

## 第32回衛星設計コンテスト

### アイデアの部 ミッション概要書(3ページ以内)

#### 1. 作品情報・応募者情報

作品名 (20文字以内) 光害防止衛星シャドーサット
副題 (自由記入) 反射光軽減設計の低軌道コンステレーション衛星
学校名 東京都市大学

#### 2. ミッションの概要(プレスリリース等で使用するのので、200字程度でわかりやすく表現して下さい。)

天文学における観測精度を低下させる光害を防止することを目的に、回転パドルシステムを搭載した低軌道コンステレーション衛星を提案する。太陽電池パドルをサンバイザーと見立て、光害の影響が大きい昼夜境界においてその角度を適切に調整することで、地上方向への反射光を軽減する。光害の影響を検討することで、持続可能な天文観測を実現する新たな衛星設計の可能性を示した。
--

#### 3. ミッションの目的と意義(目的・重要性・技術的/社会的意義等)

(a) 目的 近年、衛星コンステレーションを利用した通信の市場が拡大し、それぞれの運用者が1万を超える衛星を打ち上げる計画を立てている。今後さらに増える全ての低軌道コンステレーション衛星および運用者に対し、対策が求められる。 先行研究 <sup>[3]</sup> より、位相角が大きくなるほど日除け率(被覆率)は小さくなり、日除け率が小さくなるほど明るい等級で観測されることが分かっている。また、観測結果の外れ値を説明する要素として、Visorsatの等級は位相角のみならずサンバイザーの方向性(衛星の姿勢やサンバイザーの位置)にも依存することが示唆された。 本ミッションの目的は、反射光を軽減するためサンバイザーの方向性を考慮することにより、低軌道コンステレーション衛星による光害を防止し、天文観測への影響を最小限にすることである。
(b) 重要性・技術的、社会的意義等 本ミッションの意義は以下の3つである。 1. 天文学における観測精度の維持 2. 衛星運用における光害対策の実施 3. 光害を防止するための新しい衛星設計の実現

#### 4. ミッションの具体的な内容

(a) システム (地上局やミッション機器等を含む全体の構成・機能・軌道・データ取得を含む運用手順等、必要に応じて図表添付のこと) 本ミッションは、太陽電池パドルをサンバイザーと見立て、光害の影響が大きい昼夜境界においてその角度を適切に調整することで、地上方向への反射光を軽減する。図1にミッションの概念図を示す。 反射光軽減設計は以下の5つを満たすようにする。 1. 衛星本体から反射する光を最小限とするため、パドルにより本体への入射を防ぐ。
--

2. 1周する間に2回光害を防ぐ必要があり、衛星自体を回転させる必要がないよう、左右に取り付けられたパドルを対称に回転させる。
3. 衛星がパドルに隠れるような向きを保つため、軌道傾斜角に合わせて回転する姿勢制御を行う（ヨー回転）。
4. パドルには太陽センサを取り付け、太陽方向を計測しパドル展開角の制御に用いる。
5. 基本的にスケジューリングに基づき制御し、5分程度の間パドルを最適な角度に保つ。

本ミッション衛星は低軌道コンステレーション衛星の仕様（基本仕様）に反射光軽減設計を加えた形である。通信を主目的としているため、地球指向面にアンテナがある。平板形状の衛星本体と太陽電池パドルを有し、回転式パドルとする。図2にミッション衛星の外観を示す。

フェアリング内に格納されている状態では、太陽電池パドルを衛星側に積みこむように格納しておき、軌道上で観音開きの方式でパドルを展開する。各太陽電池パドルと衛星の横幅の寸法比は1:2とする。

