第３３回衛星設計コンテスト

ジュニア概要書

応募区分　　ジュニアの部

１．作品情報・応募者情報

作品名 太陽系内通信中継機
副題 POLARIS (Platform for Orbital Linked Array for Intra-Solar communications)
学校名 沖縄県立開邦高等学校

２．ミッションの概要

地球―太陽系のラグランジュ点（以下Ｌ点）（Ｌ４・Ｌ５）の二箇所に Ka 帯薄板フェーズドアレイアンテナを搭載した通信中継機 POLARIS を配置し、太陽系内での通信を補助するシステムを提案する。このシステムにより、天体合による通信断絶を解消できる他、他天体への通信可能領域の拡大や宇宙機の位置特定の精度向上が見込まれる。これにより寿命に限りのある宇宙機の効果的な運用を実現し、有人・無人を問わない深宇宙（以後、月以遠とする）利用の促進を達成できる。

３.目的と意義

(a)目的

ミニマムサクセス)合発生時の通信断絶に対し、ヘルスデータの計画的な送受信を行う。単一対象への通信中継を行う。

フルサクセス)他天体への通信可能領域を拡大する。複数対象への計画的な同時通信中継を行う。緊急シグナルなどに対する即応的な中継を行う。

エクストラサクセス)宇宙機の位置特定に利用する。L4・L5 の位置を活かし、太陽の観測を行い、太陽フレアの観測を行う。

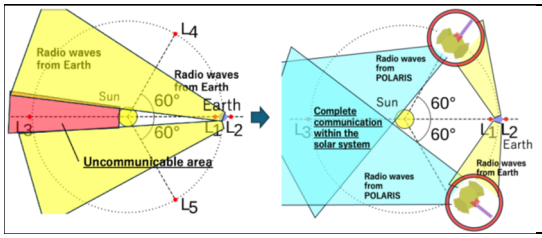
POP Space の実現)筆者は達成したい社会像として、**POP SPACE-To make space more popular, more POP-**の実現を掲げている。「宇宙を私たちの日常の一部にする」という目標にとって、合による通信障害は、宇宙の利用促進、とりわけ民間利用（Popular で POP な宇宙の実現）にとって大きな障壁となる。この問題を解決し、POP Space を一歩実現に近づけたいという信念のもと、本提案を行う。

(b)重要性・技術的意義等

重要性）小惑星探査機「はやぶさ２」の運用時、合の発生により 2018 年 11 月下旬から１２月末にかけて通信が途絶える事態が発生した。このような現象が発生していては、宇宙探査にとっての障害となる。とりわけ今後活発になる有人ミッション時には、地球との通信が不安定、もしくは不可能となることは飛行士にとって大きな不安であり、その間に発生したトラブルへの対処も困難になる。本提案は、これらの課題を解決し、さらに簡易的な太陽観測・宇宙機の位置特定の精度向上・他天体への通信可能領域の拡大・自由空間伝搬損失の削減を実現する事で、人類の宇宙開発全体に大きく貢献することができる。また、圧倒的なデータレートを誇る地上局とは、緊急シグナルの受信などの即応性・合発生時にも途切れない通信安定性により差別化を図ることができる。

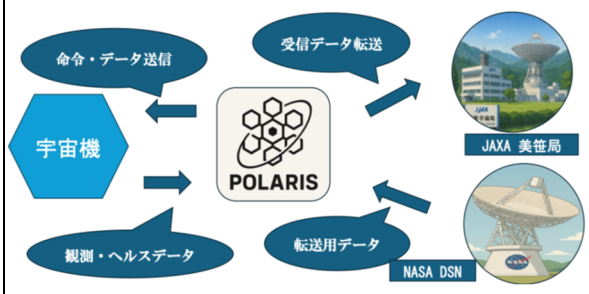
技術的意義）地球-太陽系のラグランジュ点への軌道遷移を世界で初めて実現できる。また、深宇宙での通信中継の技術立証を行うことができる。さらに、回転時の遠心力による薄板アンテナの同時展開という、チャレンジングな技術の実証を行うことができる。

