

第27回衛星設計コンテスト

衛星概要説明書（3 ページ以内）

応募区分 設計の部

1. 作品情報・応募者情報

作品名（20文字以内）

DIDC ネット展開実証衛星「克」

副題（自由記入）

学校名

大阪大学大学院/大阪大学/The Pennsylvania State University

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。）

本衛星は二重インフレーターブル式デブリ捕獲ネット(DIDC ネット)の稼働実験を行う。異なる形状に展開する2本のインフレーターブルチューブを結着すると、2本のチューブの圧力を操作することによりその形状を変化させることができる。今回、これを網口に使用することでチューブ内の圧力制御により口を開閉させデブリを捕獲するネットを考案した。本ミッションでは、実際に軌道上でDIDC ネットを稼働させ、宇宙空間での挙動の確認や展開持続時間および口の開閉にかかる時間の計測を行う。

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）

- ・インフレーターブル構造を有するネットを軌道上で展開する。
- ・展開したネットをインフレーターブルチューブにより閉塞する。
- ・ネットの開閉の様子を撮影し地上へ送信する。
- ・ネットの開閉それぞれに要する時間を計測する。
- ・インフレーターブルチューブの展開持続時間の計測する。

(b) 重要性・技術的意義等

DIDC ネットを用いたデブリ捕獲がもつメリットとしては、インフレーターブル構造により大きく広くネットの口を広げられること、ネット内にデブリが侵入した後に口を閉じることによりデブリ捕獲を確実に行うことができること、ネット内に捕獲するという方式のためにデブリの回転の影響を受けにくいということがあげられる。また、多くのデブリを除去するためには除去衛星の打ち上げ台数を増やす必要があるが、ピギーバックなどによって打ち上げ機会の確保が容易であり、低コストで開発が可能な超小型衛星によってデブリ除去を行うことは有用であると考えられる。

4. 得られる成果

- ・デブリ捕獲ミッションへの発展性のためのDIDC ネット展開とその閉塞技術の実証と評価
- ・インフレーターブルチューブの密閉性の評価と他ミッションへの汎用性の拡大
- ・DIDC ネット展開時における姿勢制御則の確認

5. 主張したい独創性や社会的効果

デブリ捕獲を考えた際、ネットでデブリをキャッチするだけでは、捕獲として不十分であると考えられる。そこで、本衛星には二種類のインフレーターブルチューブを利用することで、ネットの展開だけでなく閉塞も行い、確実にデブリを捕獲する機構を設計する。

本衛星のミッション成功は、今後の宇宙開発におけるデブリの脅威の低減に大きく貢献できる。また、

そうなることで、デブリによる機器や人体への被害が撲滅することを願っている。

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）

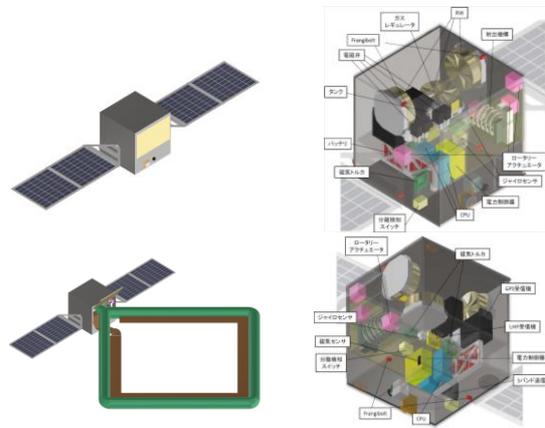


図1 衛星外観と内部構造

本衛星の質量は 33.10 kg である。各種システムに必要な機器を以下に示す。

・ ミッション機器

DIDC ネット、タンク、カメラ、射出機構、圧力センサ、ガスレギュレータ、電磁弁

・ 構体系

ロケットインターフェース、各部パネル、パネル固定用テグス、パドル回転モータ

・ 姿勢制御系

リアクションホイール、磁気トルカ、太陽センサ、地球センサ、スターセンサ、ジャイロセンサ、磁気センサ

・ 熱制御系

MLI, OSR, 黒色ペイント, 白色ペイント, ヒータ

・ 電源系

太陽電池パネル, バッテリ, 電力制御器, 分離検知スイッチ

・ 通信系・データ処理系

パッチアンテナ, モノポールアンテナ, GPS 受信機, GPS アンテナ, S バンド送信機, UHF 受信機, CPU

インフレーターブルチューブ内部に CO₂ を注入し、適切な圧力に保ち、チューブに囲まれた部分にデブリを通過させることで、インフレーターブルチューブに取り付けられたネットによりデブリを捕獲することを想定し、DIDC ネットの展開、閉塞の実証を行う。本衛星は地球周回軌道にて運用する。

(b) 地上系を含む実験系

H-II A ロケットからの衛星分離後、各機器にバッテリーにより電源を投入し、センサ等の動作確認を行う。正常な動作を確認後、レートダンピングを行い、太陽光パネルの展開、太陽捕捉を行い、太陽光パネルにより発電、電力の供給を開始する。太陽光パネルにより十分に電力を確保した後、地球捕捉を行い、各機器の動作確認をしてミッション運用へ移行する。

(c) データ取得を含む実験運用手順

本衛星は H-II A ロケットからの衛星分離後、初期運用を正常に行えた後、ミッション運用へ移行する。ミッション運用ではインフレーターブルネットの開閉をそれぞれ二度繰り返し、各々カメラを動作させて開閉の様子を撮影し、撮影データを地上局へ送信する。この撮影データと HK データをテレメトリとして地上局へ送る必要があり、地上局からはコマンドが送られる。本衛星は太陽同期軌道を想定しており、通信を行える周回が限られているため、通信可能な周ではすべて通信モードとしてアップリンク、ダウンリンク共に通信を行うものとする。これと、3 週に一回アンローディングを行う必要があるため、こ

れらが共に満たされるように周回モードの管理を行う。本衛星のメインミッションである DIDC ネットの開閉は、日照時に二度ずつ行われ、各開閉で圧力センサにより内部の圧力を計測することでガスの外部への流出の有無、流出量を評価する。

7. 具体的な実現方法、製作する範囲並びに費用

本ミッションは、約2年の開発期間を経て運用を開始する。日本の種子島宇宙センターよりH-IIAロケットの相乗り衛星として打ち上げられることを想定している。打ち上げ時期に関しては、2021年の下半期を考えている。本衛星の搭載機器は、基本的に既製品を用いる。以下に本ミッションの費用の概算を示す。

- ・開発製造費（部品調達、自主製作費） 2億円
- ・打ち上げ費用 0.5億円
- ・運用費（データ解析等） 0.5億円

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を図2に示す。本プロジェクトでは人工衛星の設計においてタスク管理の手法として一般的に用いられる Phased Project Planning (PPP) に基づいてスケジュールを検討した。特に DIDC ネットの射出機構やインフレーターチューブの開閉に関して地上で実験を十分行う必要があるため、本衛星の開発期間は2年と設定した。

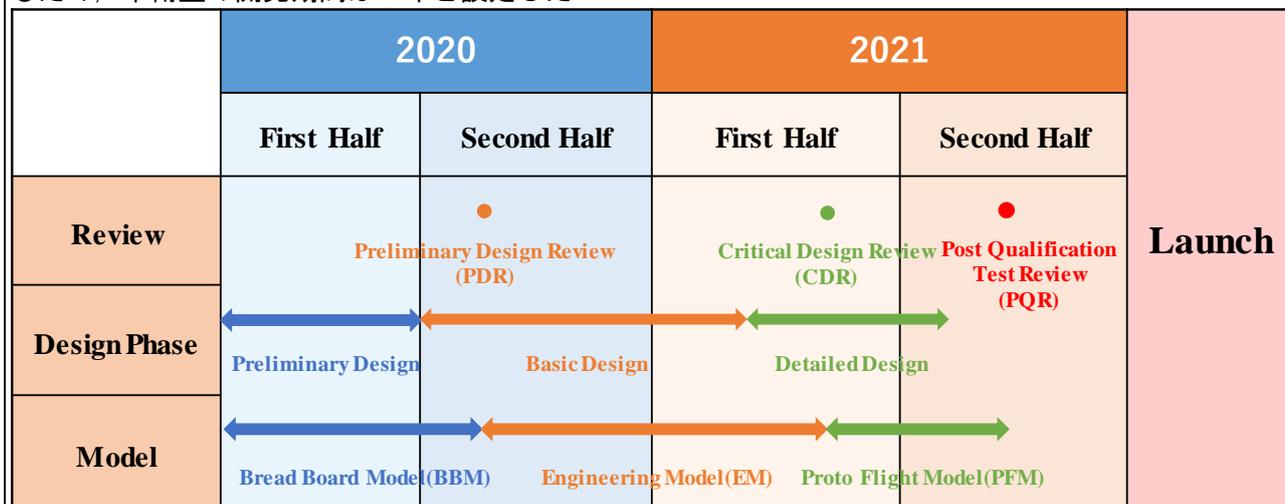


図2 開発スケジュール

以上

DIDC ネット展開実証衛星「克」

大阪大学大学院工学研究科機械工学専攻 / 大阪大学工学部応用理工学科 / The Pennsylvania State University

楯大樹 齋藤涼 大谷夏樹 坂本遼介 谷田航大 戸塚睦 / 井本悠太 中垣フィリップ / 石田健将

1 ミッションデザイン

1.1 背景

人類は宇宙の探査や地球の観測のために数多くの人工衛星やロケットを打ち上げており、現在では軌道にある人工衛星の数は5000機を超えている [1]。また、運用が終了した衛星やロケットの部品の一部は軌道に残り、スペースデブリとして地球の周りをまわり続けている。現在も軌道上のデブリの数は増え続けており、観測可能なデブリの総数は約16000個にのぼるというデータがある [2]。人類が宇宙開発を進める限り、対策なしにはデブリの数は増加する一方である。2009年には米国通信衛星 Iridium33 が運用を終了したロシアの衛星 Cosmos 2252 に衝突して運用停止を余儀なくされる事故が発生しており [2]、デブリが増えていくにつれて同様の事故が発生する危険性は次第に高まっていくと考えられる。そのため、軌道に残されたデブリを取り除く手法を確立することが喫緊の課題となっている。

デブリ除去の方法として、主にスラスタ [2] や導電性テザー [3] を用いてデブリを減速させる技術も研究されている。しかし、これらの技術はデブリの減速やテザーの伸展に複雑な制御が必要となる上、対象物が回転している際に制止させるのが難しいという欠点がある。一方でネットを用いたデブリの捕獲であれば、ネットの中にデブリを捕らえることで、回転の有無にかかわらずデブリを拘束することができる。

そこで我々はインフレータブル構造を用いてネットの開閉を行う2重インフレータブルデブリ捕獲ネット (Dual Inflatable Debris Catch net, DIDC ネット) 展開技術実証衛星「克」を提案する。超小型衛星を用いた新たなスペースデブリ捕獲技術を確立することで、将来の健全な軌道環境保持に貢献することを目指す。

1.2 インフレータブル構造

インフレータブル構造とは、ガスを注入することで膨らむ袋状の膜構造のことである [4]。インフレータブル構造は新しい展開宇宙構造物として注目が集まっており、様々な研究が行われている [5][6]。インフレータブル構造はガスを注入して膨らませることで展開するので、収納時は非常に小さい体積に折りたたんで収納することが出来る特徴がある。衛星本体よりもより大きい構

造物を宇宙空間で展開することにより、衛星の大きさ制約の問題を解決することが期待できると考えられる。さらに、インフレータブル構造によりデブリ捕獲機構を構築することで、デブリとのランデブ時の要求精度の緩和が期待できる。

1.3 ミッション目的

本衛星は軌道上で DIDC ネットの開閉実証実験を行う。主なミッション目的を以下に示す。

- DIDC ネットを軌道上で開く。
- 展開したネットをインフレータブルチューブにより閉じる。
- ネットの開閉の様子を撮影し地上へ送信する。
- ネットの開閉それぞれに要する時間を計測する。
- DIDC ネットの展開持続時間を計測する。

DIDC ネットの開発はデブリの捕獲を目的として行われる予定だが、そのためにはネットの開閉に要する時間や展開持続時間が必要である。しかし、軌道上でのインフレータブルチューブの圧力展開の実験は容易ではなく、開閉挙動等の数値シミュレーションも困難である。したがって、展開に関する時間のデータを取得することで今後のデブリ除去ミッションの発展に貢献できると考えられる。

1.4 ミッション意義

50kg 級超小型衛星において、DIDC ネットの開閉実証実験を行う。具体的には、開モード用と閉モード用の2種類のインフレータブルチューブを用いて枠を作り、その枠にデブリ捕獲用ネットを装着することで DIDC ネットを構成し、宇宙空間で開閉実験を行う。

デブリ捕獲時には回転を考慮した相対速度をデブリと合わせる高精度なランデブが要求されるが、大きなインフレータブル構造を用いてネットを開くことでデブリとのランデブ時に要求される相対位置精度の条件が緩和されることや、ネットに入れてデブリを捕獲することでデブリの回転の影響を受けにくいことがメリットとしてあげられる。デブリの回転はネットを通じて衛星全体に伝わり、その角運動量はリアクションホイールにより吸収する。また、DIDC ネットによるデブリ捕獲はネットを用いているので、捕獲対象が形状によらないことも利

点としてあげられる。大きさについても、本システムを大型化することで大型のデブリを捕獲することも可能である。

多くのデブリを除去するためには除去衛星の打ち上げ台数を増やす必要があるが、ピギーバックなどによって打ち上げ機会の確保が容易かつ低コストで開発が可能な超小型衛星によるデブリ除去を模索することは非常に意義がある。また、将来の大型衛星による大型デブリ等の捕獲ミッションにおいて DIDC ネットを利用する際の設計に役立つと考えられる。

したがって、超小型衛星によって DIDC ネットの開閉技術実証を行うことで、宇宙デブリ問題解決に貢献できると考えられる。

1.5 DIDC ネットを用いたデブリ除去ミッションシナリオ

実運用を行う際の変更点およびシナリオを示す。実運用を行い、実際にデブリを捕獲するためにはランデブを行う必要があるため、衛星を必要に応じて大型化しスタスタを搭載する。実運用におけるシナリオとしては、まず衛星を宇宙に発射する前に、単一のデブリに対して軌道情報を取得する。デブリの軌道情報を基にそのデブリに対してランデブを行い、機体本体をゆっくりと角速度を増加させながら回転させ DIDC ネットによりデブリを捕獲する。ここで、デブリ捕獲の検知には圧力センサを用いる。デブリと DIDC ネットの接触によるインフレーションチューブの内圧の変化を評価することで捕獲を検知し、自律化機能を用いて閉モードに移行する。捕獲したのち、デブリを牽引する形で大気圏に再突入するという想定である。

2 ミッション解析

2.1 DIDC ネット

本節では、インフレーション構造を有するデブリ捕獲用ネットの基本構造や展開原理について述べ、本衛星で用いるインフレーション構造およびネットの設計を行う。

2.1.1 ネット構造 (図 2.1)

DIDC ネットはインフレーションチューブにより展開、閉塞を行う。まず、インフレーションチューブの基本構造について述べる。ネットの展開、閉塞はそれぞれ展開用チューブと閉塞用チューブの二つに別れており、互いに接着される。

両チューブともポリイミドの気室壁を持ち、ザイロン製の保護層と外皮も持つ。両チューブは①のザイロンフィラメント織物製カバーにより保護されており、同時に⑦の縫い代でチューブの接合部も兼ねている。この

カバーはチューブ外皮②と保護層③には接合されておらず、チューブ全体にネットからの負荷が緩やかに分散される構造になっている。ザイロンフィラメント織物製の外皮（強度層）②はカバーの下に位置しており、ネット枠の曲げ剛性やねじれ剛性を確保するために設置した。気室は④の 25 μm 厚の熱可塑性耐熱ポリイミド Midfil をポリイミド粘着テープで両側から接合した後に溶着し、保護層③に柔軟性と耐熱性のあるシリコン系接着剤で貼り合わせる。④の保護層は気密層と一体となり、気密層と強度層の擦れを低減しポリイミドフィルムの耐久性を向上させる働きがある。形状を円柱を組み合わせた多角形にする事で、立体的な気密層の裁断を容易にし大型でも工作精度を保つ事が可能である。超小型衛星 EGG(re-Entry satellite with Gossamer aeroshell and GPS/Iridium)[8] のようにインフレーション構造の角の接合部分をシリコンゴムにする例もあるが、ゴムの表面からのガス漏れは避けられない。しかし、熱可塑性ポリイミドフィルム、接着剤（接合部は全周に塗布）、立体的裁断、ポリイミド粘着テープを組み合わせる事により、よりリークレートの低いインフレーション構造が実現できる。実際のリークレートと展開維持性は実機試験によって求める他ないが、類似の構造を持つ前述の EGG 衛星のリークレートは一時間あたり 1.13 % 程度 [8] であるので、これを下回ることが予想される。

製造過程における各層の実装は、袋状にした気密層に徐々に空気を注入し、形状の寸法が安定する内圧まで上昇させた状態で行う [7]。これにより膨張時に余剰となる素材や、正常な展開を妨げる応力等を除去することができる。宇宙インフレーション構造は折り畳んだ格納状態では内部の空気を除去しておく必要があるため、組み立て時には真空ポンプで排気を行う。また、折り畳み時の折り曲げによる損傷も入念に確認する必要がある。

2.1.2 本衛星構成における利点

先述の展開比率の大きさに加えて、インフレーション構造をアクチュエータとして使用し機械的な閉塞機構を採用しない事により、故障率の低減や、構造のシンプルさによる信頼性向上の利点が得られる。また衛星の規格上、2 m 四方のネット枠を閉じるための機構を従来の機械式ブーム等で実現する事は困難であり、革新的なインフレーション構造による展開・閉塞の両動作を行う機構の提案に繋がった。

2.1.3 DIDC ネットの展開と閉塞フェーズ

● 開モード (図 2.2)

機内上部に格納されていたインフレーション部が射出機構によって機外に射出された後、外側の展開用

表 2.1: DIDC ネットの仕様

項目	素材	厚み [μm]	製作元	型番	最大許容温度 [$^{\circ}\text{C}$]
①チューブカバー (接続部)	ザイロン	100	TOYOBO	ZYLON-AS	650
②外皮 (強度層)	ザイロン	100×3層	TOYOBO	ZYLON-AS	650
③保護層	ザイロン	100	TOYOBO	ZYLON-AS	650
④気密層	Midfil (熱可塑性ポリイミド)	25	KURABO	特注	320
⑤接着剤	シリコン系	-	MOMENTIVE	RTV159	260
⑥粘着テープ	ポリイミド	25	オカモト	1020TN	不明
⑨ネット	ケブラー	次節参照	東レ・デュポン	ケブラー 49	なし

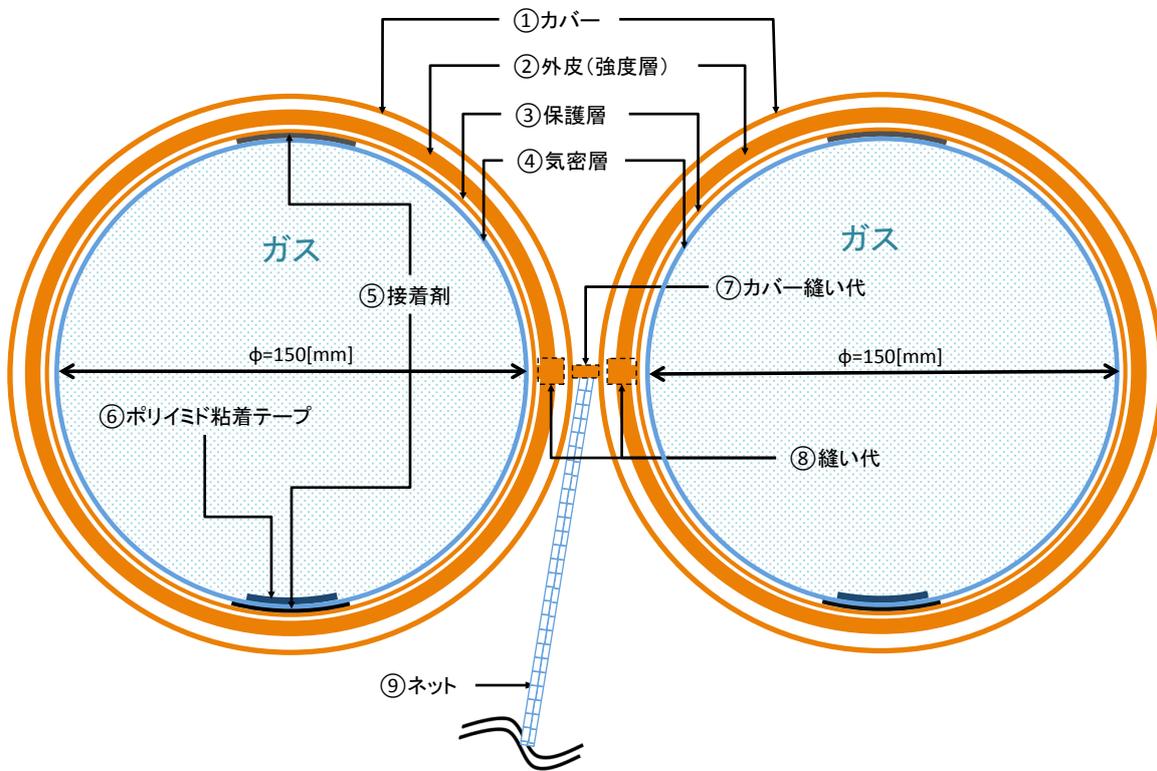


図 2.1: インフレーター構造の断面模式図

チューブ（ネット支持部: 黄色）にガスが注入され、展開フェーズが完了する。この状態を本稿では”開モード”とする。

- 閉モード (図 2.3)

目標デブリとのランデブが完了し、ネット内に確保した事が確認された時に展開用チューブのガスを抜き、内側の閉塞用のチューブ（緑色）を膨張させデブリの保持をより確実なものとする。この状態を本稿では”閉モード”とする。

2.1.4 開閉原理

展開用チューブ（黄色）にガスを注入する際、閉塞用チューブ（緑色）はしぼんだ状態で柔軟性があるので、展開用チューブの動きに追従して動きに干渉しない。また閉塞モードの時、閉塞用チューブは膨張状態で上から見て直線状になるように作られているため、その形に沿ってしぼんだ展開用チューブを従動させることが出来る。以下の図 2.4 および図 2.5 は左頂点における最も単純な角度の変更機構 ($90^{\circ} \rightarrow 180^{\circ}$) の模式図であるが（右側も

