

長距離動力航行用パルスプラズマ搭載大阪工業大学 プロイテレス衛星 2 号機の開発状況

Development progress of the Osaka Institute of Technology 2nd PROITERES Nano-Satellite with Pulsed Plasma Thrusters for Powered Flight

○岩元 亮介(大阪工大)・梶原 快晴・八木 隆太・山内 翼・藤田 浩貴(大阪工大・院)・名田 隆太
(大阪工大・学)・田原 弘一・高田 恭子(大阪工大)・池田 知行(東海大)

○Ryosuke Iwamoto・Kaisei Kajihara・Ryuta Yagi・Tsubasa Yamauchi・Hiroki Fujita・Ryuta Nada・Hirokazu
Tahara・Kyoko Takada(Osaka Institute of Technology)・Tomoyuki Ikeda(Tokai University)

Abstract

In the Project of Osaka Institute of Technology Electric-Rocket-Engine onboard Small Space Ship (PROITERES), nano-satellites with electric rocket engines have been investigated. The 2nd PROITERES satellite has been developed since 2010. The main mission is to change long-distance orbital altitude 50-100 km with high-power electrothermal PPTs. In order to achieve a long distance powered flight, a long time operation is needed for the system of 2nd PROITERES. Therefore, a new PPT system with Multi-Discharge-Room type PPT (MDR-PPT) was developed and successfully operated. The MDR-PPT has seven discharge rooms. An ignitor, a nozzle and an anode are established in each discharge room. The 2nd PROITERES is determined to be launched in the summer of 2018 by JAXA H-IIA. The satellite is under final development.

記号の説明

- λ_p : フライトモデルの累積疲労損傷率
- D_{FLT} : フライトモデルの疲労指標
- D_{GT} : 累積疲労評価用モデルで検証された疲労指標
- T_{FLT} : フライトモデルの負荷時間
- L_{FLT} : フライトモデルの試験レベル
- T_{GT} : 累積疲労評価用モデルの負荷時間
- L_{GT} : 累積疲労評価用モデルの試験レベル
- K, α : 係数 ($K=1, \alpha=6$ とする)

1. 序論

近年の人工衛星による宇宙開発は小型人工衛星や超小型人工衛星に注目が集まっている。小型人工衛星や超小型人工衛星は大型人工衛星に比べ開発期間が短く、開発費が安いといった特徴があるため大学や中小企業、ベンチャー企業で盛んに開発が行われている。しかし、超小型人工衛星は大型人工衛星のように従来の推進器を搭載することが、重量やサイズの観点から困難であった。そこで電気推進機を人工衛星に搭載することで、電気推進機を噴射させ、周回速度の増減を行い、軌道高度を変更させることが可能となる。超小型人工衛星の軌道高度の変更が可能になることでミッションの幅が広がり更なる宇宙開発が行われることが期待される。

大阪工業大学では、2007年に電気推進ロケットエンジン搭載小型スペースシッププロジェクト「PROITERES」(Project of Osaka Institute of Technology Electric-Rocket-Engine onboard Small Space Ship)を発足し、電気推進ロケットエンジンを搭載した衛星の設計・開発を行ってきた¹⁾。本プロジェクトは本学学部学科の教員、学生の横断的な参加による広範な工学技術の開発実践を通して、高度な研究と教育活動を行うという目的を持つ。2012年9月9日には電気推進機の一つであるパルスプラズマスラスタ(Pulsed Plasma Thrusters: PPT)を搭載したプロイテレス衛星1号機の打上げを開発し、ピギーバック衛星としてインド宇宙研究機関(Indian Space Research Organization: ISRO)のサティシュダワン宇宙センターより、PSLV ロケット C-21 号機を用いて2012年9月9日に高度660 kmに軌道投入された。図1にプロイテレス衛星1号機の外観図を示す。