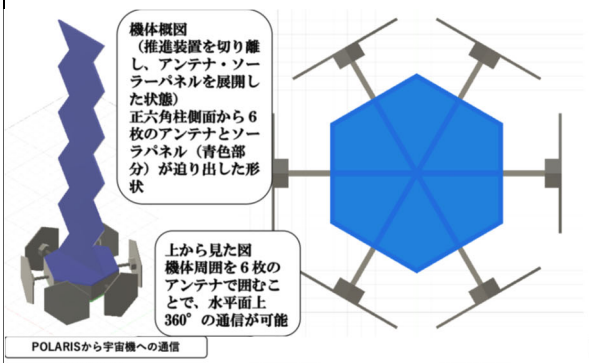
４．アイデアの概要

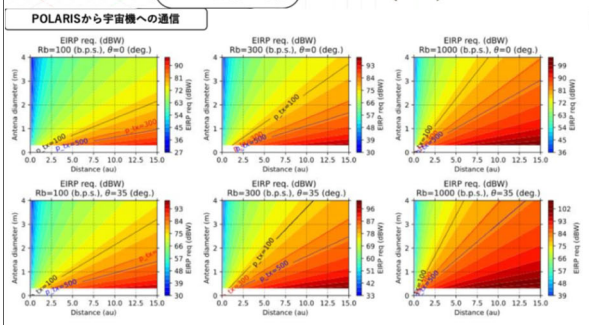


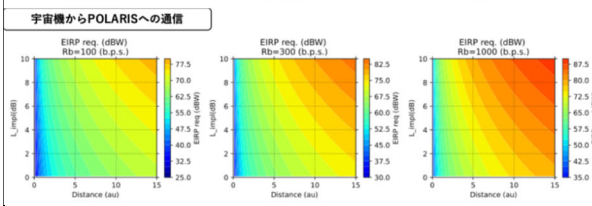
ミッション概要）図のように、Ｌ４、Ｌ５に通信中継機を配置し、太陽を回り込む形で通信中継を行うことで、天体合を幾何学的に回避する。

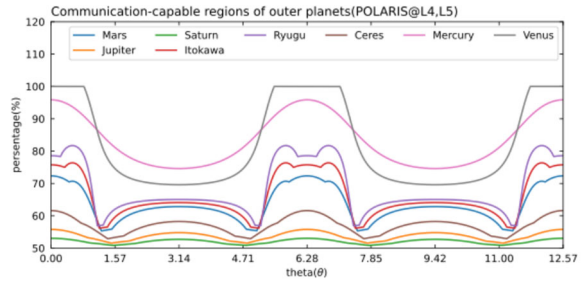
宇宙機形状）POLARIS はＨ３ロケットによる打ち上げを念頭に提案する。POLARIS は正六角柱の機体を 6 枚の薄版フェーズドアレイアンテナが取り囲む形状となっている。

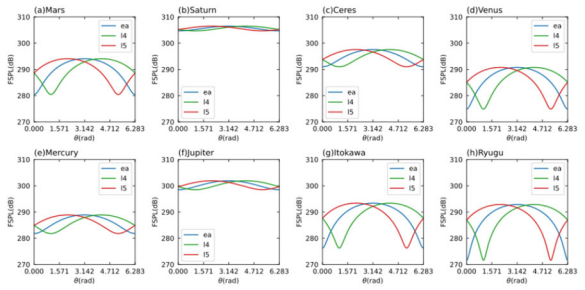












これにより、水平面上全方位に対する姿勢制御を要求しない通信を実現でき、即応性の高い運用も期待できる。

得られるデータレート>

POLARIS から宇宙機への通信） 横軸に通信距離、縦軸に受信アンテナ直径を取り、データレートとアンテナのスキャン角で場合分けした必要 EIRP を用いてデータレートを達成可能な条件を評価した。図中の直線は、送信出力ごとに場合分けした POLARIS の理想 EIRP(送信アンテナの機器性能による損失（以下実装損）を無視した EIRP)である。

