

ソーラーセイルによる月周回軌道遷移実証衛星「航矢」

名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻
幅口 雄太 立花 将規 堀部 貴雅 山田 裕也

名古屋大学工学部機械航空工学科
中村 和也 松井 慎太郎
岩崎 慶多 佐藤 洸貴 富岡 拓也

名古屋大学理学部物理学科素粒子宇宙物理学専攻
新居 舜

1 はじめに

1.1 ミッション背景

人類が初めて月に降り立ってから半世紀近くが経った今でも、人工衛星による月探査は宇宙開発において重要な地位を占めている。近年では、月の全球にわたる地形を高解像度で立体視したかぐやによって月探査に関して大きな成果がもたらされただけでなく、かぐやから撮影された地球の日の出は、専門家のみならず一般の人々をも魅了した。しかしながら、月軌道遷移を行う大型衛星には何百億円という開発コストを要してしまうため、月探査へのハードルは未だ高いものとなっている。

一方、低コストでの開発・打ち上げが可能であるという理由から、多くの研究機関などが小型衛星の開発に積極的に取り組んでいる。そこで、小型衛星による月遷移が可能になることが実証されれば、月探査の研究にも拍車がかかることは間違いない。しかし、一般的に月遷移を行う衛星に搭載されるような大型の化学エンジンを小型衛星に用いることは不可能である。従って、ここではソーラーセイルによる航法技術を提案する。

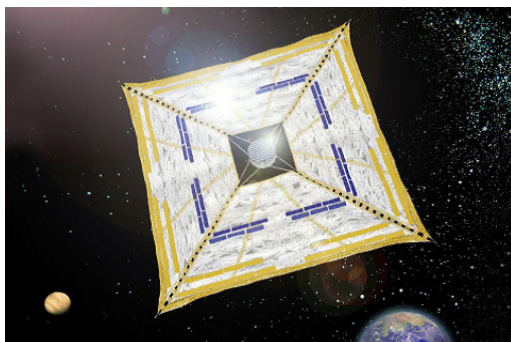


図 1: ソーラー電力セイル実証機「イカロス」

ソーラーセイルは、超薄膜の帆を広げて太陽光圧を受けて進む推進方法であり、帆の一部に薄膜の太陽電池を貼り付けて大電力発電を同時に行うソーラー電力セイル実証機「イカロス」は、帆だけで宇宙空間を航行できること、および薄膜太陽電池で発電できることを 2010 年に世界で初めて実証した。またイカロスについて、NASA が開発したナノサットであるナノセイル D2 が 2010 年 11 月に打ち上げられ、宇宙空間でのソーラーセイルの展開に成功した。このニュースは、宇宙

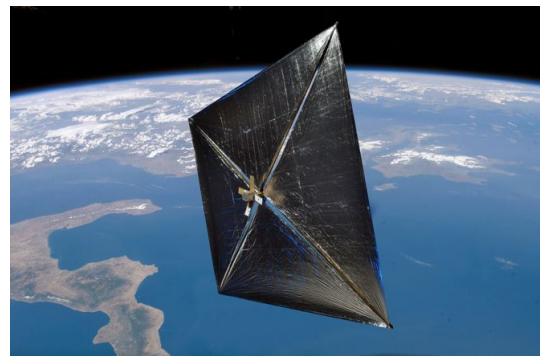


図 2: Nano Sail-D2

産業関係者にとどまらず、多くの人々の注目を集めることとなったが、その理由として燃料を使わずに宇宙で帆を用いて推進するという斬新なアイデアと、それを実現した高度な技術、そして近年全ての産業で重要とされる省エネルギー化という課題を鮮やかに解決したためである。

1.2 ミッションの概要・目的

今後、日本が世界に先駆けて実証したこれらの技術を活かしていくことが重要な課題であることは言うま

でもない。そこで本衛星のミッションは、ソーラーセイルを用いた地球周回軌道における軌道遷移技術の実証とする。具体的には、高軌道に投入された本衛星は、その主な推進方法としてソーラーセイルを利用し、二年弱で月高度まで達し、月-地球間の不変多様体を利用することによって月周回軌道への遷移を完了する。将来的な月利用拡大の問題に対し、小型衛星による新たな月周回軌道遷移方法の提案と、小型ならではの問題を解決し、実際に無推進剤航法で月遷移が可能であることを実証する。本衛星における航法技術は、地球周回であるという点でイカロスのそれとは大きく異なるものであり、この分野における技術の確立は、無推進剤航法技術の発展に大きく貢献できるはずである。

1.3 ミッションの意義・成果

今回目標とする成果は、ソーラーセイルを用いた地球周回軌道における新たな月軌道遷移技術の確立、及び小型衛星による月軌道遷移の実証である。これらは未だ実機検証が行われていない未開拓の分野であり、日本が有するセイル航法技術における大きな前進となる。小型衛星による月軌道投入の方法としてはイオンエンジンをを用いた推進方法なども提案されているが、イオンエンジンの設計開発の難しさ、大量の消費電力などの観点から考えると、本手法による月軌道投入を考えることは非常に興味深いことである。また、小型衛星による月遷移という問題に対し、遷移期間を実際に実現可能な年数に押さえるため、不変多様体を用いた軌道設計を行っている。実際にこの手法を用いて軌道遷移を行うこと自体、宇宙分野への大きな成果となるであろう。さらに、ミッション終了後は様々な制御方法に対してソーラーセイルの挙動解析等を行い、セイル制御分野への貢献も果たすことが可能となる。

1.4 社会的意義

本衛星は、初めに投入される高軌道からソーラーセイルによって月周回軌道へと軌道遷移を行う。本ミッションの実現は、省エネルギーが叫ばれるこのエネルギーの大量消費時代において、宇宙産業分野から省エネルギー化、さらにソーラー電力セイルに関して言えばゼロ・エネルギー化へと先陣を切ることができる。

また、イカロスによるソーラー電力セイル等のミッション成功のニュースは世界規模で注目を集め、日本の技術力の高さを証明した。今回、そこで実証されたソーラーセイル技術を用いて月周回軌道への遷移が実証されれば、さらなる注目・関心を集め、宇宙産業の発展へとつながる。また近年、大学主体の相乗り衛星打ち上げが積極的に行われている。そのような中で、日本

の十八番芸とも呼べるソーラーセイルによって月周回軌道へと遷移する学生衛星の実現によって、非常に身近であるが普段はあまり意識の向くことはない月、そして宇宙をより多くの人が意識することになるだろう。

2 運用方針

今回のミッションにおいて、多段階の制御方針が存在する。それぞれの制御方針を事前に人工衛星にノミナル信号として与える方法もあるが、今回のミッションの期間を考慮するとデータが膨大になりすぎる、誤差の蓄積が過多となるなどの問題が生じる。そこで、今回のミッションにおいては制御方針の各段階に対応したモードを用意しておき、状況に応じて地上局からの指示によりモードを変更していくことでミッションを遂行する。以下ではそれぞれのモードについて述べる。各モードにおける制御方法については軌道設計を参照されたい。

2.1 初期運用モード

H2A により軌道投入され、ロケットと分離後、このモードへ移行し衛星の初期運用を行う。初めに、太陽センサにより姿勢決定を行い、スピン安定により姿勢の安定化を行う。姿勢が安定したら各センサのデータを蓄積し、通信可能時間にそれらを地上局へ送信し搭載機器の状態を確認する。全ての搭載機器が作動し、スピンレートが安定したことを確認後、地上局からの指示でスラスト噴射モードへ移行する。

2.2 スラスト噴射モード

このモードでは、まずスラストの推力方向を目標の方向に一致するよう姿勢制御を行う。その後、遠地点近傍において一定区間スラストの噴射を行う。規定の推進剤量を噴射後スラスト噴射を停止し、地上局からの指示でセイル展開モードへ移行する。

2.3 セイル展開モード

スラスト噴射を停止後、地上局からの指示によりセイル展開機構が作動し、セイルの展開を行う。セイルの展開機構の動作ができ次第、小型カメラによってセイルの状況を画像データとして取得し、地上局へ送信する。地上局でセイルの展開を確認後、地上局からの指示で軌道長半径・離心率調整モードへ移行する。

2.4 軌道長半径・離心率調整モード

このモードでは、事前に設定したパーキング軌道に向けて、軌道長半径と離心率の調整を行う。軌道長半径の制御においてはセイルの法線方向（機体上向き）を太陽方向となるよう、姿勢制御を行う。このとき、太陽方向によっては軌道の速度方向に推力が出せない場合が存在する。そのような場合は太陽方向とセイルの法線方向が垂直となるよう姿勢制御を行う。通信可能時間において常に衛星の位置・速度・角度・角速度データを地上局に送信し、パーキング軌道の軌道長半径・離心率と一致したことをセンサにより確認次第、地上局からコマンドを送信し軌道面調整モードへ移行する。

2.5 軌道面調整モード

パーキング軌道に遷移するために、次は軌道面の制御を行い、軌道面をパーキング軌道の軌道面と一致させる。事前に指定した推力決定方法に従い、パーキング軌道の軌道面に対する軌道傾斜角を調整していく。その間、通信可能時間において地上局へ送信される衛星の位置・速度データから得られるパーキング軌道に対する軌道傾斜角が2[deg]以下となり次第、地上局からコマンドを送信し、次のモードへ移行する。

2.6 月周回軌道投入モード

パーキング軌道への遷移完了後、事前に設計した、パーキング軌道から月周回軌道への遷移軌道を参照軌道として姿勢制御を行う。通信可能時間において送られる軌道データから地球-月系の制限三対問題の L_1 平衡点近傍を通過したことを確認次第、地上局からコマンドを送信し、次のモードへ移行する。

2.7 月周回・脱出モード

地球-月系の制限三対問題の L_1 平衡点近傍を通過した後、事前に設計した月周回・離脱軌道（何周かの周回後、月近傍領域を離脱する軌道）を参照軌道として、その軌道への追従姿勢制御を行う。また、月との距離が小さい期間にカメラを月方向へ向けるよう姿勢制御をし、画像データを取得する。そして、その取得データは通信可能時間に地上局へと随時送信する。期間があるため、月周回軌道における様々な姿勢制御実験やセイルの挙動解析を行う。その後、月周回軌道を離脱する。

2.8 墓場軌道投入モード

他の衛星に対する衝突の可能性を減らすために墓場軌道への遷移を行う。軌道脱出後の軌道データから、墓場軌道投入のためのセイルの姿勢角を算出し、そのデータを衛星に送信する。衛星はそのデータの姿勢角にしたがって軌道遷移を行う。

2.9 緊急運用モード

地上局との通信ができない、センサがうまく機能しない等の予期せぬ状況が発生した場合このモードに自動、もしくは地上局からの指示によってこのモードに移行する。可能であれば太陽センサにより姿勢決定を行い、その後姿勢の安定化を行い太陽光パネルを太陽方向へ向けるように姿勢制御する。また、地上局との通信をするためにビーコン信号を常に発信し続ける。状況が回復次第、地上局からの指示で適切なモードへ移行させる。

3 構体系

ミッション要求を満たすように本衛星の基本構造を形成する。本章では基本構造設計、搭載機器、推進系設計、セイル設計について述べる。今回の衛星は長期運用における軌道遷移実証がミッションであるので、耐久年数を3年として衛星全体の設計を行う。衛星の外観を図3、4に、内部機器の配置図を図5、6示す。

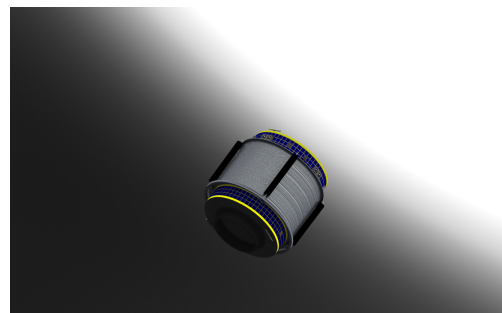


図3: 衛星外観（打ち上げ時）

3.1 衛星の構造・搭載機器

基本構造設計時の注意点として、以下を考慮する。

- 相乗り衛星としてのサイズ・質量・振動要求等が規定内であること。
- 剛体要求を満たす中で、できるだけ軽量であること。

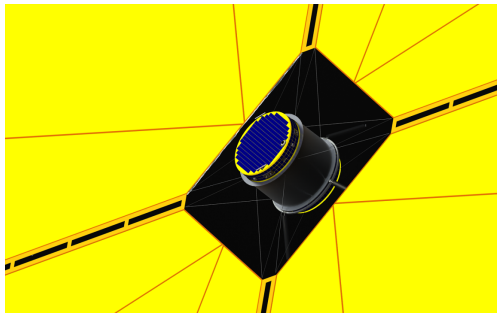


図 4: 衛星概観 (セイル展開時)

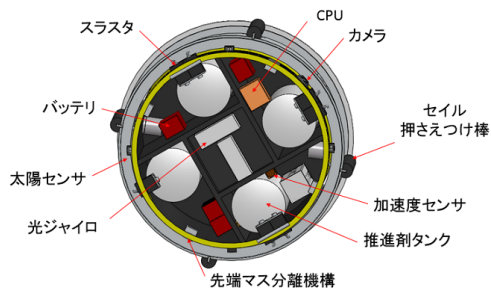


図 5: 衛星搭載機器配置 (表)

- スピン安定によって姿勢の安定化を行うため、スピン軸周りの慣性主軸モーメントが最大であること。
- セイル面に対してスピン軸が垂直であり、かつ重心位置がセイル面上にあること。

4番目の条件は、セイルに生じる力によって、衛星が反転してしまわないためである。衛星の構造は円筒形を採用し、内部構造は強度が高く、機器の配置が容易な井桁構造を用いた。ミッション期間を通してスピン安定による姿勢安定化を行うため、CADソフト solidworksを用いて、衛星本体の重心と慣性主軸方向を衛星の回転軸に一致するように機器を配置した。なお、本衛星は小型であり、完全対称な形ではない為、上記のすべてをクリアすることは難しい。実際の衛星の作成ともなると、配線などで値が変化してしまい、大きな手間となる。そこで、セイル収納機構の裏側に円形の0.5kg重りを取り付け、重心位置を容易にセイル面上へ動かすことを可能とした。また、これによりスピン軸の慣性モーメントも大きくさせることができる。表1にセイル展開前と後の重量、サイズ、質量中心周りの各軸方向の慣性モーメントを示す。

スピン軸はz軸であり、この軸を通る慣性主軸の慣性モーメントが、軌道投入時、近日点高度調節後、セイル展開後のすべてにおいて最も大きい値となっている。これによりスピン軸周りの運動エネルギーがエネ

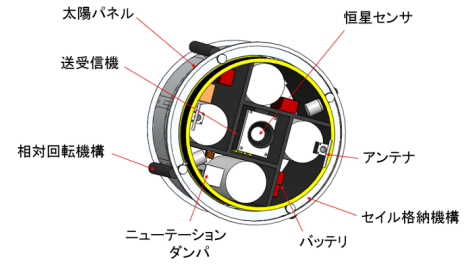


図 6: 衛星搭載機器配置 (裏)

ルギー最小の状態となるため、衛星内部にニューテーションダンパを持たせることにより本衛星はニューテーション安定な状態となる。

表 1: 衛星のサイズ・重量・慣性モーメント

		サイズ		
		x[mm]	y[mm]	z[mm]
打ち上げ時	衛星全体	500	500	498.5
セイル展開時	衛星本体	480	480	590
	セイル含む	10180	10180	590
		質量		
		[kg]		
打ち上げ時	衛星全体	41.34		
近日点高度調節後	衛星全体	36.67		
セイル展開後	衛星全体	36.63		
月軌道到達後	衛星全体	26.34		
ドライ質量	衛星全体	25.84		
		慣性モーメント		
		I_x [kg·m ²]	I_y [kg·m ²]	I_z [kg·m ²]
軌道投入時	-	0.86	0.86	1.06
近日点高度調節後	-	0.86	0.86	1.06
セイル展開後	-	19.24	19.24	38.47

以下に本衛星の質量中心の計算結果を示す(衛星固定座標)。重心は先程述べたようにx, y, z方向が0になるように機器の配置を調節した。これは、セイルの反転を防ぐ為でもあるが、重心位置が丁度セイル面上に来るときに最もセイル展開時の振動が小さいということが報告されている為でもある。

表 2: 質量中心

x[mm]	y[mm]	z[mm]	膜面とz軸との交点
0	0	0	z=0

衛星本体内の搭載機器の配置を図5,6に、その機器の一覧を表3に示す。

3.2 構造材料

本衛星の構造には、質量を小さく抑えられ比剛性が大きいハニカムサンドイッチパネルを使用する。使用するハニカムサンドイッチパネルの諸元を表4に、物性値を表5(出展:文献[10])に示す。構体パネル間を締結するためのインサート材にはAl合金のA7075-T6を

表 3: 搭載機器一覧

機器	名称	寸法 [mm]	重量 [kg]
衛星本体			
機体系			
上面パネル	ハニカムサンドイッチ	φ420 × 10	0.260
底面パネル	ハニカムサンドイッチ	φ420 × 10	0.255
側面パネル	ハニカムサンドイッチ	φ400 × 410 × 10	1.020
内部パネル× 2	ハニカムサンドイッチ	234 × 410 × 10	0.261 × 4
内部パネル (仕切り)	ハニカムサンドイッチ	110 × 110 × 10	0.024
重心位置操作用重り	タングステン	φ450 × 5 × 4	0.5
多層膜断熱ブランケット	-	0.45m ² × 0.0025	0.158
銀蒸着テフロン	-	0.730m ² × 0.2	0.438
黒色ペイント	-	2.31m ²	0.231
全インサート材	-	0.0945m ² × 10	0.43
インターフェイス	アルミ合金 A7075-T6	φ225 × 50	0.484
電力・電源・熱系			
上面太陽電池パネル	SHARP 製 IMM3 接合型セル	655cm ² × 0.14	1.13
側面太陽電池パネル	SHARP 製 IMM3 接合型セル	1638[cm ²] × 0.14	2.06
シャント× 4	-	100 × 50 × 5	0.1 × 4
バッテリー× 96	Panasonic 製 UF553443ZU	42.8 × 33.8 × 5.55	0.0187 × 96
ヒーター× 2	Minco 製 Stock Polyimide Thermofoil Heaters(5W)	12.7 × 50.8 th 1.0mm	0.01 × 2
姿勢制御・ミッション系			
精太陽センサ× 2	Sun Sensor model 0.05	φ40 × 15	0.04 × 2
粗太陽センサ	Coarse Sun Sensor	φ22.86 × 8.99	0.01
光ジャイロセンサ× 3	DSP-3000	88.9 × 58.42 × 33.02	0.27 × 3
三軸加速度センサ	356b18	19.3 × 19.3 × 19.3	0.0085
推進剤× 4	代替フロン	-	3.785×4
推進剤タンク× 4	チタン合金 Ti-6Al-4V	φ111 × 330 th 1.0mm	0.60 × 4
推進剤タンク用ヒータ× 4	Minco 製 Stock Polyimide Thermofoil Heaters(5W)	12.7 × 50.8 th 1.0mm	0.01 × 4
スラスタ× 10	MAROTTA 製 Cold Gas Thruster	30 × 30 × 52	0.06 × 10
電磁ニューテーションダンパー	-	430 × 50 × 50	1.00
通信系			
送受信機	明星電気 Transceiver for Spacecraft	198 × 120 × 38.8	1.65
CPU	SEMC5701B	52 × 52 × 45	1.7
対地上受信ダイポールアンテナ	-	全長 71mm	0.15
対地上送信ダイポールアンテナ	-	全長 68mm	0.15
ソーラーセイル付随品			
ソーラーセイル	アルミ蒸着ポリイミドフィルム	11080 × 11080 × 7.5μ	1.1
セイル用おもり	タングステン	φ10	0.08×4
おもり放出機構	アルミ合金	25 × 25 × 25	0.012 × 4
加熱用ニクロム線× 8	-	50	0.005 × 8
展開用アクチュエータ× 2	MOOG 製 Type M8	φ35.6 × 47	0.2 × 2
展開確認用小型カメラ× 4	TMV1320	16.0 × 12.9 × 10.54	0.05 × 4
セイル格納容器	アルミ合金 A7075-T6	φ460 × 276	2.47
セイル格納器回転機構	駆動アクチュエータ及び回転機構機構 (アルミ合金)	φ480 × 10	0.42
セイル押し付け棒× 4	-	φ30 × 250	0.5 × 4
合計			41.34

