

第33回衛星設計コンテスト

アイデアの部 ミッション概要書(3ページ以内)

1. 作品情報・応募者情報

作品名 (20文字以内)
衛星間電波掩蔽観測を用いたタイタンの大気環境調査ミッション
副題 (自由記入)
TITANIC-CROWN (Titan Integrated Constellation for Crosslink Radio Occultation With Nanosatellites)
学校名
東京大学大学院

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

土星の衛星タイタンの大気に特徴的なスーパーローテーションの原理の解明は、惑星大気の物理過程の理解に大きく寄与し、また太陽系外の惑星の大気環境を理解する上で重要である。本ミッションでは、タイタンの大気環境を衛星間電波掩蔽観測によって全球的かつ高分解能に観測することで、スーパーローテーションのメカニズム解明をはじめとする様々な理学的研究に貢献することを目指す。

3. ミッションの目的と意義(目的・重要性・技術的／社会的意義等)

(a) 目的

タイタンの異なる周回軌道に複数の探査機を投入し、衛星間電波掩蔽観測を用いてタイタンの大気の全球的かつ高分解能な情報を取得する。タイタンの大気に関するデータは極めて少なく、平均的な大気構造さえ明らかになっていない。そのため、衛星間掩蔽観測によって得られる全球的かつ精密な気温・気圧の観測データは、タイタンの大気構造の理解に大いに役立つと考えられる。また、系外惑星ではスーパーローテーションを示す惑星が多いことが分かっており、系外惑星探査の動きが加速している現在、この観測手法にはその文脈においても意義があるとされる。

(b) 重要性・技術的、社会的意義等

タイタンの大気は金星と同様にスーパーローテーションしており、金星大気環境との比較によってこれらの惑星の大気環境を理解することに貢献すると考えられる。スーパーローテーションをしている天体は太陽系では金星とタイタンのみであり、そのメカニズムは未だ解明されていない。一方、太陽系外には多くのスーパーローテーションをする天体が発見されており、スーパーローテーションのメカニズムを解明することは、太陽系外の惑星の大気環境を理解する上で重要である。

さらに、タイタンは自転軸が傾いていることから大気構造の季節変化も重要とされている。タイタンは電波掩蔽により地表面から高度 300km まで気温の高度分布を取得できるため、気温分布から(旋衡風バランスを仮定して)風速分布を推定することも可能である。

現状ではタイタンに関するデータ数が極めて少なく、タイタンの平均的な大気構造さえ分からない状況であるため、衛星間電波掩蔽観測によって得られる全球的かつ精密な気温・気圧の観測情報はタイタンの大気構造の理解にとっても役立つはずである。特に、数値モデルを使ってタイタンのスーパーローテーションを研究している研究者にとって、このような観測情報はモデルで得られた結果の妥当性を検証するのに貴重な材料となる。

工学的には、衛星間電波掩蔽観測を用いた大気環境調査ミッションは未だ実現された例がなく、ミッションを行う技術的価値がある。また、複数オービターによる連携ミッションを外惑星領域で行った例も過去になく、宇宙探査技術の進歩に寄与すると考えられる。さらに、大気環境調査によって得られるデータは、将来のミッション設計において重要な情報となる。特に着陸ミッションの計画には大気モデルがあることやその精度が重要である。タイタンは生命の存在可能性から、今後も探査が行われることが想定され、それらの計画に寄与することが期待される。

4. ミッションの具体的な内容

(a) システム

(地上局やミッション機器等を含む全体の構成・機能・軌道・データ取得を含む運用手順等、必要に応じて図表添付のこと)

本ミッションでは、土星の衛星タイタンを対象に、親機・子機の2機構成による衛星間電波掩蔽観測を実施する。親機および子機は、それぞれ異なるタイタン周回軌道に投入され、電波の送受信を行うことで、タイタンの大気に関する鉛直分布情報(気温・気圧・屈折率等)を取得する。

親機は打ち上げ後、Earth-Venus-Earth-Earthの順でスイングバイを行いタイタンへ向かう。到達後、化学推進を用いて子機を観測軌道に投入し、分離を行う。親機はその後、電気推進により軌道傾斜角を約80度変更し、観測を行う軌道に投入される。