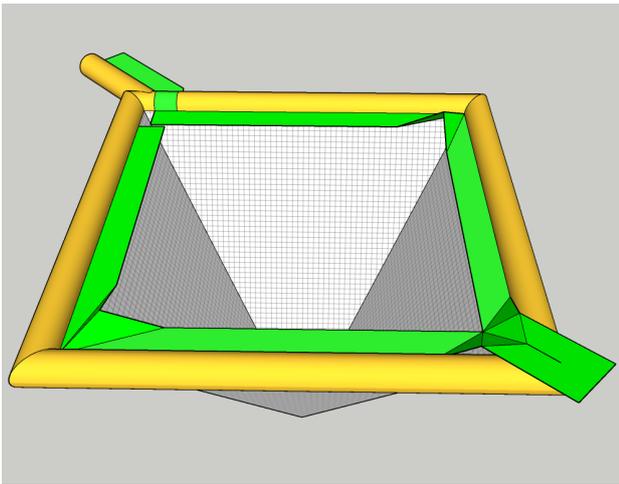


図 2.2: 開モードのネット部

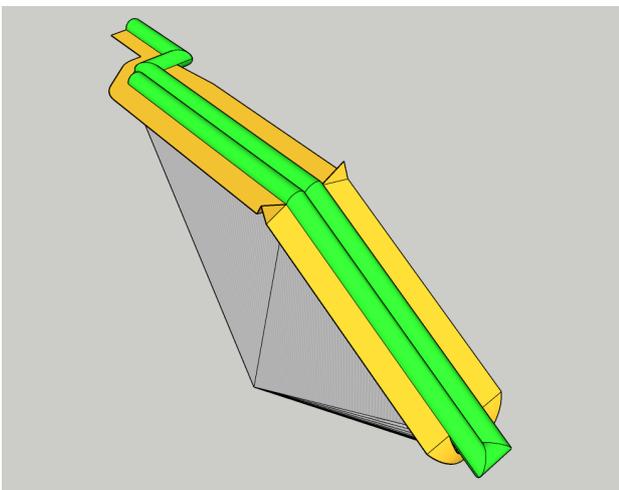


図 2.3: 閉モードのネット部

同様の機構), これと同じ仕組みを各頂点に応用している。左右頂点部と異なり, 先端部は閉じる構造 ($90^\circ \rightarrow 0^\circ$) であり, 支持部の閉塞用チューブ ($45^\circ \rightarrow 180^\circ$) は展開用チューブとの干渉を防ぐため折れ曲がっているが, これは展開用チューブを開モードの際に展開用チューブの動きに干渉せず, なおかつ閉モードの際に真っ直ぐに伸びて閉塞できる形状を追求したためである。閉塞用チューブの先端部は閉じており, 自由に展開用チューブに追従出来るようになっている。このため, 閉塞用チューブはリング状にはなっておらず, 閉モード時にはヘアピンの様な形状となる。

2.1.5 実験による開閉の実証

多層構造かつ複雑なインフレーターブル駆動機構を持ち合わせたネットの展開・閉塞シミュレーションを行う事は非常に難しい。繊維の方向や異なる素材の重なり合いによる誤差などの表現がバネ・マス・ダンパ系のモデルでは困難である。また複雑に折りたたんだ状態からの展開や, ネットの干渉の影響なども考慮する必要がある。なので実験機を実際に作成し, 試験評価を行う方が機構の

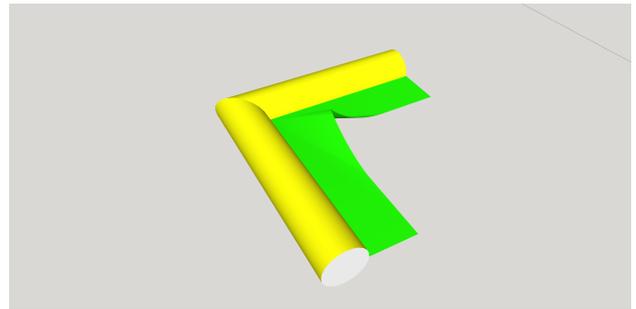


図 2.4: 開モード時の左側角度変更機構拡大図



図 2.5: 開モード時の左側角度変更機構拡大図

実現性を判断できると考えた。

0.04 mm 厚のポリエチレン素材を熱シーラで溶着して 1/7.5 の実験機を作成し, 考案した開閉機構の実現性を試験した。また確実に実機と同じ開閉挙動を行うようにするため, 接合部を立体的に裁断して精密に作成した。デブリ捕獲時の構造・負荷解析は後述するので, ここでは構造の動作確認のみの検証をする。そのため, 膨張にはハンドポンプを使用し, 圧力や荷重等は考慮に含めていない。実験の結果, 図 2.6, 2.7 のように考案したインフレーターブル展開及び開閉機構の実現可能性は実証された。



図 2.6: 展開用チューブに空気を注入した実験機の様子

2.1.6 気体排出機構

DIDC ネットの開閉を繰り返すにはインフレーターブルチューブ内部のガスを排出する必要がある。インフレーター



図 2.7: 閉塞用チューブに空気を注入した実験機の様子

ダブルチューブへのガス注入と排出を行うためのチューブはひとつながりになっており、注入と排出を制御するために注入制御用電磁弁と排出制御用電磁弁の二つを搭載する。それぞれのフェーズに応じてそれぞれの電磁弁を開閉することによって、ガスの注入と排出を制御する。またガスの排出の際、排出が推力となってしまい、機体に力が加わってしまう可能性が考えられるが、排出する方向に対称性を持たせ、同軸上で排出することで、排出により加わる力およびモーメントを打ち消しあうことができる。

2.2 DIDC ネットによるデブリ捕獲の数値シミュレーション

本節では、DIDC ネットによるデブリ捕獲の数値シミュレーションを行い、デブリ捕獲時のふるまいや DIDC ネットにはたらく負荷を検証する。

2.2.1 デブリが満たすべき運動条件の理論的考察

数値シミュレーションに入る前に、デブリ捕獲にネットが耐えうるためにデブリが満たすべき運動条件を理論的考察によって検討する。

デブリがネットに与える負荷が最大となる条件としては、ネットの隣接する結び目に挟まれる部分の糸のみでデブリの全運動エネルギーを吸収する場合は考えられる。この場合を考えることにより、ネットが破壊されないためのデブリのネットに対する相対並進速度や相対角速度を算出する。ネットが破壊されないためには、最大許容応力が負荷されるとき糸が持つ弾性エネルギーがデブリの全運動エネルギーを超えていれば良く、すなわち、次式が成り立てば良い。

$$K_{\text{debris}} < \frac{l_n A_n}{2E_n} \sigma_{n,\text{max}}^2 \quad (2.1)$$

ただし、 K_{debris} はデブリの全運動エネルギーである。また、 l_n 、 A_n 、 E_n 、 $\sigma_{n,\text{max}}$ はそれぞれ結び目間の糸の長さ、断面

積、ヤング率、最大許容応力であり、それぞれの値は次のように与えられる。

$$\begin{aligned} l_n &= 69.5 \text{ mm}, A_n = 0.785 \text{ mm}^2, \\ E_n &= 70.5 \text{ GPa}, \sigma_{n,\text{max}} = 2920 \text{ MPa} \end{aligned} \quad (2.2)$$

捕獲対象のデブリは 1 辺が 20 cm で密度が均一な立方体とし、その質量は 1.5 kg であると仮定する。また、デブリは慣性主軸まわりに回転運動しているものとする。このような条件のもとで、不等式 (2.1) が満たされネットが破壊されないための、デブリのネットに対する相対並進速度や相対角速度の条件は、それらの組み合わせが図 2.8 の青色領域内にあることである。

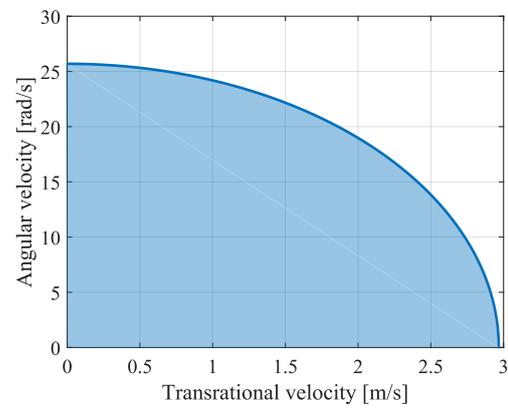


図 2.8: ネットが破壊されないためのデブリの運動条件

2.2.2 シミュレーション条件

デブリの捕獲方式には 1.5 項で示したものを適用する。ここでは、DIDC ネットを含む人工衛星全体の質量中心を回転中心とした一軸回転により、デブリをネット内に侵入させる。初期状態においては、衛星は慣性系に対して静止しているものとし、そこから、一定の角加速度 $\pi/36 \text{ rad/s}^2$ のもとで衛星を回転させる。なお、衛星の質量中心はシミュレーション全体を通して慣性系に対して固定されているものと仮定する。捕獲対象のデブリは前項の考察と同様に 1 辺が 20 cm で密度が均一な立方体とし、その質量は 1.5 kg とする。また、初期状態におけるデブリについては、慣性系に対して並進運動は行わず、その対角線の一つを回転軸とした角速度 $4\pi \text{ rad/s}$ の回転運動のみ行っているものとする。

2.2.3 インフレーターダブルチューブの数理モデル

本項では数値シミュレーションで用いるインフレーターダブルチューブのモデルについて述べる。なお、開モード時の閉モード用インフレーターダブルチューブは萎んだ状態であるため、ここではその影響は無視できるものと仮定する。

インフレーターチューブは質量集中モデルを適用する。図 2.9 のようにバネ・マス・ダンパ系で構成されたユニットを考える。ダンパは数値計算を安定化させるために導入する。図中の質量 m_t の質点間の実線はバネ係数 k_t のバネと粘性係数 d_t のダンパで繋がれており、このユニットを格子状に繋げることでインフレーターチューブを構成する。このとき、インフレーターチューブにかかる外力としてネットから受ける力を仮定すると、人工衛星の質量中心から見た質点 i の相対位置 $\mathbf{r}_i^{(t)}$ は以下の運動方程式に従う。

$$\begin{aligned} m_t \ddot{\mathbf{r}}_i^{(t)} = & - \sum_{j \in \Lambda_i^{(t)}} k_{ij}^{(t)} \hat{\mathbf{r}}_{ij}^{(t)} \cdot \text{Ramp}(\|\mathbf{r}_{ij}^{(t)}\| - l_{ij}^{(t)}) - \sum_{j \in \Lambda_i^{(t)}} d_t \dot{\mathbf{r}}_{ij}^{(t)} \\ & - 2m_t \boldsymbol{\omega} \times \dot{\mathbf{r}}_i^{(t)} - m_t \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_i^{(t)}) - m_t \dot{\boldsymbol{\omega}} \times \mathbf{r}_i^{(t)} \\ & + \mathbf{F}_p + \mathbf{F}_{\text{net}} \end{aligned} \quad (2.3)$$

ただし、式 (2.3) における時間微分は衛星に固定された座標系での時間微分であり、 $\boldsymbol{\omega}$ は衛星の慣性系に対する角速度である。また、 $\mathbf{r}_{ij}^{(t)} = \mathbf{r}_i^{(t)} - \mathbf{r}_j^{(t)}$ であり、 $\hat{\mathbf{r}}_{ij}^{(t)}$ は $\mathbf{r}_{ij}^{(t)}$ 方向の単位ベクトルである。 $\text{Ramp}(\cdot)$ はランプ関数であって、実数 x に対して次のように定義される。

$$\text{Ramp}(x) = \max\{x, 0\} \quad (2.4)$$

$\Lambda_i^{(t)}$ は質点 i と接続されている質点の集合であり、 $l_{ij}^{(t)}$ は質点 i, j 間のばねの自然長であり、 $\mathbf{F}_p, \mathbf{F}_{\text{net}}$ はそれぞれインフレーターチューブ内外の圧力差による力およびネットから受ける力を表す。また、 $k_{ij}^{(t)}$ は質点 i, j 間で定義されるばね定数であり、インフレーターチューブの素材のヤング率を E_t 、質点 i, j 間断面積を $A_{ij}^{(t)}$ として次のように表される。

$$k_{ij}^{(t)} = \frac{E_t A_{ij}^{(t)}}{l_{ij}^{(t)}} \quad (2.5)$$

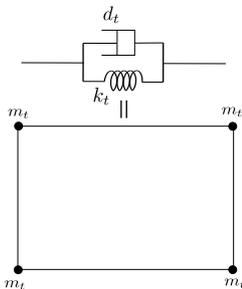


図 2.9: インフレーターチューブのモデル (ユニット)

2.2.4 ネットの数理モデル

ネットは Kelvin-Voigt material でモデル化する [11]。質量集中モデルを考え、図 2.10 に示すような質量 m_n の質点、ばね係数 k_n のばねおよび粘性係数 d_n のダンパで

構成されたユニットを考え、インフレーターチューブを含めた他のユニットと結び目で接続を行う。ダンパは数値計算を安定化させるために導入する。このとき、人工衛星の質量中心から見た質点 i の相対位置 $\mathbf{r}_i^{(n)}$ は以下の運動方程式に従う。

$$\begin{aligned} m_n \ddot{\mathbf{r}}_i^{(n)} = & \sum_{j \in \Lambda_i^{(n)}} \mathbf{T}_{ij}^{(n)} \\ & - 2m_n \boldsymbol{\omega} \times \dot{\mathbf{r}}_i^{(n)} - m_n \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_i^{(n)}) - m_n \dot{\boldsymbol{\omega}} \times \mathbf{r}_i^{(n)} \\ & + \mathbf{F}_{\text{debris}} - \mathbf{F}_{\text{net}} \end{aligned} \quad (2.6)$$

ただし、式 (2.6) における時間微分は衛星に固定された座標系での時間微分である。 $\Lambda_i^{(n)}$ は質点 i と接続されている質点の集合であり、 $\mathbf{F}_{\text{debris}}$ はデブリ捕獲時にデブリがネットに及ぼす力を表す。また、 $\mathbf{T}_{ij}^{(n)}$ は質点 i, j 間にはたらく張力であり、次のように表される。

$$\mathbf{T}_{ij}^{(n)} = \begin{cases} [-k_{ij}^{(n)}(\|\mathbf{r}_{ij}^{(n)}\| - l_{ij}^{(n)}) - d_n(\dot{\mathbf{r}}_{ij}^{(n)} \cdot \hat{\mathbf{r}}_{ij}^{(n)})] \hat{\mathbf{r}}_{ij}^{(n)} & (\|\mathbf{r}_{ij}^{(n)}\| > l_{ij}^{(n)}) \\ 0 & (\|\mathbf{r}_{ij}^{(n)}\| \leq l_{ij}^{(n)}) \end{cases} \quad (2.7)$$

ただし、 $l_{ij}^{(n)}$ は質点 i, j 間のばねの自然長である。また、 $\mathbf{r}_{ij}^{(n)} = \mathbf{r}_i^{(n)} - \mathbf{r}_j^{(n)}$ であり、 $\hat{\mathbf{r}}_{ij}^{(n)}$ は $\mathbf{r}_{ij}^{(n)}$ 方向の単位ベクトルである。 $k_{ij}^{(n)}$ は質点 i, j 間で定義されるばね定数であり、ネットの素材のヤング率 E_n および断面積 $A_{ij}^{(n)}$ を用いて次のように表される。

$$k_{ij}^{(n)} = \frac{E_n A_{ij}^{(n)}}{l_{ij}^{(n,0)}} \quad (2.8)$$

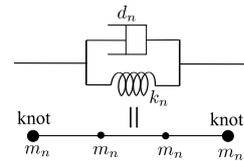


図 2.10: Kelvin-Voigt material を用いたネットのモデル (ユニット)

2.2.5 デブリとネットの衝突

デブリとネットの衝突について述べる。以下、デブリの 1 辺の長さ質量をそれぞれ $l_{\text{debris}}, m_{\text{debris}}$ で表す。シミュレーションにおいては、デブリがネットを貫通することを防ぐためにネットとデブリに対して衝突処理を行う。さらに、衝突判定を「簡単な衝突判定」と「詳細な衝突判定」の二つに分け、段階的に実施する。衝突判定を分けることで計算量は削減され、計算速度の改善が期待できる [11]。

簡単な衝突判定は以下の手順で行う。

Step1 図 2.11(a) に示す BB1 内にノードが存在するかどうか

Step2 図 2.11(b) に示す BB2 内にノードが存在するかどうか

Step3 図 2.11(c) に示す BB3 内にノードが存在するかどうか

BB は球の集合がデブリを内包するように構成されており, BB_i の半径 r_{BB_i} は次式で定義する.

$$r_{BB_i} = \frac{1.2}{\sqrt{2}} l_{\text{debris}} \left(\frac{1}{2}\right)^{i-1} \quad (2.9)$$

上記のすべての BB3 内のノードにのみ詳細な衝突判定を行う.

次に詳細な衝突判定について述べる. 参照ノードが含まれる BB3 を含むデブリ面を P_{BB3} とする. 詳細な衝突判定は図 2.12 に示すような状況を想定している. \mathbf{r}_{proj} とノードの距離 d_{dn} と P_{BB3} の中心からのノードの位置ベクトルを P_{BB3} に射影したベクトル \mathbf{r}_{proj} に対して以下の条件をみたますノードをデブリと衝突するノードとみなし, P_{BB3} の中心からの位置ベクトルが \mathbf{r}_{proj} である点を衝突予定点とする. ノードと P_{BB3} との距離 d_{dn} と射影ベクトル \mathbf{r}_{proj} に対して以下をみたますかどうかの判定を行う.

Step1 $d_{\text{dn}} < d_{\text{th}}$

Step2 図 2.12 の \mathbf{r}_{proj} が面内に存在する.

ただし, $d_{\text{th}} = 10^{-2}$ m である. 上記をみたますノードをデブリと衝突したノードとみなす.

衝突したとみなすノードがデブリから受ける力 $\mathbf{F}_{\text{debris}}$ について述べる. まず, 衝突予定点からみたノードの速度を \mathbf{v}_{dn} とし, P_{BB3} に垂直な方向の速度ベクトル $\mathbf{v}_{\text{dn}}^{(N)}$ と平行な方向の速度ベクトル $\mathbf{v}_{\text{dn}}^{(T)}$ に分ける. すなわち,

$$\mathbf{v}_{\text{dn}} = \mathbf{v}_{\text{dn}}^{(N)} + \mathbf{v}_{\text{dn}}^{(T)} \quad (2.10)$$

が従う. $\mathbf{F}_{\text{debris}}$ を垂直抗力 \mathbf{F}_N と摩擦力 \mathbf{F}_T の和

$$\mathbf{F}_{\text{debris}} = \mathbf{F}_N + \mathbf{F}_T \quad (2.11)$$

で定義する. ただし,

$$\mathbf{F}_N = -c_n \mathbf{v}_{\text{dn}}^{(N)} + \mathbf{F}_{\text{ex}} \quad (2.12)$$

$$\mathbf{F}_T = \begin{cases} 0 & (\|\mathbf{v}_{\text{dn}}^{(T)}\| = 0) \\ -k_c \|\mathbf{F}_N\|^2 \frac{\mathbf{v}_{\text{dn}}^{(T)}}{\|\mathbf{v}_{\text{dn}}^{(T)}\|} & (\text{others}) \end{cases} \quad (2.13)$$

である. ここで, $k_c = 0.1$ は摩擦力の係数である. また, c_n は垂直抗力の係数でありはね返り係数 $e_{\text{rep}} = 0.1$, シミュレーションの時間刻み幅 δt を用いて以下のように表される.

$$c_n = \frac{m_n(1 + e_{\text{rep}})}{\delta t} \quad (2.14)$$

\mathbf{F}_{ex} はデブリがネットにめり込むことを防ぐために導入する仮想的な排斥力である.

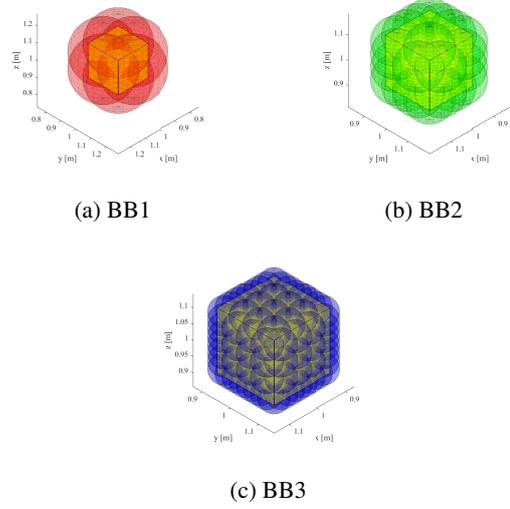


図 2.11: 衝突判定領域

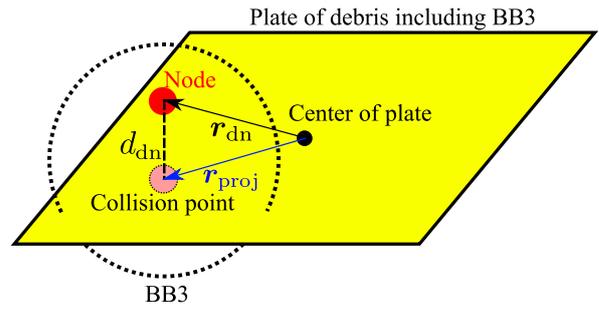


図 2.12: 衝突判定

2.2.6 数値シミュレーション

2.2.3 項および 2.2.4 項で述べたインフレーターブルチューブおよびネットを図 2.13 のように接続する. インフレーターブルチューブは半径 75 mm の円筒型であり, 円筒軸が 1 辺 2.09 m の正方形をなすように枠を形成する. ネットの形状は底面が 1 辺 2.09 m の正方形で高さ 4.00 m の四角錐形とする. インフレーターブルチューブには厚さ 0.500 mm のザイロンを使用し, ネットには直径 1 mm のケブラーを用いる. ザイロンとケブラーの諸元をそれぞれ表 2.2, 2.3 に示す.

ダイナミクスは式 (2.3), (2.6) を用いて, 4 次の Runge-Kutta 法により積分する. しかし, 上記のシミュレーション条件では方程式が硬くなり物理的に意味のない解が算出されるので, インフレーターブルチューブやネットのばね定数を実際の値の 10^{-2} 倍したものをを用いて硬さを軽減する. その他のシミュレーション条件を表 2.4 に示す.