用いる。インサート材は各構体パネルの周囲に 20[mm]の幅を持たせて、内包させている。

セイル収納機構の材料にはアルミニウム合金を用いる。衛星の構造材料に関して、図 7 に示す。

表 4: ハニカムサンドイッチパネルの諸元

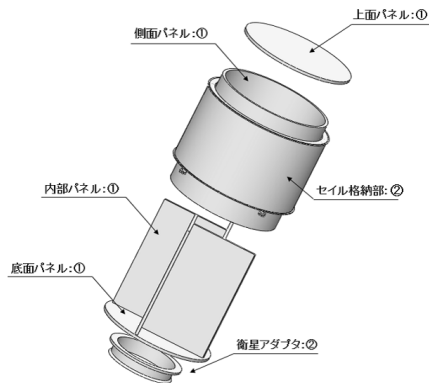
	材料	単位	厚さ
フェイスシート	Al 合金 A2024-T3	mm	0.25
ハニカムコア	Al 1/8-5052-001	mm	9.5

表 5: 材料物性
Al 合金

材質	単位	A2024-T3	A7075-T6
密度	kg/m ³	2700	2800
縦弾性係数	GPa	72.398	71
剪断弾性係数	GPa	27.6	26.9
ポアソン比	-	0.33	0.33
引張耐力	MPa	324.1	468.9
圧縮耐力	MPa	268.9	455.1

ハニカムコア Al 1/8-5052-001

密度	kg/m ³	72
剪断弾性係数	GPa	0.44
剪断弾強度	MPa	2.4
圧縮耐力	MPa	2.7



構造	材料
① ハニカムサンドイッチパネル	フェイスシート:アルミ合金 A2024-T3 コア:アルミ
② 円筒機械加工	アルミ合金 A7075-T6

図 7: 衛星構造材料

3.3 推進システム

3.3.1 推進機構の設計

本ミッションでの推進剤の使用用途は、軌道投入直後の近地点高度上昇のための増速、セイル展開前のスピニングおよび、姿勢制御の際のスラスタ噴射である。今回はセイル展開までの速度増分の要求値から、窒素

ガスを用いるコールドガススラスタではタンクが大きくなってしまい、衛星本体に収まらないという問題が生じた。そのため、小型衛星に適した推進系であり大きなエネルギー密度の持ち込みが可能である気液平衡推進系を採用することとした。この推進方法は、タンク内圧が燃料の飽和蒸気圧に保たれるという特徴があり、タンクの設計が易しく、取り扱いも容易なことが利点として挙げられる。技術的な問題から、液面振動のため気液平衡スラスタは連続噴射ができないものとして考えているが、この制限下でも通常のコールドガススラスタよりも良い性能が得られている。推進剤としては、通常フロンなどが用いられるが、IHI エアロスペースなどで開発されている気液平衡スラスタはアルコール類や一般的な LP ガスを推進剤として使用することも可能である。2006 年に打ち上げられた小型衛星 SSSAT では、飽和蒸気圧が 3 気圧程度と小さく、取り扱いが容易との理由からイソブタンが推進剤として用いられた。以上より、飽和蒸気圧値などから推進剤の候補として代替フロン、イソブタン、プロパン、ノルマルブタンを挙げ、それぞれの性能比較を行う。

スラスタの比推力の上限値は、以下の式で与えられる。

$$Isp_{max} = \frac{C^* \times C_{Fmax}}{g} \quad (1)$$

ただし、

$$C^* = \frac{a_c}{\Gamma}$$

$$a_c = \sqrt{\gamma \frac{R_0}{M_n} T_c}, \quad \Gamma = \gamma \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}$$

$$C_{Fmax} = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}$$

である。ここで、 C^* は特性排気速度、 C_{Fmax} は上限膨張性能であり、比熱比 γ 、気体定数 R_0 、分子量 M_n 、タンク内温度 T_c より決定される。

ノズル効率などのパラメータはイカロスで用いられたものと同じであると仮定し、最終的な比推力の値を上限値の 58.4% として計算した。また、推力の計算は飽和蒸気圧のデータから等エントロピー流れを仮定して計算し、効率等は今まで使用された気液平衡スラスタのデータを考慮して計算した。結果を表 6 に示す。

気液平衡推進は 2 液式のような推進システムに比べ仕組みが簡単であり、かつ燃料を液体として保持しておくことができるというメリットを持つ一方、長時間の連続噴射ができないというデメリットが存在する。これは、無重力空間において気液平衡スラスタの液体燃料は表面張力・遠心力を用いてスラスタ噴射口から離して保持しておくが、長時間噴射のような強い力が加わると液面が振動し、推進剤が液体のままスラスタから噴射されてしまう場合があるからである。

表 6: 推進剤比較

		フロン HFC-134a	イソブタン	ノルマルブタン	プロパン
分子量	[g/mol]	102	58.1	58.1	44.1
臨界温度	[°C]	101.1	134.99	152.03	96.67
密度 (液体, 20 °C時)	kg/m ³	1202	563	587	507
比熱比	[-]	1.119	1.100	1.094	1.136
潜熱	[kJ/mol]	178	366	385	426
飽和蒸気圧 (20 °C時)	[MPa]	0.572	0.304	0.213	0.804
飽和蒸気圧 (40 °C時)	[MPa]	1.1	0.55	0.35	1.4
推力	[N]	0.40	0.23	0.15	0.58
比推力	[s]	40.09	57.44	59.09	57.47
密度比推力	[×10 ³ s·kg/m ³]	48.19	32.34	34.69	29.14

表 6 より, 比推力に関して言えばノルマルブタンが最も性能が良いと言えるが, 今回は大きな慣性モーメントを持つセイルを回転させる必要があるため, かなり多くの推進剤を持ち込まなくてはならない. 今回は質量制限よりは体積制限の方がより強い制約となるため, 密度比推力が最も高く, かつ推力の大きさ, 比推力がある程度良い値である代替フロンを用いることとした.

また, この燃料は液化ガスを用いるため, スラスタを噴射するたびに気化熱でタンクが冷えてしまう. この減少を回避するために, タンク上部にヒーターを取り付け, タンクが冷え, 内圧が減少するのを防ぐ役割を持たせる. よって, 過去のデータから一回の噴射は 0.5 秒とし, 一タンク当たり一日 600 秒までの噴射を可能とした. これによって, 制限内で最大の噴射を行った場合, 気化熱による吸熱は 0.22W となり, タンクに附属したヒーター (5W) で十分補えるものとして設計を行った.

3.3.2 外乱トルクの見積もり

姿勢角は主にスラスタを用いて制御を行う. ミッション期間に必要なスラスタの量を算出するため, 外乱トルクの見積もりを以下に示す.

・重力傾斜トルク

万有引力定数を G , 地球質量を M , 地心からの距離を R_e , 主軸慣性モーメントを $I = [I_1 \ I_2 \ I_3]$ とすれば, 衛星にはたらく重力傾斜トルクの最大値は以下の式で見積もることができる.

$$M_{Gmax} \simeq \frac{3GM}{R_e^3} \max_{i,j=1,2,3} (I_i - I_j) \quad (2)$$

最大主軸慣性モーメント差がセイル展開時における $19.24[\text{kg} \cdot \text{m}^2]$ であるので, 軌道のデータよりセイル展開後の最低高度を $4800[\text{km}]$ とすれば, 一次近似による

最大重力傾斜トルク T_e は

$$T_e = \frac{3 \times 6.67 \times 10^{-11} \times 5.97 \times 10^{24}}{\{(4800 + 6371) \times 10^3\}^3} \times 19.24 \quad (3)$$

$$= 1.64 \times 10^{-5} [\text{N} \cdot \text{m}]$$

となる.

・地磁気トルク

地球の磁場ダイポールを M_e , 衛星の残留磁気を m_e とすれば, 衛星にはたらく地磁気トルク T_m は以下の式で近似できる.

$$T_m \simeq \frac{2M_e m_e}{R_e^3} = \frac{2 \times 7.96 \times 10^{15} \times 0.1}{\{(4800 + 6371) \times 10^3\}^3} \quad (4)$$

$$= 1.14 \times 10^{-6} [\text{N} \cdot \text{m}]$$

ただし, 衛星の残留磁気は, 今まで打ち上げられた衛星の一般的な値として $0.1[\text{A} \cdot \text{m}^2]$ を用いた.

・空力トルク

衛星の空力中心と質量中心の距離を dr , 大気密度を ρ , 抵抗係数 C_d , 投影面積 S , 衛星速度を v とすれば, 空力トルク T_a は以下の式で表される.

$$T_a = dr \times \left(-\frac{1}{2} \rho C_d S v^2 \right) \quad (5)$$

本衛星の形状は対称であり, 質量中心も衛星の中心に合わせているので, dr を大きく見積もって $0.050[\text{m}]$ である. 大気密度は高度 $1000[\text{km}]$ の時点で 10^{-10} オーダーであるので, 空力トルクは無視できるものとする.

$$T_a = 0.05 \times \left(-\frac{1}{2} \rho C_d S v \right) \quad (6)$$

・太陽輻射トルク

太陽輻射圧作用点と質量中心との距離を ds とすれば, 太陽定数 F_S , 放射係数 Q , 光速 c , 太陽迎角 θ とすれば, 太陽輻射圧 T_S は以下で定義される.

$$T_S = ds \times \left(\frac{F_S}{c} S (1 + Q) \cos \theta \right) \quad (7)$$

大きな帆を張る場合は ds の計算が難しい。最悪の場合を想定して $ds = 1[\text{m}]$, $\theta = 0$ とすると

$$T_S = 1 \times \left(\frac{1367}{3 \times 10^8} 9.91^2 (1 + 0.04) \cos 0 \right) = 4.65 \times 10^{-4}$$

となる。ただし、放射係数はアルミニウムの値 0.04 を用いた。

以上から、衛星にはたらく外乱トルクを表 7 に示す。

表 7: 外乱トルク最大値 $[\text{N} \cdot \text{m}]$

重力傾斜	地磁気	空力	太陽輻射
1.64×10^{-5}	1.14×10^{-6}	0	4.65×10^{-4}

ここで、ソーラーセイルの形状からも予想が付くように、太陽輻射圧の外乱トルクが最大となっている。この外乱は、ソーラーセイルの端に液晶パネルをつけ、液晶の電圧を操作して溜まった外乱トルクを取り除く方法を採用する。これはイカロスでも用いられた実績のある手法であるが、先進的な方法であり、解析が難しいため姿勢制御には用いず、太陽の外乱トルクを相殺する程度のものであると考えている。

次に大きなものは重力傾斜トルクであるが、これは地球の近地点を通るときに発生するであろう最大の外乱トルクを表している。そのため、今回の軌道全体で考えれば重力傾斜トルクを考慮に入れるべき程度の高度を通る時間は、全体の 10% 程度であると考えられることができる。地磁気トルクも同様に考える。このとき、ミッション全体を通して衛星にかかる外乱トルクの総量は、地球の外乱を受ける軌道を通る期間を 300 日程度とすれば

$$1.75 \times 10^{-5} \times 300 \times 24 \times 3600 \times 0.1 = 45.36 [\text{N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}]$$

となる。気液平衡スラスタの比推力 $40.09[\text{s}]$ として考えれば、この外乱トルクを取り除くのに必要な燃料の量は $0.39[\text{kg}]$ となる。

3.3.3 推進剤の見積もり

本衛星は姿勢変更にスラスタを用いるため、基本的にミッション期間を通じてスラスタ噴射のための推進剤が必要となる。セイルは帆の形状を維持するため 1rpm で回転しており、セイルの向きを 90 度変えるためには角運動量を大きく変化させなければならない。ここではミッション機関を通しての、姿勢制御に必要な推進剤の量を見積もる。

セイル展開後の衛星が持つスピン軸周りの角運動量 $I_z \omega_z [\text{kg} \cdot \text{m}^2 / \text{s}]$ をもつ。これを 90 度回転させるためには、この $\sqrt{2}$ 倍の量のトルク積を加えてやればよい。なお、この値は理想値であり、ニューテーションの寄与

などによる損失を無視しているが、一般的にこの効率低下は通常のスピン衛星の場合で 2~3% 程度であると言われており、スピン角速度が低く、ゆっくりと姿勢変更を行う場合、損失は更に小さくなるため問題ない。

スラスタの比推力を I_{sp} 、重心からスラスタまでの腕の長さを l_{th} 、重力加速度を g とすれば、1 回姿勢を 90 度回転させるために必要な推進剤の量 m_{atti} は以下の式から見積もられる。

$$m_{atti} = \frac{\sqrt{2} I_z \omega_z}{g l_{th} I_{sp}} = \frac{\sqrt{2} \times 38.47 \times 2\pi / 60}{40.09 \times 9.81 \times 0.28} = 0.0512 \text{kg} \quad (8)$$

今回のミッションでは 1 周期ごとに 90 度の姿勢変更を繰り返し行うような制御となるので、期間を通じて姿勢変更回数が 200 回であるとすれば、上の式から必要な推進剤の量は $200 \times 0.0512 = 10.24[\text{kg}]$ となる。

また、ロケットから切り離された直後の増速（近日点高度上昇）に関しては、ツィオルコフスキーの公式から容易に必要な推進剤量が計算できる。

セイル展開前のスピンレート調節に関して、簡易な見積もりのため初期角運動量を 0 と仮定する。目的の角運動量はセイルを開いた状態で 1rpm で回転しているので、(8) 式と類似の計算より、目標角運動量へのスピニアップに必要な推進剤の量は 0.036kg となる。

以上より、推進剤用途の内訳を表 8 に示す。最終的に必要な推進剤の量は 15.5kg となる。

表 8: 推進剤用途内訳

	使用量 [kg]	備考
近日点高度上昇	4.670	$\Delta v = 40[\text{m/s}]$ 換算
スピンレート調節	0.036	セイル展開前
姿勢制御	10.240	セイル展開後の姿勢制御
外乱除去	0.390	地球近傍での外乱除去
予備	0.264	
合計	15.5	

3.3.4 推進剤タンク設計

上で必要な推進剤の量を決定した。ここではその推進剤を保管するタンクの設計を行う。今回用いるスラスタに関しては、通常衛星に用いられるものとは大きく異なり、安全で内圧が低く取り扱いが容易である。このことにより実際に設計においてもタンクの設計は比較的容易に行われると思われる。

タンクの構造は薄肉円筒型を採用する。また、構体内の空間の制限よりタンクを 4 つに分けて搭載する。これにより、タンクの液面振動収束までの合計時間を、タンクが 1 つの場合に比べて 1/4 にすることができる。タンクの厚み d_t は、材料引張強度 $\sigma_{t_{max}}$ 、タンク内圧

P_t , 円筒半径 r_t を用いて, 内圧を受ける容器を薄肉円筒形, 安全率を α とすれば, 次の式によって決定される. ここで推進方法の特性上, タンク内圧は推進剤の飽和蒸気圧に維持される. 内圧の値は最大として温度が 40 度になったときのフロンの飽和蒸気圧の値を用いた.

$$d_t = \frac{r_t P_t \alpha}{\sigma_{t_{max}}} \quad (9)$$

推進剤の量は先の計算から 15.5[kg] としてある. $d_t = 0.5$ [mm] のときの安全率が 7 程度であるので, これを十分であると判断しタンクを表 9 のように設計した. ただし, タンク質量は, 外壁 0.30[kg] に付属品 0.30[kg] を追加した値としてある.

表 9: タンク諸元

特性項目	単位	値
素材	-	64 チタン合金 Ti-6Al-4V
引張強度	MPa	924
密度	g/cm ³	4.43
タンク容量	cm ³	3251
タンク内半径	mm	56
タンク長さ	mm	330
厚み	mm	0.5
質量	kg	0.60
内圧 (20 度)	MPa	0.572
内圧 (40 度)	MPa	1.100

3.3.5 スラスタの配置

本衛星は, 軌道と姿勢の制御, 角速度制御等にスラスタを使用する. 一般的な 3 軸制御衛星は, 各軸正負の方向に力とトルクを発生させられるようスラスタを配置する必要があるが, 今回はスピン安定衛星であり, スピン軸以外の x,y 軸は対称性が存在するため, x または y 軸に加え, z 軸の 2 軸の正負方向の力とトルクを考えればよい. さらに, 本衛星はミッション期間が 2 年と長いものとなっているため, どこかのスラスタが故障した際も, 任意の力とトルクが出せることが望ましい. しかし, その全てを考慮してしまうとスラスタの数が非常に大きいものになってしまうため, あまり必要でないと思われる x, y 軸正負方向と z 軸負方向への力は必要がないものとし, どこかのスラスタが故障した際も x または y 方向の正負トルク, z 方向の正負トルク, 正の力が出力できるように配置を行った.

以上のことを考慮して, 本衛星では 10 機のスラスタを図 8 のように配置した. このスラスタ配置方法の手順を以下で説明を行う.

各スラスタの推力 $f_i (> 0)$ から構成される推力ベクトル \mathbf{f} と, スラスタによって発生する力 \mathbf{F}_i とトルク \mathbf{T}_i から構成されるベクトル \mathbf{n} を式 (10) のように定義

する.

$$\mathbf{f} \equiv [f_1, f_2, \dots, f_{10}]^T$$

$$\mathbf{n} \equiv \begin{bmatrix} \mathbf{F}_t \\ \mathbf{T}_t \end{bmatrix} \quad (10)$$

この 2 つのベクトル \mathbf{f} と \mathbf{n} の関係式は以下のように表される.

$$\mathbf{n} = A\mathbf{f} \quad (11)$$

ここで, 行列 A は式 (12) で表される行列である.

$$A = \begin{bmatrix} \tau_1 & \tau_2 & \dots & \tau_{10} \\ r_1 \times \tau_1 & r_2 \times \tau_2 & \dots & r_{10} \times \tau_{10} \end{bmatrix}$$

ここで, τ_i, \mathbf{r}_i はそれぞれ, i 番目のスラスタの推力方向の単位ベクトル, 重心位置から i 番目のスラスタまでの相対位置ベクトルを表している. この式から, 要求される出力ベクトル \mathbf{n} を実現する噴射 \mathbf{f} は, 疑似逆行列 A^\dagger を用いて式 (12) のように表される.

$$\mathbf{f} = A^\dagger \mathbf{n} + \mathbf{f}_0 (\geq 0), \quad \mathbf{f}_0 \in \text{Ker} A \quad (12)$$

この式を満たす \mathbf{f} が存在するための条件は, すべての成分が同符号となる \mathbf{f}_0 が存在することである. 言い換えれば, $\text{Ker} A$ を張る基底ベクトルの線形結合によって, すべての成分が同符号となるベクトルを表現できるということである. この方法により, 行列 A の零空間の基底からスラスタ配置問題を解くこともできるが, 本衛星のスラスタ配置の妥当性は, 次に示すような LP 問題の解が存在するか否かで判断を行った.

$$\mathbf{n}_{i\pm} = A\mathbf{f}, \quad \mathbf{f} > 0 \quad (13)$$

このとき, $\mathbf{n}_{i\pm}$ は i 番目の要素のみ ± 1 , それ以外の要素はすべて 0 になる単位ベクトルである. 今回考えているのはトルク 4 方向, 力 1 方向であるのでどこか 1 つのスラスタが故障した際も, (13) 式で表される 5 個の LP 問題すべてに解 $\mathbf{f} > 0$ が存在かどうかを確かめればよい. また, ある軸方向の力, またはトルクを出力するには, どのスラスタを噴射すればよいかを決定するアサイン表は, この LP 問題の解から得ることができる.

