

地球周回低軌道における超小型スターシェード衛星システムの編隊維持に必要な速度調整量

Delta-V Cost for Formation Keeping of Nano-Starshade System in Low Earth Orbit

奥山・宮崎研究室

Okuyama-Miyazaki Laboratory

市村峻

Shun Ichimura

Starshade is a system that enables direct observation of exoplanets by putting a structure of several tens of meters called occulter between the space telescope and the star and blocking the light of the star. The author is considering demonstrating the starshade technology using nanosatellite in low earth orbit (LEO). In this paper, the delta-v cost for formation keeping and reconfiguration of the occulter and telescope satellites is calculated, and it is shown that the total mass of the occulter satellite including the propellant mass satisfies the requirements. The required minimum impulse bit is enough large so that the commercial thruster is available. Thus, the formation flight of two nanosatellites, one of which has large aperture, is feasible in LEO.

1. 序論

1.1. スターシェードシステム

現在知られている太陽系外惑星の多くはドップラーシフト法やトランジット法により間接的に発見されたものが多い。間接的な観測では系外惑星の半径と正確な質量を求めることができるが^[1]、惑星を特徴づけるために重要な惑星の表層や大気の情報を得ることが難しい。これらの情報を得るには望遠鏡で惑星を直接撮像する必要がある。しかし、直接撮像には恒星が惑星に比べて非常に明るいことにより恒星の光に観測が阻害されてしまうという問題点がある。そして、これを解決するのがFig. 1に示すスターシェードシステムといわれている^[2]。

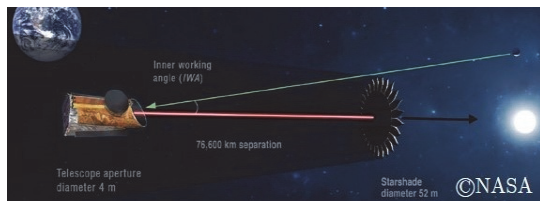


Fig. 1 Starshade system

スターシェードシステムとは、オカルタと呼ばれる数十m級の構造物を望遠鏡衛星と恒星の間に配置し、恒星の光を遮断することで惑星の直接観測を可能にするシステムである。NASAではHabExというミッションで直径52mのオカルタ衛星と口径4mの望遠鏡衛星からスターシェードシステムを太陽-地球L2点で実現することが検討されている^[3]。しかし、2機の衛星を用いることによるコスト増加や高精度のフォーメーションフライト（以下、FF）、オカルタの形状精度、剛性の維持等が課題となっており、現在のところ実現の見通しは立っていない。

1.2. スターシェードの基礎技術実証

筆者らは、スターシェードシステムによる系外惑星の直接撮像の実現に向け、自己展開膜面トラス(SDMT)を用いたスターシェードの基礎技術実証ミッションEuryopsを検討している^[4]。Euryopsでは2機の超小型衛星(直径10mのオカルタ衛星と口径19cmの望遠鏡衛星)を用いて太陽系外デブリ円盤の直接観測を行う。2機の衛星の投入軌道は電力や通信、打ち上げ機会の確保等の観点から地球周回低軌道（以下、LEO）とすることを想

定している。LEOで1つのターゲットを観測する場合、Fig. 2に示すように2機の衛星がターゲットに対して一直線に並び、適切な相対距離が確保されている必要がある。また、観測に必要な露光時間を確保するために、観測期間中に軌道を維持し続ける必要がある。LEOにおける摂動はラグランジュ点の場合よりもはるかに大きいので、ミッションを成立させるためには、観測期間中にFFの維持と再構成をするために必要な速度調整量（以下、 Δv コスト）が実現可能な量である必要がある。