$t = 0, 5, 10$ s におけるシミュレーション結果を図

2.13-2.15 に示す。これらから、デブリはネットの口から再び脱出することなく、慣性力によってネットの後方に確保できていることが確認できる。またネットの応力の最大値の時間変化のグラフを図 2.16 に示す。ネットの素材であるケブラーの引張強度は 2920 MPa であるが、図 2.16 からネットの最大応力はケブラーの引張強度 2920 MPa を下回っていることが確認できるので、ネットの破壊が起こることなくデブリを捕獲できることがわかる。

表 2.2: ザイロンの諸元

パラメータ	定義	値	単位
E_t	ヤング率	180	GPa
ρ_t	密度	1.54	g/cm ³

表 2.3: ケブラーの諸元

パラメータ	定義	値	単位
E_n	ヤング率	70.5	GPa
σ_{\max}	引張強度	2920	MPa
ρ_n	密度	1.44	g/cm ³

表 2.4: シミュレーション条件

諸元	値	単位
内圧	1.00×10^4	Pa
外圧	0	Pa
刻み時間	2.00×10^{-5}	s
シミュレーション時間	3	s

2.3 衛星運用

2.3.1 初期運用

本衛星はピギーバック衛星であり、ロケットからの分離後、次の流れで初期運用を行う。まず衛星分離検知スイッチにより衛星が分離されたことを確認し、各種機器の電源を入れる。このとき各機器が正常に動作することを確認し、レートダンピングを行う。その後太陽光パドルを展開し太陽捕捉を行い、太陽光パネルを太陽方向に向ける。太陽光パネルにより十分に電力を確保した後、地球捕捉を行い通信機器の動作確認をし、ミッション運用へ移行する。初期運用の流れを図 2.17 に示す。

2.3.2 ミッション運用

初期運用終了後にミッション運用へ移行する。ミッション運用は、開閉フェーズと通信フェーズからなる。開閉フェーズでは本衛星のメインミッションである DIDC ネットの開閉をそれぞれ実行し、この様子をカメ

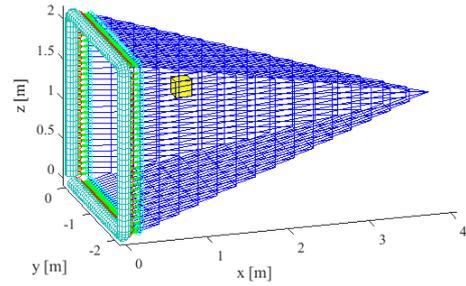


図 2.13: $t = 0$ s におけるシミュレーション結果

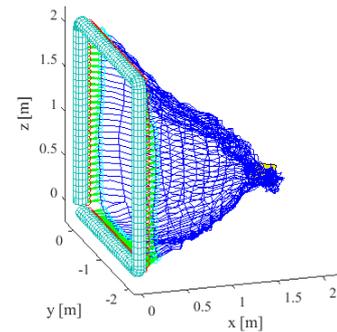


図 2.14: $t = 5$ s におけるシミュレーション結果

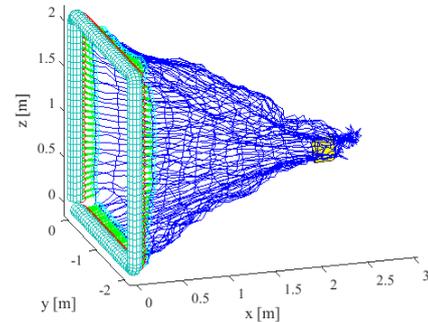


図 2.15: $t = 10$ s におけるシミュレーション結果

ラにより撮影する。通信フェーズでは、撮影したデータ、センサ類により得たデータの送信と地上からのコマンドの受信を行う。

通信フェーズ、開閉フェーズにおける運用の詳細を述べる。この二つのフェーズはそれぞれ通信モード、アンローディングモード、充電モード、開閉モードからなる。開モードではインフレータブルチューブを射出機構により放出し、同時にガスを注入する。閉モードにおいては開モード用インフレータブルチューブのガスを抜くと同時に閉モード用インフレータブルチューブにガスを注入する。また、開閉フェーズではこの DIDC ネットの開閉を二回繰り返す。二度目の閉モード終了後は閉じているインフレータブルチューブ内の圧力の減少の有無を計測することで DIDC ネットがデブリ捕獲後、ミッションを達成可能か観測する。

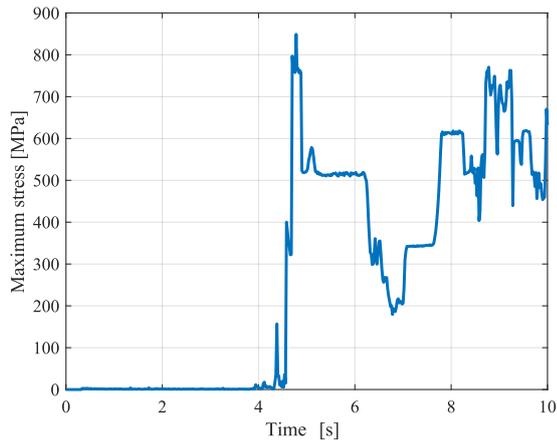


図 2.16: ネットの応力の最大値の時間変化

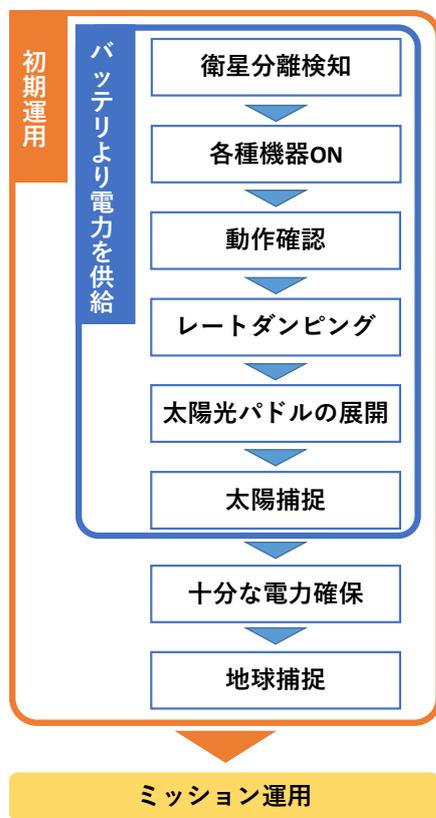


図 2.17: 初期運用の流れ

本衛星で想定する軌道は高度 400 km の太陽同期の円軌道であり，周回ごとに通信可能な周，不可能な周が存在し，通信可能な時間にも差がある．そこで，通信可能時間が短い通信モードを SHORT と，通信可能時間が長い通信モードを LONG と表現する．周回ごとの通信可能なパターンが“LONG, SHORT”，“SHORT, LONG”，“LONG が一度のみ”の 3 パターンに分けられこれらのパターンの間は 5 または 6 周通信可能時間が取れない周が訪れる．また，通信フェーズにおいては開閉フェーズで撮影した DIDC ネットの開閉の様子の画像を地上へ送る必要があり，データ通信量が大きくなるため，通信可能

となる周全てにおいて通信を行うこととする．通信モードでは衛星運用に必要な地上局からのコマンドと衛星からの HK データの送信を確実にし，これらの送受信以外で割り当てられる時間をミッションデータの送信に割り当てる．周回のパターンにより異なるが，2 回ずつの開閉を行い，撮影した画像データを全て送り終えるまでに 5 日要するが，マージンを取り，ミッション運用は 10 日要するものと設定する．また，本衛星では後述するが 3 周ごとにアンローディングを行う必要がある．

これらを基に，各フェーズにおける各モードの順序の例を表 2.5 により説明する．開閉モードはそれぞれ SHORT と LONG の通信から次の通信までに 6 周通信が行えない周が訪れる際に行う．これにより，アンローディングの要求と十分な充電時間の確保が行える．また，通信フェーズでは通信不可能な周が 6 周続くときは表 2.5 のようにモードを運用し，5 周の場合はアンローディングと充電モードを交互に行うものとする．表では一周ごとに継続して通信，アンローディングモードを割り当てているが，それぞれ通信不可能な時間帯やアンローディング完了後は充電，待機を行うこととする．

表 2.5: フェーズの説明

開閉フェーズ		通信フェーズ
通信(L)	通信(L)	通信(L)
通信(S)	通信(S)	通信(S)
UL	UL	UL
充電	充電	充電
UL	UL	UL
開	閉	充電
充電	充電	充電
UL	UL	UL
通信(L)	通信(L)	通信(L)
通信(S)	通信(S)	通信(S)
UL	UL	UL
充電	充電	充電

2.3.3 ミッション期間

本衛星のミッション期間について述べる．DIDC ネットの開閉の様子を撮影した画像を地上へ送信する必要があり，前述のとおりこの画像データを地上へ送信するために 10 日要し，このほかに二度目の閉モード終了後の圧力の計測のミッションがあるため，全体のミッション運用期間は 100 日とする．この 100 日の期間運用が可能となるように設計を行う．

2.3.4 緊急運用モード

各機器が予期せぬ事態により故障し、DIDC ネットの開閉や姿勢制御などができなくなった場合は緊急運用モードに移行する。緊急運用モードでは、アンローディングを一時的に停止させる。通信機器などの必要最低限の機器は動作させながら、地上と通信を行い原因究明を最優先で行う。バッテリーに十分な電力がない場合、即座に太陽捕捉を行い電力を確保する。地上の指示に基づき、ミッションの続行もしくは中止を判断する。ただし、緊急運用モード中に地上局との通信が取れない場合は JAXA 所有の海外地上局との通信に切り替える。DIDC ネットの開閉途中で故障が起きた場合、カメラで様子を撮影し、画像データを地上へ送信することで故障の原因を究明する。以上の動作を行わない場合は、充電もしくはアンローディングを行う。

2.4 サクセスクライテリア

本衛星のサクセスクライテリアを図 2.18 に示す。

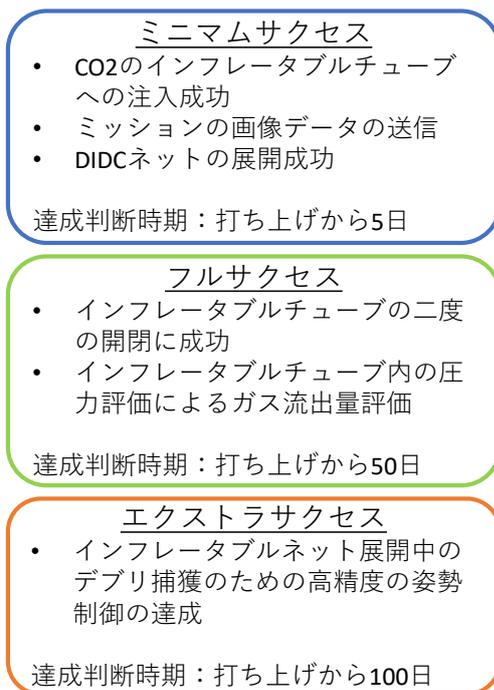


図 2.18: サクセスクライテリア

2.5 機器選定

本衛星のミッションである DIDC ネットの開閉について、その様子を画像で確認する必要がある。このため、カメラ、レンズ、投光器を用意する必要がある。また、DIDC ネットの開閉にはガスを注入する必要があるため、ガス注入装置類を用意する必要がある。

2.5.1 カメラ選定

超小型衛星向けに開発されたカメラであるワテック社の WAT-078H を使用する。各画素に対して 12 bit で表

される明るさ情報を持たせるモノクロカメラである。このカメラで撮影される画像データは高解像度である一方でデータサイズが非常に大きくなってしまふ。本衛星においては DIDC ネットの展開方向が重要であるので、データ量の削減のため展開に垂直な方向の画素数やセルサイズを変更するようカスタマイズして注文し、1 s に一度撮影を行う。カメラの諸元を表 2.6 に示す。

表 2.6: カメラの諸元

項目	値	単位
撮像素子	1/1.8 型 CCD	-
有効画素数	822(H) × 206(V)	pixel
セルサイズ	8.8 × 8.8	μm × μm
同期方式	内部同期	-
走査方式	プログレッシブ スキャン	-
CDS ゲイン	0 ~ 18	dB
PGA ゲイン	-0.54 ~ 36.1	dB
映像出力 IF	LVDS	-
レンズマウント	CS マウント	-
ビット深度	12	bit

2.5.2 レンズ選定

レンズに求められるのは、展開された DIDC ネットがカメラの画角と被写界深度（焦点が合っているように見える被写体側の距離の範囲）に収まることである。また、カメラから撮影対象までの距離が非常に近いことから、焦点距離の小さなレンズを使用する。しかし、焦点距離を短くするほど近くまで撮影できるが、短くすぎると画角は狭くなり、トレードオフの関係がある。このため、DIDC ネットの対角線の面を撮影できれば十分と考える。レンズは衛星搭載用のレンズを製造している FUJINON 社に特注する。特注するレンズの諸元を表 2.7 に示す。このレンズを用いることで、おおよその視野角は 100 deg(H) × 34 deg(V) と計算される。また、DIDC ネットの対角線の面に焦点を合わせた際の被写界深度は約 933 - ∞ mm となる。このとき、カメラの撮影範囲を図 2.19 に示す。このクリティカルな領域は多少のマーヅンを含めて撮影可能領域なので、要求を満たす。また、この対角線の面における空間分解能は約 4.1 mm となり、開閉の様子を撮影するには十分である。

2.5.3 投光器選定

本ミッションの撮影において、カメラから撮影目標までの最大距離は、DIDC ネットの開モードにおけるカメラから先端までの距離で、約 4 m である。投光器に求

表 2.7: レンズの諸元

項目	値	単位
焦点距離	3	mm
絞り値	F1.4	-
マウント	CS マウント	-

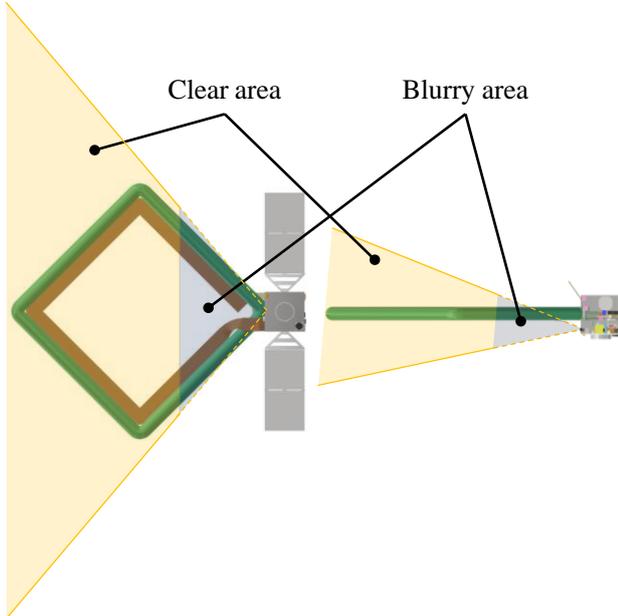


図 2.19: カメラの撮影範囲

められるのは、この距離にある対象をカメラの最低被写体照度以上の明るさに照らすことである。投光器には、「きずな」や「いぶき」等で搭載実績があり、カスタマイズ可能な、明星電気社の衛星搭載モニタカメラ付属の投光器を使用する。この距離を 2000 lx で照射すれば十分と考え、適当な大きさに小型化して注文する。この投光器の諸元を表 2.8 に示す。

表 2.8: 投光器の諸元

項目	値	単位
消費電力	5.4	W
重量	0.2	kg

2.5.4 ガス注入装置類

インフレーターブルチューブを展開させるための各種装置類の諸元を表 2.9 から表 2.13 に示す。ガスレギュレータはガスカートリッジと電磁弁の間に取り付け、圧力を降下させる。電磁弁は ON/OFF の切り替えによりインフレーターブルチューブに炭酸ガスを流入、炭酸ガスを外部に流出させるために取り付ける。圧力センサはインフレーターブルチューブに直接取り付け内部の圧力を観測し、正常なミッションの運用、圧力保持の確認を行う。これらのプロセスの図を図 2.20 に示す。

表 2.9: 装置型番

種類	製作元	型番
ガスレギュレータ	NTG	NR-30
電磁弁	MiSUMi	FGG21-6-Z
圧力センサ	共和電業	PGMC-A-200KP

表 2.10: ガスカートリッジの諸元

項目	値	単位
内容量	98	mL
充填圧力	35	MPa
破壊圧力	55.9	MPa
質量 (本体のみ)	0.233	kg

表 2.11: ガスレギュレータの諸元

	項目	値	単位
圧力	圧力範囲	0.2	MPa
	設定時の一次圧	10	MPa
流量	開放流量	15	L/min 以上
耐圧性能	一次側	53	MPa 以上
	二次側	1.5	MPa 以上
安全装置	一次側	38 ± 4	MPa 以上
	二次側	0.9MPa までに作動	
使用条件	温度	0 ~ 40	°C
	一次圧	1 ~ 19	MPa
	質量	0.34	kg

表 2.12: 電磁弁の諸元

項目	値	単位
最高作動圧力差	0.7	MPa
耐圧	1.5	MPa
流体温度	-10 ~ 40	°C
周囲温度	-20 ~ 40	°C
最高使用圧力	1	MPa
定格電圧	24	V
消費電力	4	W
質量	0.15	kg

2.6 DIDC ネット射出機構

本節では、DIDC ネットの射出機構の詳細について述べる。本衛星はドラッグシュートを用いて DIDC ネットを射出する。収納から DIDC ネットを引き出すために、DIDC ネットの先端となる部分とおもりを固定し、そのおもりをばねを用いて射出する。これにより、DIDC

表 2.13: 圧力センサの諸元

項目	値	単位
定格容量	200	kPa
入力電圧	3	V
許容温度	-10 ~ 60	°C
質量	0.02	kg

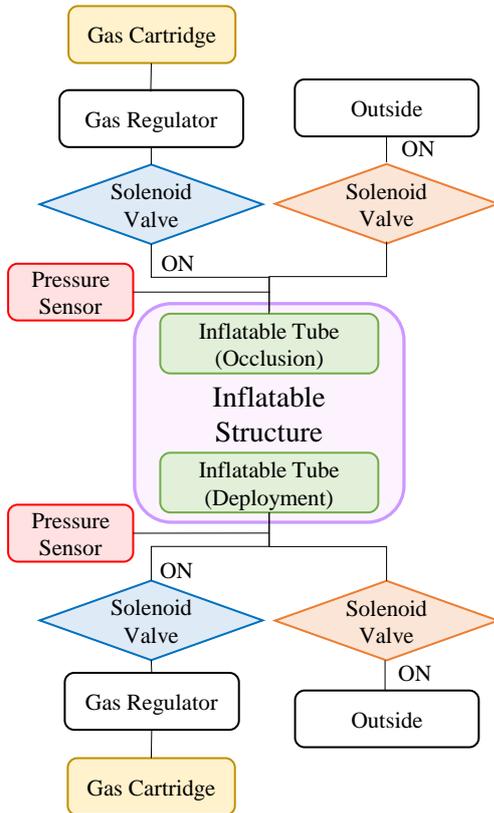


図 2.20: DIDC ネット開閉時のガス注入プロセス図

ネットは射出されたおもりの勢いによって機体外へと射出される。この射出機構は DIDC ネットと共に、+Z 井桁パネル上の +Y 側に設置する。この射出機構はおもり、エネルギーを蓄えるために押し縮められたばねを保持するコンテナ、おもりを射出するタイミングを制御するためのラック・ピニオンシステムで構成される。ラック・ピニオンシステムはストッパーを引き上げ、おもりを射出するために使用される。ラック・ピニオンシステムはピニオンギアとラックギアの 2 つのギアで構成され、ピニオンギアはストッパーも兼ねている。モーターからの回転エネルギーを、おもりを止めるストッパーを動かすためのエネルギーに変換する。ピニオンギアの中心距離および幅は 30 mm、歯数は 20 であり、これらからモジュールは 1.5 とする。ラックギアは長さ 140 mm、幅、高さは 30 mm、歯数は 30 とする。最適な適合性を生み出すため、同様の歯の形状をそれぞれのギアに使用している。シミュレーションを行い、おもりの射出速度を

0.033 m/s、ばね定数を 0.306 N/m と定めた。チューブの伸縮性による復元力でおもりが衛星側に引き戻される可能性も挙げられるが、おもりがチューブを牽引している際に注入されるガスの圧力によって、おもりに加わる復元力を相殺することができる。また、射出前にばねの復元力によりラックギアに約 0.021 N の力が加わり、その力により約 0.018 N の静止摩擦力が想定されるが、ロータリアクチュエータおよびピニオンギア・ラックギアの機構は最大約 21.6 N の引き上げる力を生むことができるので、十分ストッパーを引き上げることができる。射出機構の詳細について図 2.21 に示す。

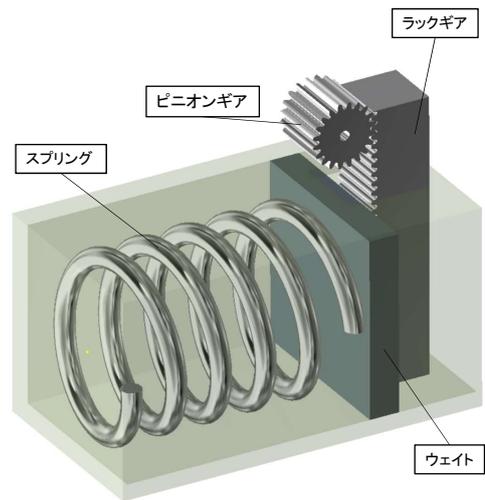


図 2.21: 射出機構

2.7 射出口開閉機構

本節では DIDC ネットを射出する射出口の開閉機構について説明する。DIDC ネットが使用前に飛び出さないようフタで押さええており、そのフタはモーターを用いて開閉が可能となっている。フタの上部に軸を通してあり、その軸はフタに固定されている。その軸の一部にプーリが取り付けられており、ケーブルを用いてモーターと接続する。これによりモーターが回転することで、フタに取り付けられた軸が回転しフタを開閉することが可能となる。図 2.22 に開閉機構を示す。

2.8 システム要求

2.8.1 構体系

本衛星は H-IIA ロケットでのピギーバックを想定しているため、打ち上げ時の衝撃に耐えうる衛星を設計する必要がある。また、本衛星は機体の 4 倍以上の大きさとなる DIDC ネットを使用するため、DIDC ネットが収納可能なように機器配置に十分注意し、設計を行う必要がある。

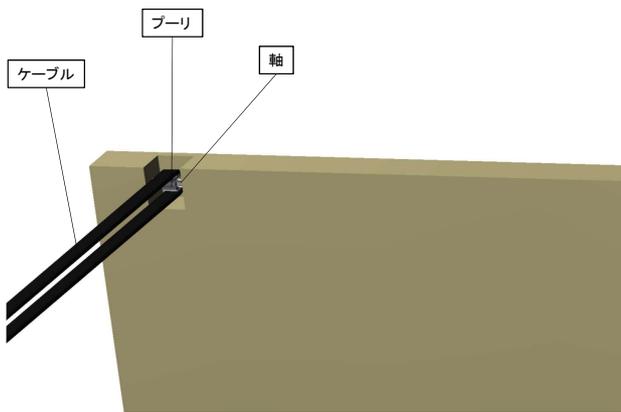


図 2.22: 開閉機構

2.8.2 姿勢制御系

日照時は太陽光パネルを太陽方向に指向させ、電力を確保する必要がある。また、地球との通信時にアンテナを地球方向に指向させる必要がある。また、本衛星では3周に1度、アンローディングを行いリアクションホイール (RW) に蓄積した角運動量を放出する。

2.8.3 熱制御系

本衛星に搭載される機器にはそれぞれ許容温度範囲が存在する。衛星はミッション期間中に宇宙空間の厳しい熱環境にさらされるため、各機器の許容温度範囲を超えて過度に加熱されたり冷却されたりする恐れがある。よって、熱制御系の設計では本衛星に搭載されるすべての機器について常に許容温度範囲が満たされるように、機器配置や熱制御素子の選定を行う必要がある。

2.8.4 電源系

初期運用モードでは太陽光パドルを展開し太陽捕捉するまでの間の充電できない状態で電源投入、動作確認、レートダンピング、太陽光パドルの展開、太陽捕捉を行う。この間に必要な消費電力が賄えるような電源容量を要求する。また、衛星の寿命末期において太陽光パドルの発電力が要求最大消費電力を十分賄えるような設計を行う。

2.8.5 C&DH 系

本衛星で扱うデータは、地上からのコマンドデータ、ミッションデータ、各種 HK データである。コマンドデータや各種 HK データを用いて衛星搭載機器の監視と集中制御を行う。また、ミッションデータのうち、DIDC ネットの開閉の様子の画像は容量が大きいため、圧縮を行う。本衛星は、地球周回衛星であるため地上局と通信不可能な時間が存在する。このため、その間のテレメトリデータを保存し、通信可能になったときに自動化機能により再生データとして送信する。また、自律化機能により、搭載機器に異常を検知した場合、緊急運用モードへ移行する。

2.8.6 通信系

アップリンク回線には UHF 帯を、ダウンリンク回線には S 帯を考慮する。送受信には、衛星側に搭載されたモノポールアンテナとパッチアンテナを用いる。S 帯の周波数を使用しているため、ダウンリンク回線では PFD 規定を満たすよう設計する。また、地球周回衛星であるため、余裕をもって2日分の記録データを1日で送信できる通信時間を確保する。

3 構体系

3.1 基本構造

本衛星では、剛性等の要求を実現するために井桁構造を採用する。井桁構造の中心がロケットインターフェースの直上に位置するように設計する。本衛星のフレーム部分は主に底面パネル、側面パネル、井桁構造を構成するパネル、井桁構造の上に設置するパネル、井桁構造の上部を二つに分断するパネル、機体の天井となるパネルで構成される。搭載機器はこれらのパネルと接地するように配置する。本衛星の太陽光パドル展開前と展開後及び DIDC ネット展開後の外観を図 3.1 に示す。なお、射出口の位置を明確に示すため、衛星の外表面は銀色で着色しているが、実際は多層断熱ブランケット (MLI) で覆う。詳細は 6.5 節にて後述する。