以上を考慮して, 図 8 のようにスラスタ配置を行った. この場合のアサイン表は表 10 のようになる.

軌道投入直後の増速には 5, 6 番のスラスタを用いて, 両スラスタの噴射比率を変化させることで, 増速を行いつつ姿勢制御を行う.

3.4 ソーラーセイル機構

本ミッションの目的はソーラーセイルによる推力を用いた地球周回軌道における軌道遷移の実証であり, ミッ

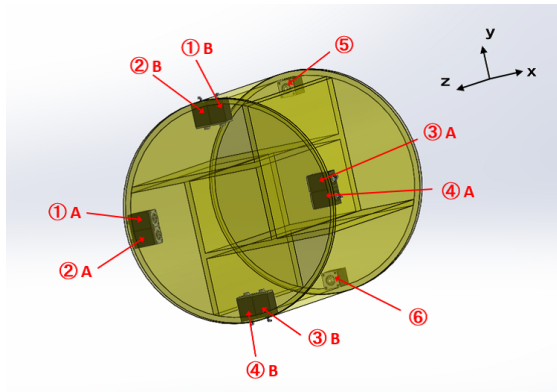


図 8: スラスタ配置

表 10: アサイン表

		スラスタ番号									
		1A	1B	2A	2B	3A	3B	4A	4B	5	6
方	+x	-	○	-	-	-	○	-	-	-	-
	-x	-	-	-	○	-	-	-	○	-	-
	+y	○	-	-	-	○	-	-	-	-	-
	-y	-	-	○	-	-	-	○	-	-	-
	+z	-	-	-	-	-	-	-	-	○	○
	-z	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
向	+t _x	-	-	○	-	-	-	○	-	○	-
	-t _x	○	-	-	-	○	-	-	-	-	○
	+t _y	-	-	-	○	-	-	-	○	-	-
	-t _y	-	○	-	-	-	○	-	-	-	-
	+t _z	-	-	○	○	○	○	-	-	-	-
	-t _z	○	○	-	-	-	-	○	○	-	-

シミュレーション期間のほとんどがセイルを展開した状態となる。そのためセイル展開の重要性は非常に大きなものとなっている。

ソーラーセイル部分は、アルミ蒸着を行ったポリイミドフィルムからなるセイル本体と、薄膜太陽電池パネル、先端マス（セイルの四方に取り付ける展開補助用の重り）、テザーから構成される。テザーは東レの Kevlar29 (220dtex) を用いる。このテザーは最大で 44.61N まで耐えることができ、これを 16 本用いてセイルと本体を接合している。セイル展開時において最も力のかかる場合で、角速度を 5rpm としても、1 本あたりにかかる 7.3N 程度であるので、強度は十分である。このテザーを、セイルと先端マス、セイルと衛星本体の接続に用いる。

次に、先端マスの質量を決定する必要がある。ここでは、セイルをバネマスダンパ近似することにより模擬的なシミュレーションを行い、姿勢制御の際にセイルがたわみ過ぎないように調整を行う。このとき、近似に用いるバネ定数を材料の弾性率から求める必要がある。表 11 に、計算に用いた諸元と、セイル及びテザーのバネ定数を示す。

表 11: シミュレーション用パラメータ諸元

項目	単位	値
セイル弾性率	GPa	2.8
セイル厚み	m	7.5×10^{-6}
テザー弾性率	GPa	70.5
テザー断面積	m ²	1.52×10^{-8}
テザー長さ (セイル-衛星本体)	m	0.52
テザー長さ (セイル-先端マス)	m	0.2
セイルバネ定数	N/m	5250
テザーバネ定数 (セイル-衛星本体)	N/m	2060
テザーバネ定数 (セイル-先端マス)	N/m	5355

このパラメータを用いてセイルを多粒子バネマスダンパ系で近似し、簡易的なシミュレーションで姿勢を変化させたときにセイルのたわみが 10% 以上生じないように、先端マスの質量を 80[g] とした。

以後、セイルの展開方法について述べる。

3.4.1 展開機構

ソーラーセイルは日本のみならず世界中で研究されており、多くの展開方法が提案されている。今回は小型衛星による軌道遷移に十分な推力を得ることができる大型の帆を張る必要があるため、主に欧米で研究されているようなインフレータブル機構による支持展開では、小型衛星に取り付けることが難しくなってしまう。そこで、日本のイカロスが実証した、遠心力による展開を試みる。このような方式で大型セイルの展開が実証された衛星はイカロスのみであり、信頼性の面から展開方式はイカロスに倣うものとする。

セイルの収納は上下に壁のあるような円筒状のセイル格納機構の周りに、セイルを巻きつけるようにして行う。このとき、セイルが飛び出してしまわないように、弱いばねを中に含んだ、セイルを押さえつけるための棒（セイル保持機構）で支える。この機構の概要を図 9 に示す。この機構は、軸の周りをバネをはさんだ円筒状のベアリングで囲まれており、このばねで常にセイルに押し付けるような力を加える。また、セイル展開時にもセイルと同期して回転を行うので、スムーズに展開を行うことができる。

セイルの展開は、イカロスに採用された遠心力による二段階セイル展開方式によって行う。この展開方式は (1) 先端マス分離 (2) 一次展開 (3) 二次展開 3 つのフェイズより構成される。

3.4.2 先端マス分離フェイズ

スラスタによる遷移終了後、スピンのレートを調節し、展開第 1 フェイズである先端マスの放出を行う。それぞれのフェイズにおいてスピン軸の慣性モーメント比が

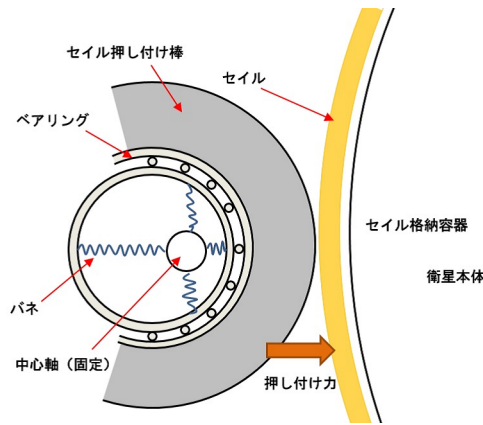


図 9: セイル保持機構

1:7:38 となっているため、第2フェイズ終了時に角速度が1[rpm]を持つように、初期スピンドールを38[rpm]まで調節する。先端マスの分離には小型衛星によく用いられる、釣り糸によるローンチロックとニクロム線による切断システムを用いる。これは電圧をかけるだけで動作可能という単純さや、アクチュエータを必要としないことから小型衛星においてよく用いられる。先端マス格納容器の蓋の止め具となっているナイロン糸をニクロム線に電流を流して加熱することにより焼き切り、遠心力を用いて先端マスを初速度0[m/s]で放出する。このとき、構造系がそのままガイドとなるため、射出方向は固定される。このときの様子を図10に示す。

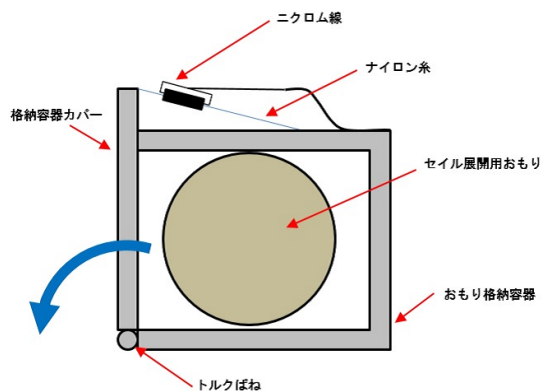


図 10: 先端マス放出機構

先端マス格納容器の蓋の回転部分にはトルクばねダンパを用いて、ナイロン糸が焼ききれた後、ゆっくりと蓋が開くような機構とする。また、ナイロン糸にかかる最大強力は、ロケット打ち上げにおいて機軸に垂

直な方向に対し最大の加速度がかかった場合であり、

$$\frac{1}{22} (80 \times 10^{-3} [\text{kg}] \times 10 [\text{mm}] + 10 \times 10^{-3} \times 11 [\text{mm}]) \times 2.7 \times 9.81 [\text{m/s}^2] = 1.0956 [\text{N}] = 0.11 [\text{kgf}]$$

これに十分に耐えられるような引張強力をもつナイロン糸を選定する。今回は直径10号(0.52[mm])、直線強力17[kgf]のナイロン釣り糸(双樹化学工業神海)を2本使用することとした。ナイロン糸は、機体を固定している2本の糸を1本に結び、その部分をコイル状にしたニクロム線によって加熱することにより切断する。これはコイル状の内部にナイロン糸をつなぐことにより、全体から糸を加熱することが可能になるためである。

コイルの形状は直径5[mm]、高さ10[mm]で、直径1[mm]のニクロム線(NCHW1-100)を5周させることにより作る。加熱時間・必要電力としては、ナイロン糸の融点が180[°C]なので、余裕を持って $T = 250[°C]$ までニクロム線全体を加熱することを考えると

$$W = c\rho V(T - T_0) = 502.4 \times 8410 \times 2.27 \times 10^{-9} \times (523 - 3) = 5 [\text{J}]$$

c : ニクロム線比熱 ρ : ニクロム線密度

V : ニクロム線体積 T_0 : ニクロム線初期温度

となるので、ナイロン糸への熱伝導も考え、余裕を持って5[W]で10[s]間ニクロム線に電圧を印加する。この加熱時間については、今後の地上実験に検証を行う。

第1フェイズ終了時、衛星は図11のような状態となる。

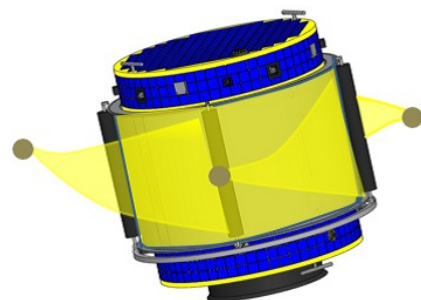


図 11: 先端マス分離後

ニクロム線による展開を行う場合、4つの重りを全て同時に放出するということが難しくなってしまう。そこで、それぞれの重り放出がニクロム線に電圧をかけ

てから1~5秒後にランダムで行われるという条件でシミュレーションを行った。どのような場合も先端マスが本体に衝突するという事はないと、大きな問題は見られなかった。このときの角速度の変化を図12に示す。先端マス放出の際の非対称性で若干姿勢角が振動するが、この変化はオイラー角表示で1°程度と小さい値である。最終的なスピン軸は角運動量保存則によって先端マス放出前と同じ軸に収束する。この結果より、先端マスの完全な同期の必要はないと判断した。

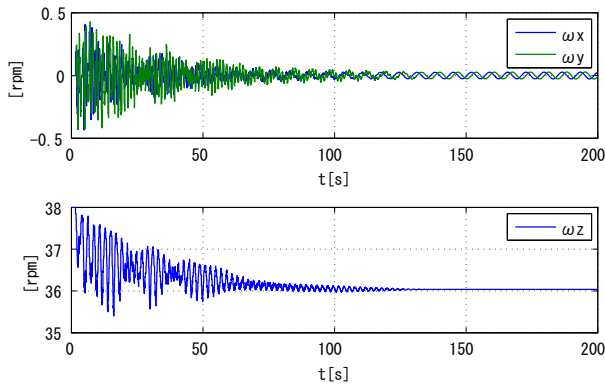


図 12: 先端マス分離時の角速度変化

3.4.3 一次展開フェイズ

図13に示すように、セイル展開用アクチュエータを駆動させることによってセイル展開機構が回転し、それと同時に展開機構に設置されているセイル保持機構が機体に対して相対的に回転を行う。

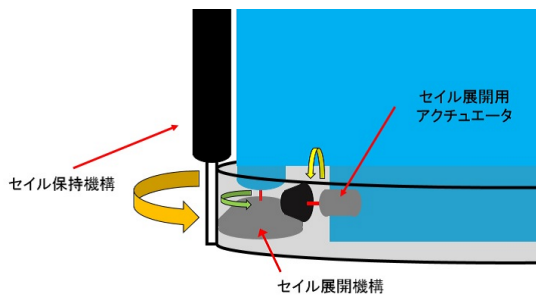


図 13: アクチュエータによる相対回転機構の回転

これによって、衛星側面にセイル保持機構によって押さえつけられていた膜面が外空間へ初速度0で放り出され、遠心力により少しずつ進展していき、図15のような十字の形まで展開される。この展開機構を図13に示す。相対回転機構は、セイル展開用のアクチュエータ2機を用いて、図13で表されるように回転を行う。このときセイル保持機構は、セイルに接した状態で滑

ることなく回転し、セイルの展開をスムーズに行うことができる。なお、このフェイズにおいては、相対回転機構を非常にゆっくり回転させることにより準静的な展開を行うことが可能であり、一次展開によるセイルの振動を小さく抑えることが可能である。

一次展開フェイズの最終段階において、衛星は図15のような十字にセイルを展開するような形状を取る。

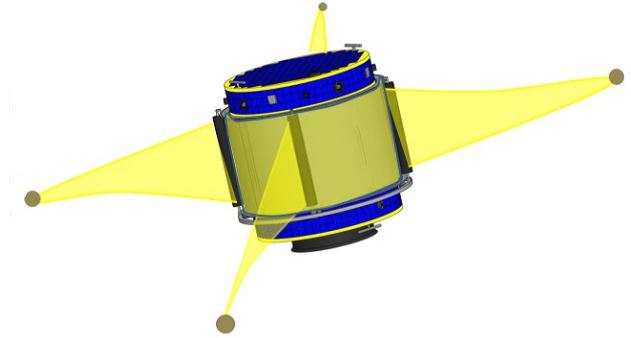


図 14: 相対回転機構駆動前半

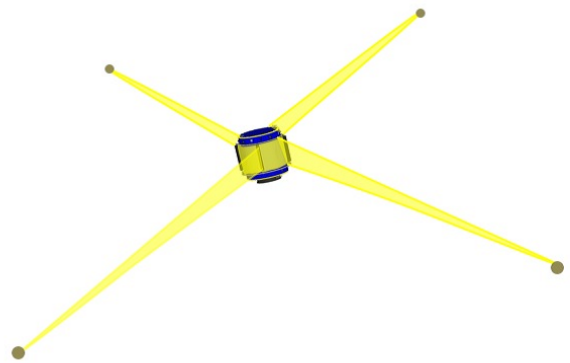


図 15: 相対回転機構駆動後

3.4.4 二次展開

4本の回転ガイドを同時に展開することにより、蛇腹状に折りたたまれた膜面が四角の形状に動的に展開する。この展開方式も、第1フェイズと同様のニクロム線による切断システムを用いる。この機構の様子を図16に示す。

最終的に衛星は図17のような状態となり、セイルの展開が終了する。セイルと本体は16本のテザーで接合されており、姿勢制御のための制御トルクなども全てこのテザーを介して膜面に伝達される。セイル展開の

表 12: ロケットとのインターフェイス条件

方向		機軸方向	機軸直行方向
剛性要求	最低次の固有振動数	30[Hz] 以上	10[Hz] 以上
準静的加速度	リフトオフ	圧縮評定	3.2[G]
		引張評定	0.1[G]
	MECO (第一弾エンジン停止)	直前	4.0[G]
		直後	1.0[G]

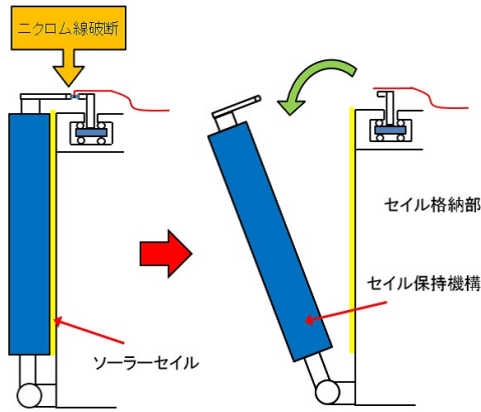


図 16: 第3フェイズ

成功可否の判断は、状態量センサー類および、小型カメラによるセイルの撮影を行い地上に送信することによって確認する。セイルの展開が成功した後は、軌道遷移のための姿勢制御を行う。

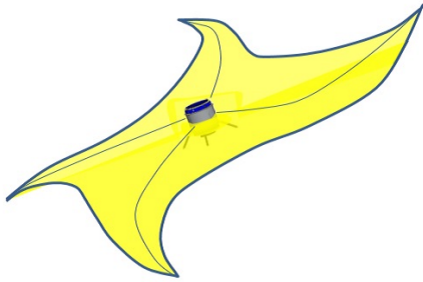


図 17: 回転ガイド展開後

3.5 構造解析

SolidWorks/Simulation を用いて構造解析を行った。H2A ロケットの主衛星として要求される剛性と準静的加速度要求を表 12 に表す。この解析は有限要素法によるものであり、CAD で設計した 3D 図面に対しメッシュ分割を行い、構造解析を行う。このときの計算における仮定として、ハニカムパネルはそれと等価な直行異

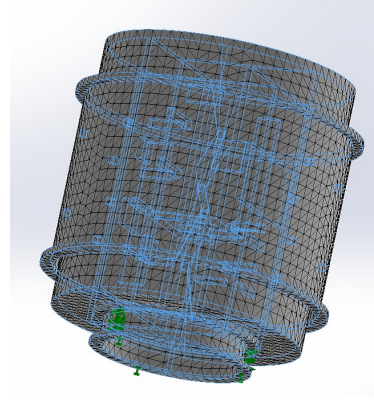


図 18: メッシュによる近似

性体の一様な板であるとし、機体内の機器を同等の質量を持つ質点であるとした。解析で用いたメッシュを図 18 に示す。

3.5.1 固有振動数解析

ロケットの打ち上げを想定して、衛星分離部を固定した場合の固有振動数解析を行った。図 19 に示すように、一次モードの固有振動数は 109.64[Hz] となった。本衛星は表 12 に示す機軸方向、機軸直行方向に対し、設計要求を十分に満たしていると言える。

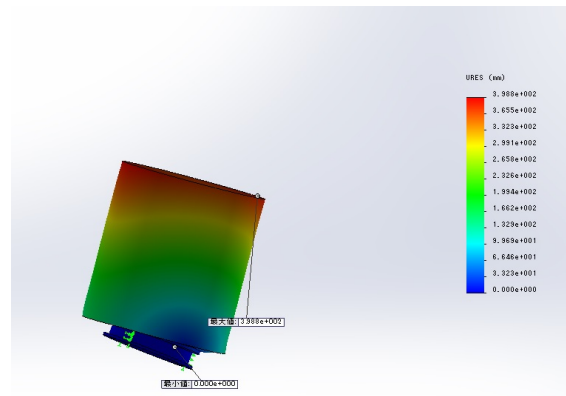


図 19: 固有振動数解析

3.5.2 静荷重解析

表 12 より、機軸方向には最大 4.0[G]、機軸直行方向には最大で 1.8[G] がかかることが分かる。この値に、安全率 1.5 を掛けた力が同時にはたらいとして静荷重解析を行った。このときの応力分布の様子を図 20 に示す。