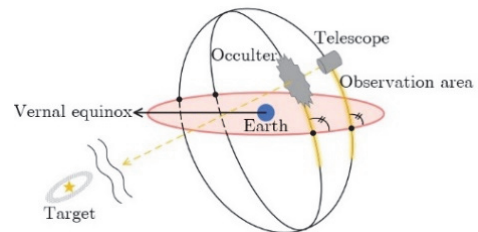


Fig. 2 Formation configuration

1.3. 露光時間と理学的成果

推進剤の許容量で確保できる露光時間は制限される。また、観測により得られる理学的成果は露光時間に依存する。そのため、観測期間中に必要な Δ コストを減らし、露光時間を長時間確保できれば、より多くの理学的成果を得ることができる。

1.4. 衛星の相対運動制御

FFの維持と再構成をするための方法にインパルス制御を用いるものがある。この方法は、衛星の相対運動制御の最適化問題に対する解を閉形式で表現できるため扱いやすい^[4]。そこで、Euryopsでは、観測期間中の Δv コストを最小限に抑えるためにインパルス制御を用いる。ただし、この制御を行うためには制御中のインパルスビットが選定したスラスタの最小インパルスビットより大きくなければならないという制約がある。

1.5. 追加ミッションの実施

Euryopsでは、デブリ円盤観測終了後に後期運用を行う。観測終了後に残された推進剤量が多ければ、理学観測やFFなどの様々な追加ミッションを実施することが可能であり、技術実証ミッションとしての価値の向上が期待できる。

1.6. 研究目的

本研究は, EuryopsをLEOで実施する際のFFの実現性を示すことを第1目的とする. 具体的には, まず, 相対平均軌道要素のインパルス制御を行う場合のFFの維持と再構成にかかる最小の Δv コストを算出する. そして, システム設計により既に得られている, 「オカルタ衛星の質量が推進剤を含めて85kg以下」という質量要求を満たすことを確認する. さらに, FF中におけるインパルスビットの最小値を算出し, 選定したスラストの最小インパルスビットよりも大きいことを確認する. これにより実現性があることを示す. また, ミッションの価値を向上させることを第2目的とする. 具体的には, ミッション遂行に必要な総 Δv コストから, 推進剤量11.44kg以内で確保できる観測期間および追加ミッションに使用できる Δv コストを算出する.

なお, Δv コストの算出にあたっては, 地球重力の J_2 項の他に, 大気抵抗および太陽輻射圧を考慮する. オカルタ衛星は大面積の構造を有するため, これら摂動の影響が大きい.

2. 理論

本章では Δv コスト算出に用いる軌道要素遷移理論, および, 実現可能な最小インパルスビットについて述べる.

2.1. 座標系

望遠鏡衛星を主衛星とし, この主衛星に対してフォーメーションを形成するオカルタ衛星を従衛星とする. 衛星の相対運動を記述するために原点を主衛星の質量中心とする Hill 座標系 $[R, T, N]$ を定義する. ここで, R は動径方向, N は軌道面法線ベクトル方向, T は右手系をなす方向である (Fig. 3).

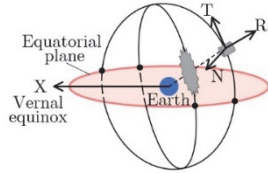


Fig. 3 Hill coordinate frame

2.2. 相対平均軌道要素を用いた相対運動の定義

本研究では, Hill座標系における主衛星に対する従衛星の相対運動の定義に以下の相対平均軌道要素を用いる^[8].

$$\delta\alpha = \begin{bmatrix} \delta a \\ \delta\lambda \\ \delta e_x \\ \delta e_y \\ \delta i_x \\ \delta i_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (a_d - a_c) / a_c \\ (u_d - u_c) + (\Omega_d - \Omega_c) \cos(i_c) \\ e_d \cos(\omega_d) - e_c \cos(\omega_c) \\ e_d \sin(\omega_d) - e_c \sin(\omega_c) \\ i_d - i_c \\ (\Omega_d - \Omega_c) \sin(i_c) \end{bmatrix} \quad (1)$$

ここで $a, e, i, \omega, \Omega, M$ はケプラーの軌道六要素であり, $u = M + \omega$ は平均緯度引数である. また, 添え字 c と d はそれぞれ主衛星と従衛星を表す. $\delta a, \delta\lambda, \delta e = [\delta e_x \ \delta e_y]^T$, $\delta i = [\delta i_x \ \delta i_y]^T$ はそれぞれ相対軌道長半径, 相対平均経度, 相対離心率ベクトル, 相対軌道傾斜角ベクトルである.