3.2 各パネル名称の定義

本節では、以降の解析で用いる本衛星の機体系座標と各パネルの名称を定義する。衛星の DIDC ネットを射出する方向に Y 軸を、機軸上方向に Z 軸を、それらと右手系を形成する方向に X 軸を取り、以降この座標系を機体系と呼ぶ。また X 軸に直交するパネルを X パネル、Y 軸に直交するパネルを Y パネル、Z 軸に直交するパネルを Z パネルとし、それぞれ正側のパネルを“+”，負側のパネルを“-”とする。ただし +Y パネルに関しては射出側パネルと射出口パネルを総称して +Y パネルという。各パネルの名称を図 3.2 に示す。

3.3 機器配置

本衛星の搭載機器を表付録.1 および図 3.3 に示す。まず本衛星外部の主な搭載機器について述べる。-Z パネル外側にはロケットインターフェースと太陽センサが取り付けられている。ロケットインターフェースには JAXA の PAF239M を用いる。太陽センサは-Y パネル外側にも取り付けられている。+Y パネルには、DIDC ネットを射出するための開閉機構と DIDC ネットが正常に展開されているかを確認するためのカメラと投光器が搭載されている。開閉機構は衛星内部に搭載されたモータによって開閉することが可能となっている。この DIDC ネット射出機構は 2.6 節、開閉機構は 2.7 節にて説明し

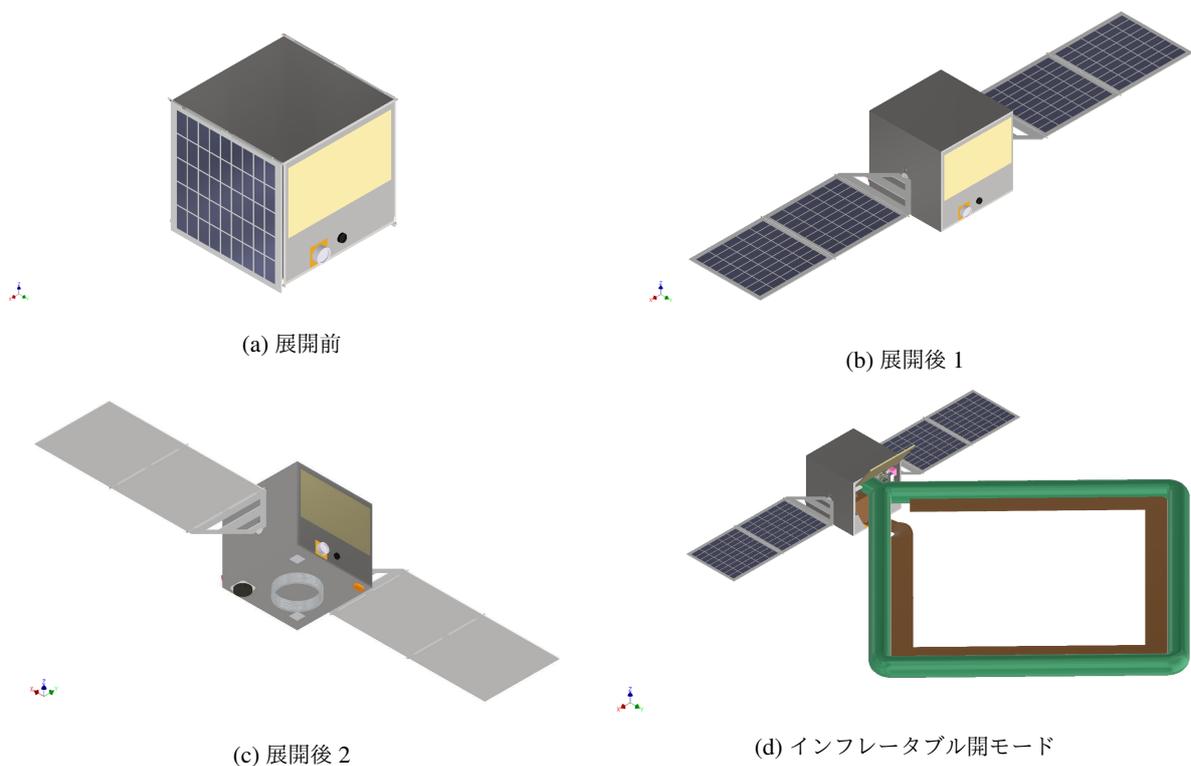


図 3.1: 衛星外観

た。カメラと投光器は +Y パネルに穴をあけ、そこからレンズ及び放光部が外に出るように設置する。-Y パネルにはモノポールアンテナ，GPS アンテナ，スターセンサ，地球センサ，太陽センサを設置する。スターセンサと地球センサは観測部が機体内部から外に出るように設置する。-Z パネルに太陽センサとパッチアンテナを設置する。モノポールアンテナとパッチアンテナを DIDC ネットと同じ向きに設置しないことで，アンテナからの電波と DIDC ネットとの干渉を防ぐ。±X 方向に展開機構を有した太陽光パドルを設置しており，この太陽光パドルは一軸のジンバルも兼ねている。パドルの展開・保持・回転機構の詳細については，3.6 節にて説明する。

次に本衛星の内部の主な搭載機器配置について述べる。本衛星内部は +Z 井桁パネルによって上下に区切っており，さらにその上部を仕切りパネルにより二つに分断している。これにより DIDC ネットを外部に放出した際に，機体外部にさらされる空間を減少させる。上部 +Y 側にはインフレーターチューブ，ネット，DIDC ネットを射出するための射出機構，DIDC ネットを射出するための射出口を開くための回転機構，DIDC ネットを射出するための射出機構を駆動させるための回転機構を搭載する。これらの回転機構は同じものを用いる。上部-Y 側には RW3 台，ジャイロセンサ 1 台，太陽光パドルを駆動させるための回転駆動機構 2 台，磁気トルカ 4 台，タンク 2 台，ガスレギュレータ 2 台，電磁弁 4 台，

Frangibolt 2 台，GPS 受信機，DIDC ネット内の空気を排出するためのチューブを搭載する。下部には井桁構造の内側に電力制御器，CPU4 台，井桁構造の外側の +Y 方向には分離検知スイッチ 1 台，磁気トルカ 4 台を搭載する。-Y 方向にはジャイロセンサ 1 台，UHF 受信機，磁気トルカ 4 台，分離検知スイッチ 1 台，+X 方向にバッテリー，S バンド送信機，Frangibolt 1 台，-X 方向にジャイロセンサ 1 台，磁気センサ，Frangibolt 1 台を搭載する。DIDC ネットを収容するスペースを確保するためには折りたたんだ DIDC ネットの体積を見積もる必要がある。インフレーターチューブは実際に制作したスケール，モデルネットは 1 枚のシートに近似することにより体積を推定した。この手法では体積を実際よりも大きく評価することになるため，この推定値を設計に用いれば DIDC ネットを十分に収納できるスペースを確保できる。

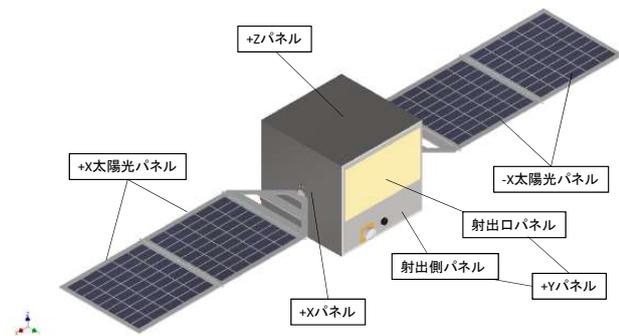
3.4 質量特性

本衛星のサイズおよび質量特性を表 3.1 および表 3.2 に示す。ここで，機体系の原点は-Z パネルとロケットインターフェース接触面とその接触面の中心軸との交点とする。

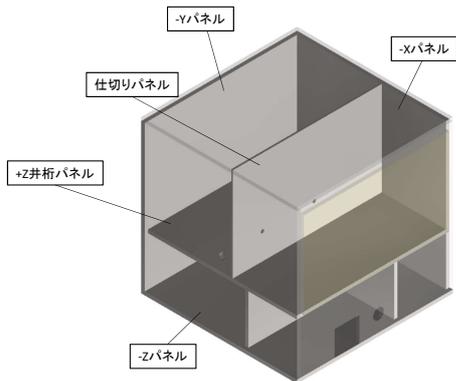
3.5 構造部材

3.5.1 ハニカムサンドイッチパネル

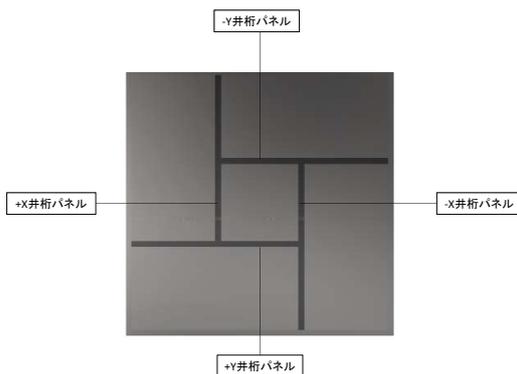
本衛星では比剛性の大きいハニカムサンドイッチパネルを用いる。使用部分は ±X パネル，±Y パネル，±Z パ



(a) パネルの名称 1



(b) パネルの名称 2



(c) パネルの名称 3

図 3.2: 各パネルの名称

表 3.1: 衛星のサイズ

項目	展開前	展開後	DIDC ネット 展開後	単位
X 方向	480	2708	3327	mm
Y 方向	483	483	491	mm
Z 方向	490	490	652	mm

ネル, ±X 井桁パネル, ±Y 井桁パネル, +Z 井桁パネル, 仕切りパネル, ±X 太陽光パドルである。本衛星で用いるハニカムサンドイッチパネルはフェイス材, ハニカムコア, インサート材に分けられる。図 3.4 にハニカムコアの外観を示す。パネル間はインサート材を用いてねじ止めにより締結する。インサート材としてアルミニウム

表 3.2: 衛星の質量特性

項目	方向	展開前	展開後	DIDC ネット 展開後
質量 [kg]		33.10	33.10	33.10
質量中心 [mm]	X	11.78	9.13	-5.00
	Y	21.56	19.65	154.71
	Z	217.48	215.15	204.44
慣性 モーメント [kgm ²]	X	1.51	1.44	13.03
	Y	1.66	5.03	8.39
	Z	1.67	5.12	20.11
慣性乗積 [kgm ²]	XY	-0.0470	-0.0606	-0.0001
	YZ	-0.0100	-0.0955	-0.27
	XZ	-0.0081	-0.0223	2.1228

合金の A7075-T6 を用いる。ねじの周囲の半径 10 mm のハニカムコアをインサート材で満たす。ハニカムパネルに用いる材料の 3 軸方向の物性値を表 3.3 および表 3.4 に示す。

表 3.3: ハニカム材料のアルミ合金の物性値

	A2024-T3	A7075-T6	単位
密度	2770	2800	kg/m ³
縦弾性係数	72.4	71.0	GPa
剪断弾性係数	27.6	26.9	GPa
ポアソン比	0.33	0.33	-
引張耐力	324.1	483.0	MPa
圧縮耐力	269.0	476.0	MPa
曲げ強度	157.0	157.0	MPa

表 3.4: ハニカム材料のハニカムコアの物性値

	Al 1/8-5052-.001			単位
	x 方向	y 方向	z 方向	
密度	72			kg/m ³
縦弾性係数	0.0057	0.0057	4.5	GPa
剪断弾性係数	0.86	0.52	3.7	GPa
ポアソン比	0.00052	0.33	0.45	-
剪断強度	2.4			MPa
圧縮耐力	2.7			MPa
曲げ強度	1.1			MPa

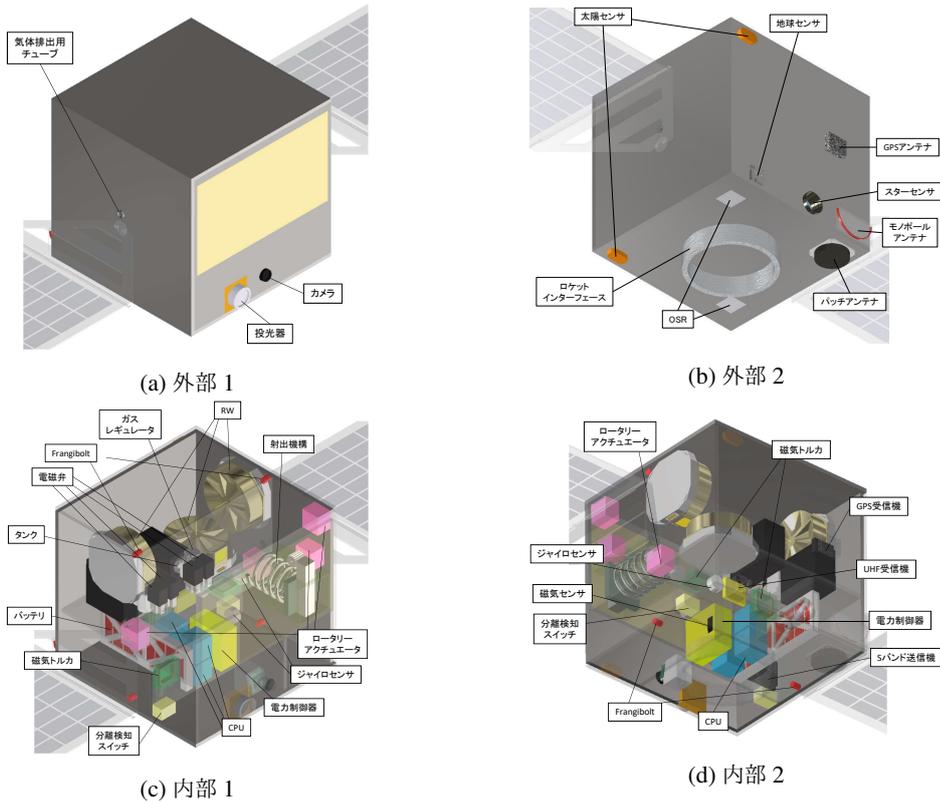


図 3.3: 機器配置図

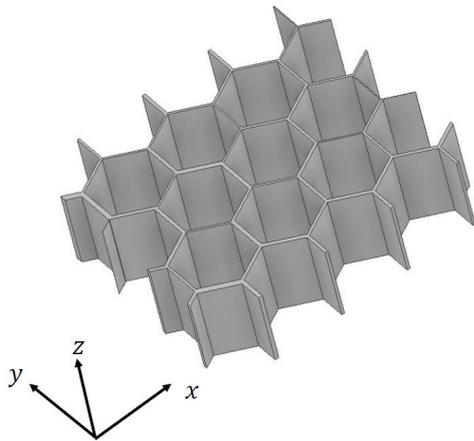


図 3.4: ハニカムコアの 3 軸方向

3.5.2 アルミニウム合金

本衛星では強度が必要な部材にアルミニウム合金 A6061 を用いる。使用部分は衛星本体と各機器をつなぐリンク部分である。使用するアルミニウム合金の物性値を表 3.5 に示す。

3.6 パドルの展開・保持・回転機構

本衛星は太陽光パドルを折りたたんだ状態でロケットに搭載し、初期運用においてパドルを展開する。本節ではパドルの展開・保持・回転機構について説明する。

表 3.5: アルミニウム A6061 の物性値

項目	値	単位
密度	2700	kg/m ³
引張強さ	289.6	MPa
降伏応力	248.2	MPa
縦弾性係数	68.3	GPa
横弾性係数	26.2	GPa
ポアソン比	0.33	-

3.6.1 展開機構

打ち上げ時、太陽光パドルを折りたたむことではねを縮ませ、蓄えた弾性エネルギーを解放することで展開する。折りたたまれた太陽光パドルは TiNi Aerospace.inc の Frangibolt によって固定されており、電力を加えて fastener を破断させることで解放を行う。Frangibolt には TiNi Aerospace.inc の FD04 7V を用いる。また、ばね機構だけでは展開方向が定まらないため、ケーブルとプーリでパドル間の展開を制御する。図 3.5 および図 3.6 に太陽光パドルが展開する様子を示す。プーリ径を 2:1 とすることで、リンクが 90 deg 回転するのに対し、太陽光パネル 1,2 は 180 deg 回転するようにリンクおよび太陽光パドル 1,2 の展開を同期させる。また、ケーブル上に張力調整機構を設けることで同期ケーブルのたわみを防ぐ。

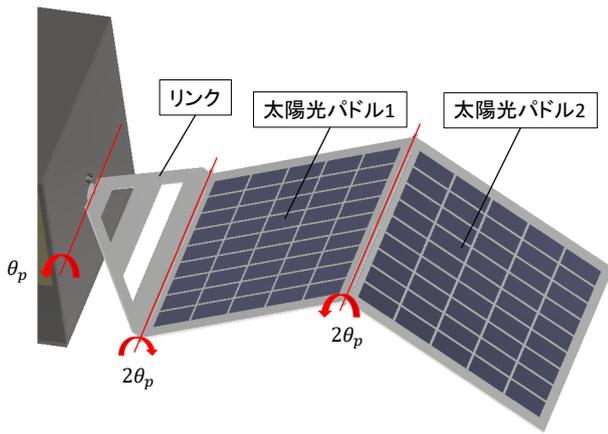


図 3.5: 展開機構 1

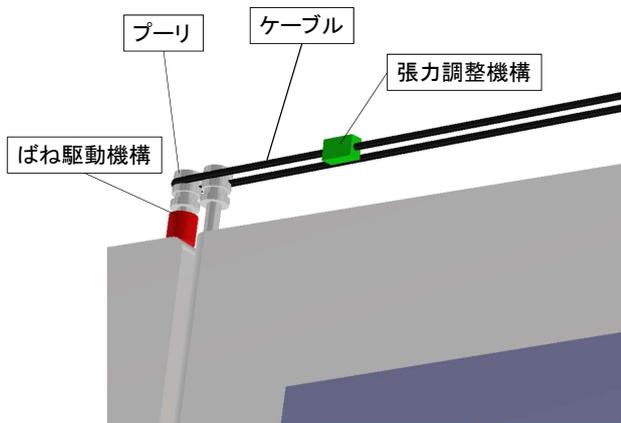


図 3.6: 展開機構 2

3.6.2 保持機構

太陽光パドルと衛星の角度を安定させるための保持機構として、本衛星ではピン型のラッチ機構を採用する。太陽光パドルが展開する際、キャップ部が穴に落とし込まれ固定される。本衛星では、ラッチ機構を人工衛星本体 - リンク接続部、リンク - 太陽光パネル 1 接続部、太陽光パネル 1 - 太陽光パネル 2 接続部のそれぞれに設置する。

3.6.3 回転機構

本衛星内部に搭載したモータにより太陽光パドルを 1 軸回転させる。減速機でモータを増力し、遅い回転速度で駆動させる。モータは宇宙環境への耐性が高く、サイズが小さい MaxonMotor の EC-max 16 283826 を使用する。また、減速機には小型、高ギア比、かつバックラッシュがないハーモニック・ドライブ・システムズの CSF-8-100-2A-GR を使用する。以降、モータと減速機を組み合わせた機構をロータリアクチュエータと呼ぶ。

3.7 構造解析

本節では設計した人工衛星の構造解析を行う。構造解析により、ロケットの打ち上げ時の振動に耐えうる性能を有しているか検討する。本衛星では H-IIA ロケットで

のピギーバックを想定しているため、その打ち上げ条件に対して以下の項目を検討する。

- 準静的加速度
- 剛性要求
- 正弦波振動レベル
- ランダム振動

ここで、H-IIA ロケットの打ち上げ条件を表 3.6 に示す。また今回の解析において安全率は 1.5 とし、安全余裕 MS は以下の式 (3.1) で定義する。

$$MS = \frac{\sigma_{allow}}{\sigma} - 1 \quad (3.1)$$

ただし、 σ_{allow} 、 σ はそれぞれ、部材の許容応力、フォンミーゼス応力を示す。

表 3.6: H-IIA ロケットの打ち上げ条件

解析項目	設計要求	
準静的加速度	機軸方向	+5.0/-6.0 G
	機軸直交方向	±5.0 G
剛性要求	機軸方向	120 Hz 以上
	機軸直交方向	60 Hz 以上
正弦波振動レベル	機軸方向	2.5G _{0-p} (5~100 Hz)
	機軸直交方向	2.0G _{0-p} (5~100 Hz)
ランダム振動	20~200 Hz	+3 db/oct
	200~2000 Hz	0.032 G ² /Hz

3.7.1 モデリング

本衛星はロケットインターフェースによってロケットと接続しているため、ここではロケットインターフェースが固定されているものとして解析を行う。

ハニカムパネルに関しては、それと等価な直交異性体の様なパネルと近似する。物性値は表 3.3 および表 3.4 の値を用いる。

解析を行う上で、メッシュ数削減のため本衛星の搭載機器のいくつかを直方体に近似している。搭載機器の大きさに合わせてメッシュサイズを変え、各部品のエッジなどについては特に細かくメッシュを切ること、計算時間を短縮しながら解析の精度の向上を図る。

今回の解析は、Autodesk 社の Inventor を用いて作成したモデルを同社の Nastran In-CAD を用いて行う。

3.7.2 準静的加速度

表 3.6 に示した条件を用いて静荷重解析を行い、ロケット打ち上げ時に加わる加速度に耐えうるかを検討する。各軸に対して正負の 6 パターンの解析を行う。

解析の結果、最大のフォンミーゼス応力が発生したのは ±Y 方向であり、その値は 9.26 MPa となった。この

時の応力分布を図 3.7 に示す。最大のフォンミーゼス応力はロケットインターフェースと機体との接合部に発生している。この部分について、安全率を考慮して MS を計算すると以下の式 (3.2) のようになる。よって、本衛星は準静的加速度に対して十分な強度を持つことがわかる。

$$MS = \frac{248.2/1.5}{9.26} - 1 \approx 16.89(> 0) \quad (3.2)$$

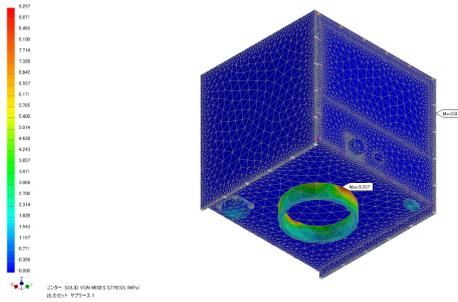


図 3.7: 準静的加速度

3.7.3 剛性要求

表 3.6 に示した条件を用いて固有値振動解析を行い、ロケットの打ち上げ時に加わる振動により機体が共振を起こさないかを検討する。解析の結果、機軸方向 (+Z 方向) の固有振動数 207.97 Hz (>120 Hz) であり、機軸直交方向 (-Y 方向) の固有振動数は 86.79 Hz (>60 Hz) となった。よって、本衛星は剛性要求を満たしていることがわかる。+Z 方向および-Y 方向の固有振動数による変形の様子を図 3.8 に示す。

3.7.4 正弦波振動レベル

表 3.6 に示した条件を用いて、ロケット打ち上げ時に加わる正弦波振動に耐えるかを検討する。このとき、入力レベルに共振倍率 Q をかけた値を等価静加速度として解析を行う。

