

第30回衛星設計コンテスト

衛星設計概要書

応募区分 設計の部

1. 作品情報・応募者情報

作品名 汎用防災合成開口レーダ衛星「STARSAR」
副題 Satellite for Topography Application Research with Synthetic Aperture Radar
学校名 国立成功大学（台湾）

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

本衛星は合成開口レーダで浸水、土砂崩れ等の自然災害観察を目的として設計された超小型衛星である。日本と台湾に高分解能かつ高頻度な観察及びデータベースの構築を行い、災害時光学系衛星が使えない時に被害地域の範囲や規模を調査し、政府と自治体に必要な情報を提供する。日台のデータベースを整えてから東南アジア諸国のデータも収集し、有効な観察手段を持たず自然災害に脆い発展途上国への提供にも国の不平等をなくせる。

3. ミッション要求（衛星の目的）と意義

(a) ミッション要求（衛星の目的） (1) 日台連携で超小型合成開口レーダ衛星の技術確立及び運営管理を行う。 (2) 収集されたデータにおける日本及び台湾の地形データベースの構築。 (3) 災害時のデータとの比較や分析において被害地域の範囲や規模を調査する。
(b) 重要性・技術的意義等 今まで日本に所有する合成開口レーダ衛星はLバンドのALOS（だいち）シリーズで、台湾の場合は過去も未来も似たようなプロジェクトがないため、どちらにとっても初のXバンド合成開口レーダ衛星である。災害時被害地域の調査のため3メートル以下の高分解能を持たなければ道路の状況を把握出来ない。それに普通の合成開口レーダ衛星の回帰日数が普通14日程度なので、リアルタイムでの観測が難しく、故に一つの大型衛星より、複数の小型衛星に搭載する方が未来の合成開口レーダ衛星の発展趨勢で効率的なやり方だ。近年では、合成開口レーダ衛星の小型化を可能となる技術も次々突破され、以上の事を踏まえて、この汎用衛星は実験として予算上も規模上にも適している。将来衛星コンステレーションへの拡大の重要参考ミッションになる。

4. 得られる成果

(1) 超小型衛星に合成開口レーダを搭載する可能性を実証する。 (2) 太陽電池と合成開口レーダアンテナと一体化する技術の実証。 (3) 日本を始め、台湾及び東南アジア各国の平常時の地形データベースの構築を行う。 (4) 災害時に得たデータとの比較分析でリアルタイムの被災状況を把握する。

5. 主張したい独創性や社会的効果

本衛星は新しい災害観測の手段である。地球温暖化により発生頻度も強度もこれから上がっていく水害・土砂災害等の気象災害に関する解析度の高いデータを得て、科学的な解析を通じて被災状況を把握し、政策決定に判断基準になり、しかも今まで先進国しか負担出来ぬ衛星ミッションとデータを発展途上国にも入手可能な値段になり、SDGSの目標10「人や国の不平等をなくそう」及び目標13「気候変動に具体的な対策を」への取り込みを評価するものである。

6. 設計結果

(a) システム (全体の構成・ミッション機器の形状・質量・機能・運用軌道)

本衛星の内部搭載機器及びバスとアンテナの構造は右の図のように示している。本衛星は質量制限の50 kgにも打上げ時寸法制限の50cm×50cm×50cmにも満たしている。運用軌道は観測上の便利及び実験性のため毎日15+3/14周回の太陽同期軌道を選択した。他の外部干渉がなくでも20年程度で自然に軌道離脱するものの、他の宇宙開発プロジェクトに迷惑をかけない為に運用終了後はスラスターを使い自動的に軌道高さを落ちて数ヶ月程度で軌道離脱を完成する。

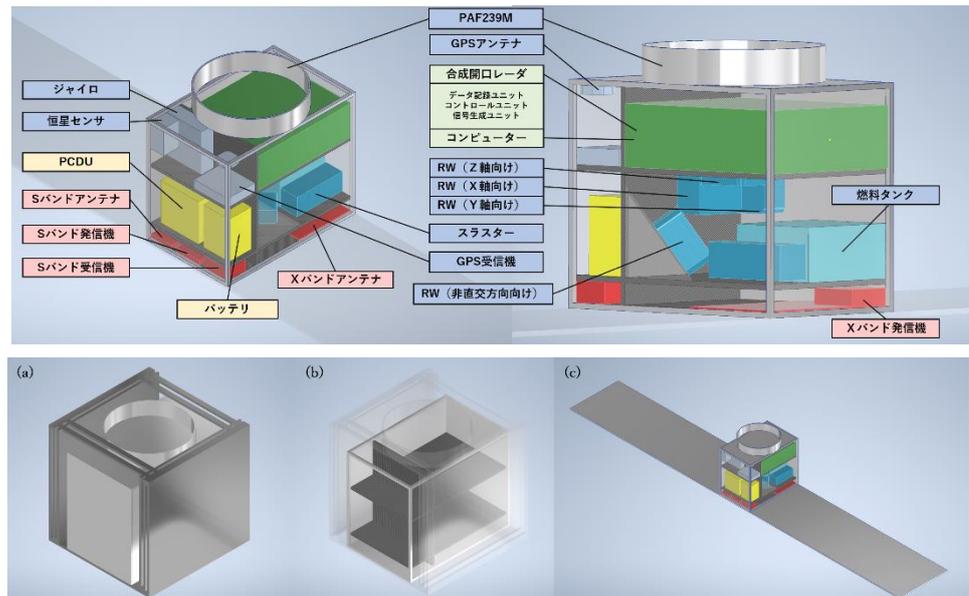


図1 衛星外観及び内部搭載機器

(b) 地上系を含む実験系

H-IIA ロケットから分離された後、バッテリーにより待機モードに入り、姿勢制御システムのスラスターとリアクションホイールを使って姿勢を安定化させ、その後運用開始になる。地上局へのデータ伝送は種類により異なる周波数帯を使用する。衛星状態を示す HK データは 2200~2300MHz 帯の S バンドで台湾成功大学の地面局にダウンリンクし、地面局からのコマンドは同じ S バンドの 2025~2120MHz 帯でアップリンクし、データは日本に該当する機構とリアルタイムでシェアする。ミッションデータの場合は 8025~8400MHz 帯の X バンドで日本の地球観測センターにダウンリンクする。

(c) データ取得を含む実験運用手順

本衛星の観測対象は (1) 日台の人口密集かつ浸水・土砂災害の多発エリア (2) 他の日台陸域 (3) 東南アジア諸国の人口密集かつ浸水・土砂災害の多発エリアを優先する。データが処理中に許容されるビットエラー率は百万分の一に設定されてるけれども、他にもビット反転を起こさす要因も存在しているので、送られたデータその解析結果の再確認が必要だ。

7. 具体的な実現方法、製作する範囲並びに費用

全ての費用はこの10年間アメリカを始め、ヨーロッパや他の先進国が打ち上げた超小型合成開口レーダ衛星を統計基準に推測された。合成開口レーダの技術を持たず国には他国からの技術支援がない場合、先ず数千億円もかかる関連基礎理論研究をしなければならないが、日本には最早 ALOS シリーズの経験があり、台湾には先端な半導体技術を持ち、上手く互いの長所を取れば合成開口レーダの製造や開発には欧米より値段が安くて品質が高いに達するだろう。可能であれば、民間企業との合作並びに他の宇宙プロジェクトの仕様とにより一部の部品を同時生産させる為に許容範囲内に設計を変更も検討すべきだ。

表1 衛星全体の予算

項目	予測コスト(百万円)
合成開口レーダ	1,000.00
バス機器	75.00
バス構造	25.00
システム組立	25.00
システム試験	25.00
打上げ	100.00
地面局運営	25.00
データ解析	50.00
合計	1,325.00

8. 開発・製造・打上スケジュール

本衛星の開発スケジュールは NASA の宇宙システム工学のマニュアルに基づいて Pre-A、A から F まで七つの段階に分けてる。フェーズ Pre-A ではミッション内容の定義及び実現可能性の概要を立てる。フェーズ A では前の内容を科学や経済の視点から客観的に検討する。フェーズ B ではバスやミッション機器の基礎設計かつ所要技術を確認する。フェーズ C では細部設計、同時に製造を開始する。フェーズ D ではシステムとサブシステムの組立かつ試験、最後に打ち上げる。フェーズ E では衛星の運営及び管理、運用完了後のアーカイブ整理かつ軌道離脱がフェーズ F。実際状況は技術、政治や経済の問題で変わるのも予想されてるため、図2に示しているのは2022年6月時点での推測。

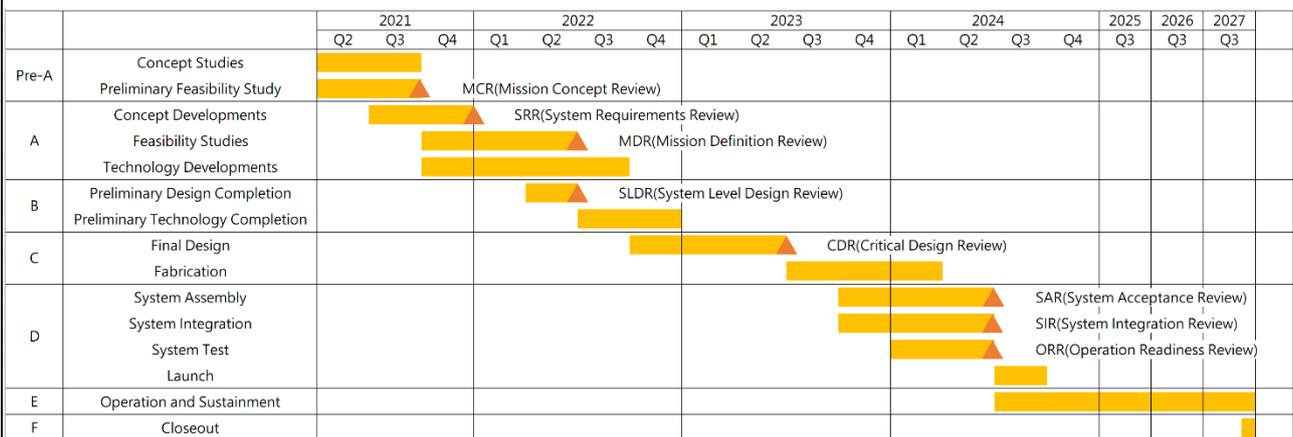


図2 衛星開発スケジュール

汎用防災合成開口レーダ衛星「STARSAR」

国立成功大学 工学部 水資源及び海洋工学学科 3 年 夏宇新

1 ミッション概要

1.1 東アジアの自然環境及び自然災害

1.1.1 はじめに

日本も台湾も領土の大部分は山地である。詳しいデータで示すと、日本国土の 72.8% が山や丘が占めている、一方、台湾が 74.5%、農業、工業住宅等の開発に適した可住地は極めて希少である。戦後、人口は大量に都市部に移動し、東アジア諸国の都市部が地球上で最も密度の高い大都市となった。日本統計協会や台湾政府が発表していたデータによると、日本の平均人口密度は 343.3 人/km²[3]、台湾は 645 人/km²[4] (世界第 2 位) である。とは言え、それは国の領土全部可住地とする結果なので、実際の人口密度がこれより遥かに高い。

1.1.2 自然災害について

太平洋の西側にあるから、季節風や台風による降水量が多くて、昔から洪水が起こりやすく、また、地質活動により造山作用が強くて、昔から土砂崩れが頻繁に起こる。10 年以上の統計データによると、西太平

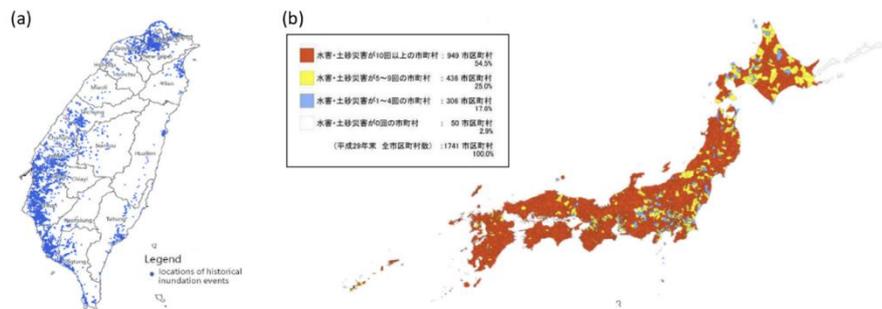


図 1.1 (a) 台湾における浸水記録^[1];

(b) 日本における浸水・土砂災害の統計記録^[2]

洋で発生する台風は年間平均 26.4 個で、そのうち日本に接近するものは 11.5 個 (台湾は 4.1 個)、日本に上陸するものは 2.9 個 (台湾は 2.8 個) である。^[5-7]

1.1.3 インフラへのダメージと人類への脅威

都市部では排水設備の普及により土砂災害のリスクも洪水の影響も非常に低いですが、気候変動に伴う厳しい気象条件下では犠牲者が出ています。例えば、降水量が毎時 100mm を超え、2009 年に高雄、2014 年に広島、2018 年に熊本で土砂災害が発生し、2018 年には台湾南部、2021 年には九州北部で洪水が発生し、都市機能が麻痺していた。

1.2 既存の災害観測システムとその欠点

1.2.1 地面センサ

台湾經濟部水資源庁が発表したデータによると、台湾全土に設置された洪水センサ 309 個、水位センサ 265 個が 2018 年から継続的に 10 分置きに更新され、河川や溪流に設置されています。日本では、国土交通省が 2021 年から無線式現場センサの実証実験を開始し、1 台の受信機で数千のセンサを同時にカバーできるようになった。しかしながら、台湾の場合は空間分解能がまだ足りず、正確な洪水警報が出しにくくて、日本の場合は台風が近づくと無線システムが壊れやすい

という問題があります。

1.2.2 地面レーダシステム

1954 年以降、日本全国に 20 基の気象レーダが設置され、より良い気象予報ができるようになった。一方、台湾には 4 台しかない。地上レーダは大気系をより正確に把握することができ、気象予報の精度を高めてくれたが、洪水検知にはあまり役立たなかった。^[7]

1.2.3 航空機搭載型合成開口レーダシステム

日本と台湾では、森林監視や火山観測等の目的で航空機搭載型合成開口レーダが運用されている。航空機搭載型合成開口レーダの利点は下に挙げてみる：

- 空間分解能が高いこと（通常 1 ピクセル当たり 1m 以下）
- 入射角やポインティング方向が変えられる
- メンテナンスが比較的簡単である
- 天候が良ければ数時間程度の観測が可能

ところが、雷雨や台風などの悪天候時には観測ができず、災害時の対応が遅れるという問題がある。

1.2.4 光学系衛星

日本には光学気象衛星「ひまわり」がある。同じく台湾にも光学カメラシステムを搭載した FORMOSA-5 がある。ところが、観測は昼間（現地時間 8 時～16 時、季節により異なる）の雲量が少ない時のみ可能である。因みに日本の昼間に対する平均雲量は約 54.8%^[8]、台湾は約 47.8%^[9]であり、従来のリモートセンシング衛星では地表を必要な時に観測するのが困難だった。

1.3 ミッション定義

1.3.1 ミッション内容

このミッションの構想は、X バンド合成開口レーダを搭載した 50 キロ級の超小型衛星を開発・試験することである。このミッションの目的は、大きく分けていくつかの段階に分けられます。まず、50 キログラム以下の超小型衛星に搭載可能な合成開口レーダを用いて、洪水観測、地域被害解析、地すべり予測などあらゆる研究に適した地形や表面粗さ等のデータを 1 ピクセル当たり 3 メートル以下の分解能で取得する技術の確立と実証を行う。次に、最初の数ヶ月で収集されたデータは、日本や台湾の災害後に収集されたデータと比較できる地形データベースを確立する為に使用される。また、災害観測の必要がない場合は、アジア太平洋地域全域でデータを収集し、更なる活用を目指す。最後に、台風や豪雨が発生した場合は、被害が大きくなりそうな場所を重点観測対象として設定し、観測を行う。取得したデータはデータベースと比較され、電波反射強さの差から浸水域や浸水深、位相差から被害域等の情報が得られる。