宇宙機から POLARIS への通信）

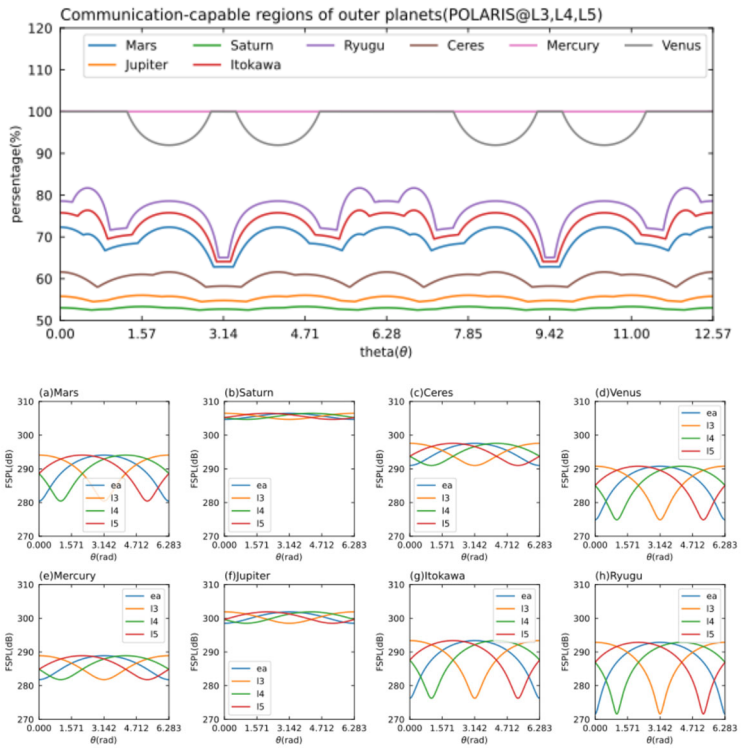
横軸に通信距離、縦軸に POLARIS の実装損を取り、データレートで場合分けした必要 EIRP を用いて通信を実現可能な条件を評価した。宇宙機のアンテナ実装損と POLARIS との距離が分かれば、送信アンテナに必要な EIRP がわかる。

POLARIS と地球の通信）

地球、POLARIS 間の通信についても、EIRP を用いて考察した。結果、ダウンリンクアップリンクともに安定して 1Mb/sec の通信が行えるとわかった。（ダウンリンク、アップリンクの送信側要求 EIRP はそれぞれ 75.51dB、98.02dB）※大気減衰 3dB、雨衰 7dB（大雨）と仮定※DNS の実装損は 2dB、EIRP は 100dB を想定※地球へのダウンリンクの送信出力は 100W で、この時の理想 EIRP は :9176gE

得られる通信可能領域の拡張） 地球と他天体間の通信において、地球から見えない領域では目標天体自体が影となり通信電波を送信できない。このため、この領域にある惑星探査機はセーフモードもしくは自律走行を行うが、地球と通信できる期間と比較し、探査効率は下がってしまう。そこで、POLARIS の幾何学的な配置を活かした導入後の通信可能領域の拡大を評価した。図において、POLARIS 配置前の通信可能領域は 50%（合を除く）であることを踏まえると、特に地球付近の天体において有意な増加が期待できるとわかる。※図中の theta は以後太陽を原点、地球-太陽を視線とした極座標の動径とする。※Itokawa など、非球状の天体も球と仮定して計算。

期待される自由空間伝搬損失(以下 FSPL)の削減） 宇宙通信においては、FSPL による電波減衰は大きな課題だ。そこで、POLARIS を用いて FSPL の削減を図れないか、通信相手となる天体ごとに評価した。横軸に動径、縦軸に FSPL（dB）をとった。POLARIS の配置により、３つの曲線のうち、FSPL が最も小さいものを選択して送信者とすることができるようになり、時期による FSPL のばらつきを縮小し、その最大値を抑制できる。※POLARIS の通信データレートが低いことを踏まえると、この運用の意義は薄いが、符号化率の低い電波を送受信したい場合には効力を発揮する。



〈エキストラミッション〉

L3 への配置) 地球-太陽系のＬ３にも POLARIS を配置する追加ミッションを、通信可能領域の拡大・FSPL 削減の２観点で評価する。グラフから、通信可能領域の theta=pi+2n*pi における谷が改善し、FSPL 削減については theta=2n*pi における極大値の改善が見込めるとわかる。L3 への配置により、太陽系内通信をより一層安定化できる。

宇宙機位置の特定) 現状、宇宙機の位置は電波の地球からの送信角度とレスポンス時間で特定される。このため、宇宙機の位置特定においては、アンテナを地球方向に向けることが肝要となる。この作業を POLARIS で代替することで、宇宙機の位置特定の姿勢の選択肢を増やすことができる。

太陽フレアの観測) POLARIS を配置するＬ点は太陽観測においても有効である。そこで POLARIS に X 線望遠鏡（運用装置と合わせて 200kg と仮定）を搭載し、幾何学的な配置を活かした簡易的な観測を行い、太陽放射嵐の予報に活用する。