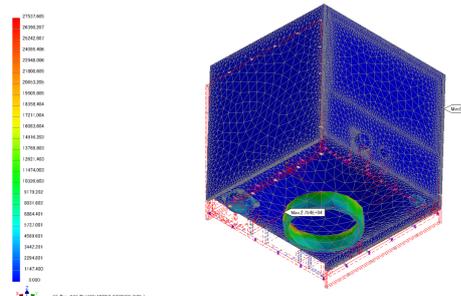
$Q = 20$ とすると、設計荷重 $F_{s,i}$ ($i = X, Y, Z$) はそれぞれ式 (3.3) – (3.5) で表される。

$$F_{s,X} = 40 \text{ G} \quad (3.3)$$

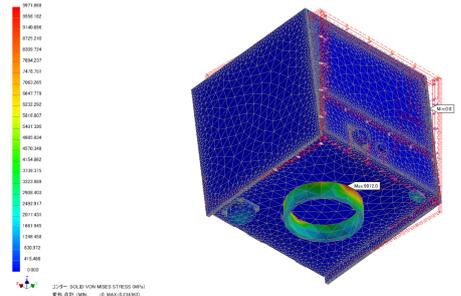
$$F_{s,Y} = 40 \text{ G} \quad (3.4)$$

$$F_{s,Z} = 50 \text{ G} \quad (3.5)$$

これらの荷重を本衛星の各軸方向に負荷し解析を行った。最大のフォンミーゼス応力が発生したのは $\pm Y$ 方向であり、その値は 74.05 MPa であった。最大のフォンミーゼス応力はロケットインターフェースと機体の接合部に発生しており、この部分について安全率を考慮して MS を計算すると式 (3.6) となる。本衛星は正弦波振動



(a) +Z 方向



(b) -Y 方向

図 3.8: 剛性要求

に対して十分な強度を持つことがわかる。この時の応力分布を図 3.9 に示す。

$$MS = \frac{248.2/1.5}{74.05} - 1 \approx 1.23(> 0) \quad (3.6)$$

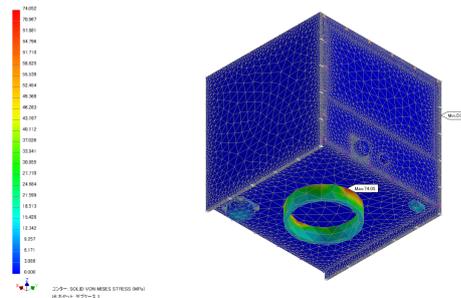


図 3.9: 正弦波振動

3.7.5 ランダム振動

表 3.6 に示した条件を用いて、ロケット打ち上げ時に加わるランダム振動に耐えるかを検討する。この時、各固有振動方向の応答加速度 $G_{\text{rms},j}$ ($j = X, Y, Z$) を Miles の式により計算し、それを 3 倍した値 (3σ 荷重) をかけた値を等価静加速度として解析を行う [12]。

設計荷重 $F_{r,j}$ ($j = X, Y, Z$) は式 (3.7) で定義される。

$$F_{r,j} = 3G_{\text{rms},j} = 3 \times \sqrt{\frac{\pi}{2} \times Q \times f_i \times \text{PSD}} \quad (3.7)$$

Q : 共振倍率
 f_i : 各軸の第1次固有振動数 ($j=X,Y,Z$) [Hz]
 PSD : 固有振動数における加速度
 パワースペクトル密度 [G^2/Hz]

固有値解析より得られた固有振動数から、 $PSD_{+Y} = 0.014$, $PSD_{+Z} = 0.033$ となる。本衛星は正弦波振動に対して十分な強度を持つことがわかる。 $Q = 20$ とすると、式 (3.7) より、 $F_{r,j}$ は式 (3.8) および式 (3.9) で表される。

$$F_{r,+Y} = 18.46 \text{ G} \quad (3.8)$$

$$F_{r,+Z} = 44.23 \text{ G} \quad (3.9)$$

これらの荷重を本衛星の各軸方向に負荷し解析を行った。最大のフォンミーゼス応力が発生したのは $\pm Z$ 方向であり、その値は 50.66 MPa となった。最大のフォンミーゼス応力が発生したのは、ロケットインターフェースと機体の接合部であり、この部分について安全率を考慮して MS を計算すると式 (3.10) となる。よって、本衛星はランダム振動に対して十分な強度を持つことがわかる。このときの応力分布を図 3.10 に示す。

$$MS = \frac{248.2/1.5}{50.66} - 1 \approx 2.27 (> 0) \quad (3.10)$$

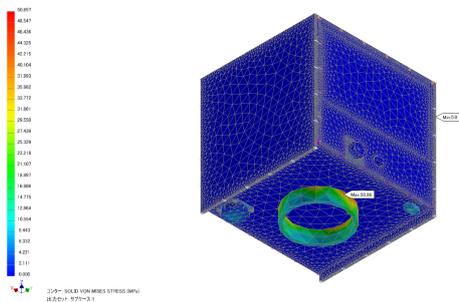


図 3.10: ランダム振動

4 姿勢制御系

4.1 姿勢安定方式

本衛星は最終的にデブリ捕獲を目標としているため高精度の姿勢制御が要求される。そのため、姿勢安定方式には3軸ゼロモーメント方式を採用し、アクチュエータにはRWを用いる。各センサで本衛星の現在姿勢を取得し、PD制御により目標姿勢に追従するよう姿勢制御を行う。

4.2 センサ選定

本衛星にはGPS受信機、磁気センサ、ジャイロセンサ、太陽センサ、スターセンサ、地球センサを搭載し、これらを組み合わせることで軌道・姿勢決定を行う。各センサの諸元を表 4.1-4.6 に示す。

表 4.1: GPS 受信機の諸元

項目	値	単位
測距精度	0.9	m
受信周波数	1575.42	Hz

表 4.2: 磁気センサの諸元

項目	値	単位
磁気測定範囲	± 2	gauss
磁気測定分解能	0.1	milli-gauss
方向想定範囲	± 60	deg
方向測定分解能	0.1	deg

表 4.3: ジャイロセンサの諸元

項目	値	単位
計測範囲	± 100	deg/s
分解能	0.004	deg/s

表 4.4: 太陽センサの諸元

項目	値	単位
正確度	0.3	deg
視野角	120×120	deg

表 4.5: スターセンサの諸元

項目	値	単位
精度 (yaw/pitch)	5	1/s
精度 (roll)	30	1/s
視野角	14×14	deg

表 4.6: 地球センサの諸元

項目	値	単位
正確度	1	deg
視野角	33×4	deg \times array

4.3 外乱トルクの見積もり

アクチュエータを選定するために、本衛星に加わる外乱トルクの見積もりを行う。本衛星に加わる外乱として、大気抵抗トルク、太陽光輻射圧トルク、重力傾斜トルク、地球磁場トルクを考慮する。本衛星に対して各外乱トルクが同一方向に加わると仮定し、本衛星に加わる外乱トルクの最大値を見積もる。

4.3.1 大気抵抗トルク

大気抵抗力 F_a は式 (4.1) のように表される.

$$F_a = \frac{1}{2} \rho v^2 C_d A \quad (4.1)$$

したがって, 大気抵抗トルク τ_a は式 (4.2) で求まる.

$$\tau_a = L_a \times F_a \quad (4.2)$$

- ρ : 大気密度 (= 2.803×10^{-12} kg/m³)
- A : 衛星の各方向の表面積
(= $[0.6402, 0.6446, 2.276]^T$ m²)
- v : 衛星の速さ (= 7.669×10^3 m/s)
- C_d : 抵抗係数 (=2.0)
- L_a : 空力中心から質量中心へのベクトル
(= $[5.000, 154.7, 204.4]^T$ mm)

4.3.2 太陽光輻射圧トルク

太陽光輻射により本衛星にはたらく太陽光輻射圧トルク τ_s は式 (4.3) で求まる.

$$\tau_s = F_s(1 + q) \cos i_{\max} L_s \times A \quad (4.3)$$

- F_s : 太陽光輻射定数 (= 4.617×10^{-6} N/m²)
- i_{\max} : 太陽光入射角最大値 (= 0 deg)
- q : 反射係数 (= 0.6)
- L_s : 太陽光輻射圧中心から質量中心へのベクトル (= $[5.000, 154.7, 204.4]^T$ mm)

4.3.3 重力傾斜トルク

衛星の各質点に作用する重力の差によって発生する重力傾斜トルク τ_g は式 (4.4) で求まる.

$$\tau_g = \frac{3\mu}{r^3} \hat{r} \times J \hat{r} \quad (4.4)$$

- μ : 重力定数 (= 3.986×10^5 km³/s²)
- J : 衛星の慣性テンソル [kgm²]
- \hat{r} : 地心から衛星質量中心への単位ベクトル
- r : 軌道半径 (=6778 km)

4.3.4 地球磁場トルク

本衛星の持つ磁気モーメントと地球磁場との相互作用で発生する地球磁場トルク τ_m は式 (4.5) で求まる.

$$\tau_m = m_m \times B \quad (4.5)$$

- m_m : 衛星の残留磁気双極子モーメント
($|m_m| = 0.2$ Am²)
- B : 地球磁場 [T]

4.3.5 外乱トルク合計

各外乱トルクの最大値の絶対値をとり, 加算したものを本衛星に加わる外乱トルクの最大値と見積もる. このとき, 本衛星に加わる外乱トルクの最大値 τ_d は式 (4.6) と見積もられる.

$$\tau_d = \begin{bmatrix} 7.569 \times 10^{-5} \\ 5.060 \times 10^{-5} \\ 1.675 \times 10^{-5} \end{bmatrix} \text{ Nm} \quad (4.6)$$

また, 本衛星では3周に1回アンローディングを行うため, 2周のうちに蓄積する角運動量の最大値を見積もる. 1周期は5554 sであるから, 2周のうちに蓄積する最大角運動量 H_{\max} は次のように見積もられる.

$$H_{\max} = 7.569 \times 10^{-5} \times 5554 \times 2 = 0.8408 \text{ Nms} \quad (4.7)$$

RW にはこの角運動量を蓄積できるものを選定する.

4.4 アクチュエータの選定

4.4.1 RW の選定

RW には前節で求めた最大角運動量 $H_{\max} = 0.8408$ Nms を蓄積できる BLUE CANYON 社の RW1 を用いる. その諸元を表 4.7 に示す.

表 4.7: RW の諸元

項目	値	単位
慣性モーメント	4.5×10^{-3}	kgm ²
最大回転数	± 20000	rpm
飽和角運動量	1.5	Nms
定格トルク	± 0.1	Nm

4.4.2 磁気トルカの選定

アンローディングで用いる磁気トルカの選定を行う. アンローディングを行うためには, 常に外乱トルクよりも大きなトルクを出力する必要がある. したがって, 4.3節で求めた外乱トルクの最大値と高度 400 km 地点での最小地球磁場の大きさ $B_{\min} = 2.112 \times 10^{-4}$ T を考慮すると, 磁気トルカの発生磁気モーメントの大きさ M_t は式 (4.8) の条件を満たす必要がある.

$$M_t \geq \frac{\tau_d}{B_{\min}} = 0.3583 \text{ Am}^2 \quad (4.8)$$

したがって, 式 (4.8) を満たすために CubeSatShop 社の MT01 Compact Magnetorquer を各軸 4 つずつ配置する. その諸元を表 4.8 に示す.

表 4.8: 磁気トルカの諸元

項目	値	単位
発生磁気モーメント	0.19	Am ²
飽和磁気モーメント	0.85	Am ²

4.5 姿勢制御

4.5.1 初期運用時における姿勢制御

本衛星がロケットから分離した直後は、ジャイロセンサにより 3 軸の角速度を検出し、レートダンピングを行う。その後、太陽光パドルを展開し、太陽捕捉を行う。その後、スターセンサを用いて本衛星の 3 軸姿勢を取得し、ミッション運用を開始するための姿勢に変更する。

4.5.2 ミッション運用時における姿勢制御

DIDC ネットの射出時には、本衛星の角速度がゼロとなっていることを確認する。そうすることで、DIDC ネットが射出された直後に本衛星が角速度を持ったとしても、DIDC ネットの展開が完了すると角運動量保存則より本衛星の角速度は無視できる。DIDC ネットの展開完了後に本衛星が角速度を持っている場合、RW を用いて姿勢を安定化する。

4.5.3 姿勢解析

本衛星の姿勢は Euler パラメータを用いて表す。機体系を、慣性系から単位ベクトル $\hat{a} = [a_1, a_2, a_3]^T$ 回りに角度 ϕ だけ回転させたものとする、Euler パラメータは四元数を用いて次式で表される。

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} a_1 \sin \frac{\phi}{2} \\ a_2 \sin \frac{\phi}{2} \\ a_3 \sin \frac{\phi}{2} \\ \cos \frac{\phi}{2} \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

ここで $\mathbf{q} = [q_1, q_2, q_3, q_4]^T$ はスカラー部 $S(\mathbf{q}) = q_4$ とベクトル部 $V(\mathbf{q}) = [q_1, q_2, q_3]^T$ に分けられ、機体系が慣性系と一致しているとき $\mathbf{q} = [0, 0, 0, 1]^T$ となる。

目標姿勢の Euler パラメータ、角速度をそれぞれ $\mathbf{q}_d, \boldsymbol{\omega}_d$ とおくと、姿勢誤差、角速度誤差はそれぞれ $V(\mathbf{q}_d^\dagger \mathbf{q})$, $\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_d$ と表される。ただし、 \mathbf{q}_d^\dagger は \mathbf{q}_d の共役 Euler パラメータである。以上より入力トルク \mathbf{u} を次のように与える。

$$\mathbf{u} = -k_p V(\mathbf{q}_d^\dagger \mathbf{q}) - k_d (\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_d) \quad (4.10)$$

ただし、 $k_p = 0.06 \text{ Nm}$, $k_d = 0.6 \text{ Nms}$ とする。式 (4.10) により本衛星を目標姿勢へ変更することが可能である。本項では、比較的大きな姿勢変更が想定されるレートダンピングと太陽捕捉の数値シミュレーション結果を示す。また、外乱として 4.3 節で見積もった外乱トルクの

最大値 ($7.569 \times 10^{-5} \text{ Nm}$) が 3 軸すべてに加わるものと仮定して計算を行う。

● レートダンピング

本衛星がロケットから分離した際、3 軸それぞれに 0.15 rad/s の角速度を持っていると仮定し、角速度がゼロとなるようにレートダンピングを行う。このとき、入力トルクは $\mathbf{u} = -k_d \boldsymbol{\omega}$ とした。そのシミュレーションの結果を図 4.1 に示す。図 4.1 より、20 s 程度でレートダンピングが完了することが確認できる。

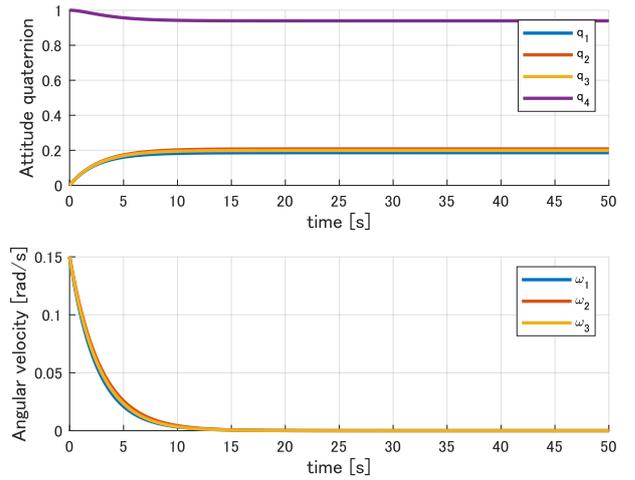


図 4.1: レートダンピング

● 太陽捕捉

初期運用において太陽光パドルを展開後、姿勢情報を得るために太陽捕捉を 2 軸サーチ方式で行う。本衛星では機体系の Z 軸方向に太陽センサを搭載している。したがって、機体系 X 軸方向に 360 deg 機体を回転させ、その後、Y 軸方向に 360 deg 回転させ全天探索を行う。その後、最悪のケースとして、現在姿勢から $[1, 1, 1]^T$ 方向に 180 deg 回転した地点に太陽がある場合を考える。そのシミュレーション結果を図 4.2 に示す。図 4.2 より、3500 s 程度で太陽捕捉を完了することが確認できる。

4.6 アンローディング

本衛星においてアンローディングは 3 周に 1 回行うため、本衛星が 2 周する間のホイール蓄積角運動量を磁気トルカによりアンローディングできるかどうかをシミュレーションにより確認する。4.3 節で求めた最大角運動量 (0.8408 Nms) が各 RW に蓄積していると仮定する。磁気モーメントはクロスプロダクト法より次式で与えられる。

$$\mathbf{M} = k_h (\mathbf{H}_w \times \mathbf{B}) \quad (4.11)$$

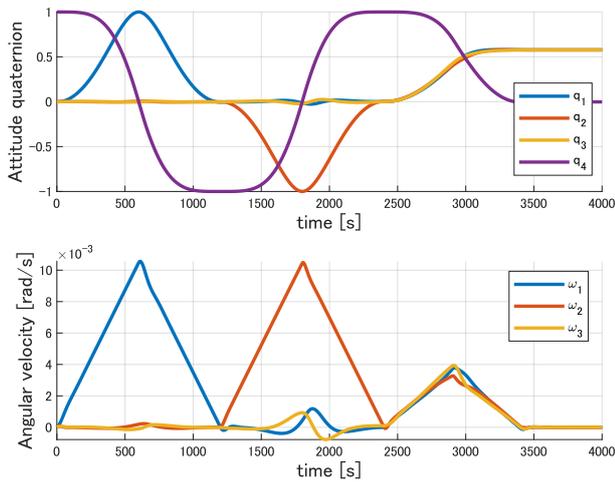


図 4.2: 太陽捕捉

ここで \mathbf{H}_w はホイールの蓄積角運動量である。よって、発生トルクは次式で与えられる。

$$\mathbf{T} = -k_h(\mathbf{B} \cdot \mathbf{B})\mathbf{H}_w + k_h(\mathbf{H}_w \times \mathbf{B}) \times \mathbf{B} \quad (4.12)$$

ただし、 $k_h = 5.0 \times 10^6 \text{ 1/T}^2\text{s}$ とする。式 (4.12) より、ホイールの蓄積角運動量を低減させる方向にトルクを出力しアンローディングを行うことができる。アンローディングのシミュレーション結果を図 4.3 に示す。図 4.3 より、1000 s 程度でアンローディングを完了することが確認できる。

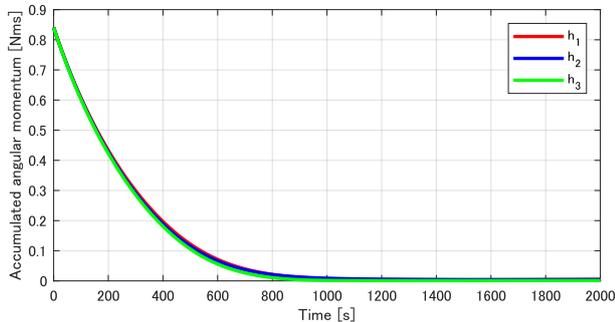


図 4.3: アンローディング

5 軌道系

本衛星を投入する軌道を決定する。本衛星は地球周回軌道であれば、どのような軌道でもミッション遂行上の問題は生じない。ただし、衛星本体のデブリ化を防ぐため、ミッション終了後の自主廃棄が義務付けられている。

以上の要件を満たす軌道として、高度 400 km、軌道傾斜角 97.5 deg の太陽同期円軌道を選択する。図 5.1 に本衛星の軌道を示す。太陽同期軌道は軌道面の太陽に対する角度が常に一定なので、衛星に対する太陽入射は安定している。そのため、熱設計が行いやすいという利点がある。また、地球の大気密度と高度の関係を図 5.2 に示す [9]。軌道上の衛星は空気抵抗を受けて減速して高度が低下する。

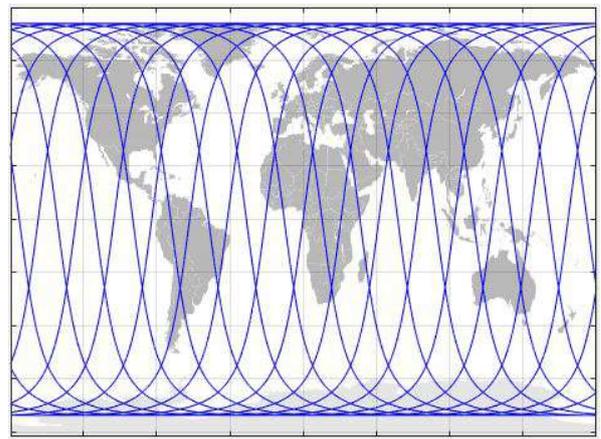


図 5.1: 選定軌道

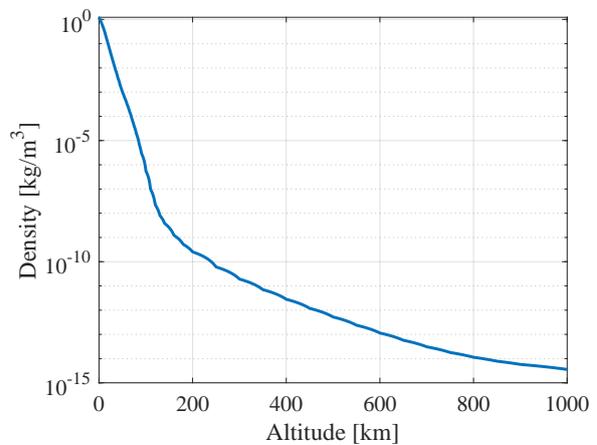


図 5.2: 大気密度と高度の関係

衛星高度の変化を図 5.3 に示す。ただし、有効面積は軌道寿命が最長になる場合を想定して衛星が受ける空気抵抗が最も小さくなる条件を考え、DIDC ネットおよび太陽光パドルを展開する前の状態における衛星の側面積 $50 \times 50 = 2500 \text{ cm}^2$ とした。図 5.3 より軌道寿命は最長でも 250 日程度であるため、本軌道を採用した場合衛星は IADC のスペースデブリ発生防止標準により設定された自主廃棄基準である 25 年以内の地球再突入が可能である [10]。

6 熱制御系

本衛星の各搭載機器にはそれぞれ許容温度範囲がある。本章ではそれらすべてを満たすような熱環境を与えるために衛星の熱設計を行う。

6.1 ノード分割

熱解析は節点法により行う。節点法では、衛星を複数のノードに分割し、さらにノード間の熱的關係を定めることにより熱数学モデルを作成する。ただし、ノードには宇宙を含め、宇宙の温度は恒等的に 3 K とする。熱数学モデルのノードの割り振りを表 6.1 に示す。

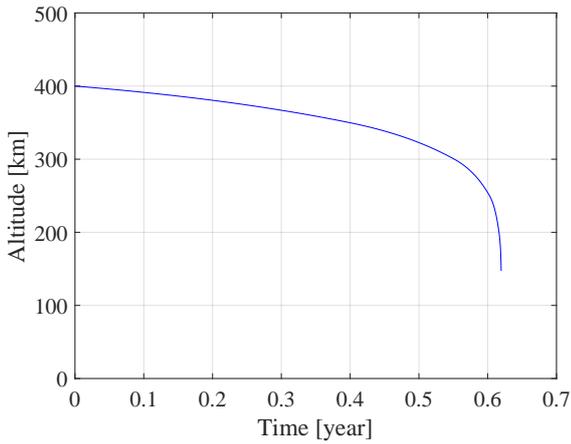


図 5.3: 衛星の高度変化

6.2 熱数学モデル

熱数学モデルの各ノードに熱平衡方程式を立てて非定常温度分布を求める。各ノード内では温度は均一であると仮定する。i 番目のノードにおける熱平衡方程式は式 (6.1) で表される。熱解析は式 (6.1) を 4 次の Runge-Kutta 法を用いて時間発展させることにより行う。

$$C_i \frac{dT_i}{dt} = Q_i - \sum_{j \neq i} K_{ij}(T_i - T_j) - \sum_{j \neq i} R_{ij}(T_i^4 - T_j^4) \quad (6.1)$$

i, j : ノード番号

C_i : 熱容量 [J/K]

