

大型光学望遠鏡観測に基づく静止軌道
スペースデブリの物理特性に関する研究

北海道大学大学院理学院

宇宙理学専攻

惑星宇宙グループ

田沼 雄太

(指導教員 佐藤 光輝 教授)

要旨

スペースデブリとは、運用が終了した人工衛星、使用済みロケット、あるいは人工衛星や他のデブリとの衝突により発生した破片などを指す。その大きさは、1ミリメートル以下の微小なものから数メートルに及ぶ大型のものまで多岐にわたる。近年、スペースデブリは軌道の種類を問わず年々増加しており、運用中の人工衛星との衝突や地球上への落下のリスクが高まっている。そのため、デブリの回収技術の確立やロケットの再利用など、持続可能な宇宙開発が重要な課題となっている。

デブリの分光観測は世界的に広く行われており、*Jorgensen et al.* [2003] や *Seitzer et al.* [2012]、*Vananti et al.* [2017]は、宇宙船に使用される一般的な材料の反射率スペクトルのデータベースを構築するとともに、多数のデブリを観測し、地上実験で得られた宇宙機に使用されるさまざまな材料サンプルの反射率スペクトルと比較を行った。また、*Qiao et al.* [2024]は6機の静止軌道衛星に対し反射スペクトルの位相角依存性を調査した。その結果、静止軌道衛星の反射スペクトルは、位相角にほとんど依存せず、反射スペクトルに影響を与える主な要因は太陽電池や多層断熱材などの表面素材であることを示した。しかしながら、これらの先行研究においても、デブリの材質や表面特性に関する分光データは依然として十分に蓄積されておらず、包括的なデータベースの構築には至っていないのが現状である。

デブリの運動特性を知ることはデブリ回収技術の確立に大きく貢献する。*Shilha et al.* [2017]は地球周回軌道を周回する397個の宇宙物体のライトカーブを取得し、それら回転特性を調査した結果、観測した静止軌道デブリの約半数が回転していることを明らかにした。一方で、観測した地球低軌道デブリに関してはその70%が回転を伴わない安定した運動特性を持つことを示した。また、*Yanagisawa et al.* [2007]は低軌道デブリの光度の時間変化を示すライトカーブのみから、デブリの大まかな形状や回転軸方向、回転周期、歳差運動の周期などさまざまな運動特性の推定に成功している。しかし、*Shilha et al.* [2017]が示したように、静止軌道デブリの多くは回転しており、また、長期間宇宙空間に留まるため、複雑な運動を伴っている可能性がある。このようなデブリを将来的に回収する必要が生じると考えられるが、回転や歳差などデブリの複雑な運動特性に関しては未だ明らかになっていない。

本研究では、北海道大学が所有するピリカ望遠鏡に搭載された Multi-Spectral Imager (MSI) を用いて、気象観測衛星「ひまわり9号」と、SL-12 Rocket Bodyの第4段ステージに相当する「Block DM-2」の分光観測を実施した。Block DM-2はペイロードを静止軌道に送り込むためのステージであり、使用後はデブリとして地球周回軌道を回っている。ひまわり9号の反射率スペクトルは短波長域(450 nm付近)において反射率が低く平坦な特性を示し、長波長域(750-900 nm)にかけて反射率が増加する傾向を示した。これは先行研究で提供されたGaAs太陽電池サンプルの反射スペクトル[*Jacqueline*, 2018]および銀色でコーティングされた多層断熱材サンプルの反射スペクトル[*Vananti et al.*, 2017]の特徴と同一の傾向を示しており、太陽電池パドルと銀色の多層断熱材で覆われている構造のひまわり9号の表面特

性を反映していると考えられる。また、SL-12 R/B デブリの反射率スペクトルは短波長から長波長にかけて反射率が単調に増加する傾向だった。これは白色の塗装が宇宙曝露により変色したサンプルの反射スペクトルの特徴[Jorgensen et al., 2003]と一致している。

さらに、静止軌道デブリの回転軸を推定するために複数のデブリを撮像観測し、ライトカーブを取得した。観測対象は運用終了後にデブリ化したスピン安定方式の人工衛星 JCSAT-2、EUTELSAT 33A、さくら 2 号(CS-2a)、INTELSAT-603 である。これらのデブリは全て円筒形であり、各々で特徴的なライトカーブが得られた。このライトカーブを用いて Phase Dispersion Minimization(PDM)や Fast Fourier Transform を施して回転周期を算出した結果、JCSAT-2 の回転周期は 4.1-5.1 秒、EUTELSAT 33A は 3.5 秒、INTELSAT-603 は 10 秒、CS-2a は 0.7 秒(あるいは 1.4 秒)であった。

本研究では、JCSAT-2 のライトカーブに基づき、通信用アンテナの「明るい面」と「暗い面」の反射特性を仮定し、回転軸ベクトル(l, m, n)をシミュレーションした。その結果、観測時期(2024 年 4 月、9 月、11 月)ごとに回転軸ベクトルに差異が見られた。この差異は、JCSAT-2 が複雑な回転運動をしている可能性や、シミュレーションや観測データの制約に起因していると考えられる。特に、Phong 反射モデルのみを使用した解析では、実際のデブリ表面の多様な反射特性を十分に再現できない可能性が指摘された。また、観測データの時期的偏りや不足も結果に影響を与えている。今後は、さらなる観測データの収集や、より精密な反射モデル(例: Cook-Torrance モデル)を用いた解析を行い、回転軸ベクトルの推定精度を向上させる必要がある。

取得したライトカーブとシミュレーションによる回転軸の計算結果から、観測したデブリに関して、以下の運動特性を持っている可能性が示唆された。

- (1)円筒長軸に平行な回転軸周りの単純なスピン運動
- (2)円筒長軸に垂直な主回転軸および円筒長軸に平行な副回転軸を持つ運動

さらに、これらの運動に加えて、歳差運動を伴う複雑な運動が想定される。このため、将来的には、詳細なデブリ運動モデルを構築し、観測データと比較・検証を行うことが必要である。こうした課題を克服し、デブリの回転軸や運動特性を正確に把握できるようになれば、デブリ回収ミッションの設計や計画の精度を大幅に向上させることが出来るであろう。また、将来的にスペースデブリの衝突リスクを低減し、安全かつ持続可能な宇宙利用を実現するための重要な基盤を提供することにもつながる。

目次

第1章 はじめに	1
1.1 スペースデブリの概要	1
1.2 反射率スペクトル	4
1.3 デブリの回転特性	9
1.4 ライトカーブと周波数解析	13
1.5 研究目的	15
第2章 観測	16
2.1 ピリカ望遠鏡	16
2.2 MULTI-SPECTRAL IMAGER	17
2.3 位相角	19
2.4 観測手順	20
2.4.1 二行軌道要素形式 (Two Line Element : TLE)	20
2.4.2 TLEにおける軌道情報の可視化	21
2.4.3 分光撮像観測	22
2.4.4 ライトカーブ取得のための撮像観測	22
2.5 観測対象	23
2.5.1 ひまわり9号	23
2.5.2 SL-12 Rocket Body	24
2.5.3 JCSAT-2	26
2.5.4 EUTELSAT 33A	27
2.5.5 INTELSAT-603	28
2.5.6 さくら2号 (CS-2a)	29
第3章 解析	30
3.1 一次処理	30
3.2 開口測光	32
3.2 標準星を用いた大気補正と反射率スペクトル	33
3.3 矩形測光とライトカーブ	33
3.4 ライトカーブの重ね合わせ	35
3.5 周期解析	38
3.6 高速フーリエ変換 (FAST FOURIER TRANSFORM : FFT)	41
第4章 結果	43
4.1 相対測光	43

4.2	ライトカーブ	45
4.3	周期解析	52
第5章	考察.....	60
5.1	分光撮像観測に基づくデブリの表面特性	60
5.2	回転軸に関するシミュレーション	62
5.2.1	SDP4 (Simplified Deep Space Perturbations 4).....	63
5.2.2	座標系	70
5.2.3	Phong 反射モデル	73
5.2.4	シミュレーションの準備	75
5.2.5	シミュレーション	77
5.3	周期解析に基づくデブリの運動特性の推定.....	82
5.3.1	JCSAT-2.....	82
5.3.2	EUTELSAT 33A	86
5.3.3	INTELSAT-603	87
5.3.4	CS-2a.....	88
第6章	まとめと今後の展望	89
	謝辞.....	91
	参考文献.....	92

第1章 はじめに

1.1 スペースデブリの概要

スペースデブリ（以下、デブリ）は「宇宙ゴミ」と呼ばれる、地球を周回する人工物のうち、運用が終了した人工衛星や、人工衛星を運ぶためのロケット上段、衝突事故や衛星爆破実験(Anti-Satellite Test : ASAT) で生じた破片などを指し、それらの大きさは1ミリメートル以下の微小なものから数メートルに及ぶ大型のものまでさまざまである。地球軌道上を周回する運用中の人工衛星を含む物体の総数は、2016年以降の超小型衛星の打ち上げが急速に加速したことを受けて増加の一途を辿っている。また、2007年、中国が史上最大規模のFengyun-1C (風雲1号)のASATを行い、2009年にはデブリのCOSMOS 2251と当時運用中の人工衛星Iridium 33の衝突事故が発生、さらに、2021年11月15日にロシアがCOSMOS 1408に対するASAT実験を実施した。これにより、該当する期間に急激にデブリが増加し、観測可能な物体の数は20年前を比較して約2.5倍に上昇した(図1)。特に、地球低軌道(Low earth Orbit : LEO)における増加が著しく、その他の軌道でも緩やかな増加が見られる(図2)。

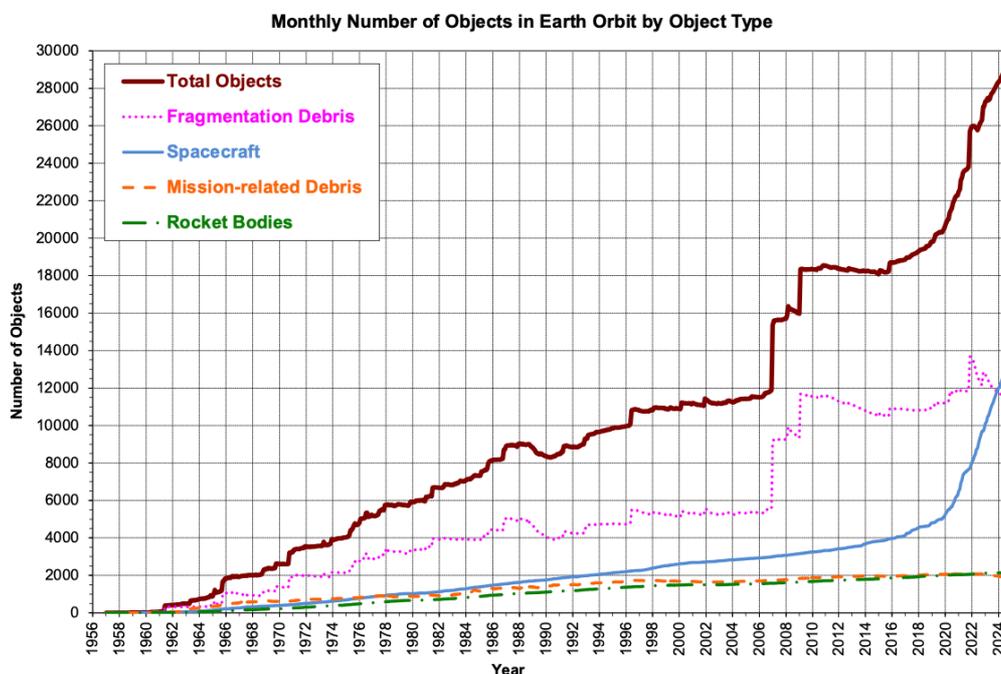


図1：地球軌道上の物体の種類別年間総数の推移
[NASA Orbital Quarterly News, Vol.28-Issue, 2024]

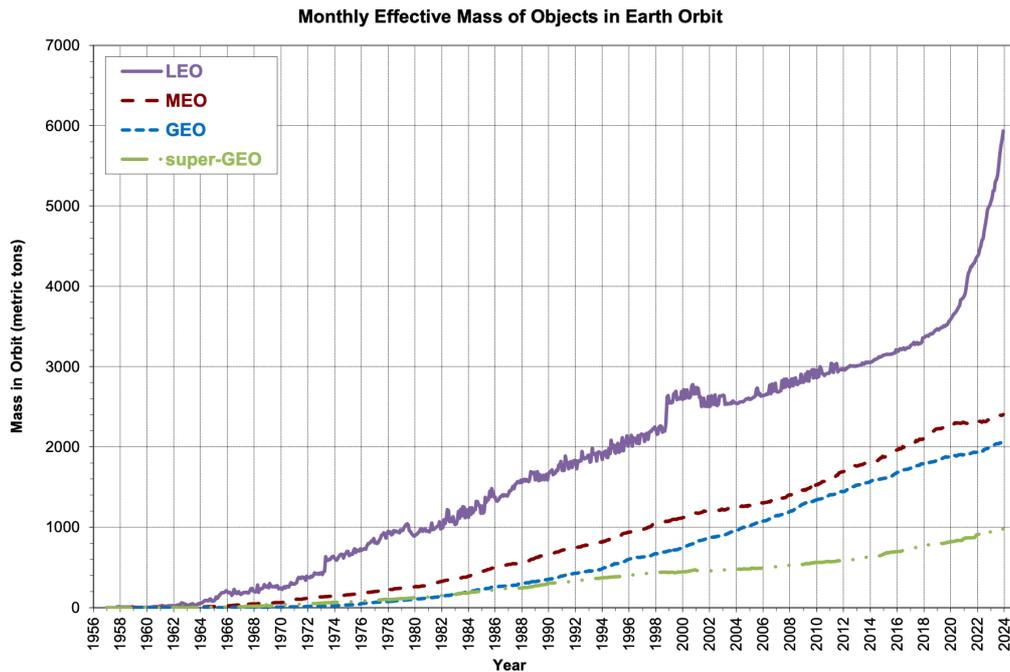


図 2：地球軌道別の物体の有効質量の推移。Low earth Orbit (LEO) は高度 2,000 km 以下、Geostationary Earth Orbit (GEO) は高度 36,500 km 近辺、Medium Earth Orbit (MEO) は LEO-GEO 間、super-GEO は GEO より上空の軌道。
[NASA Orbital Quarterly News, Vol.28-Issue 2, 2024]

デブリの増加は、運用中の人工衛星や、地球上への落下の危険性を高め、紛争や侵略、人類の社会活動、さらには今後の宇宙開発に大きな影響を与える可能性がある。United States Space Command(USSPACECOM)は、同盟国や自国の利益を守るため、宇宙空間を利用した紛争や侵略への対応を管轄する組織であり、1985 年から人工衛星のカタログ管理および地球軌道上の人工物の追跡・識別を行っている。USSPACECOM は 2002 年に United States Strategic Command(USSTRATCOM)に統合されたが、2019 年に再設置された。これらの人工物の軌道情報は space-track.org を通して取得・閲覧が可能である。

宇宙航空研究開発機構では、宇宙状況把握システム (Space Situational Awareness : SSA) を掲げており、デブリの観測、軌道情報のデータベース化、人工衛星との接近解析、大気圏突入予測など、多岐にわたる活動を展開している。これにより、デブリの人工衛星への衝突リスクや地球上への落下被害を防ぎ、宇宙飛行士や人類の安全を確保する役割を担っている。

さらに、デブリの増加を妨げるためにはロケットの再利用や積極的デブリ除去(Active Debris Removal : ADR)が必要不可欠である。図 3 は ADR の将来的な効果を示したものである。年間 1 個のデブリを回収する場合、ADR を全く実施しない場合と比較して、物体の数を約 80 %に抑制できることが示されている[Kawamoto et al., 2020]。

近年、日本では商業デブリ除去実証 (Commercial Removal of Debris Demonstration : CRD2)

が進められており、日本由来の大型デブリの除去に向けて取り組みが本格化している。CRD2のフェーズ1ではスペースデブリへの接近および周回観測を実施し、デブリの運動や損傷・劣化を確認するための映像を取得する。フェーズ2では実際にデブリ除去技術の軌道上実証を行う予定である(図4)。

これらの取り組みは、宇宙空間の安全性を確保し、持続可能な宇宙利用を推進するための重要な要素である。

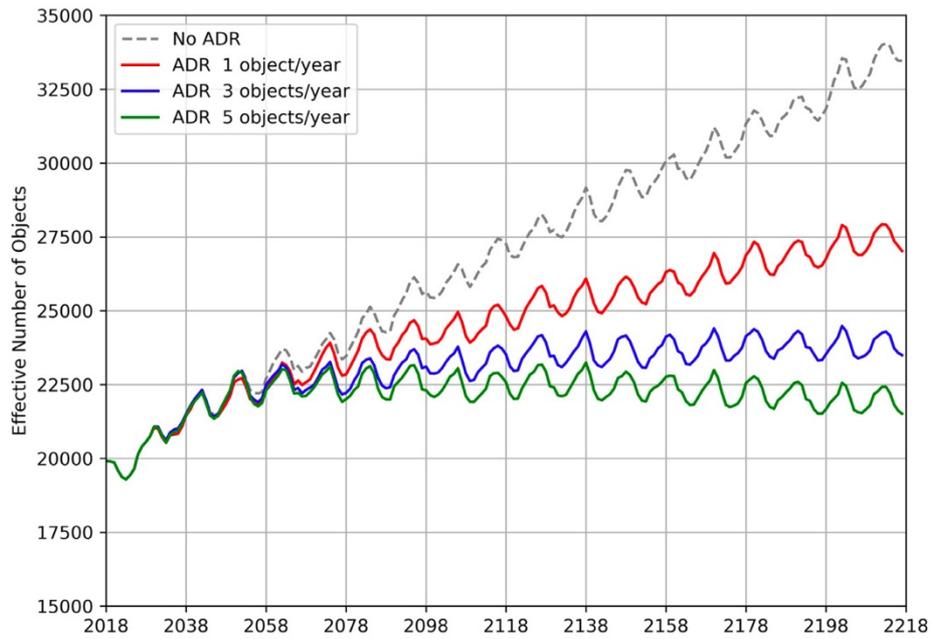


図 3 : ADR の将来的な効果[Kawamoto et al., 2020]

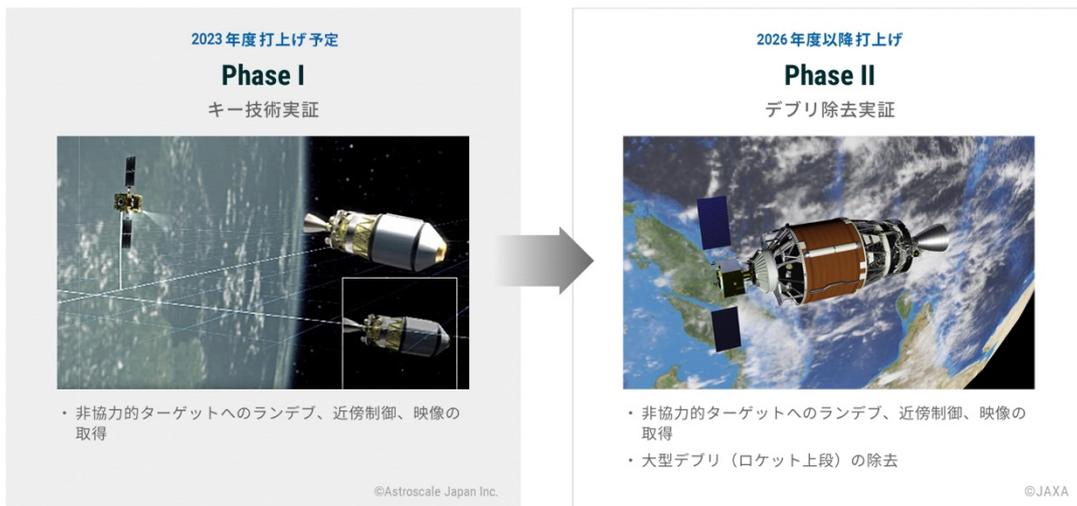


図 4 : CRD2 のプロジェクト内容[提供 : Astroscale JAPAN, JAXA]

1.2 反射率スペクトル

光学望遠鏡観測によるスペースデブリの反射率スペクトルの同定は、その表面の材質や表面の状態を反映しており、これまでに多くの研究が行われてきた [Vananti *et al.*, 2017; Seitzer *et al.*, 2012; Jorgensen *et al.*, 2003]。光学望遠鏡の観測データから得られた反射率スペクトルと実験室で観測された物質の反射率スペクトルを比較することで、間接的にデブリの表面物質・状態を推定することができる。

Jorgensen *et al.* [2003]は、アメリカ地質調査所 (United States Geological Survey : USGS) において宇宙船に使用される一般的な材料の反射率スペクトルデータベースを構築し、光学観測網 AMOS (Air Force Maui Optical Supercomputing) の口径 1.6 m 光学望遠鏡および分光器を用いて、LEO および GEO に存在するさまざまなロケットデブリ (Rocket Body : R/B) の分光観測を実施した。1965年に打ち上げられたロケットデブリの反射率スペクトルは長波長側で反射率が増加しており、白色塗料が金色に変色した実験室サンプルの反射率スペクトルと一致する (図 5)。

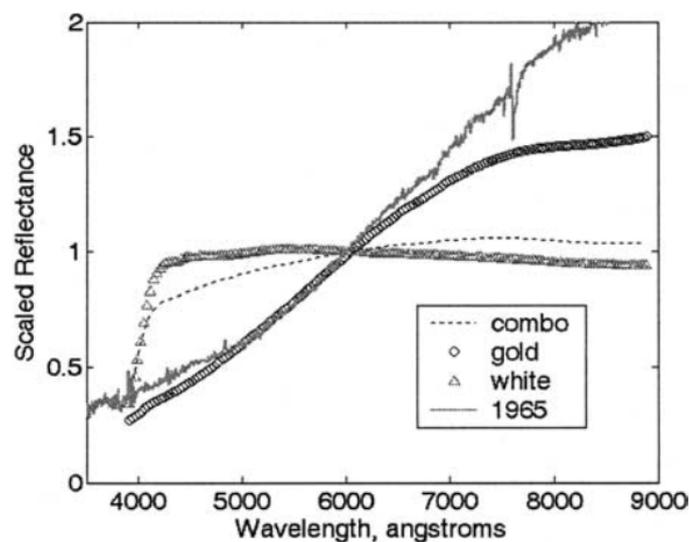


図 5 : 各材料とロケット本体 (1965 年打ち上げ) の反射率スペクトル。宇宙曝露によって白色から金色に変色した塗料を “gold”、宇宙環境でも白色を維持した塗料を “white”、90%の白色塗料と 10%の金色に変色した白色塗料を組み合わせたものを “combo” と表記 [Jorgensen *et al.*, 2003]

Vananti et al. [2017]は ESA Space Debris Telescope (ESASDT) と呼ばれる口径 1 m の光学望遠鏡と中心波長が 510 nm で 450-960 nm までの波長域を持つ分光器を使用して静止軌道デブリの分光観測を実施するとともに、人工衛星に使用されている多層断熱材 (Multi-Layer Insulation : MLI) や太陽電池の反射率スペクトルを実験室で計測し、それらを比較した。図 6 は物体 84980 および金色でコーティングされた MLI の反射率スペクトル、図 7 は物体 S95300 および銀色でコーティングされた MLI の反射率スペクトルである。そして図 8 は運用が終了した人工衛星 STTW-T2 の反射率スペクトルと太陽電池の反射率スペクトルである。STTW-T2 は円筒型の人工衛星であり、その表面は太陽電池で覆われている。

Vananti et al.[2017]は、観測したデブリや人工衛星の反射率スペクトルの特徴を基に、それらを大きく以下の三つのカテゴリーに分類した。

- (1) カテゴリーI：下に凸の単調増加型
- (2) カテゴリーII：上に凸の単調増加型
- (3) カテゴリーIII：短波長側で負の傾きを持ち、全体的に平坦な形

例えば“gold” MLI および物体 84980 はカテゴリーII、“silver” MLI および物体 S95300、さらに太陽電池および人工衛星 STTW-T2 はカテゴリーIII に分類される。

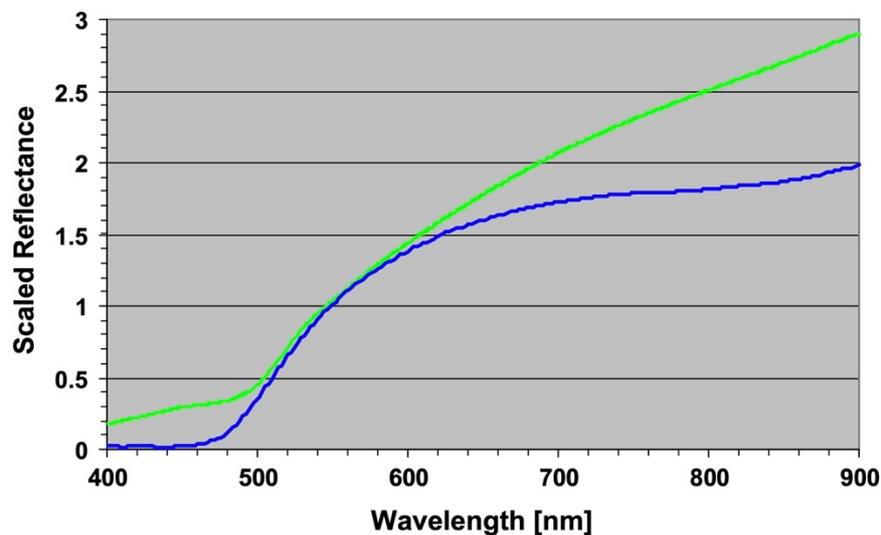


図 6 : “gold”MLI(青)と物体 84980(緑)の反射率スペクトル[*Vananti et al.*, 2017]

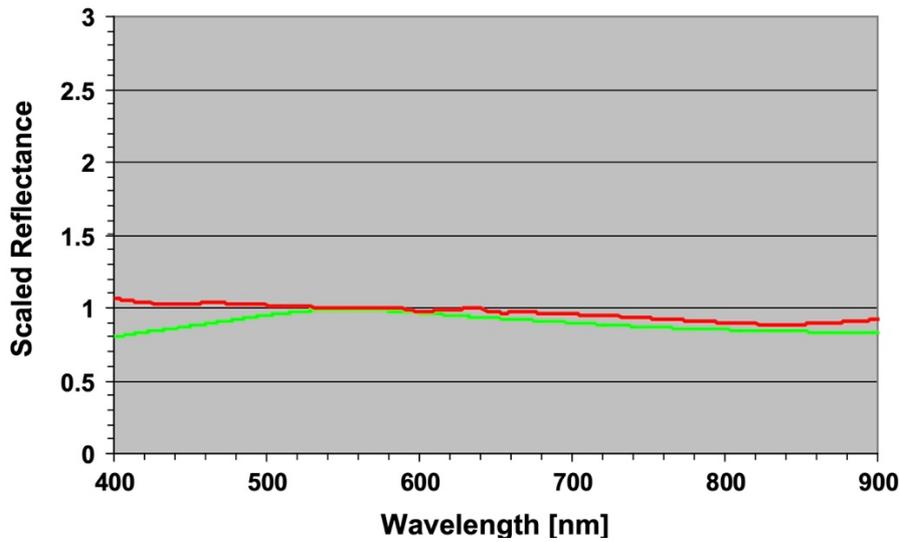


図 7 : “silver”MLI(赤)と物体 S95300(緑)の反射率スペクトル[Vananti et al., 2017]

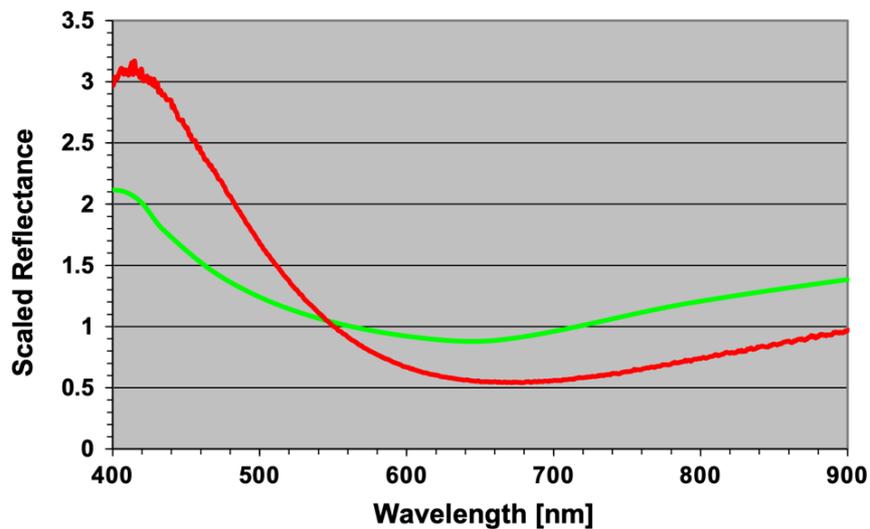


図 8 : STTW-T2(緑)と太陽電池(赤)の反射率スペクトル[Vananti et al., 2017]

次に、筆者らは観測対象物の色指数を調査した。色指数は、デブリや人工衛星の色特性を定量的に評価する指標である。例えば、B-V 色指数は青色(Blue)フィルターと可視光(Visual)フィルターで測定された等級の差を表す。この値が小さい場合、物体は青く見える傾向があり、大きい場合には赤く見える傾向がある。

観測した物体のうち、高い AMR(Area-to-Mass Ratio)を持つデブリに対して B-V と R-I の色指数を抽出した結果、図 9 のように、三つのカテゴリーが明瞭に現れることが示された。AMR はある物体の単位質量あたりの面積を表し、高い AMR の値とは $0.5 \text{ m}^2/\text{kg}$ 以上を指す。

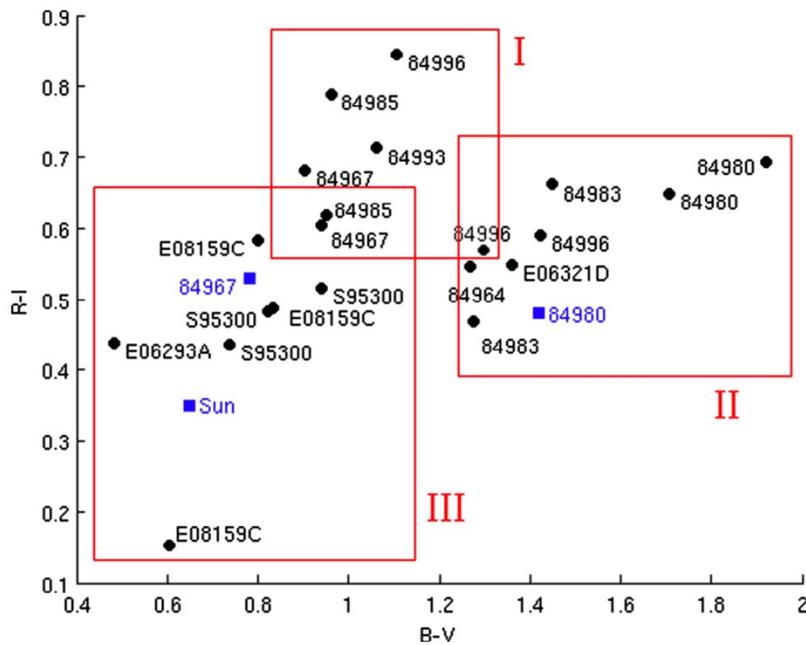


図 9：横軸に B-V 色指数、縦軸に R-I 色指数をとり、高い AMR 値 ($>0.5 \text{ m}^2/\text{kg}$) を持つ物体の色指数を示した散布図。各データポイントは観測対象を表し、赤枠はスペクトル特性に基づいて分類したカテゴリーを示す。青い四角は太陽を示し、デブリや人工衛星との比較の基準として使用されている [Vananti et al., 2017]

Qiao et al.[2024]は、太陽-衛星-観測者のなす角（位相角）が、静止軌道衛星の反射スペクトルに与える影響に関する研究を行った。中国の紫金山天文台に設置された口径 80 cm 光学望遠鏡を用いて、6 機の三軸安定型の静止軌道衛星を約 10 か月間観測し、反射スペクトルを取得した。観測データには、分光スペクトルの抽出、大気消光の補正、平滑化処理を施された。図 10-11 は 2023 年 4 月 9 日と 2023 年 5 月 27 日に観測された静止軌道衛星 SES 8 および SES 12 の観測結果で、位相角の変化が反射スペクトルの傾向にほとんど影響を与えないことがわかる。これは、観測中に太陽光が照射される衛星表面の素材が大きく変化しないことを示している。これらの要因はスペクトルの強度には影響を与えるものの、スペクトル傾向そのものにはほとんど影響を与えないことが分かった。

Qiao et al.[2024]が観測した 6 つの衛星のうち、MEASAT 3D 以外のターゲットについては、異なる日付で同じような位相角の条件下で観測しても、反射スペクトルの傾向はほぼ一致していた。一方で、図 12 に示すように、MEASAT 3D に関しては、同一の位相角条件であっても、観測日が異なる場合には反射スペクトルの傾向が一致しなかった。この理由は、MEASAT 3D の主な反射モードが観測日によって異なっていたためである。具体的には、4 月 9 日には拡散反射が支配的であったのに対し、5 月 27 日には鏡面反射が支配的であったことが、反射スペクトルの傾向の違いを引き起こした。

この研究では、GEO 衛星の反射スペクトルが位相角や太陽赤緯の影響をほとんど受けないことが確認された。一方、MEASAT 3D では観測日によって拡散反射と鏡面反射が切り替

わることが観測され、これがスペクトルの違いを生じさせる主な要因であることがわかった。

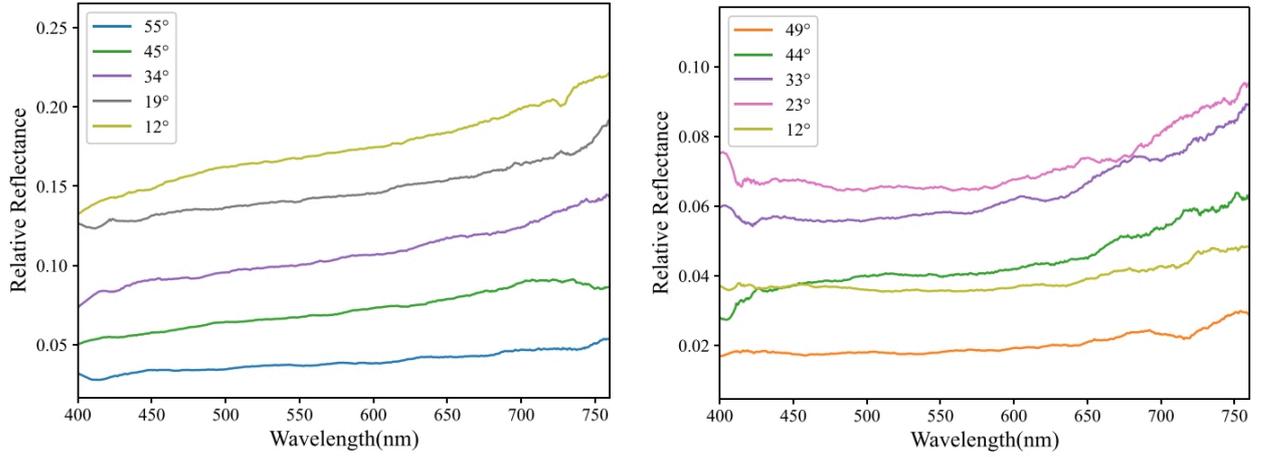


図 10：異なる位相角で観測したときの SES 8 の反射スペクトル(左:2023/04/09 観測、右:2023/05/27 観測) [Qiao et al., 2024]