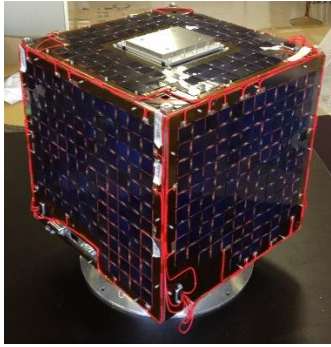


図1 プロイテレス衛星1号機の外観図

2. プロイテレス衛星

2.1 プロイテレス衛星2号機 プロイテレス衛星1号機の後続機であるプロイテレス衛星2号機は2010年より開発が始まり、現在はその最終段階にある。プロイテレス衛星2号機は2018年度GOSAT-2 / Khalifasat 相乗りにて種子島宇宙センターより打上げ予定である。本衛星は50kg級の衛星である。ミッション機器であるPPT及びPPTシステム機器の大型化により、前回の外形寸法が290mm立方であったプロイテレス衛星1号機よりも大型化した。衛星寿命は1-2年としているが、これは搭載バッテリーの充放電サイクルに伴う劣化や放射線によるCPUの電子回路の故障等に依存した値である。プロイテレス衛星2号機に搭載するPPTはプロイテレス衛星1号機の技術を基に大電力化を行い、作動時間を向上させるために放電室を多数設けた多放電室型PPT (Multi-Discharge-Room PPT : MDR-PPT) を搭載し、より長距離な動力飛行の実現を目指す。エラー! 参照元が見つかりません。2にプロイテレス衛星2号機のイメージ図、表1に諸元を示す。

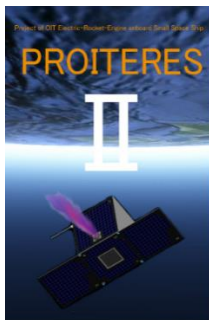


図2 プロイテレス衛星2号機のイメージ図

表1 プロイテレス衛星2号機の諸元

重量 [kg]	45±5
サイズ [mm]	490 x 490 x 458
消費電力 [W]	60
投入予定軌道高度 [km]	613
寿命 [year]	1-2

プロイテレス衛星2号機のメインミッションは大電力ラスタを用いた長距離軌道高度の変更である。サブミッショ

ンは太陽センサの宇宙実証、地球の撮影を行いダウンリンクを行うことである。

3. PPT

3.1 PPTの概要

プロイテレス衛星2号機には1号機から引き続き、電気推進機の1種であるPPTを搭載する。

以下にPPTの特徴を示す。

- (1) PPTは固体の四フッ化エチレン (Polytetrafluoro-ethylene :PTFE) を推進剤とするパルス作動型の電気推進機である。固体燃料を使用するため燃料タンクや燃料供給のバルブが必要ないため軽量かつ小型化が容易である。
- (2) パルス作動であるため制御が容易である。
- (3) PPTの作動間隔を調節することで消費電力を抑えることが可能である。

これらの特徴から、PPTは重量や電力に限りがある超小型人工衛星に適していると言える。エラー! 参照元が見つかりません。3に単放電室PPT (Single-PPT : S-PPT) の部品構成図を示す²⁾。

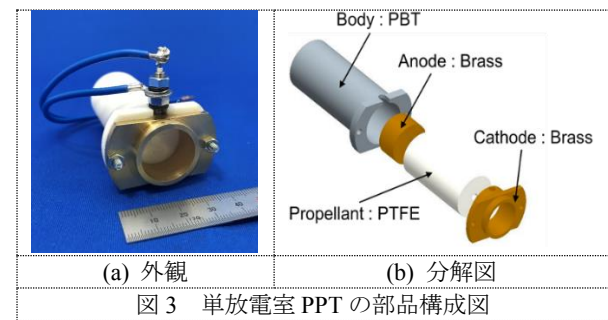


図3 単放電室PPTの部品構成図

3.2 MDR-PPT

1号機はメインミッションが1kmの軌道高度上昇であったのに対し、2号機では初期投入軌道から数十kmという長距離動力航行による軌道高度変更を目的としている。そのため、PPTの推力の向上を行う必要があった。推力の向上のためにまず、PPTの大電力化を行った。さらに、長時間作動を行いトータルインパルスを向上させるために放電室を複数個設けた多放電室型PPT (MDR-PPT) の開発を行った。開発したMDR-PPTのヘッド部を図4に示す。