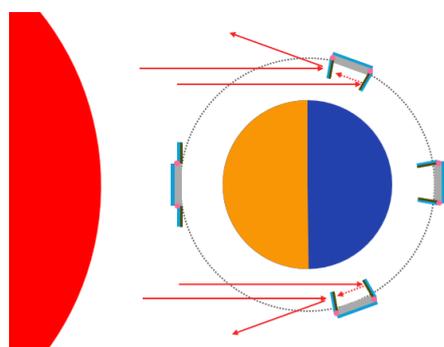


図1 ミッションの概念図

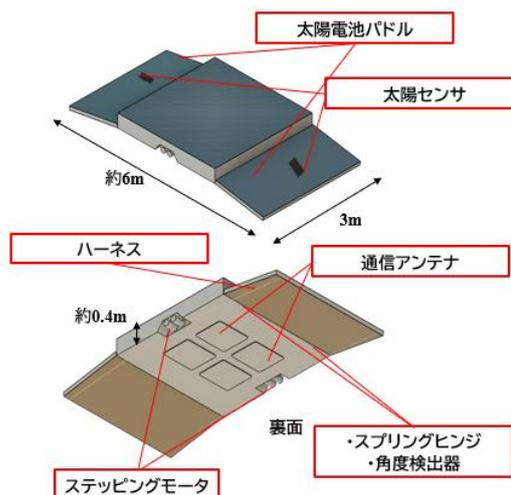


図2 ミッション衛星の外観

(b) 具体的な実現方法、もしくは実現のために必要な課題・開発すべき項目

軌道に投入された直後にパドルを展開する機構を、継続して回転パドルシステムとして用いる。左右に取り付けられたパドルを対称に最大 100° 回転させる動きを実現する。回転パドルシステムの動作を検証するため、1/15 模型 (200mm×400mm) を製作した (図3)。このシステムは、ハーネスの巻き取り機構、衛星本体-太陽電池パドル間のヒンジに分けられる。

ハーネスの巻き取り機構について、衛星本体の中央に巻き取りをするステッピングモータを1辺に1つ設置する。同じギア比で2つの巻き取り部（ハーネスを巻いておく部品）を連動させることで両方向の巻き取りを同時に行えるように設計した。

衛星本体-太陽電池パドル間のヒンジには、反力を発生させる部材としてスプリングヒンジを使用し、ハーネス巻き取りの力とバランスを取るように動作させる。ヒンジ部に角度検出器を搭載しフィードバック制御を行うことで、ばねヒンジのトルクが疲労によって低下した際にも補正をしつつ角度制御できる。

光害の発生する時間帯は軌道情報から割り出すことが可能であるため、そのスケジューリングを基にパドルを制御する。衛星に搭載された GPS センサを用い、軌道情報とタイマーで連動することで制御を行う。

入射方向と衛星の周回方向が完全に一致するものとして考えているが、地表面に対し常にアンテナ面を向ける姿勢制御に加えて、実際には太陽光をうまく遮るための位置関係性に保つための姿勢制御が必要である。具体的には光害対策を行う昼夜境界において、軌道傾斜角に合わせた慣性センサを用いて、回転の姿勢制御を行う。

最適なパドル角度については、レイトレーシングで検討するが、実際は衛星の姿勢に誤差があった時にも、それに合わせてパドルを最適な角度に制御する必要がある。したがって、両パドルの表面に搭載されたデジタル式太陽センサを用い入射角度を検知し、パドルの角度調整に利用する方針である。

軌道条件から入射角度は0~11.5°の範囲であり、設計よりパドル角度は70~170°をとるものとする。理想的な状態においては、入射角度は比較的狭い範囲で変化するため、パドルには細かい角度制

御が要求されると考えられる。図4ではパドル角度 $90^\circ$ で入射角度 $10^\circ$ としており、反射光は地球方向に到達しないことが確認できた。本ミッション衛星の回転パドルの配置により、日よけ率が向上したといえる。

本ミッションの特徴として、非同期軌道であり、低精度な姿勢制御、軌道傾斜角による太陽入射角度の変化が挙げられる。これに対し、本ミッション衛星は、広い範囲でのパドル回転( $70\sim 170^\circ$ )が可能である。理想的な状況でなく誤差、入射角の変化があってもパドル角度を状況に合わせて選択することで反射光を軽減することができることを確認した。