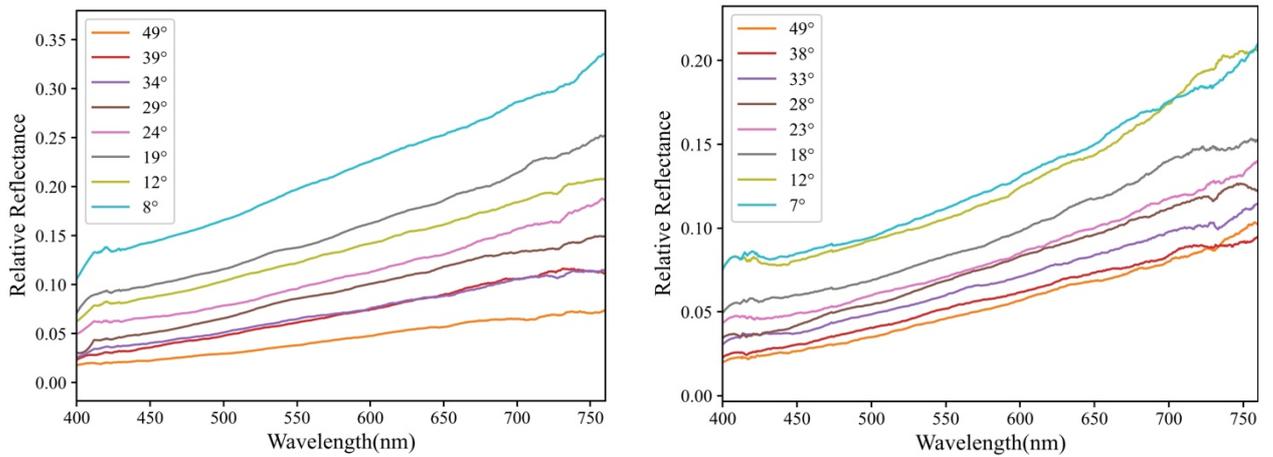


図 11：異なる位相角で観測したときの SES 12 の反射スペクトル(左:2023/04/09 観測、右:2023/05/27 観測) [Qiao et al., 2024]

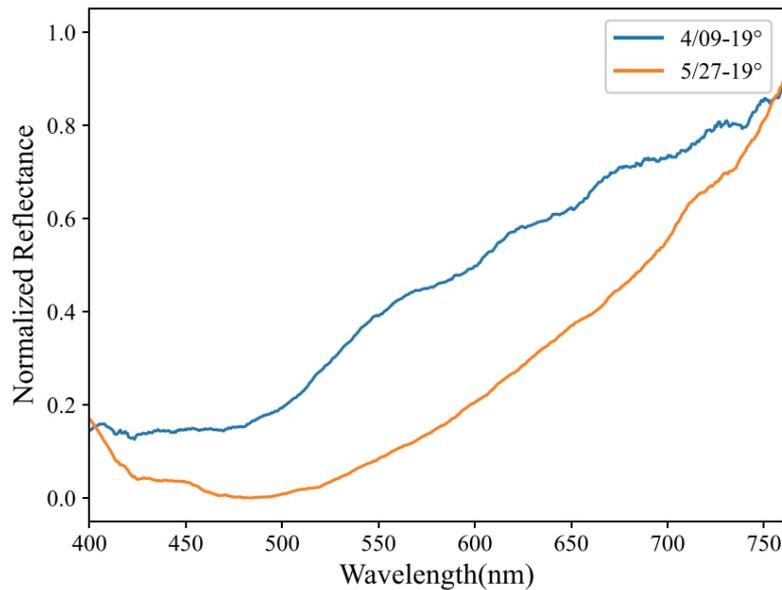


図 12：異なる観測日において、同一の位相角で取得された MEASAT 3D の反射スペクトル [Qiao et al., 2024]

1.3 デブリの回転特性

スペースデブリの回転周期や回転軸の方向に関する研究は ADR の実施や、CRD2 のフェーズ 2 の目標であるデブリ捕獲ミッションにおいて重要である。Shilha et al.[2017]は 2007 年から 2016 年にかけてベルン大学天文研究所(Astronomical Institute of the University of Bern: AIUB)が有す口径 1 m の ZIMLAT 光学望遠鏡で取得した約 400 個の物体に対して光度曲線を取得し、軌道ごとに回転特性を分類した(表 1)。また、軌道別の回転特性の割合を図 13 に示す。ここで、“Stable”は光度曲線に対象物の回転と関連するパターンが全く見られない物体を指し、“Slow”は支配的なパターンが存在するものの、繰り返しが確認できない物体を指す。また、“Rotator”は周期的なパターンの光度曲線を持つ物体を指す。

高度約 2,000 km 以下の地球低軌道(Low Earth Orbit : LEO)では”Stable”の物体が 70 %を占めている。また、軌道周期が約 11.25 時間、赤道に対する軌道傾斜角が 64° から 67° の間で定義される GLONASS(Global Navigation Satellite System)軌道と離心率が 0.2 を超える高離心率軌道(High Eccentric Orbit : HEO)、高度 36,500 km の静止軌道(Geostationary Earth Orbit : GEO)および前述した三つの軌道に属さない軌道(Other)では、“Rotator”に分類される物体が各軌道で観測された物体の半数を超えている。

図 14 は、観測した GEO/Other 軌道上における物体の種類および回転特性ごとの物体数の相対的な割合を示しており、“P/L”は非稼働かつ姿勢制御されていないペイロード、“R/B”は使用済みロケットデブリ、“DIS+DEB”は ESA による GEO の研究[Schildknecht et al., 2005; Shilha et al., 2017]などで発見された、起源不明の新発見物体または破片デブリであ

る。"P/L"、"R/B"、"DIS+DEB"の全てで"Slow"または"Rotator"が支配的であり、"R/B"では"Stable"に分類される物体はわずかであった。

表 1 : 2007 年から 2016 年に AIUB が観測した物体の、軌道の種類ごとに分類された回転特性別の物体数[Shilha et al., 2017]

	Stable	[%]	Slow	[%]	Rotator	[%]	Total
LEO	133	70.4	50	26.5	6	3.2	189
HEO	0	0	3	13.6	19	86.4	22
GLONASS	8	12.9	8	12.9	46	74.2	62
GEO/Other	17	13.7	43	34.7	64	51.6	124
Total	158	–	104	–	135	–	397

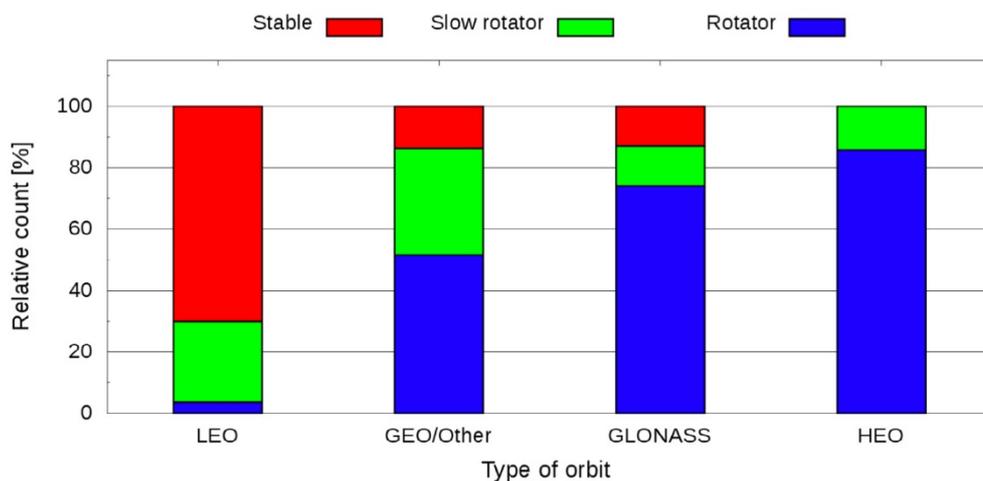


図 13 : 2007 年から 2016 年に AIUB で観測された物体に関する軌道別の回転特性の割合 [Shilha et al., 2017]

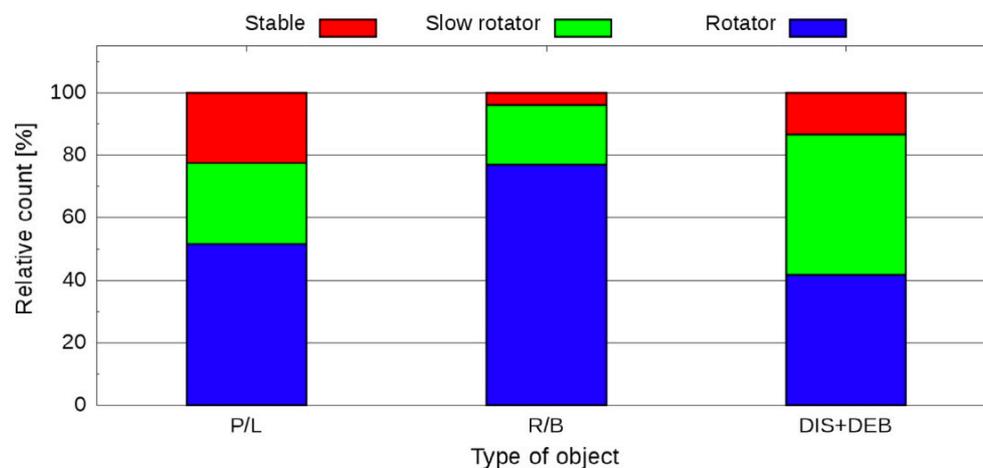


図 14 : 2007 年から 2016 年の間に AIUB が観測した GEO/Other 軌道上の物体について、物体の種類と回転特性に基づく相対的な物体数の分布。 [Shilha et al., 2017]

Yanagisawa and Kurosaki(2012)は低軌道デブリ Cosmos 2082 Rocket Body について、口径 35 cm のシュミットカセグレン望遠鏡と CCD カメラを使用し、異なる位相角でライトカーブを取得(図 15)した。さまざまな位相角や位置関係でデブリの光度の振幅を観測することにより、三軸不等楕円体を仮定した時の軸比、天球上での回転軸の方向、構成物質に関するパラメータ、歳差運動に関するパラメータを推定できることを示した。

式(1.3.1)はデブリと観測者の位置から導出される光度振幅比(最大光度/最小光度)である。

$$A = \frac{a\sqrt{b^2 \cos^2 \theta + c^2 \sin^2 \theta}}{b\sqrt{a^2 \cos^2 \theta + c^2 \sin^2 \theta}} \quad (1.3.1)$$

ここで、 A は光度の振幅比、 $a:b:c$ は三軸不等楕円体の軸比($a \geq b \geq c$)、 θ はデブリの回転軸と観測者の視線がなす角である。また、位相角の影響を考慮した光度の振幅比は、デブリの構成物質に関するパラメータ M 、太陽-デブリ-観測者のなす角 (位相角) α を用いて式 (1.3.2)で表される[Zappala et al., 1990]。

$$A_{real} = (1 + M\alpha)A \quad (1.3.2)$$

天球座標系におけるデブリの回転軸ベクトルおよび観測者の視線の単位ベクトルをそれぞれ (l, m, n) 、 (x, y, z) とすれば、式(1.3.2)は式(1.3.3)のように変形できる。ただし、 $a = 1$ 、 $c \leq b \leq 1$ であることを用いた。

$$A = (1 + M\alpha) \frac{\sqrt{c^2 + (b^2 - c^2)(lx + my + nz)^2}}{b\sqrt{c^2 + (1 - c^2)(lx + my + nz)^2}} \quad (1.3.3)$$

各パラメータの導出には、4つのパスで観測されたライトカーブからランダムに選ばれた 17 点のデータと光度振幅比の計算式(1.3.3)、および最小二乗法の計算式(1.3.4)を用いた。

$$Error = \sum_{i=1}^{17} (A_{obs_i} - A_i)^2 \quad (1.3.4)$$

図 16 および図 17 はそれぞれ最小二乗法による回転軸の方向の誤差分布と軸比 b, c の誤差分布である。誤差が最小となる回転軸の赤経、赤緯および軸比は以下の通りであった。

$$R.A = 305.8^{+37.0}_{-37.1}, DEC. = 2.6^{+24.8}_{-24.1}$$

$$b = 0.18^{+0.61}_{-0.06}, c = 0.18^{+0.19}_{-0.14}$$

また、誤差の値が最小の時の定数 M の値は

$$M = 0.05^{+0.018}_{-0.017}$$

であった。

Yanagisawa and Kurosaki (2012)はさらに、短軸周りの主軸回転の他に歳差運動を考慮した解析を行った結果、誤差が約 60-75%軽減された。また、三軸不等楕円体モデルを実際のロケットデブリの形状に近い円筒形モデルに変更した結果、各パラメータの誤差がさらに 35%程度軽減された。

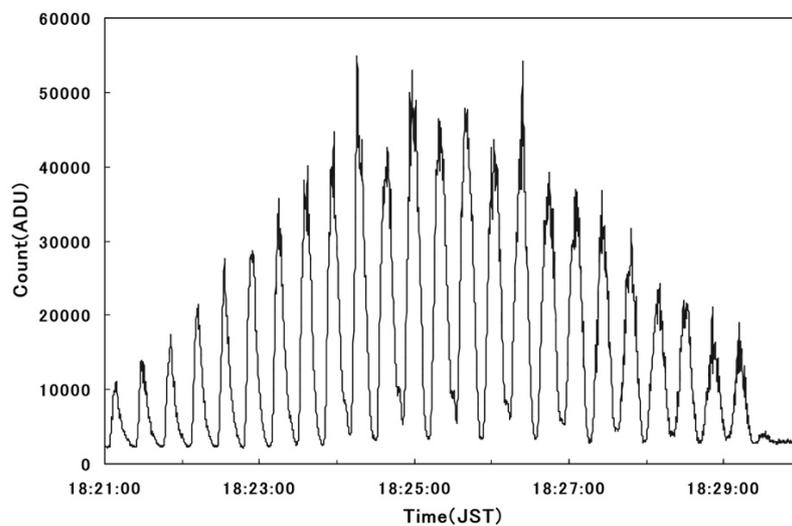


図 15 : 2004 年 1 月 8 日に取得された Cosmos 2082 Rocket Body のライトカーブ
[Yanagisawa and Kurosaki, 2012]

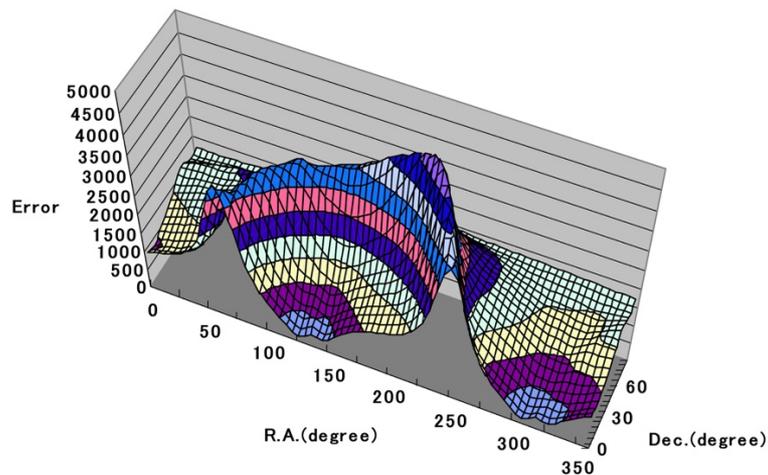


図 16 : Cosmos 2082 Rocket Body の回転軸方向を天球上に投影した際の最小二乗法における誤差値分布 [Yanagisawa and Kurosaki, 2012]

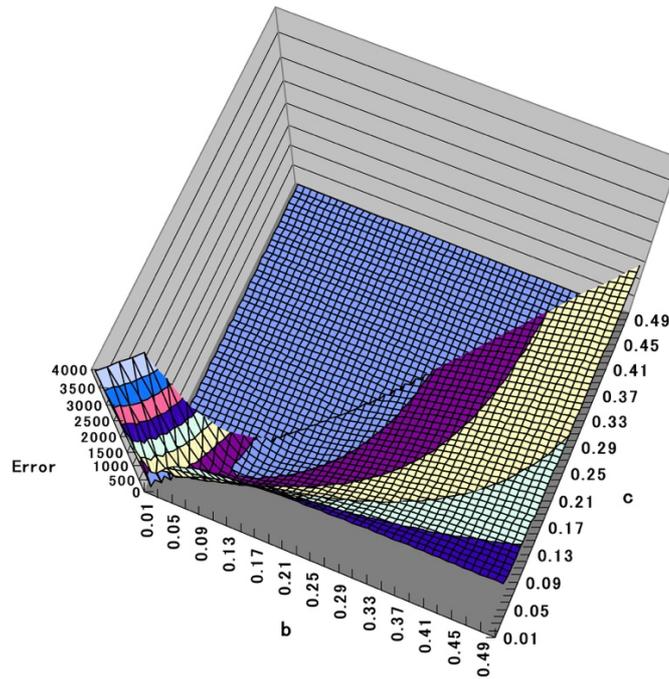


図 17 : 軸比**b**および**c**の値に対する最小二乗法における誤差値分布
 [Yanagisawa and Kurosaki, 2012]

1.4 ライトカーブと周波数解析

デブリ観測におけるライトカーブとは、デブリが反射する太陽光の光度変化を時間軸で表したもので、デブリの回転周期や形状の推定に適している。周波数解析には高速フーリエ変換 (FFT) やウェーブレット解析、周期解析には Phase Dispersion Minimization (PDM) などが頻繁に用いられる。

Kurosaki *et al.*[2009]は、入笠山光学観測所にある 35 cm 光学望遠鏡を用いて、静止軌道のさまざまなデブリに関して光学観測を実施した。図 18 は、2002 年に運用が終了した日本の通信衛星 JCSAT-2 を撮像した様子である。恒星追尾を利用してデブリを軌跡として撮像し、ライトカーブを抽出したのちに FFT による周波数解析を行った (図 19)。ライトカーブからは、JCSAT-2 の反射光度が観測時間全体にわたり周期的に増減を繰り返していることが確認された。このライトカーブに含まれる主な周波数は FFT によって、0.27 Hz, 0.54 Hz, 0.80 Hz, 1.07 Hz であることが示された。複数の周波数が出現した原因として、基本周波数 0.27 Hz の整数倍の成分が現れる FFT の計算特性が考えられる。また、JCSAT-2 が基本周波数で軸回転する一方で、高調波に基づくタンブリング運動をしている可能性も示唆される。

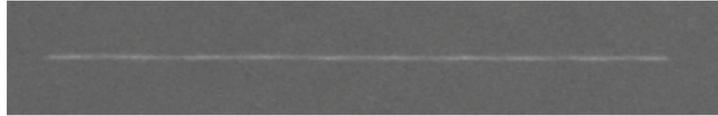


図 18 : (左) JCSAT2 の外観[GUNTER'S SPACE PAGE]と(右)撮像の様子[Kurosaki et al., 2009]

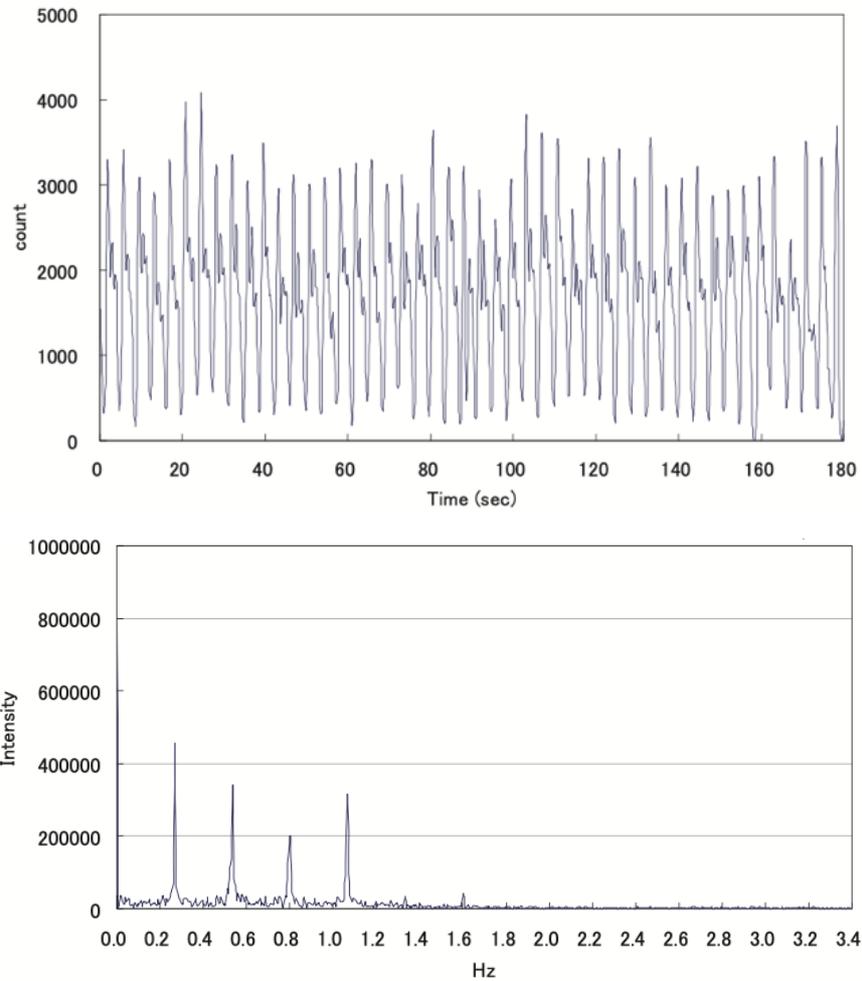


図 19 : (上) 運用が終了した通信衛星 JCSAT2 のライトカーブと (下) FFT の結果[Kurosaki et al., 2009]

1.5 研究目的

本研究の最終的な目的は、SSA の向上と、ADR および CRD2 プロジェクトに貢献し、デブリの除去によって持続可能な宇宙環境利用を実現することである。これらを達成するためには、地球を周回するスペースデブリの表面組成、色、劣化状況、回転周期、回転軸の方向といった基礎的な情報を明らかにし、衝突リスクの低減や除去可能性の評価につながる信頼性の高いデータの蓄積が不可欠である。

現在、地球を周回するスペースデブリの数は急増しており、その全容の把握が困難な状況にある。1.2 節で紹介した *Vananti et al. [2017]* や *Seitzer et al. [2012]*、*Jorgensen et al. [2003]* などの先行研究で示したように、分光データに関しては一定程度蓄積されているものの、さらなる詳細なデータの収集と分析が求められている。特に、静止軌道デブリに対する分光観測は、表面組成や劣化状況を解明し、デブリの衝突リスク評価や除去技術の設計において重要な役割を果たす。劣化により構造が脆弱化したデブリは、衝撃時に破片を生成しやすく軌道上の混雑を悪化させるほか、除去装置での接触時に予期せぬ分解が発生する可能性がある。このような情報を事前に把握することで、安全かつ効果的な除去装置の設計やデブリ管理の効率化が可能となる。

Kurosaki et al. [2012] では、低軌道デブリの回転軸方向が解析され、その運動特性に関する詳細なデータが得られている。また、*Shilha et al. [2017]* の研究によれば、静止軌道デブリの多くは回転しており、さらに長期間にわたり宇宙空間に留まることで、複雑な運動が生じる可能性がある。このようなデブリの回収が将来的に必要なと考えられる一方で、複雑な運動を伴うデブリの回転軸に関する詳細な情報は十分に得られていない。

本研究では、北海道大学大学院理学研究院が所有するピリカ望遠鏡と観測装置を用いて、いくつかの静止軌道デブリを対象に観測を実施した。本研究は、大きく二つの部分に分けられる。一つは、分光撮像観測を行い、静止軌道衛星やデブリの反射率スペクトルを取得することで、表面組成や劣化状況などの表面特性を解析するものである。また、先行研究で得られた実験室データとの比較を通じて、デブリの材質特性や宇宙曝露による劣化の影響を考察する。もう一つは、撮像観測によって取得したライトカーブと Phong 反射モデルを用いたシミュレーションを活用し、デブリの回転軸や運動特性を推定するものである。これにより、スピン安定方式の人工衛星が運用終了後にどのような運動特性へと変化するのかを考察する。

第2章 観測

2.1 ピリカ望遠鏡

ピリカ望遠鏡は北海道大学大学院理学研究院・附属天文台が所有する、主鏡口径 1.6 m の光学望遠鏡であり、札幌市から北北東に約 220 km の名寄市に位置している。2010 年 3 月に完成したピリカ望遠鏡は、これまで太陽系内の惑星を中心に観測が行ってきたが、デブリの追尾も可能である。図 20 はピリカ望遠鏡の外観写真を示し、表 2 はピリカ望遠鏡の仕様を示す。

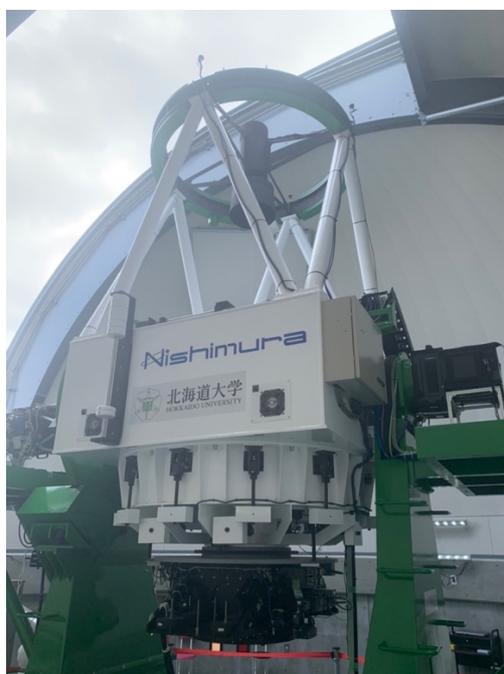


図 20 : ピリカ望遠鏡の外観

表 2：ピリカ望遠鏡の仕様

全体光学系	
位置	44°22' N, 142°28' E
標高	151 m
形式	リッチークレチアン
焦点	カセグレン
架台	経緯台
主鏡	
-有効径	1600 mm
-合成焦点距離	19237.7 mm(F/12.0)

2.2 Multi-Spectral Imager

ピリカ望遠鏡のカセグレン焦点には Multi-Spectral Imager (MSI) と呼ばれる、北海道大学大学院理学研究院惑星宇宙グループによって開発された可視分光撮像装置[Watanabe et al., 2012]が搭載されている(図 21)。MSI は電子増倍型 CCD (Electron Multiplying CCD: EMCCD) カメラと二つの液晶可変フィルター (Liquid Crystal Tunable Filter : LCTF) を搭載し、可視ユニット VIS (Varispec VIS-10-HC-20) では 400-720 nm、近赤外ユニット SNIR (Varispec SNIR-10-HC-20) では 650-1100 nm の波長域で任意の中心波長を指定した撮像が可能である。各ユニットの透過を図 22 に示す。デブリの表面物質の推定にはこの LCTF を使用して多波長撮像を行った。一方で、周期解析に用いるライトカーブの取得では、単純にデブリの反射光度のみに着目するため、LCTF を使用せずにパングロマチックな撮像を実行した。MSI の仕様を表 3 に示す。



図 21：MSI の外観

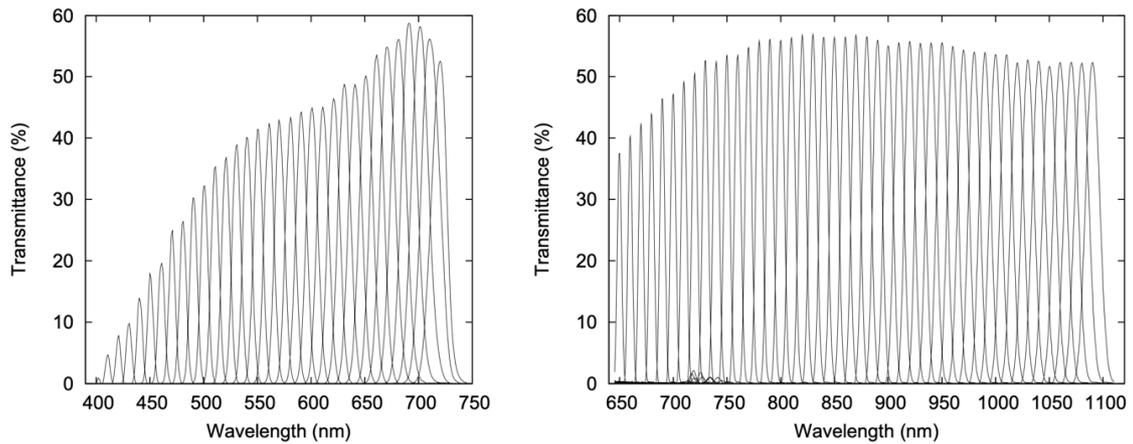


図 22 : LCTF の VIS ユニット (左) および SNIR ユニット (右) の透過率曲線
[Watanabe et al., 2012]

表 3 : MSI の仕様

波長域	360–1050 nm
視野	
-通常撮像モード	3.3' × 3.3'(0.389 arcsec pixel ⁻¹)
フィルター	
-LCTF	CRi Varispec VIS-10: 400–720nm, Δλ ~ 10nm(@650nm), CRi Varispec SNIR-10: 650–1100nm, Δλ ~ 10nm(@900nm)
-狭帯域フィルター	360, 365, 370, 380, 390 nm (Δλ = 10 nm), Hα (Δλ = 1 nm)
-広帯域フィルター	Johnson-Cousins <i>U, B, V, R, I</i>
CCD カメラ	Hamamatsu Photonics C9100-13 (e2v CCD97 背面照射型電子増倍 CCD)
センサーサイズ	512×512 pixel(Pixel size: 16×16μm)
読み出し形式	EMCCD モード, 通常 CCD モード
ピクセルクロックレート	11 MHz (EMCCD モードのみ), 0.69 MHz, 2.75 MHz
最大フレームレート (フルフレーム時)	31.9 frames s ⁻¹ (EMCCD モード時), 2 frames s ⁻¹ (通常 CCD モード時)
最小露光時間 (フルフレーム時)	0.031 s (EMCCD モード時), 0.488 s (通常 CCD モード時)
CCD 冷却方式・温度	空冷 (ペルチェ素子) ・ -65°C
外形サイズ	500 (W) × 450 (D) × 280 (H) mm (筐体のみ) 995 (W) × 464 (D) × 333 (H) mm (カメラと電子部品含む)
重量	50 kg

2.3 位相角

位相角 (Phase Angle) は太陽、観測対象 (デブリ)、および観測者の間に形成される角度 (図 23) を指し、光学観測で重要なパラメータである。この角度はデブリの見かけの明るさや反射特性を解析する上で不可欠であり、式(2.3.1)で定義される[Schmunk, 2011]。ここで、 α は位相角、 \vec{r}_{obs_deb} は観測者から見たデブリのベクトル、 \vec{r}_{sun_deb} はデブリから見た太陽のベクトルを表す。

$$\alpha = \cos^{-1} \left(\frac{\vec{r}_{obs_deb} \cdot \vec{r}_{sun_deb}}{|\vec{r}_{obs_deb}| \cdot |\vec{r}_{sun_deb}|} \right) \quad (2.3.1)$$

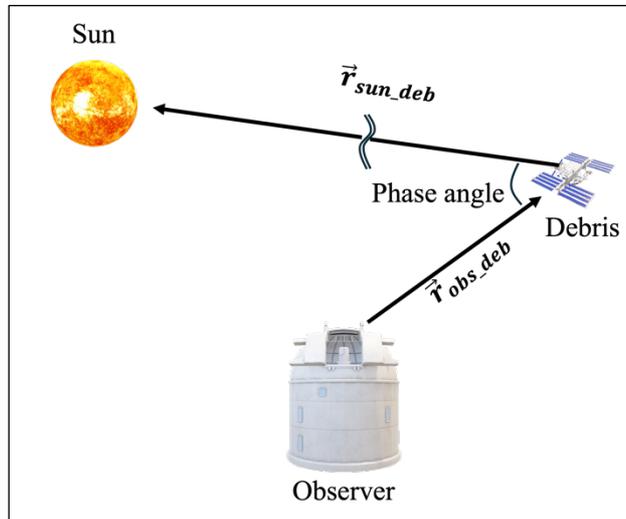


図 23 : 太陽、地球、デブリの位置関係と位相角

2.4 観測手順

2.4.1 二行軌道要素形式 (Two Line Element : TLE)

二行軌道要素形式 (図 24) は、人工衛星やデブリの軌道を定義する標準的な形式であり、軌道に関する基本的な要素 (表 4, 5) が含まれている。これらのデータは、Space-Track.org から取得できる。Space-Track.org はアメリカ空軍が管理する公式なデータベースであり、最新かつ正確な軌道情報を提供している。

TLE は、地上の観測データやレーダー追跡データを基に計算され、人工衛星やデブリの位置と速度を記録したデータ形式である。これにより、軌道力学のモデルを使用して効率的に軌道を定義することが可能となる。さらに、TLE は NORAD (北米航空宇宙防衛司令部) によって開発された SGP4 (Simplified General Perturbations Version 4) アルゴリズムを用いて、特定の時刻における位置や速度を予測するための基礎データとして利用されている。

ペリカ望遠鏡では TLE のデータファイルを用いた追尾が可能であり、恒星や惑星のみならず、人工衛星やデブリの追尾も可能である。

```
1 20402U 90001B 24272.36740712 -.00000251 00000-0 00000-0 0 9994
2 20402 15.4879 16.1757 0055306 307.2766 339.6094 0.98540587109157
```

図 24 : TLE データの例 (JCSAT2)

表 4 : TLE データ各要素の詳細 (1 行目)

Line1	
桁	説明
01	行番号
03-07	衛星カタログ番号
08	秘密区分 (U は Unclassified, 公開されているものはすべて U)
10-11	国際識別番号 (打ち上げ年の下二桁)
12-14	国際識別番号 (打ち上げ年における打ち上げ数)
15-17	国際識別番号 (一回の打ち上げで生じた分離部の分類, A,B,..., AA,AB,...,AAA,AAB,...)
19-32	元期
34-43	平均運動の 1 次微分値
45-52	平均運動の 2 次微分値
54-61	大気抵抗係数項
63	軌道計算モデル (0 は SGP4/SDP4 を示す)
65-68	要素項
69	チェックサム (行のすべての数字を足し合わせ、それらを 10 で割った余り、文字と空白、プラス記号はカウントせず、マイナス記号のみ 1 をカウント)

表 5 : TLE データ各要素の詳細(2 行目)

Line2

桁	説明
01	行番号
03-07	衛星カタログ番号
09-16	軌道傾斜角
18-25	昇交点赤経
27-33	離心率(小数点以下を表示)
35-42	近地点引数
44-51	平均近点離角
53-63	平均運動(回/日)
64-68	元期での周回数(回)
69	チェックサム(行のすべての数字を足し合わせ、それらを10で割った余り、文字と空白、プラス記号はカウントせず、マイナス記号のみ1をカウント)

2.4.2 TLE における軌道情報の可視化

Gpredict (<https://oz9aec.dk/gpredict/>) は、前述した TLE を入力することで、特定の観測地点における人工衛星やデブリの可視性を計算可能なソフトウェアである。本研究では、観測地である名寄市から観測ターゲットが可視であるかどうかを判定するために使用した(図 25)。