2.3. 摂動加速度

Hill座標系における地球重力の J_2 項による摂動加速度は式(2)で表される^[9].

$$\mathbf{d}_{J_2} = -\frac{3J_2\mu R_e^2(1+4e\cos f)}{2a^4} \begin{bmatrix} 1-3\sin^2(i)\sin^2(\theta) \\ 2\sin^2(i)\sin(\theta)\cos(\theta) \\ 2\sin(i)\cos(i)\sin(\theta) \end{bmatrix} \quad (2)$$

ただし, $\mu = 398600.4415 \times 10^9 [\text{m}^3/\text{s}^2]$ は地心重力定数を表し, $R_e = 6378.138 [\text{km}]$ は地球の赤道半径を表す. また, $J_2 \approx 1082.628 \times 10^{-6}$ である.

次に, 大気抵抗による摂動加速度は式(3)で表される^[9].

$$\mathbf{d}_{\text{drag}} = -\frac{1}{2} \frac{C_D A}{m} \rho \|\mathbf{v}_{\text{rel}}\| \mathbf{v}_{\text{rel}} \quad (3)$$

ただし, C_D は抵抗係数で2.2を用いる. A は衛星の代表面積, m は衛星の質量, $\mathbf{v}_{\text{rel}}$ は対気速度である. また, ρ は空気密度であり Exponential Atmospheric Model^[7] を使用して高度666km における値を算出する.

そして, 太陽輻射圧による摂動加速度は式(4)で表される^[9].

$$\mathbf{d}_{\text{SRP}} = -C_R \frac{A}{m} \frac{\Phi}{c} \left(\frac{1 \text{ AU}}{r_{\text{sun}}} \right)^2 \mathbf{e}_{\text{sun}} \quad (4)$$

ただし, C_R は太陽輻射圧定数で太陽電池パネルにおける値1.21を用いる^[8]. $\Phi \approx 1367 [\text{W}/\text{m}^2]$ は太陽からの距離が1AUのときの太陽フラックス, $c = 0.299792458 \times 10^6 [\text{km}/\text{s}]$ は光速である. また, r_{sun} は衛星と太陽の距離, $\mathbf{e}_{\text{sun}}$ は衛星から見た太陽の方向ベクトルである.

2.4. ガウスの変分方程式

摂動やスラスト噴射の軌道制御による軌道変化を考慮するためにガウスの変分方程式を用いる. 円軌道に近い軌道において, 摂動加速度がHill座標系で $\mathbf{d} = [d_R \ d_T \ d_N]$ と表せるとするとガウスの変分方程式は以下になる^[8].

$$\begin{aligned} \frac{da}{dt} &= \frac{2}{n} \{ e \sin(f) d_R + (1 + e \cos(f)) d_T \} \\ \frac{de}{dt} &= \frac{1}{na} \left[\sin(f) d_R + \{ (2 - e \cos(f)) + e \} d_T \right] \\ \frac{di}{dt} &= \frac{(1 - e \cos(f)) \cos(\theta)}{na} d_N \\ \frac{d\Omega}{dt} &= \frac{(1 - e \cos(f)) \sin(\theta)}{na \sin(i)} d_N \\ \frac{d\omega}{dt} &= \frac{1}{na} \left[\frac{1}{e} \left\{ -\cos(f) d_R + (2 - e \cos(f)) \sin(f) d_T \right\} - \frac{(1 - e \cos(f)) \sin(\theta) \cos(i)}{\sin(i)} d_N \right] \\ \frac{dM}{dt} &= n + \frac{1}{nae} \left\{ (\cos(f) - 2e) d_R - (2 - e \cos(f)) \sin(f) d_T \right\} \end{aligned} \quad (5)$$