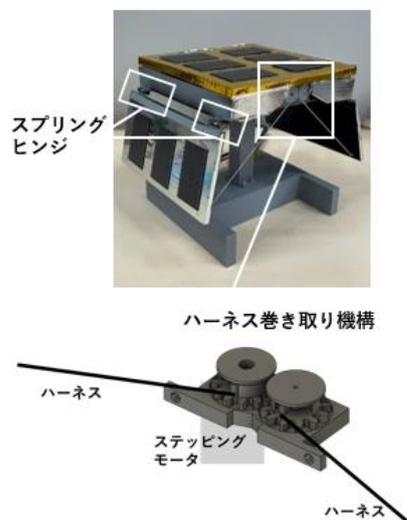


図3 1/15 模型の構成

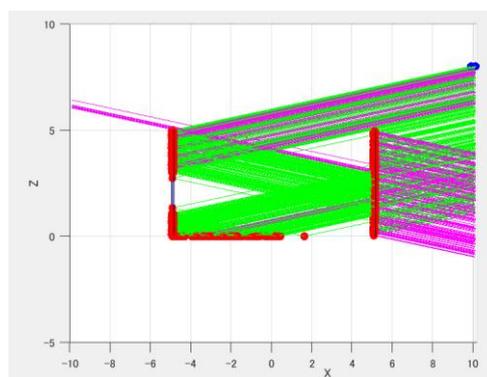


図4 レイトレーシング解析の可視化画像

## 5. 主張したい独創性や社会的効果

### (a) 主張したい本ミッションの独創性

光害対策を目的とした衛星設計は、現在 Starlink を含む一部の通信衛星においてのみ実施されている。従来の光害対策は主に特定方向への反射を確率的に軽減する方法であったが、膨大な数の衛星が存在する場合には限界がある。この問題の解決策として、衛星が地表面に向けた反射面を持たないように設計するアプローチが新たに提案されている。この独創的なアプローチにより、天文学における観測の持続性を確保し、光害の全面的な防止を可能にすることが期待される。

### (b) 得られる成果・波及効果・対象となる受け取り手

本提案により、回転パドルシステムにより反射方向を制御する反射光軽減設計の有効性が示された。よって、データの欠損を引き起こす光害を解決する手段の一つとして、天文学に利用可能なデータを持続的に取得できる環境づくりに貢献することができる。

光害防止を目的とした衛星設計は、乱反射を抑制することにより確率的に地上への影響を減らす方式が主流になりつつある。しかし、このような方式は衛星数が少ない場合にのみ成立する解決策である。軌道上に大量の衛星が存在する状況においては、その母数自体が大きく光害対策として効果が期待できなくなる。そのため、衛星の反射面を地表に向けないようにすることがこの課題の本質的な解決策となると考えられる。

この方法により、観測への影響を最小限に抑えながらも、天文学における観測の精度を維持できる可能性が高まる。例えば、観測データの質や解析の信頼性が向上し、宇宙探査や天体物理学の進展に貢献することが期待される。この革新的な光害対策は、将来的には他の衛星ミッションにも波及し、宇宙環境の持続的な観測と研究の促進に寄与することができる。

以上

## 第3 2回衛星設計コンテスト アイデアの部 解析書

光害防止衛星シャドーサット 反射光軽減設計の低軌道コンステレーション衛星

東京都市大学 理工学部 機械システム工学科 4年

石井大智 内田啓太郎 岡嶋真一郎 長谷川優 東島昂弘 矢田凌聖 柳圭亮 柚木一希

### 1. 序論

#### 1-1. 背景

低軌道コンステレーション衛星による光害が、天文観測に影響を及ぼしている。衛星コンステレーションを利用した通信が普及し、衛星数が急速に増加することに伴い、夜間の天体観測における光害の問題が顕在化している。それらの中には肉眼等級の明るさになる衛星もあり、衛星が太陽光を反射することで夜空を明るくし光害を引き起こしている。

文献<sup>[1]</sup>によると、光害の発生を捉えたのは米国 Lowell 天文台が 2019 年 5 月に撮影した画像（図 1）である。この画像は超新星を観測中に得られたもので、SpaceX 社の Starlink 衛星群が多数の斜線として写り込んでいた。それらの衛星群は打上げ直後であり、衛星同士の間隔が十分ではなかったため、このような形で撮像された。

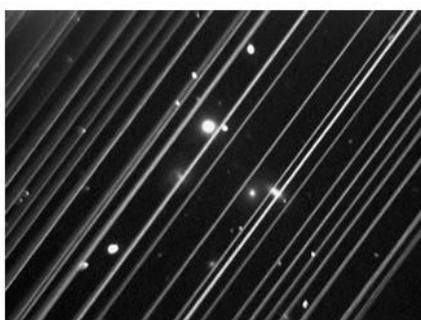


図 1 米国 Lowell 天文台が撮影した画像<sup>[1]</sup>

さらに文献<sup>[1]</sup>によると、長時間露出時には上空を飛ぶ衛星の軌跡が写り込む現象が起こる。これにより反射光を小惑星と混同することや、観測対象を隠してしまうというケースも考えられている。米国アマチュア天文家が 2019 年に観測した Starlink 衛星の可視等級は 2-7 等と非常に明るく、今後の光赤外観測の妨げになることが懸念され、Hyper Suprime-Cam (HSC) や Large Synoptic Survey Telescope (LSST) による撮像にも影響が及ぶと言われている。太陽観測においても同様に、衛星の影が写り込む可能性がある。