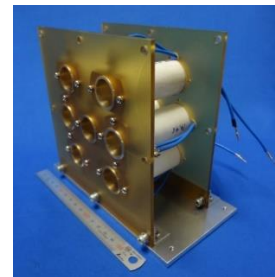


図4 MDR-PPTのヘッド部

MDR-PPTはアノード、カソード、および推進剤を搭載し、自立した単放電室を7つ前後のパネルに取り付ける構造で

ある。またアノードはおねじ形状であり、ボディに設けられためねじ部とねじ結合させる。これにより、前後のパネルがなくても1つのPPTヘッドとして自立できる。これにより、各部品的位置関係の固定及び放電室の気密性を均一化でき、信頼性が向上した。また衛星搭載を考え、前後のパネルはアルミ製のベースプレートに取り付けた。

3.3 MDR-PPT システム PPT を真空中で作動させるためには真空環境下で電力供給および制御を行うことが可能な装置、パワープロセッシングユニット (Power Processing Unit : PPU) と電力を貯めておくキャパシタが必要である。本学では PPU を、有限会社ハイ・サーブと共同開発を行っている。キャパシタには双信電機株式会社製のマイカペーパーコンデンサを13枚並列接続し、キャパシタバンクとした。PPUの写真を図5に、諸元を表2に、キャパシタバンクの写真を図6に示す。MDR-PPT ヘッド、PPU、キャパシタバンクを組み合わせて MDR-PPT システムとした。MDR-PPT システムを衛星に搭載するために、PPU、キャパシタバンクを収納できる筐体が必要である。PPU、キャパシタバンクを筐体に入れ衛星搭載を考えた MDR-PPT システムの設計を行った。筐体に入れた PPU、キャパシタバンクを衛星搭載時の重心を考慮し図7のように配置した。MDR-PPT システムは**エラー！参照元が見つかりません。**のように衛星に搭載する。



図5 PPU

表2 PPUの諸元

Mass [kg]	1.3
Size [mm]	185 x120 x40
Power consumption [w]	About 10
Input voltage [V]	DC28 ±4
Charge time [sec]	1.5
Output voltage to Cap [V]	1,800
Output voltage to Ignitor [V]	2,250 - 2,700

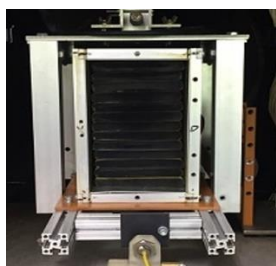


図6 キャパシタバンク

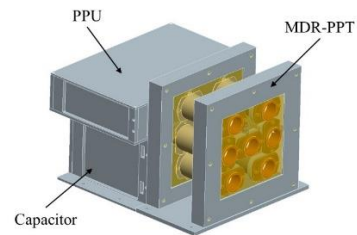


図7 キャパシタバンク

3. 搭載機器の開発

3.1 磁気トルカ 1号機に搭載していた磁気トルカは空芯型磁気トルカだったが、衛星が大型化したことより必要な磁気モーメントが大きくなるため2号機には有芯型磁気トルカを搭載することとなった。磁気トルカは構造が簡易であり軽量であるため超小型人工衛星に適したアクチュエータである。また2号機では姿勢安定、姿勢制御を行うだけでなくアクションホイールの蓄積角運動量のアンローディングも磁気トルカで行う予定である。磁気トルカの芯の材質は鉄よりも透磁率に優れたパーマロイ PB を採用した。磁気トルカに必要な磁気モーメントを求めるために、投入軌道高度を1号機と同じ600 kmとした場合、衛星に予想される環境外乱である地磁気トルク、重力傾斜トルク、太陽輻射圧トルク、空力トルクを計算した。各環境外乱の計算値とその合計値である総外乱を図8にまとめた。図8より軌道高度600 kmでは地磁気トルクが支配的であり、このときの総外乱トルクは30.9 μNm である。磁気トルカで姿勢制御を行うためにはこの総外乱トルクを上回るトルクが必要となる。総外乱トルクと軌道高度600 kmの地球磁場より必要な磁気モーメントは0.65 Am^2 となった。しかし、この値は最低限必要な磁気モーメントの値であり、磁気トルカの単位時間当たりの発生トルクが小さい。そのため制御力に余裕を持たせるために10倍の6.0 Am^2 、消費電力0.5 W以下を目標値として製作した。製作した磁気トルカの外観を図9、仕様を表3に示す。