1.3.2 ミッションの重要性

合成開口レーダの衛星は、通常 14 日以上という長い回帰期間を持つため、リアルタイム観測が困難であることはよく知られている。ただし、合成開口レーダの小型化については、いくつかの技術的な突破が出来た。まずは太陽電池パネルと合成開口レーダのアンテナを一体化し、パネルのサイズを小さくすること。次は SAR アンテナの全パネルから放出される電磁波の位相が均

一になるようにすることである。最後に、全てのミッションデータのダウンリンクのための高速転送と、送受信機を支える電力増幅技術だ。以上のような革新的な技術により、合成開口レーダの衛星はますます小型化され、将来的には、1つの大型衛星ではなく、複数の小型衛星からなるコンステレーションが主流になると思われる。STARSARのミッションは、これらの技術を実証するのに適しており、先進国だけでなく発展途上国にとっても予算的に受け入れやすい物である。

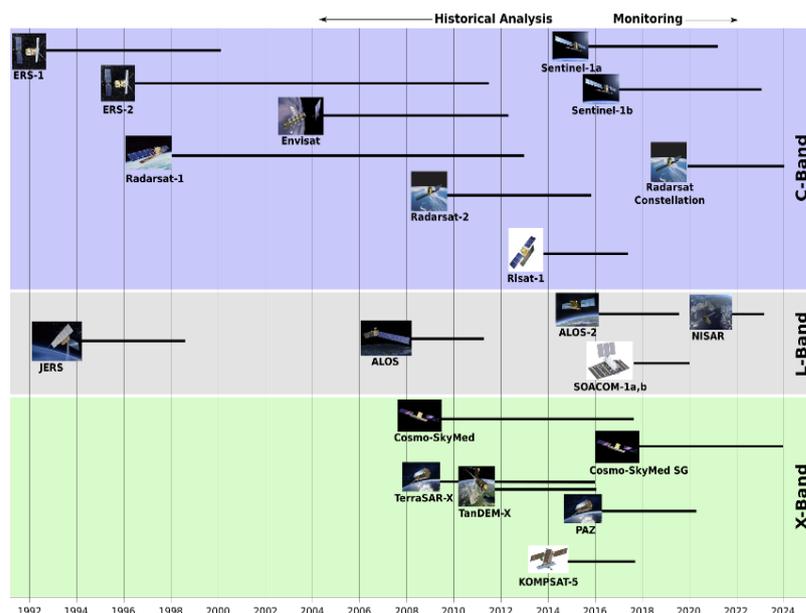


図 1.2 合成開口レーダ衛星ミッション一覧

1.3.3 既存・打上げ予定衛星との相違点

日本の Synspective 社にも超小型合成開口レーダ衛星の開発・打上げミッションがあるけれども、StriX シリーズは日本の民間企業なので、日本を重点観測エリアに設定して、公開したデータが地面温度や全天日射強度等公にしても問題にならないデータのみ、それだけではなく、分解能が数百メートル級で、災害状況の分析に使えるデータが日本政府にしかアクセス出来ないだろう。もしデータを東南アジア諸国にも渡せるのなら、政治的な考えを含めると StriX と別々で、新たなミッションにした方が都合が良いと思う。台湾は打上げの技術が持っていないが、先進な半導体技術、給料が安い高等技術の人力資源や打上げにいい低緯度の位置があり、一方、日本には宇宙発展予算、打上げの能力や衛星開発の技術が持っているが、部品の生産や地上局に運営が相対的に高価なので、両方の長所を取れば国際交流・連携を通して政治の壁を越えられる。そして、科学的な違いの一つは偏波だ。StriX シリーズで使われたのは粗い地面に最も適切な VV で、一方、本衛星は二次反射（都市部）に適切な HH でございます。こうすると競争ミッションではなく、お互いに補い合える。

1.3.4 合成開口レーダの特性

特定の周波数を選択すると、電磁波は雲、霧、降水、霞などの水蒸気をも透過するため、天候に左右されずに機能を発揮することが出来る。また、合成開口レーダは観測対象に自分から照明を当てるアクティブセンサであるため、昼間だけでなく夜間でも観測が可能であり、さらに、合成開口レーダの入射角は観測対象によって異なる。加えて、地上分解能や観測範囲を決定する入射角が可変であるため、各目的に応じて様々な運用モードが可能である。最後に、電磁波の偏波を利用することで、地表の粗さ、土壌水分量、地形等の情報をピクセル単位で取得することが出来る。

1.3.5 宇宙搭載型合成開口レーダの設計原則

下のブロック図に示すように、衛星の寸法から始まり、全体の質量予算、中央周波数の決定、

必要な信号対雑音比（SNR）が決定される。次に、合成開口レーダの最大出力は、いくつかの経験式に基づいて推定することが出来る。同時に、合成開口レーダシステム全体の能力を表す、スワ幅、最大観測時間等の重要なパラメータは、次章で適切な計算式により求められる。

1.3.6 ミッション制限

SAR アンテナと太陽電池パネルを表裏に配置すると色々な問題も生じるけれども、もし別々に配置するともう一つのパネルの重さで質量制限に満たされない恐れがある。排熱の部分は太陽電池セルと SAR アンテナ以外の所に適切な塗料を付けて受動型の熱制御システムで改善する。それでも足りない場合は流体入りのパイプや電力熱交換器を配置し、指向方向は姿勢を動的な調整をしつつ観測時間までに観測に適切な方向を向かわせる。但し、観測モードに入ると充電効率も低くなるので、一日当たり最大可能観測時間に対して新たな制限になる恐れがある。

1.4 ミッション達成のための具体的な条件

1.4.1 合成開口レーダの質量制限

打上げロケットの規定に基づいて、衛星全体の質量は 50kg 以下、作業時のピーク出力が 350W、アンテナ、送信機、データ記録装置、及びその他機器の合計重量は、式 1.1^[10]に基づいて 30kg 以下とする必要がある。式 (1.1) の中で、 m がキログラムで示す合成開口レーダアンテナの質量で、 λ がメートルで示す出力中心周波数に対する波長で、 L と W がメートルで示す合成開口レーダアンテナの長さと同幅、そして P_{peak} が合成開口レーダの最大出力パワーである。

$$m = 10^{\left[-0.41992693 \log\left(\frac{\lambda L^2 W^2}{P_{\text{peak}}}\right)\right]} \quad (1.1)$$

1.4.2 合成開口レーダの分解能

日本の一般道路車道幅が 3m 以上で、台湾のも同じく、「災害時この道路は使えるかどうか」を判明する為にマージンを含める分解能が 3m という最低限を設定した。

1.4.3 必要な S/N 比

要求された最低 S/N 比は欧州宇宙機関が公開した合成開口レーダ参考資料と中国科学院の専門家魏鐘銓が書いた参考書「合成開口レーダ衛星」を参考に、コンクリート、森林、水域等異なる種類の地表を見分け、そして地面の地形変化を判別するためには -20dB が合理的な数値だ。

1.4.4 中央周波数の選択

質量、分解能、SNR の全ての制限と必要条件を考慮すると、既存の技術では中心周波数は X バンドしか考えられない。本ミッションでは ALOS のデータベースと比較させるために 9.65GHz を選択した。

1.5 ミッションの目的

1.5.1 50kg 級超小型合成開口レーダ衛星の実証実験

JAXA が公開している各種データに基づいて超小型合成開口レーダの技術根拠を見ると、大きく分けて 3 つの要素がある。一つ目は、受動展開型平面アンテナという新しいアプローチにより、太陽電池パネルの反対側に合成開口レーダのアンテナを配置し、共通フレーム構造で省スペース化及び軽量化を実現出来る。二つ目は、アンテナ自身が発信・受信する電磁波を時空間的に均質化する技術だ。最後に、より軽量で容量の高い新世代電池の開発、データ記録装置や超高速通信装置の小型化である。

1.5.2 地形データベースの構築

災害後に収集されたデータと比較可能な地形データベースを構築するため、最初の数ヶ月間に収集されたデータは日本や台湾の既存データベースの更新が主要目的に観測エリアを決定する。また、災害観測の必要のない場合にはアジア太平洋地域全域のデータを収集し、今後の他の応用に役立てるのが期待される。

1.5.3 データベースの活用

台風や大雨が発生した場合、被害が大きくなりそうな場所を観測する為に対象地域を指定し、取得したデータをデータベースと比較し、振幅差に基づいて浸水域や浸水深、位相差に基づいて被害状況を算出する。

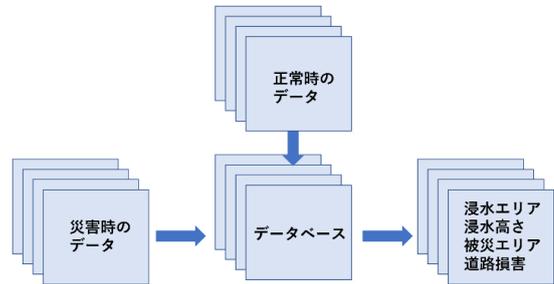


図 1.3 データの運用方

1.5.4 振幅差と位相差

コンクリートや道路等の粗い表面では電磁波は散乱反射し、水面や氷面等反射面では電磁波は完全反射する事実により、電磁波反射の振幅に差が生じます。また、災害によって建物や道路等の建物の変化・損傷すると、その変化量に応じて電磁波の位相もずれる。このような技術は、地震や津波による地殻変動を検出するためにも活用されている。

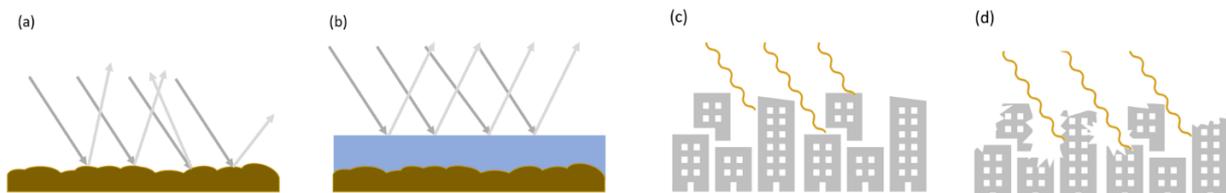


図 1.4 (a) 粗い表面と (b) 平滑な表面の反射率の違い、(c) 被災前と (d) 被災後の位相の違い。

1.6 ミッションの必要性

日本の民間企業では、Synspective 社の StriX 衛星のように、100kg 以下の SAR 衛星を既に開発され、打ち上げている例がある。このように、既存のミッションと本ミッションは重なる部分があるものの、本ミッションが実施されるべき理由はいくつかある。宇宙を利用した合成開口レーダのミッションは、20 世紀後半に JAXA や NASA などの公的宇宙機関によって行われ、主にバイオマス、雪氷圏、海洋、地形などを数トン級の大型人工衛星で観測する。でも、衛星が大きければ大きいほど予算も高くなったり、システムが複雑になったり、組立及び検証の難易度が上がったり、色々な欠点が生じた。

それに普通の合成開口レーダ衛星の回帰日数が普通 14 日程度なので、リアルタイムでの観測が難しく、故に一つの大型衛星より、複数の小型衛星に搭載する方が未来の合成開口レーダ衛星の発展趨勢で効率的なやり方だ。近年では、合成開口レーダ衛星の小型化を可能となる技術も次々突破され、以上の事を踏まえて、この汎用衛星は実験として予算上も規模上にも適している。将来衛星コンステレーションへの拡大の重要参考ミッションになる。^[11]

1.7 ミッションの社会的な目的

先進国はすでに土砂災害や台風等の自然災害に対して自分たちの領土を観察し保護するための解決策を見つけているが、発展途上国や未開発国には、現地センサを全国各地に高い密度で配置するようなプロジェクトに資金的な余裕はほとんどないだろう。我々のミッションで超小型衛星搭載の合成開口レーダの技術が確立されれば、東南アジアやその他の発展途上国の人々の安全を守るための低コストな選択肢となることが期待出来る。その上で、このミッションで得られたデータは、政府機関がより良い環境・災害対策を確立するために役立つものである。すなわち、災害の影響を強く受けている国々と協力し、その技術の一部を公開することで、衛星の開発や運用のコストを下げるだけでなく、SDGsの目標である「人や国の不平等をなくす」かつ「気候変動対策を改善する」という目標を実現させることが出来る。

1.8 ミッションの科学的な目的

合成開口レーダの歴史で知られるように、衛星の大きさ、質量ともに要求が小さくなっている。この記事の執筆時点では、台湾の宇宙機関ではXバンド合成開口レーダの衛星は開発されておらず、JAXAでも公式のプロジェクトは存在しない。また、合成開口レーダを搭載した超小型衛星の実証・運用は、月や火星等の惑星・衛星での合成開口レーダ応用の新時代を切り開く一里塚となるだろう。実験性の高い超小型衛星には大規模な自然災害の観測（火山噴火、地震による地形変化等）という対象設定がされるといいのが存じておりますものの、合成開口レーダのデータを更に広い分野、広い世界での活用も将来期待できると思うためこの衛星を提案した。2018年台湾花蓮の震災で初めて地面センサ、現地調査と合成開口レーダ衛星、三つのアプローチで地震の全貌を把握した。台湾の宇宙センターにも元々FORMOSA-7の衛星コンステレーションに一機の合成開口レーダ衛星を入れる予定でしたが、最後は取り消しになった。しかし、半導体技術を始め、コンピューターとバッテリーの突破で過去に数トン級の衛星にしか搭載出来ない合成開口レーダを超小型衛星により効率的・経済的な運用で新たな運用方が実現するのを期待する。

2 ミッションの設計結果

2.1 軌道設計

軌道設計については「合成開口レーダ衛星」^[12]という参考書とに書かれている軌道設計原則に沿って決めた。一日の周回数を $A+B/C$ 周とすると、 A を決める要素が搭載機器の性能及びミッション要求の分解能と、通信系機器の性能と衛星の総質量制限である。同じ分解能を達する前提条件に、合成開口レーダの最大出力パワーは軌道高さの四乗に比例する。低軌道衛星には、14から16までが適切な数値だ。でも合成開口レーダの最大出力パワーを上げるとアンテナの質量も増え、本衛星の総質量制限を考えると16が適切に見える。しかし、一日16週の軌道を選ぶと、空気抵抗も増え、軌道維持に使われる推進薬も増えるだけでなく、衛星の使用寿命も短くなる恐れがある。以上の考えを踏まえて、 A の値を15に決めました。C日を周期に一周目と同じ軌道に戻る仕組みなので、同じ入射角で同じターゲットエリアを観測すればC日につきのみ可能だ。赤道にでの軌道間隔が凡そ2700キロで、分解能3mに対する入射角によるとマージンを含める最大可能な観測スワフ幅が約200キロで、地球全域を観測可能という前提で考えると少なくともCは13.5以上とする必要がある。過去のALOSシリーズをも参考にして、Cを14に選んだ。最後に、

たとえ同じ入射角じゃなくても、出来る限り重点観測エリアの観測可能の時間帯の間隔を均一化させる為に B で調整するのも大事だ。その 2700 キロの軌道間隔を 14 等分に分け、それぞれ 1 から 14 までの番号をつけ、同じ現地時間で観測を行う前提に、悪いデザインとして B を 1 にすると、軌道 2 及び隣の軌道 1 と軌道 3 を再訪する時間が 14 日サイクルの 1 日目、2 日目と 3 日目になる。すなわち 4 日目から 14 日目の 10 日間軌道 2 の観測は不可能だ。でも B を 3 にすると、その再訪時間が 1 日目、10 日目と 6 日目になり、再訪問隔は 10 日間から 5 日間以下に短められる。以上の事を踏まえて、コンステレーションではなくて、たった一つの衛星にとって一日 15+3/14 週の軌道が最も適切な結果になる。

表 2.1 軌道要素

高度	502 km
1 日当たりの周回数	15+3/14
軌道傾斜角	97.4°
軌道偏心率	<0.0001
衛星平均速度	7.576 km/s
最大入射角	31.8°
昇交点現地時間	11:30~12:30

