考えられる。これは、2 章における式 (3) のパラメータ r を小さく取って、シミュレーションを行った際も同様の結果が得られることから裏付けられる。また、散乱断面積変動から形状推定を行う手法については、波長より十分に小さい対象を想定しているために、波長と近い大きさの SL-3 R/B には適用することは適当ではないと判断される。

5. 結 論

本研究では、大気観測用レーダーである MU レーダーを用いたスペースデブリの形状推定手法について検討した。2 章では実際に使用する MU レーダーの主要諸元を用いて、SRDI 法の理論の概説を行った。レーダー観測において自転

するスペースデブリから後方散乱される信号を点波源モデルを用いて表した。モデルから生成される信号に対し SRDI 法を適用することでスペースデブリの形状推定が可能であることを示した。3 章では、MU レーダーシステムによるスペースデブリの観測計画の立案とデータ取得方法を示した。4 章では、実際の観測データに対して適用可能な時間周波数解析手法を提案した。観測データの時間周波数解析結果が正弦的に変動している場合に、自転角速度 ω_0 は時間周波数解析結果から求めることが可能であり、そこから自転軸から散乱点との距離を読み取ることが可能であることを示した。スペースデブリの MU レーダによる観測データに今回提案する SRDI 法および Migration 法、さらに先行研究の散乱断面積変動法を適用し、形状推定結果を比較することで、SRDI 法、Migration 法の有効性を示した。

今後の課題としては、楕円体表面とレーダーの視線方向が交わる線の軌跡上に複数の点波源を設置し、回転軸なども加味した検討を行う予定である。また、連続表面で構成される場合の検討を行う予定である。

本研究は京大生存圏研究所 MU レーダー・赤道大気レーダー全国国際共同利用研究課題として採択されており、また、本研究の一部は JSPS 科研費 15K06600 の助成を受けたものです。スペースデブリの軌道計算プログラムは、京都大学大学院工学研究科電気工学専攻の増成一樹氏によるものです。また、査読者による真摯な議論と貴重な助言に深謝致します。

