

スターシェード技術実証ミッションの提案と超小型実証衛星の概念設計

Proposal of Starshade Technology Demonstration Mission and Conceptual Design of Demonstration Nano-satellite

指導教授 奥山 圭一

M9019 中村 壮児
Takeru Nakamura

Starshade system has been proposed for a direct observation of exoplanets by NASA. The Starshade consists of a space telescope and an occulter. The occulter that they have proposed is a large deployable thin truss structure that seems to be complicated and expensive system. Therefore, the author has proposed to apply Self-Deployable Membrane Truss (SDMT) to the occulter system. SDMT is lightweight, and has superior storage and deployment capability, so that the author consider it is suitable for the occulter. It is important to verify the basic technology required for Starshade in space before the Starshade mission will be realized. This paper proposes the objectives, success criteria, and mission sequence of the Starshade technology demonstration mission using microsatellite. In addition, this paper provides the conceptual design of occulter structure and the satellite bus system including the structural, power, thermal, propulsion, and radio-link analysis results.

1. 序論

1.1. 系外惑星の観測とスターシェードシステム

太陽系外惑星は1995年に初めて発見されて以降、現在に至るまで数多くが発見されている^[1]。しかし、それらの多くはトランジット法等の間接観測法によって発見されており^[2]、惑星の姿を直接撮像した例はほとんどない。それゆえ、惑星を特徴づけるにあたって重要となる、惑星の表層や大気に関する詳細な情報もほとんど得られていないというのが現状である。

直接撮像における一番の問題は、恒星が惑星と比較した際に非常に明るいため、恒星の光によって惑星の観測が妨害されてしまうことである。これを解決するシステムとして提案されているのがFig.1に示すスターシェードシステムである^[3]。スターシェードシステムとはオカルタと呼ばれる遮蔽物を恒星と宇宙望遠鏡の間に配置し、恒星の光を遮ることで、惑星からの微弱な光を宇宙望遠鏡で直接観測するシステムである。実現には、高い形状精度を有する数十m級のオカルタの展開や、望遠鏡とオカルタとの高精度なフォーメーションフライト(FF)などの課題がある。特にオカルタについては恒星光の回折を極力抑える花卉型のものが構造の収納・展開方法まで含めて提案されている^[4]。オカルタは大型であるため、花卉形状は薄膜で実現し、それを展開構造物に取り付けることで構成することが考えられるが、花卉形状は展開構造に不向きな曲線外形を有するため、提案されているオカルタは非常に複雑な構造様式で高コストとなることが課題となっている。

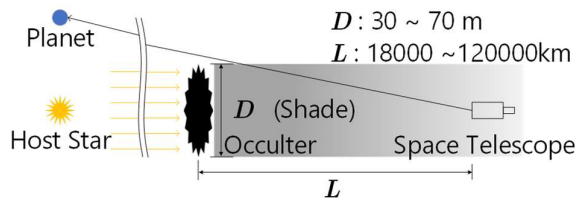


Fig.1 Starshade system

1.2. 自己展開膜面トラス

そこで筆者は、オカルタ構造に自己展開膜面トラス(Self Deployable Membrane Truss: SDMT)を適用することで上記の課題を解決しようと考えている。SDMTとは、2つのコンベックステープをエッジで向かい合わせに接触させた、バイコンベックスブームを伸展部材とする自己展開トラスに膜面を取り付けたものである(Fig.2)。SDMTの利点としては、アクチュエータ等の動力を必要とせずに展開することが可能という点に加え、薄肉部材であるコンベックスブームを使用することによる高い軽量性、メジャーのようにコンベックスブーム

を巻き取って収納することによる高い収納性、コンベックスブームの弾性に起因する自己伸展力による高い展開性などが挙げられ、大型宇宙構造物への応用が期待されている^[5]。スターシェードもその一つであり、オカルタ構造にSDMTを用いることができれば、現在提案されている手法と比べて構造の技術的課題は格段に減少し、コストも含めた実現性は一段と高くなると考えている。