以上のように、衛星による反射光は様々な天文観測の画像に線状のノイズを発生させ、観測精度に悪影響を及ぼすことがわかる。

文献<sup>[2]</sup>によると、表 1 に示すように SpaceX 社は光害対策として様々な改良を行っている。過去に DarkSat と呼ばれる白色のアンテナ部分を黒色塗装した衛星も開発されたが導入には至らず、熱設計上の課題があったとみられている。サンバイザーも同様に白色アンテナ部分からの太陽光反射を減らす目的（図 2:Visorsat）である。鏡面反射フィルムは衛星表面の乱反射による影響を軽減する狙いである。この他にも、実用化はされていないが構想段階の光害防止策が様々に検討されている。

表 1 SpaceX 社の対策

Starlink	対策
第 1 世代	太陽光を反射しにくいサンバイザー
第 2 世代	鏡面反射フィルム

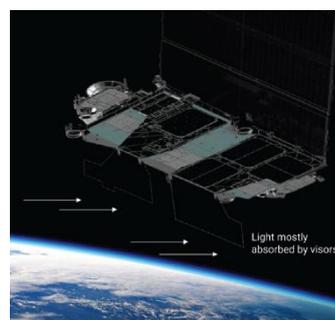


図 2 Visorsat のイメージ画像<sup>[2]</sup>

先行研究<sup>[3]</sup>より、サンバイザーを取り付けた Visorsat の効果を評価するため、可視光及び赤外線領域で光害対策なしの衛星との観測結果の比較が行われた。Visorsat の日除け率は半分程度と推定されており、光害の発生を最小化にするにあたっては、更なる防止策の検討が必要であることがわかる。

#### 1-2. 目的と意義

近年、衛星コンステレーションを利用した通信の市場が拡大し、それぞれの運用者が 1 万を超える衛星を打ち上げる計画を立てている。今後さらに増える全ての低軌道コンステレーション衛星および運用者に対し、対策が求められる。

光害対策における衛星運用者への国際的な提言<sup>[4]</sup>において、天文観測への悪影響を最小化するための衛星設計として、以下（抜粋）が挙げられている。

低軌道コンステレーション衛星の運用者は、衛星の設計・開発段階の一環として、反射率シミュレーション解析と組み合わせて、実験室での双方向反射率分布関数（BRDF）測定を十分に行う。
全ての衛星が、式(1)より暗く見えることを保証する。 $7.0Vmag + 2.5 \times \log\left(\frac{SatAltitude}{550km}\right)$
最大輝度に対応する最小値である視等級（Vmag）7をすべての飛行フェーズで保証する。このため、肉眼では検出できない。
衛星の姿勢は、地上への反射光が最小になるように調整されるべきである。

光害の発生原理について、太陽-衛星-観測者間の角度である位相角の定義（図3）を用いて示す。食明け後の軌道上で衛星に太陽光が当たり始め、地表の観測者はまだ夜である時に、衛星が明るく観測される現象である。衛星の見え方である位相角によって、衛星からの反射光の明るさが異なるという性質を持つ。

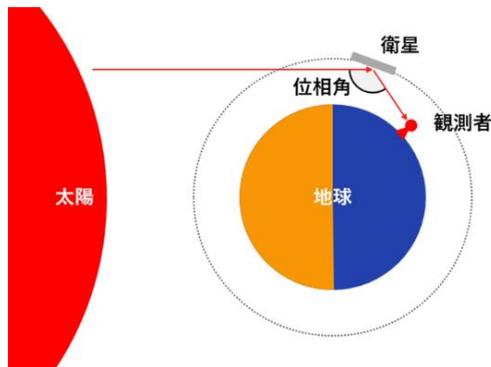


図3 位相角の定義

先行研究<sup>[3]</sup>より、位相角が大きくなるほど日除け率（被覆率）は小さくなり、日除け率が小さくなるほど明るい等級で観測されることが分かっている。また、観測結果の外れ値を説明する要素として、Visorsatの等級は位相角のみならずサンバイザーの方向性（衛星の姿勢やサンバイザーの位置）にも依存することが示唆された。

以上より本ミッションの目的は、反射光を軽減するためサンバイザーの方向性を考慮することにより、低軌道コンステレーション衛星による光害を防止し、天文観測への影響を最小限にすることである。この目的を達成するミッション衛星の構成の検討を行い、具体的にどう実現することができるかを示す。

本ミッションの意義は以下の3つである。

4. 天文学における観測精度の維持
5. 衛星運用における光害対策の実施
6. 光害を防止するための新しい衛星設計の実現

## 2. ミッション内容

### 2-1. ミッション概要

本ミッションは、太陽電池パドルをサンバイザーと見立て、光害の影響が大きい昼夜境界においてその角度を適切に調整することで、地上方向への反射光を軽減する。図4にミッションの概念図を示す。