参 考 文 献

- 1) Kessler, D. J.: Collisional Cascading: The Limit of Population Growth in Low Earth Orbit, *Adv. Space Res.*, **11** (1991), pp. 63–66.
- 2) Eicher, P. and Rex, D.: Chain Reaction of Debris Generation by Collisions in Space—a Final Threat to Spaceflight? *Acta Astronautica*, **22** (1990), pp. 381–387.
- 3) Bradley, B. and Axelrad, P.: Lightcurve Inversion for Shape Estimation of GEO Objects from Space-Based Sensors, Paper S10-3, 24th International Symposium on Space Flight Dynamics, Laurel, Maryland, USA, May, 2014.
- 4) Lichter, M. D. and Dubowsky, S.: State Shape, and Parameter Estimation of Space Objects from Range Images, Proceedings of the 2004 IEEE International Conference on Robotics and Automation, New Orleans, USA, April–May, 2004, 10.1109/ROBOT.2004.1307513.
- 5) Chen, V., Li, F., Ho, S. and Wechsler, H.: Micro-Doppler Effect in Radar: Phenomenon, Model, and Simulation Study, *IEEE Trans. Aerospace Electronic Syst.*, **42**, 1 (2006), pp. 2–21.
- 6) Walker, J. L.: Range-Doppler Imaging of Rotating Objects, *IEEE Trans. Aerospace Electronic Syst.*, **AES-16**, 1 (1980), pp. 23–52.
- 7) Mehrholz, D., Leushacke, L., Flury, W., Jehn, R., Klinkrad, H. and Landgraf, M.: Detecting, Tracking and Imaging Space Debris, *ESA Bull.*, **109** (2002), pp. 128–134.
- 8) Sato, T.: Shape Estimation of Space Debris Using Single-Range Doppler Interferometry, *IEEE Trans. Geosci. Remote Sensing*, **37**, 2 (1999), pp. 1000–1005.
- 9) Sato, T., Kayama, H., Furusawa, A. and Kimura, I.: MU Radar Measurements of Orbital Debris, *J. Spacecraft Rockets*, **28**, 6 (1991), pp. 677–682.
- 10) Sato, T., Wakayama, T., Tanaka, T., Ikeda, K. and Kimura, I.: Shape of Space Debris as Estimated from Radar Cross Section Variations, *J. Spacecraft Rockets*, **31**, 4 (1994), pp. 665–670.
- 11) L. コーエン著, 吉川 昭, 佐藤後輔訳: 時間-周波数解析, 朝倉書店, 東京, 1998.
- 12) Milton, B. D. and Savit, C. H.: Introduction to Geophysical Prospecting, Fourth Ed., McGraw-Hill, New York, 1988, p. 867.
- 13) The Sea Launch User's Guide, Prepared and Distributed by Boeing Commercial Space Company, 2000, pp. 119–124, <http://microsat.sm.bmstu.ru/e-library/Launch/Zenit.pdf> (平成 26 年 11 月 1 日ダウンロード)
- 14) Model Rockets, <http://www.ninfinger.org> (平成 26 年 10 月 30 日ダウンロード)
- 15) Ruck, G. T. (ed.): Radar Cross Section Handbook, Vol. 1, Prentice Hall, New York, 1970, pp. 341–376.
- 16) Fukao, S., Sato, T., Tsuda, T., Kato, S., Wakasugi, K. and Makihira, T.: The MU Radar with an Active Phased Array System: 1, Antenna and Power Amplifiers, *Radio Sci.*, **20** (1985), pp. 1155–1168.
- 17) Fukao, S., Sato, T., Tsuda, T., Kato, S., Wakasugi, K. and Makihira, T.: The MU Radar with an Active Phased Array System: 2, In-house Equipment, *Radio Sci.*, **20** (1985), pp. 1169–1176.
- 18) Hassenpflug, G., Yamamoto, M., Luce, H. and Fukao, S.: Description and Demonstration of the New Middle and Upper Atmosphere Radar Imaging System: 1-D, 2-D, and 3-D Imaging of Troposphere and Stratosphere, *Radio Sci.*, **43**, RS2013 (2008), pp. 1–24, doi:10.1029/2006RS003603

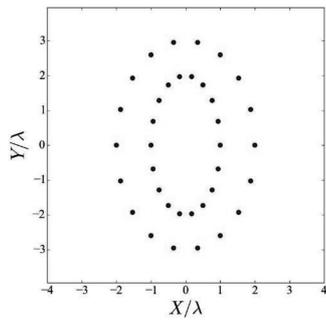
補遺 1 散乱断面積変動による形状推定手法¹⁰⁾

波長より対象物体の大きさが小さいレイリー領域における楕円導体球の散乱断面積変動モデルを利用し、MU レーダーの観測データに対してフィッティングを行うことで形状推定を行う手法である。MU レーダーから得られる観測データは相対値であるため校正を行う必要がある。校正の際は MU レーダーの設計諸元、および、過去に衛星観測等で得られた校正に利用できる観測データを基準に行う。さらにそこから得られた観測データに対してレーダー方程式を用いて散乱断面積変動を算出し、文献 10), 15) に紹介されているモデルを利用してフィッティングを行うことで、想定する回転楕円体形状とレーダー観測方向を推定する手法である。

補遺 2 複数の点波源からなる回転物体の形状推定

スペースデブリを点波源の集合とみなす際の形状推定について概説する。この近似が成立するのは、突起物やエッジなど、孤立散乱点からの寄与が卓越する場合である。点波源の集合と仮定した連続体物体から後方散乱される信号は単一の点波源による信号と比較して多くの時間周波数情報を持ち複雑な構造となる。しかし、そのような信号からでも SRDI 法によって形状推定できることを本補遺で示す。

