

汎用性を考慮した地震先行現象実証衛星 Prelude の構体と分離機構の開発

Development of Structure and Small Satellite Orbital Deployer of Earthquake Precedent Phenomenon Demonstration Satellite "Prelude" Considering Versatility

宮崎・山崎研究室

Miyazaki Yamazaki Laboratory

川口真司

Kawaguchi Shinji

The purpose of this paper is to develop the structure and small satellite orbital deployer of the micro satellite "Prelude" for observing the decrease of radio field intensity in the VLF band which is the earthquake precedent phenomenon. This paper summarizes the requirements of generic structures and small satellite orbital deployer. And in this paper designed the structure and got the result of the target. The future task of this development is the design of the remaining structure and the design of small satellite orbital deployer.

1. はじめに

1.1. 背景・目的

地震先行現象実証衛星「Prelude」は、地震直前のVLF帯の電波強度低下現象を計測する超小型人工衛星である。超小型人工衛星にはミッション部と、衛星の基本的な部分であるバス部の2つの機能の集合がある^[1]。バス部はミッション部によって変化することが少なく、バス部に含まれる通信機や構体、OBC (On Board Computer)などの部品は他の衛星に転用できるなど汎用性が高い。そのため、近年では、バス部に使用可能な部品を製造・販売する企業も現れてきた^{[2][3]}。「Prelude」では将来的に複数の同様の機能を持った超小型人工衛星群による、地震直前のVLF帯の電波強度低下現象計測の高精度化を狙っている。それらのバス部への転用および、別ミッションへの転用もできれば、開発コスト低減につなげられる。

よって本研究では、特にPreludeの衛星構体および、分離機構の設計を行いかつ、各構造・機構において6U衛星に汎用的に使用可能な設計を行う。これにより、衛星開発におけるコストの削減につなげる。

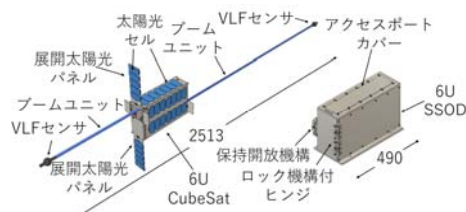


Figure 1.1 Prelude(left) & SSOD(right) image diagram

2. Prelude の構体と分離機構の概要

2.1. 「Prelude」の構体の概要

設計をするうえでとめなくてはならない Prelude の構体の概要と満たすべき要求について述べる。要求については【Sat-】で項目ごとにまとめる。【Sat-1C】～【Sat-5C】は今回採用した CubeSat について、【Sat-6M】～【Sat-8M】はミッション部からくる要求について、【Sat-9G】、【Sat-10G】は汎用性を考慮した構体の要求について、【Sat-11Co】は利便性を考慮した要求について、【Sat-12R】、【Sat-13R】はロケットに乗せることを考慮

した要求について述べる。

- 【Sat-1C】「Prelude」は Cal Poly SLO が提案している CubeSat の規格^[4]の一つを採用する。Cal Poly SLO の CubeSat は構体の四隅に CubeSat rails と呼ばれる、分離機構と衛星とを固定、滑り出しのガイドを目的としたレールを備える。CubeSat rails の位置や寸法を示したものを Figure 2.1 に載せる。この規格を採用した理由は、ロケットから宇宙空間に衛星を放出する分離機構の方式が P-POD (Col Poly Pico satellite Orbital Deployer^[5]) 式になるからである。P-POD 式は単純な機構で、規格が同じ衛星を搭載するなら、衛星の大きさや個数が変化しても全く同じ設計を使いまわせる、などの汎用性の高い特徴がある。その汎用性から Col Poly の CubeSat 衛星は多く、この規格に対応した部品も数多く売られており、かつ打ち上げ実績も多くあり信頼性が高い。よって構体のこの規格を採用した。

「Prelude」は CubeSat 中の 6U (Unit) という規格で製造予定である。6U の外形寸法は Figure 2.1 に示すような 366.0 × 266.3 × 100mm の四角柱である。VLF センサやブームユニット、各種制御基板などの搭載予定機器のサイズや数を考慮してこのサイズの規格を採用した。