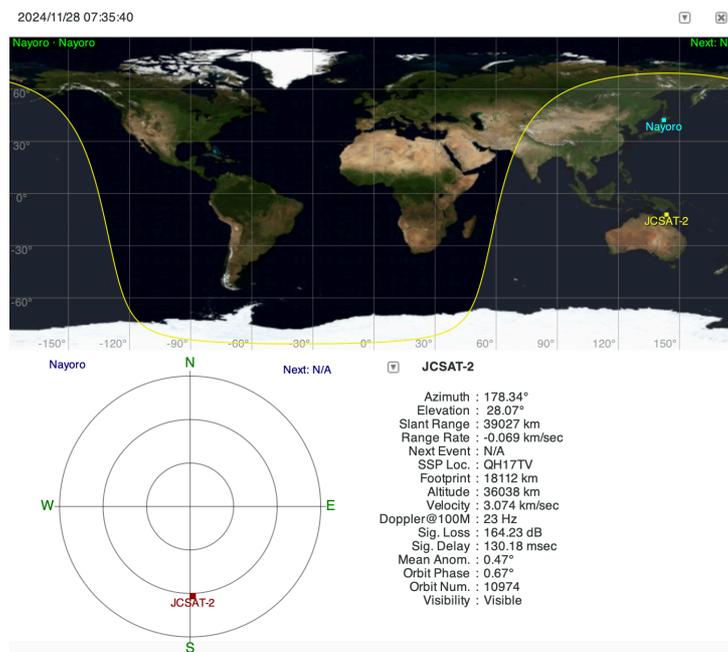


図 25 : Gpredict による JCSAT2 の軌道の可視化

2.4.3 分光撮像観測

デブリの表面特性を推定するためには分光観測が有効であり、異なる波長域での反射率スペクトルを解析することで、材質や劣化状況など、詳細な情報を得ることができる。この手法では、観測対象の反射率スペクトルを測定し、先行研究と照合することで推定を行う。観測では、大気吸収波長域(図 26)に留意して可視および近赤外域を中心とした波長範囲を使用する。

また、デブリ観測時と同じ時刻に、ほぼ同じ仰角および位相角を持つ G2V 型の標準星を観測した。この標準星は、太陽と同じスペクトル型を持ち、さらに観測条件がデブリ観測と一致するため、大気補正の基準として適している。得られたデータを基に、デブリとの反射率を計算し、大気補正を行った。

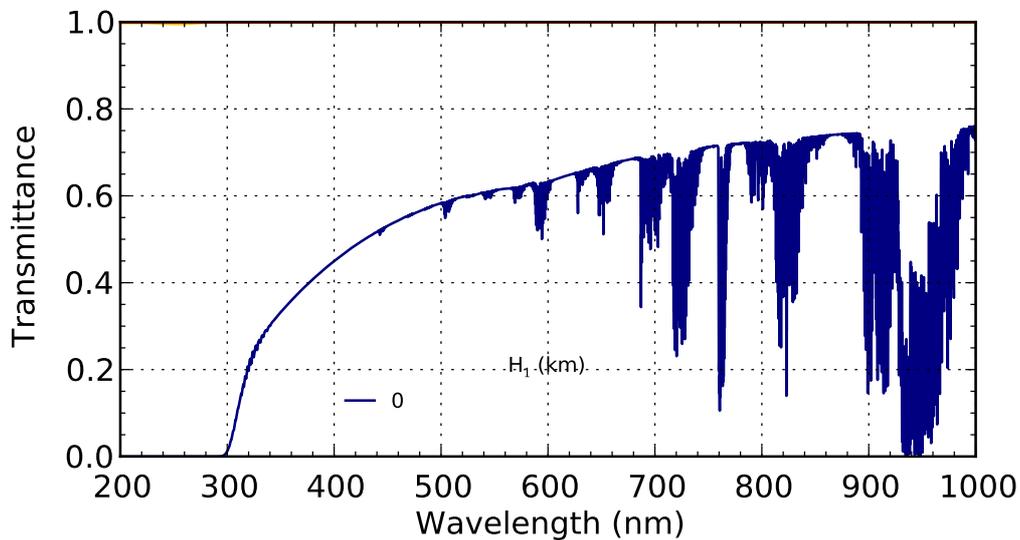


図 26 : MODTRAN による大気透過率

2.4.4 ライトカーブ取得のための撮像観測

今回、GEO デブリのライトカーブを取得するために以下のような手順で観測を行った (図 27)。

- (1) デブリを視野内に誘導する (非恒星追尾モード)
- (2) デブリを視野の端にオフセットする (非恒星追尾モード)
- (3) 非恒星追尾モードから恒星追尾モードに切り替えて撮像を開始する
- (4) SKY フレームを複数枚撮像
- (5) 一次処理 (BIAS 減算、FLAT 補正) 後のデータの様子

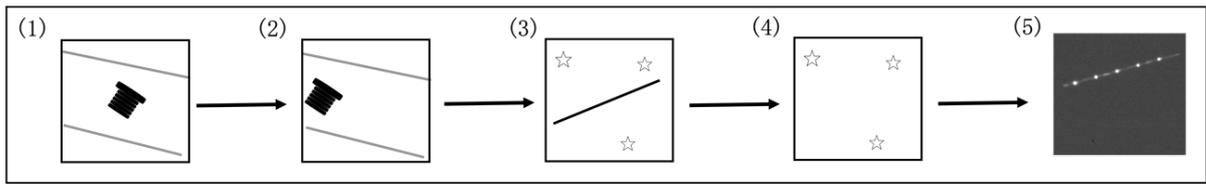


図 27: 観測手順。(1)、(2) の背景の軌跡は恒星によるもの、(3) の軌跡はデブリの軌跡

上記のように、GEO デブリを線状に撮像して観測することで、複数枚の画像データを取得する手法に比べて時間分解能が高く、高精度な解析が可能である。さらに、恒星追尾で観測することにより、背景の恒星は点状に、また、同じ位置に撮像されるため、恒星由来の光を容易に減算できる利点がある[Okumura *et al.*, 2013]。

2.5 観測対象

本章では、本研究で観測対象としたデブリおよび人工衛星の詳細について説明する。分光撮像観測のターゲットとして選定したのは、運用中の静止気象衛星である「ひまわり 9 号」と、静止軌道上に存在するロケットデブリ「SL-12 Rocket Body」の 2 対象である。これらの観測は、対象のスペクトル特性を把握し、表面組成を解析することを目的として実施した。

一方、ライトカーブ取得を目的とした撮像観測では、スピン安定方式を採用し円筒形の構造を有するデブリとして、「JCSAT-2」「EUTELSAT 33A」「さくら 2 号 a(CS-2a)」「INTELSAT 603」の 4 対象を選定した。これらの観測データの主目的は、対象物の回転周期や運動特性の推定である。

2.5.1 ひまわり 9 号

本研究では、分光撮像観測の有効性を検証する目的で、現在も運用中の静止気象衛星「ひまわり 9 号 (HIMAWARI-9)」(図 28) を観測対象に選定した。「ひまわり 9 号」は、2016 年 11 月 2 日に H-IIA ロケットによって打ち上げられ、静止軌道に配置された気象衛星である。この衛星は、日本および周辺地域の気象観測を目的として、可視光から赤外線にわたる 16 チャンネルの観測を高い時間分解能で行っている。2022 年 12 月には、運用を終了した「ひまわり 8 号」の役割を引き継ぎ、現在も日本の気象観測システムの中核を担っている。

「ひまわり 9 号」は気象衛星であるため、デブリには分類されない。しかし、本研究の試験観測として適切な対象であると判断し、観測を実施した。これにより、分光撮像観測による反射率スペクトル推定手法を検証するだけでなく、運用中の衛星に対する光学観測データの取得や、その特性を理解するための一助とすることを目的とした。表 6 はひまわり 9 号をピリカ望遠鏡で観測した時の観測ログである。



図 28 : ひまわり 9 号の外観[三菱電機]

表 6:ひまわり 9 号をピリカ望遠鏡で観測した時の観測一覧

Date	Target	Time (JST)	Exposure Time [s]	Airmass	Altitude [deg]	Azimuth [deg]	Wavelength [nm]
2023/06/14	HIMAWARI-9	23:33 - 25:04	120 - 600	1.591	38.89	-2.44	450, 500, 550, 600, 670, 750, 780,
	HD 150512(G2V)	24:02 - 24:25	60 - 360	1.755 - 1.843	34.68 - 32.51	-24.35 - -31.57	870
	HIMAWARI-9	24:07 - 25:30	120 - 600	1.591	38.89	-2.44	450, 530, 580, 600, 670, 710, 730
	BD-06 4912(G2)	23:26 - 23:50	5 - 120	1.675 - 1.620	36.61 - 38.17	24.91 - 17.62	750, 780, 790, 850, 870, 880
2023/06/15	HIMAWARI-9	21:32 - 22:59	150 - 600	1.591	38.90	-2.42	450, 480, 500, 530, 560, 610, 670,
	HD 145053(G2V)	20:46 - 21:23	75 - 120	1.550 - 1.591	40.13 - 38.89	-6.20 - -18.06	710, 750, 780, 790, 850, 870, 880
2023/07/10	HIMAWARI-9	23:00 - 24:41	300 - 420	2.157 - 2.208	38.89	-2.42	500, 530, 550, 610, 670, 710, 750,
	BD-06 4912(G2)	23:41 - 23:48	5 - 30	1.584 - 1.594	39.11 - 38.81	-10.96 - -13.44	780, 850, 870, 880

2.5.2 SL-12 Rocket Body

本研究では、観測対象の一つとして SL-12 Rocket Body (図 29) を選定した。SL-12 Rocket Body は、ロシアの Proton-K ロケットの上段「Block DM-2」が打ち上げ後に静止軌道上でデブリ化したもので、ロケット自体は 1994 年 5 月 20 日に打ち上げられた。Proton-K Block DM-2 は、液体燃料エンジンを搭載し、ペイロードの静止軌道へ高精度な投入を可能にする設計となっている。このロケットは、静止軌道に 1,880 kg のペイロードを投入可能な性能を備えている。

このプロトンロケットは、通信衛星「Rimsat-2」を静止軌道に投入するミッションを成功させたものの、ペイロード分離後はその役割を終え、現在ではデブリとして静止軌道上に漂流している。質量や表面特性に加え、軌道上での長期的な宇宙環境曝露による変化が推定されることから、SL-12 R/B はデブリ観測研究において重要な対象の一つである。

本研究では、SL-12 R/B に対する分光撮像観測を実施し、その光学特性を調査した。この観測は、静止軌道上のデブリ特性を明らかにし、将来的なデブリ除去技術や宇宙環境保護の取り組みに貢献する基礎データを提供することを目指している。

表 7 に SL-12 R/B をピリカ望遠鏡で観測した時のログを示す。

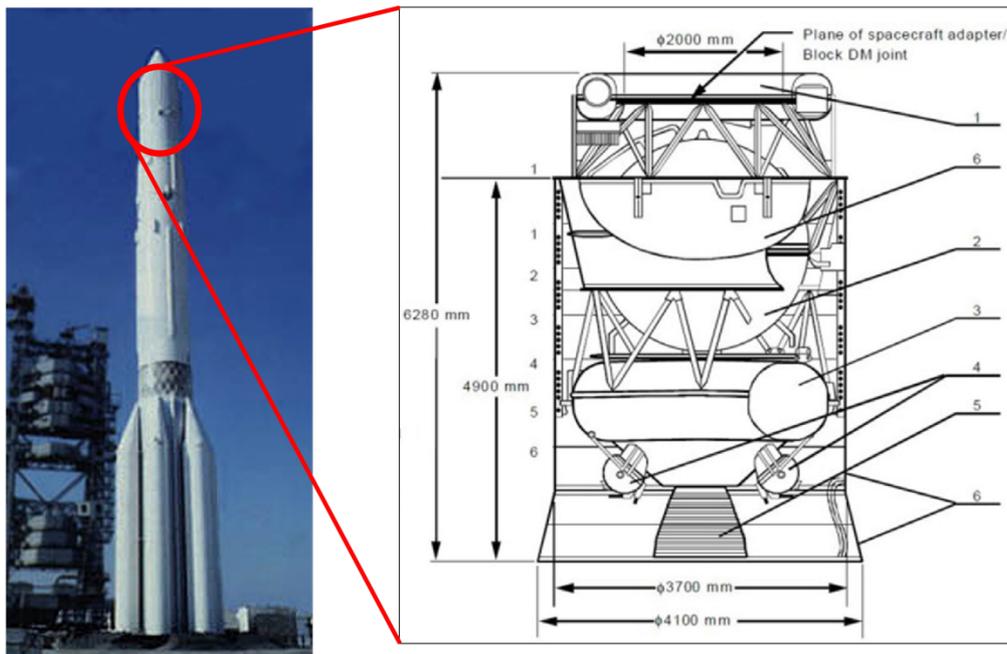


図 29 : Proton-K Block DM-2 の外観[GUNTER'S SPACE PAGE ; Pearce et al., 2020]

表 7 : SL-12 R/B をピリカ望遠鏡で観測した時の観測ログ

Date	Target	Time (JST)	Exposure Time [s]	Airmass	Altitude [deg]	Azimuth [deg]	Wavelength [nm]
2023/07/20	SL-12 R/B	21:15 - 22:44	180 - 600	2.455 - 2.270	24.00 - 26.07	11.34 - 12.75	450, 480, 500, 530, 560, 610, 670,
	HD 155447(G2V)	20:46 - 21:09	30 - 180	2.404 - 2.414	25.00 - 24.39	1.37 - -4.45	710, 750, 780, 790, 850, 870, 880
	SL-12 R/B	23:05 - 24:11	180 - 420	2.208 - 1.997	26.85 - 29.98	13.29 - 14.27	500, 530, 560, 610, 670, 710, 750,
	HD 193296(G2V)	22:49 - 22:59	15 - 30	2.254 - 2.214	26.27 - 26.78	18.47 - 15.95	780, 790, 850, 870, 880
	SL-12 R/B	24:57 - 26:06	180 - 360	1.855 - 1.666	32.56 - 36.83	15.07 - 16.12	530, 560, 610, 710, 750, 780, 790,
	HD204223(G2V)	24:28 - 24:54	15 - 60	1.980 - 1.947	30.27 - 30.84	10.63 - 3.16	850, 870, 880

2.5.3 JCSAT-2

JCSAT-2 は 1990 年 1 月 1 日にタイタンIIIで打ち上げられ、2002 年に運用を終了した円筒型の通信衛星（図 30）である。本衛星は、日本初の商業通信衛星シリーズの第二号機として、Hughes Aircraft Company の HS393 プラットフォームを基盤に設計され、K4 3/4 及び K7 ソーラーセルアレイを搭載することで高い発電能力を実現した。

本衛星は日本およびアジア地域における通信インフラの発展に貢献し、2002 年に運用を終了するまでの 12 年間、日本の商業通信衛星運用における重要な役割を果たした。表 8 に JCSAT-2 の詳細、表 9 に観測一覧を示す。

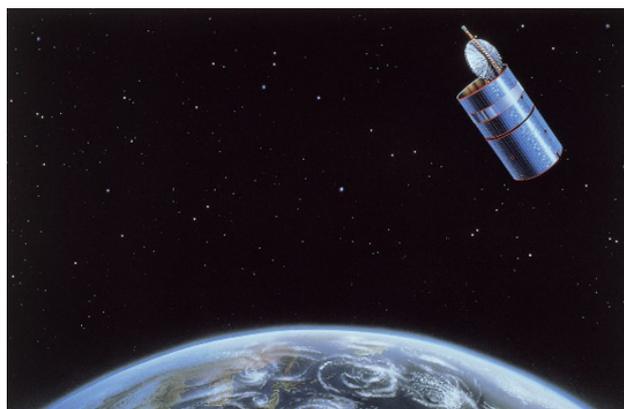


図 30：日本初の民間通信衛星 JCSAT-1（JCSAT-2 と同型）[SKY Perfect JSAT Group]

表 8：JCSAT-2 の詳細

打ち上げ	1990-01-01
運用終了	2002
運用国	日本
製造	Hughes
形状	円筒形
姿勢制御	スピン安定方式
衛星バス	HS-393
サイズ [m]	3.7 x 7.6 x 2.4
遠地点距離 [km]	36,512
近地点距離 [km]	36,046

表 9 : JCSAT-2 をピリカ望遠鏡で観測した時の観測ログ

Date	Time (JST)	Set Number	Exposure Time [s]	Airmass	Altitude [deg]	Azimuth [deg]	Phase angle [deg]
2024/04/02	21:17:17 - 21:28:30	6	12	4.872 – 5.065	11.66 – 11.23	61.85 – 61.27	15.5 – 18.2
/04/04	21:22:28 - 21:43:32	4	12	2.748 – 2.874	21.24 – 20.29	52.74 – 51.56	5.7 – 10.6
/04/07	22:43:44 - 22:49:11	6	15	1.953 – 2.008	30.73 – 29.81	32.39 – 31.57	5.3 – 9.2
/09/23	20:37:33 - 21:03:51	10	12	3.385 – 3.103	17.06 – 18.69	60.28 – 61.23	154.1 – 159.2
/09/24	22:31:27 - 23:26:41	11	12	2.203 – 1.990	26.92 – 30.11	57.83 – 59.85	165.9 – 159.7
/09/30	19:52:11 - 20:22:56	10	12	2.361 – 2.242	24.97 – 26.41	10.12 – 10.31	105.0 – 112.3
/11/25	19:56:45 - 23:02:30	11	12	1.557 – 1.295	39.92 – 50.52	26.73 – 30.24	163.6 – 140.4

2.5.4 EUTELSAT 33A

Eutelsat 33A (eBird 1) は、フランスの Eutelsat 社が運用した静止通信衛星 (図 31) であり、2003 年に打ち上げられた。BSS-376HP 衛星バスを基盤とする円筒形の本体構造を有し、本体周囲に配置された円周状の太陽電池パネルと大型の Ku バンド通信アンテナを特徴としている。本衛星は、ヨーロッパ、中東、中央アジア地域を対象としたデータ通信およびインターネットサービスの提供を目的に設計され、設計寿命 10 年を超えた 2018 年まで運用が継続された。



図 31 : EUTELSAT 33A の外観[GUNTER'S SPACE PAGE]

2.5.5 INTELSAT-603

INTELSAT 603 は、国際電気通信衛星機構（INTELSAT）によって運用された第 6 世代の静止通信衛星（図 32）であり、1990 年 3 月 14 日に打ち上げられた。C バンドおよび Ku バンドのトランスポンダを搭載し、テレビ放送やデータ通信を目的に設計された。直径 3.6 メートルの円筒形本体と展開式の太陽電池パネルを備え、静止軌道上での安定運用を可能にした。

本衛星は、国際通信ネットワークにおいて重要な役割を果たし、設計寿命を超えた後も運用が継続されたが、2013 年 1 月に運用を終了し、2015 年には墓場軌道に移行された。この移行は、静止軌道上での衝突リスクを低減するために実施された。

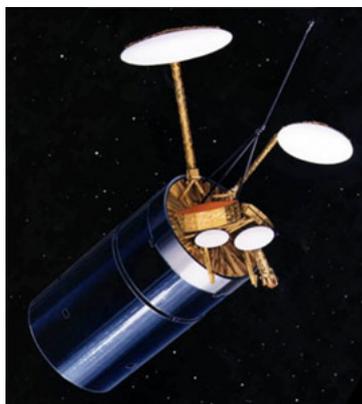


図 32 : INTELSAT603 の外観[GUNTER'S SPACE PAGE]

2.5.6 さくら 2号(CS-2a)

さくら 2号 (CS-2a) は、日本の宇宙開発事業団 (NASDA) が開発・運用した静止通信衛星 (図 33) であり、1983 年 2 月 4 日に N-II ロケット 3 号機によって種子島宇宙センターから打ち上げられた。円筒形の本体構造を有し、直径約 2.2 メートル、高さ約 2.06 メートル、質量約 350 キログラムのコンパクトな設計が特徴である。本衛星はスピン安定方式を採用し、静止軌道で高い安定性を実現するとともに、準ミリ波 (Ka バンド) 帯中継器 6 チャンネルとマイクロ波 (C バンド) 帯中継器 2 チャンネルを搭載し、多様な通信ニーズに対応可能な設計が施されていた。CS-2a は、災害時の緊急通信や離島地域の通信回線確保に貢献し、日本国内の通信インフラ整備に重要な役割を果たした。運用終了後の安全移行も実施された。

最後に EUTELSAT 33A、CS-2a、INTELSAT-603 をピリカ望遠鏡で観測した時のログを表 10 に示す。

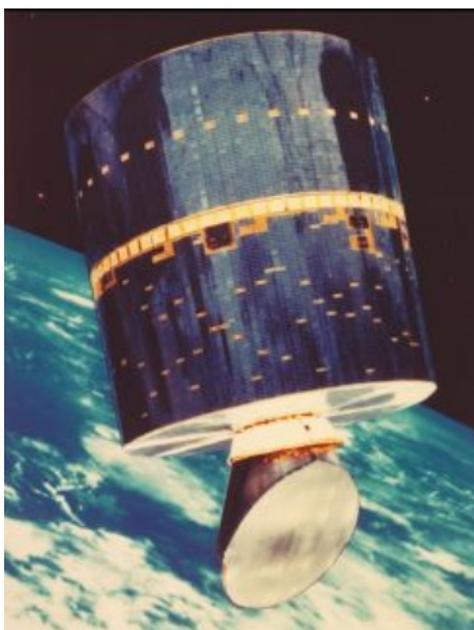


図 33 : さくら 2号 (CS-2a) の外観[提供 : JAXA]

表 10 : EUTELSAT33A、CS-2a、INTELSAT-603 の観測詳細

Target	Date	Time (JST)	Set Number	Exposure Time [s]	Airmass	Altitude [deg]	Azimuth [deg]	Phase angle [deg]
INTELSAT-603	2024/07/03	21:11:25 - 21:29:09	7	20	2.157 - 2.208	27.55 - 26.86	-4.12 - -4.19	34.1 - 38.4
EUTELSAT 33A	/09/03	20:40:40 - 20:47:03	4	10	1.996 - 2.001	29.91 - 20.29	11.37 - 11.34	95.1 - 96.5
SAKURA-2a	/09/13	23:50:44 - 24:04:55	5	10	1.594 - 1.587	38.80 - 39.01	50.81 - 50.94	172.7 - 171.4

第3章 解析

3.1 一次処理

ペリカ望遠鏡観測で得られた生画像データ (raw データ) には、デブリの反射光以外に観測機器のノイズや背景光、各ピクセルの感度ムラが含まれている (図 34)。これらを除去・補正するために以下の手順を行った。

まず、CCD カメラに記録された画像から基準信号を取り除くためにバイアス引きを行った。各観測でバイアスフレームを 10 枚取得し、それらを中央値で合成したものを一次処理で使用した。

次に、検出素子の感度ムラや光学系による周辺減光を補正するためにフラット画像を用いた補正を適用した。フラットフレームは望遠鏡をドーム内のフラット板に向け、フラットランプで均一な光を当てることにより複数枚取得した。フラットフレームもバイアスフレームと同様に、中央値で合成し、規格化したものを一次処理で使用した。

最後に、デブリ以外の背景輝度を除去するために、デブリの軌跡が写っていない sky フレームを 3 枚取得し、中央値で合成した (図 35)。合成した sky フレームに対してもバイアス引きとフラット補正を行い、一次処理されたデブリの軌跡が写っているフレームから一次処理された sky フレームを差し引くことでデブリ信号のみのデータを抽出した。sky の状態は短時間で変動するため、sky フレームの取得はデブリフレームの撮像直後に行った。

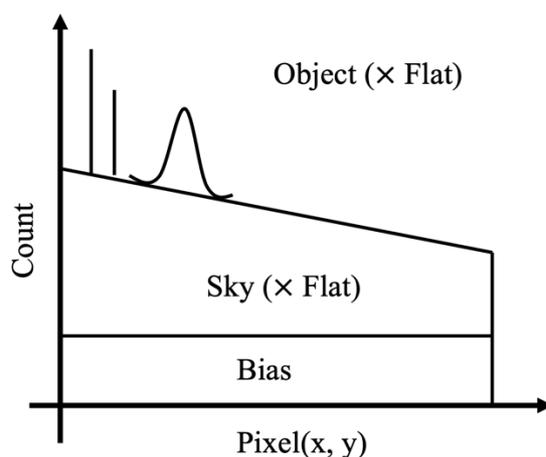


図 34 : Raw データの断面図

以上をまとめた計算式を式 (3.1.1) に、実際に一次処理と sky 減算を施した様子を図 36 に示す。また、これらの処理は天文データ解析ソフトウェア IRAF を用いて実行した。

$$(\text{Debris frame}) = \frac{(\text{Raw frame}) - (\text{Bias})}{(\text{Normalized Flat})} - \frac{(\text{Sky frame}) - (\text{Bias})}{(\text{Normalized Flat})} \quad (3.1.1)$$

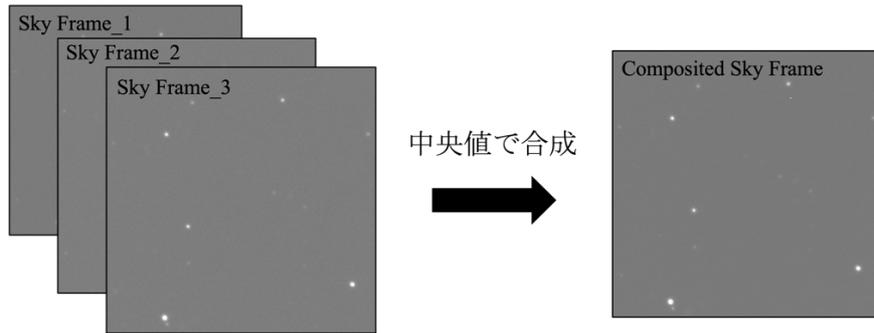


図 35 : Sky フレームの合成

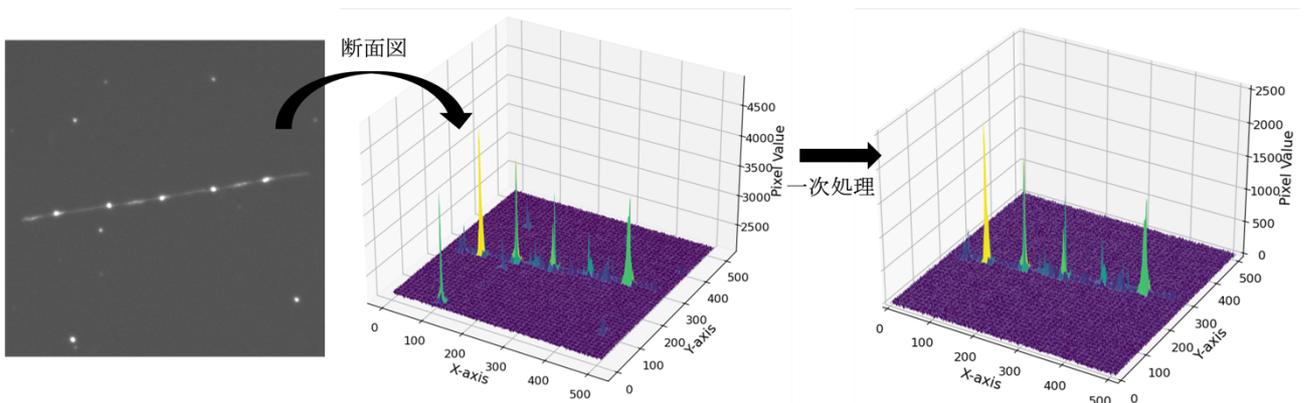


図 36 : (左) Raw フレームと (中央) 三次元断面図、(右) 一次処理後の三次元断面図

3.2 開口測光

本研究では、分光撮像観測データの解析において、天文学用画像解析ソフトウェア Makaliū を用いて開口測光を実施した。開口測光は、指定した領域（図 37 の赤い円の内側）内で集積された光子数を測定し、その周囲の背景光を補正することで、天体の正確な光度を求める手法である。さらに、測光対象の開口の外側で、近傍に天体が存在しない領域に、背景光を測定するための開口（図 37 の青い円環）を設定する。この領域で積分した背景光量を対象物体のピクセル数に基づいて補正し、差し引くことで、対象自体の光量を算出する。この方法は、多波長データを用いた観測対象の光度特性やスペクトル解析において重要である。

Makaliū は、開口サイズや背景領域の設定を柔軟に調整できるため、観測データの効率的かつ高精度な測光を可能にする。

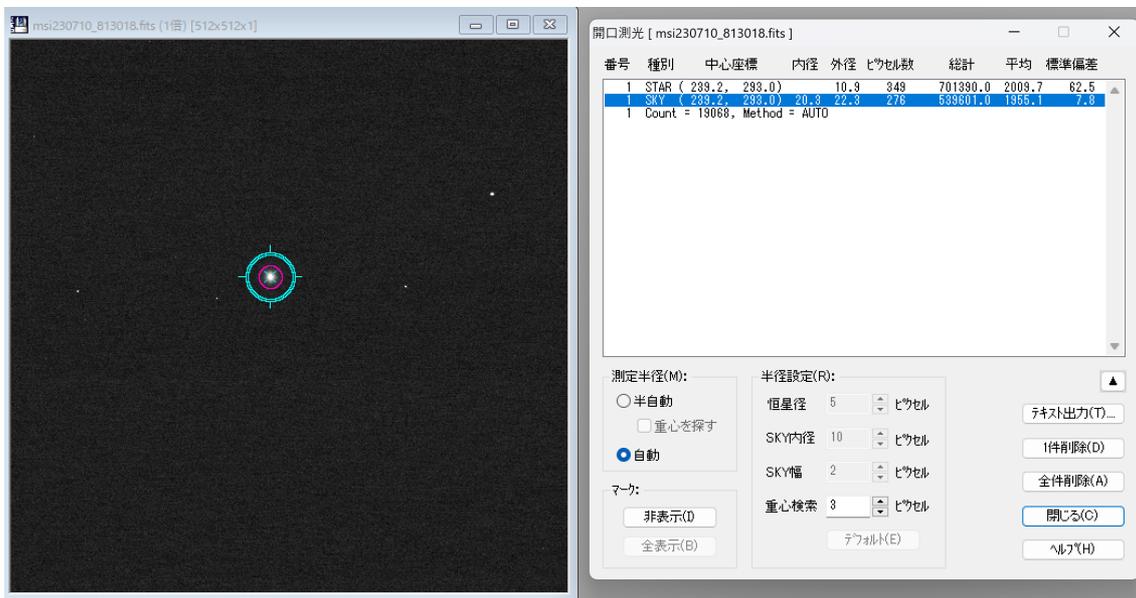


図 37 : すばる画像解析ソフト Makaliū によるひまわり 9 号の開口測光の様子。

3.2 標準星を用いた大気補正と反射率スペクトル

本研究では、標準星を用いて観測データに対する地球大気補正を実施した。地球大気は、天体からの光を吸収および散乱するため、観測データにはその影響が含まれる。この影響を補正するため、明るさやスペクトルが既知で安定した標準星の観測データを利用した。

標準星の放射エネルギー流束(フラックス)のカタログ値として、欧州宇宙機関 (ESA) が提供する Gaia アーカイブ (<https://gea.esac.esa.int/archive/>) のデータを使用した。このアーカイブは、Gaia 衛星による観測データに基づき、高精度かつ信頼性の高いフラックスデータを提供している。

デブリのフラックスは以下の計算式を用いて計算した。

$$F_{debris}(\lambda) = \frac{C_{debris}(\lambda)/t_{debris}(\lambda)}{C_{star}(\lambda)/t_{star}(\lambda)} \times F_{star}(\lambda) \quad (3.2.1)$$

ここで $F_{debris}(\lambda)$ はデブリのフラックスで、単位は $\text{W m}^{-2} \text{nm}^{-1}$ である。また、 $C_{debris}(\lambda)$ 、 $t_{debris}(\lambda)$ はそれぞれ、観測したデブリのカウント値と露光時間 (秒)、 $C_{star}(\lambda)$ 、 $t_{star}(\lambda)$ はそれぞれ、観測した標準星のカウント値と露光時間 (秒) であり、 $F_{star}(\lambda)$ は Gaia アーカイブから参照した標準星のフラックスである。各値は全て波長 λ における値である。

反射率スペクトルを計算するために、LASP (Laboratory for Atmospheric and Space Physics) が提供する高精度な太陽スペクトルデータ (<https://lasp.colorado.edu/lisird/>) と、式(3.2.1)を用いて算出したデブリフラックスを用いた。反射率スペクトル $R(\lambda)$ は太陽フラックス $F_{\odot}(\lambda)$ を用いて以下で計算した。

$$R(\lambda) = \frac{F_{debris}(\lambda)}{F_{\odot}(\lambda)} \quad (3.2.2)$$

この手法により、観測対象の波長ごとの反射特性を定量的に評価した。

3.3 矩形測光とライトカーブ

デブリの反射光度の時間変化を測定するために、得られたデータに対して矩形測光を実行した。矩形測光は、観測データ内の特定の領域から光度を測定する手法で、今回は 2.4.4 節で述べた方法で得られたデブリの軌跡を矩形領域で囲み、カウント値を算出した。

観測画像において、デブリの軌跡は傾いており (図 38(左))、そのままでは測光の際に矩形領域を設定することが困難であった。このため、測光を効率的かつ正確に行うための事前処理として、軌跡が画像内で x 軸に平行になるように画像の回転補正を実施した。

測光は対象となる軌跡を含む矩形領域を設定し、その領域内において、各 x 座標について、 y_{min} から y_{max} に含まれるピクセルのカウント値の平均 $F(x)$ を算出した。これにより各 x 座標

における y 方向の代表値を算出した。数式で表すと、式(3.3.1)のようになる。ここで、 $P(x, y)$ は画像上の座標 (x, y) におけるカウント値を表す。

このようにして得られたライトカーブは、横軸ピクセル (x) 、縦軸カウント値のグラフとなる(図39)。

$$F(x) = \frac{1}{y_{max} - y_{min} + 1} \sum_{y=y_{min}}^{y_{max}} P(x, y) \quad (3.3.1)$$