ただし, n は平均運動, f は真近点離角を表す. $\theta = f + \omega$ は緯度引数である. ここで, J_2 項および大気抵抗による軌道要素の変化率においては小さな周期的な変動を無視するために1周期間の平均変化量を考える. 各軌道要素の真近点離角に関する平均化は次式で表される^[9].

$$\frac{d\bar{\xi}}{dt} \approx \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} (1 - 2e \cos(f)) \frac{d\xi}{dt} df \quad (6)$$

ただし, ξ は各軌道要素を表す. 太陽輻射圧による軌道要素の変化率においては高度666kmの軌道における日照時間を考慮し, 式(6)を用いて $\pi/3$ から $5\pi/3$ の範囲で積分する^[8].

2.5. 相対平均軌道要素の時間変化と状態遷移行列

$\delta \mathbf{v} = [\delta v_R \ \delta v_T \ \delta v_N]^T$ を制御入力ベクトルとしたとき, 相対平均軌道要素の時間変化率は式(7)で表される. ここで, $\mathbf{A}$ は 6×6 の状態行列, $\mathbf{B}$ は 6×3 の入力行列であり, 式(5)を利用することで, 求めることができる.

$$\begin{aligned} \delta \dot{\alpha}(t) &= \frac{\partial \delta \alpha}{\partial \delta \alpha} \bigg|_{\delta \alpha=0} \delta \alpha(t) + \frac{\partial \delta \alpha}{\partial \delta \mathbf{v}} \bigg|_{\delta \mathbf{v}=0} \delta \mathbf{v} \\ &= \mathbf{A} \delta \alpha(t) + \mathbf{B} \delta \mathbf{v} \end{aligned} \quad (7)$$

式(8)より, 基準時刻 t から t_f 秒後の相対軌道要素は状態遷移行列 Φ を用いて表せる^[9].

$$\delta \alpha(t + t_f) = \Phi(t + t_f, t) \delta \alpha(t) + \int_t^{t_f} \Phi(\tau, t_f) \mathbf{B} \delta \mathbf{v} d\tau \quad (8)$$

ここで, $\mathbf{A}$ の各成分が時間変化するとき,

$$\begin{aligned} \delta \alpha(t) &= \mathbf{J}(t) \delta \alpha^*(t), \quad \delta \alpha^*(t) = \mathbf{D} \delta \alpha^*(t) \\ \mathbf{D} &= \mathbf{J}^{-1}(t) (\mathbf{A}(t) \mathbf{J}(t) - \dot{\mathbf{J}}(t)) \end{aligned} \quad (9)$$

となるような線形変換 $\mathbf{J}$ および各成分が定数の行列 $\mathbf{D}$ が存在し, 状態遷移行列は式(10)で表される.

$$\Phi(t, t + t_f) = \mathbf{J}(t + t_f) \exp(\mathbf{D} \cdot t_f) \mathbf{J}^{-1}(t) \quad (10)$$

2.6. インパルスビット

インパルスビットとは一回のスラストによって発生される力の時間積分(力積)のことであり^[10]式(11)で計算できる.

$$\text{impulsebit} = m \delta v [\text{Ns}] \quad (11)$$

EuryopsではBradford ECPSの1N HPGP Thrusterを用いる. このスラストの最小インパルスビットは70mNs^[10]である. そこで, 本研究では, 必要な最小インパルスビットがこの値よりも大きければ実現可能であるものとした.

3. 観測中のフォーメーション維持^[9]

以降の計算ではオカルタ衛星のみを制御すると仮定する. これまでの検討により, 観測を行うためには, 望遠鏡衛星の位置における恒星光とオカルタによる回折光の強度の比(コントラスト)が 10^{-7} 以下の領域内に望遠鏡衛星を留める必要があることがわかっているので, Fig. 4に示すControl windowを考える.

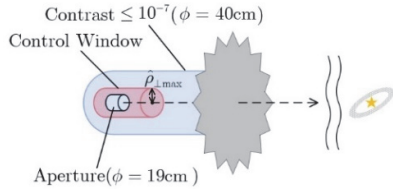


Fig. 4 Control window

このControl windowを利用して Δv コストは以下のアルゴリズムで計算できる.