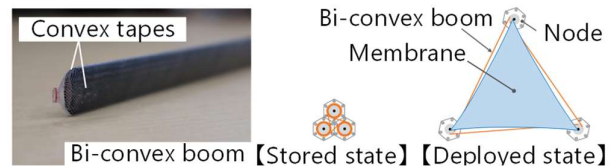


Fig.2 Bi-convex boom and SDMT

1.3. オカルタの形状

SDMTの部材は直線状に伸展するため、現在提案されている花卉型オカルタのような曲線形状は実現困難である。そこで筆者は、外形はできるだけ直線的な形状にしつつ、非透過な膜と透過性の高い膜を組み合わせることで、曲線形状と同等の性能を実現するオカルタを考案した^[6]。従来の曲線形状オカルタと新しく提案した折れ線形状オカルタをFig.3に示す。

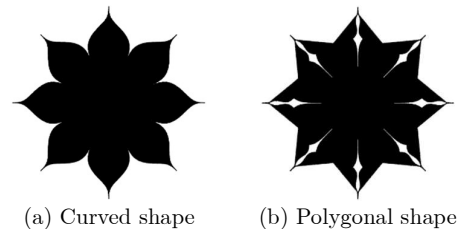


Fig.3 Occulter shape

この折れ線形状オカルタの考案により、SDMTのオカルタへの適用が現実的なものとなった。

1.4. スターシェード技術実証ミッションの必要性

以上の背景から、筆者は直径50m級の折れ線形状オカルタと宇宙望遠鏡を用いた系外惑星観測ミッション(以降、大型SSミッション)を実現したいと考えている。また、そのためには、高精度オカルタ構造や長距離FF、オカルタを用いた理学観測といった新規技術を事前に実証しておく必要があると考えている。ここで、望遠鏡衛星は既存技術で実現可能であるので、実証ミッションの実現に向けて、まずはオカルタ衛星およびそれを用いた長距離FFによる理学観測の技術的成立性を示すことが肝要であると考えている。

1.5. 研究目的

そこで本研究では、折れ線形状オカルタを用いたスターシェード技術実証ミッション「Euryops」を設計・提案することで、ミッションの科学（工学および物理学）的価値を明らかにするとともに、実証ミッションに必要なオカルタ衛星の概念設計を行うことで、オカルタ衛星の技術的成立性を明らかにし、ミッションの実現性を高めることを目的とする。

2. 技術実証ミッション「Euryops」の提案

本章では設計した技術実証ミッションの概要を述べる。

2.1. ミッション概要

提案するミッション「Euryops : Exozodiacal Disk Survey Using Occulter Composed of SDMT」は、85 kg・展開時直径10 mのオカルタ衛星と50 kg・口径19cmの望遠鏡衛星の2機の超小型衛星を用いて、スターシェード基礎技術の実証、及びエリダヌス座イプシロン星惑星系デブリ円盤の観測を行うミッションである。衛星の基本諸元をTable 1に示す。

Table 1 Satellites specification	
オカルタ衛星	
質量	85 kg (オカルタ質量 35 kg)
サイズ	収納時: 80×80×65 cm 展開時オカルタ直径 10 m
ペタル枚数	12
設計コントラスト	10^{-7}
望遠鏡衛星	
質量	50 kg
サイズ	50×50×50 cm
望遠鏡口径	19 cm
観測波長	可視光 (B,V,R バンド)
分解能	0.7" (0.3" Stability)
ノミナル分離距離	1475 km (IWA=700 mas)
打ち上げロケット	イプシロンロケット
軌道	高度 666 km SSO から Fig.5 に示す観測時軌道に遷移