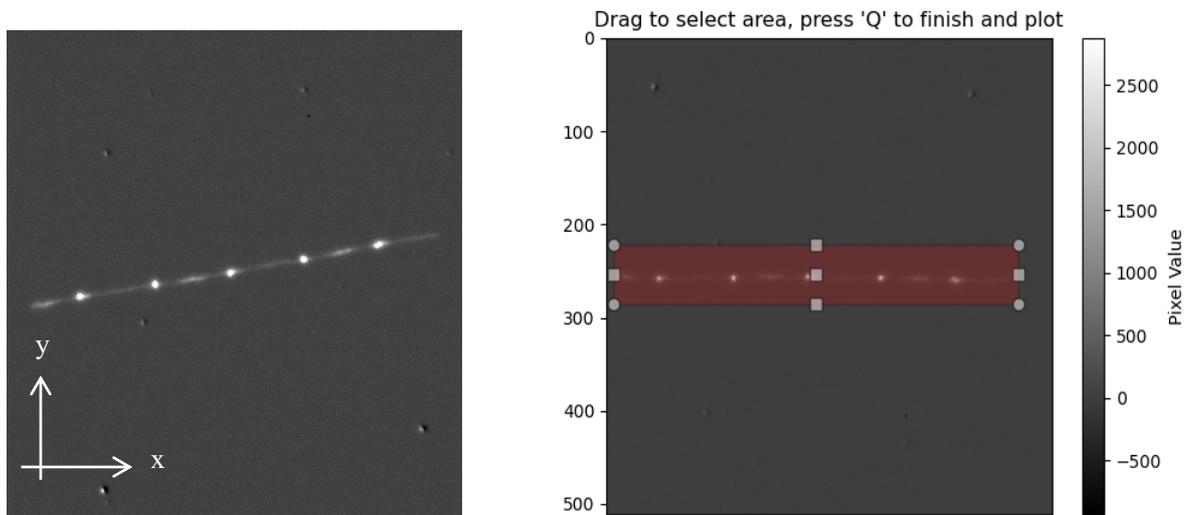


図38：回転補正前の画像(左)と補正後の測光の様子(右)。画像は512×512ピクセル。

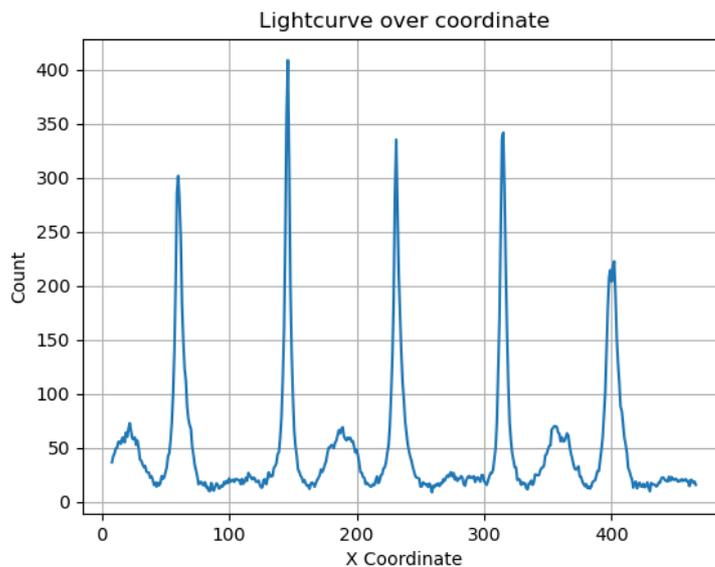


図39：矩形測光で得られたライトカーブの例(横軸ピクセル、縦軸カウント値)

さらに、上記の手法で得られたライトカーブについて、時間軸への座標変換を実施した。この変換では、データの露光時間と x 軸方向に遷移したピクセル数を利用し、1 ピクセルあたりの遷移時間を計算する。データの露光時間を T_{exp} とし、矩形領域に対応する x 軸のピクセル範囲を x_{min} から x_{max} と定義する。この時矩形領域の x 軸方向の総ピクセル数 N_x と 1 ピクセルあたりの遷移時間 Δt は以下で与えられる。

$$N_x = x_{max} - x_{min} + 1 \quad (3.3.2)$$

$$\Delta t = \frac{T_{exp}}{N_x} \quad (3.3.3)$$

矩形領域内の x 座標 x_i に対応する時間 t_i は、矩形領域の最小の x 座標 x_{min} を基準とした相対的なピクセル位置に基づき、以下のように計算される。これによりデブリの軌跡を時間軸に沿ったデータとして扱うことが可能となる。

$$t_i = \Delta t \cdot (x_i - x_{min}) \quad (3.3.4)$$

3.4 ライトカーブの重ね合わせ

各観測データにおける光度変化をより明確に示すため、得られたライトカーブに対して時間軸の規格化を行い、重ね合わせを実施した。この手法により、異なる観測条件下で取得したデータを統一的な基準で議論することが可能となり、対象物体の特徴的な光度変化を正確に捉えることができる。以下では重ね合わせの手順を説明する。

(1) カウント値の標準化

各データセットにおいて、カウント値 $F_i(t)$ を標準化するため、平均値 μ_i と標準偏差 σ_i を用いて次式を適用した。

$$F'_i(t) = \frac{F_i(t) - \mu_i}{\sigma_i} \quad (3.4.1)$$

ここで $F'_i(t)$ は標準化されたカウント値を示す。

(2) ピークの時間軸合わせ

各データセットの特徴的なピークに対応する時刻 $t_{i, peak}$ を検出し、その中央値 t_{med} を次式で算出した。

$$t_{med} = median(\{t_{i, peak}\}) \quad (3.4.2)$$

その後、各データセットの時間 t_i を t_{med} に揃えるよう調整し、調整後の時間を t'_i とした (図 40)。

$$t'_i = t_i - (t_{i, peak} - t_{med}) \quad (3.4.3)$$

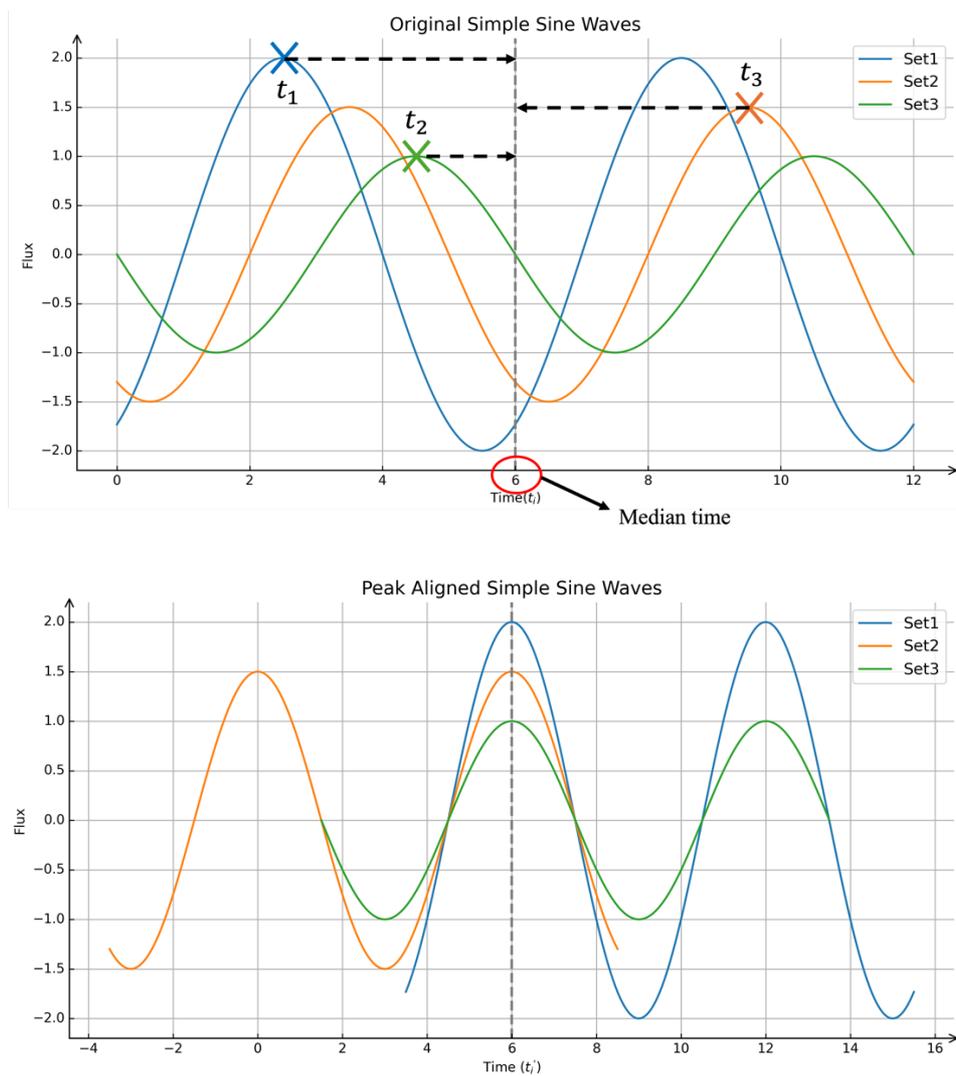


図 40 : (上)標準化したライトカーブの例。(下)各ピークの時間の中央値を計算し、合致させる。

(3) 時間軸の補正

負の時間が存在しないように、最小時刻 t_{min} を求め、全データセットに対して次式を用いて補正後の時間 t_i'' とした (図 41)。

$$t_i'' = t_i' - t_{min} \quad (3.4.4)$$

ここで、 $t_{min} = \min(\{t_i'\})$ とした。

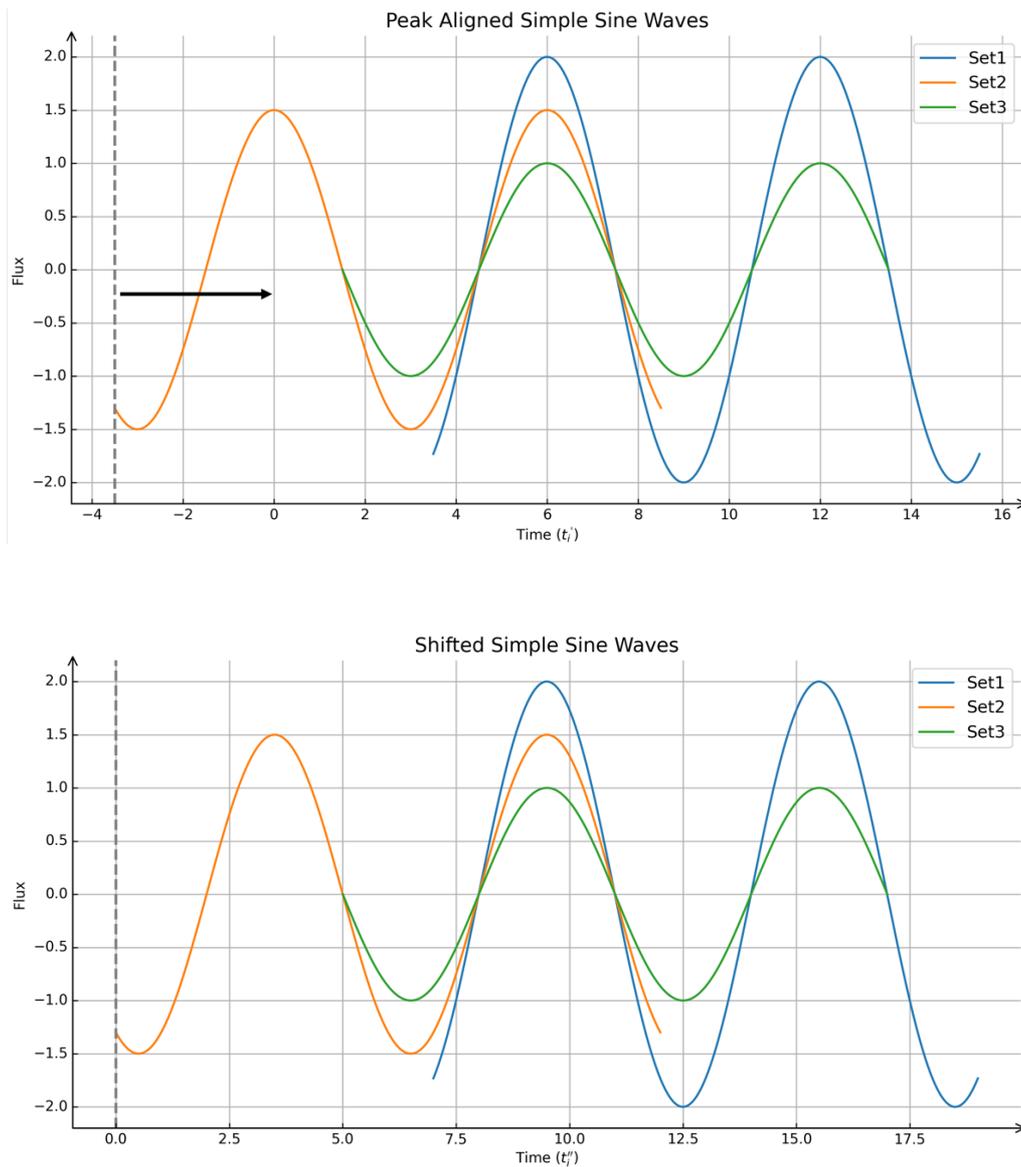


図 41 : (上)時間補正前と(下)補正後の重ね合わせライトカーブ

3.5 周期解析

本項では、デブリの自転周期を推定するための周期解析の手法である Phase Dispersion Minimization[Stellingwerf, 1978; Schwarzenberg-Czerny, 1997]を説明する。PDM は非正弦波的な周期信号を持つデータの解析に適している。PDM では、データを試行周期ごとに位相に基づいて畳み込み、位相ごとのデータの分散を計算する。この分散とデータ全体の分散の比が最小になる試行周期を信号の周期として判定する。

PDM では、観測データ（ライトカーブ）に対して以下の手順で周期を推定する。

(1) 観測データの準備

観測データを時刻 t_i と対応する観測値 y_i のペア (t_i, y_i) として整理する。また、データ総数を N とする。

(2) 試行周期の範囲設定

推定したい周期の範囲 $[\tau_{min}, \tau_{max}]$ を設定し、この範囲を分割数 K に基づいて分割し、試行周期 τ_k を式(3.4.1)で定義する。分割数 K は解析の分解能に応じて選択する。

$$\tau_k = \tau_{min} + k \cdot \Delta\tau \quad (k = 0, 1, 2, \dots, K - 1) \quad (3.4.1)$$

ここで、 k は試行周期のインデックスで、試行周期の間隔 $\Delta\tau$ は以下のように表される。

$$\Delta\tau = \frac{\tau_{max} - \tau_{min}}{K - 1} \quad (3.4.2)$$

(3) 位相空間への分割

各試行周期 τ_k について、各データ点の位相 ϕ_i を次式で計算する。

$$\phi_i = \frac{t_i \bmod (\tau_k)}{\tau_k} \quad (3.4.3)$$

これにより、観測データが試行周期に基づいて畳み込まれる。

(4) 位相空間内の分散計算

位相 $[0, 1)$ を M 個の区間 (bin) に分割する。各区間を $[\phi_{j-1}, \phi_j]$ ($j = 1, 2, \dots, M$) とし、観測データに対応する区間に分類する。

(5) 各区間内の分散計算

各位相区間に分類されたデータの平均値 \bar{y}_j と分散 σ_j^2 を次式で計算する。

$$\bar{y}_j = \frac{1}{n_j} \sum_{i \in j} y_i \quad (3.4.4)$$

$$\sigma_j^2 = \frac{1}{n_j} \sum_{i \in j} (y_i - \bar{y}_j)^2 \quad (3.4.5)$$

ここで、 n_j は区間 j に属するデータ点数、 $i \in j$ はデータ点 i が区間 j に属することを示す。

(6) 全体の統計量の計算

全データの平均値 \bar{y} と分散 σ^2 を次式で計算する。

$$\bar{y} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N y_i \quad (3.4.6)$$

$$\sigma^2 = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (y_i - \bar{y})^2 \quad (3.4.7)$$

次に、分散比 Θ を以下の式で計算する。

$$\Theta = \frac{\sum_{j=1}^M n_j \sigma_j^2}{\sigma^2} \quad (3.4.8)$$

ここで、 Θ が小さいほどデータが試行周期で整列していることを示す。

(7) 最適周期の特定

試行周期ごとに計算した $\Theta(\tau_k)$ を評価し、 Θ が最小となる周期 τ_k^{best} を最適周期とする。図 42 は 2 秒の真の周期を持つライトカーブの例である。そして、ビンの数 M を 10、試行周期を [1.5, 2.5]、分割数 K を 50 として PDM を実行した結果を図 43 に示す。

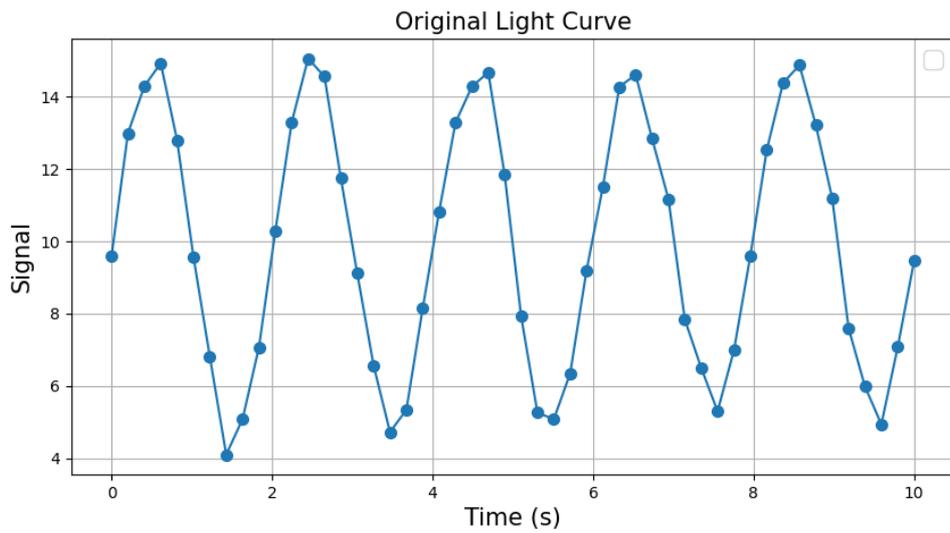


図 42：真の周期が 2 秒のライトカーブの例

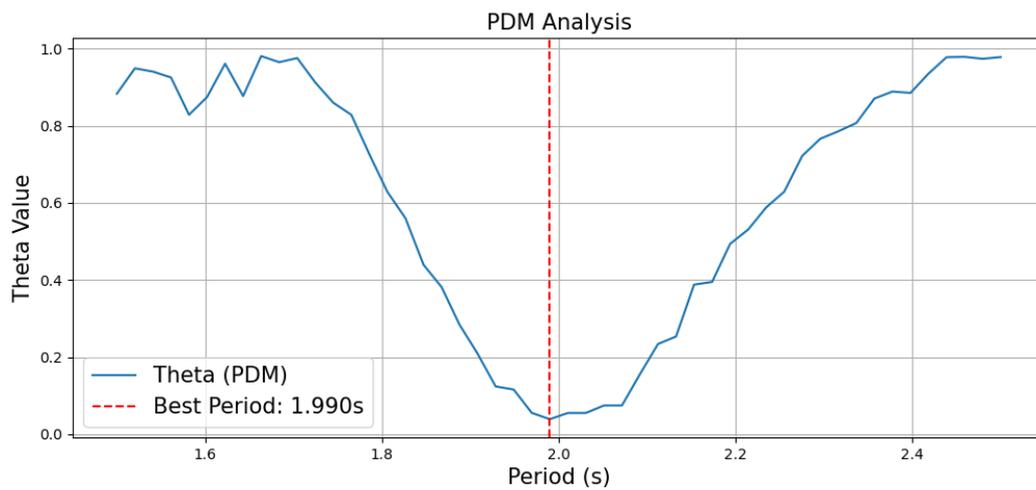


図 43： $[\tau_{\min}, \tau_{\max}] = [1.5, 2.5]$ 、 $K = 50$ 、 $M = 10$ としたときの PDM の結果。

また、図 44 に示すように、試行周期を真の周期（2 秒）で畳み込みを行った場合と、異なる試行周期（1.7 秒）で畳み込みを行った場合の分散の様子を比較した。試行周期が真の周期に近づくと、畳み込み後のデータの位相整列が良好となり、分散が小さくなることが確認できる。一方で、試行周期が真の周期から離れると、データが位相空間上で分散し、全体の分散が増大する。この結果は、PDM が周期性の精密な検出に適していることを明確に示している。

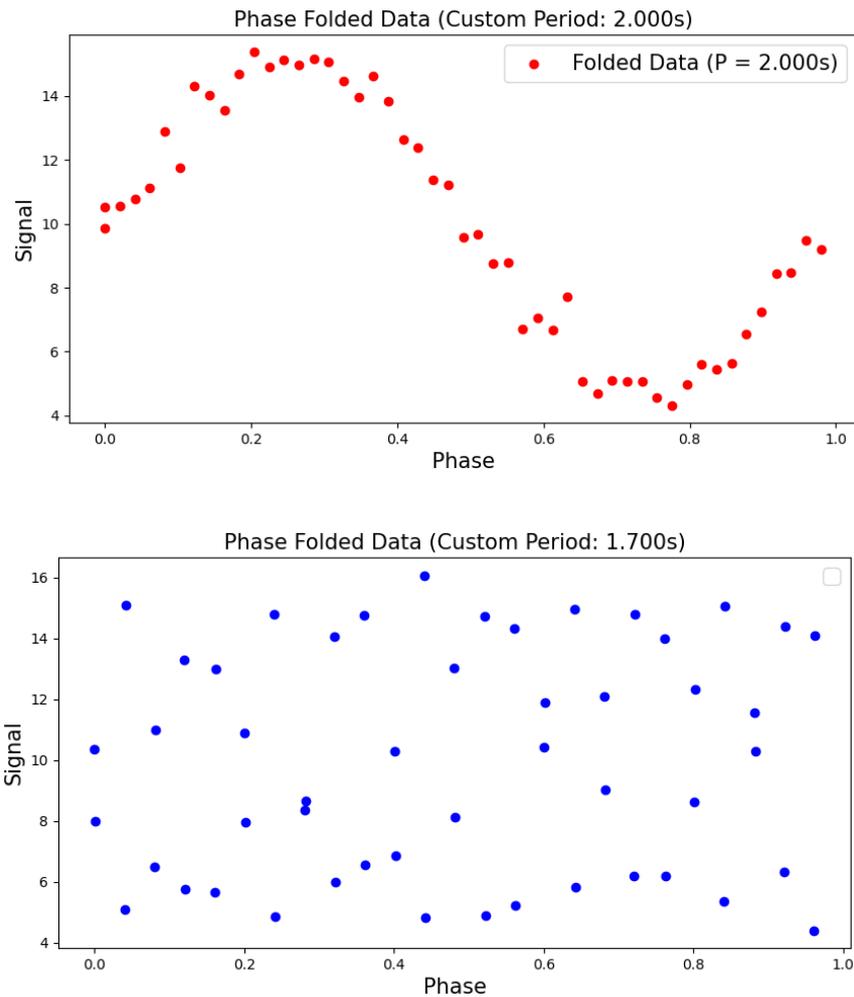


図 44：試行周期 2 秒（上）の時と 1.7 秒（下）の時の分散の様子

3.6 高速フーリエ変換（Fast Fourier Transform：FFT）

フーリエ変換は信号を周波数成分に分解する手法であり、離散データに対しては離散フーリエ変換（DFT）が用いられる。しかし、DFT は計算コストが高いため、高速フーリエ変換（FFT）が開発された。FFT は、DFT の計算を分割して効率的に行うアルゴリズムで、計算時間を大幅に短縮する。

任意の時間領域の信号は、異なる周波数の正弦波の重ね合わせとして表現できる。この仮定に基づき、フーリエ変換では、信号を複数の周波数成分に分解し、各成分の強度（振幅）と時間的なずれ（位相）を計算する。

DFT は以下の式で与えられる。

$$X(k) = \sum_{n=0}^{N-1} x(n) \cdot e^{-i\frac{2\pi k}{N}n} \quad (3.6.1)$$

ここで、 $X[k]$ はある周波数 k におけるフーリエ変数、 $x[n]$ は実変数、 N はデータ数である。 $X[k]$ の絶対値の二乗 $|X[k]|^2$ はパワースペクトルと呼ばれ、信号の周波数成分ごとのエネルギー分布を示す指標である。今回の解析では、このパワースペクトルを計算することで、観測データに含まれる支配的な周波数成分を特定し、周期的な変動の特徴を詳細に評価した。

式 (3.6.1) に対して回転因子 $w = e^{-i\frac{2\pi}{N}}$ を用いて式変形を行う。

$$X[k] = \sum_{n=0}^{N-1} x[n] \cdot w^{kn} \quad (3.6.2)$$

式 (3.6.2) を行列形式で書き下すと以下のように表される。ただし、 $0 \leq k \leq N-1$ とする。

$$\begin{pmatrix} X(0) \\ X(1) \\ X(2) \\ \vdots \\ X(N-1) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} w^{0 \cdot 0} & w^{0 \cdot 1} & w^{0 \cdot 2} & \dots & w^{0 \cdot (N-1)} \\ w^{1 \cdot 0} & w^{1 \cdot 1} & w^{1 \cdot 2} & \dots & w^{1 \cdot (N-1)} \\ w^{2 \cdot 0} & w^{2 \cdot 1} & w^{2 \cdot 2} & \dots & w^{2 \cdot (N-1)} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ w^{(N-1) \cdot 0} & w^{(N-1) \cdot 1} & w^{(N-1) \cdot 2} & \dots & w^{(N-1) \cdot (N-1)} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x(0) \\ x(1) \\ x(2) \\ \vdots \\ x(N-1) \end{pmatrix} \quad (3.6.3)$$

DFT を用いて計算する場合、その計算量は式 (3.6.3) から分かる通り、データ数 N に対して $O(N^2)$ オーダーで増大するため、データ解析は非効率的である。この膨大な計算コストを削減するために提案されたものが FFT である。

FFT は、入力データ列を偶数番目と奇数番目の要素に分割し、それぞれの部分問題を再帰的に解くことで、最終的に 1 点の DFT に帰着させ、計算を効率化する手法である。ただし、データ数 N は 2^m (m は非負整数) でなければならないことに注意が必要である。

本節の初めに述べた通り、DFT の計算量は $O(N^2)$ であり、大規模なデータ解析においては非効率的である。一方、FFT は分割統治法により、計算量を $O(N \log N)$ に削減することが可能である。この差により、FFT はデータ数が増加するにつれて計算時間の短縮効果が顕著となり、特に大規模データの周波数解析において実用的な手法となっている。

第4章 結果

4.1 相対測光

本項では 2.5 節で紹介したひまわり 9 号および、SL-12 R/B の分光撮像観測結果を示す (図 45、46)。観測データの不確かさを評価するために、各波長における光子計数に基づくショットノイズの標準偏差を算出し、これを反射率のエラーバーとしてプロットに加えた。ショットノイズは、光子到達数がポアソン分布に従うことで生じる統計的揺らぎであり、誤差は式(4.1.1)で示すように、観測光子数 N の平方根に比例する。

$$\sigma_{shot} = \sqrt{N} \quad (4.1.1)$$

ここで N は各波長帯における検出光子数である。本研究では、各測定データに対応するショットノイズ由来のエラーバーを考慮し、各波長における反射率比の不確かさを適切に評価した。

ひまわり 9 号に関しては、ピリカ望遠鏡を用いて 2023 年 6 月 14 日、6 月 15 日、7 月 10 日の計 3 夜にわたり分光撮像観測を実施し、反射率スペクトルを求めた。反射率は波長 600 nm から 680 nm の範囲において概ね一定であるが、600 nm 以下および 700 nm より長波長側では特徴的な変化が確認される。特に、波長 500 nm 以下の短波長領域では、すべての観測日で一貫して反射率が低い値を示している。一方、波長 700 nm 以降では、6 月 15 日を除く他の 2 日間では、反射率が増加する傾向が観測された。

SL-12 R/B に関しては、2023 年 7 月 20 日にピリカ望遠鏡を用いて分光撮像観測を実施し、合計 3 つのデータセットを取得し、反射率スペクトルを求めた。このロケットデブリは、全てのデータセットにおいて、観測した波長域 450-880 nm の全体で反射率が単調に増加していることが確認できた。波長 450-700 nm の間では反射率が緩やかに増加し、700 nm より長波長側では著しい反射率の増加が見られた。

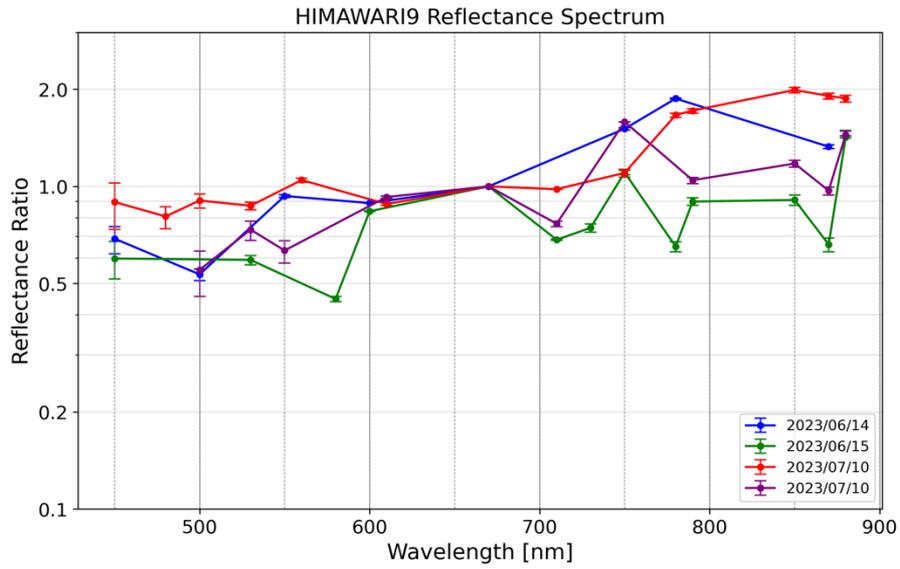


図 45：ひまわり 9 号の反射率スペクトル。波長 670 nm で規格化。

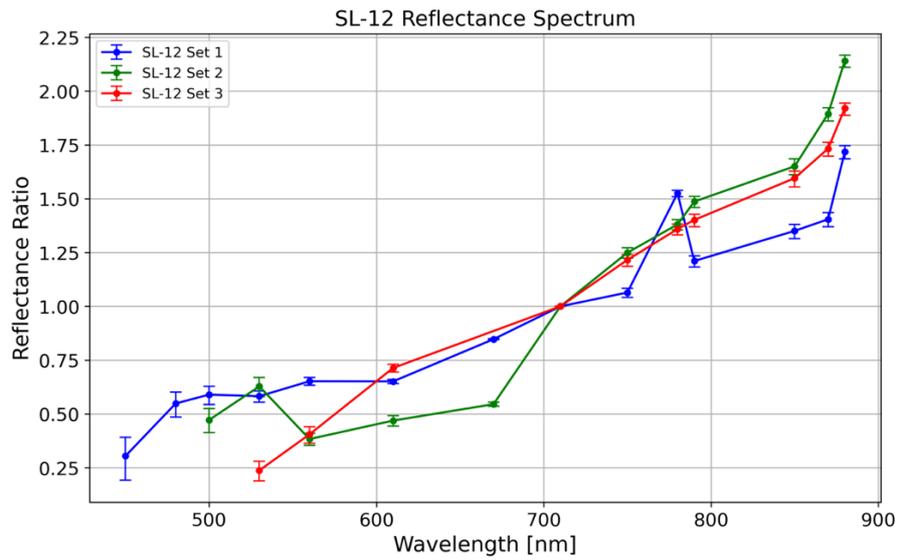


図 46：SL-12 の反射率スペクトル。観測は全て 2023/07/20 に実施。
波長 710 nm で規格化。

4.2 ライトカーブ

まず、計7日間にわたり観測を行った JCSAT-2 のライトカーブの結果について紹介する(図 47-53)。これらのライトカーブは、第3章で説明した重ね合わせ処理を適用した結果である。

すべての観測日において、約2秒周期で明瞭なスパイクを伴う反射光度の変動が確認できた。また、スパイク間の一部に小さな反射率の増加が確認され、その変動は約4秒周期で出現している。2024年4月2日、9月23日、24日、30日、および11月25日に取得されたライトカーブにおいては、約2秒周期でスパイクが現れる中で、スパイク状の反射光度の振幅が大小を繰り返す特徴が見られる。