2.2 STARSAR の機械配置

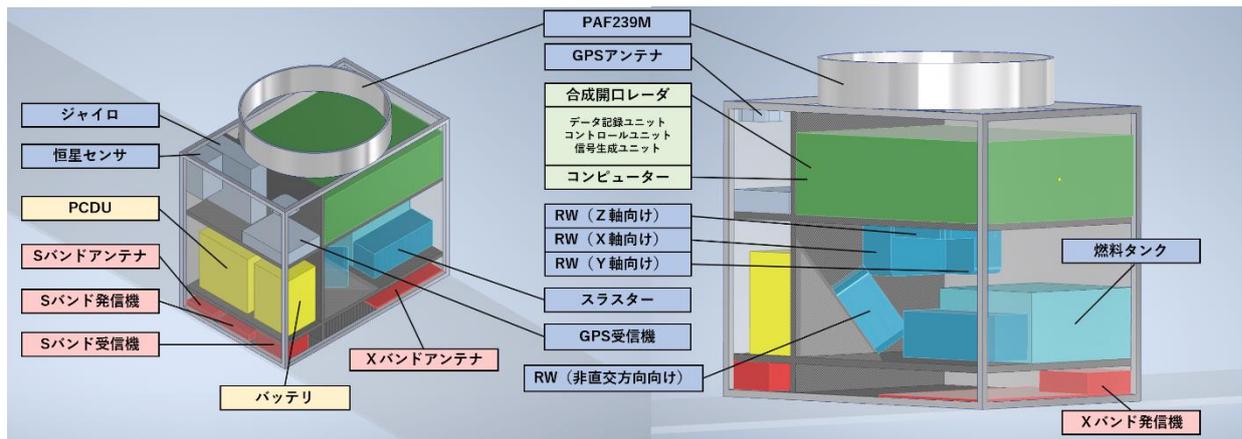


図 2.1 STARSAR の機械配置概要

2.3 ミッション機器設計

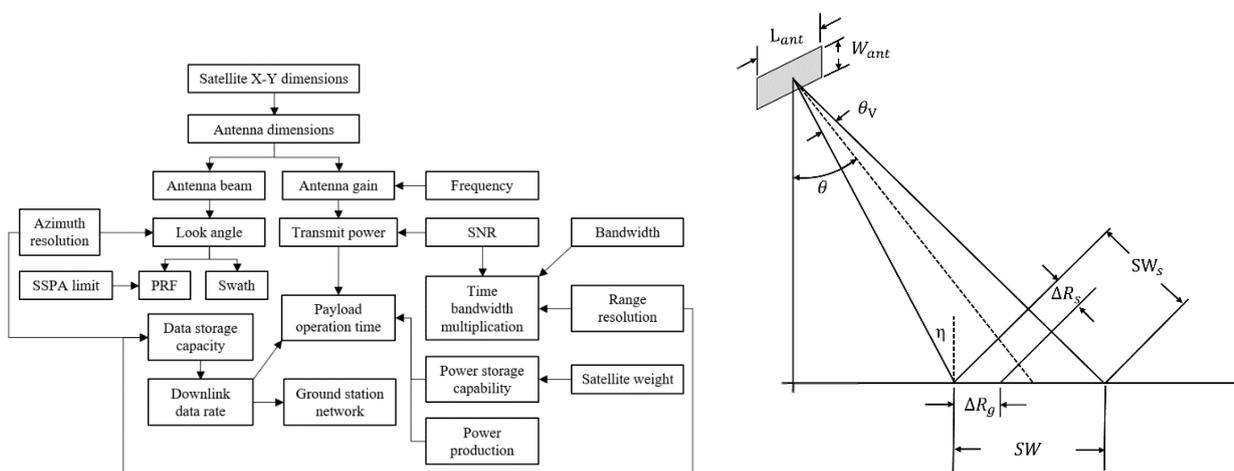


図 2.2 SAR 設計のためのブロック図及び基本幾何構造

衛星の寸法は HII-A ロケットの打上空間により制限され、打上空間は 500mm サイズの立方体であり、最大許容アンテナサイズは長さ 3420mm、横幅 500mm とする。

2.3.1 アンテナビーム幅

ここで、 λ は SAR の中心周波数で、我々の設計では 9.65GHz、 L_{ant} はアンテナの長さ、 W_{ant} はアンテナも横幅である。以上の条件を式 2.1^[13]に代入すると、距離方向と角度方向のビーム幅は 0.52° と 3.56° という結果が得られる。

$$\theta_V = \frac{\lambda}{L_{ant}} \quad \theta_H = \frac{\lambda}{W_{ant}} \quad (2.1)$$

2.3.2 入射角と直下角

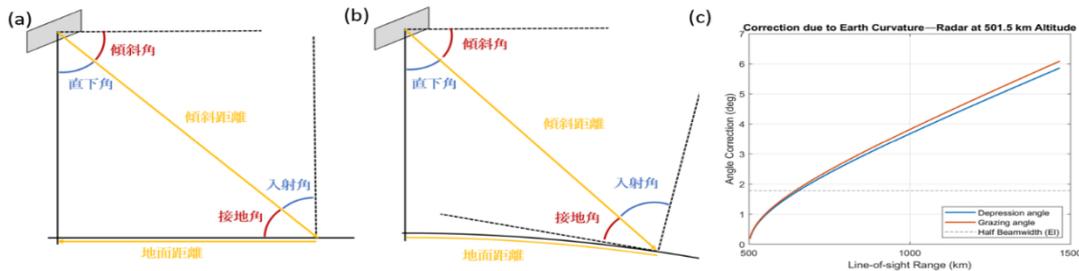


図 2.3 (a) 航空搭載型合成開口レーダの平面地球モデル (b) 宇宙搭載型合成開口レーダの球面地球モデル (c) 我々の軌道定数における (a) と (b) と実際角度との違い。

視線角と入射角の関係は、 η が入射角、 R が地球半径、 h が軌道高度、 γ が直下角で、式 2.2^[13]のように示される。しかし、航空機搭載合成開口レーダと違って、図 2.3 に示すように、衛星速度や軌道高さの幾何学的な形状に大きく影響するため、地球を平面と見なすことは出来ない。そのため、入射角は 15 度から 31.8 度が適当であると考えられる。

$$\eta = \sin^{-1} \left[\frac{(R + h) \sin \gamma}{R} \right] \quad (2.2)$$

2.3.3 アンテナ利得

式 2.3^[13]によると、 η が入射角、 A_{ant} がアンテナの面積、 λ が合成開口レーダの電磁波の波長である。以上の条件を式 2.3 に代入するとアンテナ利得 G は 43.5dBi という結果が得られる。

$$G = \frac{4\pi\eta A_{ant}}{\lambda^2} \quad (2.3)$$

2.3.4 スワス幅

式 2.4^[13]によると、 c が光速、 V が衛星の速度、 SW_V が距離方向のスワス幅、 SW_H が角度方向のスワス幅、 $D_{nad,cen}$ が衛星直下点からスワスエリアの中心までの距離である。

$$SW_V = \frac{cL_{ant}}{4V \sin \gamma} \quad SW_H = \frac{cW_{ant}}{4V \sin \gamma} \quad (2.4)$$

表 2.2 スワス幅と直下点からスワス中心までの距離

入射角 (度)	15.0	31.8
SW_V (km)	33.5	42.1
SW_H (km)	4.7	5.3
$D_{nad,cen}$ (km)	129.4	278.8

軌道設計上、地上における任意の二つ軌道投影点の距離は 96km 以下であり、直下点から SW 中心までの極端状況における距離差より小さいので、理論的にはグローバルなカバーが可能な衛星であることを意味する。

2.3.5 Pulse Repeat Frequency

パルス繰り返し周波数（PRF）は合成開口レーダの設計上重要なパラメータの一つであり、衛星の速度、パルスの周期 t_{pulse} 、スワスに関わる上限値と下限値によって制限される。計算により最も適した PRF は、式 2.5^[13]により 6645.6Hz という結果が得られる。

$$PRF_{min} = \frac{2V}{L_{ant}} \leq PRF \leq \frac{1}{2t_{pulse} + 2\frac{SW}{c}} = PRF_{max} \quad (2.5)$$

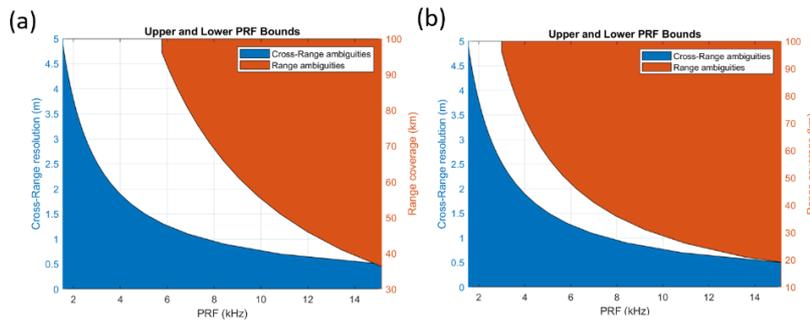


図 2.4 入射角が (a) 15 度、(b) 31.8 度の場合の PRF 上限域と下限域

2.3.6 分解能

距離分解能と角度分解能は、式 2.6^[13]により求められる。ここで、BW は合成開口レーダのバンド幅であり、我々の設計では 500MHz が選択されているが、これについては後述する。その結果は表 2.3 と図 2.5 に示されている。

$$\delta R = \frac{c}{2BW \sin \eta} \quad \delta x = \frac{L_{ant}}{2} \quad (2.6)$$

表 2.3 一般アンテナと比べた合成開口レーダの距離分解能と角度分解能

	入射角 (度)	15.0	31.8
合成開口レーダ	距離分解能(m)	1.115	1.193
	角度分解能(m)	1.700	1.700
一般アンテナ	距離分解能(m)	1.115	1.193
	角度分解能(m)	4716.000	4695.000

2.3.7 バンド幅

バンド幅とは、地表の観測を行うために合成開口レーダアンテナから電磁波を出力する際に、中心周波数からどれほど周波数が変化できるのかを示す数値である。バンド幅が広ければ広いほど、分解能も良くなる。図 2.4 はバンド幅の違いにより分解能がどのように変化するか示している。ところが、帯域幅が広くなるということは、つまり、信号発生器が大きく重なることを意味する。そのため、宇宙搭載型合成開口レーダの設計では、バランスを取ることがミッションにとって極めて重要となる。

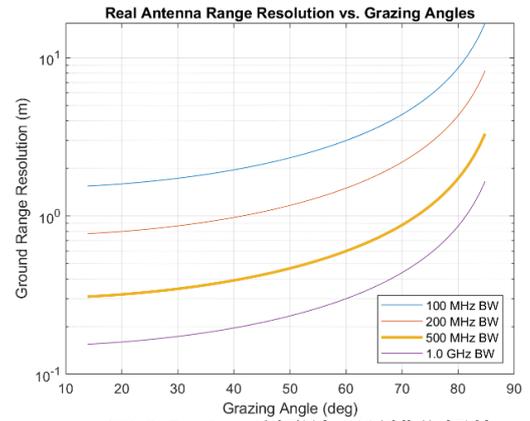


図 2.5 バンド幅別の距離分解能

2.3.8 グレーティングローブシミュレーション

図 2.6 に示すように、アンテナパターンの第 1 グレーティングローブは実物アンテナパターンのヌルに位置しており、レーダがグレーティングローブの影響を受けないことを確認するために、合成アレーと実アンテナの双方のパターン特性を作図して比較してみた。

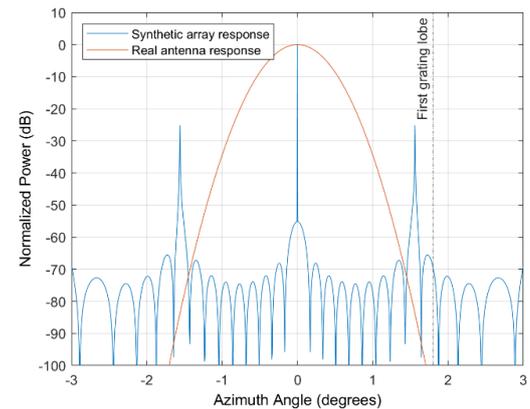


図 2.6 設計された合成開口レーダのグレーティングローブ

2.3.9 様々な種類の面における極性について

図 2.7 に示すように、単一偏波の場合、降水がレーダ反射率(RCS)に影響を与えることは明らかであり、この RCS はレーダが地表をどれだけ明るく写すかを示している。

また、一時間当たり 20 ミリの降水量でも郊外や田園地帯の観測には十分な設計になっていることが分かる。最後に、すべてのバンドにおいて、表面の粗さが大きく影響しているのは明らかである。

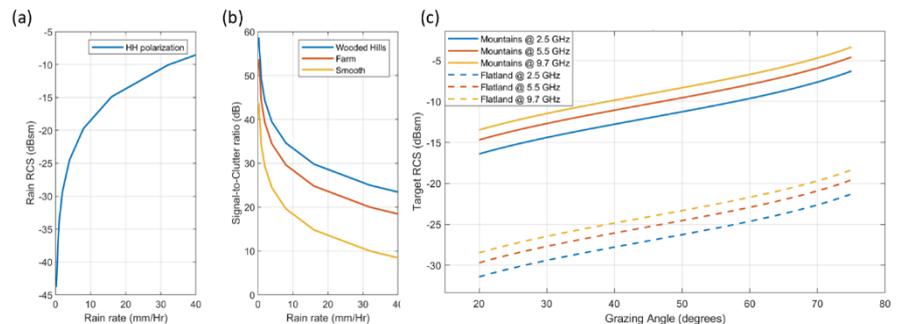


図 2.7 (a) 単偏波での雨 (b) 異なる種類の表面上の乱れ、(c) 山と平地で異なる中心周波数の乱れ。

2.3.10 最大可能観測時間

図 2.2 が示しているように、衛星搭載形の合成開口レーダの一日最大観測可能時間は通信系のダウンリンク可能データ量、電源系の蓄電能力、そして合成開口レーダ自身の最大出力パワーにより決められた。以上の制限を考えに入ると、マージンを含める一周回に最大な可能観測時間は凡そ軌道周期の 15% で限界だ。

2.4 ミッションのフェーズについて

2.4.1 運用開始後

ロケットから分離した後、まずは計画通りの軌道に入っていることを確認し、セルフチェッ

クを開始する。そこから半年間、日本や台湾の領土のデータベースを取得することに集中する。そして異常気象が発生する度に最も被害が大きいと思われる地域が主な対象地域となる。またそれ以外にも、3年間のミッションを通して東南アジアを始め、可能であれば地球全域のデータベースを構築する予定だ。

2.4.2 運用終了後

燃料には十分な余裕を持っているので、衛星を減速させ軌道高度を下げ、最終的には大気圏で燃え尽きさせ、宇宙のゴミにならないように配慮しているのだ。

2.5 サブシステム要求基準

2.5.1 構体系

H-IIA ロケットで地球周回軌道に打ち上げられる際の、静加速度、正弦波振動、ランダム振動、固有振動数等の全ての機器を支える役割を持つ物である。^[14]

2.5.2 姿勢制御系

衛星が観測時に最適な視角を持つように、合成開口レーダアンテナによる電磁波の進行方向を正しい方向に向けさせることが大切であり、そのためには、衛星の高度を正確に測定する必要がある。衛星搭載型合成開口レーダの場合には、高度および位置の測定かつ制御の精度がミッションを成功させるために極めて重要な要素となる。^[14]

2.5.3 通信系

全てのホームキーピングデータとミッションデータを地上局に送信し（ダウンリンク）、地上局からのコマンドを衛星に送信する（アップリンク）こと。受信信号は背景雑音より通常 5dB 以上大きくなければならない。^[14]

2.5.4 熱制御系

衛星に搭載される全ての機器や物体の温度をその使用温度の範囲に維持させ、過熱や過冷却の現象が発生しないようにすることで、その環境に応じた適切な熱計算に基づいて設計する。^[14]

2.5.5 電源系

ミッション期間中に衛星の全ての電力需要をサポートすること。消費電力と衛星の軌道に基づいて、必要最低限の太陽電池パネルの面積と電池の容量を計算する必要がある。最後に、電力調整・分配装置（PCDU）の初期内部設計も決定する必要がある。^[14]