各探査機には超安定発振器(USO)を搭載し、1kHz以上のサンプリングで高精度な掩蔽観測を実施する。通信は、親機-子機間での掩蔽信号のやり取りに加え、地球との通信を光通信およびRF通信で行う。土星圏における微弱な太陽光を鑑み、電源はRTG(放射性同位体電池)を用いることで、長期間の軌道遷移に対応する。両機はそれぞれ観測、姿勢制御、データ取得、通信を周期的に行う運用スケジュールに従い、全球的な大気データを継続的に取得する。

(b) 具体的な実現方法、もしくは実現のために必要な課題・開発すべき項目

本ミッションの実現においては、以下の技術課題が存在する。電源にはRTGを使用する。国内探査機での前例はないが、「宇宙戦略基金」における研究開発テーマとして採択されており、将来的な導入が可能と判断した。また、地球との光通信には高精度な姿勢制御が要求されるが、深宇宙探査における光通信実績の拡充を前提とした技術的前提を置いている。さらに探査機寿命に関しては、ミッション設計上11年以上の耐久性を想定しているが、実現にあたっては電子機器の信頼性向上や耐放射線設計が必要である。打ち上げはイプシロンSロケットの性能向上を前提とし、マルチスイングバイを組み合わせることで、深宇宙までの投入を実現する。

これらの技術要素の進展により、本ミッションは従来困難であったタイタンの大気環境の高頻度・高分解能観測を実現し、将来の外惑星探査や着陸ミッションに必要な気象情報の基盤を提供することが期待される。

5. 主張したい独創性や社会的効果

(a) 主張したい本ミッションの独創性

本ミッションの最大の独創性は、衛星間電波掩蔽観測を外惑星圏において初めて本格的に実施する点にある。従来の電波掩蔽観測は地球-探査機間で行われることが主であり、観測地域やタイミングに大きな制約があった。これに対し、探査機同士で電波を送受信する方式により、太陽-地球-対象天体の位置関係に依存せず、継続的かつ全球的な大気観測が可能となる。

また、本ミッションでは親機と子機がタイタンの異なる周回軌道に配置されることで、多角的な掩蔽観測が可能となっており、気温・気圧の鉛直分布を高分解能で取得できる。電波源と受信機の両方を探査機に搭載する設計は、通信・姿勢制御・熱制御など多方面の設計要素が高度に統合されており、観測精度の高い衛星間掩蔽観測の構築例として独自性が高い。

さらに、深宇宙での光通信およびRTG運用を前提とした設計も、国内探査機としては先進的であり、外惑星域での次世代探査機コンセプトの実証的意味を持つ。

(b) 得られる成果・波及効果・対象となる受け取り手

本ミッションによって得られる高精度な気温・気圧分布データは、タイタン大気のスーパーローテーションの発生機構の解明に資するだけでなく、季節変化や大気波動の検出にも応用可能である。これにより、タイタンにおける大気力学の全体像を把握し、系外惑星大気の理解や比較惑星学の発展に大きく貢献する。

工学的には、衛星間電波掩蔽観測の技術実証を通じて、将来の外惑星探査ミッションにおける観測技術の標準化や小型衛星活用の拡大が期待される。特に、着陸ミッションに先立つ精密な大気モデルの構築は、ミッション設計・機体設計・降下計画において極めて重要である。

また、タイタンは生命存在可能性が指摘されている天体であり、得られる観測データは将来的なアストロバイオロジー分野においても価値を持つ。科学者、探査機開発者、通信・推進系技術者、そして惑星探査に関心のある広範な研究者層が、本ミッションの成果の受け取り手となる。