- (i) $\|\hat{\rho}_\perp\| > (1 - \varepsilon_{obs}) \rho_{\perp \max}$ かつ $\dot{\rho}_\perp^T \hat{\rho}_\perp \geq 0$ のとき(望遠鏡衛星がControl windowの端に近づいているとき)

$$\delta \mathbf{v} = -\dot{\hat{\rho}}_\perp - v_{bias} \frac{\hat{\rho}_\perp}{\|\hat{\rho}_\perp\|} \quad (12)$$

ただし, $\hat{\rho}_\perp$, $\dot{\hat{\rho}}_\perp$ はそれぞれ望遠鏡衛星に対するオカルタ衛星の視線垂直方向の相対位置, 速度ベクトル, ε_{obs} はDead band, $\rho_{\perp \max}$ は視線垂直方向の許容分離距離, v_{bias} はオカルタ衛星の移動速度である. また, 相対加速度が $\|\hat{\rho}_\perp\|$ を増加させる方向に作用しているとき, $\ddot{\hat{\rho}}_\perp$ を視線垂直方向の相対加速度ベクトル, $\hat{\rho}_{acc}$ を $\hat{\rho}_\perp$ の $\ddot{\hat{\rho}}_\perp$ に平行な成分として, 式(12)で求めた値を以下の式で更新する.

$$\delta \mathbf{v} \rightarrow \delta \mathbf{v} - \sqrt{\frac{2\hat{\rho}_{acc}}{\|\hat{\rho}_\perp\|}} \hat{\rho}_\perp \quad (13)$$

- (ii) $\|\dot{\hat{\rho}}_\perp\| \geq \dot{\rho}_{\perp \max}$ (望遠鏡衛星がControl windowの端にはないが, 視線垂直方向の分離速度が大きいたとき)

$$\delta \mathbf{v} = -\dot{\hat{\rho}}_\perp \quad (14)$$

ただし, $\dot{\rho}_{\perp \max}$ は視線垂直方向の分離速度の許容値である.

Euryopsでは観測対象をエリダヌス座イプシロン星としている. 観測は軌道周回ごとに日陰で5分間行い, 0.2秒ごとに前述のアルゴリズムを使用して Δv コストを計算した. Table 1, Table 2に制御パラメータおよび観測開始時の2機の衛星の軌道六要素を示す.

Table 1 Control parameters

$\rho_{\perp \max}$	$\dot{\rho}_{\perp \max}$	v_{bias}	ε_{obs}
0.10m	0.20m/s	3.0mm/s	0.50

Table 2 Osculating orbit elements

	a	e	i	ω	Ω	M
	[km]	[-]	[rad]	[rad]	[rad]	[rad]
Telescope	7123	0.006	1.735	5.850	2.606	0.2875
Occulter	7123	0.006	1.735	5.815	2.393	0.2875

計算の結果, Δv コストは0となり, 観測中に軌道の能動的な制御は不要で, 5分間という短い観測時間で摂動がフォーメーションに与える影響は小さいことを確認した.

4. 観測間のフォーメーション再構成^[11]

フォーメーションの再構成は次の観測開始時までに行う. 再構成にかかる Δv コストは面外方向 (N方向) に1回, 面内方向 (T方向) に3回制御の制御で最小化できる.

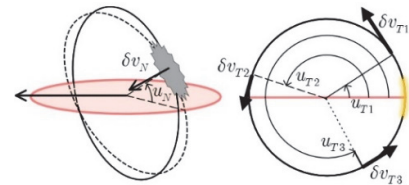


Fig. 5 Reconfiguration phase

4.1. 面外再構成

再構成開始時刻 t_0 から終了時刻 t_f までの $\delta \alpha$ の状態遷移は式(15)のように表される.

$$\Delta\delta\bar{\alpha} = \delta\alpha(t_f) - \Phi(t_0, t_0 + t_f)\delta\alpha(t_0) \quad (15)$$

面外方向の Δv コストは式(16)から算出できる.