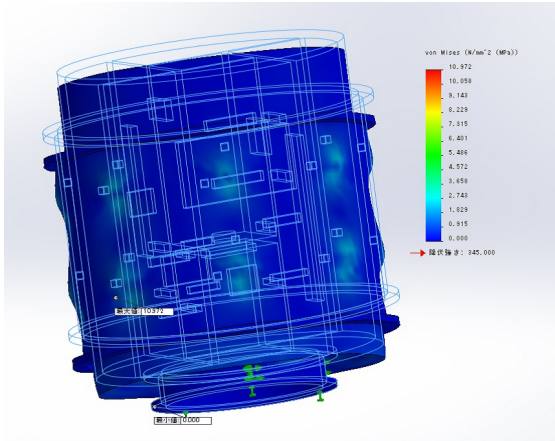


図 20: 静荷重解析

このとき、金属材料の降伏条件としてミーゼス則に基づく相当応力を考える。解析結果より、最小の安全余裕 MS は

$$MS = \frac{\text{許容応力}}{\text{発生最大応力}} - 1 = 31.4$$

となるので、本衛星は十分な強度を持っていると結論付けることができた。

表 12 に示したインターフェイス条件は主衛星に向けられたものあり、相乗り衛星に対してはより厳しい制限がかけられるが、以上の結果より主衛星の 1.5 倍の制約があったとしても十分に要求を満たしていることがわかる。

3.6 ロケットからの分離機構

ロケットからの分離に関しては、スプリング方式を用いる。これは衛星を固定していたクランプバンドを火薬により解除し、スプリングの力で衛星を放出する方式である。

分離成功の可否は衛星から送られてくる太陽センサ、および恒星センサの位置情報から確認する。

4 搭載機器

4.1 センサの選定

4.1.1 太陽センサ (CSS, FSS)

初期姿勢捕捉モードや緊急運用モードでは電力確保のために素早く太陽の方向を知る必要があり、低電力で視野角が広い太陽センサが求められる。一方、本ミッションではサブ航法の姿勢推定用センサとして精度の良い 2 軸姿勢検出型の太陽センサが必要である。前者の要請から粗太陽センサが必要である。粗太陽センサ (CSS) として AERO ASTRO 社の Course Sun Sensor を 1 個、後者の要請から精太陽センサ (FSS) として Optical Energy Tehnologies 社の Model 0.05 を 2 個用いることにする。それぞれの諸元を表 13, 14 に、外観図を図 21, 22 に示す。



図 21: CSS 外観図

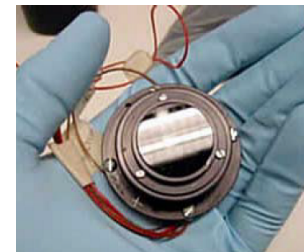


図 22: FSS 外観図

表 13: 粗太陽センサ (CSS) 諸元

視野角	deg	120
精度	deg	± 5(1 軸)
質量	kg	0.01
寸法	mm	φ22.86 × 8.99
消費電力	W	0
動作温度	℃	-40/+93

表 14: 精太陽センサ (FSS) 諸元

視野角	deg	100
精度	deg	± 0.05(2 軸)
質量	kg	0.04
寸法	mm	φ40 × 15
消費電力	W	0.05
動作温度	°C	-30/+80

表 16: 光ジャイロ (FOG) 諸元

視野角	deg/s	±375
質量	kg	0.27
寸法	mm	88.9 × 58.42 × 33.02
入力電圧	V	5
消費電力	W	3
動作温度	°C	-40/+75

4.1.2 恒星センサ (ST)

恒星センサは3軸の姿勢が精度よく得られるので、惑星間航行における姿勢検出装置として有用であるが一般に大変高価である。恒星センサの中で比較的安価で小型なものとして AERO ASTRO 社の Miniature Star Tracker があるのでこれを採用する。諸元を表 15 に、外観図を図 23 に示す。

表 15: 恒星センサ (ST) 諸元

視野角	deg	45
精度	arcsec	± 70(3 軸)
感度	-	4 等星以上
データ更新周期	Hz	2
追尾可能レート	deg/s	10
質量	kg	0.475(含バッフル)
寸法	mm	80 × 110 × 60
入力電圧	V	28
消費電力	W	2
動作温度	°C	-30/+60



図 23: Star Tracker 外観図

4.1.3 光ジャイロ (FOG)

衛星の角速度を検出するジャイロには故障が少ないこと、測定精度が良いこと、ドリフトが小さいこと、衛星に与える擾乱が小さいことが求められる。本衛星では特に長期ミッションであり耐故障性が求められるため、光学式の光ファイバジャイロを用いる。小型のものとして KVH 社の DSP-3000 があるのでこれを採用する。諸元を表 16 に、外観図を図 24 に示す。



図 24: ジャイロ外観図

4.1.4 加速度センサ

本衛星の加速度データを得るために東洋テクノの 356B18 の三軸同時測定加速度センサを用いる。この加速度センサの諸元を表 17 に、外観図を図 25 に示す。

表 17: 加速度センサ諸元

測定レンジ	m/s ²	± 50
分解能	m/s ²	5.0 × 10 ⁻⁴
寸法	mm	20.3 × 20.3 × 20.3
質量	g	25
温度範囲	°C	-29~+77



図 25: 加速度センサ外観図

4.2 アクチュエータの選定

4.2.1 スラスタ

本衛星の推進システムには気液平衡スラスタを用いている。このスラスタはおよそ 300[K] のガスを噴射し、かつタンク圧が燃料の飽和蒸気圧 (0.4[MPa]) と低圧であり、設計が容易であるというメリットがある。この

ような使用条件を満たすスラスタとして、MAROTTAの Cold Gas Thruster を用いる。この諸元を表 18 に、外観図を図 26 示す。ただし、今回使用する推進方法が特殊なものであるため、場合によってはスラスタ自体を自作する可能性も考えておく。

表 18: スラスタ諸元

出力	mN	40
開閉反応時間	ms	5.0
質量	g	50
入力電圧	V	2.5
消費電力	W	1(動作時)
動作温度	°C	-20/+40



図 26: スラスタ外観図

5 軌道設計

5.1 ミッション要求

本ミッションは、ソーラーセイルを利用した月周回軌道への遷移を実証するものである。これにより、推進剤を最小限に抑えることが可能になり、推進剤を多く搭載できない小型衛星による月面探査が可能となる。今回の実証項目を以下に示す。

- 地球周回軌道から月周回軌道への遷移
- 地球 - 月系 L_1 点周期軌道の不変多様体を利用した月周回軌道投入・脱出
- 月周回軌道の維持

ソーラーセイルによる軌道遷移における問題は低推力・推力の太陽方向依存性にある。特に太陽を中心天体としない場合、太陽方向依存性から推力を出せる期間・そこでの姿勢角に制約がかかり、これらのことからミッションの長期間化が問題となる。そこで、地球・月系の三体問題における平衡点 L_1 点まわりの周期軌道の不変多様体という特殊な構造を利用した遷移軌道設

計により実現可能な期間での月周回軌道遷移の実証を行う。

初期投入軌道の選定は、相乗り衛星であることを考慮し、ミッションが実際に行われる可能性の高い軌道を選ぶ必要がある。しかし、ソーラーセイルによる低推力での遷移では低軌道・中軌道への投入はミッション期間の点で現実的ではない。そこで、投入軌道として十分に高軌道かつ実用性のある軌道として、月周回軌道衛星かぐやと同様の軌道を選定する。この時、投入軌道の軌道要素は以下のとおりである。

軌道長半径 a [km]	123172
離心率 e [-]	0.9459
軌道傾斜角 i [deg]	30

表 19: 初期投入軌道の軌道要素

この軌道の近地点高度は 285.6[km] であり、この高度では大気抵抗が無視できないほど存在し、この高度でのセイル展開は大気抵抗による減速、ソーラーセイルへの負荷等から避けるべきである。そこで、軌道投入後、近地点高度を上げ、大気抵抗による影響が充分小さくなるよう(今回のミッションではソーラーセイルの受ける太陽輻射圧による推力の最大値の 1/1000 となることを条件とした)、スラスタによる増速を行う。これにより、軌道長半径も増え、遷移期間を短くすることができる。

スラスタを噴射後、セイルを展開し、展開を確認次第軌道遷移を開始する。遷移方法の大きな流れを図 5.1 に示す。まず、事前に設定したパーキング軌道を目

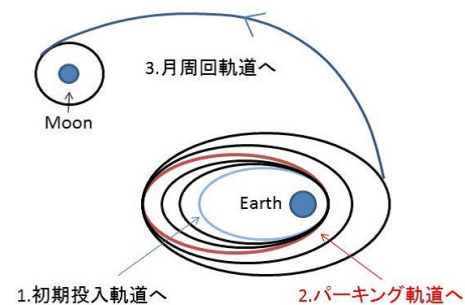


図 27: 遷移方法

指し、軌道長半径・離心率・軌道傾斜角を調整していく。このパーキング軌道は、地球 - 月系の三体問題における L_1 点周りの周期軌道の不変多様体を利用して得た月周回軌道への投入軌道上の一点から、セイルによる推力も考慮に入れた逆時間積分によって得られるものであり、月からの影響が十分小さい地球周回軌道として設計を行う。このパーキング軌道に到達後、月・太陽との位相を調整し、先の逆時間積分で考慮した推

力を与えることで月周回軌道への投入を行う。月を周回し、ミッションを遂行後、月周回軌道を離脱する。

5.2 軌道設計の流れ

今回の軌道設計においては設計の簡単化のため、ある地球周回軌道を常に経由することを考え、その地球周回軌道（以降、パーキング軌道）から月周回軌道への投入軌道を設計することにする。このとき、パーキング軌道を地球周回軌道とすることで、月からの影響を大きく受けず、軌道長半径・離心率・軌道傾斜角のような軌道要素の観点からパーキング軌道への投入を考慮することができる。

設計の手順としては、まず月周回軌道への投入軌道を設計する。その投入軌道に対して、その軌道上の点からセイルの推力も考慮に入れた逆時間積分を行い地球付近への軌道を求めることでパーキング軌道が得られる。初期投入軌道からパーキング軌道までは軌道要素の制御を行うことで遷移軌道を得る。

5.3 月周回軌道への投入軌道設計

まず、月周回軌道への投入軌道を設計する。本衛星は月周回軌道への投入後、月面写真の撮影を終え、数周回後月周回軌道を脱出することを目標としている。このとき、地球・月系の円制限三体問題(図 28)を考慮し、そのシステムにおける不変多様体という構造を利用することにより軌道設計を行う。制限三体問題において、5つの平衡点(ラグランジュ点)(図 29)が存在し、その中で、主天体と同一直線上に存在し、主天体間にある平衡点 L_1 近傍の周期軌道周りには不変多様体という構造が存在することが知られている(図 30)。この不変多様体には、時間経過に伴い周期軌道へ漸近する「安定多様体」(図 30 の赤線)と、時間経過に伴い周期軌道から離れていく「不安定多様体」(図 30 の緑線)が存在する。これらの多様体は等エネルギー空間においてチューブのような構造をとっており、そのチューブの内部を通ることによって、「安定多様体」ならば月近傍領域から地球近傍領域へ、「不安定多様体」ならば地球近傍領域から月近傍領域へ、無推力での主天体間の遷移が可能であるという性質を有している。そこでポワンカレ切断面を取ることで、これらの多様体の共通部分を求め、そこから順・逆時間積分を行うことで、基準軌道となる月周回軌道への投入・周回・脱出を行う軌道を設計する。そのときの多様体の様子は図 31 の様になっており、ポワンカレ切断面を図 31 の青太線にとり、そこでの二つの多様体の共通部分を求める。このとき得られたポワンカレ切断面の様子を図 32 に示す。この図より赤い丸で囲まれる領域(不安定多様体チューブ内)

と緑の丸で囲まれる領域(安定多様体チューブ内)との共通部分が存在していることが見て取れる。また、図 32 に示した青点を初期条件として順・逆時間積分して得られる軌道を図 33 に示す。この軌道は月周辺領域へ入り、月周回を行った後、月周辺領域から離脱するような軌道になっており、これを月周辺での基準軌道とする。

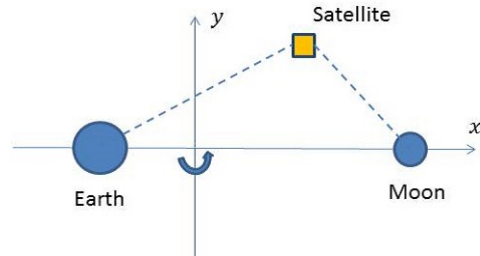


図 28: 制限三体問題

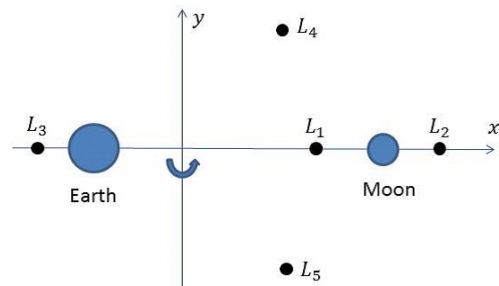


図 29: ラグランジュ点

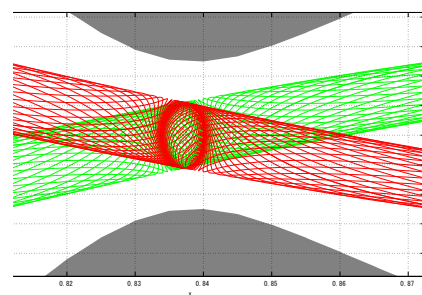


図 30: 不変多様体

5.4 パーキング軌道の設計

次にパーキング軌道の設計を行う。パーキング軌道は、先に得た月周回軌道への投入軌道において、図 28 の L_1 点の x 座標における点を初期点として逆時間積分して求めることができる。このとき、パーキング軌道への要求を以下に示す。

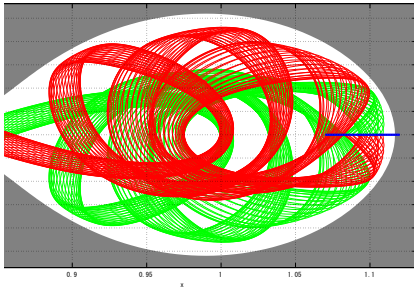


図 31: 不変多様体の共有点

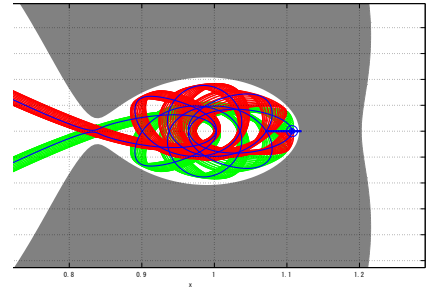


図 33: 設計軌道

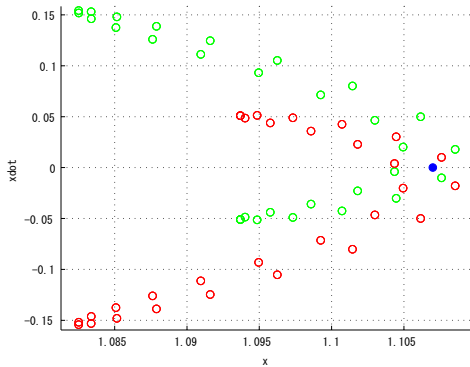


図 32: ポワソナレ切断面

- 地球周回軌道であり，月からの重力の影響が小さい
- 姿勢制御回数の制約内で初期投入軌道から遷移可能

一つ目の要求は，初期投入軌道からの遷移において二体問題の考え方を適用するためのものであり，それに対して二つ目の要求は，限られた姿勢制御回数で初期投入軌道から遷移を行うためのものである．一つ目の要求に対しては月の作用圏内に入らないような軌道を，また二つ目の要求に対しては，軌道長半径・軌道傾斜角・離心率が初期投入軌道の値と近い軌道を選定する．

なお，このときの逆時間積分はセイルの推力も考慮に入れて計算を行う．そうすることにより，計算で考慮した推力を与えることによって逆時間積分によって得られた軌道を遡り，月周回軌道への投入が可能となる．このとき，セイルの姿勢角は一定区間固定し，それぞれの区間における姿勢角をパラメータとして変化させることにより，上記の要求を満たす軌道を探索する．このアルゴリズムによって得られたパーキング軌道と，そこから月周回軌道への投入軌道を示したものが図 45 である．

5.5 軌道制御フェーズ

今回のミッションにおいて，軌道制御フェーズを 5 段階に分け，それぞれにおいて制御則を設計した．軌道制御フェーズの流れは以下のとおりである．以下ではそれぞれのフェーズにおける制御則について述べる．

5.6 phase.1:スラスト噴射

まず，軌道投入後，各搭載機器の動作確認，姿勢安定化の後にスラストによる軌道調整を行う．目的は，大気抵抗の影響を減らすための近地点高度の増加である．今回，セイルの受ける大気抵抗を十分無視できる値にするために，大気抵抗がセイルの受ける太陽輻射圧の最大値の 10^{-3} 倍以下となるような近地点高度まで高度を上げ，そこからセイルの展開を行うことが望ましい．まず，高度 $h[\text{km}]$ における大気抵抗の大きさは

$$F_s = \frac{1}{2}\rho V^2 S \quad (14)$$

$$\rho = \rho_0 \exp\left(-\frac{h}{H_0}\right) \quad (15)$$

ここで， $\rho_0 = 1.6994 \times 10^{-9} [\text{kg}/\text{m}^3]$ ， $H_0 = 77.5194 [\text{km}]$ は基準大気密度，基準高度であり，文献で離散的に得られているデータに対して求めた．この力の大きさが太陽輻射圧の最大値（近地点高度において太陽と衛星と地球がこの順番で並び，セイルの姿勢が太陽光方向であるときを最大として換算）の 10^{-3} 倍となる高度をニュートン法を用いて求めた結果， $h = 1055 [\text{km}]$ と得られた．この近地点高度を達成するために，遠地点でインパルス的に増速を行うことにする．このとき，地心からの近地点距離を r_{p1} から r_{p2} に変えるための必要増速量は

$$\Delta V = \sqrt{\frac{\mu}{r_{p2}} \sqrt{\frac{2r_a}{r_{p2} + r_a}}} - \sqrt{\frac{\mu}{r_{p1}} \sqrt{\frac{2r_a}{r_{p1} + r_a}}} \quad (16)$$

ここで， r_{p1} ， r_{p2} は増速前，増速後の近地点距離， r_a は遠地点距離で増速前後において不変の値である．ここ

で、近地点高度 h と近地点距離 r_p の関係は以下で与えられる。

$$r_p = h + R_e \quad (17)$$

今回、 $h_0 = 250[\text{km}]$, $h = 1055[\text{km}]$ として計算した結果、 $\Delta V = 17.1299[\text{m/s}]$ と得られた。この増速をスラスタにより行うことで大気抵抗の影響を無視できる高度まで遷移できる。実際のスラスタでは小さいインパルス入力を複数回与えることになり、効率が下がるため、十分な余裕を持たせるために合計で $40[\text{m/s}]$ の増速を行うことにする。

スラスタは近地点高度増加に用いるため、遠地点付近において軌道長半径に対して垂直に推力を発生させる。このとき、真近点離角が π となる時のみ噴射するのが高効率であるが、スラスタ噴射を行う軌道区間を狭めると増速分のスラスタを噴射し終えるまでの期間が増大してしまい、ソーラーセイル未展開時の発電量での電力不足・ミッション期間の増加に繋がる。そこでこれらを考慮し、20日程度で噴射を完了するよう、真近点離角が $\pi - \pi/50 \sim \pi + 50\pi$ となる区間でスラスタ噴射を行うことにする。また、今回のミッションは長期間になるが、姿勢制御をスラスタで行うことから姿勢制御可能回数が制限される。そのため、この phase においてスラスタを節約するため、姿勢制御を行わず、図 34 のような姿勢でスラスタ噴射を行うことにする。