ミッション解析書： 衛星間電波掩蔽観測を用いた タイタンの大気環境調査ミッション

東京大学 工学系研究科 航空宇宙工学専攻

カワサキアユム マツシマコウタ
川崎 歩 松島弘汰

1 ミッション概要

1.1 背景

電波掩蔽観測とは、天体の大気状態の鉛直方向分布を高分解能で得るための観測手法である。探査機と地球との間に惑星大気が存在するような位置関係において探査機から電波をダウンリンクすると、その電波は惑星大気や電離層中を通過し、その際に生じる電波の特性のゆらぎを解析することで、大気温度・圧力の分布などを求めることができる。従来の電波掩蔽観測方法は、探査機の周回軌道に観測地域が支配され、観測が限定的になってしまうなどの制限がある。また、地球の大気圏通過時の影響による観測精度の劣化も生じる。こうした課題は受信機を探査機に持たせ、惑星を周回する衛星間で同様の観測を行うことによって解消されることが考えられている。

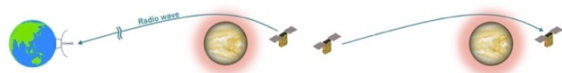


Figure 4 電波掩蔽観測のイメージ

1.2 目的

タイタンの異なる周回軌道に複数の探査機を投入し、衛星間電波掩蔽観測を用いてタイタンの大気の世界的かつ高分解能な情報を取得する。

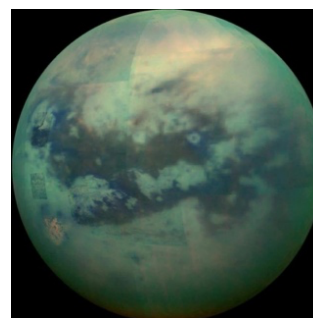


Figure 5 タイタン

1.3 意義

・ 理学的意義

タイタンの大気は金星と同様にスーパーローテーションしており、金星大気環境との比較によってこれらの惑星の大気環境を理解することに貢献すると考えられる。太陽系外には多くのスーパーローテーションをする天体が発見されており、スーパーローテーションのメカニズムを解明することは、太陽系外の惑星の大気環境を理解する上で重要である。また、タイタンは自転軸が傾いていることから大気構造の季節変化も重要である。電波掩蔽により地表面から高度 300km まで気温の高度分布を取得でき、気温分布から旋衡風バランスを仮定して風速分布を推定することも可能である。

・ 工学的意義

工学的には、衛星間電波掩蔽観測を用いた大気環境調査ミッションは未だ実現された例がなく、ミッションを行う技術的価値がある。また、複数オービターによる連携ミッションを火星より外側の天体で行った例も過去になく、宇宙探査技術の進歩に寄与すると考えられる。さらに、大気環境調査によって得られるデータは、将来のミッション設計、特に着陸ミッションなどにおいて重要な情報となると考えられ

る。

1.4 観測要求

全球的な気温・気圧の緯度-高度分布が分かれば、旋衡風バランスを仮定して平均風速分布を導出できる。実際、金星ミッションでも電波掩蔽観測を用いて同様の手法が試されているが、この方法は低緯度では数学的に難しいため、例えば緯度 20-90 度を短期間で均等に観測する必要がある。

また、タイタンのスーパーローテーションに寄与すると考えられる大気波動（熱潮汐波や大気重力波）の鉛直波長は 1km 以上と想定されるため、1km の鉛直分解能があれば気温・気圧の高度分布や大気波動の検出が可能と考えられる（水平分解能は鉛直分解能に依存する）。さらに、タイタン大気のスーパーローテーションの駆動仮説として熱潮汐波が有力であり、その検証には温度計測誤差 0.1K が要求される。

1.5 先行ミッション

衛星間電波掩蔽観測技術に関しては、Mars Odyssey と Mars Reconnaissance Orbiter を用いて火星で実証実験が成功裏に実施された。また、タイタンの探査という意味では NASA の Cassini や Dragonfly ミッションが挙げられる。Cassini はタイタンの大気や地表の観測を行い、Dragonfly はタイタンの地表に着陸し、地表の物質を採取する予定である。

1.6 探査機構成

本ミッションは衛星間電波掩蔽観測を行うため、複数の探査機を用いて行われる。そこで、親機一機に対して子機を一機用いる場合と二機用いる場合で観測シミュレーションを行い、探査機数を検討した。シミュレーションの結果、子機を一機用いる場合でも十分理学的要求を満たすような観測点分布を得ることが可能であることがわかった。そのため、本ミッションでは親機一機に対して子機一機を用いることとし、子機分離機構を搭載することでタイタン到達後