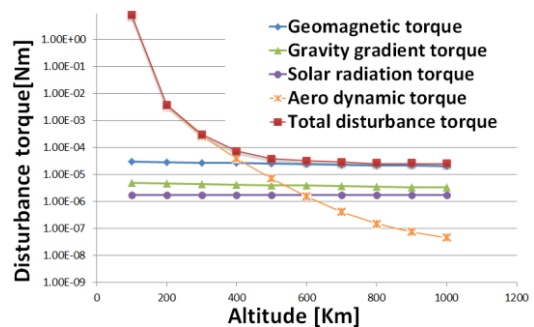


図8 各環境外乱



図9 作成した磁気トルカ

表3 磁気トルカの仕様

Material of core	Permalloy PB
Max output of magnetic moment [Am ²]	6.0
Upper limit of an electrical consumption [W]	0.5
Diameter of core [mm]	8
Length of core [mm]	300
Material of lead	Copper (φ 0.5 mm)
Number of turns	2174

製作した磁気トルカを用いて、磁気モーメントを測定し、理論値と比較を行った。その結果を図 5-3 に示す。図 5-3 より、目標値の 6.0 Am² を 0.125 A で測定値、目標値ともを超えることが確認された。また、消費電力は 0.5 W を下回る 0.096 W となった。図 10 に磁気モーメントと電流の関係を示す³⁾。

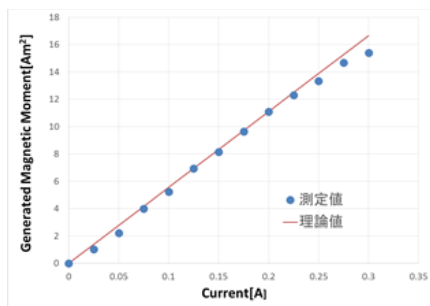


図10 磁気モーメントと電流の関係

3.1 アンテナ展開機構 本衛星には送信用、受信用に長さの異なる 2 本のアンテナを搭載する。アンテナは、打上げ時、アンテナを畳んだ状態で保持し、宇宙空間で展開する必要があるため、アンテナ展開機構の設計を行った。図 11 に設計したアンテナ展開機構の概観図を示す。

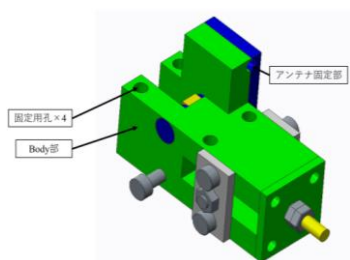


図11 アンテナ展開機構の概観図

アンテナ素材は電波受信や重量を考慮し、直径 3mm の銅のパイプを用いる。アンテナはアンテナ固定部によって固定されている。アンテナ固定部はナイロンワイヤによって固定されている。宇宙空間ではナイロンワイヤを電熱線により焼き切ることでアンテナ固定部を開放し、アンテナを展開するという仕組みである。また、打上げ時、フェアリング内部で発生する空気の流出に伴う空気摩擦によりナイロンワイヤが予期しないタイミングで切断されることを防ぐため、アンテナ展開機構は衛星構体パネル内部に取り付ける。この時のナイロンワイヤの切断要求は 3.5W 以内 5V と設定しました。真空中でナイロンワイヤが電熱線により正常に切断されるかを確認するため真空チャンバ内でナイロンワイヤ切断試験を行った。電熱線には直径 0.2 mm の電熱線を用いた。安定化電源にニクロム線を接続し、電熱線への投入電流を 0.1 A 毎に上昇させ、切断されたときの電圧値、電流値を計測した。ダイニーマワイヤを 5 本切断し、その結果から 3.3 V、0.75 A を投入すれば切断が可能であることが確認された。表 4 に実験結果を示す。