2.2. ミッション目的と得られる成果・科学的価値

本ミッションの目的はTable 2に示す通りである。①の達成により、大型SSミッションの要素技術であるFF技術(分離距離約1500 km, 相対位置制御精度20 cm)、オカルタ構築技術(直径10 m平面モジュール構造, 外形形状精度 ± 1 mm)が実証される。これにより、大型SSミッションの実現だけでなく、重力波観測等のより高精度なFFミッションの実現、SSPS等のより大規模な宇宙構造物ミッションの実現の道が拓かれる。また、②の達成により、形状計測技術(測定精度 ± 0.1 mm)、形状予測技術(予測精度 ± 0.2 mm)が実証される。これにより、高精度が要求される膜面アンテナ・レーダー等を用いたミッションの実現が見込める。そして、③の達成により、惑星系の形成過程や、内部領域の構造に制約を与えることができる^[7]。これにより、惑星形成理論のブラッシュアップと、将来ミッションでの系外惑星観測リスクの低減が見込める^[8]。

Table 2 Mission objectives

目的①：スターシェードシステム基礎技術の実証
目的②：地上検証が困難な大型構造物の開発手法の確立
目的③：系外デブリ円盤の可視光観測

2.3. サクセスクライテリアとミッションシーケンス

本ミッションでは2.2節に示したミッション目的に対して、サクセスクライテリアをTable 3のように設定する。また、これを達成するためのミッションシーケンスをFig.4に示す。観測時の太陽の入射方向を考慮し、2機の衛星をSSOに7月～8月

に投入する。Phase 1でSAP, オカルタを展開後、Phase 2では一か月以内にチェックアウトを行う。その後、Phase 3では両衛星が自身のスラスタでFig.5に示す観測時軌道に遷移する。これにより、各衛星の昇交点赤経に差をつけ、赤道面付近で約1500kmの分離距離を実現する。この軌道遷移のシーケンスは以下の通りである：まず、望遠鏡衛星の軌道傾斜角を、98.050度から99.408度に変更する。これにより、2つの衛星の軌道傾斜角に差が生まれ、昇交点赤経時間変化率に差が生まれる。この状態で、70日程度の時間を置き、昇交点赤経の差が所望の値となったところで、オカルタ衛星の軌道傾斜角を99.408度に変更する。この間、2機の衛星はスラスタを用いて、軌道高度を維持し続ける。軌道遷移後はFFのテストを行い(Phase 4)、科学観測に入る(Phase 5～7)。そのうち、Phase 6のデブリ円盤観測は冬の時期の3日だけを想定している。観測は、太陽光が入射しないよう日陰で行い、観測後は再び各衛星が観測対象を向くように、衛星自身のスラスタで軌道を再構成する。その他の時間(Phase 5, 7)は他の科学ミッションを行うことを想定している。

Table 3 Success criteria

レベル	項目	目的
Minimum Success	SDMT(12 モジュール, 直径 10 m)を用いたオカルタを展開すること	①
	外形形状測定を ± 0.1 mmの精度で行うこと	②
	デブリ円盤を撮像すること	③
Full Success	オカルタ外形形状精度が ± 1 mm であること	①
	分離距離 1500 km, 相対精度 20 cm の FF を行うこと	①
	観測時コントラストが 10^{-7} 以下であること	①
	形状を ± 0.2 mm の精度で予測すること	②
	デブリ円盤の撮像・偏光観測(角分解能 0.7", 指向安定度 0.3")を行い、円盤の詳細な構造やダストサイズを明らかにすること	③
Extra Success	運用終了時に、形状を測定すること	②
	取得データ解析から惑星を検出すること	③
	惑星の材料物質や形成過程についての新たな知見を得ること	③
	ミッションの合間に様々な理学観測を行うこと	③