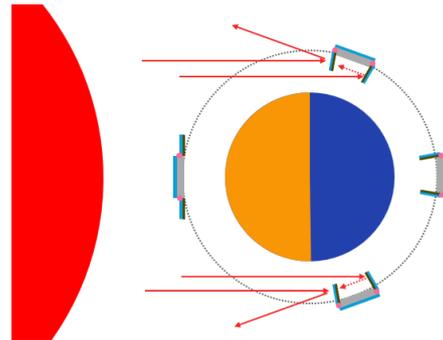


図4 ミッションの概念図

反射光軽減設計は以下の5つを満たすようにする。

6. 衛星本体から反射する光を最小限とするため、パドルにより本体への入射を防ぐ。
7. 1周する間に2回光害を防ぐ必要があり、衛星自体を回転させる必要がないよう、左右に取り付けられたパドルを対称に回転させる。
8. 衛星がパドルに隠れるような向きを保つため、軌道傾斜角に合わせて回転する姿勢制御を行う（ヨー回転）。
9. パドルには太陽センサを取り付け、太陽方向を計測しパドル展開角の制御に用いる。
10. 基本的にスケジューリングに基づき制御し、5分程度の間パドルを最適な角度に保つ。

### 2-2. ミッション衛星の仕様

本ミッション衛星は低軌道コンステレーション衛星の仕様（基本仕様）に反射光軽減設計を加えた形である。低軌道コンステレーション衛星は、地表から約300~1,200kmのLEOを周回し多数の通信衛星を連携させることで、地球全域に非地上系ネットワークを構築している。

まず基本仕様について述べる。通信を主目的としているため、地球指向面にアンテナがある。平板形状の衛星本体と太陽電池パドルを有し、回転式パドルとする。また、表2に今回仮定した軌道要素を示す。

表2 仮定した軌道要素 (地球半径 6370 km)

軌道高度	550 km
周回速度	7.6 km/s
平均運動 (周回数/日)	15 周
軌道長半径	6920 km
離心率	e=0 (円軌道)
軌道傾斜角	53°

光害防止の対策を行うにあたり、仮定した軌道には以下の3つの特徴がある。まずコンステレーション衛星のため、非同期軌道であり、衛星への太陽光の入射角度は多様である。次に平板形状の衛星であるため、高精度な姿勢制御が難しい。最後に食の時間は軌道周期の約1/4になるが、太陽の動きにより季節などでその時間は変化する。

図5にミッション衛星の外観を示す。フェアリング内に格納されている状態では、太陽電池パドルを衛星側に畳みこむように格納しておき、軌道上で観音開きの方式でパドルを展開する。各太陽電池パドルと衛星の横幅の寸法比は1:2とする。また、表3にミッション衛星のシステム構成を示す。

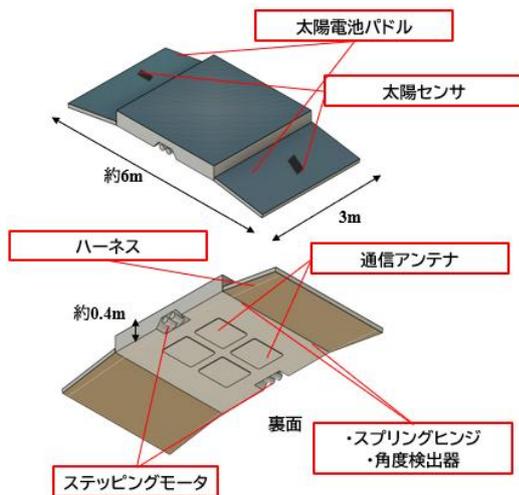


図5 ミッション衛星の外観

表3 ミッション衛星のシステム構成

要素名	機能
通信システム	通信アンテナ・送受信機
電力システム	太陽電池パネル バッテリー・電力制御器
回転パドルシステム	スプリングヒンジ ステップモータ ハーネス・角度検出器
制御システム	慣性センサ・GPS センサ 太陽センサ・制御器

### 3. 反射光軽減設計の検討

#### 3-1. 回転パドルシステム

軌道に投入された直後にパドルを展開する機構を、継続して回転パドルシステムとして用いる。左右に取り付けられたパドルを対称に最大 100° 回転させる動きを実現する。回転パドルシステムの動作を検証するため、1/15 模型 (200mm×400mm) を製作した。表4に模型に使用した部品を示し、図6に1/15 模型の構成を示す。部品は3D プリント (PLA) を用いている。このシステムは、ハーネスの巻き取り機構、衛星本体-太陽電池パドル間のヒンジに分けられる。