表2 実験結果

	電圧 [V]	電流 [A]	抵抗 [Ω]
1	1.78	0.70	2.54
2	1.45	0.60	2.42
3	1.20	0.50	2.40
4	1.45	0.60	2.41
5	2.23	0.80	2.78

4. プロイテレス衛星 2 号機の構造

4.1 構造設計 衛星がロケットによって打上げられる際、衛星には激しい振動が与えられる。また衛星分離の際には激しい衝撃も与えられる。ロケットに搭載する衛星はその環境に耐え得る剛性であり軽量の構造が求められる。そこで、プロイテレス衛星 2 号機では、衛星構造にハニカムアルミパネルを用いた。ハニカムアルミパネルは軽量かつ高い剛性をもつパネルである。プロイテレス衛星 2 号機では図 12 に示すように Top plate, Base plate, Inside plate, Side plate, Upper plate, Lower plate, Main frame, 衛星リング, Side panel PPT, Side panel-R, Side Panel-L, Side panel-B によって構成されている。なお Main frame は 4 枚の Side panel の取付のために設け、A5052 のアルミ角棒である。各部品はキャップボルトによって締結される。各パネルは外注にて作成する。パネルを組み立て、衛星環境試験に用いるプロイテレス衛星 2 号機の STM (Structural and Thermal Model) の作成を行った。図 13 にプロイテレス衛星 2 号機の STM を示す。衛星組立の結果、衛星構体のみににおける寸法は 490 x 490 x 458 mm、質量は 21kg となった。

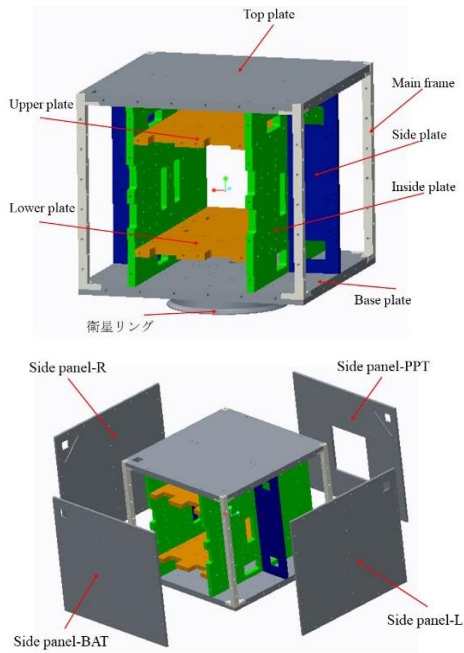


図 12 衛星構造

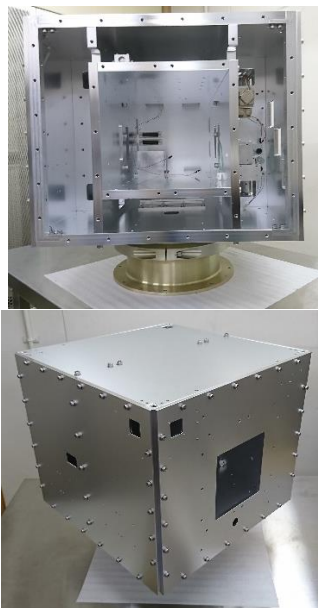
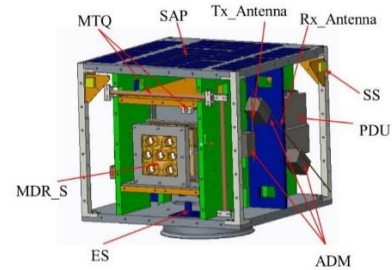