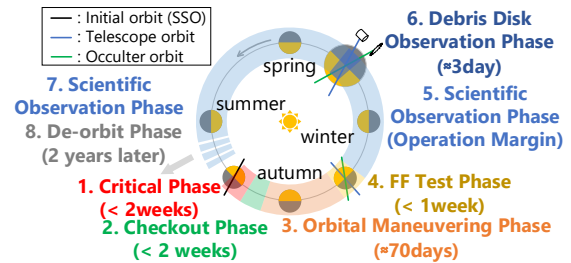


Fig.4 Mission Sequence

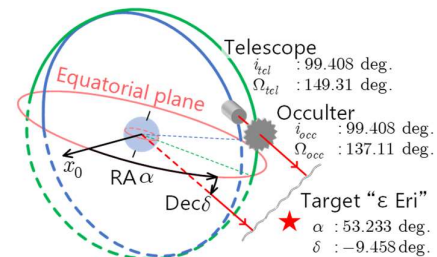


Fig.5 Observation orbit

3. オカルタ衛星の概念設計

本章では、実証ミッションに用いるオカルタ衛星の概念設計結果の概要を示す。

3.1. 衛星システム

サクセスクラテリア、ミッションシーケンスからオカルタ衛星の機能要求の洗い出しと搭載機器の選定を行い、衛星システムを設計した。システムダイアグラムをFig.6に示す。

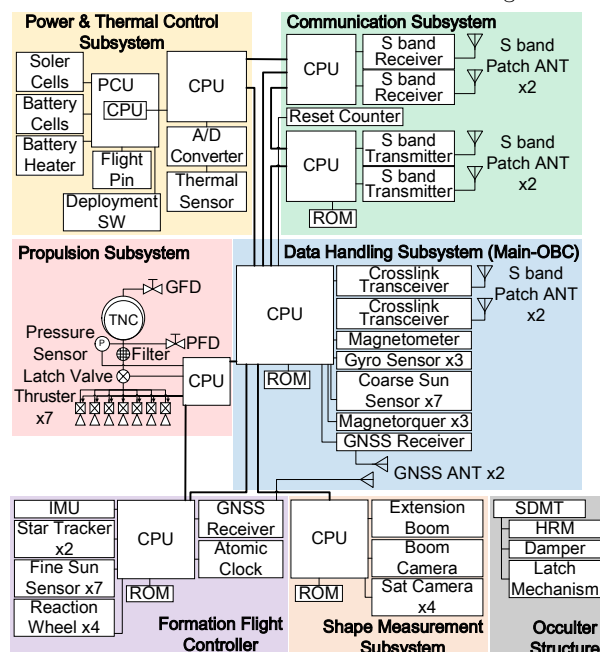


Fig.6 System diagram

以降では、技術的成立性を示すためにオカルタ構造系、衛星構造系、電源系、熱系、推進系、通信系について述べる。

3.2. オカルタ構造

オカルタ構造は軽量で収納性が高く、簡素であり展開信頼性が高いことに加え、高い形状精度が要求されるため、モジュール型SDMTを構造様式として採用した。モジュール化することで、個々のモジュールは小型で製造性のよいものとなる。その結果、個々のモジュールを精度よく製作でき、それらを精度よく結合できれば構造全体を高精度化できると考えている。具体的には1ペタルを5つのノードと5つのブーム(5N5B)で構成し、それを12個連結することで、1つのオカルタを構築する。オカルタのノード・トラス配置をFig.7に示す。

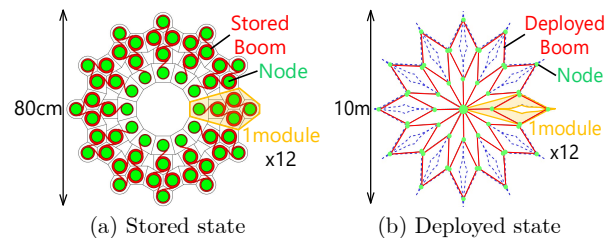


Fig.7 Truss layout

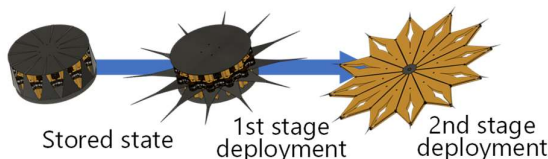


Fig.8 Occulter structure

Fig.8にオカルタ構造外観を示す。サイズは収納時直径80cm, 高さ35cm, 展開時直径10mで、質量は35kgである。オカルタ先端部の変形は光学性能に大きな影響を及ぼすため、CFRP製の剛なプレートを用いる。先端プレート部はヒンジにより