T_i, T_j : 温度 [K]

t : 時間 [s]

Q_i : 熱入力 [W]

K_{ij} : 伝導熱伝達係数 [W/K]

R_{ij} : 放射係数 [W/K⁴]

熱入力 Q_i は内部熱入力と外部熱入力の和である。 K_{ij} , R_{ij} はそれぞれノード同士の接触面積や位置関係によって決定される係数である。伝導熱伝達係数 K_{ij} は式 (6.2) で表される。

$$K_{ij} = h_{ij} A_{kij} \quad (6.2)$$

h_{ij} : 接触熱伝導率 [W/m²/K]

A_{kij} : 接触面積 [m²]

熱解析では、 h_{ij} にはアルミニウム同士の接触の場合の接触熱伝導率 $h_{ij} = 60 \text{ W/m}^2/\text{K}$ を用いる。放射係数 R_{ij} は式 (6.3) で表される。

$$R_{ij} = \varepsilon_{Hi} \varepsilon_{Hj} \sigma_s F_{ij} A_{rij} \quad (6.3)$$

$\varepsilon_{Hi}, \varepsilon_{Hj}$: 全半球放射率

σ_s : ステファンボルツマン定数 [W/K⁴/m²]

F_{ij} : 放射形態係数

A_{rij} : 放射面積 [m²]

F_{ij} は、Autodesk 社の Inventor を用いて熱解析用 CAD

表 6.1: ノード割り振り表

ノード番号	要素	消費電力	動作時 温度範囲
		W	°C
1	宇宙	-	-
2	+X パネル	-	-
3	-X パネル	-	-
4	+Y パネル	-	-
5	-Y パネル	-	-
6	+Z パネル	-	-
7	-Z パネル	-	-
8,9	+X 太陽光パドル	-	-160 ~ 100
10,11	-X 太陽光パドル	-	-160 ~ 100
12	仕切りパネル	-	-
13 ~ 17	井桁パネル	-	-
18 ~ 21	CPU	2 × 4	-10 ~ 50
22 ~ 24	RW	3 × 3	-20 ~ 70
25	タンク 電磁弁 ガスレギュレータ 圧力センサ	0.3	-10 ~ 40
26	DIDC ネット	-	-78 ~
27	モノポールアンテナ	-	-
28 ~ 30	磁気トルカ	-	-55 ~ 85
31 ~ 34	モータ	-	-40 ~ 100
35 ~ 38	射出機構	-	-
39	投光器	-	-15 ~ 55
40	地球センサ	-	-25 ~ 60
41,42	分離検出スイッチ	-	-
43	UHF 受信機	-	-30 ~ 60
44	GPS 受信機	1	-30 ~ 70
45	GPS アンテナ	0.2	-30 ~ 70
46	磁気センサ	-	-20 ~ 70
47	カメラ	-	-15 ~ 55
48 ~ 50	ジャイロセンサ	0.1 × 3	-
51	S バンド送信機	-	-20 ~ 60
52	パッチアンテナ	-	-20 ~ 50
53,54	太陽センサ	0.035 × 2	-40 ~ 85
55	バッテリー	-	0 ~ 40
56	スターセンサ	3	-20 ~ 65
57	電力制御器	2	-40 ~ 85

モデルを図 6.1 のように作成し、同社の Autodesk CFD を用いて計算する。

6.3 外部熱入力

打ち上げから運用終了までの衛星の外部熱入力として支配的であるのは次の 3 つである。

- 太陽放射
- 地球赤外放射
- アルベド

これらを本衛星への外部熱入力として熱解析を行う。

6.3.1 太陽放射

i 番目のノードに与えられる太陽放射による熱入力 Q_{si} は式 (6.4) で表される。

$$Q_{si} = \alpha_{si} P_s A_{si} \quad (6.4)$$

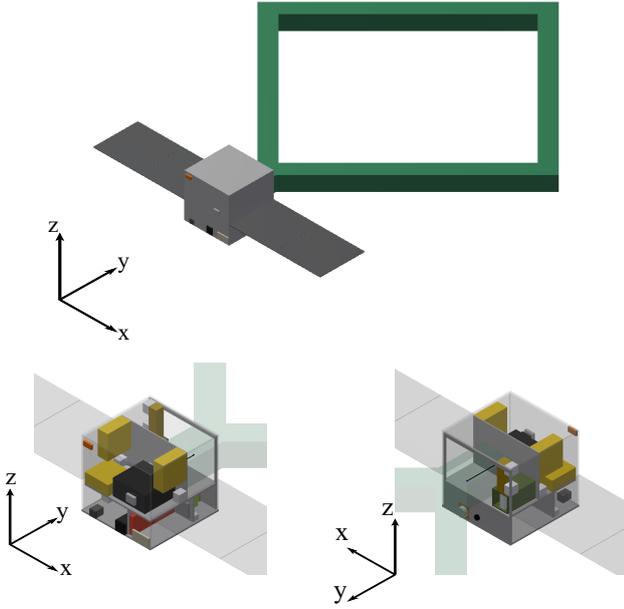


図 6.1: 熱解析用 CAD モデル

α_{si} : 太陽光吸収率

P_s : 太陽光放射照度 [W/m^2]

A_{si} : 太陽から見た投影面積 [m^2]

P_s は近日点の 1 月 3 日に最大値 $1399 \text{ W}/\text{m}^2$, 遠日点である 7 月 4 日に最小値 $1309 \text{ W}/\text{m}^2$ となる。

6.3.2 地球赤外放射

i 番目のノードに与えられる地球赤外放射による熱入力 Q_{ei} は式 (6.5) で表される。

$$Q_{ei} = \varepsilon_{Hi} P_e F_{ei} A_{ei} \quad (6.5)$$

P_e : 地球赤外放射照度 [W/m^2]

F_{ei} : 地球赤外放射に関する放射形態係数

A_{ei} : 表面積 [m^2]

P_e は赤道付近で最大値 $258 \text{ W}/\text{m}^2$, 極付近で最小値 $140 \text{ W}/\text{m}^2$ をとる。 F_{ei} は式 (6.6) で与えられる。また、式 (6.6) 中の各パラメータの意味を図 6.2 に示す。

$$F_{ei} = \frac{R_s^2}{\pi} \int_{A_i} \frac{\cos \theta_k \cos \theta_l \sin \theta_o}{r_l^2} d\theta_o d\phi_o \quad (6.6)$$

本衛星の軌道は円軌道であるから、衛星から地球表面までの距離 H_o は 400 km で一定とみなせる。一方、衛星から地球中心へ向かう方向ベクトルと各ノードの表面の法線ベクトルがなす角 λ_o は時変である。放射形態係数 F_{ei} は λ_o に依存するため、熱解析の各反復計算において F_{ei} を再計算する必要がある。しかし、 F_{ei} の再計算に式 (6.6) をそのまま用いるのでは熱解析にかかる計算コストが大きくなる。そこで、あらかじめ 0 deg から 180 deg まで 0.1 deg 刻みの λ_o について式 (6.6) の評価を行い、離散的な λ_o に対する F_{ei} のデータベースを作成しておく。熱解析ではこれに対して線形補間を行い各ノードの F_{ei} を求める。

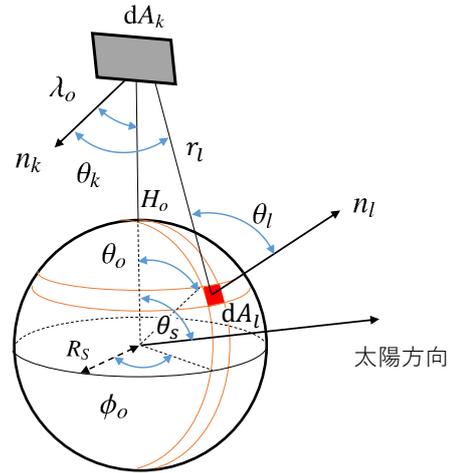


図 6.2: 放射形態係数の計算

6.3.3 アルベド

i 番目のノードに与えられるアルベドによる熱入力 Q_{ai} は式 (6.7) で表される。

$$Q_{ai} = \alpha_{si} C_\alpha P_s F_{ai} A_{ei} \quad (6.7)$$

C_α : 地球のアルベド係数

F_{ai} : アルベドに関する放射形態係数

C_α は極付近で最大値 0.60 , 赤道付近で最小値 0.15 をとる。 F_{ai} は Bannister の近似を用いて次のように計算する。

$$F_{ai} = \max\{F_{ei} \cos \theta_s, 0\} \quad (6.8)$$

6.4 熱解析条件

熱解析はミッション中に起こりうる高温最悪温度条件と低温最悪温度条件それぞれについて行う。本衛星に与えられる外部熱入力のうち最も支配的であるのは太陽放射である。そのため、軌道周回中において太陽放射の影響がなくなる蝕の時間の長さは熱環境に大きな影響を与える。蝕時間は衛星の軌道に対する太陽の位置によって変化する。黄道上の太陽の位置と蝕時間の関係を調べることで蝕時間の最大値と最小値を求めるとそれぞれ 2167 s , 0 s であった。また、太陽光放射照度 P_s , 地球赤外放射照度 P_e および地球のアルベド係数 C_α は地球の公転軌道上の位置や衛星の地球に対する位置により変化し、これらも熱環境に影響してくる。以上より、高温最悪温度条件および低温最悪温度条件を次のように設定する：

<高温最悪温度条件>

蝕時間は最小値を選び、太陽光放射照度 P_s , 地球赤外放射照度 P_e および地球のアルベド係数 C_α は最大値を選ぶ。

<低温最悪温度条件>

蝕時間は最大値を選び、太陽光放射照度 P_s , 地球赤外

放射照度 P_e および地球のアルベド係数 C_a は最小値を選ぶ。

熱制御素子の表面特性は運用時間とともに劣化していくが、本衛星のミッション期間はおよそ 100 日であるため、熱解析においては運用開始時 (BOL) の値を用いる。また、内部熱入力が高湿最悪温度条件では消費電力の 100%、低温最悪温度条件では消費電力の 95% とする。なお、消費電力の値は待機時のものを採用する。表 6.2 に詳細な熱解析条件を示す。

表 6.2: 熱解析条件

項目	高温条件	低温条件	単位
太陽光放射照度	1399	1309	W/m ²
地球赤外放射照度	258	140	W/m ²
地球のアルベド係数	0.60	0.15	-
蝕時間	0	2167	s
内部熱入力/消費電力	1.00	0.95	-
熱制御素子表面特性	BOL	BOL	-

6.5 熱設計

各機器の許容温度範囲はロバスト性を確保するために表 6.1 に示す動作時温度範囲の高温側および低温側にそれぞれ 10 °C のマージンを持たせたものと定める。衛星のすべての機器について許容温度範囲が満たされるように機器配置や熱制御素子を決定する。衛星がおかれる熱環境に最も大きな影響を与えるのは太陽放射による外部熱入力である。太陽放射による加熱を抑えるために、太陽光が照射されうる衛星の外表面は主に MLI で覆う。MLI は衛星が蝕に入ったときに内部の機器が過度に冷却されることも防ぐ。太陽光パドルは MLI で覆うことはできず太陽光により大きな熱入力が与えられるため、太陽電池セルが載らない面には白色ペイントを施し放熱面とする。機体内部は熱の偏りを防ぐために黒色ペイントで統一する。

衛星の姿勢は通信などのために特定の姿勢をとる必要がある場合以外は +Z 面を太陽方向へ向けるものとする。これにより、+Z 面以外の面を熱的に安定させることができる。衛星の各機器は +Z 面をなるべく避けるようにして設置する。また、各機器から発せられる熱を機体外部に排出するために、熱的に最も安定である-Z 面に OSR を 50 cm² 設置する。

熱的にクリティカルであるタンクおよびバッテリーにはポリイミドフレキシブルシートヒータを取り付け許容温度範囲内に温度を制御する。ヒータは図 6.3 のようにヒステリシス制御を行う。機器の温度が T_{ON} を下回ればヒータに通電し、 T_{OFF} を上回れば通電を停止する。この

ようにすることでチャタリングを防止する。ヒータの諸元を表 6.3 に示す。また、それぞれのヒータの ON/OFF 温度を表 6.4 に示す。

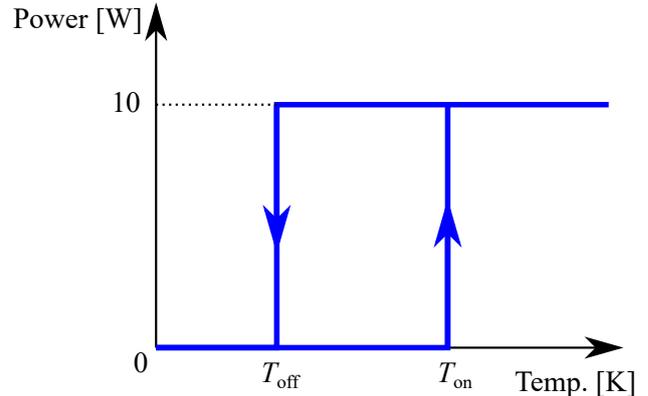


図 6.3: ヒータのヒステリシス制御

表 6.3: ヒータの諸元

項目	値	単位
製作元	ORBITAL ENGINEERING INC.	-
型番	OH1-2550/78	-
寸法	25.4 × 50.8	mm ²
消費電力	10	W

表 6.4: ヒータの ON/OFF 温度

	バッテリー	タンク	単位
T_{ON}	25	25	°C
T_{OFF}	28	28	°C

6.6 解析結果

解析結果を表 6.6 に示す。ただし、熱光学特性は表 6.5 に示す値を用いた。表 6.6 の青色は熱解析によって得られた各機器の予測温度範囲を示し、赤色は各機器の許容温度範囲外を示す。表 6.6 より、すべての機器に対して適切な熱環境が与えられていることが確認できる。

表 6.5: 熱光学特性

名称	α_s	ϵ_H	α_s/ϵ_H
MLI	0.03	0.28	0.11
OSR	0.063	0.84	0.075
黒色 Z306	0.92	0.83	1.10
白色 Z202	0.25	0.83	0.30
太陽電池セル	0.82	0.74	1.11
ザイロン (DIDC ネット)	0.72	0.87	0.83

表 6.6: 搭載機器の許容温度範囲外 (赤) と予測温度 (青)

機器名	温度 [°C]													
	-30	-20	-10	0	10	20	30	40	50	60	70	80	90	
CPU	Red	Red	Red	White	Blue	Blue	Blue	Red	Red	Red	Red	Red	Red	
RW	Red	Red	Blue	Blue	Blue	Blue	White	White	White	White	White	Red	Red	
タンク 電磁弁 ガスレギュレータ 圧力センサ	Red	Red	Red	White	Blue	Blue	Blue	Red	Red	Red	Red	Red	Red	
投光器	Red	Red	Blue	Blue	Blue	White	White	White	White	White	White	Red	Red	
地球センサ	Red	Red	White	Blue	Blue	White	White	White	White	White	White	Red	Red	
UHF受信機	Red	White	White	Blue	Blue	White	White	White	White	White	White	Red	Red	
GPS受信機	Red	Blue	Blue	Blue	White	Red	Red							
GPSアンテナ	Red	Blue	Blue	White	Red	Red								
磁気センサ	Red	Red	White	Blue	Blue	White	White	White	White	White	White	Red	Red	
カメラ	Red	Red	Blue	Blue	Blue	White	White	White	White	White	White	Red	Red	
Sバンド送信機	Red	Red	White	Blue	Blue	White	White	White	White	White	White	Red	Red	
パッチアンテナ	Red	Red	Blue	Blue	Blue	White	White	White	White	White	White	Red	Red	
バッテリー	Red	Red	Red	Blue	Blue	Blue	Red							
スターセンサ	Red	Red	White	Blue	Blue	White	White	White	White	White	White	Red	Red	
	-175	-150	-125	-100	-75	-50	-25	0	25	50	75	100	125	
DIDCネット	Red	Red	Red	Red	Blue	Blue	Blue	White	White	White	White	White	White	
磁気トルカ	Red	Red	Red	Red	Red	Red	Blue	Blue	White	White	White	Red	Red	
モータ	Red	Red	Red	Red	Red	Red	Blue	Blue	White	White	White	Red	Red	
太陽光パドル	Red	White	White	Blue	White	Red								
ジャイロセンサ	Red	Red	Red	Red	Red	Red	Blue	Blue	White	White	White	Red	Red	
太陽センサ	Red	Red	Red	Red	Red	Red	Blue	Blue	White	White	White	Red	Red	
電力制御器	Red	Red	Red	Red	Red	Red	Blue	Blue	White	White	White	Red	Red	

7 電源系

7.1 設計概要

本衛星は太陽光パドルを展開することにより電力の確保を行う。そこで本章では衛星の寿命末期に所要負荷電力の供給ができるように太陽電池アレイの大きさを決定する。また、日陰時など太陽光パネルから電力を供給できない場合に十分な電力量を供給できるようにバッテリーのサイジングを行う。また、各運用モードにおいて十分な電力供給が行えるか検討する。余剰電力のシャントにはパーシャルシャント方式を、日陰時の電力の供給には安定化バスを採用する。

衛星のシステムの始動には分離検知スイッチを2冗長系で配置し、衛星分離後に確実に機器に電源が投入されるようにする。

7.2 各モードの消費電力

本節では、各運用モードにおける必要電力を検討する。各運用モードの詳細を以下の表 7.1 に示す。要求電力の

計算には、10%の余剰電力を考慮して機器の要求電力に加算する。

7.2.1 初期運用モード

初期運用モードでは各種センサに電源を投入し、各種機器の動作確認を行った後、レートダンピングを行う。次に太陽光パドルを展開し、太陽捕捉を行うことで充電を開始する。十分電力を確保した後、地球捕捉を行い通信機器の動作確認をする。初期運用では太陽光パドルを展開して太陽捕捉をするまで電力を確保することができないため、太陽捕捉までの電力を地上で充電したバッテリーにより賄う必要がある。

7.2.2 開閉モード

開閉モードでは開モード用インフレーターブルチューブにガスを注入することによる DIDC ネットの展開と内側のインフレーターブルチューブにガスを注入することによる DIDC ネットの閉塞を行う。このとき、展開の際にインフレーターブルチューブを機体から射出するためにモー

表 7.1: 各運用モードの動作機器と要求電力

系	機器	消費電力[W]	動作電圧[V]	モード					
				展開	閉塞	通信	アンローディング	充電	待機
ミッション機器	モータ×2	10.84	6	○	×	×	×	×	×
	カメラ	4	5	○	○	×	×	×	×
	投光器	5.4	5	○	○	×	×	×	×
	圧力センサ×2	0.3	3	○	○	○	○	○	○
	電磁弁×4	4	24	○	○	×	×	×	×
センサ類	太陽センサ×2	0.07	5	○	○	×	○	○	○
	地球センサ	1	5	×	×	○	×	×	×
	磁気センサ	0.075	5	×	×	×	○	×	×
	スターセンサ	3	5	○	○	○	○	○	○
	ジャイロセンサ×3	0.3	5	○	○	○	○	○	○
姿勢制御機器	RW×3	9	24	○	○	○	○	○	○
	磁気トルカ×12	3	5	×	×	×	○	×	×
熱系	熱制御素子	20	28	○	○	○	○	○	○
電源系	電力制御器	2	5	○	○	○	○	○	○
	モータ×2	10.84	6	○	○	○	○	○	×
通信・C&DH	GPSアンテナ	0.2	5	○	○	○	○	○	○
	GPS受信機	1	5	○	○	○	○	○	○
	Sバンド送信機	12	5	×	×	○	×	×	×
	UHF受信	0.13	5	×	×	○	×	×	×
	CPU×4	8	5	○	○	○	○	○	○
合計要求電力[W]				79.0	68.1	67.8	57.8	54.7	43.9
10%余剰込[W]				86.8	74.9	74.5	63.6	60.2	48.3
時間[s]				180	180	471	1000	-	-
合計要求電力量[Wh]				4.3	3.7	9.8	17.7	-	-

タを使用し、開閉の様子を画像により取得するためカメラを作動する必要があり、大きな電力が必要とされる。このため開閉モードは日照時に行うこととする。開閉にかかる時間はそれぞれマージンを取って 180 s ずつであり、一度目の閉塞時、二度目の展開、閉塞時にはそれぞれガスを抜く操作と入れる操作を同時に抜うため、それぞれにかかる時間に変化はないものとする。よってこれらは日照時に十分行うことが可能である。

7.2.3 通信モード

ミッション時に取得したデータと HK を地上局に送信し、地上局からのコマンドを受信するため送信機と受信機を作動させる。通信ができる時間は限られており、日照時、日陰時の場合があるため、電力はバッテリーにより供給する。通信時間は周回ごとに異なるが、最大通信時間である 471 s においてバッテリー電力で十分必要な電力が賄えるか検証する。

7.2.4 アンローディングモード

磁気トルカを用いて外乱トルクにより RW に蓄積される角運動量のアンローディングを行う。アンローディングは日照時に太陽光パネルを太陽指向させながら行う。

4.6 節よりアンローディングに要する時間は 1000 s とする。

7.2.5 充電モード

日照時において上記の開閉、通信、アンローディングを行わない場合、太陽光パネルを太陽指向させてバッテリーへの充電を行う。このとき太陽指向のために使用する RW、太陽光パドル駆動用モータの他に運用に必要な機器を動作させる。

7.2.6 待機モード

日陰時で通信を行えないとき、または日照時においてバッテリーの充電を行う必要がないとき、RW によりレートダンピングのみを行い、必要最低限な機器のみを作動させる。

7.3 バッテリーのサイジング

本衛星では 7.2.1 項で述べているように初期運用において太陽光パドルを展開して太陽捕捉するまで電力をバッテリーにより供給する必要があるため、この初期運用時において電力が十分賄えるようにバッテリーには高容量かつ軽量の Panasonic 製のリチウムイオンバッテリーセル NCA103450 を用いる。その諸元を表 7.2 に示す。

表 7.2: バッテリセルの諸元

項目	値	単位
公称電圧	3.6	V
充電温度範囲	0 ~ 45	°C
放電温度範囲	-20 ~ 60	°C
容量 (min)	2.27	Ah
容量 (ty p.)	2.35	Ah

次に必要とされるバッテリー容量の見積もりを行う。表 7.1 から合計要求電力が最も大きくなるのは開モードである。ただし、開モードは日照時に行われ、展開に要する時間も 180 s と短いため、要求電力量としては小さい。そこで、次に合計要求電力の大きいアンローディングモードにおいて、日陰時にアンローディングが必要となる場合を想定し、日陰時最大供給電力 P_{emax} を $P_{\text{emax}} = 63.6 \text{ W}$ とする。また、本衛星の軌道における最大日陰時間 T_{ec} を $T_{\text{ec}} = 2167 \text{ s}$ とする。

許容放電深度 (DOD) はバッテリーの総充放電回数に依存し、下の図 7.1 から DOD を決定できる [13]。本衛星のミッション運用期間は 100 日であり、一日およそ 15.5 周充放電を繰り返すため、1550 回の充放電を繰り返すこととすると DOD はおよそ 85% 程度となるが、余裕を見て 80% として設計する。