に子機を分離することとした。

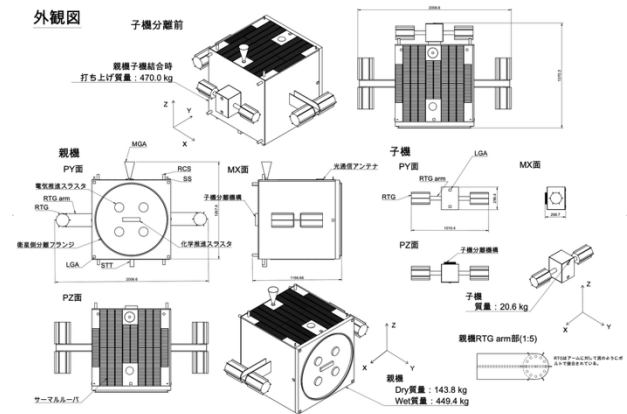


Figure 6 探査機外観図

1.7 ミッションシーケンス

本ミッションにおけるミッションシーケンスは、以下の通りである。

1. 打ち上げ

将来型イプシロンロケットにより打ち上げを行う。

2. 遷移軌道

ロケットによって地球重力圏を離脱し、タイタンへ向かう軌道に乗る。推力は電気推進を用い、Earth-Venus-Earth-Earth の順にマルチスイングバイを行う。

3. 子機軌道投入

タイタンへの到達後、化学推進を用いて子機軌道への投入を行う。この際、親機と子機は結合されている。

4. 子機分離

子機の軌道に投入後、親機から子機を分離する。

5. 親機軌道変更

親機は子機を分離後、電気推進を用いて軌道変更を行い、軌道傾斜角を 80deg 上げ、観測を行う軌道に投入する。

6. 運用開始

両機はタイタン周回軌道に入り、電波掩蔽観測を開始する。

1.8 サクセスクライテリア

本ミッションの成功は、以下の 3 つのレベル

に分けて評価される。

ミニマムサクセス

1. 両機の対象天体への到達
2. 地上局との通信成功
3. 各機の異なる目標軌道への投入成功

フルサクセス

1. 全観測機器が正常に作動
2. 両機間の通信成功
3. 観測成功
4. 観測データのダウンリンク成功
5. 全球的な観測データの取得に成功

エクストラサクセス

1. 周期的な大気波動の観測に成功
2. ローカルタイムスケールでの全緯度的な観測に成功
3. 長期的な大気の変動を観測
4. 生命存在に関する情報の取得に成功
5. 太陽コロナの電波掩蔽観測に成功

2 ミッション系

電波掩蔽観測は電波のゆらぎを利用して観測を行うため、超安定発振器 (USO) を用いて観測を行う。子機に観測要求を満たすように複数の原子時計を搭載する。電波掩蔽観測は電波のゆらぎを利用して観測を行うため、超安定発振器 (USO) を用いて観測を行う。搭載する USO に関しては、本設計では小型軽量である原子時計を複数組み合わせることで所望の安定度を得ることを考える。サンプリング間隔に対して、一つ前の計測値からの差分を計算に使用することで、周波数オフセットを除去し変動を評価することができる。

3 打ち上げ・遷移軌道

打ち上げは将来型の性能を仮定したイプシロンロケットにより行われる。その後は、NASA TSSM ミッションの軌道を参考にイオンエンジンを用いて地球-金星-地球-地球の順にフライバイを行い、約 9 年にわたる軌道遷移を行う。その後はヒドラジンスラスタを用いて土星軌道投

入、その後エンケラドスのフライバイを経てタイタンの軌道傾斜角 0 度の軌道に軌道投入を行う。その後、子機の放出を行い、親機はイオンエンジンを用いて軌道傾斜角を 80 度に変更する。そして親機と子機がそれぞれの観測軌道に到達した後、ミッションを開始する。