2段階で折り畳み、プレートを展開後(1次展開)に、膜を展開する(2次展開)。膜は、ノードの上面とした面の両面に取り付ける。これは、膜による張力が構造全体に曲げ変形を起こさないためと、軌道上で微細なダスト等の衝突により穴が開いて光が漏れた場合の冗長性を確保するためである。

3.3. 衛星構造系設計・解析

オカルタ衛星は、CFRP・アルミハニカムサンドイッチパネルで八角柱の衛星筐体を構成し、その上にオカルタを搭載する構造となっている。太陽センサ、スタートラッカ、アンテナのFOVに注意し、構造解析と熱解析の結果を考慮しながら、衛星の搭載機器配置をFig.9, Fig.10のように決定した。

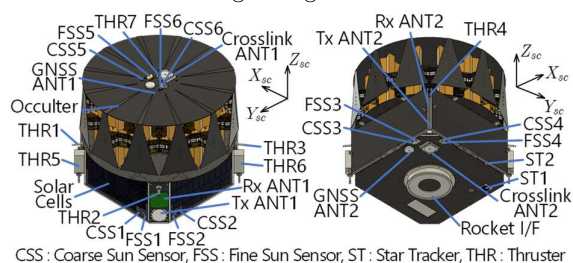


Fig.9 Components layout #1

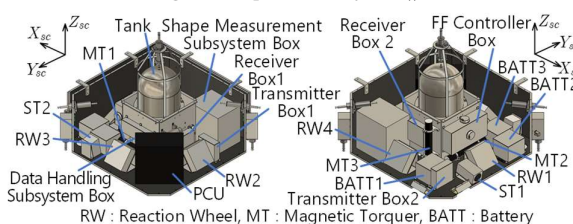


Fig.10 Components layout #2

イブシロンロケットでの打ち上げを想定し、固有値解析、静荷重解析、ランダム振動解析を行った。解析は、内部機器及びオカルタを質点と近似し、有限要素解析ソフト(ANSYS)を用いて行った。そして、剛性要求を満たすこと、安全余裕が正であることを確認した。ここでは、特に固有値解析結果を、イブシロンロケットの剛性要求^[9]とともに Table 4 に示す。各軸で剛性要求を満たしていることがわかる。

Table 4 Natural frequency and stiffness requirement

軸	モード	固有振動数	剛性要求
Xsc	2 次	139.1 Hz	40 Hz 以上
Ysc	1 次	133.6 Hz	40 Hz 以上
Zsc	4 次	478.8 Hz	80 Hz 以上

3.4. 電源系設計・解析

ミッションシーケンスから、Table 5のように運用モードを設定し、搭載機器の消費電力から各モードでの消費電力量を見積もった。これより、定常モードで電力収支が正、かつ消費電力量が最大となる観測モードで、日陰時DODが20%以下となるという設計方針のもと、Table 6に示すバッテリー^[10]・太陽電池^[11]を選定し、直列・並列数を決定した。

Table 5 Power consumption and DOD

運用モード	消費電力	運用時間	消費電力量	DOD
定常	94.5 W	2200 s	57.8 Wh	8.0 %
軌道遷移	172.6 W	1800 s	86.3 Wh	12.0 %
観測	172.6 W	2200 s	105.5 Wh	14.7 %
省電力	49.8 W	2200 s	30.4 Wh	4.2 %