表4 模型に使用した部品

要素名	模型に使用した部品
スプリングヒンジ	ばね蝶番 (15mm 幅)
ステッピングモータ	28BYJ-48 Arduino プログラムで制御
ハーネス	ケブラー糸
角度検出器	なし

ハーネスの巻き取り機構について、衛星本体の中央に巻き取りをするステッピングモータを1辺に1つ設置する。同じギア比で2つの巻き取り部 (ハーネスを巻いておく部品) を連動させることで両方向の巻き取りを同時に行えるように設計した。

衛星本体-太陽電池パドル間のヒンジには、反力を発生させる部材としてスプリングヒンジを使用し、ハーネス巻き取りの力とバランスを取るように動作させる。ヒンジ部に角度検出器を搭載しフィードバック制御を行うことで、ばねヒンジのトルクが疲労によって低下した際にも補正をしつつ角度制御できる。

模型では初期状態の 170° からパドルを回転させることができず (構造上ハーネス張力をパドルの回転に変換できない)、150° から 100° の回転を実現した。

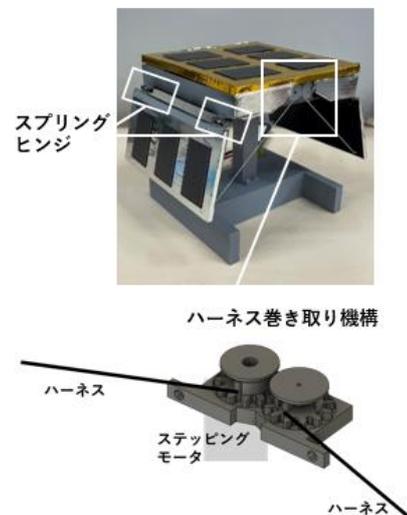


図6 1/15 模型の構成

また、実際の寸法で Origami ETS による展開解析を行った。表 5 に解析条件を示す。初期状態は衛星本体から 170 度展開した状態であり、ハーネスケーブルを一定速度で巻き取る。この解析では、スプリングヒンジは考慮していない。

表 5 解析条件

要素名	材質	物性値
Cable	スチール	直径 10mm
Plate	アルミ	衛星正方 3m パドル 1.5m × 3m
外力	Drive 巻き取り速度	10mm/s

図 7 にシミュレーションした収納挙動を示す。解析上で滞りなく展開できる様子が確認できる。初期状態からすぐにハーネスケーブル、パドルに力が加わり、収納終了前には、パドルに再び負荷がかかる挙動を確認した。

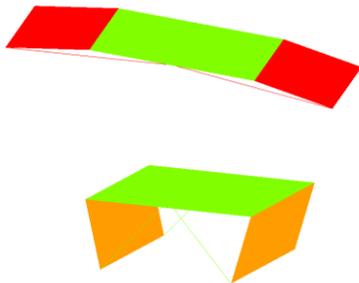


図 7 回転パドルシステムのシミュレーション

### 3-2. 軌道上でのパドル制御法

表 3 の制御システムの機能についてそれぞれ述べる。図 8 に軌道上でのパドル制御のイメージ図を示す。

光害の発生する時間帯は軌道情報から割り出すことが可能であるため、そのスケジューリングを基にパドルを制御する。衛星に搭載された GPS センサを用い、軌道情報とタイマーで連動することで制御を行う。

入射方向と衛星の周回方向が完全に一致するものとして考えているが、地表面に対し常にアンテナ面を向ける姿勢制御に加えて、実際には太陽光をうまく遮るための位置関係性に保つための姿勢制御が必要である。具体的には光害対策を行う昼夜境界において、軌道傾斜角に合わせた慣性センサを用いて、回転の姿勢制御を行う。

最適なパドル角度については、3-3 で述べるレイトラッキングで検討するが、実際は衛星の姿勢に誤差があった時にも、それに合わせてパドルを最適な角度に制御する必要がある。したがって、両パドルの表面に搭載されたデジタル式太陽センサを用い入射角度を検