2.5.6 コマンド及びデータ処理系

受信・送信データの圧縮、衛星の位置・速度・加速度・角度・角速度・温度・各サブシステムの状態の制御かつ記録を務める。今回のミッションでは、合成開口レーダのデータを事前に取り扱うことが出来るかどうかとも検証させる予定だ。^[14]

3 構体系

3.1 座標定義と基本事項

3.1.1 座標定義

図 2.2 のように、衛星の座標は定義されており、表 3.1 に示すとおりである。

表 3.1 座標定義

-X 軸	スラスタが向いている方向
-Z 軸	地球直下方向
+Z 軸	GPS アンテナが向いている方向

3.1.2 質量特性

表 3.2 (左) 衛星の慣性モーメント、(右) 衛星の質量中心

衛星の慣性モーメント (kg m ²)						質量中心		
I _{xx}	2.858					x	-17.32	mm
I _{xy}	-0.010					I _{yy}	13.806	y
I _{xz}	-0.029	I _{yz}	-0.057	I _{zz}	13.326	z	-71.63	mm

3.1.3 打上げ時の条件

STARSAR の構造は、表 3.3~3.6 に示す H-IIA ロケットの打上げ環境に耐え得る構造でなければならず、H-IIA ロケットの余剰スペースを利用して衛星を搭載することが想定される。一方、SATRSAR の打ち上げ質量は 50kg 以下、縦・横・高さ 50cm の立方体に収まるようにする。

表 3.3 準静的加速度要求

機軸方向	-6.0~+5.0 G
機軸直交方向	-5.0~+5.0 G

表 3.4 正弦波振動要求

	周波数	加速度
機軸方向	5~100 Hz	2.5 G
機軸直交方向		2.0 G

表 3.5 固有振動数要求

機軸方向	120 Hz 以上
機軸直交方向	60 Hz 以上

表 3.6 ランダム振動要求

振動周波数	20~200 Hz	200~2000 Hz
加速度	+3 dB/oct	0.032 G ² /Hz
実効値	7.8 Grms	

3.1.4 ロケットインターフェイス

JAXA が公開した H-II ロケットのマニュアルによると小型・超小型衛星によく使われる PAF239M インターフェイスを+Z パネルにてロケット分離部と結合する。

3.1.5 衛星総質量

表 3.7 SATRSAR の総質量計算結果

システム	搭載機器	一個当たりの質量(g)	数量	合計質量(g)
ミッション機器	合成開口レーダアンテナ	12425	1	12425
	合成開口レーダ送信機	7500	1	7500
	合成開口レーダ受信機			
	データ記録ユニット			
構体系	トラス	1372	1	1372
	パネル	9047	1	9047
	バス内部機構	3052	1	3052
通信系	Sバンドアンテナ	132	1	132
	Sバンド送信機	180	1	180
	Sバンド受信機	400	1	400
	Xバンドアンテナ	90	1	90
	Xバンド送信機	360	1	360
姿勢制御系	恒星センサ	197	1	197
	ジャイロ	1200	1	1200
	GPS センサ	500	1	500
	GPS アンテナ	80	2	160
	RW	950	4	3800
	スラスタ	380	1	380
	燃料	2000	1	2000
電源系	PCDU	500	1	500
	バッテリー	4000	1	4000
	配線等	500	1	500
	DC/DC コンバーター	50	3	150
C&DH	コンピューター	500	1	500
熱制御系	熱制御素子	1245	1	1245
合計				49690

STARSAR の全質量は 49.690kg で、約 0.6% のマージンが残されている。

3.2 構造概要

衛星は大きく分けてアンテナとバスの2つの部分から構成されている。アンテナは、7枚のパネルをヒンジで繋いだもので、パネルの長さは460~480mm、幅は500mmと決められている。バス部はアルミニウム合金製のフレームで、パネルはハニカムサンドイッチである。外側の宇宙空間に向かう層と内側の層は厚さ2mmのGFRP（ガラス繊維強化プラスチック）製で、全体を支える中間層はハニカム構造のアルミ合金製だ。バス部の中にもCFRP製の内部サポーターが内部空間を六つのエリアに分けさせて、機器を固定させるのに役立つ。

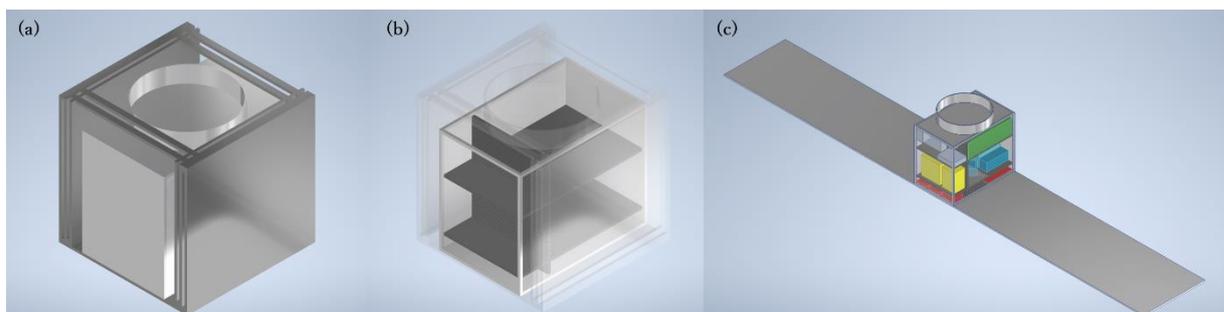


図 3.1 (a) アンテナ閉じ時の構造 (b) アンテナ閉じ時、パネルを透明に (c) アンテナ開け時の構造。

3.3 材料選定

バスの構造体にはマグネシウムと亜鉛を混合し、強い塑性と溶接性、耐疲労性等の特性を持つアルミニウム合金 7075-T6 を採用した。パネルは、太陽電池だけでなく、加工誤差に敏感な SAR のアンテナも搭載するため、アルミニウム合金 7075-T651 を選択した。7075-T6 と 7075-T651 は両方とも航空宇宙工学でよく使われ、後者は機械加工によって形状やサイズが変化しないため精密機械にも使われる。

表 3.8 採用された材料の一部の特性

性質	7075-T6/T651	GFRP	CFRP
密度 (g/cm ³)	2.81	1.9	1.6**
弾性係数(GPa)	71.7	50.2	156**
引張強度(MPa)	572	804	4100**
降伏強度(MPa)	503	944	1315**
ポアソン比	0.33	0.25	0.2
線膨張係数(10 ⁻⁷ K ⁻¹)	2.34*	37	1**

* 20° C から 100° C まで ** 20° C にて

3.4 打ち上げ時のシミュレーション

3.4.1 静的加速度

解析は物理モデルに基づいて Autodesk 社の Inventor, Inventor Nastran で行い、表 3.2 のような条件下で 3 倍の安全係数を用いて適用した。最大 Von Mises 応力は Y 軸の両側に加速度を加えた場合 97.42 MPa に達する。最後に、MS (margin of safety) は式 3.1 で計算され、 σ_{tol} が許容応力、 σ_{occ} が発生応力であり、MS が 0 よりも大きくないと設計は通過しないとみなされる。

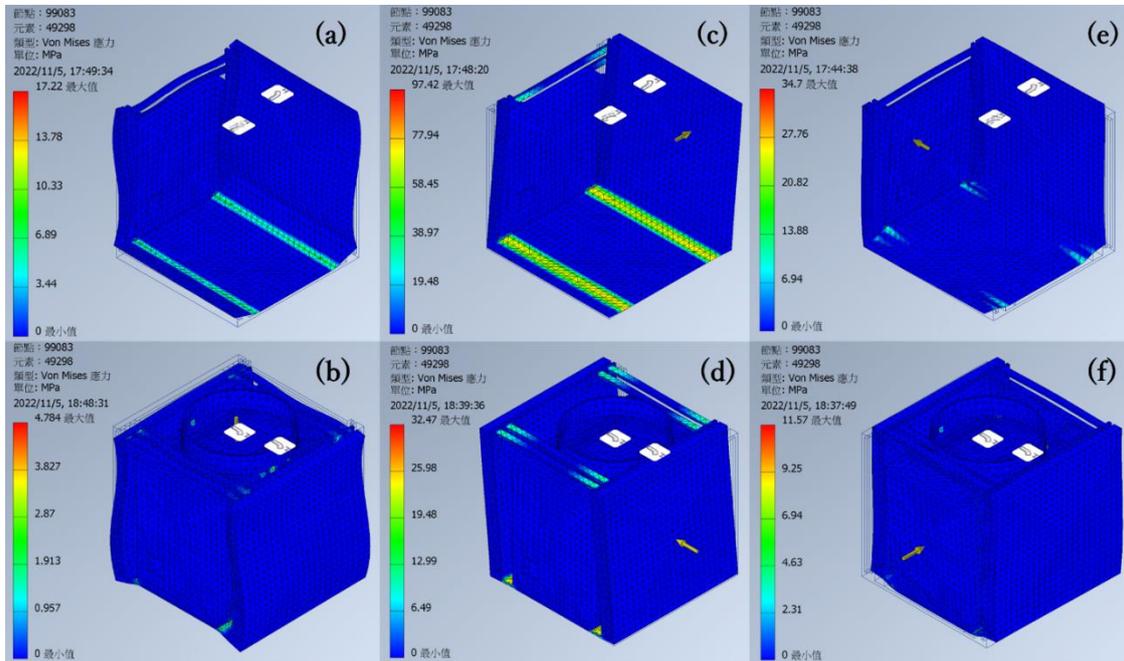


図 3.2 静的加速度に対する有限要素解析 (a) 正 z 軸, (b) 負 z 軸, (c) 正 y 軸, (d) 負 y 軸, (e) 負 x 軸, (f) 正 x 軸

$$MS = \frac{\sigma_{tol}}{\sigma_{occ}} - 1 \quad (3.1)$$

$$MS = \frac{503 \text{ MPa}}{97.42 \text{ MPa}} - 1 = 4.16 > 0$$

3.4.2 正弦波振動

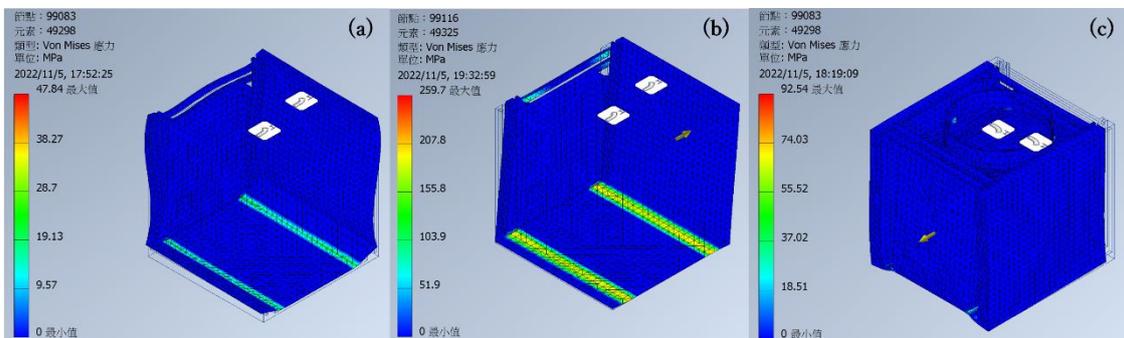


図 3.3 正弦波振動に等価な静的加速度に対する有限要素解析 (a) z 軸, (b) y 軸, (c) x 軸。

表 3.3 に示す条件に基づいて正弦波振動を等価な静加速度に換算して、より効率的な計算を実現出来る。共振 Q の比率を 20 とすると、x, y, z 軸の等価静加速度は 50G, 40G, 40G になる。最大応力は y 軸で発生し、259.7MPa に達することが明確だ。次に MS の計算をする。

$$MS = \frac{503 \text{ MPa}}{259.7 \text{ MPa}} - 1 = 0.94 > 0$$

3.4.3 機構固有振動数

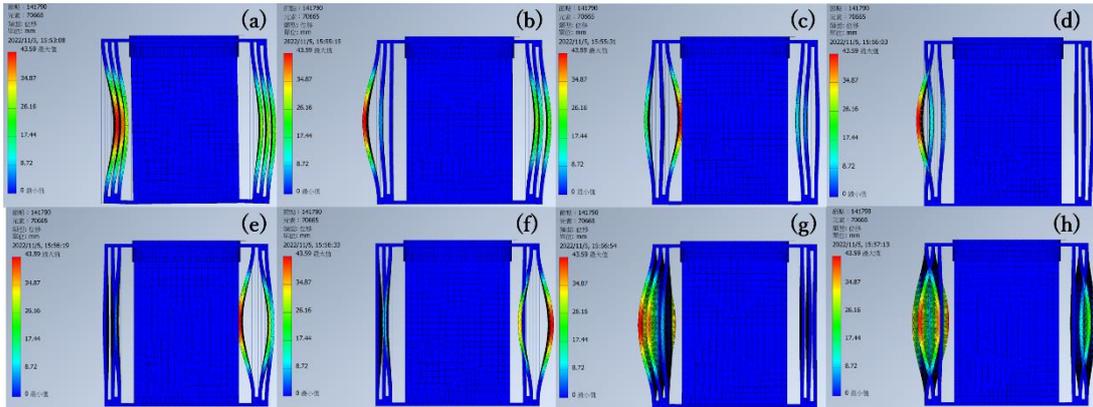


図 3.4 人工衛星の (a~h) 衛星本体の 1~8 番目の固有振動数。

3 軸の固有振動数とその最大可能剪断を計算し、図 3.4 に示す。衛星本体の 1~8 番目の固有振動数は 215.3Hz、238.3Hz、245.7Hz、249.3Hz、254.0Hz、254.2Hz、279.6Hz、そして 290.1Hz で、速度ベクトルの指向方向は 120Hz 以上、その直交方向はいずれも 60Hz 以上となり、要求を満たしていることが確認された。

3.4.4 ランダム振動

表 3.5 に示す要件に基づいて、加速度と周波数に応じたランダム振動を設定し、衛星に適用することで、打上げ時のあらゆる種類の揺れを模擬することが出来る。図 3.4 に振動パターンの状態を示すが、等価加速度が G_{rms} 、任意の特定軸の第一固有振動数を f_n 、周波数 f_n におけるパワースペクトル密度を PSD_{input} 、増幅率を Q として、式 3.2 [15] の Miles の式で等価静加速度に換算することも可能である。

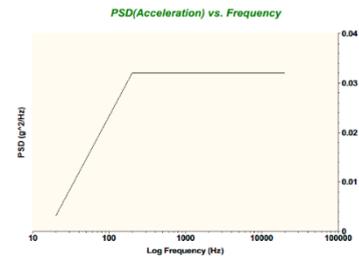


図 3.4

$$G_{rms} = \sqrt{\frac{\pi}{2} f_n Q [PSD_{input}]} \quad (3.2)$$

式 3.2 に基づいた 3 倍標準偏差までの許容範囲内であれば等価加速度は x, y, z 軸で 37.8G, 42.9G, 42.2G である。最大応力は x 軸において 245.5MPa である。