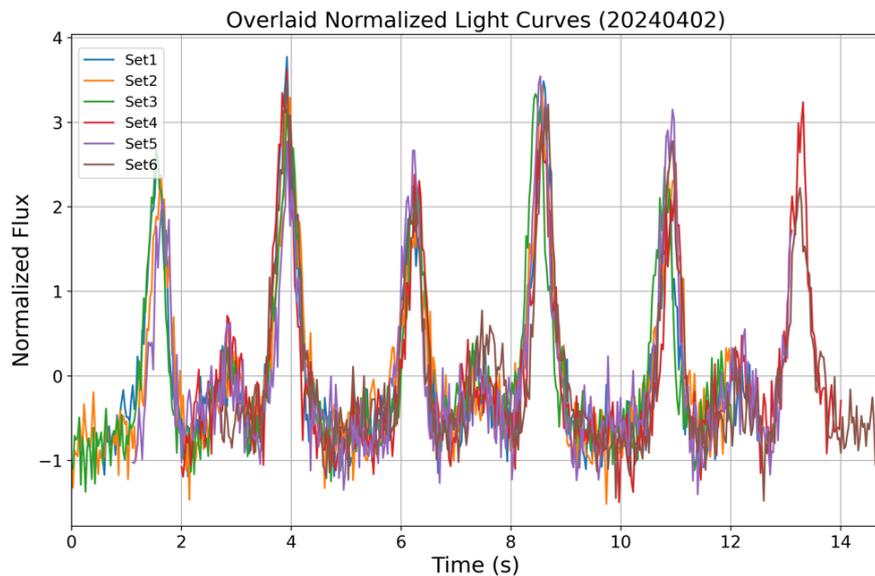


図 47 : 2024年4月2日に観測した JCSAT-2 の重ね合わせライトカーブ

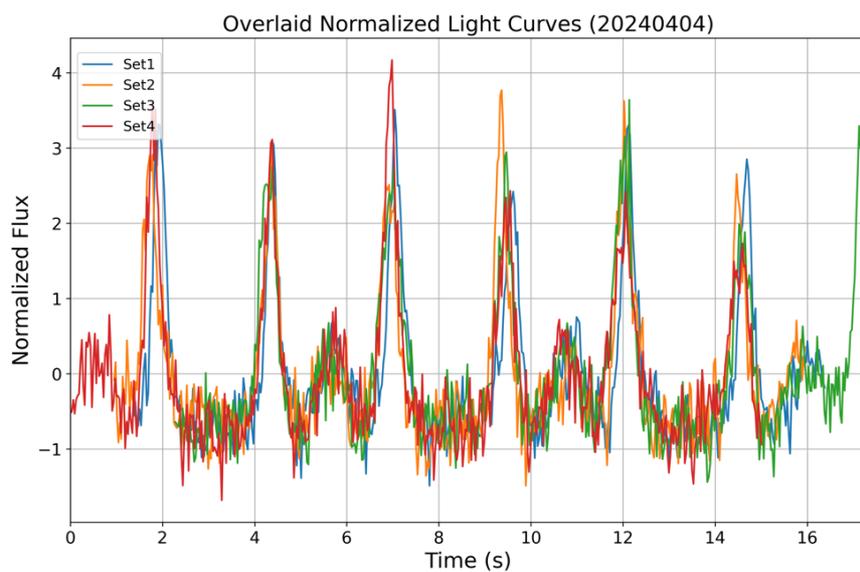


図 48 : 2024年4月4日に観測した JCSAT-2 の重ね合わせライトカーブ

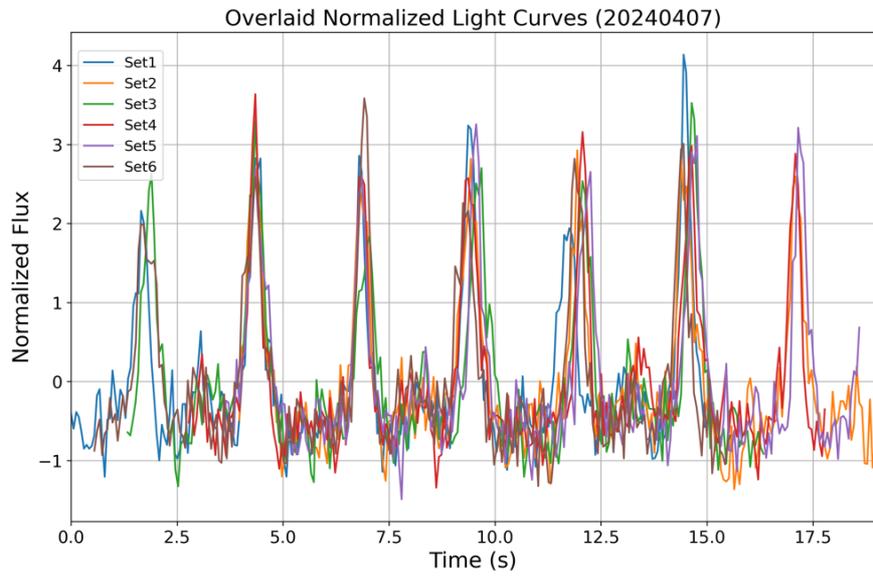


図 49 : 2024 年 4 月 7 日に観測した JCSAT-2 の重ね合わせライトカーブ

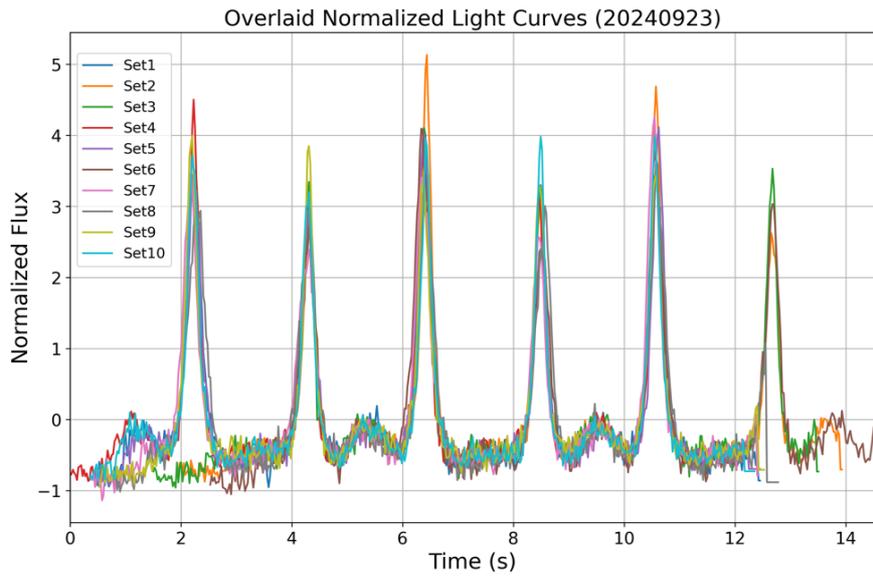


図 50 : 2024 年 9 月 23 日に観測した JCSAT-2 の重ね合わせライトカーブ

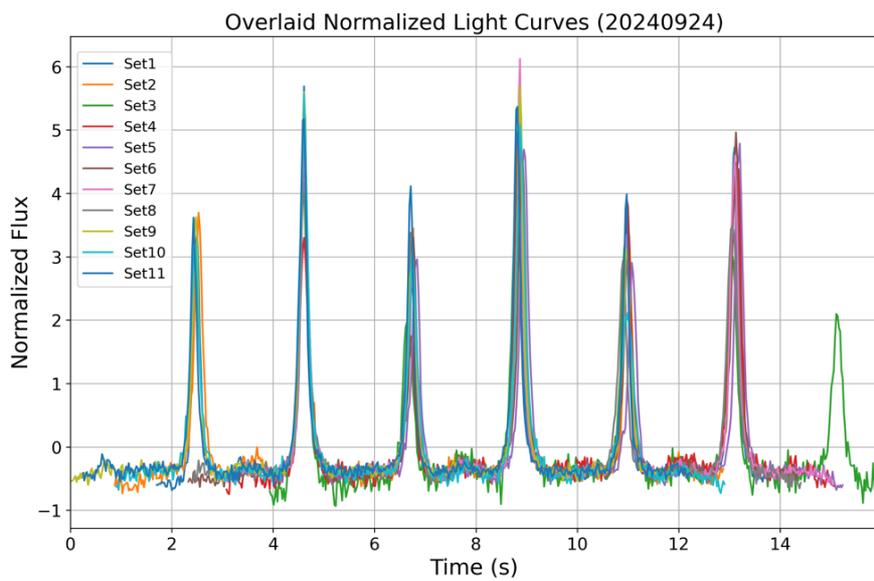


図 51 : 2024 年 9 月 24 日に観測した JCSAT-2 の重ね合わせライトカーブ

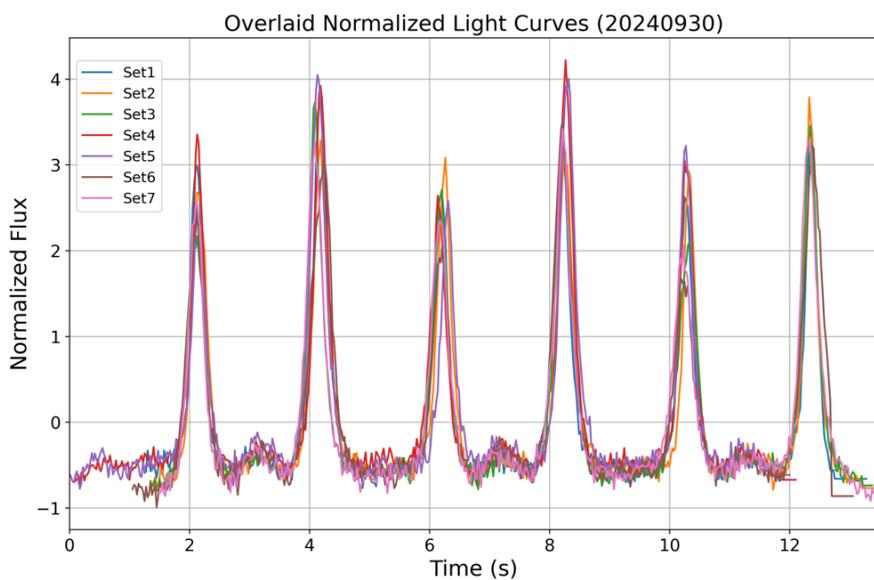


図 52 : 2024 年 9 月 30 日に観測した JCSAT-2 の重ね合わせライトカーブ

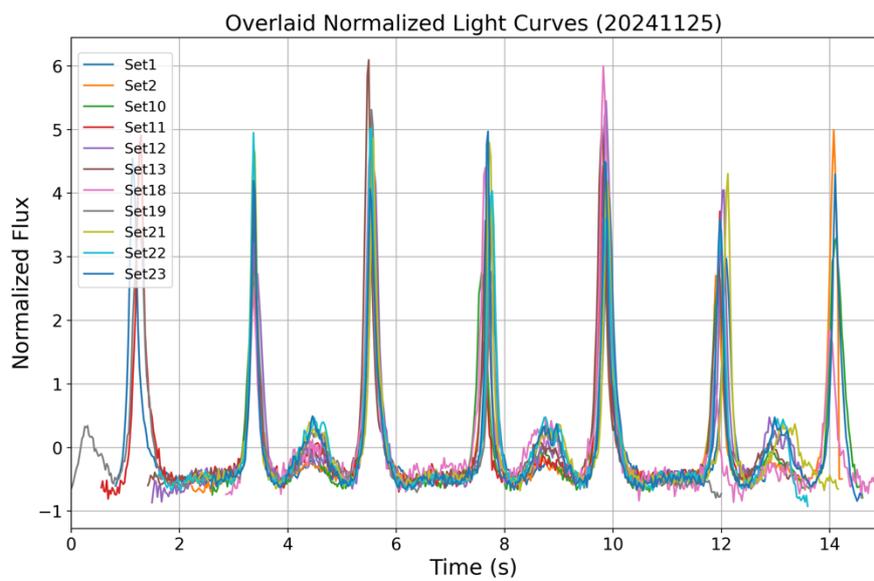


図 53 : 2024 年 11 月 25 日に観測した JCSAT-2 の重ね合わせライトカーブ

続いて、図 54 に EUTELSAT 33A のライトカーブを示す。EUTELSAT 33A は 2024 年 9 月 3 日に観測を実施した。EUTELSAT 33A も JCSAT-2 と同様に周期的な反射光度の変動が確認でき、スパイク状の反射強度の増加は約 1.8 秒で出現している。さらに、JCSAT-2 の観測結果と同様にスパイク状の反射強度が大小を繰り返す性質を持っている。

図 55 は 2024 年 7 月 3 日に行われた INTELSAT-603 の観測で得られたライトカーブである。ライトカーブを見ると、JCSAT-2 や EUTELSAT 33A と同様にピーク状の反射強度の増加が周期的に出現していることがわかる。しかし、INTELSAT-603 は約 5 秒でピーク状の反射強度の増加が見られ、JCSAT-2 や EUTELSAT 33A と比較すると、より長い周期で反射強度が変動している。また、JCSAT-2 や EUTELSAT 33A ほど顕著ではないが、約 5 秒周期で現れるピーク状の反射強度は大小を繰り返している。

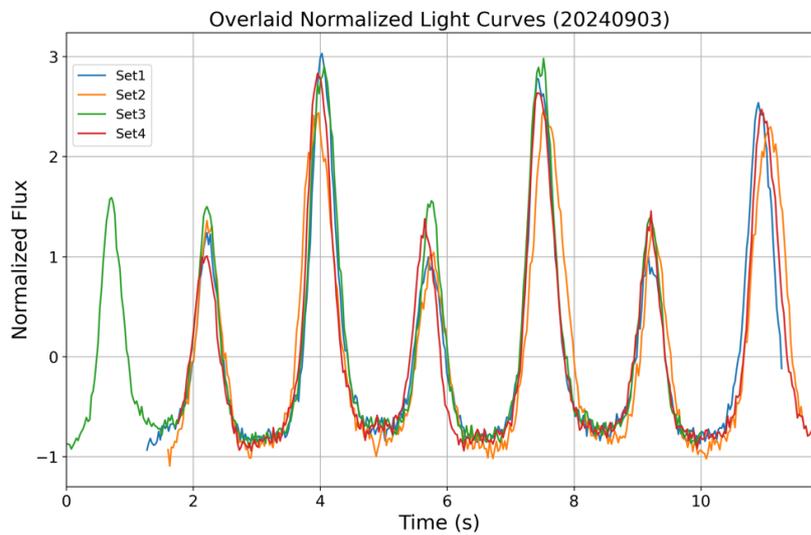


図 54 : EUTELSAT 33A の重ね合わせライトカーブ (2024/09/03 観測)

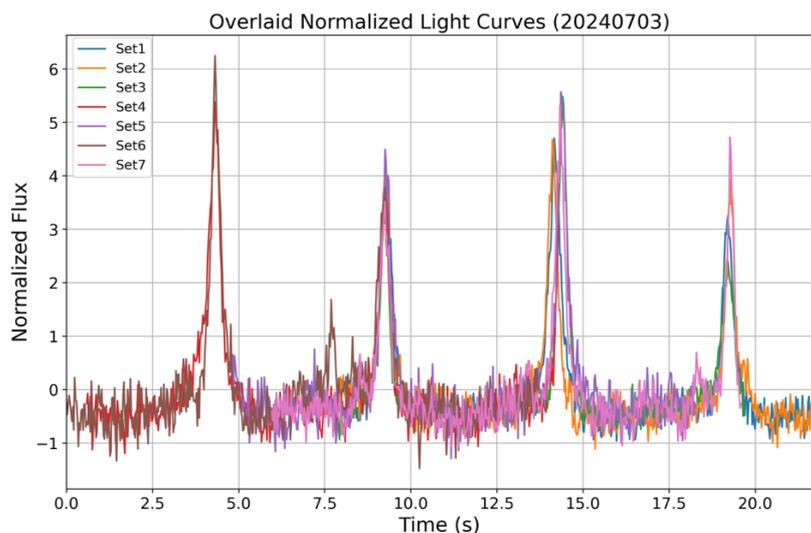


図 55 : INTELSAT 603 の重ね合わせライトカーブ (2024/07/03 観測)

CS-2a に関しては、上記の 3 つのデブリと比較して顕著なスパイク状の光度変化が確認できず、元のライトカーブを用いた重ね合わせは困難であったため、FFT によるローパスフィルタを用いて重ね合わせを実行した。第 3 章で説明した FFT による解析の結果 (図 56)、CS-2a は 1.5Hz の支配的な周波数を持つことが示された。

観測においては、データ取得の条件や天気の影響により、支配的な周波数成分にわずかな変動が生じる可能性がある。そのため、信号解析においては、解析対象の周波数成分を確実に保持するために、カットオフ周波数は支配的な周波数よりも若干高めに設定することが望ましい。そのため、ローパスフィルタのカットオフ周波数は、支配的な周波数成分である 1.5Hz よりも高めに設定し、2.0 Hz とした。

この際、周波数領域でカットオフ周波数以上の成分をゼロに置き換え、低周波成分のみを保持することで、信号の平滑化を図った。次に、カットオフ処理を適用したデータを時間領域に復元するため、逆フーリエ変換を適用し、高周波成分が除去された近似的なライトカーブを得た (図 57)。これにより、周期的な変動がさらに明瞭に観測されるようになった。

さらに、平滑化されたライトカーブに対して、第 3 章で説明した重ね合わせ処理を実施した結果を図 58 に示す。CS-2a は JCSAT-2 や EUTELSAT 33A、INTELSAT-603 とは異なり、スパイク状の反射強度の増加は見られず、ほぼ一定の反射強度の振幅を繰り返している。

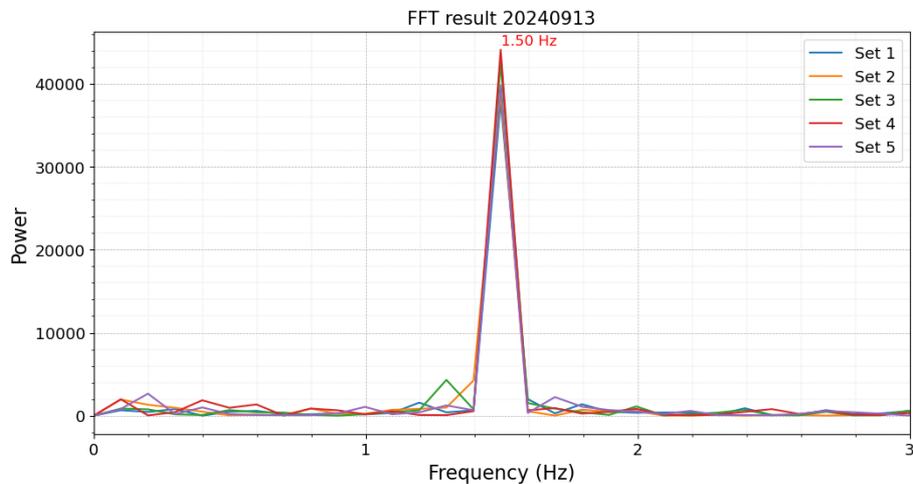


図 56 : CS-2a の FFT の実行結果。縦軸は強度、横軸は周波数。

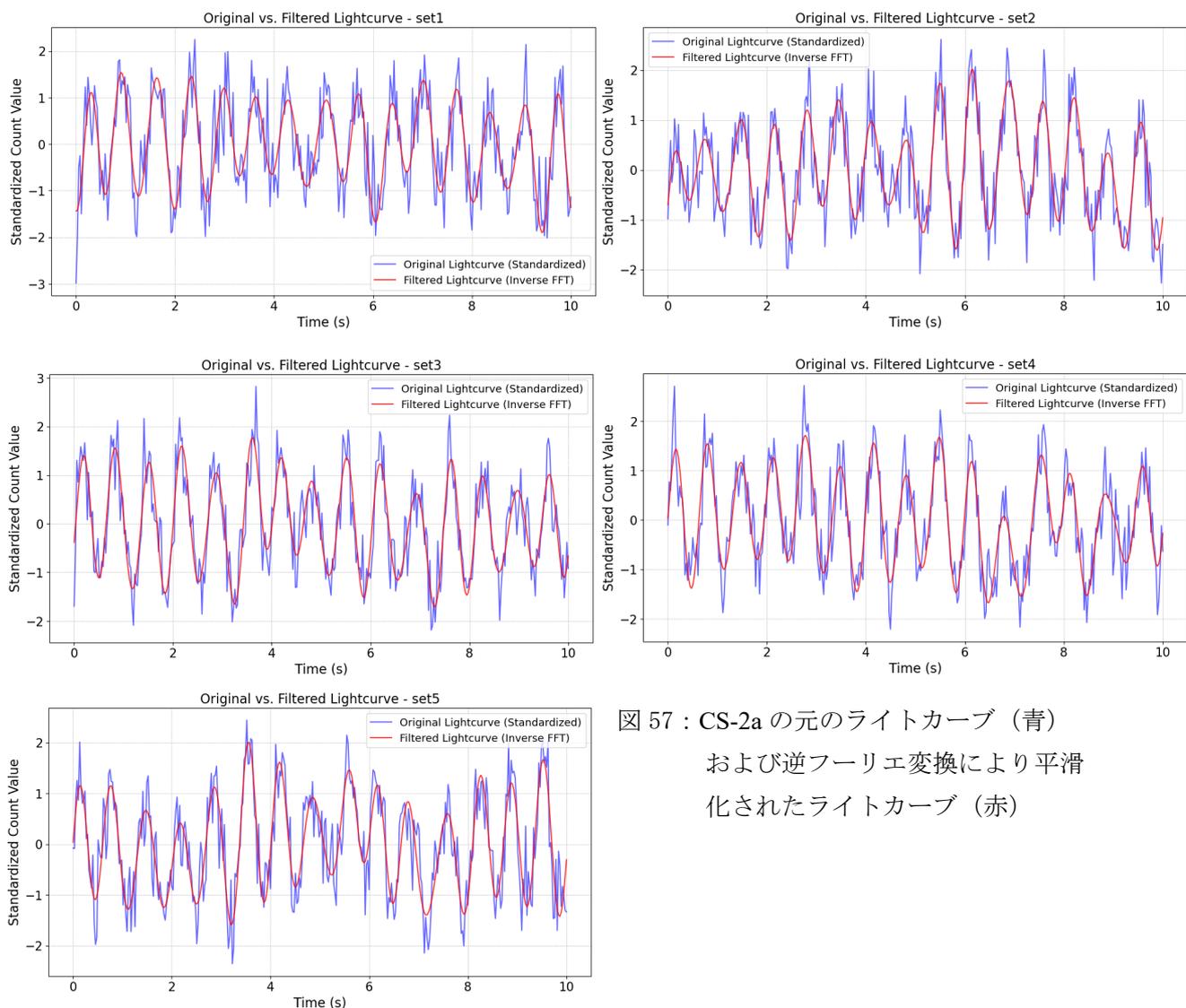


図 57 : CS-2a の元のライトカーブ (青)
 および逆フーリエ変換により平滑
 化されたライトカーブ (赤)

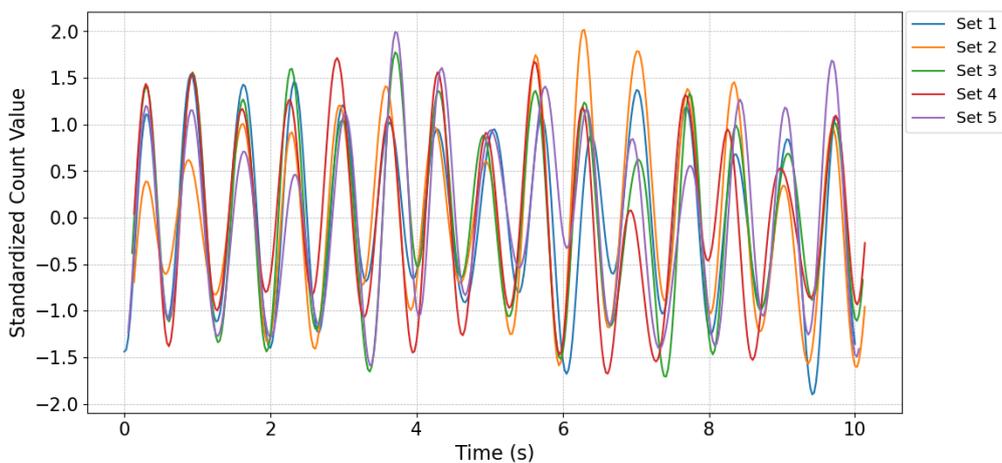


図 58 : 平滑化された CS-2a の重ね合わせライトカーブ (2024/09/13 観測)

4.3 周期解析

4.2 節で示した各ライトカーブに基づいて、第 3 章で述べた周期解析 PDM を適用した結果を紹介する。図 59-65 は JCSAT-2 のライトカーブ(図 47-53)に PDM を適用した結果である。各解析結果の最適周期は図中に示した。JCSAT-2 における PDM の計算に用いたパラメータは、 $[\tau_{\min}, \tau_{\max}] = [1.0, 6.0]$ 、 $K = 1000$ 、 $M = 80$ である。

PDM の結果、JCSAT-2 の最適周期は平均で 4.5 秒であった。さらに、調和周期として 2.3 秒の周期も検出した。4.2 節の図 47-53 で示した JCSAT-2 のライトカーブでは、約 2 秒で大小二つのピーク状の反射強度が交互に現れていた。これらのピークについて、同じ特徴を持つスパイクが現れる周期を最適周期と判断し、異なる特徴を持つスパイクが現れる周期を調和周期とした。

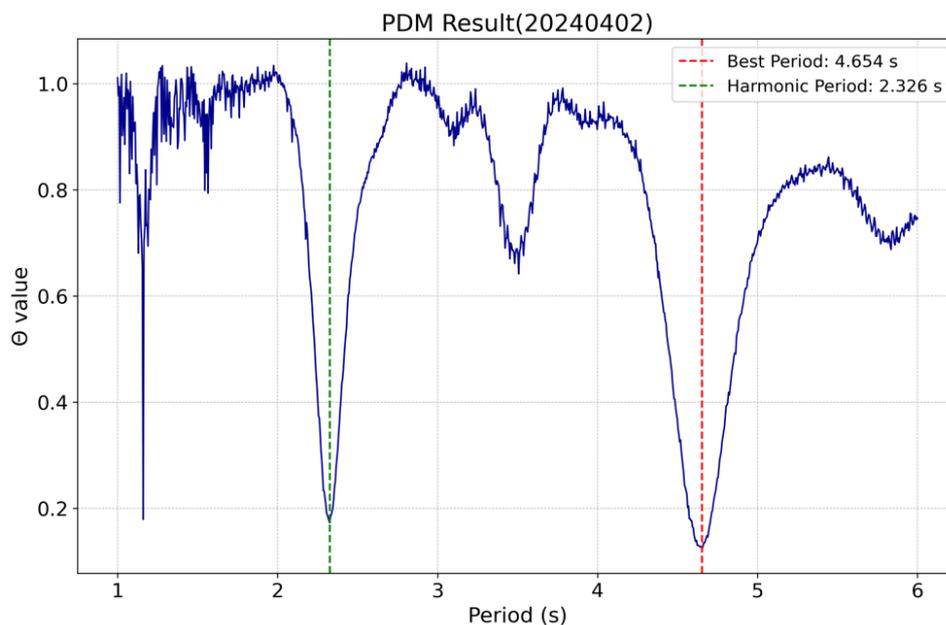


図 59 : 2024 年 4 月 2 日のデータに対する JCSAT-2 の PDM 結果

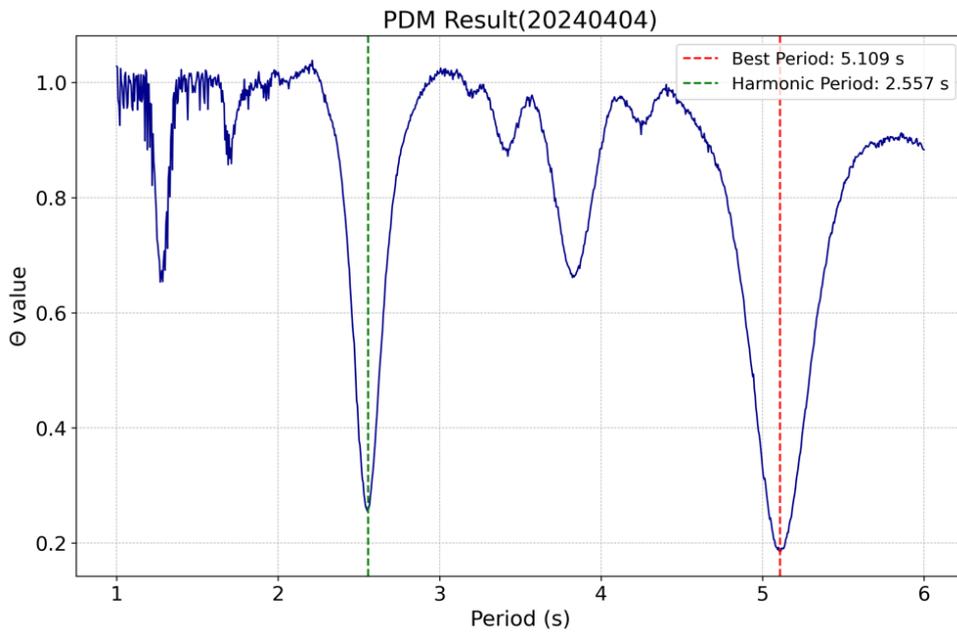


図 60 : 2024 年 4 月 4 日のデータに対する JCSAT-2 の PDM 結果

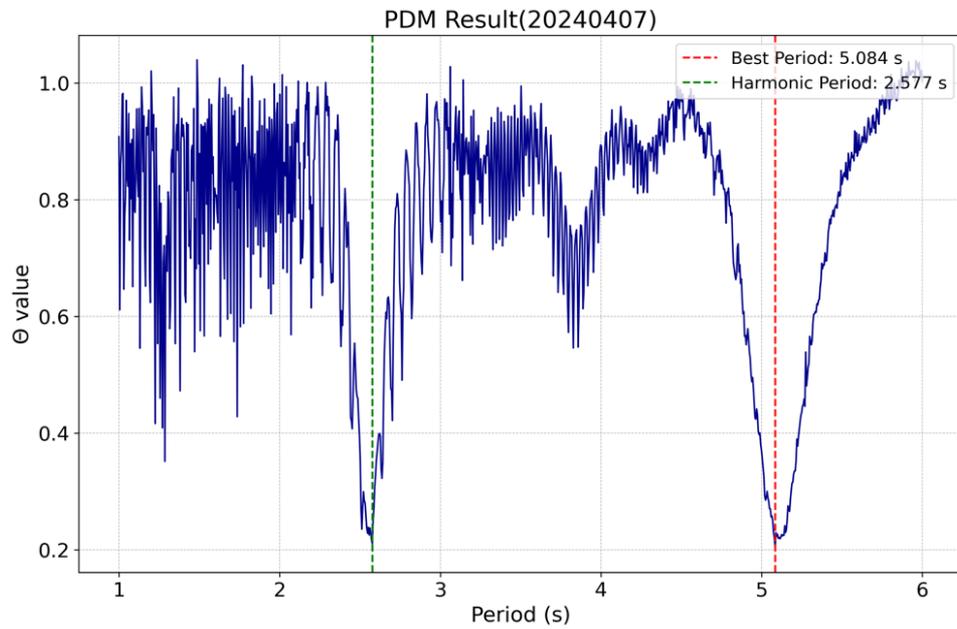


図 61 : 2024 年 4 月 7 日のデータに対する JCSAT-2 の PDM 結果

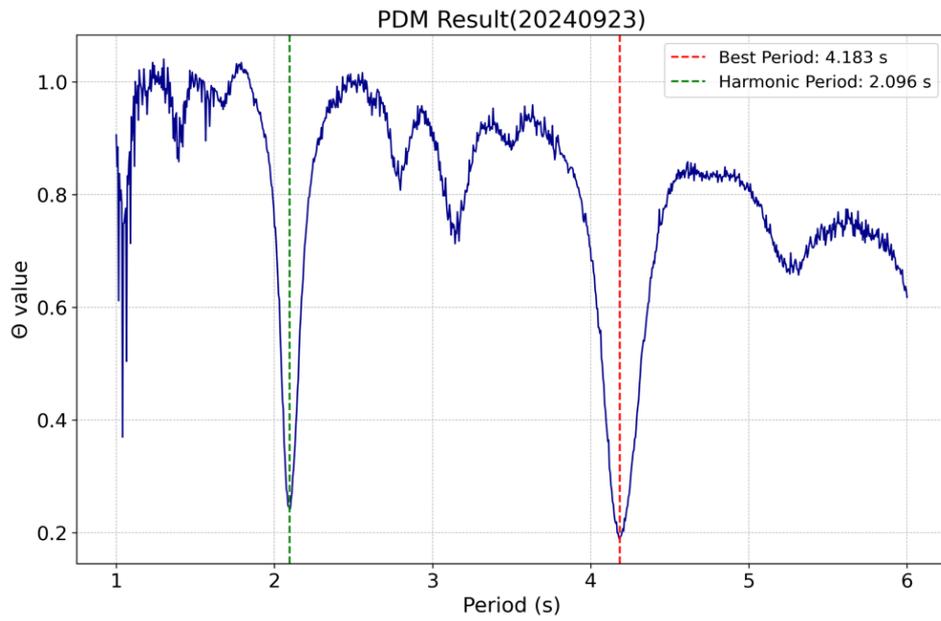


図 62 : 2024 年 9 月 23 日のデータに対する JCSAT-2 の PDM 結果

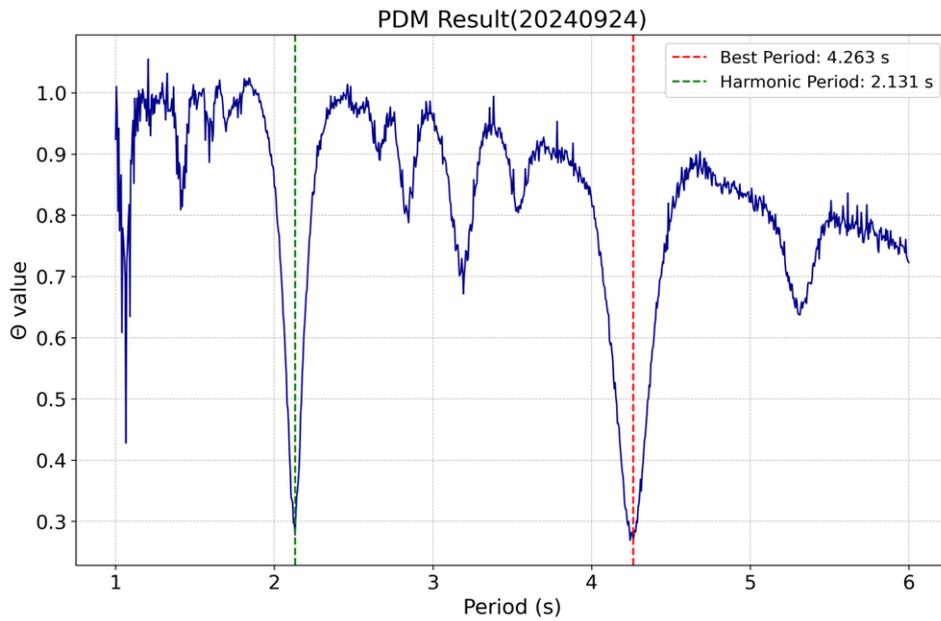


図 63 : 2024 年 9 月 24 日のデータに対する JCSAT-2 の PDM 結果

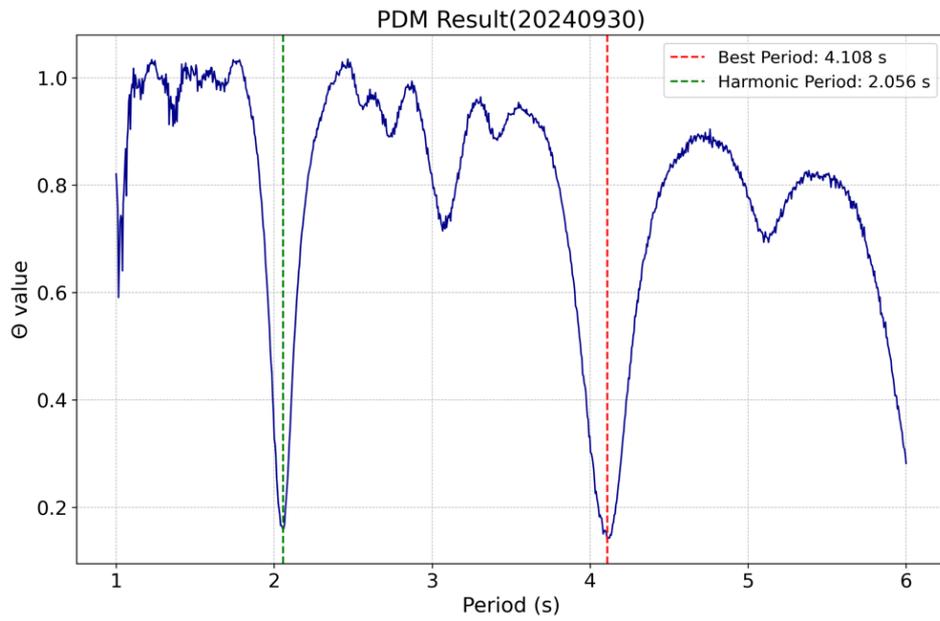


図 64 : 2024 年 9 月 30 日のデータに対する JCSAT-2 の PDM 結果

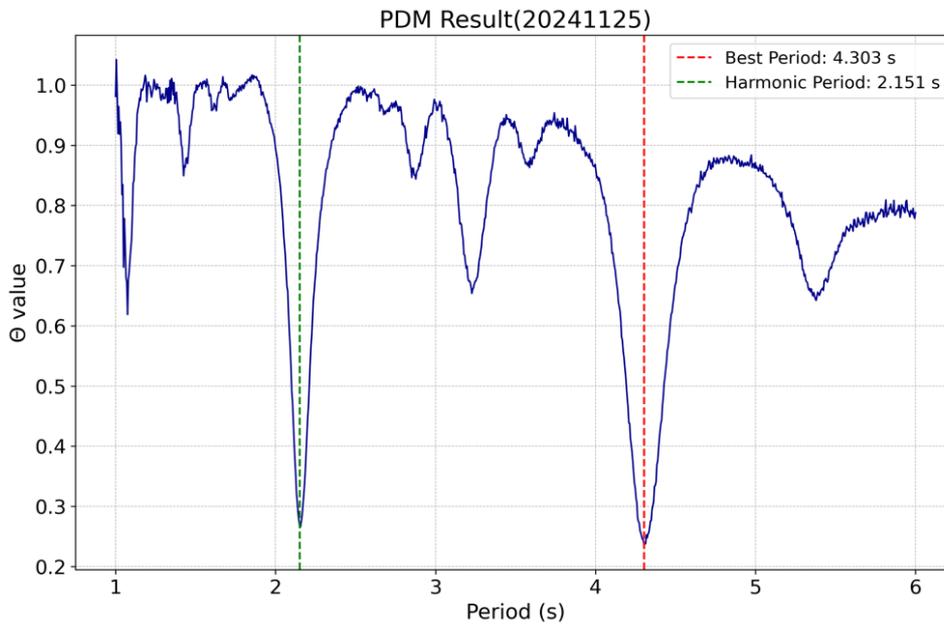


図 65 : 2024 年 11 月 25 日のデータに対する JCSAT-2 の PDM 結果

次に、図 54 に示した EUTELSAT 33A のライトカーブに PDM を適用した結果を図 66 に示す。EUTELSAT 33A は図 54 のライトカーブを見ると、スパイク状の反射強度の大小が約 1.8 秒で交互に出現していた。反射強度が大きい(小さい)特徴を持つスパイクはデブリの同一の面が反射していると考えられる。図 66 の PDM の結果から、分散値 Θ が極めて小さくなる周期が二つ検出されているが、同一の特徴を持つスパイクが現れる周期を最適周期(3.5 秒)と判断し、大小のスパイクが出現する周期を調和周期(1.7 秒)とした。