なお、TSSM では SEP ステージを土星到達前に切り離すが、本ミッションではこれを切り離さず、土星周回軌道投入後にも電気推進を使用して軌道傾斜角を変更するという方針をとっている。これは衛星初期質量を減少させるためである。「パターン 1. SEP ステージを切り離して軌道傾斜角を化学推進で変更した場合」と「パターン 2. SEP ステージを切り離さず軌道傾斜角を電気推進で変更した場合」の初期質量の比較を以下に示す。なお、化学推進と電気推進の比推力は本ミッションの値である 231s および 1500s を用いた。さらに、SEP ステージの質量は電気推進スラスタ 4 基と Xe タンク類、ロケットインターフェースの質量の合計が 6.28kg であることを踏まえて 10kg とした。

質量[kg]	パターン 1	パターン 2
軌道傾斜角変更終了時質量	144	144
軌道傾斜角変更開始時質量	266	158
化学推進終了時質量	287	179
化学推進開始時質量	628	391
電気推進終了時質量	638	391
電気推進開始時質量	767	470

Table 1 初期質量の比較

項目	TSSM	Titanic-CROWN	単位
電気推進開始時質量	6203	470	[kg]
電気推進推力	50	3.79	[mN]
化学推進開始時質量	4974	391	[kg]
化学推進推力	890	70	[N]

Table 2 軌道による推進系への要求

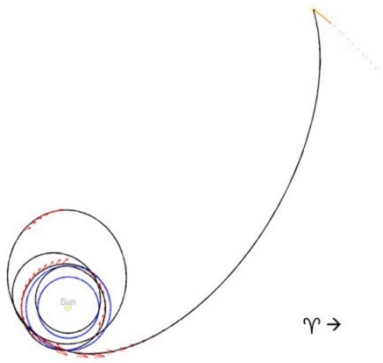


Figure 8 遷移軌道

TSSM ミッションでは土星をフライバイすることでタイタンに到達する設計が採用されている。本ミッションでも同様に土星圏への到達後にタイタンへと向かう。タイタン到達までの化学推進必要 ΔV については、TSSM の表を基に計算を行い、 $\Delta V=1773\text{m/s}$ と設定した。これはランダーとモンゴルフィエの投下に必要な ΔV を除いた値である。土星とタイタンは黄道面に対して等しい角度で傾いているため、軌道傾斜角 0 度でタイタンに侵入する形を設計の基本条件とした。フライバイ時には、わずかに接近位置を調整することでタイタン周回の近地点高度を任意に設定できるため、この調整に必要な燃料消費は無視できるほど小さいと仮定した。また、近地点高度は子機が周回する観測軌道の高度と一致するように設定した。タイタン周回軌道への投入と観測開始のフローは以下の通りである：

1. タイタン周回軌道への投入土星フライバイ後、化学推進を用いて軌道傾斜角 0 度のタイタン周回軌道へと軌道投入を行う。この際の必要 ΔV は TSSM の表に基づき、 $\Delta V1=388\text{m/s}$ とする。
2. 子機の分離親機はその周回軌道上で子機を分離し、子機の軌道投入を行う。
3. 軌道傾斜角の変更親機は電気推進によって、軌道傾斜角を 0 度から 80 度まで変更すると同時に高度を減少させ、親機の周回軌道に到達する。この際の必要 ΔV は図のような計算によって導き出される。親機および子機の軌道の離心率は 0.2 であるため、それぞれ円軌道を取っているとみなしてよいと考え、親機及び子機の軌道速度は次のように表される。 $V_{\text{parent}}=1000\text{m/s}$,

$V_{\text{daughter}}=1160\text{m/s}$ これと、親機と子機の軌道傾斜角の差が 80 度であることから、親機の軌道速度を V_{parent} 、子機の軌道速度を daughter とすると、親機の軌道速度を daughter から parent に変更するために必要な Δ は $\Delta V2=1393\text{m/s}$ となる。

4. 観測開始親機と子機がそれぞれの観測軌道に到達した後、ミッションを開始する。以上より、ミッション開始までの必要 ΔV は、化学推進が $\Delta V1=1773\text{m/s}$ 、電気推進が $\Delta 2=1393\text{m/s}$ である。