図 13 プロイテレス衛星 2 号機の STM

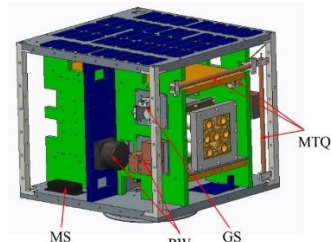
プロイテレス衛星 2 号機には表 5 に示す機器を搭載する。本衛星ではメインミッションにて推進機の噴射を行うため、重心が可能な限り推進機の噴射口の直線状になるようにした。また、慣性モーメントの発生を可能な限り抑えるため機器を衛星中心部に集まるように配置を行った。さらに PPT の噴射の際に発生するプラズマによる電子機器への影響を考慮し、PPT の噴射面付近には、破損すると衛星機能の停止に直結するような重要な電気機器を可能な限り搭載しないような設計とした。図 14 に搭載機器配置のイメージ図を示す。

表 5 搭載機器一覧

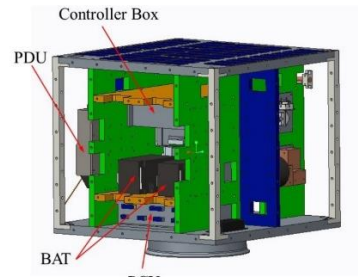
系		台数
推進系	MDR-PPT システム	1
電源系	Battery (BAT)	2
	Solar Array Panel (SAP)	48
	Power Control Unit (PCU)	1
	Power Distribution Unit (PDU)	1
姿勢制御系	Earth Sensor (ES)	1
	Sun Sensor (SS)	5
	Magnetic Sensor (MS)	1
	Gyro Sensor (GS)	3
	Reaction Wheel (RW)	4
	Magnetic Torquer (MTQ)	3
C&DH系	OnBord Computer (OBC)	2
	Micro Controller Unit (MCU)	1
通信系	Tx Antenna	1
	Rx Antenna	1
	Communicator	1
構造系	Antenna Deployment Mechanism (ADM)	4
	Top plate	1
	Base plate	1
	Upper plate	1
	Lower plate	1
	Inside plate	2
	Side plate	2
	Side panel	4
	Main frame	4



(a) 前面 1



(b) 前面 2



(c) 背面

図 14 機器搭載イメージ図

4.1 構造解析の概要 プロイテレス衛星 2 号機の構造がロケットの打上げ環境に耐得うるかを確認するため構造解析を行った。構造解析には Autodesk Inventor を用いた。構造解析には衛星構体モデルの固有振動数を求める固有値解析、構体モデルに静荷重を与え発生した最大応力を求める静荷重解析を行った。構体モデルに与える静荷重は衛星環境試験にて行う準静的加速度、正弦波振動、ランダム振動で与えられる振動レベルに降伏荷重レベル 1.25 を与え行う降伏荷重レベルの解析、終局荷重レベル 1.5 を与え行う終局荷重レベルの解析を X, Y, Z 軸単体及び、X, Y 軸合成方向, X, Z 軸合成方向で行った。H-II A 搭載条件として固有振動数が機軸方向 100Hz 以上, 機軸直交方向 50Hz 以上となる必要がある。ここでの機軸方向は X 軸, 機軸直交方向は Y, Z 軸方向となる。また, 静荷重解析で発生した応力を式 (1) を用い, 安全余裕 (Margin of Safety : MS) を求め, 正になるかを確認した。図 15 に構造数学モデル, 表 6 に荷重条件を示す。