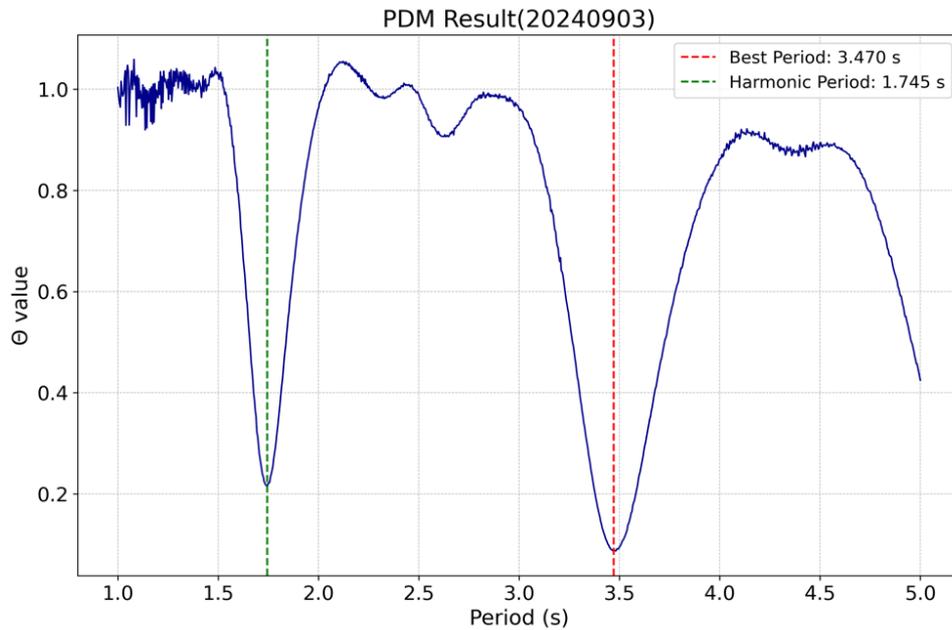


図 66 : EUTELSAT 33A の周期解析結果。 $[\tau_{\min}, \tau_{\max}] = [1.0, 5.0]$ 、 $K = 1000$ 、 $M = 80$

次に INTELSAT 603 のライトカーブ(図 55)に PDM を適用した結果を図 67 に示す。PDM の結果、分散値 Θ が極めて小さくなる周期が二箇所現れた。JCSAT-2 や EUTELSAT 33A ほど顕著ではないが、INTELSAT-603 には約 5 秒ごとにピークの大小が交互に現れていたため、大きい(小さい)反射強度を持つピークが次に現れるまでの時間である最適周期(10.0 秒)とスパイク状の反射率の大きいピークが現れてから、小さいピークが現れるまでの時間である調和周期(5.0 秒)が検出された。

最後に図 57 中の青い曲線で表示した、平滑化前の CS-2a の各ライトカーブに PDM を適用し、それらの平均をプロットした結果を図 68 に示す。CS-2a も他の三つのデブリと同様に最適周期のほかに調和周期が出現している。図 58 のライトカーブを見ると、観測時間全体で反射強度の振幅はほぼ一定であることから、どちらが真の回転周期であるかを判断するのは容易ではない。

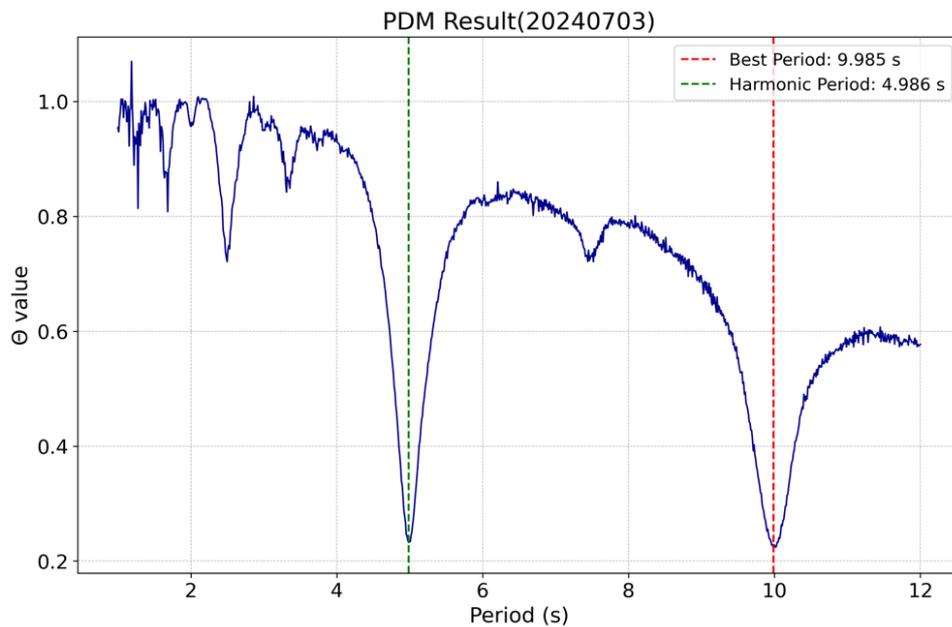


図 67 : INTELSAT603 の周期解析結果。[τ_{\min} , τ_{\max}] = [1.0, 12.0]、K = 1000、M = 80

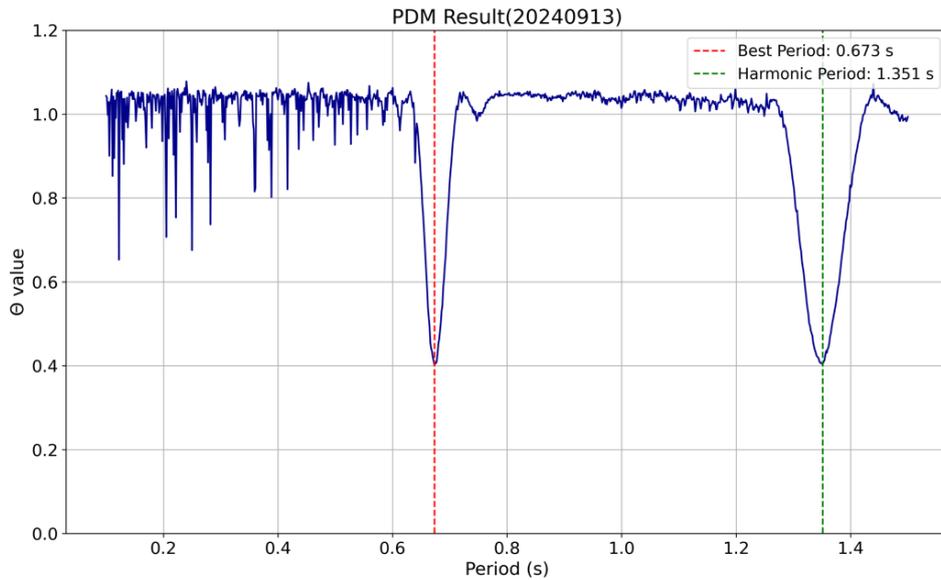


図 68:CS-2a の周期解析結果。 $[\tau_{\min}, \tau_{\max}] = [0.1, 1.6]$ 、 $K = 1000$ 、 $M = 30$

表 11 には、各観測日における PDM (Phase Dispersion Minimization) から推定された JCSAT-2、EUTELSAT 33A、INTELSAT-603、CS-2a の回転周期の結果を示している。これら 4 つのデブリは、運用当時、すべてスピン安定方式を採用しており、その運動特性には類似性があると考えられていた。しかし、本研究の観測結果からは、運用終了後、それぞれのデブリが独自の運動特性を有していることが明らかになった。

JCSAT-2 および EUTELSAT 33A はライトカーブの形状が類似しているものの、回転周期には約 1 秒から 1.6 秒の差が確認された。INTELSAT-603 は、観測されたデブリの中で最も長い回転周期である 10 秒を示した。これに対して、CS-2a は回転周期が 0.7 秒と最も短い周期を持つ。加えて、CS-2a のライトカーブは、他の 3 つのデブリにおいて観測された顕著なスパイク状の反射強度の増加とは異なり、ほぼ一定のピーク強度を持つ振幅を示している点特徴的であった。

表 11：各デブリの推定回転周期

デブリ	観測日	周期(調和周期)[s]
JCSAT-2	2024/04/02	4.7 (2.3)
	2024/04/04	5.1 (2.6)
	2024/04/07	5.1 (2.6)
	2024/09/23	4.2 (2.1)
	2024/09/24	4.3 (2.1)
	2024/09/30	4.1 (2.1)
	2024/11/25	4.3 (2.2)
EUTELSAT 33A	2024/09/03	3.5 (1.8)
INTELSAT-603	2024/07/03	10.0 (5.0)
SAKURA-2a	2024/09/13	0.7 (1.4)

第5章 考察

5.1 分光撮像観測に基づくデブリの表面特性

4.1 節ではひまわり9号およびSL-12 R/Bの相対測光の結果を示した。本節ではそれぞれの衛星、デブリについて、表面特性の考察を行う。

図45に示すひまわり9号の反射率スペクトルは、短波長域(450 nm付近)で反射率が低く平坦な特性を示し、長波長域(750-900 nm)にかけて反射率が増加する傾向が確認できる。これは *Fujiwara et al.(2021)*における、太陽位相角が160度の時の結果と類似している。

図69はGaAs太陽電池サンプルの反射率スペクトルを示しており、400 nm付近と850-900 nmの波長域に特徴的なピークが見られる。また、1.2節の図7は銀色でコーティングされた多層断熱材(Multi-Layer Insulation : MLI)サンプルの反射率スペクトルを示しており、このMLIは400-900 nmの波長範囲において平坦なスペクトル形状を持つことがわかる。

本研究では、観測に使用したLCTFの光学特性上、短波長側で透過率が低いいため、400 nm付近の撮像が困難であった。そのため、図69に示されているような400 nmのピークは本観測では確認できなかった。一方で、図45の2023年6月15日および7月10日の観測において、波長870-880 nmにかけて反射率が増加しており、これは図69に示すGaAs太陽電池サンプルの反射率スペクトルの結果における850-900 nmの反射率の増加とよく一致している。

人工衛星やデブリの反射率スペクトルは、それらを構成するさまざまな材質のスペクトルが重畳した結果として現れるため、単一の物質の理想的な反射率スペクトルとは一致しないと考えられる。特に、観測対象が複数の材質で構成される複合構造を持つ場合、異なる材質の反射特性が重なり合うことで、特定のピークが緩和される、あるいは消失することが考えられる。

ひまわり9号は、図28に示した通り、衛星本体が銀色のMLIで覆われており、さらにGaAs太陽電池パドルを採用している。そのため、本観測で得られた反射率スペクトルは、これらの異なる材質の反射特性が合成された結果であると考えられる。

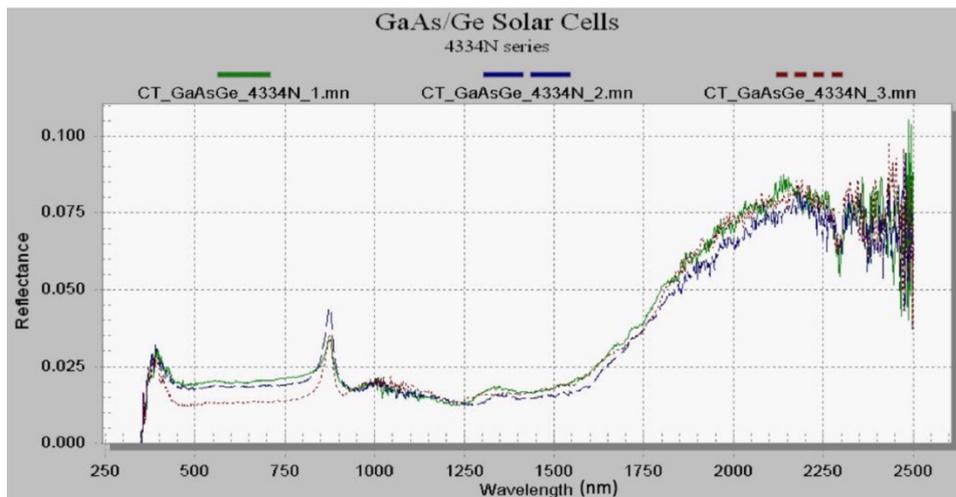


図 69 : GaAs 太陽電池の反射率スペクトル[*Jacqueline, 2018*]

次に SL-12 R/B について考察する。カタログ番号 23111 の SL-12 R/B は Proton-K Block-DM-2/11S861 の第 4 ステージ (Block-DM-2) (図 70) であり、人工衛星を静止トランスファ軌道から静止軌道に投入するために使用された。

本観測で得られた SL-12 R/B の反射率スペクトル(図 46)は短波長から長波長にかけて反射率が単調に増加しており、図 5 に示した宇宙曝露によって白色から金色に変色した塗料の反射率スペクトルと反射率の増加傾向が一致していることが確認できる。

このプロトンロケットは、1994 年 5 月 20 日に打ち上げられ、静止トランスファ軌道を約 30 年間周回している。長期間にわたり宇宙空間に滞在する物体は、宇宙線や太陽風などの外部環境の影響を受ける。このような環境に曝されることで物体表面の物理的および化学的性質に変化が生じていると考えられる。



図 70 : Block DM-2 の外観 [*Pearce et al., 2020*]

本研究では、ピリカ望遠鏡に搭載された LCTF を内蔵する MSI を用いて、紫外から近赤外の広帯域にわたる分光撮像観測によりデブリの反射率スペクトルを取得し、その表面特性を推定できる可能性を示した。観測結果は、宇宙空間に長期間曝されたデブリの光学的特性が、構成材質に依存した特徴を反映していることを示唆している。これにより、ピリカ望遠鏡を用いた分光撮像観測は、静止軌道上のデブリの材質推定や分類に有効であることが確認された。

本研究では、ピリカ望遠鏡で観測して得られた人工衛星ひまわり 9 号とロケットデブリ SL-12 R/B の反射率スペクトルを、*Jacqueline* [2018]、*Vananti et al.* [2017]、*Jorgensen et al.* [2003] で示された。限られたサンプルの反射率スペクトルと比較検証を行った。精度の高い比較検証を実現するためには、アルミニウム、ステンレス、白色 MLI など、多くの衛星搭載品の反射率スペクトルを実験室観測で取得する必要がある。加えて、図 45 に示すひまわり 9 号の反射率スペクトルは、観測日や位相角ごとに異なる傾向を示すことが確認された。このことから、実験室において取得する反射率スペクトルについても位相角依存性を詳細に調査する必要がある。さらに、観測データとの正確な比較を行うためには、同一の位相角条件下での観測データを比較することが重要である。

また、本項で述べたように、デブリや人工衛星の反射率スペクトルは、それらを構成する複数の材質の反射率スペクトルの合成として観測される。そのため、将来的には、実験室で取得した各材質サンプルの反射率スペクトルに基づき、複数のサンプルの反射率スペクトルを統合して全体のスペクトルを計算するモデルを構築することが有効であると考えられる。

5.2 回転軸に関するシミュレーション

JCSAT-2 を例に、モデルを用いた回転軸のシミュレーションを実施した。図 71 に太陽、観測者、デブリの位置関係を示している。このシミュレーションではデブリの回転軸ベクトル (l, m, n) の導出を目標としている。

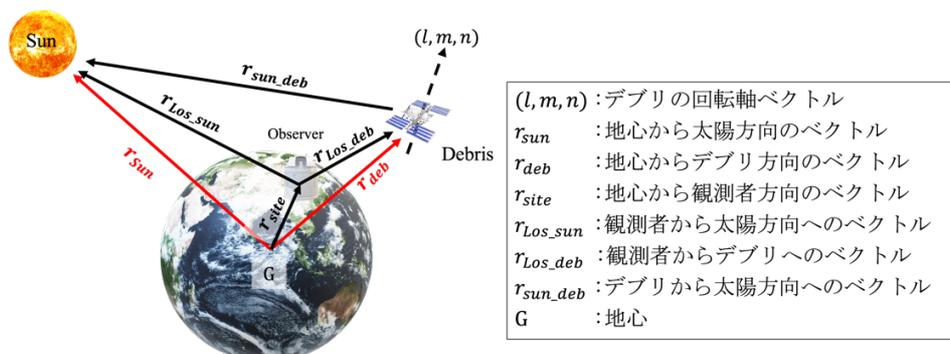


図 71 : 太陽、観測者、デブリの位置関係

5.2.1 SDP4 (Simplified Deep Space Perturbations 4)

シミュレーションを行う前段階として、観測者とデブリの位置を計算する。SDP4(Simplified Deep Space Perturbations 4)は、人工衛星やデブリの位置と速度を効率的に計算するアルゴリズム[Hoots, 1980; Vallado, 2006]であり、特に遠地軌道(高度約 20,000 km 以上)や深宇宙を周回する人工衛星に適用される。このアルゴリズムは2.4.1節で説明した TLE 形式で提供される軌道要素を基にデブリや衛星の運動に影響を与える摂動を考慮しながら位置と速度を予測する。以下に、SDP4 の計算手順を Hoots [1980]の SPACETRACK REPORT NO.3 に基づいて説明する。

SDP4 モデルは NORAD(North American Aerospace Defense Command)によって開発された人工衛星の軌道予測アルゴリズムであり、主に中高度から高高度の地球周回軌道における衛星運動の記述を目的としている。このモデルは、2.4.1 節で紹介した軌道要素セット (TLE: Two-Line Element) を入力として、衛星の軌道運動を精密に計算するための一連の補正式を提供する。

まず、入力された初期の平均運動(n_0)を用いて補正された軌道要素を計算する。初期半長径 a_1 は式(5.2.1)で求められる。

$$a_1 = \left(\frac{k_e}{n_0} \right)^{\frac{2}{3}} \quad (5.2.1)$$

ここで、 $k_e (= \sqrt{GM})$ は重力定数であり、地球の質量 M および万有引力定数 G に基づいて定義される定数値である。一方、 n_0 は軌道運動の平均運動を示し、単位は回転/分で表される。

続いて、地球の形状による重力場の非対称性を反映する摂動項 δ_1 が式(5.2.2)により計算される。

$$\delta_1 = \frac{3}{2} k_2 \frac{(3 \cos^2 i_0 - 1)}{a_1^2 (1 - e_0^2)^{3/2}} \quad (5.2.2)$$

ここで、 k_2 は地球の扁平率を反映した定数であり、地球重力ポテンシャルの帯状調和重力モデルの係数の一つである J_2 項を用いて $k_2 = \frac{1}{2} J_2 a_E^2$ で表される。 i_0 および e_0 はそれぞれ軌道傾斜角と軌道離心率を表す。これらの値は全て入力データ (TLE) から取得される。

次に、補正後の半長軸 a_0 が以下の式(5.2.3)を用いて計算される。この式は、衛星軌道における精密な補正を施すためのものである。

$$a_0 = a_1 \left(1 - \frac{1}{3} \delta_1 - \delta_1^2 - \frac{134}{81} \delta_1^3 \right) \quad (5.2.3)$$

さらに補正を行うために、補正項 δ_0 、補正後の平均運動 n_0'' 、半長径 a_0'' は式(5.2.4)、(5.2.5)、

(5.2.6)で与えられる。

$$\delta_0 = \frac{3}{2} k_2 \frac{(3 \cos^2 i_0 - 1)}{a_0^2 (1 - e_0^2)^{3/2}} \quad (5.2.4)$$

$$n_0'' = \frac{n_0}{1 + \delta_0} \quad (5.2.5)$$

$$a_0'' = \frac{a_0}{1 - \delta_0} \quad (5.2.6)$$

さらに、近地点の高度に応じてモデルに用いる補正定数 s^* が変化する。具体的には、近地点が 98 km 以上 156 km 以下の場合、以下の式(5.2.7)を用いる。

$$s^* = a_0''(1 - e_0) - s + a_E \quad (5.2.7)$$

一方で、近地点が 98 km 未満の場合には式(5.2.8)が適用される。

$$s^* = \frac{20}{XKMPER} + a_E \quad (5.2.8)$$

ここで、 a_E は地球赤道半径、 $XKMPER$ は地球半径を km 単位で表した値(=6378.135)である。また、元の定数 s はモデル固有の値として与えられている。もし定数 s^* が修正された場合には、密度関数に用いられるパラメータ $(q_0 - s)^4$ も再計算される。この計算は次の式(5.2.9)のように表される。 q_0 は SDP4 アルゴリズムで使用する定数。

$$(q_0 - s)^4 = \left[[(q_0 - s)^4]^{1/4} + s - s^* \right]^4 \quad (5.2.9)$$

次に、軌道の形状や衛星運動に関連する基本的な物理量を補正するための中間項として、以下の補正項(5.2.10)、(5.2.11)、(5.2.12)を定義する。

$$\xi = \frac{1}{a_0''(1 - s)} \quad (5.2.10)$$

$$\beta_0 = \sqrt{1 - e_0^2} \quad (5.2.11)$$

$$\eta = a_0'' e_0 \xi \quad (5.2.12)$$

続いて、二次補正項 C_2 、一次補正項 C_1 、および四次補正項 C_4 がそれぞれ式(5.2.13)、(5.2.14)、(5.2.15)で定義する。ただし、 ω_0 は平均近地点引数で、TLE から入力され、 $\theta = \cos i_0$ とする。

$$C_2 = (q_0 - s)^4 \xi^4 n_0'' (1 - \eta^2)^{-\frac{7}{2}} \left[a_0'' \left(1 + \frac{3}{2} \eta^2 + 4e_0 \eta + e_0 \eta^3 \right) + \frac{3}{2} \frac{k_2 \xi}{(1 - \eta^2)} \left(-\frac{1}{2} + \frac{3}{2} \theta^2 \right) (8 + 24\eta^2 + 3\eta^4) \right] \quad (5.2.13)$$

$$C_1 = B^* C_2 \quad (5.2.14)$$

$$C_4 = 2n_0'' (q_0 - s)^4 \xi^4 a_0'' \beta_0'' (1 - \eta^2)^{-\frac{7}{2}} \left(\left[2\eta(1 + e_0 \eta) + \frac{1}{2} e_0 + \frac{1}{2} \eta^3 \right] - \frac{2k_2 \xi}{a_0'' (1 - \eta^2)} \times \left[3(1 - 3\theta^2) \left(1 + \frac{3}{2} \eta^2 - 2e_0 \eta - \frac{1}{2} e_0 \eta^3 \right) + \frac{3}{4} (1 - \theta^2) (2\eta^2 - e_0 \eta - e_0 \eta^3) \cos 2\omega_0 \right] \right) \quad (5.2.15)$$

ここで、 C_2 は二次の補正項として軌道運動の安定性を評価する役割を果たし、 C_1 は C_2 を用いた一次補正項である。さらに、 C_4 はより高次の補正を実現するための式であり、特に衛星の運動に対する地球重力場の高次影響をモデル化する。

補正された平均運動 \dot{M} 、近地点引数 $\dot{\omega}$ 、および昇交点経度 $\dot{\Omega}$ の変化率は以下の式(5.2.16)、(5.2.17)、(5.2.18)で表される。

$$\dot{M} = \left[1 + \frac{3k_2(-1 + 3\theta^2)}{a_0'' \beta_0''^3} + \frac{2k_2^2(13 - 78\theta^2 + 137\theta^4)}{16a_0''^4 \beta_0''^7} \right] n_0'' \quad (5.2.16)$$

$$\dot{\omega} = \left[-\frac{3k_2(1 - 5\theta^2)}{2a_0''^2 \beta_0''^4} + \frac{3k_2^2(7 - 114\theta^2 + 395\theta^4)}{16a_0''^4 \beta_0''^8} + \frac{5k_4(3 - 36\theta^2 + 49\theta^4)}{4a_0''^4 \beta_0''^8} \right] n_0'' \quad (5.2.17)$$

$$\dot{\Omega} = \dot{\Omega}_1 + \left[\frac{3k_2^2(4\theta - 19\theta^3)}{2a_0''^4 \beta_0''^8} + \frac{5k_4\theta(3 - 7\theta^2)}{2a_0''^4 \beta_0''^8} \right] n_0'' \quad (5.2.18)$$

k_4 は地球の扁平率を反映した定数であり、地球重力ポテンシャルの帯状調和重力モデルの係数の一つである J_4 項を用いて $k_4 = \frac{1}{2} J_4 a_E^2$ で表される。ここで、 $\dot{\Omega}_1$ は式(5.2.19)で表される。

$$\dot{\Omega} = -\frac{3k_2\theta}{a_0''^2\beta_0^4}n_0'' \quad (5.2.19)$$

これらの補正值は、地球重力場の非対称性および大気の影響を考慮する上で必要不可欠である。特に、近地点引数や昇交点経度の補正は、軌道の長期的な進化をモデル化するための重要な要素となる。

次に、重力の永年効果を式(5.2.20)-(5.2.22)でモデル化する。

$$M_{DF} = M_0 + \dot{M}(t - t_0) \quad (5.2.20)$$

$$\omega_{DF} = \omega_0 + \dot{\omega}(t - t_0) \quad (5.2.21)$$

$$\Omega_{DF} = \Omega_0 + \dot{\Omega}(t - t_0) \quad (5.2.22)$$

ここで、 $(t - t_0)$ は TLE から入力される基準時間(epoch)からの経過時間を示す。また、大気抵抗の永年効果は式(5.2.23)で昇交点経度の式に含まれる。

$$\Omega = \Omega_{DF} - \frac{21 n_0'' k_2 \theta}{2 a_0''^2 \beta_0^2} C_1 (t - t_0)^2 \quad (5.2.23)$$

ここで、 C_1 は式(5.2.14)で計算される補正係数、大気抵抗による効果を反映したパラメータであり、摂動効果を計算する際に重要な役割を果たす。

SDP4 では深宇宙における永年効果および長周期共鳴効果が軌道要素に追加される。この時、大気抵抗の永年効果が式(5.2.24)-(5.2.26)で示すように、半長径 a 、離心率 e 、平均近点離角 \mathbb{L} に反映される。

$$a = a_{DS} [1 - C_1 (t - t_0)]^2 \quad (5.2.24)$$

$$e = e_{DS} - B^* C_4 (t - t_0) \quad (5.2.25)$$

$$\mathbb{L} = M_{DS} + \omega_{DS} + \Omega_{DS} + n_0'' \left[\frac{3}{2} C_1 (t - t_0)^2 \right] \quad (2.5.26)$$

ここで、 a_{DS} 、 e_{DS} 、 M_{DS} 、 ω_{DS} 、 Ω_{DS} は、深宇宙摂動および共鳴補正を適用後の軌道要素を表している。

次に、深宇宙における、月や太陽の長周期的効果を軌道要素に追加する。追加する長周期項は式(5.2.27)-(5.2.32)で表される。

$$a_{xN} = e \cos \omega \quad (5.2.27)$$

$$\beta = \sqrt{1 - e^2} \quad (5.2.28)$$

$$\mathbb{L}_L = \frac{A_{3,0} \sin i_0}{8k_2 a \beta^2} (e \cos \omega) \left(\frac{3 + 5\theta}{1 + \theta} \right) \quad (5.2.29)$$

$$a_{yNL} = \frac{A_{3,0} \sin i_0}{4k_2 a \beta^2} \quad (5.2.30)$$

$$\mathbb{L}_T = \mathbb{L} + \mathbb{L}_L \quad (5.2.31)$$

$$a_{yN} = e \sin \omega + a_{yNL} \quad (5.2.32)$$

ここで $A_{3,0}$ は定数で $A_{3,0} = -J_3 a_E^3$ 、 J_3 は地球重力ポテンシャルの帯状調和重力モデルの係数の一つである。

次に、ケプラー方程式について、以下で定義される $(E + \omega)$ を解く。

$$U = \mathbb{L}_T - \Omega \quad (5.2.33)$$

$$(E + \omega)_{i+1} = (E + \omega)_i + \Delta(E + \omega)_i \quad (5.2.34)$$

ここで、 $\Delta(E + \omega)_i$ は式(5.2.35)で表される。

$$\Delta(E + \omega)_i = \frac{U - a_{yN} \cos(E + \omega)_i + a_{xN} \sin(E + \omega)_i - (E + \omega)_i}{-a_{yN} \sin(E + \omega)_i - a_{xN} \cos(E + \omega)_i + 1} \quad (5.2.35)$$

初期条件として式(5.2.36)を設定し、この反復計算を収束するまで行う。この計算により、短周期摂動の基礎となる $E + \omega$ が得られる。

$$(E + \omega)_1 = U \quad (5.2.36)$$

続いて、式(5.2.37)-(5.2.52)に短周期摂動の計算に必要な方程式を示す。

$$e \cos E = a_{xN} \cos(E + \omega) + a_{yN} \sin(E + \omega) \quad (5.2.37)$$

$$e \sin E = a_{xN} \sin(E + \omega) - a_{yN} \cos(E + \omega) \quad (5.2.38)$$

$$e_L = (a_{xN}^2 + a_{yN}^2)^{\frac{1}{2}} \quad (5.2.39)$$

$$p_L = a(1 - e_L^2) \quad (5.2.40)$$

$$r = a(1 - e \cos E) \quad (5.2.41)$$

$$\dot{r} = k_e \frac{\sqrt{a}}{r} e \sin E \quad (5.2.42)$$

$$r \dot{f} = k_e \frac{\sqrt{p_L}}{r} \quad (5.2.43)$$

$$\cos u = \frac{a}{r} \left[\cos(E + \omega) - a_{xN} + \frac{a_{yN}(e \sin E)}{1 + \sqrt{1 - e_L^2}} \right] \quad (5.2.44)$$

$$\sin u = \frac{a}{r} \left[\sin(E + \omega) - a_{yN} - \frac{a_{xN}(e \sin E)}{1 + \sqrt{1 - e_L^2}} \right] \quad (5.2.45)$$

$$u = \tan^{-1} \left(\frac{\sin u}{\cos u} \right) \quad (5.2.46)$$

$$\Delta r = \frac{k_2}{2p_L} (1 - \theta^2) \cos 2u \quad (5.2.47)$$

$$\Delta u = -\frac{k_2}{4p_L^2} (7\theta^2 - 1) \sin 2u \quad (5.2.48)$$

$$\Delta \Omega = \frac{3k_2 \theta}{2p_L^2} \sin 2u \quad (5.2.49)$$

$$\Delta i = \frac{3k_2 \theta}{2p_L^2} \sin i_0 \cos 2u \quad (5.2.50)$$

$$\Delta \dot{r} = -\frac{k_2 n}{p_L} (1 - \theta^2) \sin 2u \quad (5.2.51)$$

$$\Delta r \dot{f} = \frac{k_2 n}{p_L} \left[(1 - \theta^2) \cos 2u - \frac{3}{2} (1 - 3\theta^2) \right] \quad (5.2.52)$$

最終的に、短周期摂動項を加えることで修正された軌道要素が式(5.2.53)-(5.2.58)によって求められる。

$$\Delta r \dot{f} = \frac{k_2 n}{p_L} \left[1 - \frac{3}{2} k_2 \frac{\sqrt{1 - e_L^2}}{p_L^2} (3\theta^2 - 1) \right] + \Delta r \quad (5.2.53)$$

$$u_k = u + \Delta u \quad (5.2.54)$$

$$\Omega_k = \Omega + \Delta \Omega \quad (5.2.55)$$

$$i_k = I + \Delta i \quad (5.2.56)$$

$$r_k = \dot{r} + \Delta \dot{r} \quad (5.2.57)$$

$$r f_k = r \dot{f} + \Delta r \dot{f} \quad (5.2.58)$$

式(5.2.53)-(5.2.58)を用いて、人工衛星の位置と速度を計算する。単位方向ベクトル(unit orientation vectors) \mathbf{U} と \mathbf{V} は以下の式(5.2.59)と、(5.2.60)で求められる。

$$\mathbf{U} = \mathbf{M} \sin u_k + \mathbf{N} \cos u_k \quad (5.2.59)$$

$$\mathbf{V} = \mathbf{M} \cos u_k - \mathbf{N} \sin u_k \quad (5.2.60)$$

ここで、 \mathbf{M} と \mathbf{N} は以下のように定義される。

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin \Omega_k \cos i_k \\ \cos \Omega_k \cos i_k \\ \sin i_k \end{bmatrix} \quad (5.2.61)$$

$$N = \begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Omega_k \\ \sin \Omega_k \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5.2.62)$$

結果として、位置と速度は以下により導出する。

$$\mathbf{r} = r_k \mathbf{U} \quad (5.2.63)$$

$$\dot{\mathbf{r}} = \dot{r} \mathbf{U} + (rf)_k \mathbf{V} \quad (5.2.64)$$

5.2.2 座標系

(1) 地球中心慣性座標系 (Earth Centered Inertial : ECI)

地球中心慣性座標系(Earth Centered Inertial : ECI)は、地球重心を原点とした慣性基準座標系(図 72)である。この座標系は、地球の回転や歳差運動を無視して固定されており、天体力学や軌道解析における標準的な枠組みを提供する。特徴として、ECI 座標系は地球の赤道面を基準平面とし、z軸が地球の自転軸(北極方向)と一致し、x軸が春分点方向を指す。一方で、ECIは慣性座標系として定義されるため、春分点の移動や地球の回転など、地球固有の運動は考慮されない。

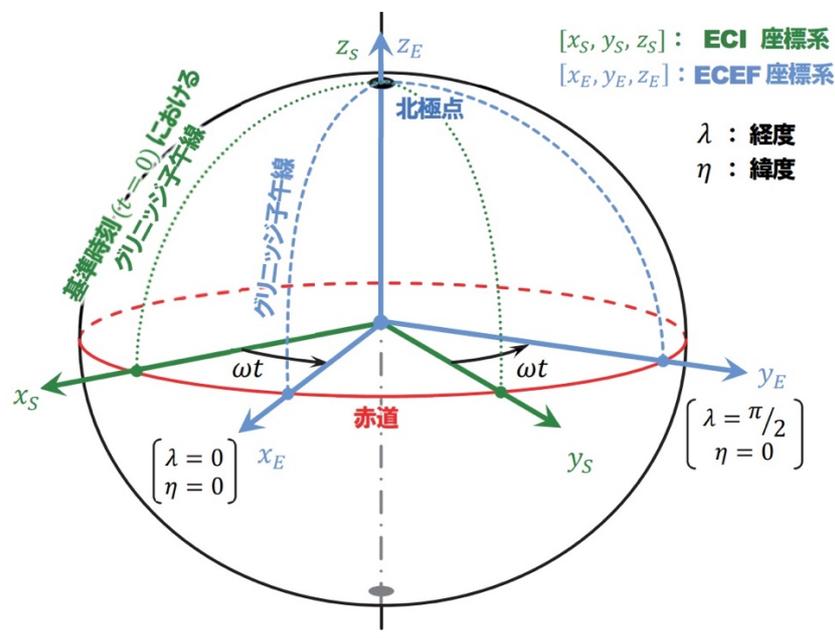


図 72 : ECI 座標系と ECEF 座標系[Yanagisawa, 2021]

(2) TEME(True Equator Mean Equinox)

TEMEとは、真赤道面平均春分点を基準とする座標系(図73)である。この座標系は地球の重心を原点とし、 x 軸は地球赤道面上の平均春分点(Mean Equinox)の方向、 z 軸は地球の自転軸の方向に一致し、地球赤道面に対して垂直である。 y 軸は x 軸と z 軸に直行するよう右手系で定義される。TEME座標系はECIと同様、地球の自転とともに回転しない座標系であるが、歳差運動を考慮した平均春分点方向に x 軸を定義している点異なる。