4 観測軌道・摂動

衛星間電波掩蔽観測をシミュレートし、ミッション要求を満たすような観測軌道を設計した。シミュレーションの結果、ミッション期間として仮定した。1ヶ月間の観測で十分要求を満たすような軌道を選定することができた。

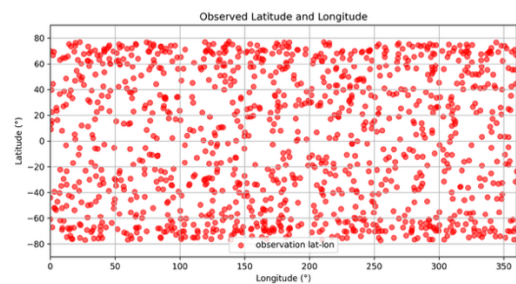


Figure 9 観測点分布（緯度-経度）

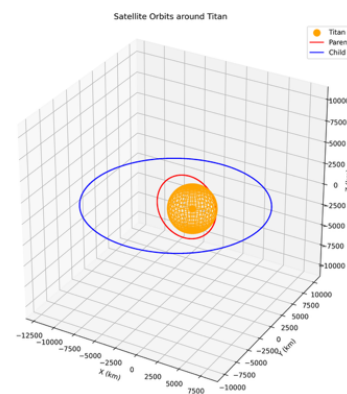


Figure 10 観測軌道

また、この軌道は摂動の影響による微小な軌道変化を活用することで観測点の分布をより広範囲にとれる・親機の地球不可視時間をなくすることでダウンリンク時間を最大限確保することができるという利点がある。摂動の影響として

は、タイタン重力場の歪み、大気抵抗、太陽輻射圧、第三天体による影響を仮定してシミュレーションを行ったところ、下図のように、タイタンの重力場の歪みによる影響以外は無視できるほど小さいことがわかった。上で示した観測点分布のシミュレーションは、この摂動による影響を考慮に入れた上でやっている。

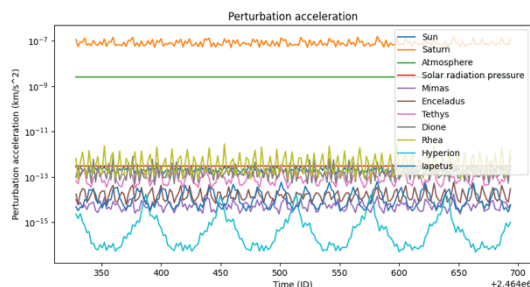


Figure 11 三天体による摂動加速度の大きさ

5 通信系

通信は親機-地球間通信、親機-子機間通信、電波掩蔽観測の三種類があり、それぞれ通信確立と本通信からなる。親機は常に地球方向を指向する面に MGA 及び光通信アンテナを搭載し、常にタイタン方向を指向する面に LGA を搭載する。また、子機は常にタイタン方向を指向する面に LGA を搭載する。親機-地球間通信は MGA を用いた RF 通信によって通信確立を行い、その後光通信によって本通信を行う。親機-子機間通信及び電波掩蔽観測は両機の LGA を用いて通信確立及び本通信が行われる。回線設計の結果、十分全ての観測データ及び HK データを地球に送信することが可能であることが確認された。

6 姿勢系

姿勢系の要求としては、光通信における姿勢精度と電波掩蔽観測における姿勢変更速度が特徴的である。前者に関しては光通信を将来の技術として仮定しているため、詳細なフィジビリティ確認は行っていない。後者に関しては、観測シミュレーションから得た要求値を満たすように RW を選定した。なお、姿勢変更は RW を用いて行われ、飽和したトルクを RCS によってアンローディングする。

外乱トルクとして空気抵抗、太陽輻射圧、重力勾配トルクを仮定して算出し、姿勢系の要求として姿勢変更時間、アンローディング所要時間、アンローディング頻度、アンローディング必要 ΔV を概算したところ、どれも実現可能な値となった。

7 推進系

軌道設計で述べたように本ミッションでは親機の化学推進スラスタと電気推進スラスタを併用する。それぞれ必要な推力は求めた通り 70N、4mN である。この要求を満たすようにイオンエンジン 4 基およびヒドラジンスラスタを選定した。