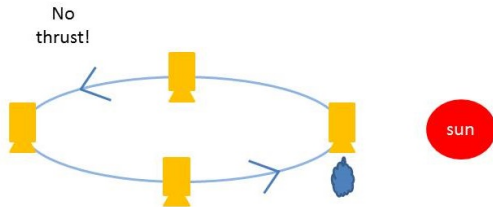


図 34: 姿勢の変化

5.7 phase.2:セイル展開確認フェーズ

スラスタ噴射後、軌道の近地点が充分高くなったことを確認し、セイルを展開する。展開後、セイルの写真撮ることによりセイルの展開確認を行い、遷移を開始する。このとき、通信による電力消費、また遷移開始に備えたバッテリー充電のため、セイル展開確認中は太陽方向にセイル面を向け発電する。画像データの通信が完了次第、次の遷移フェーズに移る。

5.8 phase.3:軌道長半径・離心率調整フェーズ

セイルの展開確認後、軌道長半径を増加させ、事前に設定したパーキング軌道を目指す。この軌道は月の作用圏外であり、月の引力による大きな影響を受けずに軌道調整が可能である。ここからはセイルが受ける太陽輻射圧を推力として利用する。まず、太陽輻射圧のモデルは以下のものを用いる。

$$F = \sqrt{1 + k^2 + 2k \cos 2\theta} P_0 S \cos \theta \quad (18)$$

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{1-k}{1+k} \tan \theta \right) \quad (19)$$

ここで、 k は反射率、 S はセイルの面積である。

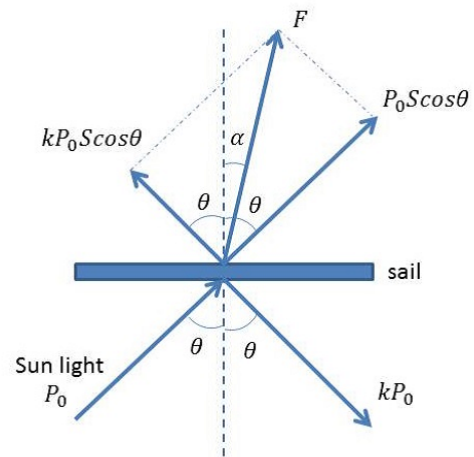


図 35: 太陽輻射圧モデル

この時、推力を受ける方向はセイル面の法線方向から角度 α だけずれた方向に受けるが、式 (19) より $k \approx 1$ のとき $\alpha \approx 0$ であることから、この推力方向のズレは反射率が十分大きいとして無視する。また P_0 は光圧であり、以下の式で表される。

$$P_0 = \frac{k_1}{4\pi r^2 c} \quad (20)$$

$k_1 = 3.85 \times 10^{26}[\text{Nm/s}]$ は太陽放射定数、 $c = 3.00 \times 10^8[\text{m/s}]$ は光の速さである。

軌道長半径を増加させる制御則は、最適ではないが単純な制御則として、速度方向と太陽から衛星に向かう方向が鋭角を成すときセイル面を太陽光に垂直になるようにし、速度方向に推力成分を得ることで高効率でエネルギーを増やす方法を用いる。この手法におけるセイル面の挙動は図 36 のようになり、速度方向に推力成分が得られる場合、太陽光に垂直にセイル面を固定し、それ以外の場合には減速が起らないよう太陽光に対してセイル面を平行にし輻射圧を受けないよう

にする。このとき、姿勢角の変化は少なく、軌道1周回に対して180度セイルが回転する。

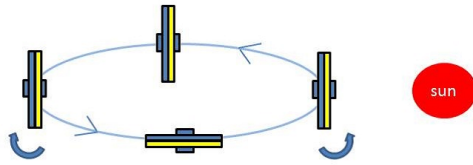


図 36: 姿勢変更方法

次に離心率を調整させる制御則は、以下のガウスの惑星方程式を考える。

$$\frac{de}{dt} = \frac{h}{\mu} \left[F_r \sin f + F_s \left(\cos f + \frac{e + \cos f}{1 + e \cos f} \right) \right] \quad (21)$$

この式の形から離心率最大変化方向は $v_e = [\sin f, \cos f + (e + \cos f)(1 + e \cos f)]^T$ であり、この方向にセイル面が垂直となるよう姿勢制御する。離心率を増やしたい場合、 $+v_e$ を、減らしたい場合は $-v_e$ を離心率変化方向とし、離心率変化方向と太陽から衛星に向かう方向が鋭角を成すときセイル面を離心率変化方向に垂直になるようにし、そうでない場合セイル面を太陽光に垂直となるよう制御する。これら二つの値を同時に調整するためには、上の二つの方向に重み付けし、その重みを調整することでセイル面を得る。

これらの制御は共に最適を考慮したものではない。最適性を導入するためには、太陽方向によって力の大きさの変動も考慮に入れ、力の成分の最大化を行う必要がある。式(18)より、 F は複雑な式で表されており、解析的な最適化は難しいが、大まかに $\cos \theta$ に比例すると考えると、与えられた力を出したい方向・太陽光方向に対して以下の図37のようなセイル面角度が最適であることが導出される。

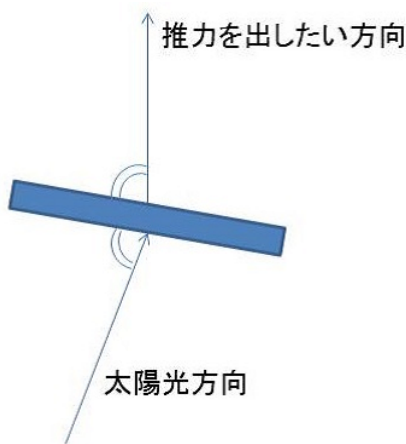


図 37: 最適セイル面角度 (簡易見積もり)

より厳密に最適化を行うためには、上の角度を初期条件としたニュートン法なども考えられる。

5.9 phase.4:軌道面調整フェーズ

パーキング軌道の軌道長半径・離心率に到達後、軌道長半径・離心率制御を停止し、衛星の軌道面をパーキング軌道の軌道面に合わせるよう制御する。

軌道面を決定する軌道要素は昇交点赤経 Ω と軌道傾斜角 i の二つであり、本来はこの二つのパラメータを制御しパーキング軌道の軌道要素に合わせなくてはならない。しかし、パーキング軌道の軌道面を仮想的赤道面と考え、その仮想的赤道面からの軌道傾斜角を考慮することにより、その軌道傾斜角 a' を0に近づけることで軌道面を合わせることができる(図38)。このとき、こ

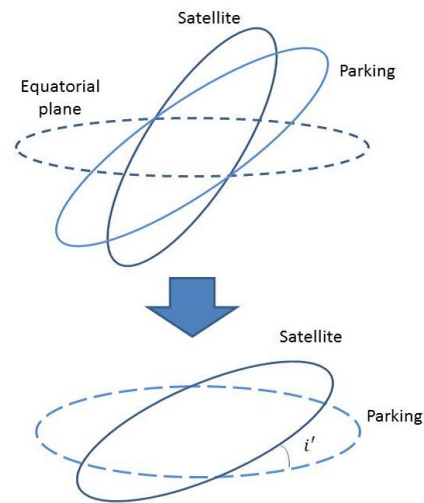


図 38: 基準面の変更

の傾斜角は、パーキング軌道の軌道面上の基底をパーキング軌道の昇交点赤経、軌道傾斜角から得ることができ、その基底で衛星位置を表すことで通常の軌道傾斜角と同様に得られる。この軌道傾斜角の最大変化方向は以下の式で表される。

$$dir_{i'} = i_h \text{sign}(\cos(\theta')) \quad (22)$$

ここで、 i_h は衛星の軌道面に垂直な方向の単位ベクトル、 θ' は月の軌道面に対する軌道要素における昇交点から衛星位置までの角度である。この方向にセイル面を向ける場合、推力としては最大変化方向となるが、その場合、太陽光の入射角度が浅くなり、式(18)より輻射圧から得られる推力の大きさは $\cos \theta$ の2乗に影響されるため結果的に最大変化方向に得られる推力が小さくなってしまふ。そこで、この方向からの角度のズレを調整することで最大変化方向の推力を最大化する。簡単化するため、 $k = 1$ とし、最大変化方向からの推力方向のずれを θ_2 とする。このとき、問題は θ_2 に対しての以下の関数についての最大化問題となる。

$$f(\theta_2) = \cos^2(\theta - \theta_2) \cos(\theta_2) \quad (23)$$

表 20: 投入軌道の軌道要素

軌道長半径 a [km]	123172
離心率 e [-]	0.9459
軌道傾斜角 i [deg]	30
昇交点赤経 Ω [deg]	357.7064
近地点引数 [deg]	180
真近点離角 [deg]	0
時刻 (UTC+9)	2016年10月29日0時

ここで θ は最大変化方向と太陽光のなす角である．この問題は簡単に計算され，以下のように与えられる．

$$\theta_2 = 1/2 (\theta + \cos^{-1}(1/3 \cos \theta)) \quad (24)$$

このフェーズではこの方向の逆向きにセイル面を向ける．このとき，シミュレーションによりパーキング軌道の軌道面に対する軌道傾斜角 i' の時間応答は以下のように得られた．この図からも軌道傾斜角が 0 に収束していていることがわかる．このフェーズでパーキング軌道の軌道面と衛星の軌道面のなす角が 2[deg] より小さくなるまで軌道面調整を行う．

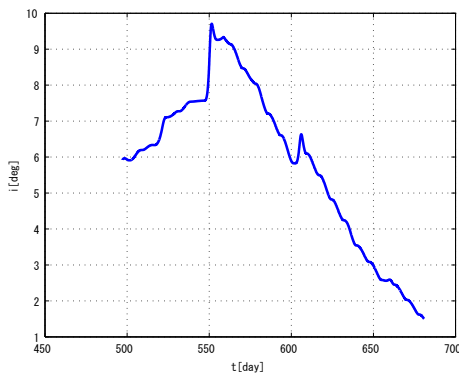


図 39: パーキング軌道の軌道面に対する軌道傾斜角の時間応答

5.10 phase.5:月周回軌道投入フェーズ

パーキング軌道への投入終了後，月との位相を調整し，月周回軌道からパーキング軌道への逆時間積分において得られているセイル角度を与えることで月周回軌道への投入を行う．このとき，シミュレーションでは考慮していない外乱 (木星の重力・太陽輻射圧のぼらつき等) により，事前に得られている軌道とずれてきてしまうため，事前に得られた軌道に対して追従制御を行う．

5.11 phase.6:月周回・脱出フェーズ

最後に，事前に得ている無推力による投入・周回・脱出軌道への追従制御を行うことにより，月を 40 日程度周回後，月周回軌道を脱出し，減速を続け地球の高軌道に存在する墓場軌道へ投入する．

5.12 シミュレーション結果

以上の制御則を実行したシミュレーション結果を以下に示す．シミュレーションにおける初期値は以下の

表 20 のとおりである．シミュレーションではより現実的な状況を模擬するため，太陽輻射圧，大気抵抗，太陽からの重力，月からの重力，地球の扁平性による重力の J_2 項を考慮している．座標系は地球中心の赤道座標系である．また，今回のシミュレーションでは月・太陽の位相が重要であるため，より現実を模擬するために太陽・月の位置・速度データを参考 web サイトから取得し，それを基準としそこから時間発展をシミュレーションに入れている．またパーキング軌道での位相調整を行うことを考慮し，初期投入軌道からパーキング軌道へのフェーズ・パーキング軌道から月投入・周回・脱出軌道へのフェーズそれぞれにおいて位相に矛盾がないよう，連続的にシミュレーションを回している．シミュレーション結果として，2年弱での遷移が行われており，小型衛星のミッション期間として長い期間ではあるが，実現可能な期間でのミッションであると言える．

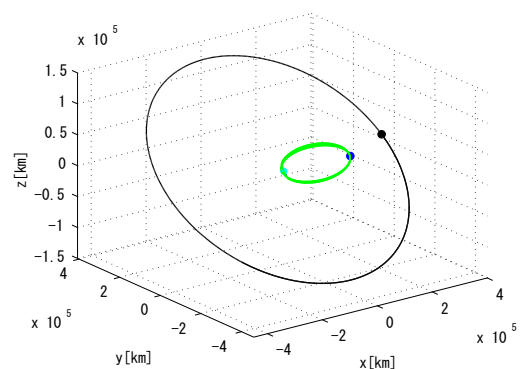


図 40: phase.1

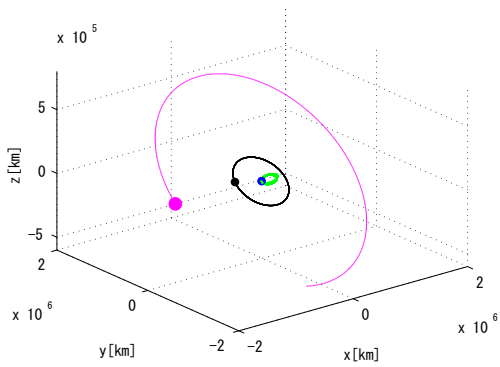


図 41: phase.3 (xyz 空間, 高度上昇)

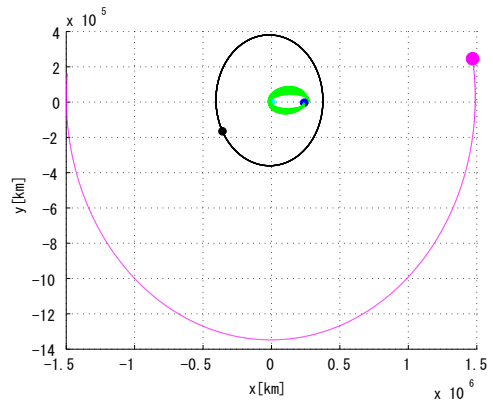


図 44: phase.3 (xy 平面, 離心率調整)

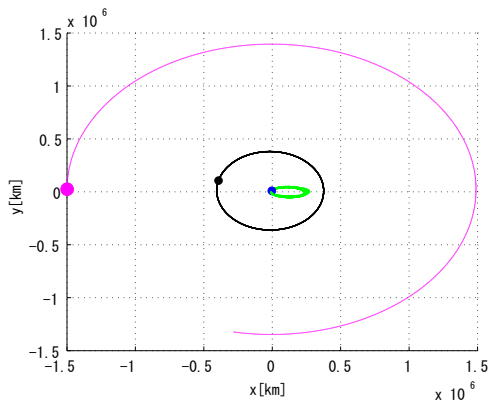


図 42: phase.3 (xy 平面, 高度上昇)

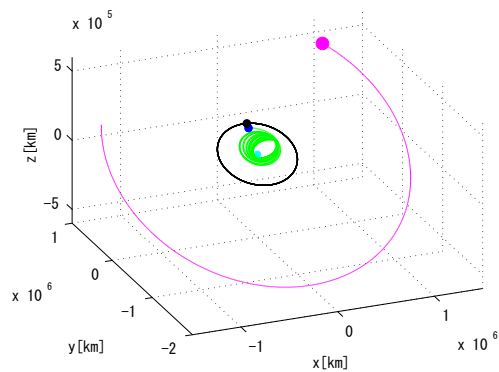


図 45: phase.5 (xyz 空間, パーキング軌道から月周回軌道投入)

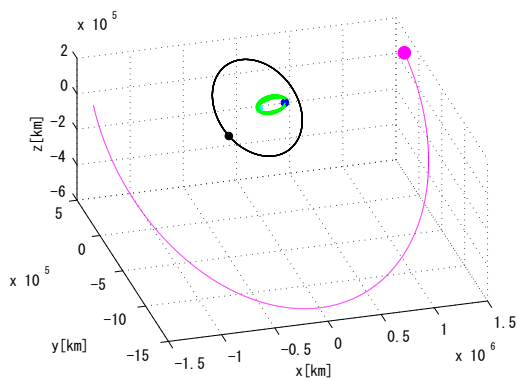


図 43: phase.3 (xyz 平面, 離心率調整)

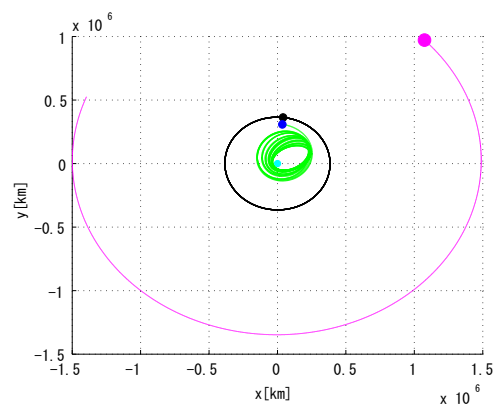


図 46: phase.5 (xy 平面, 月周回軌道投入)

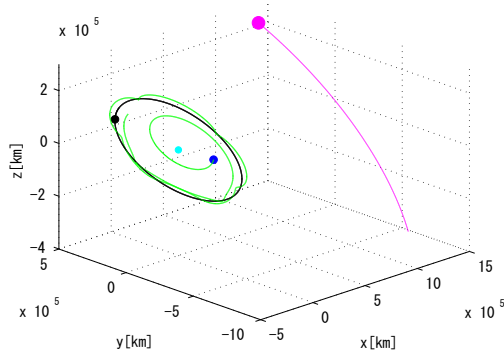


図 47: phase.5 (xyz 空間, 月周回, 脱出軌道)

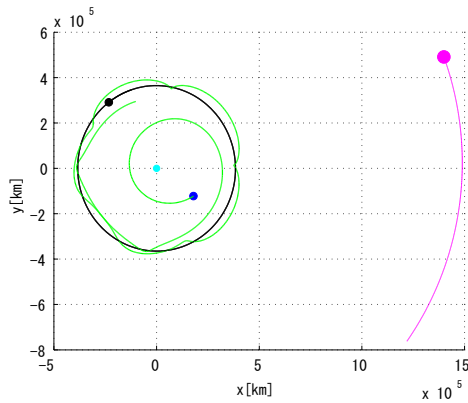


図 48: phase.5 (xy 平面, 月周回, 脱出軌道)

的方向に向けておくようにする. このときのスピ
ンレートはロケットから切り離されたときの角速度をそ
のまま用いることとする. なお, ここでは 20rpm で回
転しているとする. セイル展開後は常に 1rpm でスピ
ンを行い, セイル面を太陽方向に対し垂直もしくは平
行な状態の二つを切り替えて軌道制御を行うため, そ
のつど姿勢制御の必要がある.

6.1 人工衛星の姿勢ダイナミクス

本衛星のミッションではセイル展開前においてスピ
ンレートを大きくし, それ以外の角速度を下げる必要
がある. ここではニューテーションダンパを含む衛星
の運動方程式を導出し, ダンパの性能をシミュレーシ
ョンによって確認する.

6.1.1 ニューテーション

スピン衛星の場合, スピン軸が慣性空間内で一定の
方向をとり続けるという性質を利用して, 姿勢の安定
化を図る. しかし, 外乱トルクの影響によりスピン軸
以外の軸まわりの角速度を持つと, ニューテーション

運動が生じてしまう. そこで今回は, 電磁誘導を利用
したダンパを搭載する.