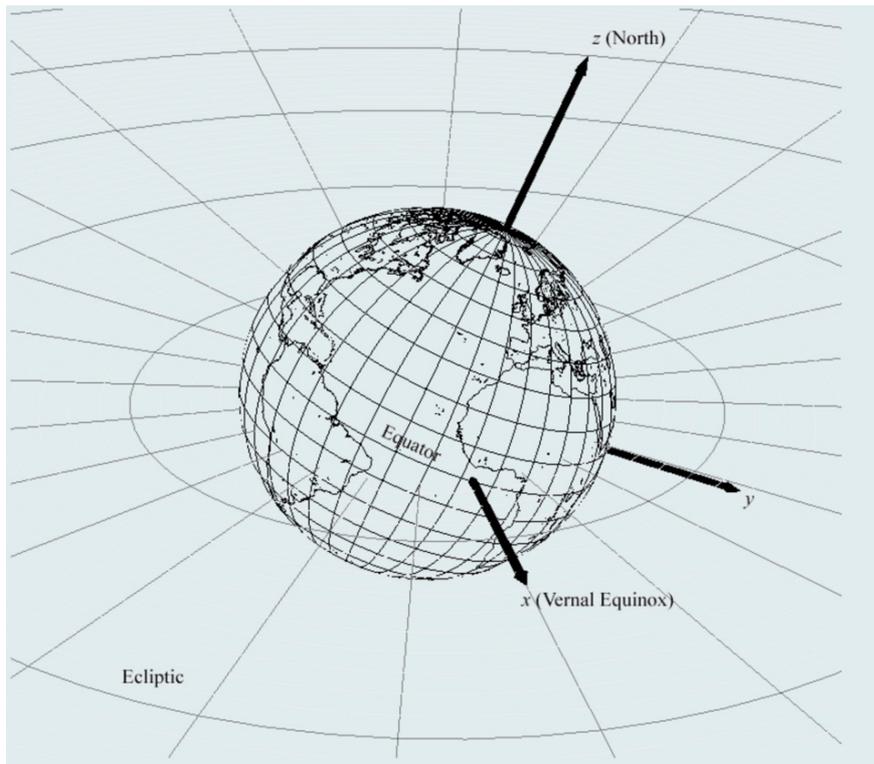


図 73 : TEME 座標系 [Kelso, 2023]

(3) 地心地球固定座標系 (Earth-Centered, Earth-Fixed : ECEF)

地心地球固定座標系(Earth-Centered, Earth-Fixed : ECEF)は地球の重心を原点とする 3次元直交座標系(図 72)であり、地球の自転と同期して回転している。 x 軸は地球赤道面と本初子午線の交点(グリニッジ子午線の方角)、 z 軸は地球の自転軸に沿って北極方向を指す。 y 軸は赤道面内で x 軸および z 軸に直行する方向に定義される。ECEF は ECI や TEME とは異なり、地球の自転に同期して回転する。

デブリの回転軸ベクトルを求めるためのシミュレーションを実施するにあたって、観測者から見たデブリの視線ベクトルを正確に求める必要がある。ECI や TEME 座標系では、地球の自転を考慮しないため、観測者の位置は時間とともに変化する。一方、デブリアも軌道運動を続けているため、その座標は時間依存である。このように、ECI や TEME では観測者とデブリアの両方が動的に変化する一方で、ECEF では観測者の座標は固定され、デブリアの座標のみが時間依存で変化する。この特性により、ECEF は観測者基準の視線ベクトル計算に適している。

SDP4 で出力されるデブリアの位置座標は TEME である。これを ECEF に変換するために Python の天文学計算パッケージ skyfield(<https://pypi.org/project/skyfield/>)を使用し、デブリアの座標を変換した(図 71 における \mathbf{r}_{deb})。一方、観測者の位置(緯度・経度・高度)の ECEF 座標(x, y, z)への変換は以下の式を用いた。なお、この観測者の座標は図 71 の \mathbf{r}_{site} である。

$$x = (N + h) \cos \phi \cos \lambda \quad (5.2.65)$$

$$y = (N + h) \cos \phi \sin \lambda \quad (5.2.66)$$

$$z = [(1 - e^2)N + h] \sin \phi \quad (5.2.67)$$

ここで、 ϕ は観測者の緯度、 λ は観測者の経度、 h は観測者の高度である。また、 N は卯酉線曲率半径で、地球楕円体の赤道半径 a 、地球楕円体の離心率 e を用いて以下の式(5.2.68)で定義される。

$$N = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \phi}} \quad (5.2.68)$$

さらに、観測時刻における太陽の位置ベクトル(図 71 の \mathbf{r}_{sun})は、天文計算ライブラリである Astropy を用いて算出した。具体的には、指定した観測時刻に基づき、太陽の位置を ICRS (International Celestial Reference System) 座標系で取得し、それを地球固定基準系である ITRF (International Terrestrial Reference Frame) 座標系に変換した。

以上の変換により、図 71 に示される、それぞれの視線ベクトルは式(5.2.70)-(5.2.72)で計算

できる。

$$\mathbf{r}_{Los_deb} = \mathbf{r}_{deb} - \mathbf{r}_{site} \quad (5.2.70)$$

$$\mathbf{r}_{Los_sun} = \mathbf{r}_{sun} - \mathbf{r}_{site} \quad (5.2.71)$$

$$\mathbf{r}_{sun_deb} = \mathbf{r}_{sun} - \mathbf{r}_{deb} \quad (5.2.72)$$

5.2.3 Phong 反射モデル

Phong 反射モデルは、物体表面の光の反射特性をモデル化した照明計算手法であり、コンピュータ・グラフィックス分野で広く利用されている。このモデルは、1975年に Bui Tuong Phong によって提案され[Phong,1975]、物体表面の光沢やハイライトを効率的に表現するための、シンプルかつ効果的なアプローチを提供した。

このモデルでは、3次元空間内の光源、物体、観察者を含む環境全体が考慮される。Phong 反射モデルは、この環境内の光源から入射する光の反射を3つの成分に分解して計算する。まず、「環境光反射」は、空間全体に広がる均一な光によって物体が照らされる基本的な明るさを表現する。この光は直接的な光源からではなく、空間全体から間接的に入射するものとして扱われる。今回のシミュレーションでは、簡単のため太陽光以外の光が入射しないものとする。次に、「拡散反射」は、物体表面に入射した光がランダムに散乱される特性をモデル化し、物体の色や材質を反映する。最後に、「鏡面反射」は、物体表面が滑らかな場合に生じるハイライトや光沢を表現するもので、光源、観察者、物体表面の法線の幾何的な関係に基づいて強度が決定される。この鏡面反射の強度は、Phong 指数と呼ばれるパラメータによって制御され、表面の滑らかさや光沢感を調整できる。

以上を踏まえ、Phong 反射モデルは、デブリの反射強度 I 、拡散反射強度 I_d 、鏡面反射強度 I_s を用いて式(5.2.5)のように表される。

$$I = I_d + I_s \quad (5.2.5)$$

また、それぞれの反射強度は以下のように表される。

$$I_d = k_d \cdot I_{sun} \cdot (\mathbf{L} \cdot \mathbf{N}) \quad (5.2.6)$$

$$I_s = k_s \cdot I_{sun} \cdot (\mathbf{R} \cdot \mathbf{V})^n \quad (5.2.7)$$

ここで、 k_d は拡散反射係数、 I_{sun} は入射光強度で $1,361 \text{ [W/m}^2\text{]}$ 、 \mathbf{L} は入射方向の単位ベク

トル、 \mathbf{N} はデブリ表面に対する法線ベクトルである。 k_s は鏡面反射係数、 \mathbf{R} は正反射方向の単位ベクトル、 \mathbf{V} は観測者方向の単位ベクトル、 n は Phong 指数である。 $\mathbf{R} \cdot \mathbf{V}$ は正反射方向と観測者方向の一致度を示している。この値が1に近い場合、反射強度は最大となる。したがって、Phong 指数が大きくなるほど、反射強度の分布が狭まり、正反射方向から少しでもずれると急激に反射強度が減少する。

これらのベクトルを可視化すると図 74 のようになる。さらに、正反射方向の単位ベクトル \mathbf{R} は \mathbf{L} と \mathbf{N} を用いて、式(5.2.8)のように変形できる。

$$\mathbf{R} = 2(\mathbf{L} \cdot \mathbf{N})\mathbf{N} - \mathbf{L} \quad (5.2.8)$$

以上をまとめると、デブリ表面による太陽光の反射強度 I は式(5.2.9)で計算できる。ただし、光源(太陽)がデブリ表面に正対する場合($\mathbf{L} \cdot \mathbf{N} \geq 0$)のみ反射が発生し、光源(太陽)がデブリ表面の裏側にある場合($\mathbf{L} \cdot \mathbf{N} \leq 0$)、反射は発生しないことに注意が必要である。

$$I = k_d \cdot I_{sun} \cdot (\mathbf{L} \cdot \mathbf{N}) + k_s \cdot I_{sun} \cdot \left((-\mathbf{L} + 2\mathbf{N}(\mathbf{L} \cdot \mathbf{N})) \cdot \mathbf{V} \right)^n \quad (5.2.9)$$

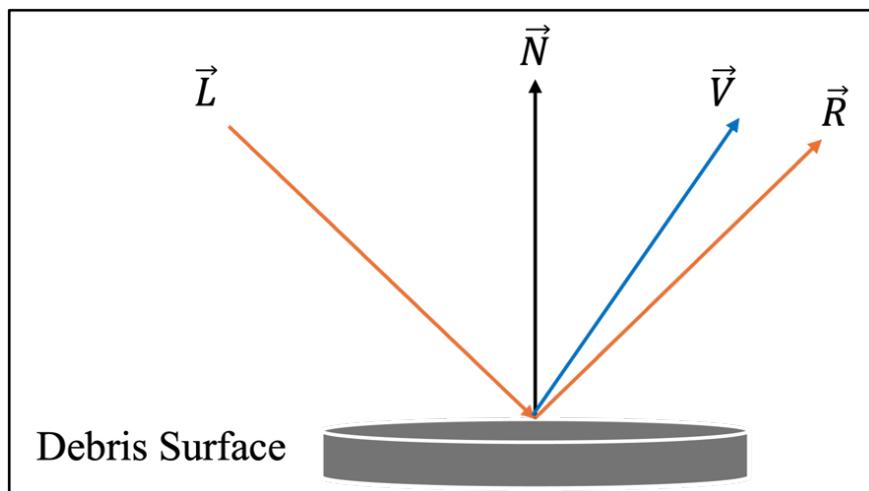


図 74 : Phong 反射モデル

5.2.4 シミュレーションの準備

表 12 に今回のシミュレーションで設定した JCSAT-2 に関するパラメータと仮定した条件を示す。4.2 節で紹介した図 47-53 のライトカーブの全てにおいて、スパイク状の反射強度の増加が確認できた。このスパイク状の光度変化は、JCSAT-2 の通信用アンテナ部分(図 30)が太陽光を反射した結果であると仮定した。これに基づき、デブリの形状を直径 2.4 m、厚さを無視できる円盤形状とし、反射プロファイルには第 5.2.3 節で説明した Phong 反射モデルを適用した。また、最終的に推定される回転軸ベクトル(単位ベクトル)は、円盤表面に対して平行な方向(l, m, n)とした。ただし、 $-1 \leq l, m, n \leq 1$ である。

さらに、JCSAT-2 のライトカーブに関して、約 2 秒周期でスパイク状の反射強度の増加が現れる中で、その振幅が大小を繰り返す特徴がある。この特徴の要因として、通信用アンテナの表面と裏面が異なる反射特性を持っている可能性がある。

図 75 は、2024 年 9 月 24 日に取得されたライトカーブにおいて、反射強度の大きいピーク(赤円)と反射強度の小さいピーク(青円)が繰り返し現れる特徴を強調したものである。これらのピークをそれぞれ「ピーク 1」、「ピーク 2」と定義する。表 13 は、1 観測日に取得された複数のデータセットについて、ピーク 1 とピーク 2 の比(反射率)を計算し、その平均値を観測日ごとにまとめたものである。全ての観測日のピーク 1 とピーク 2 の比の平均は 1.30 であった。この結果は、明るい面が暗い面に対して 1.30 倍の反射強度を持つことを示唆している。

今回の計算では、アルベドが 0.75 の「明るい面」と、アルベドが 0.55 の「暗い面」を仮定した。この仮定は、ピーク 1 が明るい面での反射、ピーク 2 が暗い面での反射によって生じている可能性を考慮したものである。また、拡散反射係数 k_d と鏡面反射係数 k_s の比を、明るい面では 0.2 : 0.8 とし、暗い面では 0.35 : 0.65 と仮定した。最後にデブリ表面の鏡面度合いを示す Phong 指数については、明るい面で 60、暗い面で 45 と仮定して計算を実施した。

表 12 : シミュレーションにおける JCSAT-2 のパラメータ

形状	円盤(アンテナ部分)	
反射プロファイル	Phong反射	
回転軸ベクトル(単位ベクトル)	(l, m, n)	
直径	2.4 m	
表面	明るい	暗い
アルベド	0.75	0.55
拡散反射係数 : 鏡面反射係数($k_d : k_s$)	0.2:0.8	0.35:0.65
Phong指数	60	45

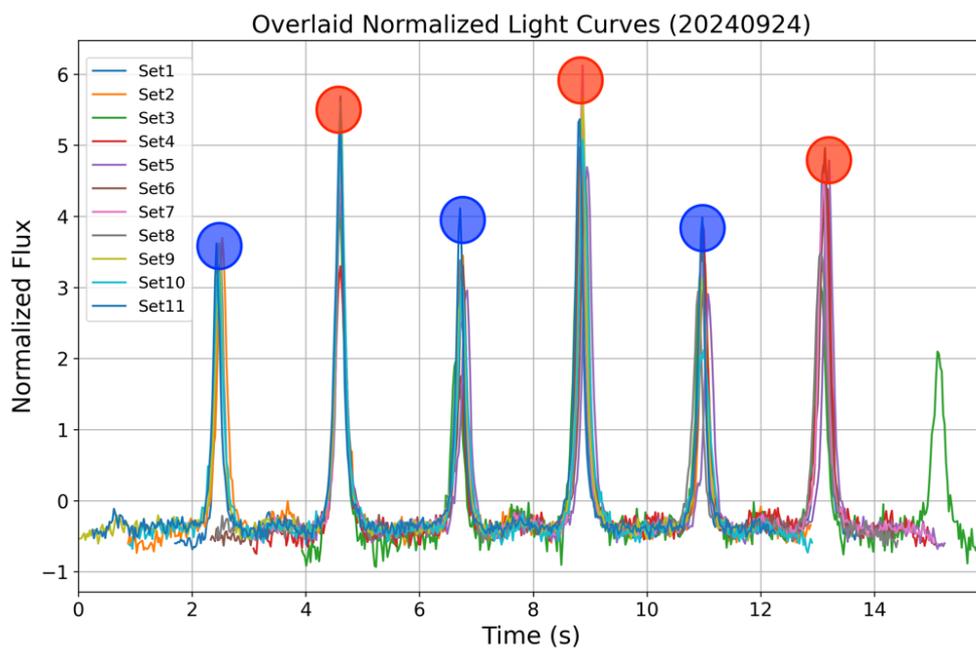


図 75 : 2024 年 9 月 24 日の JCSAT-2 のライトカーブ。青い円と赤い円が示すようにスパイク状の反射強度の大小が繰り返し出現している

表 13 : 各観測日に取得した複数のデータセットの平均として算出した、(ピーク 1/ピーク 2)と、全観測における(ピーク 1/ピーク 2)の平均値

観測日	ピーク1/ピーク2
2024/04/02	1.29
2024/04/04	1.18
2024/04/07	1.21
2024/09/23	1.20
2024/09/24	1.51
2024/09/30	1.30
2024/11/25	1.38
平均	1.30

5.2.5 シミュレーション

デブリの回転軸ベクトル(l, m, n)を求めるためのシミュレーション手順を説明する。座標系として、地球の自転に追従する地表固定座標系 (ECEF) を採用し、回転軸ベクトルは ECEF 座標系内で定義する。また、計算の煩雑化を避けるため、シミュレーションは明るい面と暗い面を分けて個別に実施する。また、シミュレーションの全体の流れは図 76 に示す。

(1) 回転軸ベクトルの固定

まず、回転軸ベクトル (l, m, n) を仮定し、その要素の一部を順次固定する。具体的には、はじめに n と l を固定し、 m を -1 から 1 の範囲で 0.1 ずつ変化させながらシミュレーションを実行する。この計算が終了した後、 l の値を別の値に変更し、再度 m を -1 から 1 まで 0.1 刻みで動かして同様の計算を行う。この手順を、 l, m, n のすべての組み合わせについて実施する。

(2) デブリ面の回転

固定した回転軸ベクトルに基づき、デブリ面を回転軸周りに 3° ずつ 360° 回転させる。このとき、デブリ面の初期条件は任意であるが、面を 360° 回転させることで全方向をカバーするため、結果には影響しない。

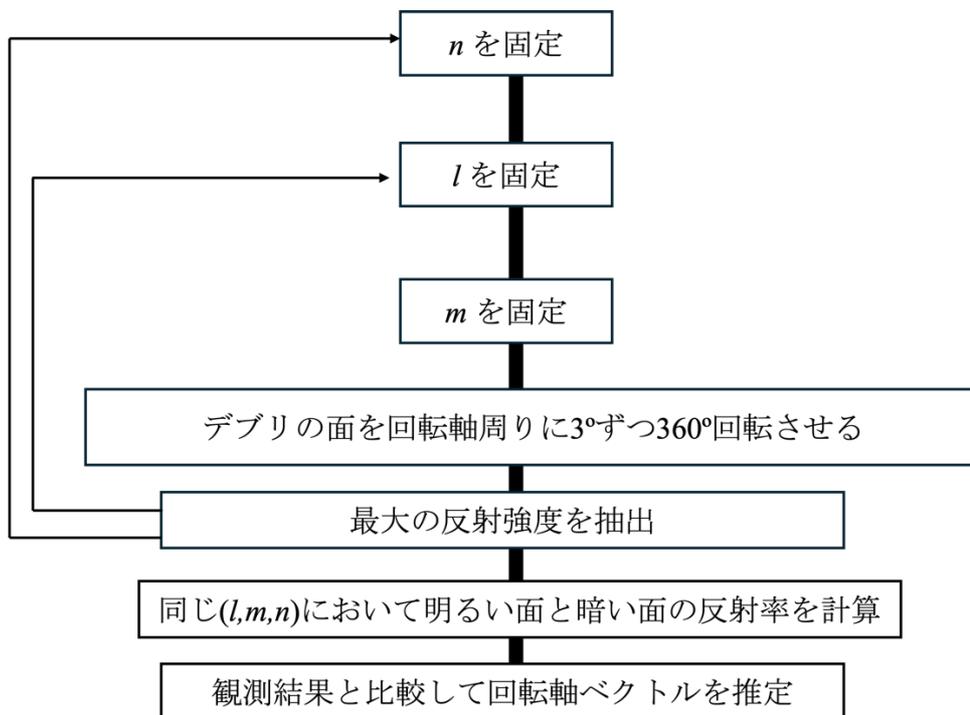


図 76 : シミュレーション全体の流れ

(3) 最大反射強度の抽出

デブリ面の回転中に観測者方向に届く反射光の強度を、式(5.2.9)を用いて計算し、その中から最大の反射強度を抽出する。図 77 は、回転軸の z 成分である n を 0.5 で固定した時の明るい面と暗い面における最大の反射強度の回転軸ベクトル依存性を示している。

(4) 反射率の計算

(3)までの計算で、それぞれの回転軸ベクトル (l, m, n) に対応する最大の反射強度を求めた。ここでは、明るい面と暗い面のシミュレーションにおいて、同一の回転軸ベクトル (l, m, n) に対して反射率を計算する。

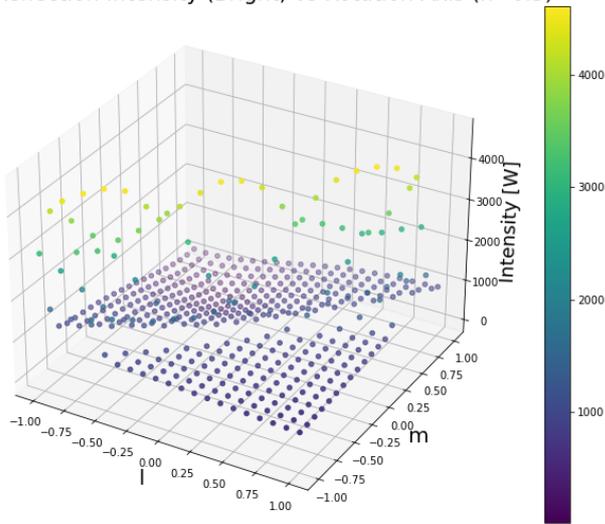
(5) 観測結果との比較

求めた反射率に対して観測結果と比較する。明るい面の反射によるピーク 1 と暗い面の反射によるピーク 2 の比は、全観測日の平均で 1.30 であった(表 13)。図 78 は、表 13 の結果に基づく平均反射率 1.30 ± 0.1 の範囲内における、 $n = 0.5$ の場合の反射率の回転軸ベクトル依存性である。

(6) 回転軸 (l, m, n) の推定

以上で、観測で得られた平均反射率を示す回転軸 (l, m, n) がシミュレーションできた。計算した (l, m, n) に関して、観測日ごとに全データセットで集計する。そして、1 観測日のシミュレーションで最頻出の回転軸 (l, m, n) を抽出する。図 79 は 2024 年 4 月 2 日のデータセットにおいて、 $n = 0.5$ としたときの回転軸ベクトル $(l, m, 0.5)$ の最頻値をプロットしたものであり、赤円で囲まれたベクトルは、最頻値を示す回転軸ベクトルである。この場合のベクトルは $(-0.6, -0.4, 0.5)$ 、 $(-0.4, -0.3, 0.5)$ 、 $(0, 0.3, 0.5)$ 、 $(0.1, 0.4, 0.5)$ であった。図 80 に 2024 年 4 月 4 日の回転軸 (l, m, n) (単位ベクトル)のシミュレーション結果を示した。また、図 81 は、2024 年 4 月 2 日、4 日、7 日、および 9 月 23 日、24 日、30 日、11 月 25 日のシミュレーション結果を示す。

Phong Reflection Intensity (Bright) vs Rotation Axis ($n=0.5$)



Phong Reflection Intensity (Dark) vs Rotation Axis ($n=0.5$)

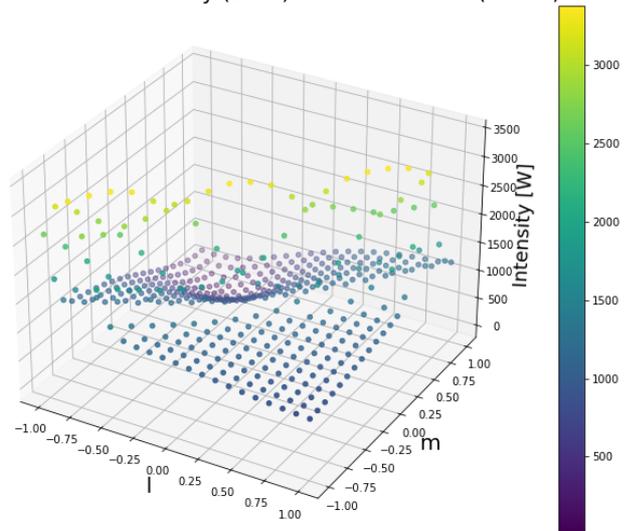


図 77 : $n = 0.5$ の時の明るい面(左)と暗い面(右)における最大反射強度の回転軸ベクトル依存性

Reflectance Ratio (Phong Reflection) vs Rotation Axis ($n=0.5$)

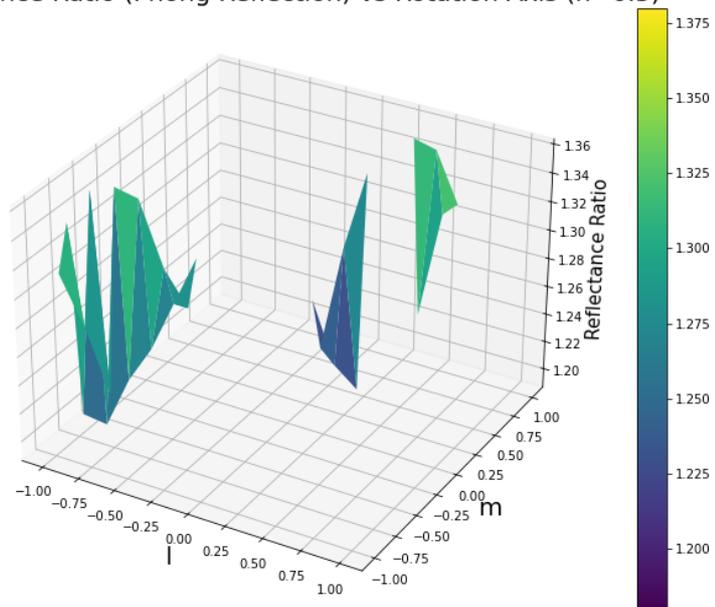


図 78 : $n = 0.5$ の時の明るい面と暗い面の反射率の回転軸ベクトル依存性

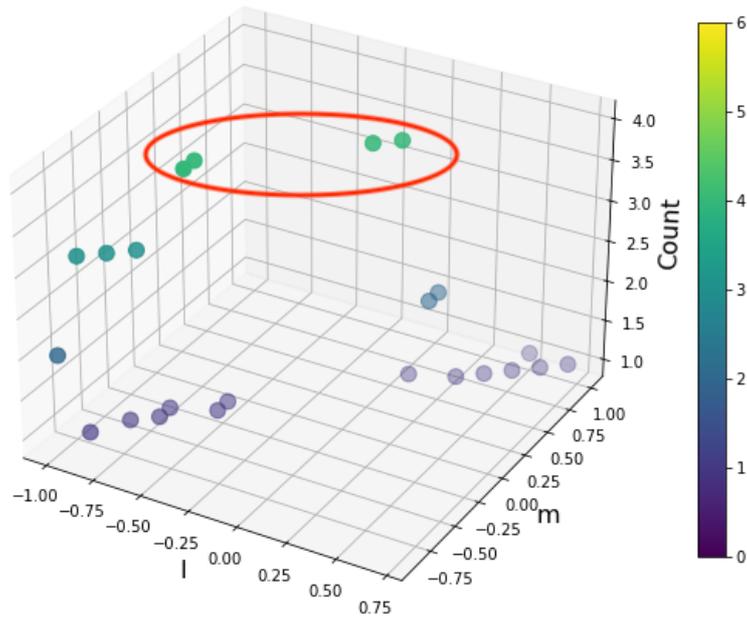


図 79 : $n = 0.5$ の場合の回転軸ベクトルの最頻値プロット(2024年4月4日のデータセット)。赤い円で囲まれたベクトルは最頻値を示したベクトルである。

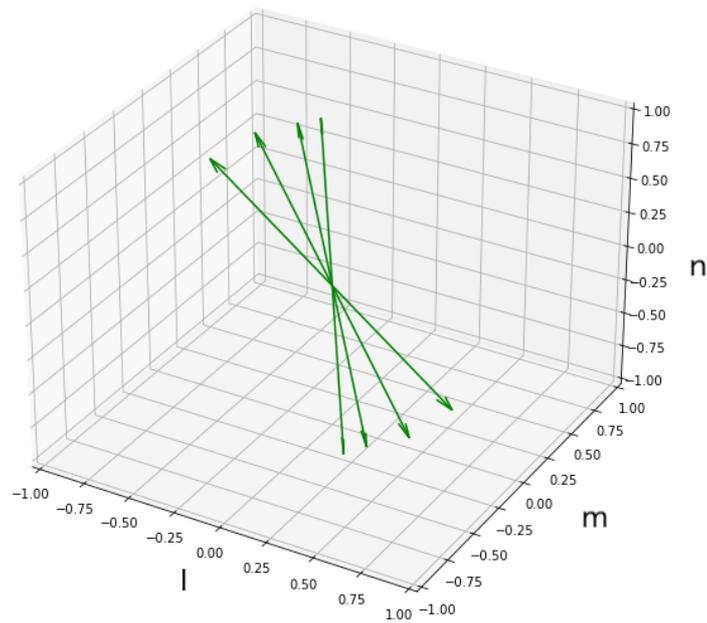


図 80 : 2024年4月4日の回転軸(l, m, n) (単位ベクトル)のシミュレーション結果

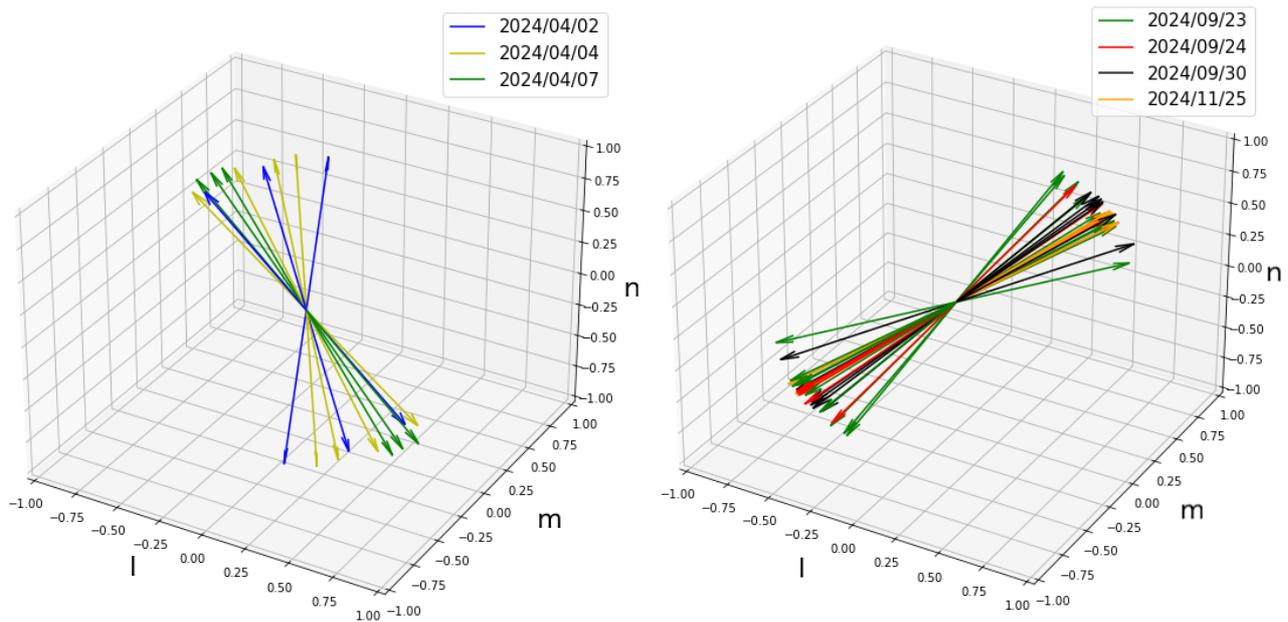


図 81 : (左)2024 年 4 月 2 日、4 日、7 日および(右)2024 年 9 月 23 日、24 日、30 日、11 月 25 日の回転軸ベクトル(l, m, n) (単位ベクトル)のシミュレーション結果

本節では JCSAT-2 のライトカーブから取得したピーク 1 とピーク 2 (図 75)が、通信用アンテナの明るい面と暗い面の反射によって生じているという仮説に基づき、回転軸ベクトル(l, m, n)をシミュレーションした。その結果、2024 年 4 月(図 81 左)と 9 月および 11 月(図 81 右)で回転軸ベクトル(l, m, n)に差異が見られた。この差異は、JCSAT-2 が単純な回転運動のほかに歳差運動などの複雑な運動特性を持っていることや、シミュレーションや観測の制約に起因する可能性がある。

まず、JCSAT-2 はアンテナ面に平行な軸 (本体の円筒の長軸に平行な軸) 周りに回転していると仮定しているが、この軸に垂直な方向の軸周りにも回転運動を行っている可能性が考えられる。このような複雑な回転が、ライトカーブデータに基づく回転軸ベクトルのシミュレーション結果の変動に寄与している可能性がある。

また、シミュレーションおよび観測の制約も結果に影響を与えていると考えられる。本シミュレーションでは、デブリ表面の反射特性を Phong 反射モデルに限定して解析しているが、実際のデブリ表面の反射挙動はより多様である可能性が高い。他の反射プロファイル、例えば Phong 反射モデルよりも精密なモデルである Cook-Torrance 反射モデル[Cook and Torrance, 1982]などを用いた場合、異なる結果が得られる可能性がある。さらに、5.2.4 節で設定したシミュレーションのためのパラメータについて、アンテナのアルベドや反射係数、Phong 指数は、実際のアンテナの表面特性に近いサンプルを用いて計測実験を行う必要がある。

使用した観測データが 2024 年 4 月、9 月、11 月に取得されたものであることから、それ以外の時期におけるデブリの回転軸ベクトルの挙動については明らかではない。このよう

なデータの不足も、解析結果に影響を与えた可能性がある。

これらの課題を解決するためには、さらなるデータの収集と解析の拡張が必要である。具体的には、今後も継続的に光学観測を実施し、データの時期的・量的な偏りを補うことが重要である。また、Phong 反射モデルに加え、他の反射プロファイルを用いたシミュレーションを実施し、デブリの挙動に対する多面的な理解を進めることが求められる。また、5.2.4 節で設定したシミュレーションのためのパラメータについて、アンテナのアルベドや反射係数、Phong 指数は、実際のアンテナの表面特性に近いサンプルを用いて計測実験を行う必要がある。これらの改善により、デブリの回転軸ベクトルに関する解析の精度が向上し、観測データとの整合性をさらに向上できると期待される。

5.3 周期解析に基づくデブリの運動特性の推定

4.2 節では JCSAT-2、EUTELSAT 33A、CS-2a、INTELSAT-603 の計四つの静止軌道デブリについて、光度の時間変化を示すライトカーブを提示した。これから 4.2 節のライトカーブの結果と 4.3 節の周期解析の結果に基づいて、各デブリの運動特性について詳細に考察する。

5.3.1 JCSAT-2

2024 年 11 月 25 日に観測した JCSAT-2 のライトカーブには、図 82 に示すように複数の特徴的なスパイクが確認された。最も強いスパイクを赤円で「ピーク 1」とし、次に強いスパイクを青円で「ピーク 2」、さらに弱いスパイクを緑円で「ピーク 3」とした。これらのスパイクは全ての観測日に共通して観測され、等間隔の周期で現れている。PDM による周期解析の結果、これらのピークは全観測日において 4.1-5.1 秒の周期で現れる。PDM の結果に調和周期が現れているのは、位相で折り畳み計算をする際にピーク 1 とピーク 2 が重なってしまうことが原因と考えられる。しかし、ピーク 1 とピーク 2 は明確な反射強度の違いがあり、それらのピークはデブリの構造に起因すると考えられる。

ピーク 1 およびピーク 2 は非常に鋭い形状を示す一方で、ピーク 3 は緩やかな変動として現れる。この違いは、JCSAT-2 の回転軸の方向に加え、各ピークがどの面の反射に対応しているかによって説明できる。