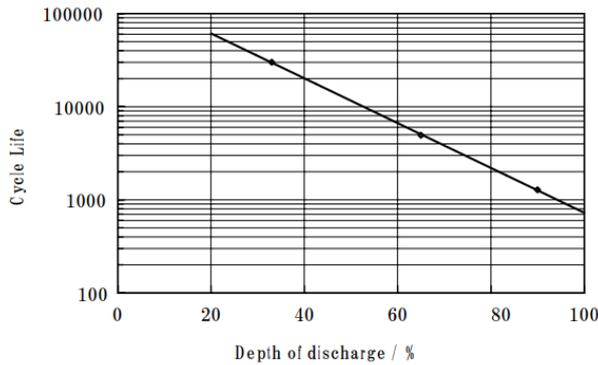


図 7.1: リチウムイオン電池の放電深度とサイクル寿命の関係 [13]

表 7.1 から、搭載機器の動作電圧は 3, 5, 6, 24, 28 V である。そこで本衛星のバス電圧を 28 V とし、表 7.2 からバッテリーの公称電圧は 3.6 V であるので、バッテリーの直列段数は $N_{\text{series}_b} = 28/3.6 = 7.78$ となる。よって、 $N_{\text{series}_b} = 8$ とする。またこのときバッテリー電圧 V_b は、 $V_b = 28.8 \text{ V}$ となり、バッテリーから負荷への電力伝達効率率は $n_e = 0.75$ とする。以上より次の式 (7.1) から必要なバッテリー容量 C_r が求められる。

$$C_r = \frac{P_{\text{emax}} T_{\text{ec}}}{C_{\text{density}} N_{\text{series}_b} V_{\text{battery}} n_e} = 2.214 \text{ Ah} \quad (7.1)$$

C_{density} : 許容放電深度 (= 0.8)

V_{battery} : 公称電圧 (= 3.6 V)

バッテリーの容量は表 7.2 より 2.27 Ah であるから十分であるが、冗長性を考慮して直列 8 段のバッテリーを 2 列並列して用いることとする。

7.4 太陽光セルの選定

本衛星では先端技術研究所の宇宙用 3 接合 GaAs 太陽電池セルを採用する。この諸元を表 7.3 に示す。

表 7.3: 太陽電池セルの諸元

項目	値	単位
開放電圧 V_{OC}	2690	mV
短絡電流 I_{SC}	519.6	mA
最大電力時電圧 V_{mp}	2409	mV
最大電力時電流 I_{mp}	502.9	mA
平均効率	29.3	%
寸法	40.15×80.15	mm
平均質量 (CIC)	≤116	mg/cm ²
厚み	280±25	μm
温度係数 C	-0.216	%/°C

7.5 太陽光パドルのサイジング

太陽光パドルのサイジングを行う。人工衛星の寿命末期 (EOL) における最大消費電力は以下の式 (7.2) から求められる。

$$P_{\text{sa}}(\text{EOL}) = \frac{\frac{P_{\text{ec}} T_{\text{ec}}}{X_{\text{ec}}} + \frac{P_d (T_d - T_m)}{X_d} + \frac{P_m T_m}{X_d}}{T_d} = 109.1 \text{ W} \quad (7.2)$$

P_{ec} : 待機モードの日陰時消費電力 (= 48.3 W)

P_d : 充電モードの日照時消費電力 (= 60.2 W)

P_m : アンローディング時消費電力 (= 63.6 W)

T_d : 日照時間 (= 3387 s)

T_m : アンローディング時間 (= 1000 s)

X_{ec} : コンバータの効率を含むバッテリーから負荷までの電力伝達効率 (= 0.75)

X_d : 太陽電池アレイから負荷までの電力伝達効率 (= 0.90)

これにより衛星の寿命末期における太陽光パドルの所要発電電力 P_{EOL} は次の式 (7.3) で求められる。ここで、太陽入射角 θ_i は太陽センサの精度より 0.3 deg のずれが生じうるが、余裕をもって $\theta_i = 5.0 \text{ deg}$ として用いた。

$$P_{\text{EOL}} = \frac{P_{\text{sa}}(\text{EOL})}{\cos \theta_i} = 109.6 \text{ W} \quad (7.3)$$

ここで熱解析の結果から太陽電池アレイは最大 81.8°C となるため、温度の影響は式 (7.4) のようになる。

$$e_{\text{temp}} = 1 + (\tau_0 - \tau_i) \frac{C}{100} = 0.884 \quad (7.4)$$

次に、太陽電池セルの寿命による劣化率を考える。多接合 GaAs のセルを 10 年間使用した場合の動作電圧劣化率、動作電流劣化率がそれぞれ 0.869, 0.963 である。これと、本衛星のミッションの期間 100 日から、寿命による劣化率 η_{life} は以下の式 (7.5) により求められる。

$$\eta_{\text{life}} = (0.869 \times 0.963)^{100/(365 \times 10)} = 0.995 \quad (7.5)$$

以上より太陽光パドルの寿命初期 (BOL) における所要電力 P_{BOL} が式 (7.6) により求められる。

$$P_{\text{BOL}} = \frac{P_{\text{EOL}}}{\eta_{\text{life}} e_{\text{temp}}} = 124.6 \text{ W} \quad (7.6)$$

したがって、太陽光パドルの所要面積 S は以下の式 (7.7) で求められる。

$$S = \frac{P_{\text{BOL}}}{I_{\text{solar}} E_{\text{cell}} \xi_{\text{packing}}} = 0.361 \text{ m}^2 \quad (7.7)$$

I_{solar} : 太陽光強度 (= 1309 W/m²)

E_{cell} : セル効率 (= 0.293)

ξ_{packing} : セルのパッキング能力 (= 0.9)

次に、太陽光セルの直列数と並列数を求め、セルの総数が最大可能取り付け数よりも小さくなることを確認する。本衛星ではバス電圧は 28.8 V とし、3, 5, 6, 24, 28 V 駆動の機器については DC/DC コンバータを用いて降圧して供給する。パドルの出力電圧はバッテリーが充電できるようにバッテリー電圧よりも高く設定する必要があるため、パドルの出力電圧がバッテリー電圧の 1.2 倍となるようにセルの直列数を定めると、セルの直列数 N_{series} は以下の式 (7.8) から求められる。

$$N_{\text{series}} = \frac{V_{\text{array}}}{V_{\text{mp}}} = \frac{28.8 \times 1.2}{2.409} = 14.3 \quad (7.8)$$

よって、 $N_{\text{series}} = 15$ とする。また、セルの並列数 N_{para} は以下の式 (7.9) から求められる。

$$N_{\text{para}} = \frac{S \xi_{\text{packing}}}{S_{\text{mp}} N_{\text{series}}} = 6.7 \quad (7.9)$$

S_{mp} : セル一つ当たりの面積
(= 3.218 × 10⁻³ m²)

N_{series} : セルの直列数 (= 15)

よって、 $N_{\text{para}} = 7$ とする。よって、必要となるセルの総数は 105 枚となる。

以上で求めた太陽光パドルに関する設計基準を、本衛星が満たしているか確認する。本衛星が搭載する太陽光パドルの総面積は 450 × 450 × 4 mm²、セルの総枚数は 180 枚であり、必要個数を満たしている。また、4 枚のパドルには並列数が 3、直列数が 15 となるように太陽光セルが均等に配置されている。したがってセル全体の並列数は 12 となり、所要の並列数より多いことが確認され、太陽光パドルの面積は十分確保されているといえる。

7.6 電源系構成

太陽電池アレイにより供給される電力は電力制御器を用いて制御する。この電力制御器には充放電制御器や DC/DC コンバータなどが搭載されている。充放電制御器はバッテリーの充放電の制御に用いられ、日照時には充電を、日陰時は電力供給を各機器にそれぞれ行うために利用される。DC/DC コンバータは、太陽電池で発電された電力をバス電圧の 28 V へ変換し、その後動作電圧 3, 5, 6, 24 V の各機器に電力を供給するためにバス電圧を降圧するために用いられる。したがって、アレイ電圧である 36.1 V を 28 V に変換し、この 28 V を 3, 5, 6, 24 V にそれぞれ変換する必要がある。3 V は圧力センサのみで、これは 6 V への DC/DC コンバータを用いて二つの圧力センサに並列させて用いることとする。これらを満たす DC/DC コンバータとしてアジア電子工業株式会社のユニットタイプ DC/DC コンバータを採用し、その諸元を表 7.4 に示す。

表 7.4: DC/DC コンバータの諸元

項目	値	値	単位
型番	BRS48-28S	BRS24-24S BRS24-6S BRS24-5S	
入力電圧	48	24	V
最小入力電圧	32	16	V
最大入力電圧	76	36	V
出力電圧	28	24/6/5	V
最大出力電流	1.07	1.25/5/6	V
動作温度範囲	-40 ~ 85	-40 ~ 85	°C
効率	90/84	90/84	%
質量	60	60	g
寸法	50 × 89	50 × 69	mm
厚み	8.5	8.5	mm

7.7 電力収支解析

7.7.1 初期運用モード時電力

本衛星は初期運用モードにおいて太陽捕捉が完了するまでの間バッテリーに蓄えられた電力で消費電力を賄う必要がある。そこで本節では初期運用モードにおいてバッテリーの放電深度が許容放電深度を満たしているか確認する。初期運用モードは衛星分離検知スイッチにより衛星の分離を確認した後、各種センサ類の電源投入、各種機器の動作確認、レートダンピング、太陽光パドルの展開、太陽捕捉という順で運用していく。本衛星は衛星本体に太陽電池セルを貼り付けていないため、太陽光パドルを展開するまでは全く発電することはできない。また、最悪の場合を考え、太陽光パドル展開後すぐに蝕に入ると仮定し、蝕終了後に太陽捕捉を行い、そこで初めて発電により電力の供給ができるようになるものとする。以上のことを踏まえて初期運用モードにおける合計消費電力は表 7.5 のようになる。これより、初期運用合計消費電力 P_{io} が $P_{io} = 57.2 \text{ Wh}$ となり、初期運用における DOD は式 (7.10) のようになる。

$$\text{DOD} = \frac{P_{io}}{C_r N_b V_{\text{battery}} n_e} = 0.584 \quad (7.10)$$

ゆえに初期運用モードにおける DOD は許容放電深度 80% を下回っていることが確認される。

7.7.2 ミッション運用時電力

本項ではミッション運用時にバッテリーの放電深度が許容放電深度を満たしているか確認する。太陽電池セルは時間経過とともに劣化し、寿命末期における太陽電池アレイの発電力は式 (7.11) により求められる。

$$E_{\text{EOL}}' = S_{\text{cell}} I_{\text{solar}} E_{\text{cell}} \eta_{\text{life}} \cos \theta_i e_{\text{temp}} = 195.4 \text{ W} \quad (7.11)$$

S_{cell} : 太陽電池アレイの面積 (= 0.579 m^2)

7.7.1 節で述べたように、本衛星は太陽電池セルが衛星本体には取り付けられておらず、充電モード以外のモードでは太陽電池セルを太陽指向させていないとし、姿勢により発電量が変化することから最悪の場合を想定して充電モード以外では発生電力を 0 W とする。2.3.2 項より本衛星の運用は開閉フェーズと通信フェーズに分けられ、このフェーズの中でさらに各々モードが割り振られている。それぞれのフェーズの各モードにおける電力収支を計算すると全てのモードで発生電力量が消費電力量を上回ることが確認された。これにより、日照中のバッテリー充電中に通信を行う必要がないといえる。また、最も放電深度が高くなるモードは通信モードであったがこのときの最大放電深度は 11.4% となるため、ミッション運用時においても許容放電深度を下回ることが確認された。

8 データ処理系

8.1 要求機能性能の検討

本衛星のデータ処理系には、地上から送信されたコマンド信号の内容を確認し、フォーマット変換した後、各種搭載機器へ出力する機能や、衛星の各種 HK データと画像以外のミッションデータについて多重化を行い、シリアル信号として送信機へ出力する機能、画像のミッションデータについて圧縮と多重化を行い、送信機へ出力する機能が要求される。本衛星が 50 kg 級の超小型衛星であることから、コマンド、HK データの項目数は 40 項目とする。また、ミッション機器の画像以外のデータを 10 項目とし、HK データと合わせてテレメトリの項目は 50 項目とする。

また、本衛星の軌道条件より、地上との通信が行えない時間が存在するため、その間に DIDC ネットの開閉とその様子の撮影を行う。この通信不可能時の HK データやミッションデータはレコーダに保存しておき、通信可能となったときに再生する。このため、データ記録機能に加えて、自動化自律化機能が要求される。具体的には、自動化機能を用いて、ジョブスケジューリングを行い、設定した時刻で開モードや閉モードに移行する。また、自律化機能を用いて、機器に異常が発見された場合緊急運用モードにするなどといったように、各運用モードに移行する。

8.2 サブシステム設計

前節より、バスデータに対して、

- コマンド処理と配分
- コマンドの自動化自律化
- HK データの収集、多重化
- データの記録と再生

ミッションデータに対して

- コマンド処理と配分
- コマンドの自動化自律化
- 画像以外のデータの収集、多重化
- 画像データの収集、圧縮、多重化
- データの記録と再生

という処理を行う。

バスデータ、ミッションデータともに複雑な処理が必要となるため、画像処理専用のミッションデータ処理装置 (MDP) と、その他のデータの処理を行うバス統合計算機 (OIC) を設ける。データ処理系の機能構成図を図 8.1 に示す。通信系の変復調機 (MODEM) を通してデータのやり取りを行う。バス機器には各種センサや RW、磁

表 7.5: 初期運用モードにおける消費電力

系	機器	消費電力[W]	初期運用モード (太陽捕捉まで)					
			各種機器ON	RW動作確認	レートダンピング	パドル展開	食	太陽捕捉
センサ類	太陽センサ×2	0.07	×	×	×	×	○	○
	磁気センサ	0.075	○	○	○	○	○	○
	ジャイロセンサ×3	0.3	○	○	○	○	○	○
	スターセンサ	3	○	○	○	○	○	○
姿勢制御機器	RW×3	9	×	○	○	○	○	○
電源系	電力制御器	2	○	○	○	○	○	○
	モータ×2	10.84	×	×	×	×	×	○
通信・C&DH	GPSアンテナ	0.2	○	○	○	○	○	○
	GPS受信機	1	○	○	○	○	○	○
	CPU×4	8	○	○	○	○	○	○
合計要求電力[W]			14.6	23.6	23.6	23.6	23.6	34.5
10%余剰込[W]			16.0	25.9	25.9	25.9	26.0	37.9
時間[s]			600	180	80	20	2167	3500
合計要求電力量[Wh]			2.7	1.3	0.6	0.1	15.7	36.9
初期運用モード合計要求電力量[Wh]			57.2					

気トルカ、モータ、ヒータなどが挙げられる。ミッション機器にはカメラ、圧力センサ、電磁弁などが挙げられる。本稿では、便宜上HKデータと画像以外のミッションデータを“テレメトリ A”，画像のミッションデータを“テレメトリ B”と表すこととする。

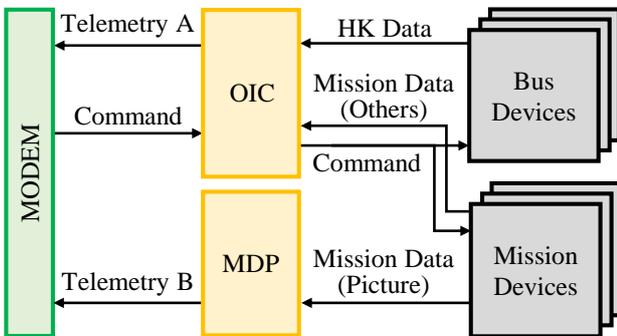


図 8.1: データ処理系機能構成図

8.2.1 バスデータ処理

設計した OIC の機器構成を図 8.2 に示す。MODEM からのコマンド入力を、セントラルユニット (CU) でフォーマットを変換し、データバスへ出力する。その後、リモートユニット (RU) でこの信号を解読し、搭載機器の制御に使用できるフォーマットに変換し、各機器に出力する。また、テレメトリ A のデータを RU で集め、CU に送る。CU で、そのデータを時分割多重化しシリアル信号として MODEM へ出力する。また、通信不可能であるとき、データはデータレコーダ (DR) に記録し、通信可能になった際再生する。さらに、OIC には自動化自

律化ソフトを組み込み、コマンドのスケジューリングや衛星機器の動作監視・集中制御を行う。

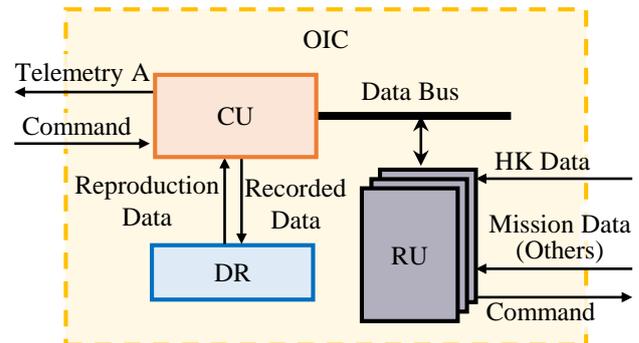


図 8.2: OIC の構成機器

8.2.2 ミッションデータ処理

設計した MDP の機器構成を図 8.3 に示す。取り込まれたテレメトリ B のデータはデータ圧縮器 (Compressor) により非可逆圧縮を行う。このとき、データ量は 1/10 程度まで圧縮することが可能である。また、多重化器 (MUX) で多重化を行い、通信不可能であるときデータを DR に記録し、通信可能になった際再生する。

8.2.3 サイジング検討

コマンド項目について、1日あたり1項目 256 bit とし、アップリンクのデータレートを 8 kbps と設定すると、コマンド受信時間は式 (8.1) で与えられる。

$$\frac{40 \text{ 項目} \times 256 \text{ bit/項目}}{8000 \text{ bit/s}} = 1.28 \text{ s} \quad (8.1)$$

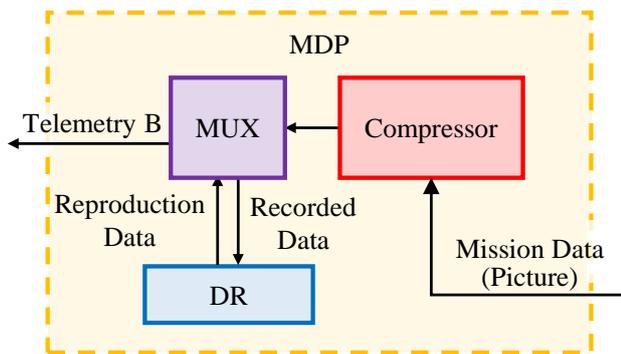


図 8.3: MDP の構成機器

マージンをとって、コマンド受信時間は 3 s を割り当てる。

テレメトリ A のデータ項目について開モード・閉モード以外では 0.2 Hz でサンプリングし、各々 3 min の開モード・閉モードでは 1 Hz でサンプリングを行う。余裕をもって 2 日分のデータを記録できるように設定し、1 項目あたり 32 bit とする。このとき、記録データ量はそれぞれ式 (8.2)、式 (8.3) で表される。

- 開モードや閉モードを含まない 2 日分

$$\frac{50 \text{ 項目} \times 32 \text{ bit/項目} \times (48 \times 60 \times 60) \text{ s}}{5 \text{ s} \times 8 \times 1024^2} \approx 6.59 \text{ MB} \quad (8.2)$$

- 開モードか閉モードを含む 2 日分

$$\begin{aligned} & \frac{50 \text{ 項目} \times 32 \text{ bit/項目} \times \{(48 \times 60 - 3) \times 60\} \text{ s}}{5 \text{ s} \times 8 \times 1024^2} \\ & + \frac{50 \text{ 項目} \times 32 \text{ bit/項目} \times (3 \times 60) \text{ s}}{1 \text{ s} \times 8 \times 1024^2} \\ & \approx 6.62 \text{ MB} \end{aligned} \quad (8.3)$$

ダウンリンクのデータレートを 100 kbps と設定すると、長いほうを見積もった場合の送信時間は式 (8.4) で表される。

$$\frac{6.62 \text{ MB} \times 8 \times 1024^2}{100000 \text{ bit/s}} \approx 555 \text{ s} \quad (8.4)$$

マージンをとって、テレメトリ A のデータ送信時間を 600 s とする。これは 2 日分のデータを送る際の送信時間であり、通常は 1 日分のデータを送信するため、通常は送信時間を 300 s とする。何らかの原因で通信が行われなかったとき、まとめて 2 日分のデータを送らなければならない。このとき、1 回の通信では送信しきれないが、1 日に複数回通信可能であるため、何回かに分割して送信することにより、1 日のうちに送信を終えることは可能である。通信時間については通信系の章で述べる。

テレメトリ B のデータ項目について、画像 1 枚あたり 822×206 pixel で、ビット深度は 12 bit である。1/10 に

圧縮することから、画像 1 枚のデータ容量は式 (8.5) で表される。

$$\frac{822 \times 206 \times 12 \text{ bit}}{10 \times 8 \times 1024} \approx 24.8 \text{ KB} \quad (8.5)$$

これを、3 min の間毎秒撮影し続けるので、開モード・閉モードの各々で得られる画像のデータ量は式 (8.6) で表される。

$$\frac{24.8 \text{ KB} \times 180}{1024} = 4.36 \text{ MB} \quad (8.6)$$

ダウンリンクのデータレートを 100 kbps と設定しており、送信時間は式 (8.7) で表される。

$$\frac{4.36 \text{ MB} \times 8 \times 1024^2}{100000 \text{ bit/s}} \approx 366 \text{ s} \quad (8.7)$$

マージンをとって、テレメトリ B のデータ送信時間を 400 s とする。このとき、テレメトリ B のデータは SHORT 通信では送信しきれないため、LONG 通信によって送信する。

また、以上より、OIC の DR に必要なデータ記憶容量は 6.62 MB、MDP の DR に必要なデータ記憶容量は 4.36 MB である。また、最短で 1 s ごとにデータ入力があるため、OIC の DR への転送レートと MDP の DR への転送レートはそれぞれ 1.6 kbps、203 kbps 以上必要である。

8.3 コンポーネントの設計

OIC における CU と RU が行うデータ処理を、CPU を用いてソフトウェア処理する。データレートより、テレメトリコマンド処理には CPU は 4 MIPS 程度の処理能力が必要である。自動化自律化機能について、1 s に 12 コマンド程度送信すると考える。このとき、自動化自律化機能には多少のマージンを取って、CPU は 2 MIPS 程度の処理能力が必要である。よって、OIC の CPU は 6 MIPS 処理能力が必要である。MDP における Compressor と MUX が行うデータ処理も、CPU を用いてソフトウェア処理する。圧縮化ソフトには「あかつき」や「はやぶさ 2」に採用されている NEC 社の StarPixel Flexible を用いる。JPEG2000 と同等の高画質・高圧縮率でありながら、圧縮するスピードが速く(約 10~40 倍)、低負荷であることが特徴である。MDP の CPU も OIC のものと同じ処理能力で十分である。以上より、二つの CPU には HIREC 社の R4901 を使用する。この CPU の諸元を表 8.1 に示す。

OIC と MDP に同じデータレコーダを使用するとし、前節で述べた通り、容量が 8 MB、転送レートが 1 Mbps あれば十分である。本衛星では、TOSHIBA 社の THGBMDG5D1LBAIT を使用する。このレコーダの諸

表 8.1: CPU の諸元

項目	値	単位
アーキテクチャ	64bitRISC	-
処理性能	25	MIPS
消費電力	2	W

元を表 8.2 に示す。容量や転送レートの要求は十分満たしている。

表 8.2: データレコーダの諸元

項目	値	単位
種類	NAND 型 フラッシュメモリ	-
記憶容量	4	GB
最大転送レート	400	MB/s
パッケージ	P-WFBGA153	-

8.4 衛星全体のシステム構成

本衛星のシステム構成図を図 8.4 に示す。CPU は各搭載機器の集中制御や監視を行う。他の系からの返答がない場合は機器に異常が発生したと判断し、緊急運用モードに移行する。