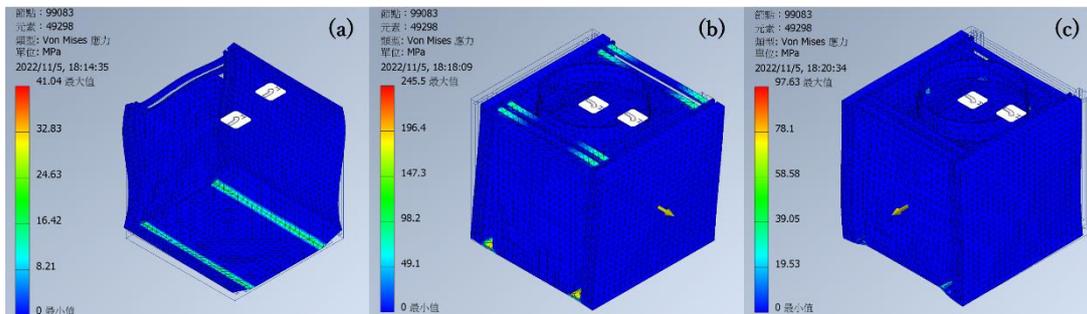


図 3.5 等価加速度の応力 (a) x 軸, (b) y 軸, (c) z 軸の場合。

$$MS = \frac{503 \text{ MPa}}{245.5 \text{ MPa}} - 1 = 1.05 > 0$$

今のところ、H-IIA ロケットの打ち上げ時に発生する加速度や振動から内部機器や搭載機器を支えかつ保護することができる構造設計であると判断できる。

4 姿勢制御系

4.1 姿勢制御系の概要

4.1.1 姿勢制御サブシステムのブロック図

燃料の搭載量はミッションの寿命を左右する重要な要素だ。燃料は衛星を軌道に乗せるためにも、軌道を維持するためにも使用され、あらゆる状況下で必要な燃料を確保する必要がある。STARSARのADCSは、搭載機器の要求を満たすことを最優先に、次に質量、消費電力、バス内の占有スペース、耐久性を考慮しつつ設計されている。そのため、STARSARのADCSは、以下の要求を満たすように選択され、優先順位が付けられています。姿勢を高精度に決定し、可能な限り精密に姿勢を保つこと、ミッションに要求される質量および消費電力の制限を超えないこと、そしてミッションの寿命を可能な限り長くすることです。

この要求を満たすために、以下に述べるような観測機器が必要となる。その概略図は図 4.1 に示す。ミッションの姿勢検出は恒星センサと 3 軸ジャイロセンサにより行われる。高度制御系は、X、Y、Z 軸を指向する三つの慣性輪と、故障した場合に備えて直交しない方向を指向する四つ目の慣性輪を備えている。スラスタが噴出する前に、まず慣性ホイールが衛星の姿勢を調整し、スラスタの噴出方向が C&DH システムにより計算された方向に向くようにする。

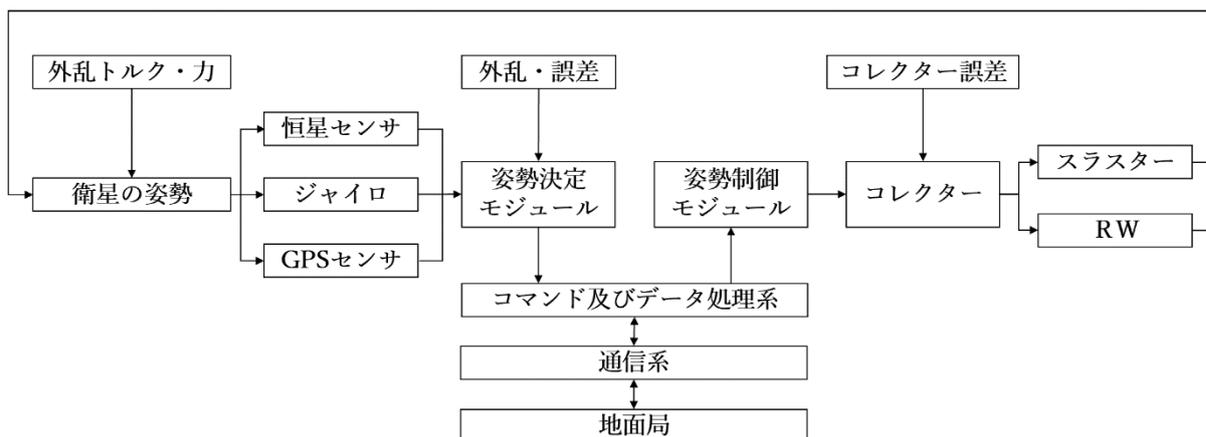


図 4.1 姿勢制御サブシステムのブロック図

4.1.2 機器選定

表 4.1 恒星センサの仕様^[16]

恒星センサ		
製造者	KAIROSPACE Co., Ltd	
製品名称	Star tracker	
ポインティング精度	< 5 arcsec	
回転精度	< 60 arcsec	

表 4.2 ジャイロの仕様^[17]

ジャイロ		
製造者	TAMAGAWA SEIKI	
製品名称	3-Axis FOG/IRU for microsatellite	
回転率測定可能範囲	± 10 deg/sec	
測定周波数	20 Hz	

表 4.3 GPS 受信機の仕様^[18]

GPS 受信機		
製造者	Meisei Electric Co.,Ltd.	
製品名称	Dual channel GPS Receiver	
精確度	3 m (位置)	
測定周波数	1~50 Hz	
起動修正時間	15 分 (cold start)	
	1 分 (warm start)	
感度	-130 dBm	

表 4.4 GPS アンテナの仕様^[19]

GPS アンテナ		
製造者	SpaceQuest	
製品名称	ANT-GPS	
LNA 利得	33 dB	
軸比	2 dB	

表 4.5 RWの仕様^[20]

RW		
製造者	Blue canyon Tech.	
製品名称	RW1	
最大トルク	0.07 Nms	
モーメントム	1 Nm	

表 4.6 スラスターの仕様^[21]

スラスター		
製造者	Bradford ECAPS	
製品名称	1N HPGP Thruster	
推力値	0.25N~1N (bit ≤570mN)	
比推力	140 s~320 s	
無毒性推進剤	HTP + butane (任意)	

4.2 外乱トルク

衛星が地球を周回する際、外力やトルクによって衛星が回転したり、加速したり、或いはその両方とも起こる可能性がある。このような外乱の強さや方向を計算し、システムが衛星を安定した状態で制御出来るかどうかを判断しなければならない。出来なければ地上の観測やモニタリング等のミッションに致命的な影響を与える可能性もある。

4.2.1 重力差トルク

衛星の各部位と地球との間には重力差があり、その力の総和が必ずしも衛星の質量中心に作用するとは限らないため、式 4.1 により算出されるトルクが存在する。ここで、 T_g が重力差トルク、 R が地球の中心から衛星の周回軌道の半径、 μ が地球の重力定数 ($3.9 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2$)、 θ が重力ベクトルと衛星の質量中心から地球中心を指すベクトルとの半径方向の角度、 I_y と I_z が衛星の y 軸と z 軸の慣性モーメントである。 θ を 1° とすると、重力差トルクは $2.9 \times 10^{-8} \text{ N} \cdot \text{m}$ となり、無視できるレベルである。

$$T_g = \frac{3\mu\theta}{R^3} |I_z - I_y| \quad (4.1)$$

4.2.2 磁場トルク

地球磁界は衛星上の双極子と相互作用し、式 4.2 によって計算できるトルクを生じる可能性がある。 D が $\text{pole} \cdot \text{cm}$ を単位とする衛星上のダイポールの強さ、 M が $8 \times 10^{25} \text{ emu}$ という定数である。 D を $2000 \text{ pole} \cdot \text{cm}$ とすると、最悪の場合、総トルクは $9.83 \times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{m}$ となる。

$$T_m = 10^{-7} DB = \frac{2 \times 10^{-7} DM}{R^3} \quad (4.2)$$

4.2.3 大気抵抗トルク

人工衛星が地球を周回する際、上層大気は人工衛星に対して空気抵抗力を与える。このトルクは式 4.3 で計算することができる。 C_d が抗力係数、 ρ が大気の密度、 A が衛星の断面積、 V が衛星の速度、 l_i が断面積の表面上の各点から衛星の中心までの回転慣性の総和とする。

$$T_a = \sum F_i l_i = \sum \frac{1}{2} C_d l_i \rho A V^2 \quad (4.3)$$

C_d が約 2.0、 ρ が最悪の場合（極端な太陽活動時）で $2.8 \times 10^{-12} \text{ kg}/\text{m}^3$ 、最悪の姿勢での A が 1.71 m^2 、 V が $7576 \text{ m}/\text{s}$ 、 l_i が 1 m と仮定することで、最悪条件の組み合わせで大気摩擦抵抗は $2.75 \times 10^{-4} \text{ N} \cdot \text{m}$ となる。

4.2.4 太陽光圧トルク

太陽光圧によるトルクは式 4.4 で求められる。 P_s が太陽光圧定数 $4.617 \times 10^{-6} \text{ N}/\text{m}^2$ 、 A_s が衛星の断面積、 L_s が加力中心と衛星質量中心との距離、 q が反射係数、 i が入射角である。 L_s が 1 m 、 i が 0° 、 q が 0.6 と想定すると、太陽光圧によるトルクは $1.14 \times 10^{-5} \text{ Nm}$ という結果が得られる。

$$T_{sp} = P_s A_s L_s (1 + q) \cos i \quad (4.4)$$

4.2.5 外乱トルクの合計

最悪の場合は全てのトルクと力が同じ方向に作用することで、起こる可能性は非常に低いですが、一般的に ADCS の設計では最も悪い条件とされており、 $3.85 \times 10^{-4} \text{ N} \cdot \text{m}$ となる。

4.3 姿勢制御力

4.3.1 回転による姿勢制御力

衛星の慣性輪は $7 \times 10^{-2} \text{N} \cdot \text{m}$ の最大トルクを発生させることができ、最悪の場合にも MS が 180 を超え、どんな条件でも制御可能とみなす。

4.3.2 位置精度

GPS 信号受信機とアンテナは中心周波数が $1575.42 \pm 12 \text{MHz}$ に設定されており、L1 狙いで、時には L2 の周波数もカバーできるため、衛星の位置精度は 3m 以下となる。

4.3.3 リアクションホイールとスラスターの配置について

四つの RW がそれぞれ X 軸、Y 軸、Z 軸とその座標に (1,1,1) を指す方向に向ける。スラスターが姿勢調整・制御を行ってるときに必要な角加速度も生じるので、それを吸収し、蓄積する必要がある。スラスターとリアクションホイール、二つを合わせて角運動量を蓄積し、一定時間につきリリースするデザインを得られた。姿勢調整が必要な場合にはスラスター噴射ノズル中心と衛星質量中心との違いでモーメントを通して角加速度を得て、余分な量をリアクションホイールで微調整する。X バンドアンテナとフレームとの接触角の外側を原点に、スラスターが向いている方向が-X 軸で、GPS アンテナが向いている方向が+Z 軸で、それを沿ったの Y 軸で座標を定義する。たった一つのスラスターの中心が (0,140,170) の位置に (衛星本体の-X パネルに穴をつける)、衛星の質量中心が (229.79,137.37,168.38) の位置にあります。推進薬の数は軌道維持、回転状態調整、モーメントリリースと最後の軌道離脱に使える量とそのマージンを考え、1000 グラムで十分だ。

4.3.4 システムとしての精度

システムとしての精度について、GPS 受信機の測定周波数が最低 1Hz で、位置精度が 3m で、軌道速度が平均約毎秒 7.5km で、衛星速度を測定する時の最大可能な誤差が 6m/s (0.1% 弱) だ。恒星センサによる姿勢測定精度が静止状態に 5 arcsec、回転中に 60 arcsec で、測定周波数が 10Hz で、ジャイロによる回転率測定周波数 20Hz で、角加速度の最大可能測定誤差が静止状態 0.5arcsec/s^2 で、回転状態 6arcsec/s^2 だ。

5 通信系

5.1 データ量の推定

5.1.1 HKデータ

表 5.1 HKデータの内訳

種類	内容	ビット数	センサ数	合計データ量 (ビット)
位置情報	GPS	32	1	32
	GPS スペア	32	1	32
	速度	16	3	48
姿勢情報	恒星センサ	16	2	32
	RW	8	4	32
	角度	16	3	48
	角速度	16	3	48
電源系情報	発電量	32	2	64
	バッテリー	16	1	16
	PCDU	8	2	16
その他	時間	32	1	32
	温度	8	1	8
	エラーチェック	16	1	16
合計				424

HK データレートは 424bps で、1 日あたり 36.6Mb、多少マージンを考慮したら 40Mb とする。

5.1.2 ミッションデータ

まず、ビットの量子化数 N_b は、式 5.1 により算出できる。次に、周期休止時間 τ_p は式 5.2^[10, 22]で、 T_{on} は軌道上の合成開口レーダが一周回当たりの可観測時間である。次に、観測時間 τ_w は、式 5.3^[10, 22]で求められる。ここで、 BW がバンド幅、 DCR がデータ圧縮率で、可逆圧縮の場合通常 2 とする。

$$N_b = \frac{SNR[dB] - 1.8}{6} = 3 \text{ bits/sample} \quad (5.1)$$

$$\tau_p = \frac{T_{on}}{PRF} = 23 \mu s \quad (5.2)$$

$$\tau_w = \frac{2SW_V}{c \sin \eta} + \tau_p = 170 \mu s \quad (5.3)$$

$$datarate = \frac{2BW \cdot N_b \cdot \tau_w \cdot PRF \cdot T_{on}}{DCR} = 254 \text{ Mbps} \quad (5.4)$$

X バンドアンテナと地上局受信機で、100Mbps のダウンリンクが実現可能だ。24 時間あたり 2,653 秒のアクセスタイムがあり、1 日あたりの最大データ転送量は 265.3Gb となる。一方、1 日あたりの最大ミッションデータは 216.4Gb なので、まだ十分な余裕があることになる。

5.2 機器選定

5.2.1 アンテナ、送信機、受信機の選定

地上局、STAR SAR のアンテナ、送信機、受信機は以下のように選択される。

表 5.2 X バンドアンテナ^[23]

	
周波数帯域	8000-8500 MHz
製造者	Printech
アンテナ利得	20.7~21 dBiC
送信出力	5 W

表 5.3 X バンド送信機^[24]

	
周波数帯域	8100-8500 MHz
製造者	SAIT Ltd.
データ処理能力	>1 Gbps
送信出力	2.5 W

表 5.4 S バンドアンテナ^[25]

	
周波数帯域	2025-2290 MHz
製造者	Anywaves
アンテナ利得	> 6.5 dBi
送信出力	>3 W

表 5.5 S バンド送信機^[26]

	
周波数帯域	2200-2290 MHz
製造者	EnduroSat
アンテナ利得	27-33 dBm
信号対雑音比	28-35 dB

表 5.5 S バンド受信機^[27]

	
周波数帯域	2025-21100 MHz
製造者	EnduroSat
アンテナ利得	2W
データ処理能力	4 Mbps

5.2.2 地上局選定

JAXA が公開した RF 通信系設計標準に基づいて、国立成功大学（NCKU）の地上局からテレコマンドデータのアップリンク可能な周波数が 2025~2110MHz、テレメトリダウンリンク可能な周波数が 2200~2290MHz（S バンド）、日本の地球観測センター（EOC）へのミッションデータの伝送が 8025~8400MHz（X バンド）で行う。本衛星の受信・発信バンドは SFCG 勧告に合うが、データのアクセス出来ないため、日本を始め、世界中既存衛星の通信バンドに衝突しているかどうか未だ確認出来ない。

表 5.7 TS2/TS3 局の仕様

	アップリンク	ダウンリンク
周波数帯域	2025~2120 MHz	2200~2300 MHz
データレート	100 bps~1 Mbps	10 bps~20 Mbps
送信 EIRP	54 dBW	
G/T	20 dB (仰角 10°)	
アンテナ軸比	≤1.5 dB	
アンテナ情報	8 m Cassegrain	
位置	22° 56'13" N, 120° 16'32" E	

表 5.8 EOC 地上局の仕様

周波数帯域	8025~8400 MHz
送信 EIRP	57.4 dBW
G/T	35.9 dB
ノイズ温度	134 K
アンテナサイズ	11.5 m
位置	36° 00'07" N 139° 20'52" E

5.3 回線計算

5.3.1 概要

システムの回線マージンを計算するためには、式 5.5 に示すように、衛星から始まり、経路、地上局に至るまで、全ての利得と損失を加算する必要がある。

$$M = \sum (G_{sat} - L_{sat}) + \sum (L_{path}) + \left\{ \frac{Eb}{No} \right\} - P_r \quad (5.5)$$