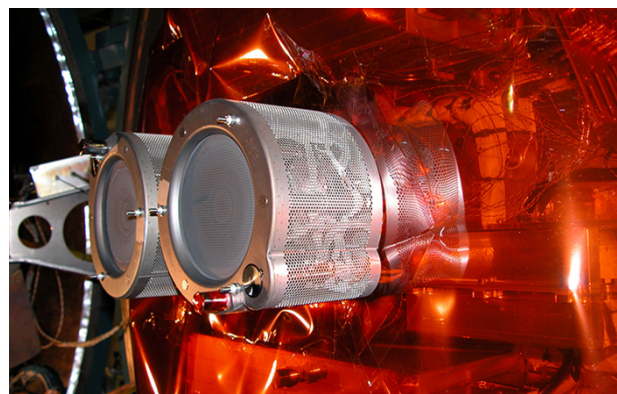


Figure 12 イオンエンジン

RCS については、RW の飽和トルクを解消するために 3 軸回転が可能な配置として 8 つの RCS を配置した。子機については要求を満たすような推進系コンポを搭載した。

8 電源系

太陽光発電システムにおいて、最もクリティカルな環境条件は土星圏（約 9.5AU）であり、ここで十分な電力を太陽光発電システムのみで供給することは SAP 重量の観点から望ましくないと考えられ、RTG を採用することとした。なお、子機も SAP、一次電池を検討したが、最終的には RTG を採用することとした。なお、遷移軌道時の電力も RTG のみで十分賄えたことから SAP の追加の搭載は行わなかった。

9 熱設計

高温環境(金星フライバイ時)および低温環境(土星圏内)において、所要時間の長い運用モードについて熱数学モデルを用いて多接点解析を行った結果、機器の許容温度範囲内に収まることを確認した。その際、親機にはサーマルループを搭載することで、各運用モードに応じた動的な温度制御が可能となった。

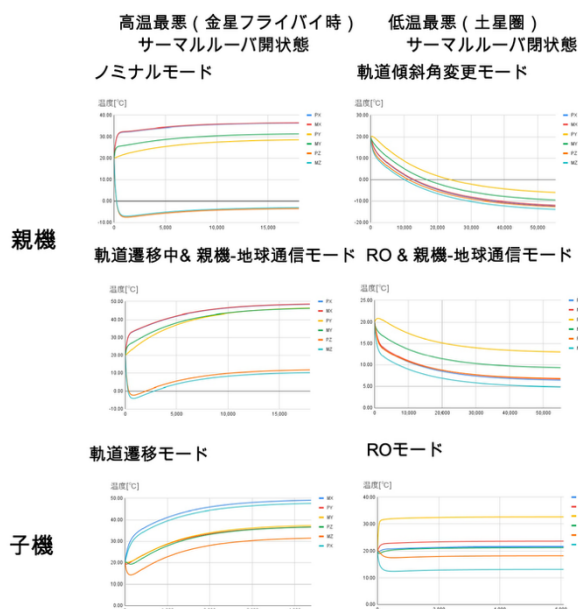


Figure 13 熱解析モード

10 構造系

親機はスラストチューブ構造を採用し、推進系はこの軸に沿って配置した。また、重心バランスを考えてPX, MX面にRTGを2個ずつ搭載した。子機も同様にPX, MX面にRTGを2個ずつ搭載した。パネルの強度解析の結果、ロケット発射時においてもパネルが座屈することはないことが確認された。また、固有振動数もイプシロンロケットの要求を満たすことが確認された。子機分離機構についてはフランジボルトを採用し、消費電力および信頼性の観点から1箇所のみで分離する機構を採用した。