ダンパの主な役割はニューテーション運動を減衰さ
せることであり, ここではその効果を検証する. ダンパ
は, バネに取り付けた磁石がコイルに対して振動する
ことで, 電磁誘導により電気エネルギーを発生し, スピ
ン軸に垂直方向の角運動エネルギーを電気エネルギー
に変換することで, ニューテーション運動を減衰させ
る. 衛星本体の質量を M , ダンパの磁石の質量を m_d
とすれば, ダンパの磁石の換算質量 m_m は,

$$m_m \equiv \frac{Mm_d}{M + m_d} \quad (25)$$

と定義される. また, ダンパをスピン軸からの距離 $y_0 = 150[\text{mm}]$ の位置にスピン軸に平行に設置し, 磁石はスピン軸方向に変位するように取り付ける. ダンパの磁石の位置は衛星固定座標系に対して,

$$\beta = [0, y_0, z]^T \quad (26)$$

ダンパの減衰係数 c_d に関しては, ダンパ内に設置する
コイルの巻き数と磁石の強さに依るので, これを工夫,
調整する. ここで, ダンパの減衰係数を c_d , ダンパの
ばね定数を k_d として以下のようにダンパのパラメータ
を定めた.

$$\begin{aligned} m_d &= 0.5[\text{kg}] \\ c_d &= 0.3[\text{Ns/m}] \\ k_D &= 20[\text{N/m}] \end{aligned}$$

6.1.2 運動方程式

地球周回軌道を飛行する人工衛星について考える. こ
のとき, 衛星全体がもつ角運動量ベクトルを \mathbf{H} , 衛星
固定座標系の慣性空間固定座標系に対する角速度ベク
トルを ω

$$\dot{\mathbf{H}} + \omega \times \mathbf{H} = \mathbf{n} \quad (27)$$

と与えられる. このとき \mathbf{H} は, 衛星の慣性モーメン
トベクトル \mathbf{I} とすれば, 衛星の角運動量ベクトルは

$$\mathbf{H} = \mathbf{I} \cdot \omega \quad (28)$$

となる. これらの式に対して軌道座標系から衛星固
定座標系へと座標変換を行い, 運動方程式を導出する.
得られた運動方程式を以下に示す.

$$I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z = T_{tx} + y_0 (k_d Z_d + c_d \dot{Z}_d) \quad (29)$$

$$23 \quad I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_z \omega_x = T_{ty} \quad (30)$$

$$I_z \dot{\omega}_z + (I_y - I_x) \omega_y \omega_x = T_{tz} \quad (31)$$

$$\begin{aligned} (\ddot{Z}_d + \dot{\omega}_x y_0 + \omega_y \Omega y_0 - \omega_x^2 Z_d - \omega_y^2 Z_d) m_d \\ = -k_d Z_d - c_d \dot{Z}_d \quad (32) \end{aligned}$$

- I_i : i 軸周りの慣性マトリクス
- ω_i : i 軸周りの衛星角速度
- T_i : i 軸周りのスラストトルク
- m_d : ダンパの磁石の質量
- k_d : ダンパに使用するばねのばね定数
- c_d : ダンパの抵抗係数

このニューテーションダンパの効果を確認するため、スピンの状態が 20rpm の状態で x, y 方向に 5rpm の回転が生じている場合のシミュレーションを行った。結果を図 49 に示す。

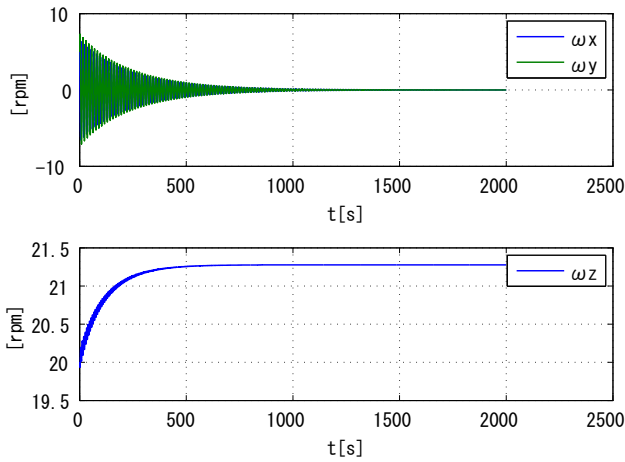


図 49: 角速度時間推移

これらの結果より、ダンパによりニューテーションが減衰していることが見て取れる。

6.2 2インパルス制御

スピン衛星の姿勢変更を行う場合は歳差運動が生じる。そのため、基本的に姿勢角度制御は 2 インパルス法を用いて行うこととする。スピン軸を変化させるためにスラスタを吹くと、噴射後の角運動量ベクトル方向を中心とするようにスピン軸が回転する。この歳差運動が 180 度回転した際に同じ方向へスラスタを吹けば、スピン軸と角運動量ベクトルの方向が一致し、ニューテーションを除去することができる。

慣性能率比を σ とすれば、ニューテーション角周波数 ω_n とスピン角周波数 ω_s には $\omega_n = (\sigma - 1)\omega_s$ の関係がある。今回慣性能率比はおよそ $\sigma = 0.23$ 、セイル展開前のスピンレートが $\omega_s = 2.09[\text{rad/s}]$ であるので、 $\omega_n = 0.48[\text{rad/s}]$ となる。従って 6.52 秒ごとに歳差運動が半回転するので、このタイミングでスラスタ

を吹くこととなる。セイル展開前における 2 インパルス制御のシミュレーション結果を、初期角速度は x, y 軸ともに 0、スピンレートは 20rpm の条件の下で行った。結果を図 50, 51 に示す。

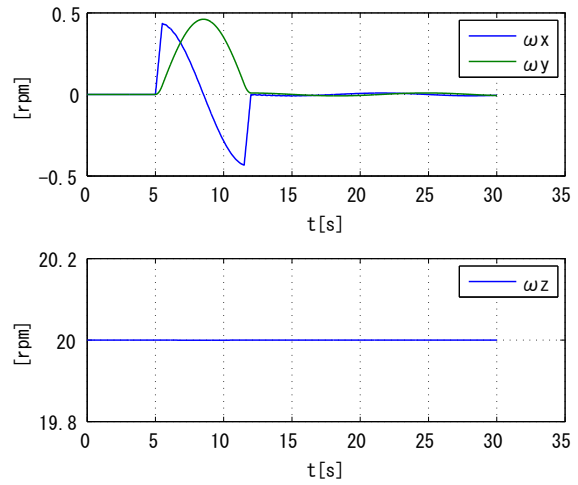


図 50: 角速度時間推移

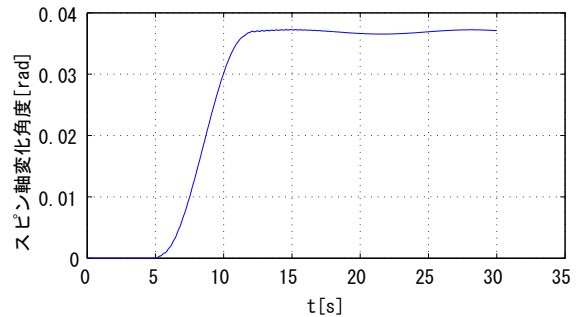


図 51: スピン軸変化角度

ただし、入力トルクは 0.4N を x 軸方向に 0.5 秒間噴射しており、スラストアームの長さは 0.2m とした。また、スピン軸の角度は yz 平面に投影した際の角度変化である。この結果より、ニューテーションの振動を打ち消すとともにスピン角度の調節ができていることがわかる。また、ニューテーションの寄与による損失が 0 として計算した場合の角度変化はおよそ 0.037rad であり、ほとんど損失がないことが分かる。

6.3 セイル制御

セイルの制御に関してはセイルの柔軟性を考慮して制御する必要があるため、非常に弱い制御を行う。姿勢の変化は上と同じ 2 インパルス法を用いて行うが、セイル展開後はスピンレートが遅く、ニューテーション角周波数は 0.10[rad/s] となる。従って 30 秒ごとに歳差運動が半回転することとなる。1 回のスラスタ噴射時

間はセイルが大きいたまわないようにするため 0.1 秒程度の噴射を行い、その後セイルの振動が収束してきたら同様の手順で徐々に変更させていく。

7 熱制御系

7.1 熱設計概要

衛星に搭載される機器には、その機能を発揮して正常に動作できる許容温度範囲が存在する。したがって、許容温度範囲を保つため、衛星には熱制御を施さなければならない。本節では、適切な熱制御系素子、放熱部などの選定、サイジングによる本衛星を許容温度範囲内に保つための熱設計を行う。

本衛星は、始めに投入される高軌道から近地点高度を上昇させるためのスラスタと、月周回軌道への遷移のためのソーラーセイルを用いて徐々に月軌道まで遷移していく。そのため月に接近した際、地球からのアルベドに加え太陽光の月からの反射も考慮する必要がある。

7.2 熱平衡方程式

衛星の熱解析は、衛星を要素に分割し、各要素について熱平衡方程式を用いて温度の時間変化を求める。ここでそれぞれの要素について、温度は均一に分布するものとする、ある節点 i について、以下に示す熱平衡方程式が成り立つ。宇宙空間も 1 節点とみなし、温度は 3[K] と近似した。衛星を図 52 と図 53 のように 17 個に分割して要素を配置した。

$$m_i c_{pi} \frac{dT_i}{dt} = Q_i - \sum_{j=1}^n C_{ij}(T_i - T_j) - \sum_{j=1}^n R_{ij} \sigma (T_i^4 - T_j^4)$$

- m_i : 節点 i の質量 [kg]
- c_{pi} : 節点 i の比熱 [W · s / (K · kg)]
- T_i, T_j : 節点 i, j の温度 [K]
- Q_i : 節点 i の熱入力 [W]
- C_{ij} : 節点 i, j 間の熱伝達係数 [W/kg]
- R_{ij} : 節点 i, j 間の放射係数 [m²]
- σ : ステファンボルツマン定数
(= 5.67×10^{-8} [W / (m² · K⁴)])

7.2.1 熱入力

衛星への熱入力は、内部熱入力および外部熱入力の 2 通りが考えられる。内部熱入力は、搭載される機器の発熱による熱入力である。また、外部熱入力としては、衛星の温度にとって特に支配的である以下の 5 つを考慮する。

- 太陽放射
- 地球赤外放射
- 地球アルベド
- 月赤外放射
- 月アルベド

本ミッションではミッション末期に月へと接近するため、このときには月からの赤外放射とアルベドも考慮する必要があることに注意する。これらの熱入力が最大になる場合の温度と最小になる場合の温度を計算し、それらが搭載機器の許容温度範囲を満たすように熱制御系の設計を行う。衛星への熱入力 Q_i は上記の 5 つの外部熱入力と、内部発熱による内部熱入力とがある。月に接近した際には、月からの赤外放射、アルベドが増加するため、これらを考慮する必要がある。

$$Q_i = Q_s + Q_a + Q_e + Q_m + Q_A + P_i$$

- Q_s : 太陽放射
- Q_a : 地球アルベド
- Q_e : 地球赤外放射
- Q_m : 月赤外放射
- Q_A : 月アルベド
- P_i : 内部発熱

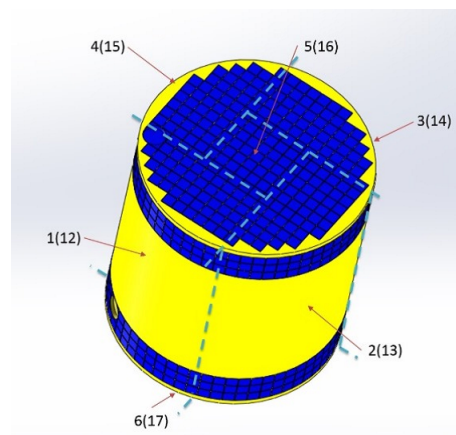


図 52: 節点番号図内側

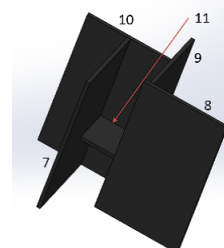


図 53: 節点番号図外側

太陽放射 Q_s

地球周辺での単位面積、単位時間あたりの太陽赤外放射エネルギー E_s は、高度によらず近日点で最大値 $1399[\text{W}/\text{m}^2]$ 、遠日点で最小値 $1309[\text{W}/\text{m}^2]$ である。太陽光は衛星表面に入射する場合は平行光線とみなすことができるので、表面積 A_s の衛星表面への太陽光放射による熱入力 Q_s は以下ようになる。

$$Q_s = \alpha_i E_s A_s \mu_s$$

ここで、 μ_s は太陽入射係数であり、 α_i は節点 i の太陽光吸収率である。また、太陽入射角 θ を用いて以下で表される。

$$\mu_s = (\text{実効入射面積})/(\text{面積}) = \cos \theta$$

地球赤外放射 Q_e

地球からの熱放射によって衛星に伝えられるエネルギーは、年平均値として以下のように変動する。

$$E_e = 237 + (+27, -97)[\text{W}/\text{m}^2]$$

これは極付近で最小値、赤道付近で最大値をとる。

衛星の表面に入射する地球赤外放射は、次式で計算される。

$$Q_e = \alpha_i E_e A_s F_e$$

ここで、 F_e は地球赤外放射に関する地球と衛星表面との形態係数である。地球と衛星を球であると仮定すると、次式で表される。

$$F_e = \frac{1}{2} \left\{ 1 - \sqrt{1 - \frac{R_e^2}{(R_e + h)^2}} \right\}$$

R_e : 地球半径 (=6378[km])

h : 軌道高度

月赤外放射 Q_m

月も太陽光が当たることで温められる。平均表面温度は、日中は $107[^\circ\text{C}]$ 、夜間は $-153[^\circ\text{C}]$ にもなる。月赤外放射 Q_m は地球赤外放射と同じく、以下のように表される。

$$Q_m = \alpha_i E_m A_s F_m$$

F_m : 月に対する衛星の形態係数

月からの放射エネルギー E_m は約 $1314[\text{W}/\text{m}^2]$ であり、地球に比べ最大5倍もある。

地球アルベド Q_a

地球アルベドは、太陽光が地球の大気や地表面から反射されてくるものである。衛星の表面積 A_s に入射するアルベド Q_a は次式で求められる。

$$Q_a = a_h E_s A_s F_a$$

a_h はアルベド係数といい、緯度、地形、季節及び雲の状態などによって変動し、特に緯度に大きく依存して次のような値を取る。

$$a_h = 0.30 + (+0.30, -0.15)$$

F_a はアルベドに関する地球と衛星表面との形態係数である。Bannister の近似を用いると、 F_a は次式で表される。

$$\begin{cases} \cos \theta > 0 \text{ の場合} & F_a = F_e \cos \theta \\ \cos \theta \leq 0 \text{ の場合} & F_a = 0 \end{cases}$$

また、月の場合の反射率は $0.073 \sim 0.24$ である。

内部発熱 P_i

各搭載機器の発熱量を表 21 に示す。

7.2.2 接触熱伝導による熱伝達係数 C_{ij}

接触熱伝導とは、固体の接触面での熱伝導である。接触熱伝導による伝達熱伝達係数 C_{ij} については、以下のような式が成り立つ。

$$C_{ij} = \frac{1}{\frac{1}{C_{d_i}} + \frac{1}{C_{s_{ij}}} + \frac{1}{C_{d_j}}}$$

$$\begin{cases} C_{d_i} = k_i A_i / L_i \\ C_{s_{ij}} = h_{ij} A_{ij} \end{cases}$$

C_{d_i} : 伝導による熱コンダクタンス

k_i : 節点 i の熱伝導率

A_i : 熱経路の断面積

L_i : 節点の接触面までの距離

$C_{s_{ij}}$: 節点 i, j 間の接触熱コンダクタンス

h_{ij} : 節点 i, j 間の接触熱伝達率

A_{ij} : 節点 i, j 間の接触面積

7.2.3 放射係数 R_{ij}

(1) 面間での放射形態係数

放射係数 R_{ij} については、次式が成り立つ。

$$R_{ij} = \epsilon_i \epsilon_j F_{ij} A_i$$

ϵ_i, ϵ_j : 節点 i, j の放射率

F_{ij} : 節点 i から節点 j への放射形態係数

また各節点のそれぞれ2面間に対して、放射形態係数は以下のように定義される。

$$F_{ij} = \frac{1}{\pi A_i} \int_{A_i} \int_{A_j} \frac{\cos \theta_i \cos \theta_j}{r_{ij}^2} dA_i dA_j$$

表 21: 搭載機器の許容温度範囲と発熱量

搭載節点番号	搭載機器名	許容温度 [°C]	発熱 [W]	目標温度 [°C]
1	推進剤タンク	~+110	-	0~+45
2	スラスタ	-20~+70	3.5(×2)	0~+45
	推進剤タンク	~+110	-	
	カメラ	-20~+60	0.126	
3	スラスタ	-20~+70	3.5(×2)	0~+45
	推進剤タンク	~+110	-	
4	スラスタ	-20~+70	3.5(×2)	0~+45
	推進剤タンク	~+110	-	
5	光ジャイロ	-40~+85	0.126(×2)	-35~+80
6	送受信機	-10~+50	15(最大)	-5~+45
	スラスタ	-20~+70	3.5(×2)	
7	バッテリー	0~+45	-(×24)	+5~+40
	ヒーター	-	5	
8	CPU	-20~+50	10	+5~+40
	バッテリー	0~+45	-(×48)	
9	加速度センサ	-29~+77	-	-25~+72
10	ニューターションダンパ	-	-	+5~+40
	バッテリー	0~+45	-(×24)	
11	恒星センサ	-30~+60	2.0	-15~+55
12~16	太陽電池セル	-150~+100	-	-145~+95

- r_{ij} : 節点 i, j 間の距離
 θ_i : 面 A_i の法線ベクトルと節点 i, j を結ぶベクトルの角度
 θ_j : 面 A_j の法線ベクトルと節点 i, j を結ぶベクトルの角度

(2) 宇宙との放射形態係数

面 A_i , 放射率 ϵ_i の面と宇宙との間の放射形態係数は次のように表される.

$$R_{ij} = \epsilon_i A_i$$

7.3 温度解析

7.3.1 設計要求温度

衛星に搭載される機器には、それらが正常に動作できる許容温度範囲が存在する. 熱設計では、熱数学モデルを利用した熱解析における種々の不確定要素を考慮して、解析によって得られた各搭載機器の許容温度範囲の高温側、低温側にそれぞれ 5[°C] のマージンをもたせる. 本衛星に搭載する内部機器の搭載位置と許容温度範囲、それにマージンを考慮して決定した目標温度を表 21 に示す. ここで、搭載節点番号は表 52,53 に対応させている. ここで、推進タンクの目標温度は、スラスタが十分な性能を持するよう推進剤温度を保つよう決定した. 表 21 から、内部機器の中でもバッテリーの許容温度 0~+45[°C] が厳しいことがわかる.

7.3.2 熱制御素子

本ミッションでは、ソーラーセイルを用いて月まで航行する. 熱制御素子は、宇宙空間という過酷な環境下に長時間さらされるため、経年劣化に伴い吸収率・放射率が変化する. 本衛星のミッション期間は二年弱にも達

するため、できる限り劣化の少ない熱制御素子を用いる必要がある. 表 22 に熱制御素子の経年劣化を示す.

7.3.3 放熱面の位置

内部機器が作動することで発熱するため、放熱面を設ける必要がある. まず放熱面の必要面積を算出する. 前述の通りこの設計予測温度範囲の上限はバッテリーを搭載した節点である節点 7,8,10 であり、40 °C である. 放熱面の赤外放射率 $\epsilon = 0.8$ とすると、この放熱面の最大放熱能力は 1[m²] 当たり $Q_R = \epsilon\sigma T^4 = 408[W]$ である. 衛星の機器発熱量は、全ての機器を使用したとして 48.37[W] であるから、それを放熱するのに必要な面積は約 0.118[m²] 程度となる. 16 面は太陽電池パネルとして使用し、円筒の側面にはミッション初期にセイルを収納しているため主放熱面としては使用できない. よって、17 面パネルを主放熱面として用いることとする. 17 面パネルの面積は 0.125[m²] であり、先ほどの計算から放熱面として用いることができると考えられる. また、放熱面とした 17 面は、本衛星のミッション全期間において太陽光の入射が少なく、かつ外部入力の変動が小さい.