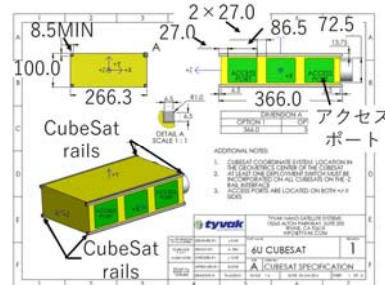


Figure 2.1 6U size and Access port (font size correction)^[6]

- 【Sat-2C】 Col Poly CubeSat 6U の最大質量は 12kg^[4]と決まっており、搭載機器に質量を回すために構体は可能な限り軽量につくる。
- 【Sat-3C】 CubeSat のような超小型人工衛星のロケット打ち上げは相乗りという主衛星の余ったペイロードに乗せ

させてもらう形が多い。なので超小型人工衛星がロケットや主衛星に電波や展開機構などで悪影響を及ぼさないために、電源OFFの状態打ち上げられるコールドロンチとすることが一般的に推奨される。コールドロンチに対応するためにレール端面に分離検知スイッチというCubeSatが宇宙空間に放出されたことを検知するスイッチを搭載する。Figure2.2に分離検知スイッチ（英名: Deployment switch）の図を示す。

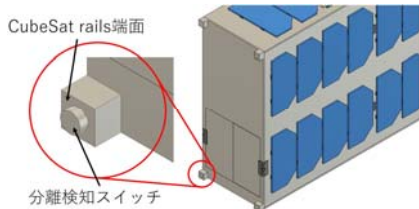


Figure2.2 Deployment switch

- 【Sat-4C】衛星を分離機構に収納後でも衛星の充電や動作確認ができるようにアクセスポートを設ける。アクセスポートの位置はCubeSat規格で決められているのでこれに従う。Figure2.1にアクセスポートの位置を示す。
- 【Sat-5C】CubeSat railsは接触する分離機構のレールとの冷間圧着を防止のため、硬質アルマイト加工を施す。
- 【Sat-6M】VLF帯計測のためにノイズが発生する構体からΦ40mm（予定）のVLFセンサを離す必要がある。なので先端にVLFセンサがついたブームユニット2個を機体軸座標±Z軸方向それぞれに展開できなければならない。
- 【Sat-7M】VLFセンサで計測する際に姿勢が安定している必要があるため、機器配置を工夫して受動的に姿勢が安定する重力傾斜安定化にする。
- 【Sat-8M】電力的問題から太陽光セルと展開太陽光パネルを構体表面の突起許容エンベロープを利用して搭載する。突起許容エンベロープの範囲はFigure2.3に示す。

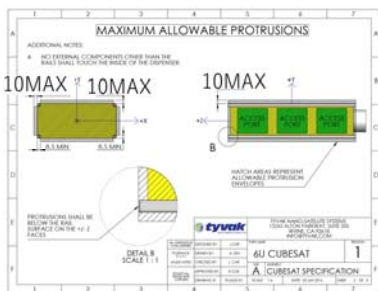


Figure2.3 Allowable protrusion envelopes font size correction^[6]

- 【Sat-9G】CubeSatのバス部で使用する部品は企業で購入し、搭載することもある。実際に東京工業大学のOrigamiSat-1^[7]でもOBCとバッテリーでもCubeSat用の既製品を使用している。よって汎用性を考慮して売っている部品でも搭載できるようにする。CubeSatShop^[3]にて販売している部品の寸法を調べたところ、構体の搭載空間の長辺が96mmあれば大部分のものを搭載できることが分かった。よって内部空間は96mm以上とする。

- 【Sat-10G】他衛星のミッションの中には構体内部からアンテナを展開させたり、カメラやセンサなどで周囲の環境を測定するなど構体壁面に空間を開けて、それらの妨げにならないようにしている衛星もある。例として福岡工業大学のFIT-SAT[®]などがある。構体壁面に開ける空間の大きさ、数、壁面の向きは衛星のミッションによって千差万別ある。よって汎用性を高めるために「Prelude」の構体は全ての壁面に構造上問題ない程度の穴を開ける。
- 【Sat-11Co】試験時や開発時などに構体が組立しやすく分解しやすくするために部品数を少数化する。
- 【Sat-12R】ロケットの打ち上げに耐えられるように固有振動数は113Hz以上、【Sat-13R】荷重は機軸方向(X軸)30.0G、横軸方向(Y軸,Z軸)18.8G, 25.4Gにかけられても壊れないようにする。