9 通信系

9.1 通信系の概要

本衛星は、衛星運用のためのコマンドを地上局から送るためのアップリンク回線に加え、衛星の状態を把握するための HK データとミッションにより得られたデータを地上局に送信するためのダウンリンク回線を用意する。

使用周波数として、アップリンク回線には 400 MHz 帯の UHF を使用する。400 MHz 帯はデータ量は少ないが、アンテナパターンに細かな切れ込みが少なく衛星本体によるブロッキングが少ないため衛星がどのような姿勢になっても 1 式のアンテナで安定にコマンド信号を受信できる。また、人口密集地域の上空では都市雑音レベルが高いので、雑音に対するマージンを 10 ~ 20 dB ほど多く見積もる必要がある。ダウンリンク回線には画像データを送信するためデータ量の多い 2 GHz 帯の S バンドを使用する。S バンドでは電力束密度 (PFD) の規定が適用されるので衛星からの送信電力レベルを下げる必要があり、地上局用に大きな利得が得られるディッシュアンテナが必要となる [14]。

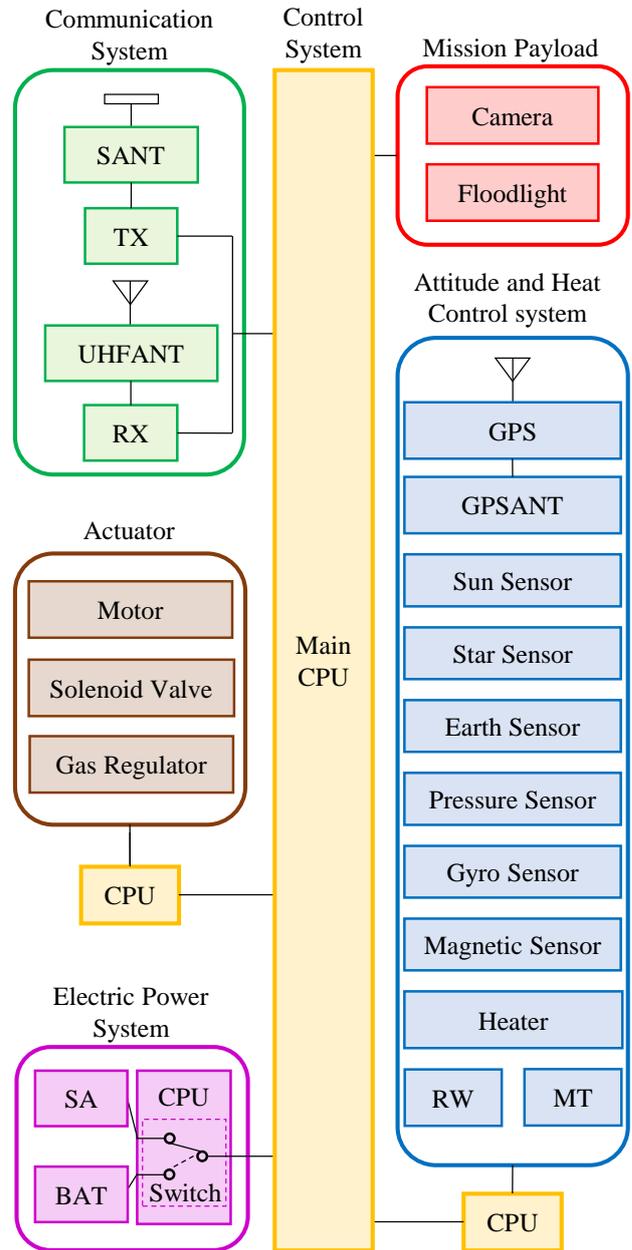


図 8.4: システム構成図

9.2 通信要求

9.2.1 通信時間

低高度円軌道であるため毎日必ず通信の機会が与えられるが、帰帰軌道ではないため日ごとに通信可能時間は異なる。通信可能仰角を 5 deg と取った場合、1 日で通信可能な時間は最低でも 1096 s となる。前章より、コマンド受信時間は 3 s、2 日分のテレメトリ A のデータ送信時間は 600 s、テレメトリ B のデータ送信時間は 400 s であるため、長くても通信時間は 1003 s である。また、1 日分のデータを送受信する通常の通信では、通信時間は 703 s である。以上より、多少のマージンをとって通信時間は確保できている。

9.2.2 データレート

前章より、コマンドレート 8 kbps であれば 3 s で 1 日分のコマンドを送信可能である。また、テレメトリレートを 100 kbps としても衛星運用に支障はきたさない。

9.3 通信系構成

9.3.1 送受信機

アップリンク回線の UHF 受信機には西無線研究所の RXE430M-301A、ダウンリンク回線の S バンド送信機にはアドニクス社の A88 series S-Band Transmitter を使用する。これらの諸元を表 9.1 に示す。要求される通信レートの条件を満たしていることがわかる。

表 9.1: UHF 受信機と S バンド送信機の諸元

項目	UHF 受信機	S バンド送信機	単位
周波数帯	435 ~ 438	2250 ~ 2300	MHz
通信レート	2.4 ~ 9.6	100	kbps
変復調方式	FM	BPSK	-

9.3.2 アンテナ

アップリンク回線の UHF 受信アンテナとして 1/4 波長モノポールアンテナを作成する。打ち上げ時は UHF アンテナを衛星側面に収納する。打ち上げ時の振動に晒されてもアンテナが展開することのないように、ナイロン線で拘束しておく。展開時にはニクロム線溶断装置によってナイロン線を焼き切ってモノポールアンテナを展開する。また、作成する 172 mm 垂直接地型モノポールアンテナのアンテナパターンをシミュレーションソフト MMANA-GAL によって解析する。その結果を図 9.1 に示す。

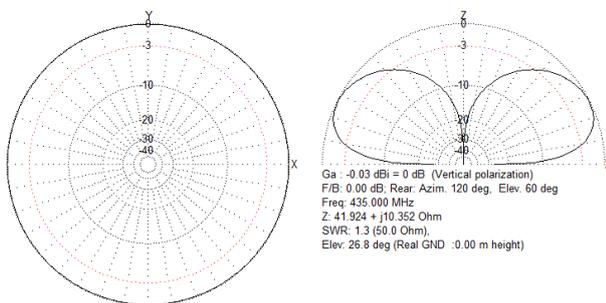


図 9.1: モノポールアンテナのアンテナパターン

ダウンリンク回線の S バンド送信アンテナとしては SURREY 社のパッチアンテナを使用する。パッチアンテナの自由空間における法線方向からの角度とアンテナパターンの関係を図 9.2 に示す。パッチアンテナは面に垂直な方向に指向性を持つため、通信時は地球に向くよう姿勢を制御する必要がある。具体的には、地上局をア

ンテナ法線方向から ± 70 deg の範囲に入るように制御する。このとき、アンテナ利得は 0 ~ 7 dBi である。また、今回 DIDC ネットと逆の面にアンテナを配置しており、干渉はない。

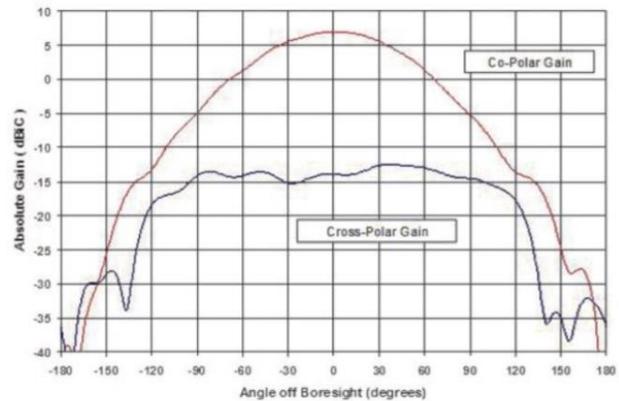


図 9.2: パッチアンテナのアンテナパターン

衛星の通信のために、地上にアンテナを設置する。このアンテナは、S バンドのダウンリンク回線のために直径 5 m、開口率率は 0.6 のディッシュアンテナを使用する。また UHF のアップリンク回線にはディッシュアンテナの上端に取り付けられた円偏波送出可能なクロスダイポール型の八木アンテナを使用する。

9.3.3 通信系機能構成

徳島県立産業観光交流センターに地上局を設置し、本衛星はミッションカテゴリ A に相当するため、使用周波数はアップリンクにおいて 435 MHz、ダウンリンクにおいて 2290 MHz とする。通信系機能構成図を図 9.3 に示す。

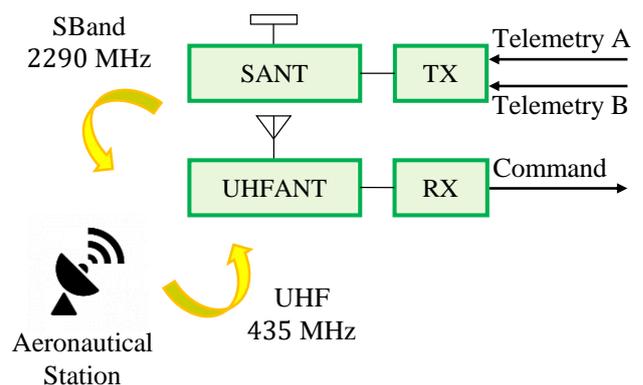


図 9.3: 通信系機能構成図

9.4 回線設計

回線はマージンを 3 dB 以上確保できるように設計する。このため、以下の対策を施す。まず変調方式に BPSK 同期検波を採用する。さらに符号化率 1/2、拘束長 7 の畳込み符号を適用し、軟判定ビタビ複合を施すことで 5.2 dB の符号化利得を得ている。また PFD 規定

を満たすため、衛星側の送信機とパッチアンテナ間に意図的に損失を加えることで送信 EIRP を抑える。これらの回線設計の結果を表 9.2 に示す。アップリンクでは 27.56 dBHz、ダウンリンクでは 14.30 dBHz の回線マージンを確保でき、S バンドを用いたダウンリンクにおける PFD 規定も満足することが確認できる。

表 9.2: 回線設計結果

項目	単位	アップリンク	ダウンリンク
周波数	MHz	435	2290
送信 EIRP	dBW	25	-9
送信機電力	dBW	17	-10
給電損失	dB	1	5
送信アンテナ利得	dBi	10	7
ポインティング損失	dB	1	1
自由空間損失	dB	150	165
通信距離	km	400~1804	400~1804
偏波損失	dB	3	0
大気吸収損失	dB	0.161	0.324
降雨損失	dB	0	0
各種損失	dB	0	0
受信 G/T	dB/K	-27.39	12.00
ポインティング損失	dB	1	1
受信アンテナ利得	dBi	-0.03	39.36
給電損失	dB	1	1
システム雑音温度	dBK	25.36	25.36
受信 C/N0	dBHz	72.69	66.50
変調方式	-	FM	BPSK
要求 Eb/N0	dB	10.80	9.90
ハードウェア劣化量	dB	2.5	2.5
符号化利得	dB	5.2	5.2
ビットレート	dBHz	39.03	50.00
変調損失	dBHz	3	0
要求 C/N0	dBHz	45.13	52.20
回線マージン	dB	27.56	14.30
PFD 仰角 5 deg	dBW/m ² /4kHz	-	-159.10
PFD 仰角 90 deg	dBW/m ² /4kHz	-	-146.01

10 開発スケジュール

表 10.1 に、本衛星の開発スケジュールを示す。これは、人工衛星開発におけるスタンダードなタスク管理手法であり、システム開発の過程をいくつかのフェーズに分けてフェーズで実施する作業内容を明確にしそのフェーズの完了後に次のフェーズに移行できるかを判断する Phased Project Planning (PPP) に基づいている。本衛星は H-IIA ロケットで打ち上げた後、100 日間のミッション運用を行う。本プロジェクトは特にインフレータブル構造の射出機構、インフレータブル構造の宇宙空間での振る舞いに関して開発、実験、シミュレーションを入念に行わなければならない。このため、今回は開発期間を 2 年に設定している。

11 まとめ

デブリを捕獲するための機構である DIDC ネットを考案し、軌道上で DIDC ネットの実証実験を行う超小型衛星をミッションが要求する様々な条件をすべて満たすように設計を行った。インフレータブルチューブによりネットを展開するため、衛星自身のサイズを大きく上回るネットを展開することが可能である。今回は超小型衛星に対して DIDC ネットの設計を行ったが、本ネットは大型の衛星にも適用可能であるため、小型のデブリだけではなく大型のデブリや小型の小惑星の捕獲にも転用が可能である。将来、DIDC ネットが活用され、地球周辺のデブリに関する問題が解決に向かうことを願っている。

謝辞

執筆にあたり、本学工学研究科機械工学専攻の山田克彦教授、佐藤訓志講師、莊司泰弘助教授には様々なご指摘や数多くのアドバイスをいただきました。この場を借りて御礼申し上げます。

また、昨年の衛星設計コンテスト「颯」の設計メンバーの皆様から多くの助言と励ましをいただきました。心より感謝申し上げます。

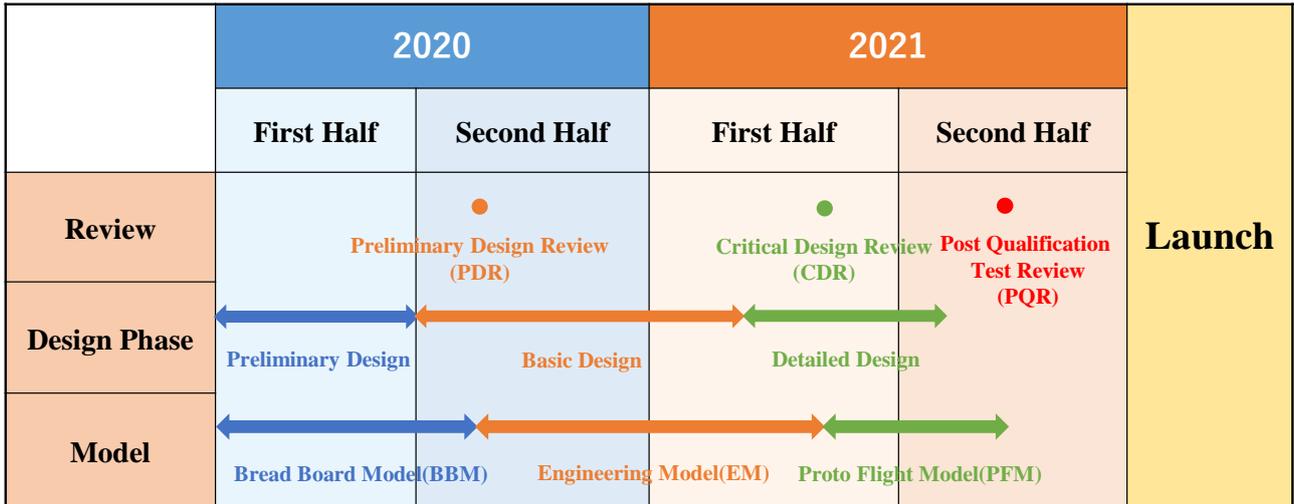
ミッションを計画して人工衛星を設計するという貴重な経験を通して、実際のシステムを設計する際にこれまで学んできた機械工学がどのように応用できるのかを学びました。また、チーム内で明確な意思疎通を図り、協力してプロジェクトを進めることの重要さと難しさも知ることができました。こうした経験を通して技術者として大きく成長することができたと感じています。

最後に、このような貴重な機会を与えてくださった関係者の皆様に感謝の意を示させていただき、謝辞とさせていただきます。

参考文献

- [1] UNOOSA: Online Index of Objects Launched into Outer Space, <http://www.unoosa.org/oosa/osoindex/search-ng.jsp>, 2019, (2019/6/26 閲覧).
- [2] 加藤 明:スペースデブリ-宇宙活動の持続的発展を目指して, 地人書店, 2015.
- [3] JAXA:宇宙活動の安全確保, <http://www.kenkai.jaxa.jp/research/debris/debris.html>, (2019/6/27 閲覧).
- [4] 日本大学理工学部航空宇宙工学科宮崎・山崎研究室:インフレータブル構造物に関する研究, <http://forth.aero.cst.nihon-u.ac.jp/>

表 10.1: 本衛星の開発スケジュール



activity/inflatable.html, 2007, (2019/6/27 閲覧).

- [5] Lampani, L. and Gaudenzi, P.: Numerical simulation of the behavior of inflatable structures for space, *Acta Astronautica*, **67**(2010), pp. 362-368.
- [6] Miyazaki, Y. and Uchiki, M.: Development dynamics of inflatable tube, 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Denver, USA, AIAA-2002-1254.
- [7] 角田博明, 仙北谷由, 渡邊秋人: 低織密度三軸織物を硬化層に用いた宇宙インフレーター構造の検討, *宇宙技術 Vol.2*, pp.9-16, 2003.
- [8] 奥田謙太朗, 土井翔平, 森吉貴大, 山田和彦, 今村宰: 大気圏突入用インフレーターエアロシェルの開発, *宇宙航行力学シンポジウム*, http://gd.isas.jaxa.jp/~kzyamada/MAAC/2014/Publication/2014_Koko_006_Okuda.pdf, 2014, (2019/6/27 閲覧).
- [9] 国立天文台:理科年表 2019, 丸善出版, 2018.
- [10] The Inter-agency Space Debris Coordination Committee: IADC スペースデブリ低減ガイドライン, http://stage.tksc.jaxa.jp/spacelaw/world/1_02/02.J-9.pdf, 2002, (2019/6/2 閲覧).
- [11] Benvenuto, R., Salve, S. and Lavagna, M.: Dynamics analysis and GNC design of flexible systems for space debris active removal, *Acta Astronautica*, **110**(2015), pp. 247-265.
- [12] Miles, John W.: On Structure Fatigue Under Random Loading, *Journal of the Aeronautical Sciences*, **21**(1954), p. 753.
- [13] 山本真裕, 高棕輝, 大登裕樹, 酒井茂, 衛星用リチウムイオン電池の開発, *FB テクニカルニュース No.56 号*, 2000.
- [14] 東北大学超小型衛星開発チーム: マイクロサット開発入門, 東北大学出版会, 2011.

表付録.1: 搭載機器一覧

搭載機器	寸法[mm]	数量	質量[kg]	合計質量[kg]	消費電力[W]	合計消費電力[W]	動作電圧[V]	動作温度[°C]	製作元	型番
センサ類										
ジャイロセンサ	Φ37.85x16.38	3	0.06	0.18	0.1	0.3	5	-55~80	SYSTRON DONNER	QRS116
磁気センサ	15.2x38.1	1	0.00375	0.00375	0.075	0.075	5	-20~70	Honeywell	HMR3400
スターセンサ	60 x 60 x 138	1	0.47	0.47	3	3	9.0 - 40	-20~65	VECTRONIC Aerospace	VST-68M
太陽センサ	40x30x12	2	0.025	0.05	0.05	0.1	5	-40~85	SOLARMEMS	SSOC-A60
地球センサ	40x40x55	1	0.25	0.25	1	1	5	-25~60	明星電気	
圧力センサ	Φ12x52	2	0.02	0.04	0.15	0.3	3	-10~60	共和電業	PGMC-A-200KP
ミッション機器										
インフレータブルチューブ(収納時)	200x240x40	1	2.8875	2.8875						
インフレータブルチューブ(展開時)	2300x2300x150									
ネット(収納時)	270x240x140	1	0.3392	0.3392						
ネット(展開時)	2000x2000x4000									
タンク	Φ40x134	2	0.3014	0.6028					日本炭酸瓦斯株式会社	
CO2		2	0.0684	0.1368						
カメラ	45x45x30	1	0.038	0.038	4	4	5	-15~55	WATEC	WAT-078H
レンズ	Φ35x31	1	0.056	0.056					FUJINON	特注
投光器	72x72x31	1	0.2	0.2	5.4	5.4	5	-15~55	明星電気	特注
ピニオンギア	3.14x30x30x30	1	0.227	0.227					自作	
ラックギア	30x30x140	1	0.34	0.34					自作	
ウェイト	90x90x15	1	1.378	1.378					自作	
スプリング	Φ90x115	1	0.763	0.763					自作	
ガスレギュレータ	38x40x80	2	0.34	0.68					日本炭酸瓦斯株式会社	NR-30
電磁弁	42x62x27	4	0.15	0.6	4	16	24	-20~40	MISUMI	FGG21-6-Z
気体排出用チューブ	Φ20x600	1	0.096	0.096						特注
姿勢制御機器										
RW	115x115x77	3	1.8	5.4	12(定常)/100(最大)	36(定常)/300(最大)	24	-20~70	VECTRONIC Aerospace	RW-VRW1
磁気トルカ	50x50x3.2	12	0.0075	0.09	0.25	3	5	-55~85	CubeSatShop	MT01
通信機器										
パッチアンテナ	82x82x20	1	0.08	0.08				-20~50	SURREY	
GPS受信機	11x36x56	1	0.039	0.039	1	1	5	-30~70	JAXA	IGPS-1
GPSアンテナ	54x44x15	1	0.07	0.07	0.2	0.2	5	-30~70		
Sバンド送信機	80x80x14	1	0.15	0.15	0.1	0.1	5	-20~60	アドニクス	A88 series S-Band Transmitter
UHF受信機	60x50x10.5	1	0.038	0.038	0.13	0.13	5	-30~60	西無線研究所	RXE430M-301A
モノポールアンテナ	172.3x5x2.5	1	0.042	0.042					自作	
電源機器										
バッテリー	48.5x33.8x10.5	16	0.0383	0.6128			3.6	0-40	Panasonic	NCA103450
太陽電池セル	40x80x0.03	180	0.003	0.54			2.333	-160-100	TROLAB社	GalnP2/GaAs/Ge多接合セル
電力制御器	100x100x50	1	0.46	0.46	2	2	5	-40-85		
分離検知スイッチ	45x30x30	2	0.1	0.2						
データ処理機器										
CPU	55x52x52	4	0.1	0.4	2	8	5	-10-50	HIREC	R4901
USBメモリ	11x10x0.8	2	0.3	0.6			3.3	-25-85	TOSHIBA	e-MMC 4Gbyte
構体										
ロケットインターフェース	Φ225x50	1	0.91185	0.91184727					JAXA	PAF239M
±Zパネル	450x450x10	2	0.41918	0.83835						
±Xパネル	440x420x10	2	0.38254	0.765072						
-Yパネル	440x420x10	1	0.37177	0.371772						
射出側パネル	440x420x10	1	0.37034	0.37034267						
射出フタ	420x250x10	1	0.21735	0.21735						
±X太陽光パネル	450x460x5	2	0.21425	0.42849						
±X桁パネル, ±Y桁パネル	280x140x10	4	0.08114	0.324576						
±Z桁パネル	430x430x10	1	0.38274	0.382743						
仕切りパネル	430x270x5	1	0.11951	0.11951352						
リンク	160x450x5	2	0.405	0.81					自作	
パネル展開機構	14x460x5	2	0.1	0.2						
モータ	Φ16x24	4	0.036	0.144	5.418	21.672	6	-40-100	Maxon motor	EC-max 16 283826
ハーモニックドライブ	Φ22.1x30x30	4	0.026	0.104						
Frangibolt	Φ10.7x12.7	4	0.008	0.032	9	36	7	-50-70	TiNi Aerospace	FD04 7V
その他										
配線等			3	3						
インサート材			2	2						
機器固定具等			4	4						
熱制御素子			0.02	0.02						
機器質量				27.07985						
構体質量				5.88405645						
総質量				33.0999065						