$$\delta v_N = n_c a_c \frac{\Delta\delta\bar{i}_x}{\cos(u_N)} \quad (16)$$

ここで, u_N は制御入力場所を表し, 式(17)から算出できる.

$$\tan(u_N) + \frac{2\kappa T}{n + \kappa(\eta P + Q)}(u_f - u_N) = \frac{\Delta\delta\bar{i}_y}{\Delta\delta\bar{i}_x} \quad (17)$$

ただし, P , Q は次式から計算できる.

$$\begin{cases} \gamma = \frac{3}{4}J_2R_e^2\sqrt{\mu}, \quad \eta = \sqrt{1-e_c^2}, \quad \kappa = \frac{\gamma}{a_c^{7/2}\eta^4} \\ P = 3\cos^2(i_c) - 1, \quad Q = 5\cos^2(i_c) - 1 \\ T = \cos^2(i_c) \end{cases} \quad (18)$$

4.2. 面内再構成

面内再構成の Δv コストの下限値は式(19)から算出できる.

$$\delta v_{LB}/n_c a_c = \max\left\{\frac{|\Delta\delta\bar{\alpha}|}{2}, \frac{|\Delta\delta\bar{\lambda}|}{3(M_{cf} - M_{c0})}, \frac{\|\Delta\delta\bar{e}\|}{2}\right\} \quad (19)$$

また, 式(15)と Δv コストには以下の関係式が成り立つ.

$$\begin{aligned} 2(\delta v_{T1} + \delta v_{T2} + \delta v_{T3}) &= \Delta\delta\bar{\alpha} \\ -3p_1\delta v_{T1} - 3p_2\delta v_{T2} - 3p_3\delta v_{T3} &= n_c a_c \Delta\delta\bar{\lambda} \\ 2\cos(U_1)\delta v_{T1} + 2\cos(U_2)\delta v_{T2} + 2\cos(U_3)\delta v_{T3} &= n_c a_c \Delta\delta\bar{e}_x \\ 2\sin(U_1)\delta v_{T1} + 2\sin(U_2)\delta v_{T2} + 2\sin(U_3)\delta v_{T3} &= n_c a_c \Delta\delta\bar{e}_y \end{aligned} \quad (20)$$

ただし,

$$\begin{cases} i = 1, 2, 3, \quad \forall k_i \geq 0, \\ c = \frac{\kappa Q}{n + \kappa(\eta P + Q)} \\ u_{Ti} = \frac{1}{1-c} \left\{ \arctan\left(\frac{\Delta\delta\bar{e}_y}{\Delta\delta\bar{e}_x}\right) + k_i\pi - cu_f \right\} \\ p_i = \left(u_f - u_{Ti} - \frac{1}{1-c}u_f\right) \\ U_i = (1-c)u_{Ti} + cu_f \\ \Delta\delta\bar{\lambda} = \frac{n_c + \kappa(\eta P + Q)}{n_c} \Delta\delta\bar{\lambda} + \frac{3}{2} \frac{c}{1-c} u_f \Delta\delta\bar{\alpha} \end{cases} \quad (21)$$

である. 式(20)から求めた Δv コストを下限値と比較することで最小の Δv コストおよび制御入力場所を決定できる.

以上の式を用いて実際に Δv コストを計算する. 計算に使用する軌道六要素およびエポックをTable 3, Table 4に示す.

Table 3 Initial osculating orbit elements

	a	e	i	ω	Ω	M
	[km]	[-]	[rad]	[rad]	[rad]	[rad]
Telescope	7123	0.006	1.735	5.850	2.606	0.6023
Occulter	7123	0.006	1.735	5.815	2.394	0.6023
Epoch	2021/2/11 17:48:20 (UTC)					

Table 4 Final osculating orbit elements

	a	e	i	ω	Ω	M
	[km]	[-]	[rad]	[rad]	[rad]	[rad]
Telescope	7123	0.006	1.735	5.850	2.606	0.2875
Occulter	7123	0.006	1.735	5.815	2.394	0.2875

Δv コストの計算結果はTable 5の通りとなった. Δv の最小値は18.92mm/sであり, 摂動を考慮しない場合より約0.06m/s多い. インパルスビットは1.6Nsであることから, 選定したスラスタが十分に要求を満たすことがわかった.