5.3.2 衛星から

アンテナ及び送信機の利得 G_{ant} , G_{EIRP} は表 5.6~5.8 のデータに基づいて計算される。また、衛星上の線路損失 $L_{sat,line}$ はゼロとする。

$$\sum (G_{sat} - L_{sat}) = G_{ant} + G_{EIRP} - L_{sat,line} \quad (5.6)$$

5.3.3 経路

最大の損失は自由空間損失 L_{fs} であり、式 5.4 で求められる。 R_e が地球半径、 h が軌道高度、 λ が選んだ中心周波数の波長、 δ が最低仰角である。結果の単位は dB となる。また、偏波損失とアンテナポインティング損失が 1dB、大気損失が 2.1dB と考え、中心周波数により液体水と相互作用しないので降水損失は発生しないものとする。

$$\sum (L_{path}) = L_{fs} + L_{polar} + L_{point} + L_{atm} + L_{ion} + L_{perc} \quad (5.7)$$

$$L_{fs} = 22 + 20 \log \left\{ \frac{R_e}{\lambda} \left\{ \sqrt{\left[\left(\frac{R_e + h}{R_e} \right)^2 - \cos^2 \delta} \right]} - \sin \delta \right\} \right\} \quad (5.8)$$

5.3.4 地上局で

地上局では、信号対雑音比 (SNR) 法とビットあたりの信号対雑音比 (Eb/No) 法の両方を用いている。SNR 法では、まず背景雑音から信号対雑音パワーを計算し、次に望むデータレートを考慮し、最後にモジュレーションの方法から必要な信号対雑音比または Eb/No 閾値を計算し、前項の全ての合計値との差がシステムのリンクマージンとなる。

$$EbNo = G_{ant,gst} + M_{gst} - T_{EbNo} - R_{EbNo} \quad (5.9)$$

$G_{ant,gst}$ が地上局のアンテナ利得、 M_{gst} が地上局のメリット係数、 T_{EbNo} が Eb/No 閾値、 R_{EbNo} が必要システム Eb/No である。

$$SNR = (S_{iso,gst} + G_{ant,gst} - L_{gst}) - [\sigma + 10 \log(T_n) + 10 \log(BW)] \quad (5.10)$$

$S_{iso,gst}$ が地上局での等方性シグナルレベル、 L_{gst} が地上局での全ての損失、 σ がボルツマン定数 (-228.6dBW/K/Hz)、 T_n が有効ノイズ温度、 BW が地上局の受信機の帯域幅である。

以上の計算方法に基づいて、全ての回線設計検証は次のページの表 A.1 に示してる。

6 熱制御系

6.1 外部熱入力

軌道上では外からの熱入力は主に太陽放射、地球赤外線放射、アルベドに支配される。[28]

6.1.1 太陽放射

地球軌道付近の太陽光エネルギー流入量は式 6.1 によって求められる。 \dot{Q}_s が全エネルギー流入量 (W)、 S が地球軌道付近の太陽光エネルギー定数 (W/m²)、 A_{sat} が衛星の断面積 (m²)、 t が積分時間 (秒)、 $F_{sun-sat}$ が衛星の太陽方向形態係数、 t' が時間依存変数である。衛星の軌道半径は地球の太陽周回軌道よりはるかに小さいので、 S は地球の軌道の離心率にのみ変化し、近日点、遠日点という物理的意味を持つ 1399W/m² と 1309W/m² の間に変化する。

$$\int_0^t \dot{Q}_s dt' = SA_{sat} \frac{1}{t} \int_0^t F_{sun-sat} dt' \quad (6.1)$$

6.1.2 地球赤外線放射

衛星に入射する地球赤外線放射量は式 6.2 により求められる。 E が地球放射エネルギー定数 (W/m²)、 \dot{Q}_e が全エネルギー流入率 (W)、 $F_{earth-sat}$ が衛星の地球に対する形態係数である。地球の温度は 140K から 258K の間で変化しているので、地球が完全な均質なブラックボディであると仮定して、こうした温度の極端値の計算に使われる。

$$\int_0^t \dot{Q}_e dt' = EA_{sat} \frac{1}{t} \int_0^t F_{earth-sat} dt' \quad (6.2)$$

6.1.3 アルベド

アルベドによる熱流入率 \dot{Q}_a は式 6.3 によって求められる。先のものとは異なるのは、図 6.1 及び図 6.2 に示したようにアルベド定数 a は衛星が向いているエリアの表面特性によって異なる数値が出る。

$$\int_0^t \dot{Q}_a dt' = aSA_{sat} \frac{1}{t} \int_0^t F_{albedo-sat} dt' \quad (6.3)$$

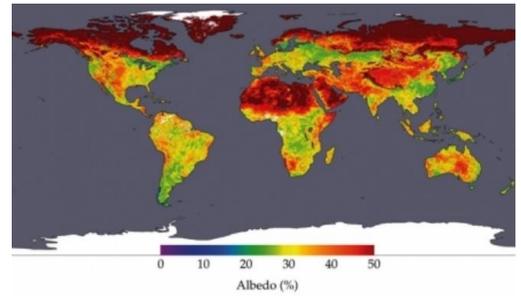
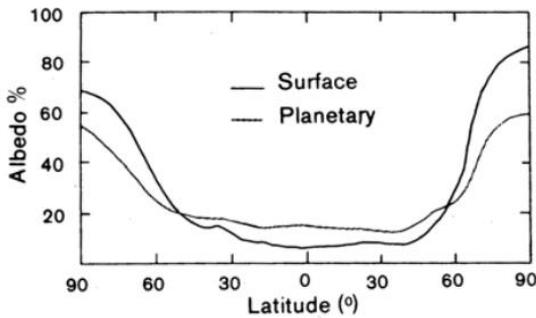


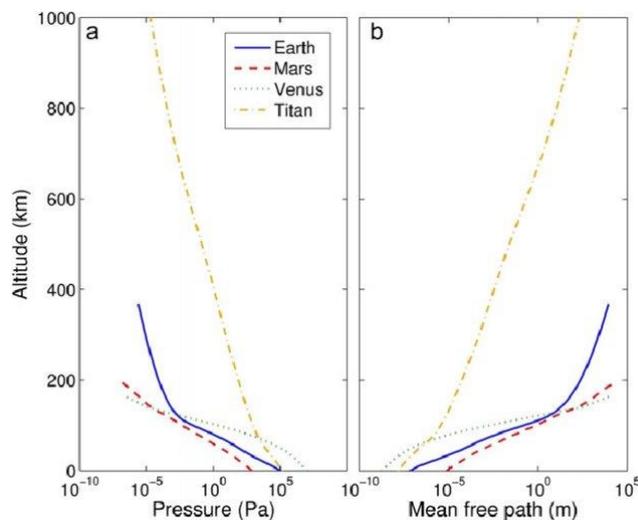
図 6.1 (左) 緯度別の平均アルベド値^[29] 図 6.2 (右) 2002 年 4 月 7 日~22 日の期間に収集されたデータに基づいて TERRA 衛星が観測した地球表面のアルベド。

6.1.4 自由分子流

低軌道衛星の場合、自由分子流による熱伝達が検討されることもある。これまでの研究から地球大気分子は海拔 100km を超えると気圧が下がり、分子の自由経路が長くなるため、自由分子流になると考えられている。空気の流れが自由分子流かどうかを判断するために、よく用いられるのがクヌードセン数である。ここで λ が平均自由経路、 L が特徴長さ、 Kn がクヌードセン数である。 Kn が 10 より大きければその流体は自由分子流とみなされる。

$$Kn = \frac{\lambda}{L} \quad (6.4)$$

以上を踏まえて、自由分子流による熱流入量は式 6.5 で求められる。ここで、 ρ が大気の密度、 V が衛星の対地速度、 α が吸収係数である。式 6.5 により、 \dot{Q}_{fmf} の値は約 0.159W/m^2 であり、無視できる程度である。但し、衛星の軌道が海拔 200km 以下に設計されている場合、自由分子流による熱流束は最早無視出来ないだろう。



$$\dot{Q}_{fmf} = \frac{1}{2} \alpha \rho V^3 \quad (6.5)$$

図 6.3 地球、火星、金星、タイタンの海拔による気圧と平均自由経路の推移^[6]

6.1.5 形態係数

形態係数は図 6.4 に示すように、一方の表面から出た放射熱流量が他方の表面に当たる部分を定義する数値である。図 6.4 に示すように、表面が互いに見えない場合、 F_{ij} は 0 になる。そうでなければ F_{ij} は 0 より大きくなるが、1 以上になることはない。形態係数の計算も面の法線ベクトル

間の距離、面積、角度に基づくものである。二つの微小な表面 i と j の面積微分 dA_i と dA_j について、表面 i から表面 j への形態係数は式 6.6^[30] で計算出来る。

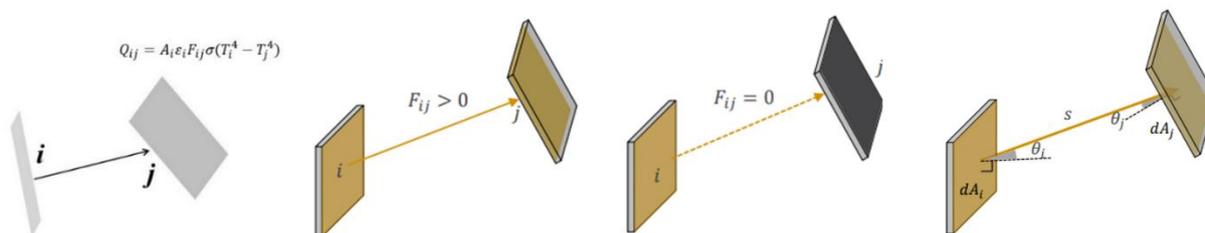


図 6.4 形態係数について

$$F_{ij} = \frac{1}{A_i} \iint \frac{\cos\theta_i \cos\theta_j}{\pi s^2} dA_j dA_i \quad (6.6)$$

6.2 内部放熱及び塗装の選択

6.2.1 内部放熱について

衛星の温度は外部からの熱流入だけでなく、内部の熱放散によっても変わる。衛星の各部の温度をそれぞれの使用温度に保つためには、塗装等のコーティングが不可欠である。

表 6.1 STARSAR の内部放熱及び各機器の温度許容範囲

種類	動作温度範囲	保存温度範囲	消費電力 (W)
電源系			
PDCU	-40~60°C	-40~60°C	1
バッテリー	0~45°C (充電時)	-25~55 °C (放電時)	10
パネル・太陽電池	-160~100°C	-160~100°C	0
姿勢制御系			
恒星センサ	-30~40°C	-30~100°C	2.4
ジャイロ	-10~50°C	-20~60°C	3.5
GPS 受信機	-20~60°C	-50~70°C	2.5
GPS アンテナ	-55~85°C	-35~70°C	0
RW	-20~60°C	-35~70°C	16
スラスタ・燃料 ^[31]	10~50°C	-5~60°C	0
通信系			
Xバンドアンテナ	-40~65°C	-40~65°C	5
Xバンド送信機	-20~50°C	-50~65°C	22
Sバンドアンテナ	-120~120°C	-120~120°C	3
Sバンド送信機	-30~70°C	-30~70°C	7.2
Sバンド受信機	-30~70°C	-30~70°C	2.5
コマンド及びデータ処理系			
コンピューター	-40~60°C	-40~60°C	1
ミッション機器			
合成開口レーダ	-40~60°C	-40~60°C	350 (作動中)

6.2.2 塗装選択

コーティングは、熱の放出率と吸収率を変えるものである。その性能及び選択基準は熱の放出効率や吸収率によるものである。

表 6.2 塗装選択

塗装選択	製造者	α (BOL/EOL)	ϵ (BOL/EOL)
OSR	PPE	0.08/0.13	0.80
Chemiglaze Black paint	Hughson Chemical	0.95	0.86

6.2.3 初期計算

この段階では、衛星全体を比熱パラメータを持つ質点とみなし、熱流入量が熱放出量と等しくて、式 6.7^[30]、6.8^[30]に示すように、 σ がボルツマン定数 ($5.67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{K}^4$)、 $\dot{Q}_{internal}$ が内部放熱、 ϵ が衛星表面の放射率、 T_{sat} が衛星の温度、 T_{space} が宇宙の温度で、約 3K である (6.7)

$$\dot{Q}_s + \dot{Q}_e + \dot{Q}_a + \dot{Q}_{internal} = \sigma \epsilon A_{sat} (T_{sat}^4 - T_{space}^4) \quad (6.8)$$

$$T_{sat} = \left[\frac{\dot{Q}_s + \dot{Q}_e + \dot{Q}_a + \dot{Q}_{internal}}{\sigma \epsilon A} + T_{space}^4 \right]^{\frac{1}{4}}$$

設計検証では、極端な条件の場合のみを考える。それは衛星全体の最高温度と最低温度となり、式 6.9 で求められる。

$$\begin{cases} T_{sat,max} = \left[\frac{\dot{Q}_s + \dot{Q}_e + \dot{Q}_a + \dot{Q}_{internal}}{\sigma \epsilon A} + T_{space}^4 \right]^{\frac{1}{4}} \\ T_{sat,min} = \left[\frac{\dot{Q}_e + \dot{Q}_{internal}}{\sigma \epsilon A} + T_{space}^4 \right]^{\frac{1}{4}} \end{cases} \quad (6.9)$$

最も暑い場合で 29.6°C、最も寒い場合で 6.6°C という試算結果を得られる。

6.3 熱数学モデル

6.3.1 基本的な前提条件

計算上の簡便のために、いくつかの基本的な仮定を以下に挙げる。まず、軌道上の空気密度は非常に低く、対流は無視できるので、熱の移動は輻射と伝導のみである。次に、最も極端なケースを模擬するために、極端な状態は衛星が定常状態に達するまで続くとする。最後に、衛星をいくつかの節点に分け、熱容量、熱伝導、エンタルピーが均質であることを仮定する。使える数値を得るために、Al-7075 合金間の熱伝導率を 150 WK/m^2 とし、それ以外の場合は 200 WK/m^2 と仮定する。Al-7075 合金、CFRP、GFRP の比熱容量は 715 J/K/kg 、 1040 J/K/kg 、 1310 J/K/kg で、その他の機器は Al-7075 合金の比熱容量の 0.8 倍である 572 J/K/kg と仮定する。

6.3.2 節点解析

表 6.4 は節点一覧を示しており、定常状態での熱平衡式は 6.10 式で示される。

$$C_i \frac{dT_i}{dt} = \alpha_i (\dot{Q}_s + \dot{Q}_e + \dot{Q}_a) + \dot{Q}_{internal} - \sum_{j=1}^n C_{ij} (T_i - T_j) + \sigma R_{ij} (T_i - T_j)^4 \quad (6.10)$$

ここで、 C_i が節点 i の熱容量、 $T_i T_j$ が節点 i と j の温度、 α_i は節点 i の熱吸収率、 C_{ij} が節点 i と j 間の熱伝達係数、 R_{ij} が節点 i と j 間の熱放射率である。

もし衛星がこのような極端な条件にも耐えられるのであれば、どのような環境条件でも正常に動作することは保証される。従って、熱制御サブシステムがミッションに適しているかどうかを検証するために、最高温と最低温の場合のみ計算し、使うパラメータが表 6.3 に示したように。

表 6.3 極端なケースの計算に用いたパラメータ

条件	S (W/m ²)	E (W/m ²)	α	$\dot{Q}_{internal}$ (W)	α	ϵ
極熱	1399	139	0.6	403	EOL	BOL
極寒	1309	75	0.15	13	BOL	EOL

表 6.4 衛星節点一覧

サブシステム	機器	Section Number
電源系	PCDU	3
	バッテリー	3
	パネル・太陽電池	9
姿勢制御系	恒星センサ	2
	ジャイロ	2
	GPS 受信機	2
	GPS アンテナ	2
	RW	4
	スラスタ・燃料	5
通信系	Xバンドアンテナ	6
	Xバンド送信機	6
	Sバンドアンテナ	7
	Sバンド送信機	7
	Sバンド受信機	7
コマンド及びデータ処理系	コンピューター	1
ミッション機器	合成開口レーダ	1
構体系	トラス・パネル	8