知し、パドルの角度調整に利用する方針である。

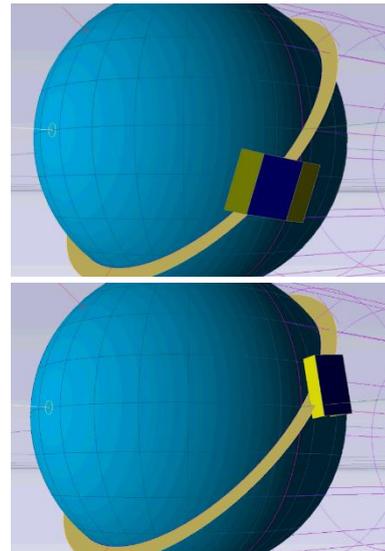


図 8 軌道上でのパドル制御のイメージ図

### 3-1. レイトラッキング解析

今回設計した衛星の光害防止の効果を確認するため、モンテカルモレイトラッキング法を用いて解析を行った。レイトラッキング解析による反射光軽減の評価方法について、図 9 に示す。衛星高度から地球方向の視野半径を計算し、反射光線のうち視野半径内を通る本数をカウントした。

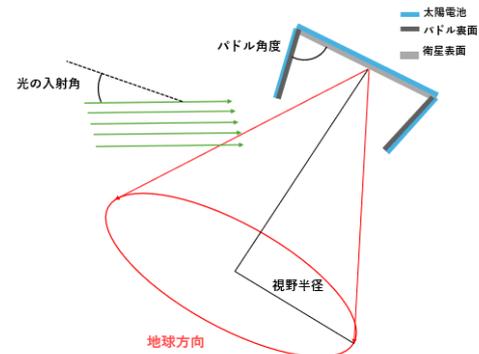


図 9 レイトラッキング解析による評価方法

レイトラッキングの解析条件について述べる。まず、衛星全体において反射の計算は入射角と反射角が等しい対角反射を採用している。光線が最大反射回数（10 回）もしくは反射しない場合に計算終了する。光線の本数は 1 万本である。

レイトラッキング解析の可視化画像を図 10 に示す。プロットは X 軸、Y 軸、Z 軸の 3 つの軸から成り、青い点は光線源、赤い点は反射点、緑色の線は太陽光線の経路、ピンク色の線は衛星外に向かう太陽光線と識別している。

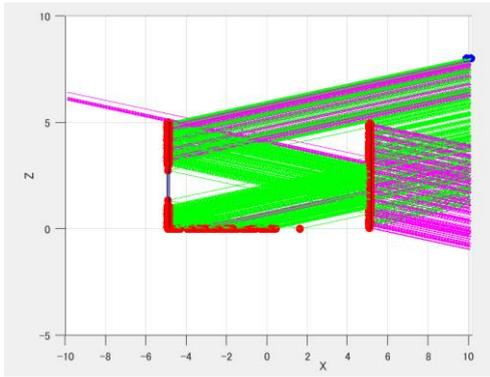


図10 レイトレーシング解析の可視化画像

表2の軌道条件から入射角度は0~11.5°の範囲であり、設計よりパドル角度は70~170°をとるものとする。理想的な状態においては、入射角度は比較的狭い範囲で変化するため、パドルには細かい角度制御が要求されると考えられる。図10ではパドル角度90°で入射角度10°としており、反射光は地球方向に到達しないことが確認できた。本ミッション衛星の回転パドルの配置により、日よけ率が向上したといえる。

太陽光線の入射角度に対する各パドルの光害軽減特性について図11に示す。横軸は入射角度、縦軸は入射光線に対する地球方向の反射光線数の割合を示し、縦軸が小さければ反射光軽減の効果がある。パドル角度は70, 90, 170°の3パターンとし、入射角度は10°から10°刻みで50°までである。

本ミッションの特徴として、非同期軌道であり、低精度な姿勢制御、軌道傾斜角による太陽入射角度の変化が挙げられる。これに対し、本ミッション衛星は、広い範囲でのパドル回転(70~170°)が可能である。図11より、理想的な状況でなく誤差、入射角の変化があってもパドル角度を状況に合わせて選択することで反射光を軽減することができることが分かる。

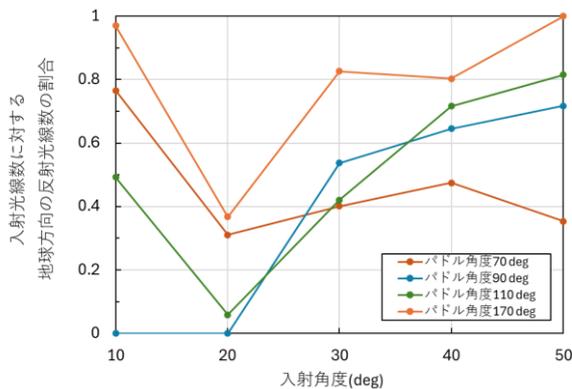


図11 入射角度に対する各パドル角度の光害軽減特性

#### 4. まとめ

##### 4-1. 得られる成果

本提案により、回転パドルシステムにより反射方向を制御する反射光軽減設計の有効性が示された。よって、データの欠損を引き起こす光害を解決する手段の一つとして、天文科学に利用可能なデータを持続的に取得できる環境づくりに貢献することができる。