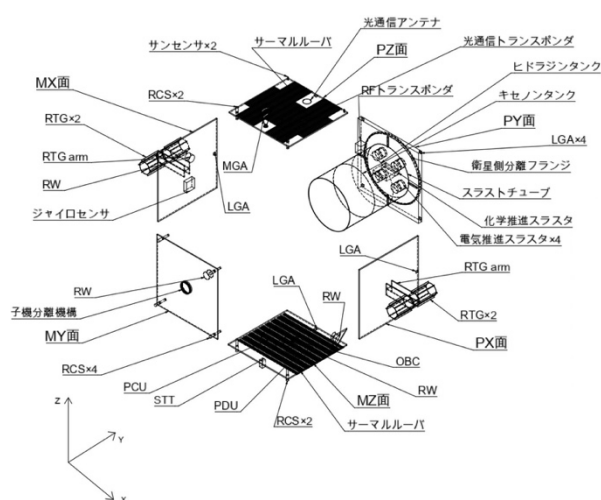


Figure 14 親機鳥瞰図

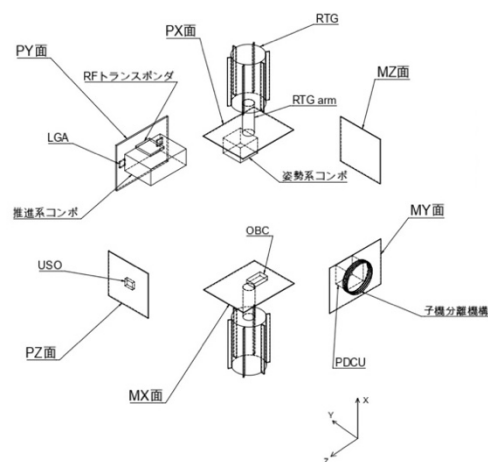


Figure 15 子機鳥瞰図

11 搭載機器

各サブシステム連携や機能を可視化するためにシステム図を以下に示す。

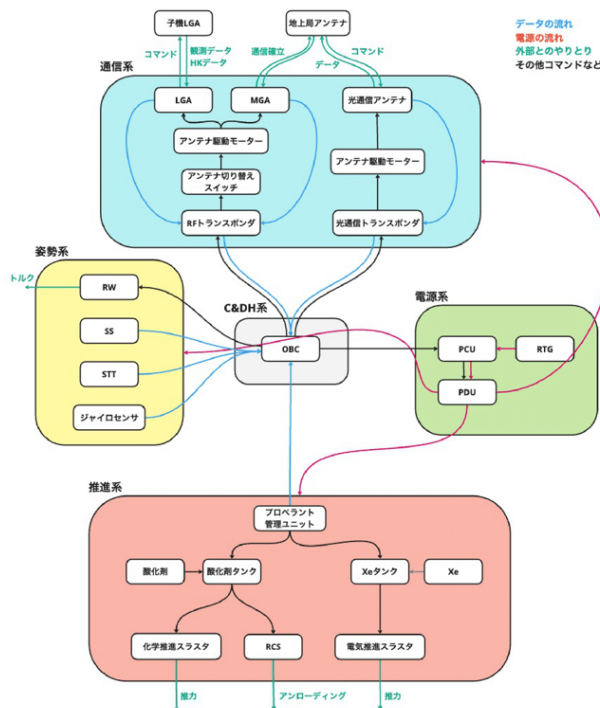


Figure 16 親機システム図

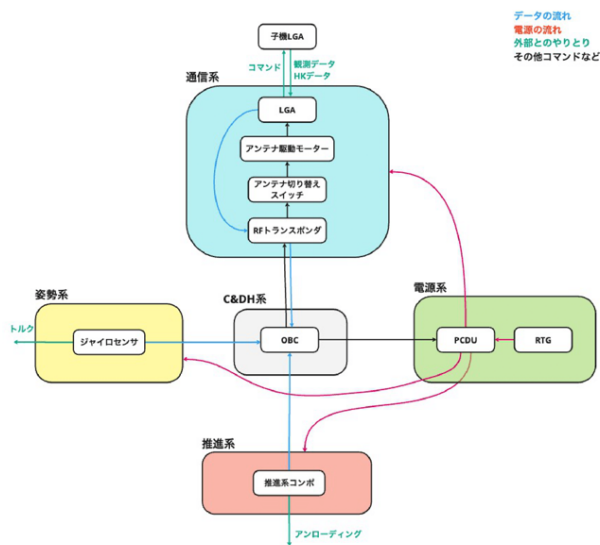


Figure 17 子機システム図