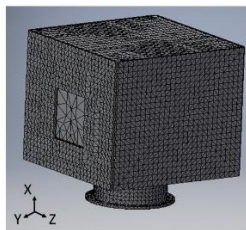


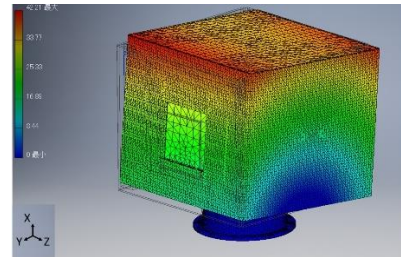
図 15 構造数学モデル

表 6 荷重条件

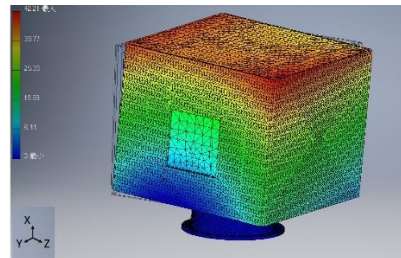
振動	No.	解析荷重 [G]		
		X 軸	Y 軸	Z 軸
準静的加速度	1	-6.0 x 1.25	-5.0 x 1.25	-
	2	-6.0 x 1.25	-	5.0 x 1.25
	3	-6.0 x 1.5		
	4	-6.0 x 1.5		
正弦波振動	5	(2.5+3) x 1.25		
	6	3 x 1.25	2.0 x 10 x 1.25	
	7	3 x 1.25		2.0 x 10 x 1.25
	8	(2.5+3) x 1.5		
	9	3 x 1.5	2.0 x 10 x 1.5	
	10	3 x 1.5		2.0 x 10 x 1.5
ランダム振動	11	23.4 x 1.41		
	12		23.4 x 1.41	
	13			23.4 x 1.41

$$\text{安全余裕(MS)} = \frac{\text{降伏応力または耐力}}{\text{最大発生応力}} - 1 \quad (1)$$

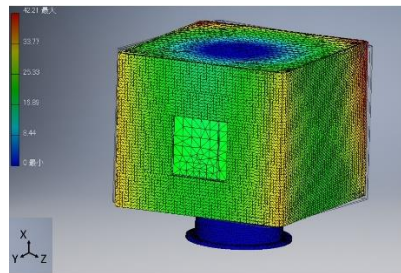
4.2 固有値解析の結果 解析の結果より各モードにおける固有振動数は表 6 のようになった。図 15 は解析結果での構体モデルの変位量を表している。これより, モード 1 は Y 軸方向の固有振動数, モード 2 は Z 軸の固有振動数, モード 3 は Y, Z の合成方向での固有振動数, モード 4 は X 軸方向の固有振動数であることがわかる。また表 6 より機軸方向, 機軸直交方向ともに条件を満たすことが確認された。



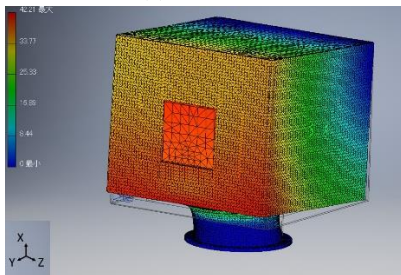
(a) モード 1



(b) モード 2



(c) モード 3



(d) モード 4

図 16 固有値解析の結果

表 7 各モードに固有振動数

モード数	周波数 [Hz]
1	54.7
2	58.3
3	106.2
4	166.5

4.3 静荷重解析の結果 解析の結果より各解析番号における発生最大応力及び MS 値は表 7 のようになった。表より、各 MS 値が正となることが確認された。また最大応力発生箇所は衛星リングと Base plate の接合部分であった。MS 値のうち No.7, 10, 11 のように 1.0 以下のものは MDR-PPT システムの角に発生しており、解析モデルの不完全さにより発生した応力であると考えられる。そのため、実際に発生する最大応力はこれらより小さいものであり、発生箇所も Base plate と衛星リングの接合部で発生すると考えられる。今後、解析モデルの詳細化を行い解析の信頼性を高めていく必要がある。

表 8 解析結果

No.	発生最大応力 [MPa]	MS 値
1	62.23	1.89
2	80.97	1.22
3	74.67	2.15
4	97.16	1.42
5	34.15	4.27
6	62.62	1.87
7	167.2	0.08
8	40.98	4.73
9	75.15	2.13
10	194.2	0.21
11	163.9	0.10
12	79.66	1.26
13	84.16	1.14