2.2 「Prelude」の分離機構の概要

設計をするうえでまともな設計にはならない分離機構の概要と満たすべき要求について述べる。要求については項目ごとに【SOD-】でまとめる。【SOD-1S】～【SOD-3S】は分離機構と衛星との合わせる部分について、【SOD-4F】～【SOD-7F】は分離機構の機能について、【SOD-8R】、【SOD-9R】はロケットの打ち上げに関する要求をまとめる。

- 【SOD-1S】「Prelude」が6U CubeSatなのでこれを収納できるものをつくる。
- 【SOD-2S】分離検知スイッチが押され続けている間は衛星の電源はOFF状態となる設計をする。衛星が搭載から宇宙へ放出までの間はコールドロンチのために分離検知スイッチを常に押し続けられるようにする。
- 【SOD-3S】衛星を分離機構に収納後でも衛星のアクセスポートから衛星に充電や動作確認が出来るように、分離機構の覆っているパネルの一部を開けられるようにする。
- 【SOD-4F】衛星を宇宙で放出する方法はFigure3.9に示すように圧縮バネの力で押し出すやり方である。また衛星の放出速度が1.1~1.5m/sとなるようにバネを設計する。
- 【SOD-5F】衛星と分離機構との固定のために衛星のCubeSat railsを挟み込む形で固定するガイドレールを設置する。このガイドレールは衛星分離の妨げにならないような設計にする。
- 【SOD-6F】外的要因（電気、破片など）で衛星が破損して放出前に衛星の電源が入り無線放射や、破片などでロケットや主衛星が破損しないように守る。守るために、衛星を電氣的に独立させ、【SOD-7F】パネルで覆う。
- 【SOD-8R】ロケットの打ち上げに耐えられるように固有振動数は113Hz以上、【SOD-9R】荷重は機軸方向(X軸)30.0G、横軸方向(Y軸,Z軸)18.8G, 25.4Gにかけられても壊れないようにする。

3. 構体と分離機構の設計

3.1. 構体の設計

- 【Sat-1C】 Figure3.1で示すようにFigure2.1の外形寸法と同じである。

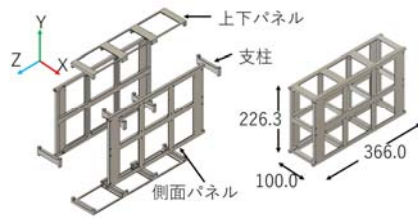


Figure3.1 Prelude structure

- 【Sat-2C】 構体の質量は1.47kgで搭載機器に10.5kgほど質量が回せる。
- 【Sat-3C】 Figure3.2 で示すように、CubeSat rails の端面に分離検知スイッチのボタンが入るようにΦ5mm の穴を開けた。そして奥にボタンの前後の動きを電気的な ON, OFF に変換するマイクロスイッチを設置するための空間と固定するためのΦ2.3mm の穴を2つ開けた。なので分離検知スイッチは搭載できるようにした。またこの設計は分離検知スイッチを複数個搭載することも考慮して、CubeSat rails の端面8か所すべてに適用している。

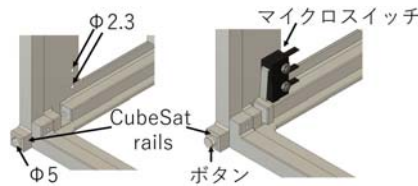


Figure3.2 Deployment switch

- 【Sat-4C】 Figure3.3の緑色の文字で示すようにFigure2.1のアクセスポートの寸法と同じである。(Figure3.3の同じ色の穴は同じ寸法である。)