５．得られる成果

1) 通信可能領域・時間を拡張し、FSPL を削減することができ、より柔軟な宇宙利用を実現できる。
2) 複数のアンテナを同時に展開する例は他になく、技術実証として価値がある。
3) 実現されれば世界初の L4、L5 への軌道投入となり、技術実証として価値がある。(ESA の Vigil と競合となる)
4) 水平面上 360° の通信を実現できる。
5) 地球軌道上での利用にとどまっていたフェーズドアレイアンテナの深宇宙実証ができる。

６．主張したい独創性または社会的な効果

1) 地球-太陽系のＬ３や、木星-太陽のＬ点への配置によりさらなる通信可能領域の拡張が見込め、将来の太陽系内通信ネットワーク確立に向けた拡張性を持っている。
2) 宇宙開発において、各国が共同で利用できる通信中継局の配置は宇宙開発の国際協力を推進できる。
3) 合期間の通信遮断を解決でき、宇宙の民間利用促進や飛行士の不安軽減をもたらす。
4) 観測、探査目的に限られていた深宇宙利用において、通信中継拠点としての新たな価値を与えられる。

７．参考文献

・惑星探査機の軌道計算入門　　改訂版　半揚稔雄　著
・JAXA・NASA・大学のサイトや仕様書、軌道物理やリンク計算に関する解説サイトなど
※重量計算・リンク計算・アンテナ消費電力見積もりのための学習に一部生成 AI を使用した。なお、返答は事実確認を行い、計算は筆者ら自身で行った。

８．謝辞

本研究を進めるにあたり、以下の方々・機関に多大な協力をいただいた。ここに感謝を示したい。
川満元貴　平良隆　名嘉地教之　児玉美咲　伊良皆利奈　上江洲陽　小林理気　前野昌弘　岩下光太郎　琉大カガク院次世代高度人材育成プログラム　沖縄県立開邦高校　三菱みらい育成財団　科学技術振興機構
本提案は、「ひさき」(日本・JAXA)「鵲橋」(中国)「Origami-sat」(日本・東京工業大学)「Vigil」(欧州)「地球公転軌道上スペース VLBI 衛星」・「ソーラーセイルによる静止軌道輸送システム」(日本・長崎西高等学校物理部・過去の衛星設計コンテスト受賞作品)などを参考に行った。これらの先駆者達にも感謝と敬意を示したい。

第３３回衛生設計コンテスト
アイデアに関する補足説明資料
沖縄県立開邦高等学校

諸設計)

(1)比推力:化学２液式推進スラスタ十六基を使用(比推力 321s、ガス噴射速度 2000m/s)(Ariane Group Chemical Bipropellant 400N thrusters)

(2)発電:一辺 1.5m の正六角形型ソーラーパネル(Slim に使われたものと同型を想定)5 台で 7589w

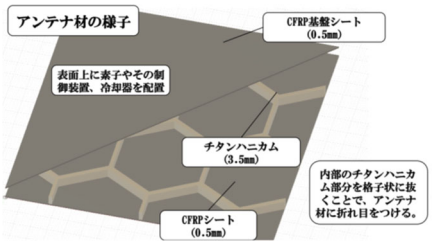
(3)電波:Ka バンド 32GHz

(4)その他寸法:本体高さ 5m・底面一辺 1.8m・PAF 直径 1666mm・PAF 高さ 120mm

※質量およびサイズは H3 ロケットのロングサイズでの打ち上げを念頭に設計。

アンテナ設計)

(1)アンテナ形:一辺 1.2768m の正六角形、折りたたみ板構造



※本提案の初期段階では、膜型のフェーズドアレイアンテナを想定していたが、シワ･たるみ･振動などの発生による位相誤差が課題であるため、代替としてアンテナ材を 3mm のチタンハニカム構造を 0.5mm の CFRP（炭素繊維強化プラスチック）基盤で挟む構造を提案する。この構造は磁性・熱膨張率・剛性・質量の点でミッション運用に適すると判断した。