6.3.3 ラジエーター及びヒートパイプの必要性について

観測モードのピークパワーの9割が廃熱になる最悪な条件を前提に、ラジエーターのヒートパイプ・ラジエーターの熱交換効率が毎平米 5000W とすると、衛星内部の機器の廃熱のみを対処するには 0.034 平米のラジエーター面積が必要で、最悪な外部環境を含めると 0.319 平米のラジエーター面積が必要という結果が得られました。温度下限の場合、ヒートパイプは 0.302 平米の面積が必要です。

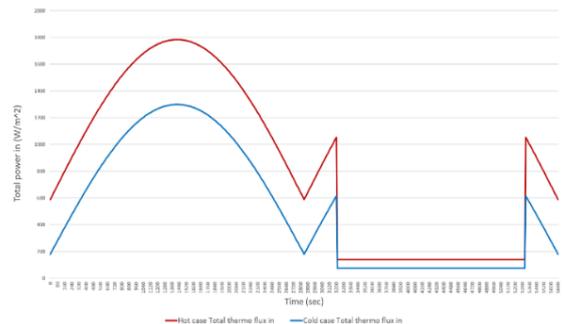


図 6.5 一周回における外部からの熱流入量

6.3.4 解析結果

表 6.4 で用いたパラメータをもとに、1 回転中の外部からの熱流入のモデルを計算し、図 6.5 に示すように可視化させる。そのデータを全てのセクションとその接続部について、6.10 式に代入する。最後にその結果を得られる。最低でも 5°C のマージンがあるので、理論上最も過酷なケースでも、全ての機器が作動温度を維持しており、熱制御系の設計がミッションに適していることを証明した。

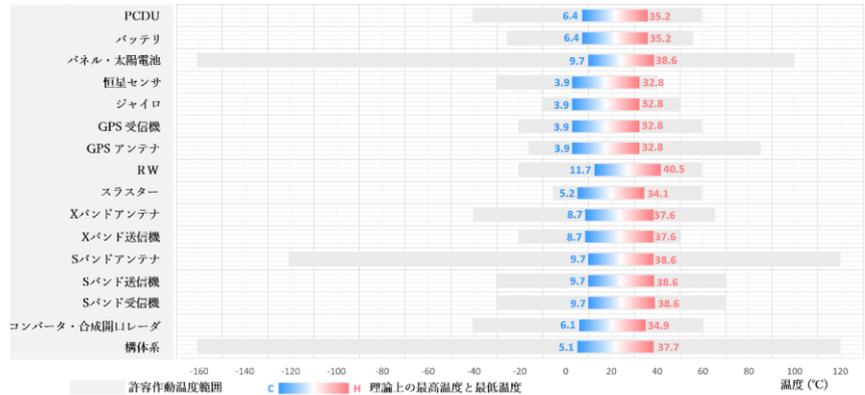


図 6.6 節点解析結果

7 電源系

7.1 衛星運用モード

衛星はいくつかのモードで運用される。観測モードに合成開口レーダが作動し、通信モードに地上局との通信を行い、充電モードにRWを使って太陽電池を太陽に向けさせ、姿勢調整モードに貯めたモーメントをリリースし、それ以外のモードを待機モードとする。各モードによる作動機器及び電力消費は表 7.1 のように示している。

表 7.1 各モードによる作動機器及び電力消費

システム	Module	消費電力 (W)	動作電圧 (V)	Mode					
				観測	通信		充電	姿勢調整	待機
					NCKU	JAXA			
SAR	SAR アンテナ	156 (平均)	28	○	×	×	×	×	×
	SAR 送・受信機			○	×	×	×	×	×
通信系	S バンドアンテナ	3	14	×	○	×	×	×	×
	S バンド送信機	7.2	14	×	○	×	×	×	×
	S バンド受信機	2.5	14	×	○	×	×	×	×
	X バンドアンテナ	5	14	×	×	○	×	×	×
	X バンド送信機	22	14	×	×	○	×	×	×
姿勢制御	恒星センサ	2.4	5	○	○	○	○	○	○
	ジャイロ	3.5	28	○	○	○	○	○	○
	GPS 受信機	2.5	3.2	○	○	○	○	○	○
	RW	40	14	○	○	○	○	○	×
	スラスタ	10	28	×	×	×	×	○	×
電源系	PCDU	5	14	○	○	○	○	○	○
C&DH	コンピューター	1	14	○	○	○	○	○	○
モード消費電力 (W)				209.2	65.9	80.2	53.2	63.2	13.2
モード継続時間 (s)				852	400	2653	53989	10	28496
一日当たりの消費電力(Whr)				1018.43					

7.2 機器の選択または要求

表 7.2 バッテリー選択^[32]

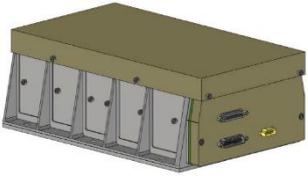
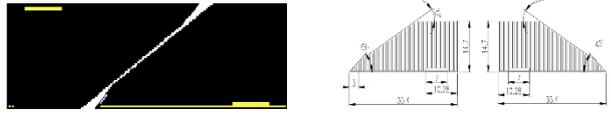
	
製造者	ibos
質量	<4 kg
容量(Wh)	550
動作電圧 (V)	28
充電電流 (A)	20

表 7.3 太陽電池の諸元^[32]

	
製造者	OCE Tech.
密度	78 mg/cm ²
寸法	35.4mm×14.7mm
一個当たりの面積 (cm ²)	3.95
動作電圧 (V)	2.74
基本材料	GaInP ₂ /GaAs/Ge
変換効率	0.275

7.3 太陽電池

必要最低限の太陽電池面積を求めるには、まずバッテリーの電圧を決定する必要がある。この場合、バッテリーを充電するために、通常 20%の追加電圧を加えるので、太陽電池アレイは少なくとも 33.6V の電圧を発生させなければなりません。ここで、 P_{avg} が衛星の平均必要電力 (W)、 T_{charge} が衛星充電可能時間 (時間)、 $C_{battery}$ が電池の容量 (Ah)、 V_{array} が電池の電圧 (V)、 P_{EOL} が、EOL 時の平均所要電力の 209W である。

$$P_{EOL} = P_{avg} + \frac{V_{array}C_{battery}}{T_{charge}} \quad (7.1)$$

次に、発電量は要求電力を満たす必要がある。式 7.2 において、 A_{eff} が太陽の入射角による面積係数、 D_{cell} が太陽電池の時間による劣化率 (0.9 と仮定)、 D_{temp} が太陽電池の温度による劣化率 (0.95 と仮定) である。必要な発電量は 254W と求められる。

$$P_{gen} = \frac{P_{EOL}}{A_{eff}D_{cell}D_{temp}} \quad (7.2)$$

最後に、太陽電池の必要面積は、前述の計算と式 7.3 に基づいて求められる。 η が太陽電池の変換効率、 Q_{Sun} が太陽定数 1353 W/m² である。太陽電池パネルの最小面積 A_{min} は 0.93 m² となる。

$$A_{min} = \frac{P_{gen}}{\eta Q_{Sun}} \quad (7.3)$$

必要なセルの行数と総個数は式 7.4 および 7.5 に基づいて求められる。 V_{array} がアレイの電圧、 V_{cell} が単一セルの電圧、 A_{cell} が単一セルの面積である。 N_{row} 、行数は 12.8 となるので、13 が適当であろう。 N_{min} はセルの合計数で、2335 となる。

$$N_{row} = \frac{V_{array}}{V_{cell}} \quad (7.4)$$

$$N_{min} = \frac{A_{min}}{A_{cell}} \quad (7.5)$$

7.4 バッテリ

衛星に電池を配置する理由は、蝕時に衛星に電力を供給するためである。電池の容量要求は式 7.6 に基づいて求められる。蝕中の最大出力電力が P_{max} 、蝕の時間が $T_{eclipse}$ 、許容放電深さが C_d 、電池効率が $e_{battery}$ 、電池電圧が $V_{battery}$ である。許容放電深さは、バッテリーの蓄電量がどれほど放出させられるかのを示すものである。システムが何サイクルに耐えられるかを基準にして設計されている。今回の場合、3年間のミッションで16,671回の充放電が想定されており、マージンを考えると20,000回となる。Marcos J., et.al, 2014の研究によると、許容放電深さは0.4となり、衛星全体のピークパワーが202.9Wで、蝕時間が2122秒（一年中最も長い日に）で、バッテリー放電電圧が28Vで、許容放電深さ40%で、要求された最低バッテリー容量が342Whという結果が得られました。容量550Whのバッテリー1個で満足出来る。

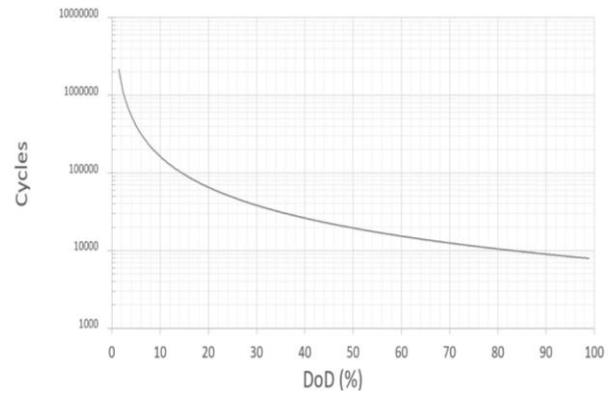


図 7.1 サイクル数と DoD の関係

[Marcos J., De la Parra I., García. M., Marroyo L. (2014)]

$$C_{min} = \frac{P_{max} T_{eclipse}}{C_d V_{battery} e_{battery}} \quad (7.6)$$

7.5 電源系設計

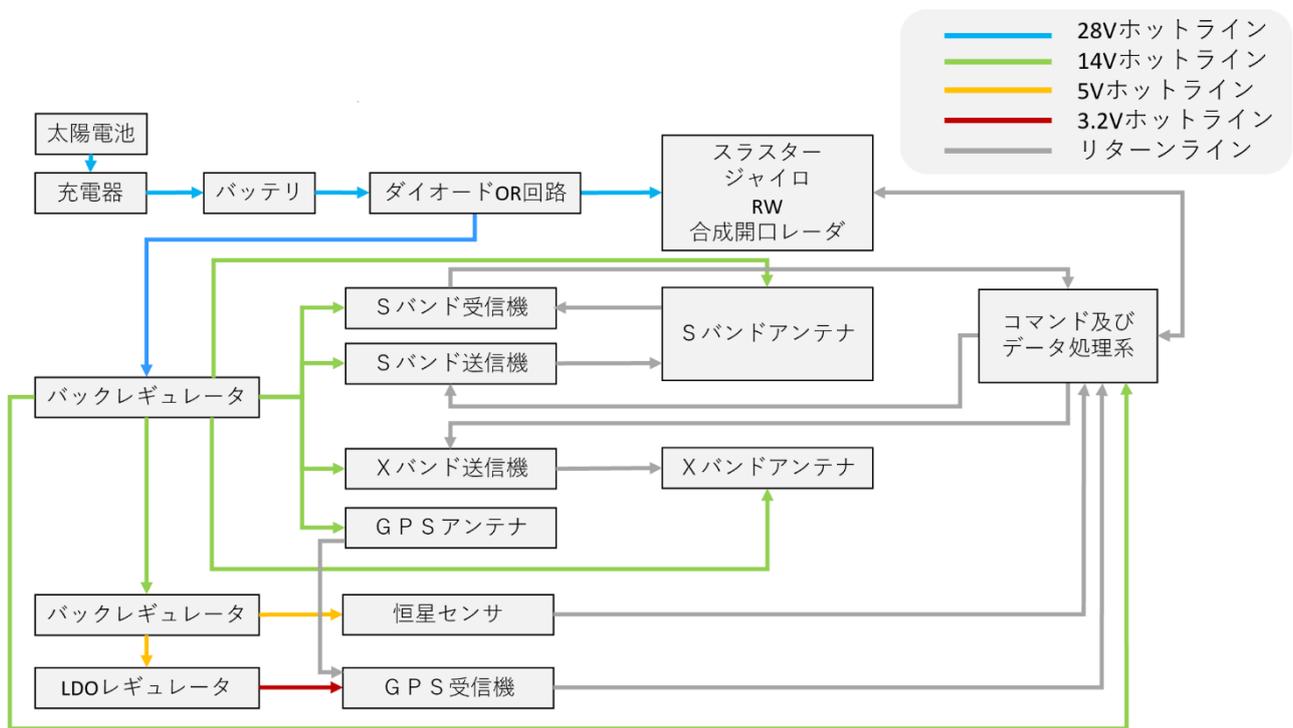


図 7.2 電源系のブロック図

電力制御分配装置(PCDU)は、電力供給に関わる全ての機器を統括しており、人工衛星にとって必要不可欠な装置だ。まず、太陽電池で発電された電力は充電器を通じてバッテリーに充電し、そしてダイオード回路によりどんな機器に給電するのかを制御する。28V から 14V まで、14V から 5V までは別々のバックレギュレータ(Buck Regulator)で降圧する。そして 5V から 3.2V までは

LDO レギュレータ (Linear Low dropout Regulator) で降圧する。こうすると無駄の廃熱量もシリーズレギュレータしか使わないのより低くなる。

8 コマンド及びデータ処理系

8.1 システム概要

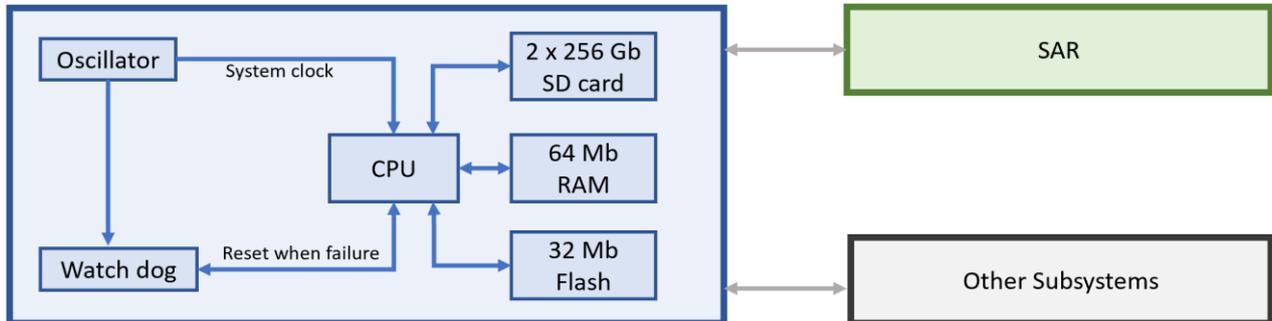


図 8.1 コマンド及びデータ処理系のブロック図

SATRSAR のコマンド及びデータ処理サブシステムは発振器から始まり、CPU とウォッチドッグ・ユニットの両方に正確な時刻情報を提供する。CPU は全てのミッションデータ、HK データの処理、TT&C、EPS、ADCS を含む他のサブシステムの制御をする役割を持つ。ウォッチドッグユニットは、CPU に何らかの障害が発生した場合、リセットや再起動を行う役割を担っている。普通の超小型衛星にタイムがあれば十分けれど、合成開口レーダを用いる地面観測ミッションには時間に敏感なので、もしコマンド及びデータ処理サブシステムがエラー発生すればシステム停止時間から再起動までの時間を精確に記録する必要がある。タイムを付くのも良いが、この二重保険措置でシステムの信頼性も高められます。また、256Gb の SD カードが 2 枚、64Mb の RAM、32Mb のフラッシュメモリが搭載されている。2 枚の SD カードは合成開口レーダで収集したデータを地上局に伝送し、解析するまでの間記録するためのもので、式 5.4 の計算により 2 観測周期分のデータを記録できるように設計されている。

8.2 放射線対策

低軌道 (LEO) は、中間軌道 (MEO) や高軌道 (GEO) より放射線の少ない軌道ですが、電気機器やモジュールへの放射線障害の可能性を出来るだけ防ぐために、数%程度の質量が増えても基本的な放射線遮蔽は必要だと考えています。放射線耐性の低い機器、例えば CPU や合成開口レーダのデータ記録ユニットには厚さ 3~5mm のアルミで包んで影響を軽減する。特にコマンド及びデータ処理系に対して、誤りの検出能力を高めるため、サーキットブレーカーを付ける。他の機器は構体系のハニカムサンドイッチパネルだけで十分と思う。太陽活動の強い時は電子損害を防ぐ為に地上局から衛星をシャットダウンするコマンドをアップリンクし、高エネルギー粒子量が正常値に戻ってから再起動する。