7.3.4 衛星本体の熱設計

衛星内部の温度が太陽電池パネルの温度変化や外部環境に影響されないように、衛星表面を断熱ブランケットで覆い断熱する. さらに、太陽電池パネルは太陽光が直射するときに、蝕に入った時の温度差が 100 °C をこえるため、断熱スペーサを介して断熱する. 多層断熱材フィルム材料には Du Pont 社の Kapton-HN(I46448G405120) を用いる. また放熱面に用いる熱制御素子の選定では、銀蒸着テフロンは経年劣化が厳しいので、高価であるが経年劣化の少ない OSR を用いる. さらに衛星内部と内

表 22: 放射制御素子の特性と経年劣化

使用位置	熱制御素子	ミッション初期		ミッション末期	
		吸収率	放射率 (実効放射率)	吸収率	放射率 (実効放射率)
放熱面 (節点 17)	OSR	0.08	0.80	0.08	0.80
拡散放熱面 (内部壁面, 機器)	黒色ペイント	0.95	0.86	0.95	0.86
放射断熱面 (節点 12~16)	多層膜断熱ブランケット	0.33	0.65(0.02)	0.38	0.63(0.02)
節点 12~16	太陽電池セル	0.90	0.85	0.90	0.85

表 23: 伝導熱制御素子

使用位置	伝導制御素子	単位	熱伝導率
太陽電池パネルと衛星本体の間	GFRP(断熱スペーサ)	W/(mK)	0.28
搭載機器とパネルの間	CHO-THERM 1671(サーマルフィラ)	W/(mK)	2.6

部機器の外側は黒色ペイントを施し、発熱する機器とパネルの面にはサーマルフィラを用いて熱伝導を高くし、熱を分散させる。これらの熱設計によって熱の流れとしては、外部からの熱入力はできるだけ遮断し、内部で発生する熱に関しては伝熱をなるべく促しながら放熱面である節点 17 へと運び、そこから放熱するという設計となっている。

衛星の搭載機器の中ではバッテリーが最も許容温度がせまく、熱的にクリティカルである。今回、バッテリーは内部の井桁部分の節点 7,8,10 に設置したため、この部分を 5~40[°C] に制御する。なお、低温時にはヒーターで熱を供給する。これまでに記述した熱制御素子を表 22, 表 23 にまとめる。

また、本衛星のソーラーセイルに関してはアルミ蒸着ポリイミドフィルムを用いる。ポリイミド樹脂というのは電子基板材料にも使われている、熱に強い素材であり、アルミ蒸着ポリイミド樹脂では接着剤を使わず、熱を加えて融着して貼りあわせることによって薄くて丈夫な帆を作成することが可能となっている。これは JAXA がイカロスに用いた技術でもあり、熱に対するその信頼性は高いと考えられる。

7.4 ヒーター

蝕の間にバッテリーを保温するため、バッテリーにシート状のヒーターを貼付する。使用するヒーターの仕様を表 24 に示す。

表 24: ヒーター仕様

製造元	Minco
寸法 [mm]	12.7×50.8
動作電圧 [V]	28
発熱量 [W]	5

7.4.1 解析方法

熱平衡方程式を前進差分を用いて差分化し、温度解析を行った。その際図 52 と図 53 のように、衛星を 17 面の節点に分割し、それぞれの面での温度を解析した。

機器接地面の最高・最低温度が先ほどの許容温度範囲内であることを確認する。本ミッションにおいて、衛星の軌道が大きく変化するため衛星は様々な環境にさらされることになる。従って、熱設計の妥当性を確かめるため異なる phase 環境においてそれぞれ熱解析を行い、全ミッション期間における最高、最低温度を決定することとした。高温ケースでは、phase1(スラスタ噴射)の地球周回軌道における比較的低い高度における環境と、phase5(高度上昇と月スイングバイ)の月周回軌道において月に最も接近する月からの高度における環境で解析を行った。その結果、phase1 が高温最悪ケースとなった。これは、月の赤外放射が地球に比べて最大 5 倍ほど大きな値となっているが、本ミッションで月に最も近く高度が 40000km と大きいいため、結果的に地球付近を周回するときに高温最悪となったと考えられる。低温ケースの解析においては、phase1 の地球周回軌道において、衛星が地球の影に入り太陽放射、アルベドを受けない環境において低温最悪ケースとなった。表 25 に、高温最悪、低温最悪条件として用いた環境設定を示す。

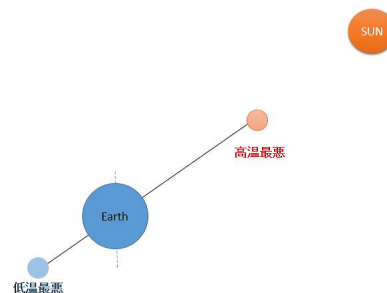


図 54: 高温/低温最悪環境

7.4.2 解析結果

高温/低温最悪ケースの解析結果を表 26 に示す。

これより、すべての要素が目標温度範囲に収まっていることが確認できる。機器を搭載する面が許容温度範囲内に収まっていることがわかる。特に、許容温度の厳

表 25: 高温/低温最悪環境定義

	単位	高温ケース	低温ケース
想定する運用時期	-	BOL	BOL
緯度	°	30.17	-0.445
太陽角	°	53.65	-
軌道高度	m	1000	21200
外部熱入力	-	-	-
・太陽光入射	W/m ²	1399	1309
・地球アルベド	-	0.60	0
・月アルベド	-	0	0
・地球赤外放射強度	W/m ²	264	140
・月赤外放射強度	W/m ²	0	0
搭載機器消費電力合計	W	27.25	30
搭載機器内部発熱	W	消費電力が 100% 熱に変わるとする	消費電力が 100% 熱に変わるとする
太陽へ向ける節点	-	12	-

表 26: 解析結果

節点番号	節点の記述	単位	目標温度	高温ケース	低温ケース
1	内側側面 1	°C	0~+45	39.0	23.8
2	内側側面 2	°C	0~+45	34.9	28.1
3	内側側面 3	°C	0~+45	34.0	24.7
4	内側側面 4	°C	0~+45	34.5	24.9
5	上面	°C	-35~+85	35.0	25.6
6	下面	°C	-5~+45	34.2	25.0
7	井桁部分 1(バッテリー設置)	°C	+5~+40	34.9	25.6
8	井桁部分 2(バッテリー設置)	°C	+5~+40	35.7	26.4
9	井桁部分 3(バッテリー設置)	°C	-25~+72	34.7	25.4
10	井桁部分 4(バッテリー設置)	°C	+5~+40	34.7	25.5
11	井桁中心部分	°C	-15~+55	37.5	31.3
12	外側側面 (断熱ブランケット)	°C	-145~+95	20.6	-140.0
13	外側側面 (断熱ブランケット)	°C	-145~+95	9.41	-141.8
14	外側側面 (断熱ブランケット)	°C	-145~+95	9.38	-141.1
15	外側側面 (断熱ブランケット)	°C	-145~+95	20.4	-141.3
16	外側上面 (太陽電池パネル)	°C	-145~+95	-128.1	-140.9
17	外側下面 (放熱面)	°C	-145~+95	-8.75	-14.9
18	境界節点 (宇宙)	°C	-145~+95	-273.0	-273.0

しいバッテリーを設置した 7,8,10 面においてその温度範囲を+25~+35[°C] 以下に収めることができ、目標温度に対して 5°C 程度のマージンが得られていることがわかる。

8 通信系

8.1 通信系の概要

本衛星は地球を周回する軌道からソーラーセイルにより軌道遷移を行い、月周回軌道に投入する。衛星運用のために、地上局からのコマンドを衛星に送るアップリンク回線と、衛星の姿勢や搭載機器の状態などの HK データや撮影した画像などを衛星から地上局に送るダウンリンク回線を用意する。画像については、ソーラーセイル展開時に展開状況を撮影し、月周回軌道到達後には月面を撮影する。それぞれの画像は搭載する CPU を用いて JPEG2000 により一枚当たり 400[kB] に圧縮した後に送信するものとする。本衛星はスピン

安定を用いることから、通信可能範囲の領域内では常に地上局と通信ができるように、衛星に搭載するアンテナには全方位アンテナを使用する。また、衛星の送信電波が地上の機器に干渉するのを防ぐため、それぞれの高度において常に PFD 規定を満たす必要があること、ソーラーセイル展開時には軌道遷移を開始する前に比較的短時間で確認画像を送信する必要があること、月軌道上でも画像を送信する必要があること、軌道遷移により軌道高度が運用中に大きく変化することから、送信機の出力を高度により 3 段階に変化させることとする。

8.2 衛星 - 地球間の通信系に関する要求

8.2.1 通信可能時間の算出

通信限界角度を天頂から 85[deg] とすると、衛星と今回利用する沖縄通信局との通信可能時間は表 27 のようになる。

表 27: 通信可能時間

軌道高度	km	~1 万	1 万~25 万	25 万~45 万
通信可能時間	sec/day	16957	37285	42406

8.2.2 通信データ量とビットレートの算出

通信する HK データは表 28 の通りで、サンプリング周期をそれぞれ 30[sec] とする。画像データについてはソーラーセイル展開時の確認画像は 1 日で 2 枚送信し、月周回時の画像は 2 日で 1 枚送信することとする。

表 28: HK データ

分類	センサ
位置・姿勢	太陽センサ
	恒星センサ
	光ジャイロ
	加速度
電源	バッテリー電圧
	バッテリー温度
	側面太陽電池電圧
	側面太陽電池温度
	上面太陽電池電圧
	上面太陽電池温度
通信	送受信機温度
	衛星時計時刻
推進	推進剤タンク内圧
	推進剤タンク温度
	セイル展開アクチュエータ

8.3 アンテナと送信機の構成

8.3.1 衛星搭載アンテナ

本衛星には地上局との送受信のために 2 種類のアンテナを使用し、衛星のダイポールアンテナを製作する。諸元を表 29 に載せる。

表 29: 衛星搭載アンテナ諸元

アンテナ	単位	受信用アンテナ	送信用アンテナ
		ダイポールアンテナ	ダイポールアンテナ
周波数	MHz	2110	2200
全長	mm	71	68
重量	g	150	150
利得	dBi	2.14	2.14

8.3.2 地上局

地上局は JAXA 所有の沖縄通信局を利用する。沖縄局のパラボラアンテナ諸元を表 30 に示す。

表 30: 地上局アンテナ

	単位	値
アンテナ直径	m	18.0
送信アンテナ利得	dBi	46.5
受信アンテナ利得	dBi	48.0
システム雑音温度	K	200

8.3.3 送受信機

本衛星には送受信機を 1 台搭載する。送受信機の各種データは表 31 の通りである。ただし、本衛星は打ち上げ時から高度が 45 万 [km] に達するまでの間、軌道遷移を繰り返すので、低軌道時には電力束密度 PFD 規定の制約により送信機の出力を落として使用するよう変更する。

表 31: 衛星の送受信機諸元

	単位	受信機	送信機
受信感度	dBmV	-90	-
送信出力	mmW	-	0.19~501
消費電力	W	15	15
電源電圧	V	35	35
動作環境温度	℃	-10~+50	-10~+50
ケース外形	mm	198 × 120 × 38.8	198 × 120 × 38.8
質量	g	1650	1650

8.4 要求 C/N₀

通信が成立することを示すため、要求 C/N₀ を確認する。表 32, 表 33 に示すようにアップリンク、ダウンリンクともにマージンが十分にとれているので、全ての通信において要求 C/N₀ が満たされている。

8.5 データ処理系

本衛星の制御やデータ処理には、シマフジ電機製 CPU の SEMC5701B を用いる。この CPU は小型衛星向けに設計されており、小型で消費電力が少ないという特徴を持っている。また、コンパクトフラッシュのコネクタがあるため、記憶容量の増設も可能である。表 34 に仕様を示す。

表 34: 搭載 CPU

CPU	単位	VR5701	250[MHz]
フラッシュメモリ	Mbyte	16	
DRAM, I/F	MByte	byteT	SDRAM 64
電源	V	+5	
外形寸法	mm	52 × 52 × 55	

表 32: 地上-衛星間要求 C/N₀

	単位	アップリンク			ダウンリンク		
		～1 万	1 万～25 万	25 万～45 万	～1 万	1 万～25 万	25 万～45 万
軌道高度	km						
変調方式	-	PM	PM	PM	QPSK	QPSK	QPSK
要求 E _b /N ₀	dB	10.5	10.5	10.5	9.6	9.6	9.6
ハードウェア劣化量	dB	3.5	3.5	3.5	3.5	3.5	3.5
符号化利得	dB	5.2	5.2	5.2	5.2	5.2	5.2
ビットレート	bps	1467	667	587	107	254	113
ビットレート	dBHz	31.7	28.2	27.7	20.3	24.0	20.5
変調損失	dB	3	3	3	3	3	3
要求 C/N ₀	dBHz	43.5	40.0	39.5	31.2	34.9	31.4

表 33: 地上-衛星間受信 C/N₀

	単位	アップリンク			ダウンリンク		
		～1 万	1 万～25 万	25 万～45 万	～1 万	1 万～25 万	25 万～45 万
軌道高度	km						
周波数	MHz	2100	2100	2100	2200	2200	2200
波長	mm	142.9	142.9	142.9	136.4	136.4	136.4
送信 EIRP	dBW	56.4	56.4	56.4	-35.0	-3.02	-0.86
送信機出力	dBW	10	10	10	-37.2	-5.16	-3
給電損失	dB	0	0	0	0	0	0
送信アンテナ利得	dBi	46.5	46.5	46.5	2.14	2.14	2.14
ポインティング損失	dB	0.1	0.1	0.1	0	0	0
電力配分損失	dB	0	0	0	0	0	0
自由空間損失	dB	182	207	212	183	207	212
送受信アンテナ間距離	km	14540	255743	455778	14540	255743	455778
偏波損失	dB	3	3	3	3	3	3
降雨損失	dB	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1
大気吸収損失	dB	0.436	0.436	0.436	0.436	0.436	0.436
各種損失	dB	0	0	0	0	0	0
受信 G/T	dB/K	-23.8	-23.8	-23.8	24.9	24.9	24.9
受信系給電損失	dB	0	0	0	0	0	0
受信アンテナ利得	dBi	2.14	2.14	2.14	48	48	48
ポインティング損失	dB	0	0	0	0.1	0.1	0.1
システム雑音温度	dBK	25.9	25.9	25.9	23.0	23.0	23.0
天空雑音温度増加分	dB	-0.133	-0.133	-0.133	-	-	-
地表での温度	K	313	313	313	313	313	313
アンテナ雑音温度	K	100	100	100	-	-	-
給電線雑音温度	K	313	313	313	-	-	-
受信機雑音温度	K	289	289	289	-	-	-
受信 C/N ₀	dBHz	75.6	50.7	45.6	32.4	39.5	36.6
通信マージン	dB	32.1	10.61	6.15	1.14	4.53	5.18
PF _D	-	-	-	-	-154	-154	180
PF _D 制限値	-	-	-	-	-154	-154	-154

9 電源系

9.1 設計概要

本衛星では、衛星本体表面に搭載する太陽電池を用いて発電を行う。衛星本体が円筒形であるため本体表面に搭載する太陽電池には、柔軟性を有する薄膜型太陽電池を用いる。この太陽電池は、惑星分光観測衛星「SPRINT-A (ひさき)」の一部である実験用モジュール (NESSIE) に搭載されたものであるため、これを参考にする。

小型ソーラー電力セイル実証機「IKAROS」ではソーラーセイルに薄膜太陽電池を搭載して発電を行っていたが、薄膜太陽電池は一般の太陽電池に比べて放射線の被ばくによる劣化の影響が大きいと、放射線の影響が大きいと考えられる本衛星では採用しない。また、本衛星は、月周回軌道に至るまでに電力が長期的に不足する期間や蝕の期間があるため、エネルギー密度の高いリチウムイオン二次電池を搭載する。

本衛星は小型衛星であるため、高い電力伝達効率により電源系を軽量化することが望ましい。よって、日照時の電源安定化にはパーシャル・シャント方式を採用し、日陰時の電源安定化には非安定化バスを使用する。

本衛星搭載機器の最大電圧は 28[V] であるため、バス電圧を 28[V] とする。また、各機器の消費電力を表 35 に示す。

表 35: 各機器の消費電力

系	機器	個数	電圧 [V]	合計電力 [W]
姿勢制御	精太陽センサ	2	5	0.1
	恒星センサ	1	28	2
	光ジャイロ	3	5	6
	加速度センサ	1	5	0.28
	スラスタ	6	2.5	5.34
推進	スラスタ	4	2.5	1.61
構体	小型カメラ	4	3	0.38
	アクチュエータ	2	28	14
熱制御	ヒーター	2	5	10
通信	送受信機 (待機)	1	28	2.5
	送受信機 (通信)	1	28	15
処理	CPU	1	5	4

9.2 運用モードに対する電力供給

本衛星では搭載機器を各運用モードで使い分けることにより、必要以上の電力消費を避ける。各モードにおける電力系の概要を以下に述べる。電源系の設計は、スラスタ噴射モードと月軌道遷移モードを考慮し、その他の運用モードは特殊な場合であるので考慮しない。

初期運用モード

フェアリングから分離後、姿勢を捕捉し指向するまでのモードである。衛星本体搭載の太陽電池と二次電

池を用いて電力供給を行う。使用機器はセンサ、姿勢制御用スラスタ、送受信機、CPU である。

スラスタ噴射モード

スラスタを噴射して近地点高度を上昇させるモードである。衛星本体搭載の太陽電池と二次電池を用いて電力供給を行う。使用機器はセンサ、姿勢制御用スラスタ、推進用スラスタ、送受信機、CPU である。

セイル展開モード

ソーラーセイルの展開を行うモードである。衛星本体搭載の太陽電池と二次電池を用いて電力供給を行う。使用機器はセンサ、姿勢制御用スラスタ、小型カメラ、アクチュエータ、送受信機、CPU である。

月周回軌道遷移モード

ソーラーセイルにより推力を得て月まで遷移するモードである。衛星本体に搭載する太陽電池と二次電池を用いて電力供給を行う。使用機器はセンサ、姿勢制御用スラスタ、送受信機、CPU である。

蝕モード

蝕に入ってしまう発電が行えないモードである。二次電池から電力を供給する。使用機器はセンサ、ヒーター、CPU である。

セーフモード

温度の保持や通信に必要な最低限の機器のみを使用して二次電池の充電を行うモードである。使用機器はセンサ、ヒーター、送受信機、CPU である。

9.3 スラスタ噴射モード

本衛星はセイルを展開する前にスラスタを用いて近地点高度を上昇させる。このモードでは、衛星本体側面に搭載する太陽電池を用いて電力供給を行い、不足分が発生した場合や蝕の時間には二次電池より供給を行う。展開型の太陽電池パドルのように十分な面積を確保できないため、変換効率の高い太陽電池を搭載する必要がある。そこで、衛星側面に搭載する太陽電池には、次世代の宇宙用太陽電池とされる SHARP 製の IMM3 接合薄膜太陽電池セルを用いる。IMM3 接合薄膜太陽電池セルの諸元を表 36 に示す。表の値は AM0 の光に対する値を示し、放射線照射後の値は静止軌道で 10 年相当の放射線を照射した後の値を示している。この太陽電池は、ボトムセルと呼ばれる基板部分を従来の Ge から InGaAs に変更し、電流を下げることなく電圧を上げて変換効率を向上させることを意図している。また、セルの厚さが従来の 1/7 以下であり、柔軟性を有しているため、CFRP シートに接着することで軽量かつ柔軟な太陽電池パドルを実現することができる。したがって、円筒形の衛星側面への搭載に適している。

要求電力の時間平均は次式で求めることができる。

表 36: SHARP 製 薄膜型太陽電池

セルサイズ		cm	22
初期出力値	開放電圧	mV	2999
	短絡電流	mA	67.1
	最大出力	mW	172
	曲線因子	-	0.854
	変換効率	%	30.5
放射線照射後	開放電圧	mV	2681.1
	短絡電流	mA	66.7
	最大出力	mW	149.8
	曲線因子	-	0.836
	変換効率	%	26.6
出力保存率	開放電圧	%	89.4
	短絡電流	%	99.4
	最大出力	%	87.1
	曲線因子	%	97.9

$$P_{mean} = \sum \frac{P_i q_i}{X_i} \quad (33)$$

P_{mean} : 要求電力の時間平均 [W]