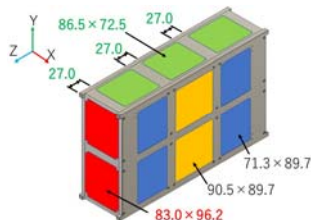


Figure3.3 Hole size

- 【Sat-5C】 CubeSat railsには実物を製作する際に硬質アルマイト加工を施す。
- 【Sat-6M】 Figure3.3の赤文字で示すように±Z軸方向にΦ40mm以上の穴を開けた。
- 【Sat-7M】 重力傾斜安定は慣性モーメントによって決まる。慣性モーメントは機器配置によって変化をするが、搭載する機器の詳しい寸法や質量などはまだ未確定なため、重力傾斜安定化するかは現在不明である。
- 【Sat-8M】 Figure3.5に示すように突起許容エンベロープに構体が入らないようにして、エンベロープを全て太陽光セルなどに使えるようにした。太陽光セルの厚さはおよそ2.0mm エラー! 参照元が見つかりません。 なので突起許容エンベロープの範囲的に充分である。

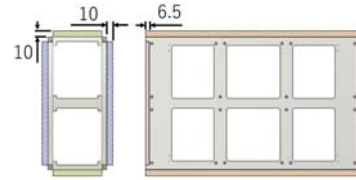


Figure3.5 Prelude Allowable protrusion envelopes

- 【Sat-9G】 Figure3.6に示すように96mmの部品を搭載できる空間を6か所設けた。

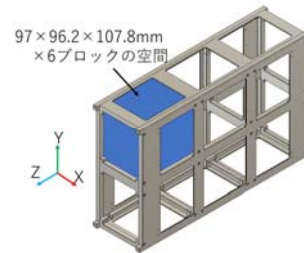


Figure3.6 Internal space

- 【Sat-10G】 Figure3.3で示したように構造上問題が無く、可能な限り大きな穴を開けた。構造的には要求Sat-12、Sat-13にて確認済みである。
- 【Sat-11Co】 この構体は側面パネル2枚と上下パネル2枚、支柱4本、M2のネジ40個の計4種類、48個の部品で構成される。この構体の全体図と分解図をFigure3.1に示す。
- 【Sat-12R】 有限要素解析ソフトANSYSでモーダル解析を行った。解析条件はCubeSat Railsの端面の計8か所を固定した。解析結果をFigure3.6に示す。解析の結果、一次の固有振動数は369.65Hzで要求値113Hzを上回った。

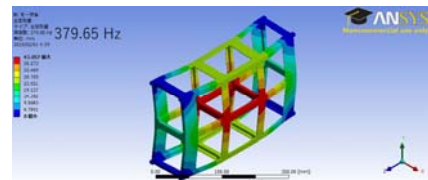


Figure3.6 Structure modal analysis result

- 【Sat-13R】 X, Y, Z軸に、それぞれ荷重をかける静荷重解析を行った結果、X軸に荷重をかけた時が最大応力だった。解析結果をFigure3.7に示す。なお、最大主応力は71.9MPaだった。

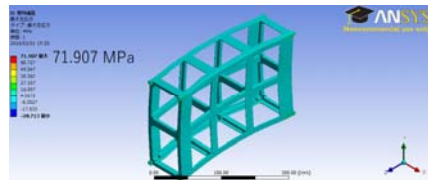


Figure3.7 Structure maximum principal stress-X

安全余裕が負の値にならないか確認をする。M.S :終極安全余裕
σ:最大主応力, F:引張強さ

$$M.S = \frac{F}{\sigma \times \text{終極荷重係数}} - 1 \quad (3.1)$$

A7075 の引張強さは 570MPa であり、主応力に降伏荷重係数の 1.5 (過去打上られた衛星は 1.25~1.5 であったのでより安全な 1.5 に合わせる¹⁰⁾)、解析結果より最大主応力は 71.9MPa なので安全余裕は

$$M.S = \frac{570}{71.9 \times 1.5} - 1 \approx 4.29 \quad (3.2)$$

となり、ロケットの荷重に耐えられる。

3.2. 分離機構の設計

設計したものが2.2章で述べた要求を、満たす設計を示す。

- **【SOD-1S】** Figure3.8 に示すように内部に 6U CubeSat を収納できる。

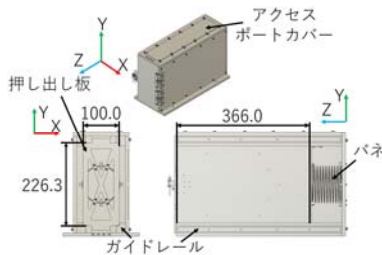


Figure3.8 Prelude Small Satellite Orbital Deployer

- **【SOD-2S】** Figure3.9 に示すように衛星の分離検知スイッチをバネの荷重を押し出し板に伝え、フタ板が開放されない限り押し続けるようにした。