8.3 ダウンリンク前に合成開口レーダデータの事前処理の可能性

また、観測後、衛星に搭載されたコンピューターで地上局にダウンリンクする前のデータを処理する計画も検討されており、このミッションで実験する価値がある。コンピューター科学技術は過去数年間に急速に発展しており、衛星上でのデータ処理と計算の実現により、合成開口レ

ーダの最大観測可能時間を延長させられる。衛星に搭載するコンピューターを使って原始データから位相または反射強さのデータに処理させ、そのみをダウンリンクすると、災害時にもっと早めによき判断を出来そうになる。

9 開発スケジュール及び予算

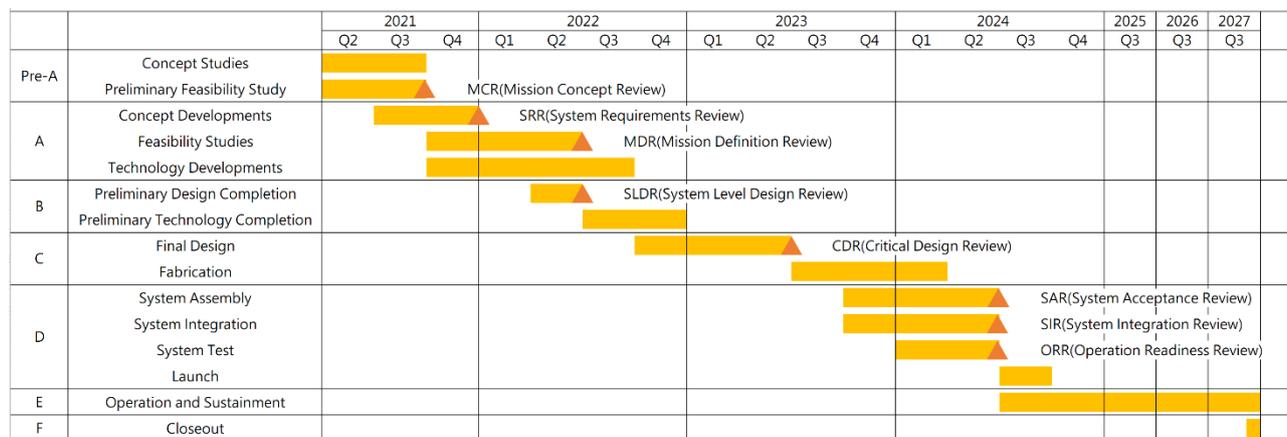


図 9.1 開発スケジュール^[14]

9.1 開発スケジュール

9.1.1 概要

NASA の宇宙ミッション手順によると、宇宙ミッションは Pre-A、A～F の 7 つのフェーズに分けられ、次の段落で定義される。現在、システムはフェーズ A まで完成しており、一部はフェーズ B に進んでいる状態だ。

9.1.2 フェーズ Pre-A

新たな計画又は新たなプロジェクトを選定することができるよう、ミッションに関するアイデア及び代替案の広範な領域を作り出すこと。^[33] 以下はいくつかの主要な目標を挙げる。

- 綱領に基づくミッションの明確化
- 使用者を特定する
- 可能なミッションの初期評価の実施
- 理由及び目的、可能な運用概念、可能なシステム構成、費用、スケジュール及びリスクの試算を含むプロジェクト提案の作成

9.1.3 フェーズ A

新しいシステムの提案、特に予算確保のための準備として、その実現可能性・必要性を検討すること。^[33] 以下はいくつかの主要な目標を挙げる。

- ミッション機器を選定する
- システム及びサブシステムの特定
- ミッションの概念を実証する
- 性能解析の遂行

9.1.4 フェーズ B

ミッションの要求を満たせるような初期基準値を設定するために、プロジェクトを十分に具体的に定義し、開発のコミットメントができるようにする。^[33] 以下はいくつかの主要な目標を挙げる。

- 初期システム条件の設定
- リスク管理計画の作成
- 基本設計案かつ運用方法の検討
- より詳細な内訳体系を定義する

9.1.5 フェーズ C

システム及び関連するサブシステム、操作系等の詳細設計を完了すること。^[33] 以下はいくつかの主要な目標を挙げる。

- 要求事項、検証計画、インターフェースに関する資料の見直し
- システムの完成度を高めるために、基本資料を補強する。
- 科学実験装置の選択確認
- 製造計画の完成
- 端から端までの情報系設計の立案

9.1.6 フェーズ D

サブシステムを構築し、それらが組み立てシステムを構築する。一方、試験を通じてシステムが要求事項を満たしていることを確認する。^[33] 以下はいくつかの主要な目標を挙げる。

- 部品の製造又はコーディング
- 組立計画に基づいてそれらの部品を統合し、検証を行う。
- 全般的な検証手順書の作成
- メンテナンスマニュアル、オペレーションマニュアルの作成
- 打上げ

9.1.7 フェーズ E

衛星の運営及び管理を行う。^[33]

- 必要であればシステムのメンテナンスとアップグレード

9.1.8 フェーズ F

責任を持って運用を終了すること。^[33]

- 軌道離脱
- 得られた教訓を文書化させる

9.2 全体予算

ミッション全体の予算は約 13 億 2500 万円と見積もられており、主な経費は合成開口レーダのアンテナ、電力増幅器、データ記録装置の製造等で、10 億円程度となる。今後の研究では、正味存在価値 (NPV) に基づいた経済的な計算を行うことが薦められてる。全ての費用はこの 10 年間アメリカを始め、ヨーロッパや他の先進国が打ち上げた超小型合成開口レーダ衛星を統計基準に推測された。合成開口レーダの技術を持たず国には他国からの技術支援がない場合、先ず数千億円もかかる関連基礎理論研究をしなければならないが、日本には最早 ALOS シリーズの経験があり、台湾には先

表 9.1 衛星全体の予算

項目	予測コスト (百万円)
合成開口レーダ ^[34]	1,000.00
バス機器	75.00
バス構造	25.00
システム組立	25.00
システム実験	25.00
打上げ	100.00
地上局運営	25.00
データ解析	50.00
合計	1,325.00

合成開口レーダの技術を持たず国には他国からの技術支援がない場合、先ず数千億円もかかる関連基礎理論研究をしなければならないが、日本には最早 ALOS シリーズの経験があり、台湾には先

端な半導体技術を持ち、上手く互いの長所を取れば合成開口レーダの製造や開発には欧米より値段が安くて品質が高いに達するだろう。可能であれば、民間企業との合作並びに他の宇宙プロジェクトの仕様とにより一部の部品を同時生産させる為に許容範囲内に設計を変更も検討すべきだ。

謝辞

本衛星のアイデアは「宇宙科学及び宇宙工学特別専門研究」という本校の選択科目の中で、私と他の4名のメンバー徐義勝(Hsu Yi-Sheng)氏、賴柏融(Lai Po-Rong)氏、陳思儒(Chen Ssu-Ju)氏、吳彥寧(Wu Yen-Ning)氏と共に考えました。特に徐義勝(Hsu Yi-Sheng)氏には熱制御系のプロトタイプの構築だけでなく、その後の修正にも多大な援助をして頂きました。日本で開催されます本衛星設計コンテストには、4名のメンバーと共に参加を希望していましたが、残念ながら一身上の都合により、私のみの参加となりました。しかし、彼らの協力がなければ、本衛星の提案はできなかったと思います。ここに深謝の意を表します。

本校には合成開口レーダに関する研究資料は非常に少ないため、私は知識を深めようとするべく講習会に参加しました。その中でも、最も本提案書の基礎となったのは2022年1月、国立中正大学にて開催された「合成開口レーダ講習会」でした。国立台湾大学の莊昀叡(Chuang Yun-Jui)教授、蔡亞倫(Tsai Ya-Lun)教授、国立中央大学の郭昱廷(Kuo Yu-Ting)教授、台湾国立中央研究院環境變遷研究センターの盧志恆(Lu Chih-Heng)氏、本研究院地球科学研究所の陳宏宇(Chen Hung-Yu)氏、林玉儂(Lin Yu-Nung)氏、童忻(Tung Hsin)氏には、終始適切なお指導を賜りました。他にも本衛星の解析にあたり適切なお助言を賜りました方々にも感謝申し上げます。また、私に一次審査を通過してから協力するご意向を示してくださる国立成功大学物理学科の陳炳志(Chen Bing-Chih)教授にも深くお礼を申し上げます。

最後に、私は宇宙工学専門ではない学部生の身でありながらも、本提案の遂行にあたり皆様から多大なご助言、ご協力頂きました。ここに誠意の意を表します。

参考文献

- [1] Y.-J. Chen, H.-J. Lin, J.-J. Liou, C.-T. Cheng, and Y.-M. Chen, "Assessment of Flood Risk Map under Climate Change RCP8.5 Scenarios in Taiwan," *Water*, vol. 14, no. 2, pp. 207, 2022.
- [2] 日本国土交通省, "河川事業概要 2021," 2021.
- [3] J. S. Society, "Statistical Handbook of Japan," 2010.
- [4] T. Executive Yuan, "Directorate-General of Budget," A. a. Statistics, ed., 2021.
- [5] 日本気象庁, 2000~2009.
- [6] U. States, "Geological Survey," 2000~2009.
- [7] T. Central Weather Bureau, 2021.
- [8] 日本気象庁, 2012~2021.
- [9] H. Chang, W. Chen, and J. Liou, "Spatial and temporal distribution of cloud coverage over Taiwan using MTSAT satellite images," *J. Photogramm. Remote Sens*, vol. 18, no. 3, pp. 153-160, 2014.
- [10] A. Golkar, G. Cataldo, and K. Osipova, "Small satellite synthetic aperture radar (SAR) design: A trade space exploration model," *Acta Astronautica*, vol. 187, pp. 458-474, 2021.
- [11] 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構. "小型合成開口レーダー (SAR) 技術の小型軽量化技

- 術を確立," 2022 Jun. 24; https://www.jaxa.jp/press/2021/03/20210310-1_j.html.
- [12] 魏钟铨, *合成孔径雷达卫星*, pp. 23-27: 科學出版社, 2001.
- [13] Y. K. Chan, and V. Koo, "An introduction to synthetic aperture radar (SAR)," *Progress In Electromagnetics Research B*, vol. 2, pp. 27-60, 2008.
- [14] V. L. Pisacane, *Fundamentals of space systems*: Johns Hopkins University Appli, 2005.
- [15] R. Miles, and S. Bigelow, "Random vibration of a beam with a stick-slip end condition," *Journal of sound and vibration*, vol. 169, no. 4, pp. 445-457, 1994.
- [16] satsearch. "Star Tracker Datasheet," Jun 26, 2022; <https://satsearch.co/products/kairospace-star-tracker>.
- [17] satsearch. "Gyroscope Datasheet," Jun 26, 2022; <https://satsearch.co/products/tamagawa-seiki-3-axis-fog-iru-for-microsatellite>.
- [18] satsearch. "GPS Receiver Datasheet," Jun 26, 2022; <https://satsearch.co/products/meisei-electric-dual-channel-gps-receiver>.
- [19] satsearch. "GPS Antenna Datasheet," Jun 26, 2022; <https://satsearch.co/products/aac-clyde-ant-gnss-2>.
- [20] satsearch. "Reaction Wheel Datasheet," Jun 26, 2022; <https://satsearch.co/products/bluecanyontech-rw1>.
- [21] satsearch. "Thruster Datasheet," Jun 26, 2022; <https://satsearch.co/products/ecaps-1n-hpgp-thruster>.
- [22] A. García Mondéjar, "Feasibility study on SAR systems on small satellites," 2009.
- [23] satsearch. "X-band Antenna Datasheet," Jun 26, 2022; <https://satsearch.co/products/printech-circuit-laboratories-high-gain-x-band-microstrip-patch-array-for-cube-sat-systems>.
- [24] satsearch. "X-band Transmitter Datasheet," Jun 26, 2022; <https://satsearch.co/products/endurosat-x-band-transmitter>.
- [25] satsearch. "S-band Antenna Datasheet," Jun 26, 2022; <https://satsearch.co/products/anywaves-s-band-antenna>.
- [26] satsearch. "S-Band Transmitter and Receiver Datasheet," Jun 26, 2022; <https://satsearch.co/products/addnics-corporation-microsat-s-band-transmitter-and-receiver>.
- [27] satsearch. "S-band Receiver Datasheet," Jun 26, 2022; <https://satsearch.co/products/endurosat-s-band-receiver>.
- [28] Y.-C. Yeh, "微微衛星之熱控分析," National Central University, 2004.
- [29] J. Li, B. E. Carlson, and A. A. Lacis, "Using single-scattering albedo spectral curvature to characterize East Asian aerosol mixtures," *Journal of Geophysical Research: Atmospheres*, vol. 120, no. 5, pp. 2037-2052, 2015.
- [30] 曾博毅, "PACE 衛星熱分析與環境測試," 2013.
- [31] D. Freudenmann, and H. K. Ciezki, "ADN and HAN-Based Monopropellants—A Minireview on Compatibility and Chemical Stability in Aqueous Media," *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, vol. 44, no. 9, pp. 1084-1089, 2019.
- [32] satsearch. "Battery Datasheet," Jun 26, 2022; <https://satsearch.co/products/exa-25-whr-high-energy-density-li-po-battery-array>.
- [33] D. E. H. Frank Hoban, Dr., and S. Habib, *NASA Systems Engineering Handbook SP-610S*, 1995.
- [34] "StriX- α : A minisatellite class SAR (Synthetic Aperture Radar) satellite mission of Synspecitive," <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/content/-/article/str-2>.

表 A.1 回線リンクバジェット計算結果

軌道高さ	km	501.531		
最低許容仰角 (θ EL)	deg	5.00		
可視範囲角	deg	17.55		
最大距離	km	2,081.95		
データ種類		ミッション	HK データ	
伝送方向		ダウンリンク	ダウンリンク	アップリンク
周波数	MHz	8,300	2,250	2,150
送信出力	W	5.0	2.5	50.0
	dBW	7.0	4.0	17.0
伝送損失	dB	0.0	0.0	-3.0
アンテナ利得	dB _i	17.7	6.5	40.0
送信 EIRP	dBW	24.7	10.5	54.0
アンテナ指向損失	dB	-1.0	-1.0	0.0
偏波損失	dB	-1.0	-1.0	0.0
自由空間損失	dB	-177.2	-165.9	-165.2
大気損失	dB	-2.1	-2.1	-2.1
降水損失	dB	0.0	0.0	0.0
電離層損失	dB	0.0	-0.1	-0.1
受信機での等方性信号のエネルギーレベル	dB	-156.6	-159.7	-113.4
アンテナ指向性損失	dB	0.0	0.0	0.0
アンテナ利得	dB _i	57.4	38.1	6.5
線路損失	dB	2.0	2.0	0.0
有効雑音温度	K	134	410	203
出力利得 (G/T)	dB/K	34.1	10.0	-16.6
信号対雑音電力密度	dBHz	106.1	78.9	98.6
設計データレート	kbps	100,000	100	100
変調/符号化方式		QPSK	BPSK	BPSK
許容ビット誤り率		0.000001	0.000001	0.000001
ダウンリンク時の E_b/N_0	dB	46.1	28.9	48.6
デモジュレータ損失	dB	1.0	1.0	1.0
要求 E_b/N_0	dB	10.5	10.5	10.5
E_b/N_0 閾値	dB	11.5	11.5	10.5
回線マージン	dB	14.6	17.4	38.1
LNA 入力時の信号電力	dBW	-101.2	-123.6	-106.9
受信バンド幅	Hz	1,000,000,000	100,000	100,000
受信雑音パワー	dBW	-137.3	-152.5	-155.5
受信側信号対雑音パワー比	dB	46.1	28.9	48.6
必要な信号対雑音比 (SNR)	dB	10.5	10.5	14.4
回線マージン	dB	15.6	18.4	34.2