観測対象のスペースデブリは中空の楕円形状に配置された点波源の集合であると仮定する。このとき、観測対象のスペースデブリは第 21 図のように複数の点波源を配置することで表現できる。長軸 2λ , 短軸 λ と長軸 3λ , 短軸 2λ のものと 2 段構造になる 2 次元の楕円板を想定する。以上の点波源の配置を考えた状態で、それぞれの点波源からの



第21図 複数の点波源の場合の配置

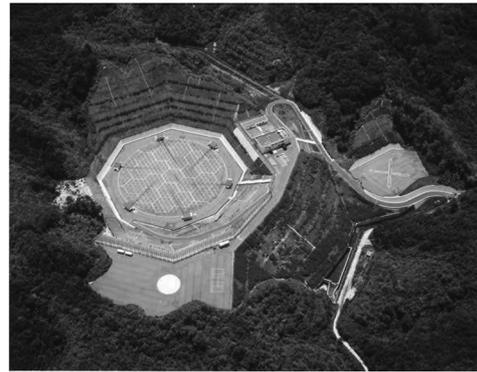
散乱波が式 (4) の役割を担うものだと考えると、生成される信号は以下の式 (12) で表すことができる。

$$s(t) = \sum_{i=1}^N E_i(t) \exp \left\{ -j \frac{4\pi}{\lambda} r_i \sin(\theta + \theta_i) \right\} \quad (12)$$

N は点波源の総数であり、それぞれの点波源に対し、初期位置 (r_i, θ_i) が与えられる。第21図の場合36個の点波源を仮定している。なお、今回は簡単のため、点波源それぞれが発する電界強度は最大値が1となるように規格化している。第21図に示される条件から式 (12) を用いて生成された複素時系列信号とその信号のSTFT処理結果を第22図に示す。第22図からわかる通り、複数の時間周波数変動が取り出されており、全体の傾向としては周期的に変動していることがわかる。さらに、第22図にMigration処理を行い形状推定を行った結果が第23図となる。第23図では、第21図の内側の楕円形状は読み取ることは難しいが、外側の楕円形状の概形は読み取ることができる。楕円の短径方向の点源がより強く再現されており、複数の時間周波数情報を持った複素時系列信号から2次元イメージングを行っている。

補遺3 MU レーダーシステムの概要

MU レーダーは京都大学生存圏研究所が滋賀県甲賀市信楽町に建設したVHF帯大型ドップラーレーダーであり、第



第24図 MU レーダー観測施設の鳥瞰写真

24図はMUレーダー観測施設の鳥瞰写真である。これは直径103mの円形の敷地に475本の直交3素子の八木・宇田アンテナを配列した、monostatic pulse radarと呼ばれるものである。中心周波数は46.5MHzであり、ピーク送信出力は1MWである。MUレーダーは主に中層および、超高層大気の観測を目的としているが、高度1000kmまでを観測領域として扱っているため、低軌道上のデブリが最も多い領域である高度800km付近も観測可能である。また、実際の観測施設ではホストコンピュータ1台のターミナル上で観測パラメーターの設定、観測実施、スケジューリング等が行える。MUレーダーはアクティブ・フェーズドアレー方式を採用しているため、各アンテナ素子の固体送受信機を電子的に位相制御し、ビーム方向をパルス繰り返し周期ごとに切り替えることが可能である¹⁶⁻¹⁸⁾。さらには、天頂角は最大30度までビーム方向を走査することが可能である。また、位相の切り替えにデジタル移相器を使用して約10μsという短時間で任意の方向にビームを向けることが可能である。その他にもアンテナを25群に分割し、それぞれを独立に信号を受信することが可能である。さらに、システム全体がレーダー制御器によってソフトウェア的に制御されており、各種観測パラメーターの設定を変更することにより、多種多様な観測に対応することが可能である。