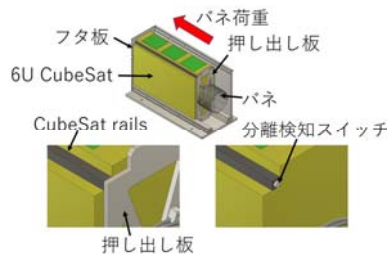


Figure3.9 How to push the deployment switch

- **【SOD-3S】** Figure3.10 に示すように衛星のアクセスポートの上の板に穴を開け、収納後も充電、動作確認が出来るようにした。衛星と通信しない場合は Figure3.8 にあるようにアクセスポートカバーで衛星を覆っている。

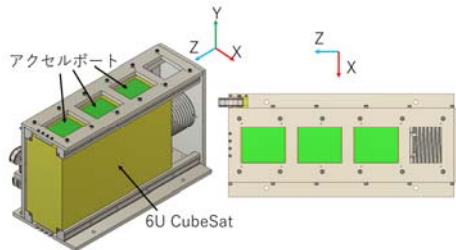


Figure3.10 SSOD access port

- **【SOD-4F】** 6U CubeSat の最大質量 12kg 時に放出速度が 1.1m/s 以上になるようにバネを設計した。このバネを用いて 1.1~1.5m/s で放出するには衛星質量が 6.4~12kg の必要がある。バネの諸元を Table3.1 に示す。

Table3.1 Spring specification

材料	SUS304WPB	-
バネ定数	129.4	N/m
コイル平均径	100	mm
線径	3.5	mm
自然長	398.7	mm
圧縮長	80	mm
有効巻き数	10	巻き

- **【SOD-5F】** Figure3.8 に示す衛星を CubeSat rails で固定し、放出するの妨げにならないガイドレールを設置した。
- **【SOD-6F】** 衛星と分離機構とを電氣的に接続はしない。
- **【SOD-7F】** Figure3.8 に示すように衛星の全面をパネルで覆う。

4. まとめ

本論文では「Prelude」の概要から構体と分離機構は満たすべき要求をまとめた。また構体は「Prelude」以外の使用も考慮した汎用的なものを目指して構体の要求に加えた。構体は実際にCAD上で設計を進め、構造解析を行った。分離機構はいくつかの要求を満たす設計のCADを作成した。

5. 今後の課題

まだ重力傾斜安定の要求が満たされているか確認をするが取れていないので搭載機器を固めつつ、重力傾斜安定を確認していく必要がある。そして搭載機器の空間は確保をしたがまだ固定の方法が決まっていないので決める必要がある。

分離機構は解析を行い要求を満たすか設計をする。

参考文献

- [1] 宮崎康行, 人工衛星をつくる, オーム社, 2011.
- [2] Innovative Solutions In Space HP, <https://www.isispace.nl/product/6-unit-cubesat-structure/>
- [3] CubeSatShop HP, <https://www.cubesatshop.com/>
- [4] The CubeSat Program, Cal Poly SLO, 6U CubeSat Design Specification Rev. PROVISIONAL, 2016.
- [5] Armen Toorian, Emily Blundell Dr.Jordi Puig Suarin, Robert Twiggs, CUBESAT AS RESPONSIVE SATELLITES, 3rd Responsive Space Conference 2005.
- [6] Tyvak, Tyvak Nanosatellite Launch Adapter System (NLAS) Mk. II User Guide (TK-NLASUG-Rev1), 2015, http://www.tyvak.com/wp-content/uploads/2017/03/TyvakNLAS_UsersGuide_TK-NLASUG-Rev1.pdf
- [7] 東京工業大学 OrigamiSat-1 Overview, http://www.origami.titech.ac.jp/wp/wp-content/uploads/2017/10/OrigamiSat-1_overview_Oct2017.pdf
- [8] 大塚峻輝, 曾田高典, 超小型人工衛星に関する研究, 福岡工業大学工学部知能機械工学科平成23年度卒業論文, 2011.
- [9] 茂原正道, 鳥山芳夫, 衛星設計入門, 培風館, 2002.