※CFRP は繊維方向の熱膨張率が大きいため配置向きの検討が課題

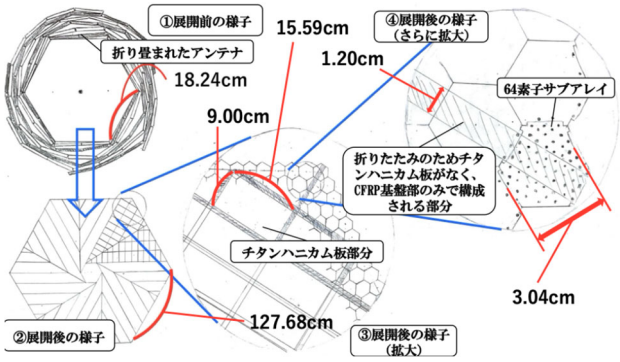
※加工難易度も懸念だが、JAXA の惑星観測分光衛星「ひさき」の太陽電池パネル基盤に CFRP 利用実績がある。

(2)目標サイドローブ:-20dB とする。Taylar 分布による実現を提案する。

(3)素子配置:3.8mm 間隔三角格子

(4)素子数:一面あたり 346816 基

※346816 基の素子の位相を同時に制御するのは実現困難なため、六角形状に 64 基の素子を並べ



たサブアレイを 5419 基配置し、サブアレイ毎に位相制御を行い、制御難易度を下げる。

(5)消費電力:アンテナ一面あたりで試算した粗見積もり値。※PA 効率は 0.1 と仮定。

送信電力	PA	オーバーヘッド	共有系	総消費電力
1) 100w	1,000W	1,400W	300W	2,700W
2) 300W	3,000W	1,400W	600W	5,000W
3) 500W	5,000W	1,400W	900W	7,300W

100W の場合は複数同時中継、500W の場合はバッテリーで電力を補助しながら運用を行う。アンテナ以外の消費電力については、見積もりを行えなかった。

(6)電波:Ka バンド 32GHz として計算

※受信:34.2-34.7GHz(DNS からの受信想定)

※送信:31.8-32.3GHz（三笹局への送信想定）

(7)偏波:円偏波

(8)実装損:6dB と仮定して計算

(9)スキャン損:35°で 1.729dB(0°の時は 0dB)

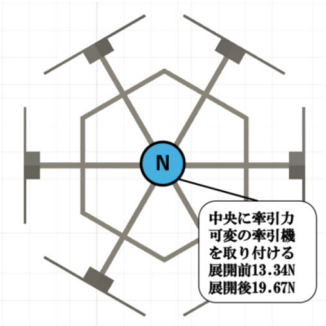
アンテナ展開方法)

1)POLARIS 本体を高さ方向中心に角速度 0.5rad/sec で回転させ、その遠心力により収納されたアンテナを本体中心から３m 外側へ展開する。(①②③)

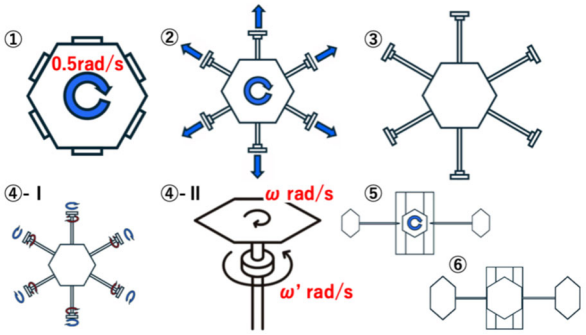
※機体内部に牽引機を取り付け、その牽引力（向

心力となる）を 13.34N から 19.67N へと段階的に変化させることで展開速度を抑える。

2)外側へ展開されたアンテナを角速度ω rad/sec で回転させ、遠心力によりアンテナを開く。この時、アンテナは直接回転せず、アンテナ下部に取り付けられた回転機構をω’ rad/sec 回転させることで、角運動量保存則を働かせ、アンテナを回転させる。慣性モーメントを考慮すると、ω＜ω’であるため、回転速度のより詳細な制御が可能である。ω・ω’については定量的考察ができなかった。（④）※アンテナ展開モデル実験と関連

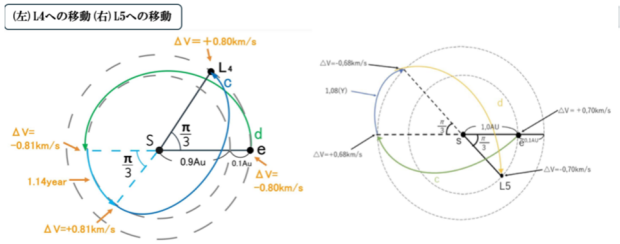


3)回転機構の回転を緩やかに停止させることで、アンテナの回転を緩める。（⑤⑥）



※アンテナの回転による角運動量が本体に伝わることが課題となるが、PORARIS は正六角状にアンテナを配置するため、反対側の面と角運動量が相殺される。このため、角運動量保存はアンテナ本体と回転機構の系のみで考えることができる。