Table 5 Reconfiguration phase delta-v cost

δv_N	δv_{T1}	δv_{T2}	δv_{T3}	Total
[m/s]	[m/s]	[m/s]	[m/s]	[m/s]
+0.03480	+0.2564	-0.01892	-0.02690	0.3371
+0.03453	+0.2122	-0.01790	+0.01657	0.2812

以上の結果より, 1回の観測に必要な Δv コストは0.3371m/sである. オカルタ衛星の軌道遷移に必要な Δv コストは208.4m/s, マージンを含めて観測には24周必要であるため総 Δv コストは216.5m/sになる. よって, 比推力204s, 衛星質量69.84kgと仮定したときの推進剤量は7.982kg, 全体質量は77.82kgになるため, 目標の85kg以内に収まる. また, 推進剤量が11.44kgのときの総 Δ コストは303.5m/sであるため, 観測のために最大で282周確保可能であり, 追加ミッションに86.97m/s使うことができる.

5. 結論

本研究では, 以下の結論を得た.

- ・ オカルタ衛星についてミッション遂行にあたって必要な推進剤量は7.982kg, 全体質量は77.82kgとなり, 目標の85kg以内に収まる.
- ・ フォーマーションフライト中におけるインパルスビットの最小値は1.6Nsであり, 選定したスラスタの最小インパルスビットである70mNよりも十分に大きい.
- ・ 1回の観測に必要な Δv コストが0.3371m/sのとき, 観測のために最大で282周確保可能であり, 追加ミッションに86.97m/s使える.

以上より, EuryopsをLEOで実施する際のFFが実現可能であることを明らかにした. 今後は異なる軌道や露光時間で観測する場合についても検討を行う.

参考文献

- [1] 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.
- [2] NASA : HabEx Final Report. <https://www.jpl.nasa.gov/habex/mission/>, 2019
- [3] 藤井唯真: スターシェード技術実証衛星「Euryops」における望遠鏡の概念設計, 第21回宇宙科学シンポジウム, pp.17, 2021.
- [4] G.Gaia, et al : Impulsive Maneuvers for Reconfiguration Using Relative Orbital Elements, JOURNAL OF GUIDANCE, CONTROL, AND DYNAMICS Vol.38, No.6, 2015, pp.1086-1049
- [5] Adam Wesley Koenig : FORMATION DESIGN OF DISTRIBUTED TELESCOPES IN EARTH ORBIT WITH APPLICATION TO HIGH-CONTRAST IMAGING, <https://purl.stanford.edu/rz152hy6916>, 2019
- [6] Francis Bellefeuille : Satellite Formation Maintenance Using Differential Atmospheric Drag, https://central.bac-lac.gc.ca/item?id=MR84707&cop=pdf&app=Library&oclc_number=1019488602, 2011
- [7] Oliver Montenbruck and Eberhard Gill : Satellite orbits, Springer, 2001, pp.77-79
- [8] Tommaso Guffanti et al : Linear Models for Spacecraft Relative Motion Perturbed by Solar Radiation Pressure, JOURNAL OF GUIDANCE, CONTROL, AND DYNAMICS Vol.42, No.9, 2019, pp.1962-1981
- [9] 宇宙航空研究開発機構: 宇宙機用推進系設計標準, https://sma.jaxa.jp/TechDoc/Docs/JAXA-JERG-2-340A_N1.pdf, 2014
- [10] Bradford Ecaps : IN HPGP Thruster, <https://www.ecaps.space/products-1n.php>
- [11] Michelle Chernick et al : New Closed-Form Solutions for Optimal Impulsive Control of Spacecraft Relative Motion, JOURNAL OF GUIDANCE, CONTROL, AND DYNAMICS Vol.41, No.2, 2018, pp.301-320