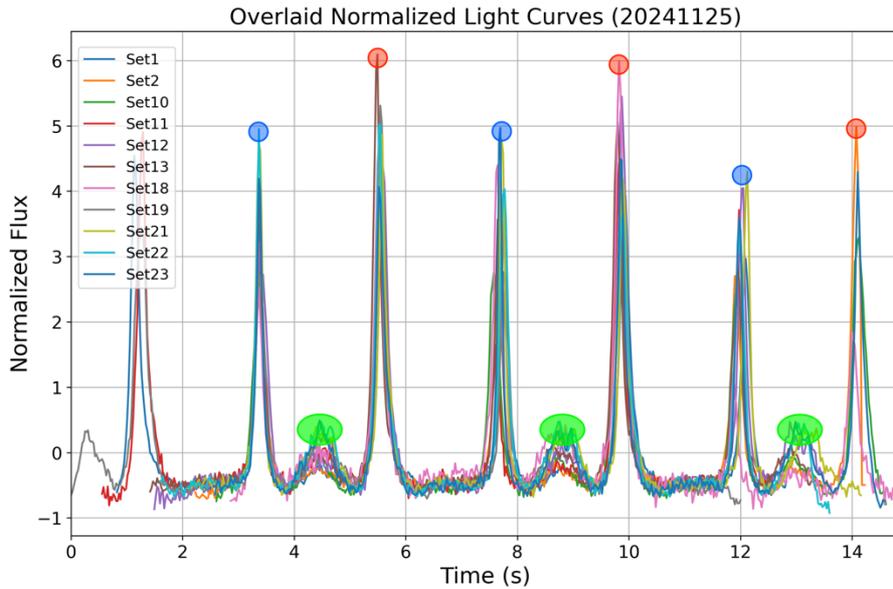


図 82 : 2024 年 11 月 25 日の JCSAT-2 のライトカーブ。赤円が「ピーク 1」、青円が「ピーク 2」、緑円が「ピーク 3」

(1) 回転軸が円筒の長軸に対して平行

図 83 に示すように、回転軸が円筒の長軸に平行な場合について考察する。この場合、ライトカーブに顕著な光度変化をもたらしている主な要因は、通信用アンテナの構造であると推測される。JCSAT-2 は本体部分が太陽電池で覆われており、アンテナ部分が地球指向でスピン安定している場合、回転軸が円筒の長軸に対して平行な軸周りの回転をしている可能性がある。アンテナの表面と裏面でアルベドが異なる場合、ピーク 1 およびピーク 2 のように、反射率に差異が生じる可能性がある。また、本体部分に拡散反射を引き起こす構造が存在する場合、ピーク 3 のような弱いピークが現れることも考えられる。

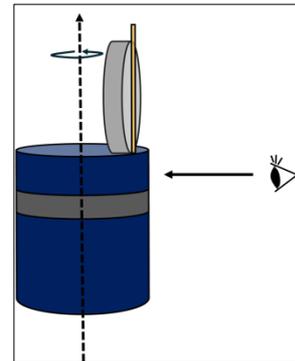


図 83 : 回転軸が円筒長軸と平行の場合

なお、観測者の視線方向に関して、回転軸と平行である場合、JCSAT-2 は常に同じ面を向くことになるため、ライトカーブに顕著な変動は見られない。したがって、観測者の視線は図 83 に示すように回転軸に垂直な方向であると考えられる。図 84 に、ライトカーブの形成過程を示した概念図を示す。

さらに、上述したような円筒の長軸に平行な軸周りの回転を、シミュレーション結果（図 81）で示された回転軸周りに行っている可能性がある。

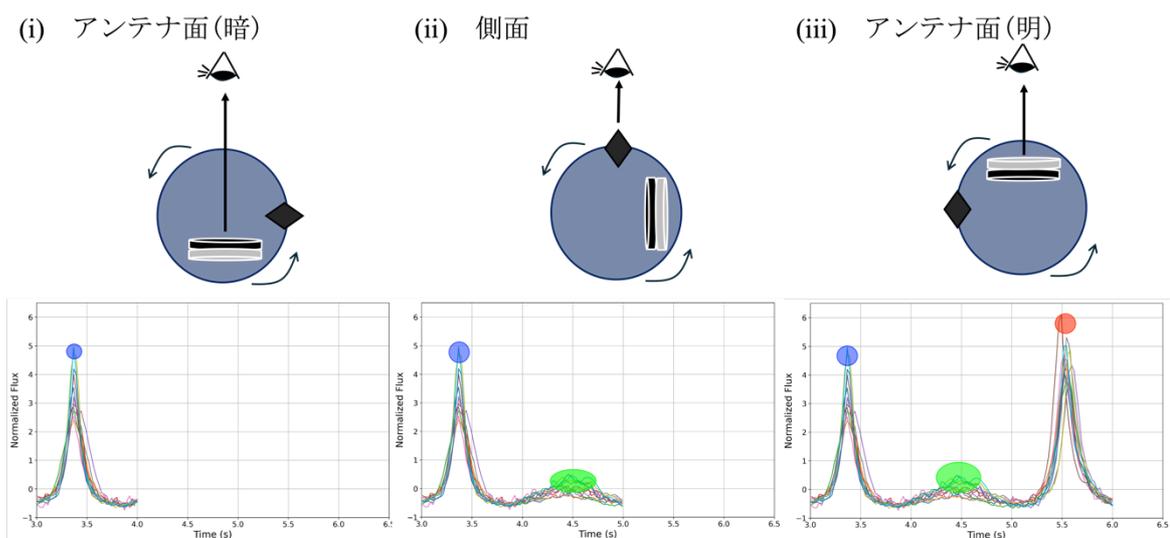


図 84：回転軸が円筒の長軸に対して平行な場合の JCSAT-2 のライトカーブの形成過程。
 図中の円は JCSAT-2 を上から見た様子で、ピーク 3 を生じさせる本体部分の構造を菱形で示している。

(2) 主回転軸が円筒の長軸に対して垂直、副回転軸が長軸と平行

次に、慣性モーメントが最大となる主回転軸と (1) のような副回転軸を持つ場合を考察する (図 85)。運用当時はアンテナを地球方向に向け、本体を回転させることで効率的に発電・通信を行っていたと考えられる。しかし、運用終了後は姿勢制御が行われなくなり、慣性モーメントが最大となる軸周りに回転していると推測される。

JCSAT-2 の本体は太陽電池やラジエータで覆われており、ピーク 1 およびピーク 2 のような鏡面反射を引き起こす要因となる。具体的には、ピーク 1 は通信用アンテナの明るい面の反射成分と本体側面の鏡面反射成分が重なることで生じ、ピーク 2 はアンテナの暗い面と本体側面の鏡面反射成分の重なりによって生じると考えられる。

また、JCSAT-2 のライトカーブにおいて、ピーク 1 からピーク 2 にかけての間に緩やかな反射率の増加は見られない。このことから、この間は JCSAT-2 が底面を観測者に向けていると推測される。一方、ピーク 3 のような緩やかな反射率の増加が現れる場面は、JCSAT-2 が観測者に対して上面を向いている場合に対応すると考えられる。図 86 に上記をまとめたライトカーブの生成過程を示す。

このような慣性モーメントが最大となる軸が図 81 に示す軸に相当し、その軸周りに回転運動を行っている可能性がある。

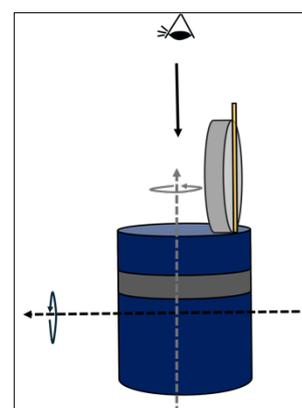


図 85：主回転軸が円筒長軸に垂直、副回転軸が長軸に平行の場合

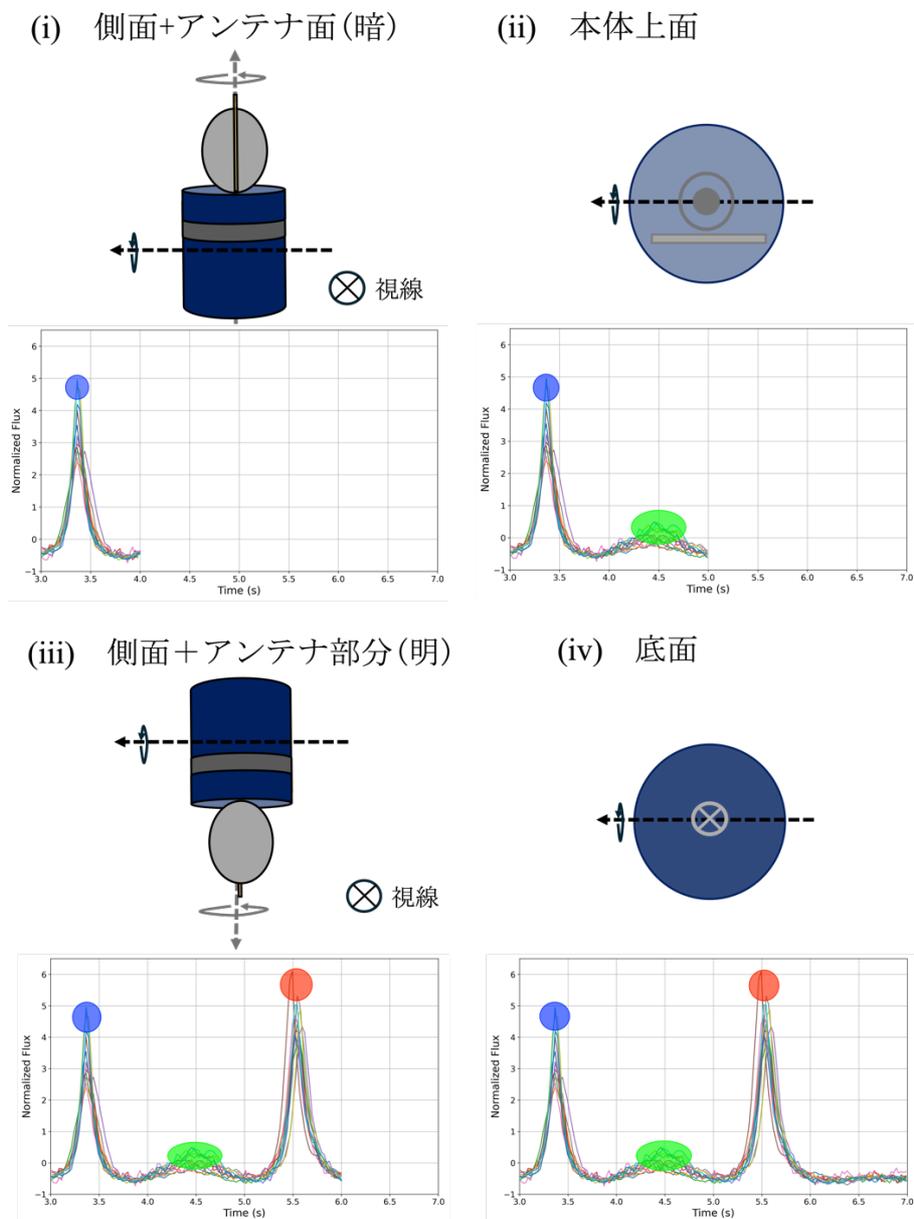


図 86：主回転軸が円筒の長軸に対して垂直（黒点線）、副軸が長軸に対して平行（灰色点線）な場合の JCSAT-2 のライトカーブの形成過程。

以上の考察から、JCSAT-2 のライトカーブに見られる各ピークは、通信用アンテナや本体側面の鏡面反射に起因することが示唆された。また、ピーク間の光度変化の有無から、観測者に対して本体の向きが時間的に変化していることも確認された。特に、慣性モーメントが最大となる軸を主回転軸とした単純な回転運動では説明が困難な挙動も観測されている。

さらに、観測日ごとに最適な回転周期が異なる点から、JCSAT-2 が単純な主軸回転だけでなく、歳差運動やタンブリングといった複雑な運動を伴っている可能性があると推測される。特に、運用終了から 22 年が経過していることを考慮すると、長期的な外力や姿勢制御

喪失により、回転軸の変化や不規則な回転運動が発生していると考えられる。このような複雑な運動の解明には、さらに詳細な光度変動解析のほか、異なる観測日(位相角)で継続的に観測を行うことが必要である。

5.3.2 EUTELSAT 33A

EUTELSAT 33A のライトカーブには、ピーク 1(図 87 赤円)およびピーク 2(図 87 青円)と定義する特徴的なピークが確認され、全体的な形状は JCSAT-2 のライトカーブに類似している。しかし、JCSAT-2 において見られるピーク 3(図 82 緑円部分)のような緩やかな反射強度の増加は、EUTELSAT 33A のライトカーブには確認されなかった。一方で、EUTELSAT 33A のピーク 1 とピーク 2 の間の反射強度には、大小が交互に現れる特性が見られた。

さらに、ピーク 1 とピーク 2 の中間時間から±0.3 秒の範囲における反射強度の平均値を算出したところ、図 87 で示したオレンジの領域の反射強度は、紫色の領域に比べて約 1.5 倍高い値を示した。この結果から、JCSAT-2 のピーク 3 のような形状は EUTELSAT 33A には確認されなかったものの、ピーク間における反射強度の違いが EUTELSAT 33A にも現れていることが示唆される。

この観測結果に基づき、JCSAT-2 では異なる反射特性を有する面が反射に寄与している可能性があると考えられる。一方で、EUTELSAT 33A では、反射特性が類似しているものの、アルベド(反射率)が異なる面が反射に関与していると推測される。また、これとは別に、EUTELSAT 33A が複雑な回転運動をしているため、同じ反射特性を持つ面が観測者の視線に対して異なる角度で傾き、反射強度の変動が生じている可能性も考えられる。

さらに、図 31 の EUTELSAT 33A の衛星バスは図 30 に示した JCSAT-2 の衛星バスと類似している。したがって、5.3.1 節で述べた JCSAT-2 の回転軸の考察と同様に、EUTELSAT 33A も以下の回転軸周りの運動をしている可能性がある。

- (1)回転軸が円筒の長軸に対して平行である場合
- (2)主回転軸が円筒の長軸に対して垂直、副回転軸が長軸と平行である場合

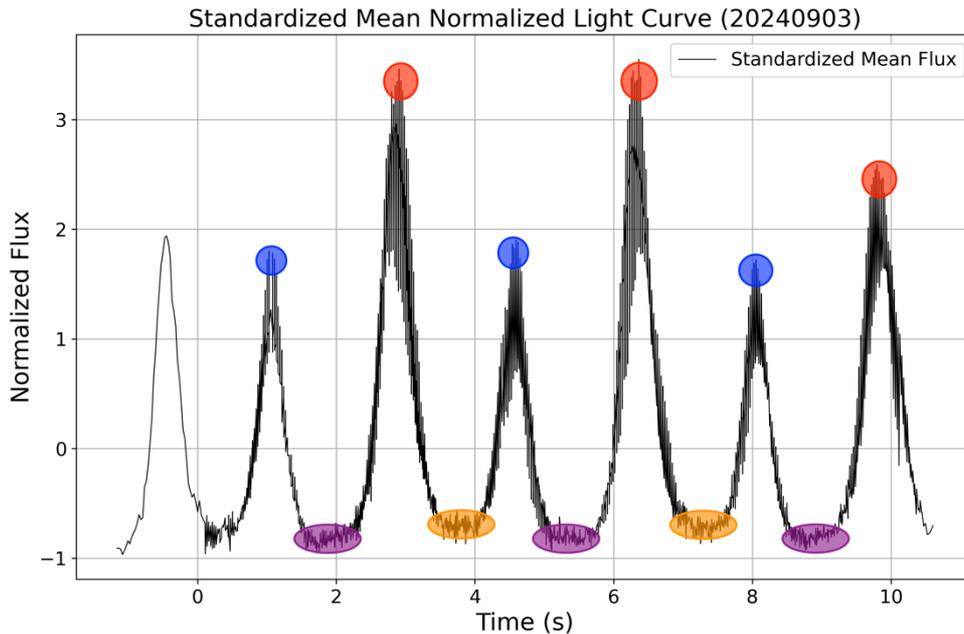


図 87 : EUTELSAT 33A の各セット平均。ピーク 1 およびピーク 2 はそれぞれ赤と青の縁で表示している。オレンジと紫で囲んでいる領域はピーク間の反射強度の違いを示す

5.3.3 INTELSAT-603

INTELSAT-603 は、JCSAT-2、EUTELSAT 33A、CS-2a の中で、最適周期が 10 秒と最も長い回転周期を示した。また、JCSAT-2 や EUTELSAT 33A のように INTELSAT-603 についてもピーク 1(図 88 赤円)やピーク 2(図 88 青円)で示すスパイク状の反射強度の大小の変動が確認できた。しかし、JCSAT-2 のライトカーブで確認されたピーク 3(図 84 の緑円)や、EUTELSAT 33A のライトカーブで確認されたピーク間の反射率の大小(図 87 の紫円とオレンジ円)は確認できなかった。

INTELSAT-603 は、図 32 に示すように円筒形のデブリであり、複数の通信用アンテナを搭載している点を除けば、JCSAT-2 および EUTELSAT 33A と類似している。したがって、INTELSAT-603 についても、円筒長軸と平行な軸を中心とするスピン回転、ならびに円筒長軸に垂直な軸を中心とする回転を行っているかと推測できる。

一方で、ピリカ望遠鏡に搭載されている MSI (Multi-Slit Imaging spectrograph) の視野 (Field of View, FOV) は、表 3 に示す通り 3.3'×3.3'であり、これにより回転パターンを推測するための観測時間が制約を受けることが課題となる。

実際に、図 88 に示すように、INTELSAT-603 の観測は 1 周期分に限定されている。このような制約を克服し、回転軸方向のより高精度な解析や推定を行うには、広視野の観測装置の導入に加えて、長時間露光観測を実施することで、より精密な回転軸の解析が可能になると

考えられる。

5.3.4 CS-2a

CS-2a は図 68 の PDM の結果、最適周期が 0.68 秒と、非常に短い回転周期を示した。また、図 58 の CS-2a のライトカーブを見ると、CS-2a のライトカーブでは、JCSAT-2 や EUTELSAT 33A、INTELSAT-603 に見られるスパイク状の反射強度の増加は確認されず、代わりに正弦波のような周期的運動が観測された。また、反射強度の振幅は観測時間全体を通じてほぼ一定であった。

JCSAT-2、EUTELSAT 33A、INTELSAT-603 と同じ運動方式を持つスピン型のデブリであっても、上述のように、回転周期やライトカーブの特徴に違いが見られた。したがって、これらのデブリは、表面反射特性、ならびに過去に受けた力学的影響が異なると考えられる。また、JCSAT-2、EUTELSAT 33A、INTELSAT-603、CS-2a の運用終了年はそれぞれ、2002 年、2018 年、2015 年、1990 年であり、回転周期の長短は、運用終了からの経過時間には依存せず、スピン型デブリにおける運動特性が一様ではないことが示唆された。

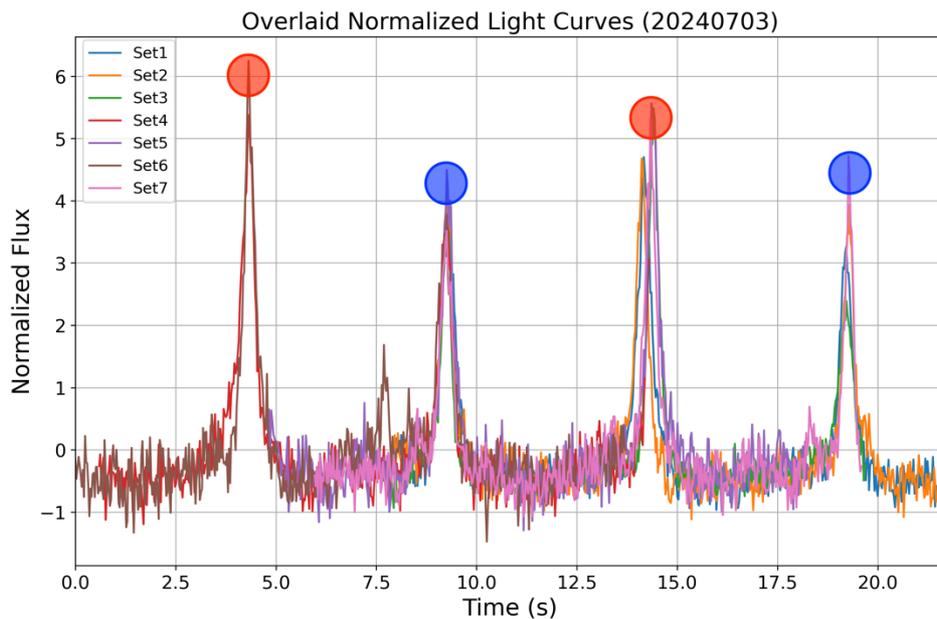


図 88 : INTELSAT-603 の重ね合わせライトカーブ。ピーク 1 を赤円で、ピーク 2 を青円で強調している。

第6章 まとめと今後の展望

デブリの分光観測はこれまでに *Jorgensen et al.* [2003] や *Seitzer et al.* [2012]、*Vananti et al.* [2017] により行われ、反射率スペクトルのデータベースが構築されてきた。しかし、デブリの材質や表面特性に関する分光データは不足している。一方で、*Shilha et al.* [2017] によるライトカーブ解析では、静止軌道デブリの約半数が回転しており、地球低軌道デブリの約70%は安定した運動特性を示すことが確認された。また、*Yanagisawa et al.* [2007] はライトカーブからデブリの形状や回転特性を推定することに成功している。静止軌道デブリの多くは複雑な運動を伴う可能性が高く、このようなデブリを将来的に回収する必要性が指摘されている。しかし、複雑な運動を伴うデブリの回転軸については、詳細な解明が進んでいない。

そこで本論文では、静止軌道スペースデブリに対してピリカ望遠鏡を用いて光学観測を実施し、その表面特性を調べるために反射率スペクトルを、運動特性を知るために周期解析を行った。分光撮像観測においては、静止気象衛星ひまわり9号と、人工衛星を静止軌道に投入するために使用されたSL-12 R/Bの第四ステージであるBlock DM-2の観測を実施した。観測で得られたひまわり9号の反射率スペクトルは、先行研究で示されたGaAs太陽電池と銀色でコーティングされたMLIサンプルのスペクトルの両方の特徴が現れており、両者のスペクトルが合成されられて観測された可能性が高いと考えられる。一方、Block-DM-2の反射率スペクトルは単調増加の傾向を示しており、これは*Jorgensen et al.* [2003]が示した、白色塗料が金色に変色したサンプルのスペクトル同一の傾向を示した。長期間宇宙空間にさらされることで、デブリの表面特性が変化したためと考えられる。

回転軸のシミュレーションは、JCSAT-2に着目して計算を実施した。JCSAT-2のライトカーブでは、2種類のスパイク状反射強度（ピーク1およびピーク2）が確認され、これが通信用アンテナの表面および裏面による反射に起因すると仮定した。シミュレーションにはPhong反射モデルを適用し、アンテナ部分はアルベドが0.75の明るい面と0.55の暗い面を、回転軸はアンテナ表面に平行な軸を仮定した。観測で得られたピーク1とピーク2の比は全観測日の平均で1.30であり、シミュレーションにて明るい面と暗い面の反射率がこの値を示すベクトルをJCSAT-2の回転軸ベクトルであると推定した。その結果、2024年4月と9月および11月で回転軸ベクトルに差異が見られた。これは回転軸がデブリ表面に平行な方向以外の軸周りの運動をしている可能性を示唆しており、Cook-Torrance反射モデルなど、より精密な反射モデルの適用に加え、さらなる観測データの収集とシミュレーションの実施が課題となる。

周期解析では、運用終了後にデブリ化したスピン型衛星であるJCSAT-2、EUTELSAT 33A、

さくら 2 号(CS-2a)、INTELSAT-603 の 4 つのデブリを観測した。それぞれのライトカーブに対して周期解析を実施した結果、各デブリの最適な回転周期は、JCSAT-2 が 4.5 秒、EUTELSAT 33A が 3.5 秒、CS-2a が 0.7 秒(または 1.4 秒)、INTELSAT-603 が 10 秒であった。JCSAT-2、EUTELSAT 33A、INTELSAT-603 のライトカーブには、特徴的なスパイク状の反射強度が観測された。一方、CS-2a のライトカーブは正弦波的な形状を示し、反射強度の振幅差が一定である点が特徴的であった。

観測した 4 つのデブリのライトカーブの特徴から、これらのデブリは姿勢制御が行われていた運用時のスピン運動から、衛星バスの長軸に垂直な軸周りの回転や歳差運動を含む、複雑な運動特性へと変化している可能性が示唆された。そのため、CS-2a の最適周期は 0.7 秒と計算されたが、CS-2a の上面と底面がによって反射のピークが生じていることも考えられるため、最適周期の倍である 1.4 秒を回転周期とする可能性も考えられる。

本研究では、静止軌道上のデブリに対して分光撮像観測および周期解析を実施し、各デブリの表面特性や運動特性を評価した。今後の課題として、分光撮像観測に関しては、より多くのデブリを対象とした観測データの蓄積が重要である。観測対象を拡大し、地上実験で得られたサンプルデータと比較することで、デブリの材質や劣化状況に関する包括的な知見が得られると期待される。また、周期解析に基づくデブリの運動推定については、実際の観測データと運動モデルのシミュレーションを組み合わせる必要がある。デブリが軌道上でどのように回転し、姿勢が変化していくのかを定量的に評価するためには、長期間の観測データに基づく動態解析や、宇宙環境要因を考慮したシミュレーションが有効である。

これらの取り組みを通じて、スペースデブリの運動特性の把握精度を高め、デブリ除去技術の発展や宇宙空間の安全確保に貢献することが期待される。

謝辞

本研究を進めるにあたり、多くの方々にご指導ご鞭撻を賜りました。

指導教員である佐藤光輝教授には、本研究を進めるにあたり、多くの貴重なご助言を賜り、議論を重ねる中で研究の方向性を深めることができました。また、研究発表の直前には、多忙な中にもかかわらず時間を割いて資料作成の改善点を丁寧にご指摘いただき、内容の充実と質の向上に大きくご尽力いただきました。そのご指導とご支援に心より感謝申し上げます。

高木聖子講師にはピリカ望遠鏡の操作をはじめ、研究に関する相談など、多くの助言をいただきました。厚く御礼申し上げます。

高橋幸弘教授には研究内容および研究指針、また、人工衛星の基本的な挙動についてアドバイスをいただきました。この場を借りて厚く御礼申し上げます。

久保田尚之特任准教授にはセミナーを通じてアドバイスをいただきました。また、ピリカ望遠鏡の運営に関しても大変お世話になりました。心より感謝いたします。

名寄市立天文台の内藤博之氏をはじめ、同天文台の職員の方々には観測に対して多くのご支援をいただきました。厚く御礼申し上げます。

探査観測ユニットの皆様には多くのアドバイスをいただきました。また、先輩の大野辰遼さん、杉山玄己さん、同期の天田耕太郎君、後輩の中嶋瑞穂君、金野敦君にはピリカ望遠鏡を扱うにあたって、多大なサポートをいただきましたこと、ここに感謝の意を表します。

最後に、修士課程を含め、学生生活を全面でサポート・応援していただいた家族に感謝いたします。

参考文献

- [1] Cook, R.L. and K. E. Tottance(1982), A Reflectance Model for Computer Graphics, *ACM Transactions on Graphics*, Vol.1, No.1, 7-24.
- [2] ESA, “Gaia archive”, <https://gea.esac.esa.int/archive/> (最終閲覧 : 2025/01/15)
- [3] Fujiwara, T., K. Nishiyama, S., Okumura, T., Nimura(2021), Simultaneous Photometry and Spectroscopy of GEO Satellites, *The 9th Space Debris Workshop*, 24-26 Feb, 2021.
- [4] Gpredict, <https://oz9aec.dk/gpredict/> (最終閲覧 : 2025/01/15)
- [5] Hoots, Felix R., Ronald, L. Roehrich, and T.S. Kelso(1980), Spacetrack report no.3, *Project Spacetrack Reports*, Office of Astrodynamics, Aerospace Defence Center, ADC/DO6, Peterson AFB, CO 80914.
- [6] Reyes, J.A and Cone, D (2018), Characterization of spacecraft materials using reflectance spectroscopy, *Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference (AMOS)*, 2018.
- [7] Reyes, J.A., Hoffmann, R.C., Engelhart, D., et al., 2019. Spectroscopic behavior of composite, black thermal paint, solar cell, and multilayered insulation materials in a geo simulated environment. In: *The First International Orbital Debris Conference*. Sugar Land, Texas, USA. Riello, M., D
- [8] JAXA 研究開発部門, 商業デブリ除去実証「CRD2」, <https://www.kenkai.jaxa.jp/crd2/project/> (最終閲覧 : 2025/01/22)
- [9] JAXA, 実験用静止通信衛星「さくら(CS)」, https://www.jaxa.jp/projects/sat/cs/index_j.html (最終閲覧 : 2025/01/15)
- [10] Jorgensen, K., J. Africano, K. Hamada, E. Stansbery, P. Sydney, P. Kervin(2003), Physical properties of orbital debris from spectroscopic observations, *Advances in Space Research*, **34**, 1021-1025.
- [11] Kawamoto, S., N. Nagaoka, T. Sato, T. Hanada(2020), Impact on collision probability by post mission disposal and active debris removal, *Journal of Space Safety Engineering*, **7**, 178-191, doi: 10.1016/j.jsse.2020.07.012.
- [12] Kelso, T. S(2023), Orbital Coordinate System, Part I, Celestrak, Retrieved January 25, 2025, from <https://celestrak.org/columns/v02n01/>.
- [13] Krebs, Gunter D. “eBird 1 / Eurobird 3 → Eutelsat 33A → Eutelsat 31A”
Gunter's Space Page. Retrieved January 14, 2025, from https://space.skyrocket.de/doc_sdat/ebird-1.htm.
- [14] Krebs, Gunter D. “JCSat 1, 2”
Gunter's Space Page. Retrieved January 14, 2025, from https://space.skyrocket.de/doc_sdat/jcsat-1.htm.

- [15] Krebs, Gunter D. “Proton-K Blok-DM-2”. Gunter's Space Page. Retrieved January 14, 2025, from https://space.skyrocket.de/doc_lau_det/proton-k_blok-dm-2.htm .
- [16] Kurosaki, H., Yanagisawa, T., A, NAKAJIMA (2009), Observation of Light Curve of GEO Debris etc, *JSASS Aerospace Tech. Japan*, **8**, No. ists27, pp. Pr_2_63-Pr_2_68, 2010.
- [17] LASP, Whole Heliosphere Interval (WHI) Reference Spectra, <https://lasp.colorado.edu/lisird/> (最終閲覧 : 2025/01/15)
- [18] NASA Orbital Quarterly News, Vol.28-Issue **2**, 2024.
- [19] NASA Orbital Quarterly News, Vol.28-Issue **3**, 2024.
- [20] Okumura, S., S. Urakawa, K. Nishiyama, T. Sakamoto, A. Asami, N. Hashimoto, N. Takahashi, M. Yoshikawa(2013), Short-period light-curve observations of artificial satellites/space debris using the Time Delay Integration method II, *Spaceguard Research*, **5**, 66-68, 2013.
- [21] Pearce E. C., B. Weiner, H. Krantz(2020), Examining the effects of on-orbit aging of SL-12 rocket bodies using visible band spectra with the MMT telescope, *Journal of Space Safety Engineering*, **7**, doi:10.1016/j.jsse.2020.07.017.
- [22] Phong, B. L.(1975), Illumination for Computer Generated Pictures, *ACM*, **18**, 6.
- [23] Qiao, Q., Ping, Y., Chen, J., Lu, Y., and C. Zhang(2024), Investigation of factors affecting the reflectance spectra of GEO Satellites, *Adv. Space Res.*, **74**, 3028-3044, doi: /10.1016/j.asr.2024.06.059.
- [24] Schmunk Matthew, M., ”Initial determination of low earth orbits using commercial telescopes”, **90**, 2008
- [25] Seitzer, P., S. M. Lederer, H. Cowardin, T. Cardona, E. S. Barker, and K. J. Abercromby(2012), Visible Light Spectroscopy of GEO debris, *Proceedings of the Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference*, held in Wailea, Maui, Hawaii, 11–14 September, 2012.
- [26] Schildknecht, T., Musci, R., Flury, W., Kuusela, De Leon, J, and L. de De Fatima Dominguez Palmero(2005), Optical observations of space debris in high-altitude orbits. In: *Proceedings of the 4th European Conference on Space Debris (ESA SP-587)*, 18–20 April 2005, ESA/ESOC, Darmstadt, Germany, pp. 113–118.
- [27] Schwarzenberg-Czerny, A., 1997. The correct probability distribution for the phase dispersion minimization periodogram. *Astrophys. J.* **489**, 941–945, <https://doi.org/10.1086/304832>, <http://adsabs.harvard.edu/abs/1997ApJ...489.941S>.
- [28] Seago, John H., and David A, Vallado(2000), Coordinate frames of the U.S. Space Object Catalogs, AIAA, doi:10.2514/6.2000-4025.
- [29] Shilha, J., Pittet, J.N., Hamara, M, and T. Schildknecht(2017), Apparent rotation properties of space debris extracted from photometric measurements, *Advances in Space Research*, **61** (2018), 844–861, doi: 10.1016/j.asr.2017.10.048
- [30] Shilha, J., Schildknecht, T., Hinze, A., Flohrer, T, and A. Vananti(2016) , An optical survey for

- space debris on highly eccentric and inclined MEO orbits. *Adv. Space Res.* **59** (1), 181–192, ISSN 0273-1177.
- [31] SKY Perfect JSAT Group News Release(2020), Retrieved January 15, 2025, from https://www.skyperfectjsat.space/news/detail/post_79.html
- [32] Space track-org, <https://www.space-track.org/>.
- [33] Stellingwerf, R.F., 1978. Period determination using phase dispersion minimization. *Astrophys. J.* **224**, 953–960. <https://doi.org/10.1086/156444>, <http://adsabs.harvard.edu/abs/1978ApJ...224.953S>. The Consultative Committee for Space Data Systems, 2017.
- [34] Vallado, David A., Crawford, P., Hujsak, R., and T. S. Kelso(2006), Revisiting Spacetrack Report #3: Rev 1, AIAA, 2006-6753-Rev 1.
- [35] Vananti, A., T. Schildknecht, and H. Krag(2017), Reflectance spectroscopy characterization of space debris, *Adv. Space Res.*, **59**, 2488–2500, doi:10.1016/j.asr.2017.02.033.
- [36] Watanabe, M., Y. Takahashi, M. Sato, S. Watanabe, T. Fukuhara, K. Hamamoto, A. Ozaki(2012), MSI: a visible multi-spectral imager for 1.6-m telescope of Hokkaido University, Proceedings of the SPIE, *Ground-based and Airborne Instrumentation for Astronomy IV.*, **8446**, 84462O, doi:10.1117/12.925292.
- [37] Yanagisawa, T., H. Kurosaki(2012), Shape and Motion Estimate of LEO Debris Using Light Curves, *Adv. Space Res.*, **50**, pp. 136-145, doi: 10.1016/j.asr.2012.03.021
- [38] Zappala, V., Cellino, A., Barucci, A.M., Fulhchignoni, M., Lupishko, D.F. An analysis of the amplitude-phase relationship among asteroid(1990), *Astronomy and Astrophysics*, **231**, 548–560
- [39] 宇宙航空研究開発機構研究開発資料(JAXA Research and Development Memorandum), 飛行シミュレーションアルゴリズム, ISSN 2433-2224, JAXA-RM-20-006, <https://jaxa.repo.nii.ac.jp/records/47375>(最終閲覧 : 2025/01/27)
- [40] 三菱電機,宇宙システム総合サイト「ひまわり 8・9号」, <https://www.mitsubishielectric.co.jp/society/space/satellite/observation/himawari8-9.htm> (最終閲覧 : 2025/01/15) .