P_i : ある状態の要求電力 [W]

q_i : 考慮する全時間に対する状態の時間の割合

X_i : 電力伝達効率

この式を用いて、スラスタ噴射モードの日照時に要求される電力を求めた結果を表 37 に示す。各状態の要求電力には使用機器から求めた値に 5[%] のマージンを取っている。また、電力伝達効率 X_i を 0.9 としている。

表 37: スラスタ噴射モードの日照時の要求電力

1 周期の全日照時間	T_a	hr	114
平常	P_1	W	14.6
	q_1	%	79.87
通信	P_2	W	34.1
	q_2	%	3.47
スラスタ噴射	P_3	W	16.3
	q_3	%	15.97
通信・スラスタ噴射	P_4	W	29.8
	q_4	%	0.69
時間平均の要求電力	P_{da}	W	17.4

スラスタ噴射モードの運用期間は姿勢捕捉・指向後から約 40 日である。そこで、表 2 より太陽電池セルの放射線による劣化率 E_{rad} はマージンを取って 0.95 とする。このとき、スラスタ噴射モードにおける発電量 P_{sa} は次式で求めることができる。

$$P_{sa} = P_{sa,0} E_{rad} E_T \quad (34)$$

$$= 3.881 \times 10^{-2} \text{ [W/cm}^2\text{]}$$

$P_{sa,0}$: 初期の最大出力値 4.3×10^{-2} [W/cm²]

E_T : 温度の影響 0.95

以上より、太陽光は衛星側面に垂直に入射するとすると、要求電力を発電するために必要な太陽電池アレ

イの投影面積 S_{sa} は次式で求めることができる。

$$S_{sa} = \frac{P_{da}}{P_{sa} E_p} \quad (35)$$

$$= 471.9 \text{ [m}^2\text{]}$$

E_p : セルのパッキング能率 0.95

太陽電池は、衛星側面に取り付けられているセル展開機構の上部と下部に搭載する。取り付け部の直径 D は $\phi 40$ [cm] であるため、要求される投影面積 S_{sa} より、セルの長手方向に必要な列数 N_{ld} は次式で求めることができる。

$$N_{ld} = \frac{S_{sa}}{D l_{cell}} \quad (36)$$

$$= 5.8 \rightarrow 6 \text{ [列]}$$

l_{cell} : セルの 1 辺の長さ 2.05[cm] (パッキング能率考慮)

しかし、側面には太陽電池の他にセンサやスラスタを取り付ける必要があるため、マージンを取って衛星上部の長手方向に 4[列] (= N_{lu})、下部の長手方向に 3[列] (= N_{ll}) の計 7[列] とする。また、円周方向に搭載可能な最大の列数 N_{cf} は次式で求めることができる。

$$N_{cf} = \frac{\pi D}{l_{cell}} \quad (37)$$

$$= 59.8 \rightarrow 59 \text{ [列]}$$

次に太陽電池セルの直列数を考える。バス電圧は 28[V] であるが、二次電池を充電するためにアレイ電圧はバス電圧より高くする必要がある。そこで、アレイ電圧はバス電圧の 1.2 倍以上とする。また、ミッション末期においても充電が可能とするために、セル電圧はミッション期間 2 年後の値とする。ミッション期間は 2 年であるが、月周回軌道への遷移においては放射線被ばく量が大きいため、放射線による劣化率は 3 年程度の被ばく量を想定し、表 2 よりセル電圧の保存率をマージンを取って 0.90 とする。このとき、セルの直列数 N_{se} は次式で求めることができる。

$$N_{se} = \frac{281.2}{0.90 \cdot V_{sa}} \quad (38)$$

$$= 12.4 \rightarrow 13 \text{ [列]}$$

したがって、衛星側面上部と下部に搭載する並列数 N_{pu} 、 N_{pl} は、それぞれ次式で求めることができる。

$$N_{pu} = \frac{N_{lu} N_{cf}}{N_{se}} \quad (39)$$

$$= 18.2 \rightarrow 17 \text{ [列]}$$

$$N_{pl} = \frac{N_{ll} N_{cf}}{N_{se}} \quad (40)$$

$$= 13.6 \rightarrow 13 \text{ [列]}$$

ただし、衛星側面上部にはセンサやスラスタを取り付けるため、並列数を18[列]ではなく17[列]としている。

よって、スラスタ噴射モードにおける衛星側面の発電量 P_{SS} は、表面積と投影面積の関係から次式で求めることができる。

$$P_{su} = P_{sa} \cdot \frac{N_{lu} N_{pl_{cell}}^2}{\pi D N_{lu_{cell}}} \cdot D N_{lu_{cell}} \quad (41)$$

$$= 11.46 [W]$$

$$P_{sl} = P_{sa} \cdot \frac{N_{ll} N_{pl_{cell}}^2}{\pi D N_{ll_{cell}}} \cdot D N_{ll_{cell}} \quad (42)$$

$$= 8.77 [W]$$

$$P_{SS} = P_{su} + P_{sl} = 20.2 [W] \quad (43)$$

P_{su} : 衛星側面上部での発電量 [W] P_{sl} : 衛星側面下部での発電量 [W]

この値はスラスタ噴射モードの要求電力の116%である。実際の運用では、姿勢制御を行うものの太陽光に対する側面の角度がずれてしまい想定通りの電力が得られないことや想定外の影響が考えられるため、このまま16%のマージンを持たせる。

以上より、日照時の要求電力は太陽電池により供給可能であることが明らかとなった。しかし、衛星側面にはセイル展開機構を取り付けるため、上記の面積以上に太陽電池を搭載して日照時に蝕時の要求電力を充電することが難しい。そこで蝕時には、あらかじめ地上で充電を行った二次電池から電力を供給する。式(33)より求めた蝕の時間の要求電力を表38に示す。日照時と同様に、要求電力には使用機器から求めた値に5%のマージンを取り、電力伝達効率を0.9としている。また、合計蝕時間はスラスタ噴射モードでの蝕の時間の合計を示している。

表 38: スラスタ噴射モードの蝕時の要求電力

蝕時の要求電力	P_a	W	21.7
合計蝕時間	T_b	hr	10

本衛星には、Panasonic製のリチウムイオン電池UF553443ZUを搭載する。リチウムイオン電池の諸元を表39に示す。

表 39: Panasonic製リチウムイオン電池

	単位	値
寸法	mm	42.8 × 33.8 × 5.55
質量	g	18.7
公称容量	mAh	1040
公称電圧	V	3.7
温度範囲	℃	0~40

バス電圧は28[V]であるため、直列数 N_{bs} は次式で求めることができる。

$$N_{bs} = \frac{28}{V_B} \quad (44)$$

$$= 7.57 \rightarrow 8 [列]$$

スラスタ噴射モードでは深い充放電を行わないため、DODはマージンを取って95[%]とする。このとき、必要な並列数 N_{bp} は次式より求めることができる。

$$N_{bp} = \frac{P_{ba} T_b}{28 \cdot 0.95 \cdot C_B} \quad (45)$$

$$= 7.84 \rightarrow 8 [列]$$

9.4 月周回軌道遷移モード

ソーラーセイル展開後は、セイルによる推力を利用して月周回軌道への遷移を行う。このモードでは、衛星本体上面と側面の太陽電池を用いて電力供給を行い、不足が発生した場合や蝕の時間には二次電池より供給を行う。衛星上面に搭載する太陽電池は、側面と同じSHARP製のIMM3接合薄膜太陽電池セルを用いる。

軌道遷移の初期と末期における要求電力を表40に示す。日照-平行はセイルの法線ベクトルと太陽光ベクトルのなす角が0~45[deg]の状態(セイルに太陽光が入射する状態)を示し、日照-垂直はセイルの法線ベクトルと太陽光ベクトルのなす角が45~90[deg]の状態(セイルに太陽光が入射しない状態)を示している。

表 40: 月周回軌道遷移モードの要求電力

初期	周期	T_C	hr	116
	日照-平行	T_{c1}	hr	35
	日照-垂直	T_{c2}	hr	77
	蝕	T_{c3}	hr	1
	平常	P_{c1}	W	14.6
		q_{c1}	%	82.5
	通信	P_{c2}	W	34.4
		q_{c2}	%	16.7
	蝕	P_{c3}	W	19.5
		q_{c3}	%	0.86
時間平均の要求電力	P_C	W	19.9	
末期	周期	T_D	hr	288
	日照-平行	T_{d1}	hr	108
	日照-垂直	T_{d2}	hr	180
	蝕	T_{d3}	hr	0
	平常	P_{d1}	W	14.6
		q_{d1}	%	83.3
	通信	P_{d2}	W	34.4
		q_{d2}	%	16.7
	蝕	P_{d3}	W	19.5
		q_{d3}	%	0
時間平均の要求電力	P_C	W	19.9	

衛星上面の面積1256.6[cm²]に対しては、最大で直列13[列]、並列18[列]、合計234[枚](982.8[cm²])の太陽

電池セルを搭載可能である。式(34)において、3年後の放射線被ばくによる劣化率を表36よりマージンを取って0.9とすると、太陽電池セルの発電量は 3.677×10^{-2} [W/cm²]となるため、衛星上面では最大で36.1[W]の発電を行うことが可能である。

一方、スラスタ噴射モードでサイジングした衛星側面の太陽電池において、3年間の放射線被ばくによる劣化率を上面と同様に考慮すると、発電量は19.2[W]と求まる。したがって、セイルが太陽光に対して平行になっている状態では0.7[W]不足する。

表40より遷移初期では、日照-垂直時と蝕時を合わせて少なくとも73.4[Wh]の電力を二次電池から供給する必要がある。一方、遷移末期では、日照-垂直時に126.0[Wh]の電力を二次電池から供給する必要がある。したがって、月周回軌道への遷移においては表40より、蝕のある遷移初期よりも、蝕はないが不足時間が長い遷移末期が二次電池のサイジングにおいてボトルネックとなる。

不足分126.0[Wh]を補うための二次電池の並列数は、式(45)よりDODをマージンを取って80%とすると並列数を6[列]と求めることができる。姿勢変更時は可能な限り衛星上面を太陽に向けながら姿勢を変更するものの、セイルによって影が生じてしまい十分な発電が行えない可能性がある。そこで、バッテリーはマージンを取って並列数を2倍の12列とする。これは、スラスタ噴射モードよりも並列数が多いため、最終的なバッテリーのサイジング結果は直列8列、並列12列の合計96個となる。

衛星上面の太陽電池は日照-平行時に不足分を充電することを考慮すると、時間平均で遷移初期に22.0[W]、遷移末期に21.1[W]の発電を行う必要があると求められる。よって、太陽電池セルの発電量 3.677×10^{-2} [W/cm²]より、598.3[cm²]のアレイを搭載すればよい。したがって、側面と同様の計算を行うと直列13列、並列11列の合計143枚のセルを搭載すればよいと求められる。これより、側面と同様にマージンを取って直列13列、並列12列の合計156枚(655.2[cm²])のセルを搭載する。

9.5 電源安定化方式

9.5.1 日照時の電源安定化

太陽電池の発電電力は、寿命末期の発電最悪時において所要電力が得られるように決められている。そのため、ミッション期間中、常に余剰電力が生じている。また、太陽電池電圧は並列に接続されているバッテリーの電圧にて動作するため、バッテリーはバッテリー電圧に対応した太陽電池電流とバスに流れる電流の差にて充

電されることになる。この電流は特に寿命初期において大きく、バッテリーを加熱しバッテリー寿命を短くする。そこで、余剰電力をシャントする必要がある。シャントは単に余剰電力の棄却に使われるだけでなく、同時に日照時のバス電圧安定化にも使われる。シャント方式には、パーシャルシャント方式とシーケンシャルシャント方式の2つがあるが、本衛星ではパーシャルシャント方式を採用する。パーシャルシャント方式は発生電力が1[kW]以下の人工衛星に用いられることが多い。その特徴としては、比較的容易に高い電源安定度が得られる反面、シャントの発生熱量が大きくなるという問題があるが、過発電モードを実行する上に本衛星は小型衛星であり発生電力も小さいので問題はないと考える。

9.5.2 蝕時の電源安定化

蝕時はバッテリーにより電力を供給するが、バッテリー電圧はバッテリー放電に伴い放電速度・温度・放電深度の関数として変化する。蝕時の電源安定化には、ブーストコンバータを用いて放電電圧を一定に保つ制御を行う方式(安定化バス)と、特に制御を行わない方式(安定化バス)の2通りがある。非安定化バスは放電制御器がないだけ電源の軽量化ができるので、本衛星では非安定化バスを用いる。ただし、バス電源が蝕時には安定しないので、各搭載機器でそれに対応するようにする。また、非安定化バスの場合、太陽電池アレイのバッテリーロックアップ現象に注意しなければならない。しかし、本衛星では蝕明け直後の所要負荷はそれほど大きくないので、この点は問題ないと考える。

10 結言

10.1 実現方法

本衛星は名古屋大学において制作を行う。小型ソーラー電力セイル実証機「イカロス」で実証された技術を用いて、月周回軌道へ遷移をするにあたり、現在予測できていない様々な問題があると考えられる。そこで、JAXAや衛星メーカー、および各搭載機器メーカーに協力を仰ぎ、産学官連携プロジェクトとする。

また、製作費についても国、企業、大学の共同プロジェクトとして、共同で出資を募る。具体的な予算は現段階では未定である。

10.2 開発スケジュール

開発スケジュールは、2015年度から2020年度までの5年間のプロジェクトとする。まず、1年間で概念設計を行い、並行して各要素の地上試験を行う。これ

らの試験・シミュレーション結果を用いて詳細設計を行い、プロトタイプモデルの開発を行う。プロトタイプモデルの動作確認を行い、改善を加えた上で実機的设计を行う。実機は完成後に、動作確認を行った上で、相乗り衛星として宇宙へと打ち上げる。

10.3 結論

今回の解析によって、本衛星のような小型衛星においても、ソーラーセイルを用いた地球周回軌道における軌道遷移が可能であることが示された。日本が世界に先駆けたこの技術の更なる発展のために、ソーラーセイルを用いた軌道遷移実証の価値は非常に大きいものである。また、学生主体の小型衛星がソーラーセイルによって月遷移を行うことにより、日本の技術のすばらしさを再認識してもらおうと同時に、多くの人々に月そして宇宙へ今まで以上の強い関心を向けてもらえるようになると、強く信じている。

11 謝辞

解析書を作製するにあたり、名古屋大学大学院航空宇宙工学専攻の武市昇准教授、笠原次郎教授に多くの助言・資料を提供していただきました。また、大阪大学大学院工学研究科機械工学専攻知能機械学部門宇宙機ダイナミクス制御領域の山田克彦教授にも、軌道設計に関して非常に多くのことを教えていただきました。ここに厚くお礼申し上げます。昨年の衛星設計コンテスト参加者の方々からも様々なアドバイスや励ましを頂き、困難な局面で助けていただきました。この場を借りて、深く御礼申し上げます。この衛星設計コンテストを通じて多くの学びの場、貴重な機会を体験することができました、最後になりましたが、本コンテストを開催していただいた主催者様、運営・事務局のみなさまに、メンバー一同深く御礼申し上げます。

参考文献

- [1] 森治 他, 「IKAROS の開発およびミッション概要」, 日本航空宇宙学会誌, 60(8), 2012年8月
- [2] 津田雄一 他, 「JAXA におけるソーラーセイル展開展張技術の開発経緯」, 日本航空宇宙学会誌, 60(10), 2012年10月
- [3] 遠藤達也 他, 「IKAROS のソーラーセイル膜面開発」, 日本航空宇宙学会誌, 60(11), 2012年11月
- [4] 澤田弘崇 他, 「IKAROS のセイル展開ミッション」, 日本航空宇宙学会誌, 60(12), 2012年12月
- [5] 白澤洋次 他, 「IKAROS のセイル展開解析」, 日本航空宇宙学会誌, 61(1), 2013年1月
- [6] 津田雄一 他, 「IKAROS の姿勢系システム」, 日本航空宇宙学会誌, 61(4), 2013年4月
- [7] 田中考治 他, 「IKAROS の薄膜太陽電池ミッション」, 日本航空宇宙学会誌, 61(6), 2013年6月
- [8] 三橋裕也 他, 「IKAROS の軌道誘導・航法の評価」, 日本航空宇宙学会誌, 61(7), 2013年7月
- [9] 山本高行 他, 「IKAROS の推進系」, 日本航空宇宙学会誌, 61(8), 2013年8月
- [10] 茂原正道・鳥山芳夫共編: 衛星設計入門, 培風館, 2002年
- [11] 安藤あゆみ 他, 「宇宙材料への適用に向けた非対称熱可塑性ポリイミドの構造と熱的・機械的特性」 <http://www.isas.jaxa.jp/j/researchers/symp/sss13/paper/P2-129.pdf>
- [12] 奥泉信克 他, 「小型ソーラー電動セイル実証機 IKAROS の薄膜セイル展開挙動」, 日本マイクログラビティ応用学会誌, 29(1), 2012年
- [13] Bong Wie: Space Vehicle Dynamics And Control Second Edition, AIAA Education Series(2008)
- [14] 姿勢制御研究委員会編: 人工衛星の力学と制御ハンドブック, 培風館, 2007年
- [15] 岩崎信夫・的川泰宣共編, 宇宙開発研究開発機構監修: 図説宇宙工学, 日経印刷株式会社, 2010年
- [16] 田尾一彦・浅井順一・沢路和明共著: 宇宙通信概論, 地人書館, 1966年
- [17] 茂原正道著: 宇宙システム概論, 培風館, 1995年
- [18] 茂原正道著: 宇宙工学入門 衛星とロケットの誘導制御, 培風館, 1994年
- [19] 松尾一泰著: 圧縮性流体力学 内部流れの理論と解析, 理工学社, 2010年
- [20] Allan I. S. McInnes, "STRATEGIES FOR SOLAR SAIL MISSION DESIGN IN THE CIRCULAR RESTRICTED THREE-BODY PROBLEM", A Thesis Submitted to the Faculty of Purdue University(2008)
- [21] Asai Takashi, Yamada, Katsuhiko, Jikuya Ichiro, "Fuel-Efficient Low-Thrust Transfer in Elliptic Orbits", Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan 12(29), The Society For Aeronautical and Space Science(2014)
- [22] Petropoulos, Anastassios E., "Simple control laws for low-thrust orbit transfers", Pasadena, CA : Jet Propulsion Laboratory, National Aeronautics and Space Administration, (2003)
- [23] Benjamin L. Diedrich, "Attitude Control and Dynamics of Solar Sails", <http://wiki.solarsails.info/images/9/97/Msthesiben.pdf>
- [24] 歌島昌由, 「軌道設計の応用 いろいろな衛星ミッションと摂動の利用と制御」, 2010年12月 <http://repository.tksc.jaxa.jp/dr/prc/japan/contents/AC1100019000/AC1100019.pdf>
- [25] Tomohiro Yamaguchi, Hitoshi Ikeda, Yuya Mimasu, Yuichi Tsuda, Hitoshi Takeuchi and Makoto Yoshikawa "SOLAR SAIL FORCE MODELING FOR SPINNING SOLAR SAIL USING THE RADIOMETRIC TRACKING DATA", Journal of Aerospace Engineering, Sciences and Applications, Vol. III, No 3 (2011)
- [26] Wang Sang Koon, Martin W.Lo, Jerrold E. Marsden, Shane D. Ross, "Dynamics System, the three-Body Problem and Space Mission Design", International Conference on Differential Equation, Berlin 1999.
- [27] Wiley J. Larson and James R. Wertz SPACE MISSION ANALYSIS AND DESIGN
- [28] 鷲尾英俊, 十楚博行, 「化合物多接合太陽電池の高効率化と応用」, シャープ技報, 107, 2014年7月.
- [29] 久木田明夫 他, 「次世代電源系要素技術実証機の開発状況」, 第31回宇宙エネルギーシンポジウム, 2012年2月.