Table 5 の通り、観測モードでも DOD は 20%を十分に下回る。また日照中の充電電力量は 121.6 Wh で、定常モードの消費電力量を上回るため、電力収支は正となり要求を満たす。

太陽電池はボディマウントだけでは賅えない量であるため、Fig.11 に示すように衛星構体とパドルに配置する。

Table 6 Battery cell and solar cell ^{[10][11]}	
バッテリー：UPF614496 (Panasonic)	
公称電圧 / 容量	3.7 V / 2700 mAh
直列・並列数	8 直列・9 並列 計 72 個
太陽電池：XTJ Prime (SPECTROLAB)	
V_{mp} / I_{mp}	2.406 V / 0.460 mA
直列・並列数	20 直列・12 並列 計 240 枚

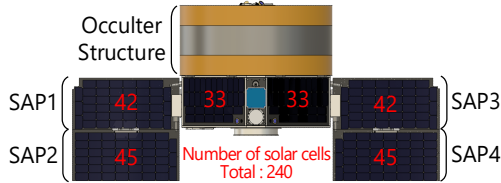


Fig.11 Layout of solar cells

3.5. 熱系設計・解析

コールドバイアス方式で熱制御を行うという設計方針のもと、衛星表面の熱制御材を決定し、ANSYSによる熱解析結果から、搭載機器が動作温度範囲内に収まることを確認した。

なお、解析条件はTable 7に示す通りである。解析の結果、低温最悪条件において最も厳しい搭載機器はGNSSアンテナで、マージンは5.2℃であった。高温最悪条件において最も厳しい搭載機器はバッテリーで、マージンは5.9℃であった。

Table 7 Condition of thermal analysis			
初期温度	低温側：5℃	赤外放射強度	237 W/m ²
(最悪条件)	高温側：25℃	アルベド係数	0.32
日照時間	63 分	内部機器発熱	低温側 49.8W
日陰時間	35 分	(最悪条件)	高温側 172.6W
太陽光入射強度	1353 W/m ²		

3.6. 推進系設計・解析

推進系には、要求 Δv コストを満たし、かつ、現実的な時間で軌道遷移を行うことが要求される。後者の要求を考慮しつつ、Table 8に示す化学推進スラスタ^[12]を選定し、要求 Δv コストを満たすことを確認した。また、推進系はシステム簡略化のため、並進運動制御のみに用いるという設計方針のもと、Fig.9に示すようにスラスタ・タンクを配置した。Table

8 Specification of thruster ^[12]			
名称	1N HPGP Thruster (ECAPS)	推進剤密度	1242 kg/m ³
		推力	0.25 - 1 N
推進剤	LMP-103S	比推力	203 - 231 s

Table 9 Delta-v budget	
項目	要求値
軌道傾斜角変更	184.86 m/s
軌道維持	23.55 m/s
観測	0.00 m/s
軌道再構成	8.09 m/s
合計	216.5 m/s

要求 Δv コストは、2.3節で示した通り、軌道遷移のための軌道傾斜角変更、観測までの軌道維持、観測のためのFF及び軌道再構成にかかる Δv コストの合計値であり、Table 9の通りである。衛星の初期質量を目標の85 kgとしたとき、設計した推進系を用いた場合に実現できる Δv コストは393.1 m/sである。要求に対して176.6 m/sのマージンがあり、この分は他の理学ミッションに使うことができる。また、軌道傾斜角変更にかかる時間は約2.1時間である。軌道傾斜角変更後の2機の昇交点赤経時間変化率の差は 1.98×10^{-6} deg/sであり、昇交点