4.4 累積疲労解析 小型衛星の場合、累積疲労損傷は試験モデル、フライトモデルの試験強度、及び回数から計算される累積疲労損傷率が 0.5 以下となることで問題なしとされている。累積疲労損傷率は式(2)によって導出される。また、各振動における試験条件を表 9~11 に示す。

$$\lambda = \frac{\sum D_{FLT}}{\sum D_{GT}} = \frac{\sum \{T_{FLT} \cdot (K \cdot L_{FLT})^\alpha\}}{\sum \{T_{GT} \cdot (L_{GT})^\alpha\}} \quad (2)$$

表 9 サインバースト試験条件 (上: QT, 下: AT)

	周波数 (Hz)	サイクル数	加速度レベル (Go-p)
X 軸 (機軸方向)	15	15	7.5
			6
Y 軸, Z 軸 (機軸直交方向)	15	15	6.25
			5

表 10 正弦波振動試験条件 (上: QT, 下: AT)

	周波数 範囲 (Hz)	加速度レ ベル(Go- p)	掃引速度 (oct/分)	往復数
X 軸 (機軸方向)	5~100	3.13	2	1
		2.5	4	
Y 軸, Z 軸 (機軸直交 方向)	5~100	2.5	2	1
		2	4	

表 11 ランダム振動試験条件 (上: QT, 下: AT)

	周波数 範囲 (Hz)	加速度密度 (G ² /Hz)	実効値 (Grms)	試験 時間 (秒)
X 軸(機軸方向),	20~200	+3dB/oct	7.8	60
			11.03	150
Y 軸, Z 軸 (機軸直交方向)	200~ 2000	0.032	7.8	60
		0.064	11.03	150

本衛星はこのように算出できる累積疲労損傷率が 0.5 以下となるように環境試験を行っていく。

5. 結論

プロイテレス衛星 2 号機は本学にて研究開発されている 50kg 級衛星である。本衛星は 2018 年度 GOSAT-2/Khalifasat 相乗りにて種子島宇宙センターより打上げ予定である。本衛星のメインミッションは長距離動力飛行による軌道高度の変更である。本衛星が打上げられミッションを遂行されることで、近年問題となっている小型衛星のデブリ化対策やミッションの幅が広がることが予想される。

メインミッションを行うため、本学では MDR-PPT システムを開発した。MDR-PPT は単放電室の PPT を 7 つクラスター化したものであり、長時間作動が可能となった。また長時間作動を行うことでトータルインパルスが向上し数十 km の軌道高度の変更が可能となった。また搭載機器として磁気トルカとアンテナ展開機構の開発を行った。

プロイテレス衛星 2 号機の構造はハニカムアルミプレートにて構成されている。Autodesk Inventor にて衛星構体の設計、解析を行った。解析結果より H-II A 搭載条件を満たすことを確認した。

参考文献

- 1) 山内 翼, 藤田浩貴, 八木隆太, 梶原快晴, 田原弘一, 高田恭子, 池田知行, 「動力航行用大電力パルスプラズマエンジン搭載大阪工業大学 超小型人工衛星プロイテレス 2 号機の開発研究, 第 60 回宇宙科学技術連合講演会, 2G01, 2016 年 9 月, 函館アリーナ (北海道函館市)
- 2) Keita Kanaoka, Ryota Fujita, Koki Ryuho, Kohei Ono, Naoki Morikawa, Kosuke Enomoto, Hirokazu Tahara, Kyoko Takada and Takashi Wakizono: Development of 30 J-class Electrothermal Pulsed Plasma Thruster Systems for Powered Flight onboard the Osaka Institute of Technology 2nd PROITERES Nano-Satellite, The 2016 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, R1-2, Toyama International Conference Center, Toyama, Japan, 2016.
- 3) 岩元 亮介, 八木隆太, 名田隆太, 山内翼, 藤田浩貴, 田原弘一, 高田恭子, 「動力航行用パルスプラズマスタ搭載大阪工業大学超小型人工衛星プロイテレス衛星 2 号機の開発状況」, 第 54 回日本航空宇宙学会関西・中部支部合同秋期大会, A01, 2017 年 11 月, 京都大学桂キャンパス