軌道計画)※{}内はＬ５、[]内は L4 への移動



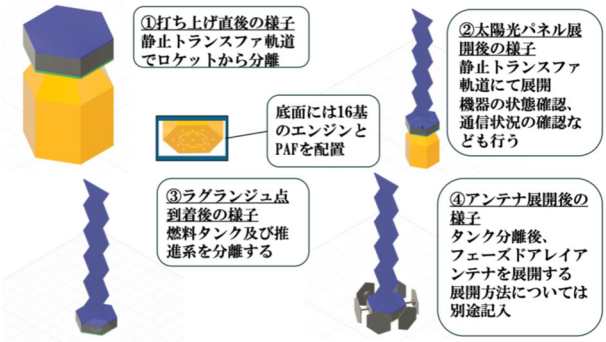
a. H3 ロケットで静止遷移軌道 GTO へ宇宙機を打ち上げる。この時、太陽光パネルを展開する。

b. 静止遷移軌道の近心点(v＝10.24km/s)で第二宇宙速度(v=11.00km/s)に加速する。

c. 地球の影響圏脱出後、軌道半径[9/10au]{11/10au}の円軌道への楕円遷移軌道に入るために[0.80km/s 減速]{0.70km/s 加速}を行い、目標軌道に到着後さらに[0.81km/s 減速]{0.68km/s 加速}して楕円軌道を脱する。

d. 軌道半径［9/10au］{11/10au} の円軌道で太陽からみた地球との差［π/3rad］{-π/3rad} になるまで［1.140 年］{1.08 年} 待ち、その後地球公転軌道に戻るための楕円遷移に入るために［0.81m/s の加速］{0.68km/s の減速} を行い、［L4］（L5） 軌道に到着後 ［0.80km/s 加速］{0.70km/s 減速} して楕円軌道を脱する。

e. それぞれの ［L4］{L5} 到着後、推進系を切り離し、アンテナを展開する。この時、機体を 90°回転させ、太陽からみて太陽光パネルが鉛直上向に伸びている状態になる様に姿勢を変更する。



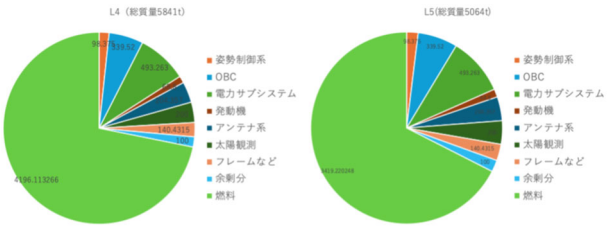
質量見積もり)

本ミッションに必要な機材をリスト化し、燃料（軌道間の速度変化と燃料のガス噴射速度をツォルコフスキーの公式に代入し導出）と足し合わせることで PORARIS の打ち上げ時質量を導出した。

L4 運用機)打ち上げ重量:5841kg 乾燥質量:1645kg

L5 運用機)打ち上げ重量:5064kg 乾燥質量:1645kg

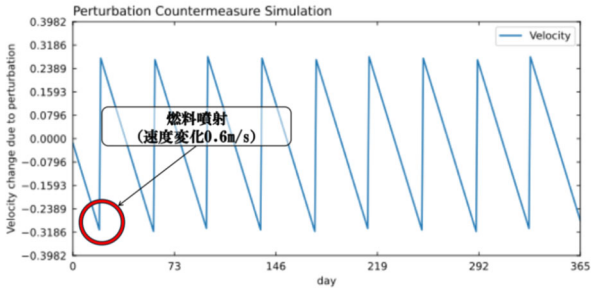
計算から、POLARIS の打ち上げ時質量は H３ロケットの打ち上げ能力 6.5t を十分に下回るとわかる。※この計算では、フレームは機材質量の 10%、余剰分は 100kg と見積もった。※仮定値（アンテ