赤経差が所望の値となるまでに、約71.4日を見込んでおり、観測時軌道に現実的な時間で遷移できることを確認している。

3.7. 通信系設計・解析

本衛星における回線は、アップリンク、ダウンリンク、衛星間通信の3つである。各回線の送受データ量の見積もりを行い、要求通信速度を見積もった。これより無線機・アンテナを選定し、勝浦宇宙通信所^[13]を使用した場合に、アップリンク、ダウンリンク回線で回線マージンが3dB以上となる事を確認した。衛星間通信に関しては、要求速度でマージンが3dB以上となるが、既存の無線機では速度が大きすぎて3dB以上とならなかった。要求速度では3dB以上となるため、無線機会社に速度を下げてもらうよう掛け合い、対応しようと考えている。回線解析の概要はTable 10に示す通りである。

Table 10 Design and analysis of radio-link			
	アップリンク	ダウンリンク	衛星間
送信周波数	2100 MHz	2400 MHz	2200 MHz
通信速度	10 Mbps	1.875 Mbps	4.8 kbps
送信電力	300 W	1 W	2 W
送信 ANT ゲイン	48.5 dBi	9.15 dBi	8 dBi
受信 ANT ゲイン	7 dBi	49.3 dBi	8 dBi
受信 C/No	111.3 dBHz	93.7 dBHz	54.1 dBHz
要求 C/No	82.5 dBHz	75.2 dBHz	44.3 dBHz
回線マージン	28.8 dB	18.5 dB	9.8 dB

4. 結論

本稿では、スターシェード技術実証ミッション「Euryops」を提案し、オカルタ衛星の概念設計結果を示した。これにより筆者は、オカルタ衛星の技術的成立性を各種解析により示し、スターシェード技術実証ミッションの実現性を高めた。今後はより価値があり、実現性が高いミッションとなるよう、詳細な理学ミッションの設計や望遠鏡衛星の設計を行うとともに、他の軌道でのミッションの実現性も検討する。

参考文献

- [1] S. Seager: The Search for Extrasolar Earth-like Planets. Earth and Planetary Science Letters, Vol. 208, 2003, pp.113-124.
- [2] 浦川聖太郎: トランジット法による系外惑星探索, 日本惑星科学会誌 Vol.16.No.1, 2007, pp58-60.
- [3] W. Cash: Detection of Earth-like planets around nearby stars using a petal-shaped occulter. Nature, Vol. 442, 2006, pp.51-53.
- [4] R. J. Vanderbei, et.al.: Optimal Occulter Design for Finding Extrasolar Planets. The Astrophysical Journal, Vol. 665, No.1, 2007, pp.794-798.
- [5] Y. Miyazaki, et.al.: Membrane Structure Supported by Self-Deployable Truss for Space Applications. AIAA Spacecraft Structures Conference, AIAA 2018-0451, 2018, pp.1-13.
- [6] 設楽翔一, 他: 自己展開膜面トラスを用いたスターシェードの形状, 第62回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2018-4962, 2018, pp.1-6.
- [7] A. Meredith Hughes, et al.: Debris Disks: Structure, Composition, and Variability, Annual Review of Astronomy and Astrophysics, Vol. 56:541-591, 2018.
- [8] Defrère, D., et al.: Direct imaging of exoEarths embedded in clumpy debris disks, Proceedings of SPIE--the International Society for Optical Engineering, v.8442/2012., 2012.
- [9] JAXA: イプシロンロケットユーザーズマニュアル, <https://www.kenkai.jaxa.jp/kakushin/news/data/EpsilonUsersManual.pdf>
- [10] Panasonic: UPF614496 datasheet, <http://static6.arrow.com/aropdfconversion/b09be64770f381653907a332b7cd87b2cb0ea4d/20aca4000ce415.pdf>.
- [11] SPECTROLAB, 30.7% XTJ Prime datasheet, https://www.spectrolab.com/photovoltaics/XTJ-Prime_Data_Sheet.pdf.
- [12] Bradford ecaps: 1N HPGP Thruster, <https://www.ecaps.space/products-1n.php>
- [13] 西原秀信 ほか: 勝浦S/X帯20m大型アンテナ設備, 三菱電機技報, 88号, pp.111-114, 2014