光害防止を目的とした衛星設計は、乱反射を抑制することにより確率的に地上への影響を減らす方式が主流になりつつある。しかし、このような方式は衛星数が少ない場合にのみ成立する解決策である。軌道上に大量の衛星が存在する状況においては、その母数自体が大きく光害対策として効果が期待できなくなる。そのため、衛星の反射面を地表に向けないようにすることがこの課題の本質的な解決策となると考えられる。

##### 4-2. 波及効果

波及効果について、実用に向けた課題を整理した。表6に光害防止策の不利要素の比較を示す。光害防止のためのパドル駆動には継続的な電力消費が伴うため、長期運用に適したコンポーネントや機構が求められ、それにより質量およびコストの増大が見込まれる。また、動作中は地上面に向けたアンテナがパドルにより遮られるため、通信機能が一時的に低下する可能性もある。

表6 光害防止策の不利要素の比較

不利要素		黒色塗装	日除け	鏡面反射	回転パドル
電力面	電力消費	○	○	○	△
製造面	コスト	◎	△	○	△
運用面	寿命	△	○	◎	△
	故障頻度	△	○	◎	△
機能面	ミッション制限	◎	△	◎	△

ミッション機能を制限する不利要素を低減するための策として、衛星本体から距離を確保し、伸展・展開機構を用いて日よけ部分を制御する方法が考えられる。伸展・展開機構で支持する日よけは衛星本体とほぼ同等ほどのサイズであるとすれば、それらを繋ぐ部材の剛性の検討が重要である。伸展・展開機構はboomによる伸展や展開ヒンジを用いる。この方法により、日よけが衛星の通信や機能に影響を与えるリスクを減らすとともに、柔軟な配置が可能となる。

運用面の寿命に関して、衛星の形状が可変であるため、低軌道上での空力特性(空気抵抗係数: Cd)が変動し、結果として軌道高度の低下が懸念される。このため、推進器を用いた補助が必要である。

#### 4-3. 今後の課題

本ミッション衛星を検討し、実用に当たっては電力消費が最重要課題であり消費電力を抑える工夫が求められること、レイトレーシング解析においては拡散光を考慮し実際の観測結果の特性(位相角と等級の関係)との比較をすることなど、更なる検討の必要であることが分かった。

衛星コンステレーションに対してこのアイデアを適用するにあたって、通信機能との両立が課題になると考えられる。光害防止制御が通信機能に与える影響を最小限に抑えるための調整が必要である。今回の方式においては、地表面を向くアンテナの視野にかぶらないよう、パドル角度を設定する必要がある。周辺機器の機能に問題を起こさない包括的なコンフィギュレーションが求められる。

近年は Starlink などの平面形状の衛星が開発されており、他の低軌道衛星の形状として CubeSat などの立方体形状が挙げられる。また、凹凸面な表面特性(パドル、アルミ、ブランケット、アンテナメッシュ等)が光害に影響する。CubeSat やアンテナなどその他の突起物もカバーできる設計とするには、衛星構造の設計前提に大きな変更を要するため、今回は応用可能性についての検討に至っていない。今後は、より汎用的に効果を発揮する防止策の検討が必要である。

#### 参考文献

- 大石雅寿, 鹿野良平. “巨大通信衛星網による天文観測への影響”. 天文月報. 2020. 第113巻. 第3号. p.183-185
- [1] SpaceX. BRIGHTNESS MITIGATION BEST PRACTICES FOR SATELLITE OPERATORS.  
<https://spaceexplored.com/wp-content/uploads/sites/10/2022/07/BrightnessMitigationBestPracticesSatelliteOperators.pdf>. (2024-11-30).
- [2] Takashi HORIUCHI, Hidekazu HANAYAMA, ET AL. “Multicolor and multi-spot observations of Starlink’s Visorsat”. Publications of the Astronomical Society of Japan. 2023. Vol. 75, No. 3. p. 584-606
- [3] Walker, C., Hall, J., ET AL. “Impact of Satellite Constellations on Optical Astronomy and Recommendations Toward Mitigations”. NSF’s NOIRLab. 2020. p. 1-22
- [4]