ナ展開部分など）を盛り込んでいるため、この値はあくまで目安である。

摂動対策）

ラグランジュ点は重力安定点であるが、太陽放射圧による摂動は無視できない。そこで、高校物理で解決可能な POLARIS の軌道半径が変化しないモデルのもと、地球公転軌道に沿った位置の誤差±1000km を目指し、シミュレーションを行った。結果、年に 10 回程度+0.6m/s の速度増分を与えれば良いとわかった。これはスラスタの噴射速度を 2913m/s(MOOG DST-13/E)と仮定すると、一回あたり 339 グラムの燃料噴射で済む運用で、持続可能性があると言える。(表の下端、上端は位置の誤差が 1000km となるときの速度を示す。)

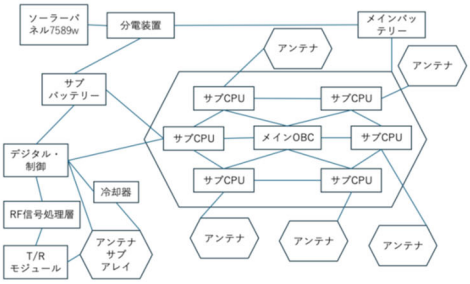


故障対策）

(熱対策)アンテナの発熱についてはヒートパイプを利用する。また、太陽光が一面に当たり続けることを避けるため、機体を 0.001rad/sec で回転する。この回転速度ならば、アンテナの位相制御の難易度は低いと推測する。

(放射線対策)OBC に複数回の深宇宙利用実績のあるものを採用する。(LEON4-GR740 TMR を利用)

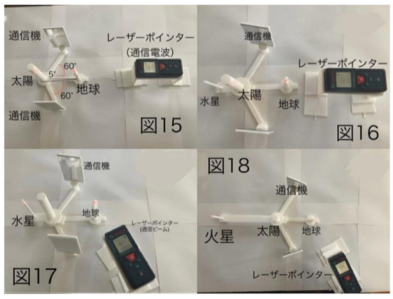
(故障対策)



OBC やバッテリーなどの基幹装置は各アンテナ毎に配置し、相互に接続・監視することで、一基が故障しても通信の継続を可能とすることができる。

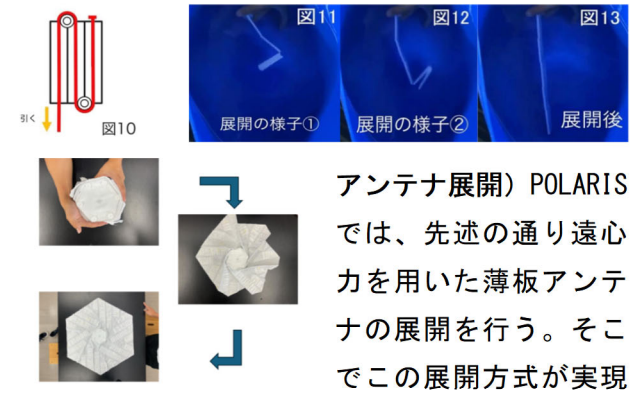
モデル実験）

通信中継の視覚化）この宇宙機の通信システムが実現可能か評価する模擬実験を行った。レーザーポインターを地球からの通信電波、鏡を通信機、各天体を棒に見立て、中心の障害物を太陽から出る放射線やプラズマに見立てた。この模型は L 点の位置、合の発生条件（太陽との視度差±5 度)、天体間距離を実際と条件を揃えた。(図 15) 地球に見立てた棒から他の天体に見立てた棒にポインターの光が当たったときにのみ、通信できているとみなす。図 16（通信機がない場合）を見ると通信電波が太陽に遮られ水星に通信電波が届いていないように見える。しかし、通信機を介すると図 17 のように水星に通信電波を当てることができる。また、図 18 を見ると火星も同様に通信機器を中継できるとわかる。金星も同様の結果が得られた。



太陽光パネルの展開)太陽光パネルの内部にワイヤを通し、それをモーターで引く事によってパネルの連結部の隙間部分にあるワイヤが短くなりパネルが展開する方式を提案し、水中での展開試験を行なった。これにより打ち上げ時の太陽光パネルの省スペース化を図ることができる。この方式は本校独自で開発したが、文献調査による新規制の確認はできていない。

展開構造の模式図（図10）　実験の様子（図11-13）



アンテナ展開）POLARIS では、先述の通り遠心力を用いた薄板アンテナの展開を行う。そこでこの展開方式が実現可能か提案内容と同様の折り方の模型製作を行い、回転による展開試験を行なった。制作の都合上模型と提案するアンテナの縮尺は不一致。