

動力航行用大電力パルスプラズマスラスタ搭載 大阪工業大学超小型人工衛星プロイテレス 2 号機の開発状況

Research and Development of the Osaka Institute of Technology 2nd PROITERES Nano-satellite with High-Power Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters for Powered Flight

○梶原 快晴（大阪工業大学）・山内 翼・藤田 浩貴・八木 隆太
田原 弘一・高田 恭子（大阪工業大学）・池田 知行（東海大学）

○Kaisei Kajihara（Osaka Institute of Technology）・Tsubasa Yamauchi・Hiroki Fujita・Ryuta Yagi
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), the 2nd PROITERES nano-satellite with high-power pulsed plasma thrusters has been developed since 2010 after the 1st PROIERES nano-satellite was launched in India by PSLV C-21 rocket on September 9, 2012. The main mission is a long-distance powered flight with changing altitude of dozens of km on earth orbits by electric rocket engines. The 2nd PROITERES satellite is a 50 kg class satellite with high-power and large-total-impulse electrothermal pulsed plasma thruster systems for the practical powers flight. In this paper discusses R&D of 2nd PROITERES and Pulsed Plasma Thruster, and Structural analysis of it.

記号の説明

t: 厚さ

1. 緒言

かつて超小型人工衛星は寸法や質量の制限から推進機の搭載が困難であった。そのため衛星は自立航行機能が無い為、ミッション期間が短く長期間のミッションが行えないという問題点がある。

プロイテレス衛星 2 号機では、本学で開発された電熱加速型パルスプラズマスラスタ (Electrothermal Pulsed Plasma Thruster : PPT) を搭載し長距離動力飛行による軌道高度変更をメインミッションとしている。プロイテレス衛星 2 号機に搭載する PPT は本学で研究開発された放電室を複数設けた多放電室型パルスプラズマスラスタ (Multi-Discharge-Room PPT : MDR-PPT) である。MDR-PPT は放電室を切り替えることで作動時間を長くすることができるため、軌道高度の変更も大きくなる。メインミッションが実証されれば、超小型人工衛星のミッション分野の拡大が期待される。

2. プロイテレス衛星 2 号機

2.1 PROITERES 大阪工業大学・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 (Project of Osaka Institute of Technology Electric-Rocket-Engine onboard Small Space Ship : PROITERES) は電気推進ロケットエンジンを搭載した超小型人工衛星の打ち上げを目指し 2007 年に発足されたプロジェクトである。本プロジェクトの目的は、本学部学科の教員、学生の横断的な参加による、広範な宇宙工学技術の開発・実践を通して、高度な研究・教育活動を目指すことである。2012 年 9 月 9 日にはプロイテレス衛星 1 号機が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 (インド南東部スリハリコタ島) より、PSLV ロケット C-21 号機を用いて打ち上げられた。

現在は、後続機にあたるプロイテレス衛星 2 号機の研究開発を 2010 年より進めている。

2.2 プロイテレス衛星 2 号機の概要 プロイテレス衛星 2 号機は 2010 年 11 月より開発が開始された。本衛星は総重量が 50 kg で 50 cm 級の衛星であり、前回の外形寸法が 290 mm 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。打ち上げロケットについては H-IIA ロケットを検討しており、地球低軌道への投入を予定している。本衛星のメインミッションは電気推進機を用いた長距離動力飛行による軌道高度変更である。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。図 1 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。

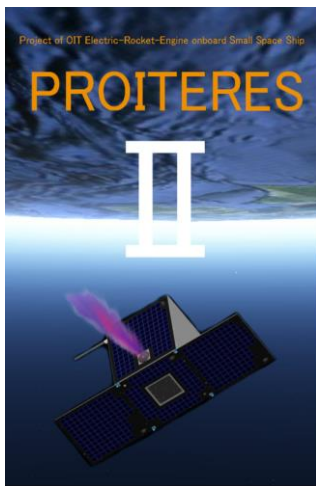


図1 プロイテレス衛星 2 号機のイメージ図

表1 プロイテレス衛星 2 号機の諸元

重量 [kg]	50
サイズ	50 cm 級
消費電力 [W]	60
投入予定軌道高度 [km]	400 - 800
寿命 [year]	1 - 2

2.3 搭載機器 プロイテレス衛星 2 号機のメインミッションである、長距離動力飛行による軌道高度変更を行うために搭載機器の選定を行った。姿勢制御の姿勢決定には磁気センサ、ジャイロセンサ、太陽センサ、地球センサを使用し、アクチュエータとして磁気トルカ、リアクションホイールを用いる。電源にはリチウムイオンバッテリーを使用し、太陽電池により充電、供給を行う。また通信には西無線製送受信機を使用し、送信と受信を同時に行うことができるよう開発を進めている。表 2 にプロイテレス衛星 2 号機の搭載機器一覧を示す²⁾。

表2 搭載機器

搭載機器	台数	民品	自作
PPT	1		○
OBC	2	○	
磁気センサ	1	○	
ジャイロセンサ	3	○	
太陽センサ	6		○
地球センサ	1	○	
磁気トルカ	3		○
リアクションホイール	4	○	
パドル展開機構	2		○
送受信機	1	○	
アンテナ	2		○

2.4 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。図 2 に単放電室 PPT (Single-PPT : S-PPT) の部品構成図を示す。

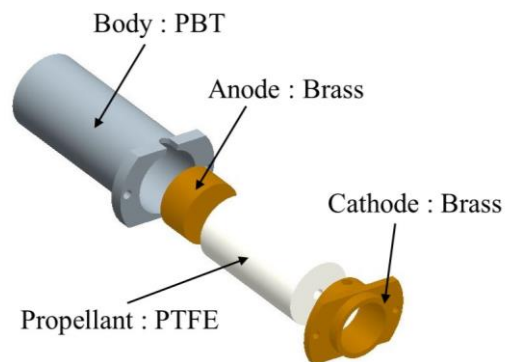


図2 S-PPT の構成図

2.5 MDR-PPT 1 号機はメインミッションが 1 km 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。次に、長時間作動の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 を図 3 に示す。

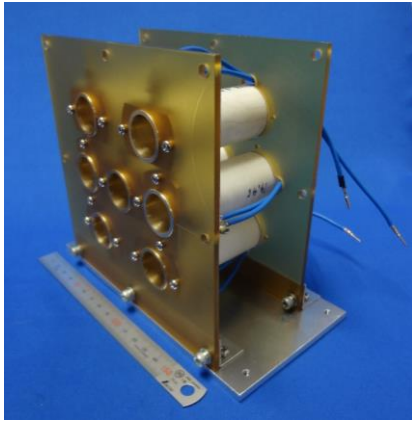


図3 MDR-PPT ヘッド

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^{3,4)}。

2.6 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4に、諸元を表3に、キャパシタバンクの写真を図5に示す。

MDR-PPTヘッド、PPU、キャパシタバンクを組み合わせることで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6のように配置した。MDR-PPTシステムは図7のように衛星に搭載する。



図4 PPU

表3 PPU の諸元

Mass [kg]	1.3
Size [mm]	185 x 120 x 40
Power consumption [w]	About 10
Input voltage [V]	DC28 ±4
Charge time [sec]	1.5
Output voltage to Cap [V]	1800
Output voltage to Ignitor [V]	2250 / 2700

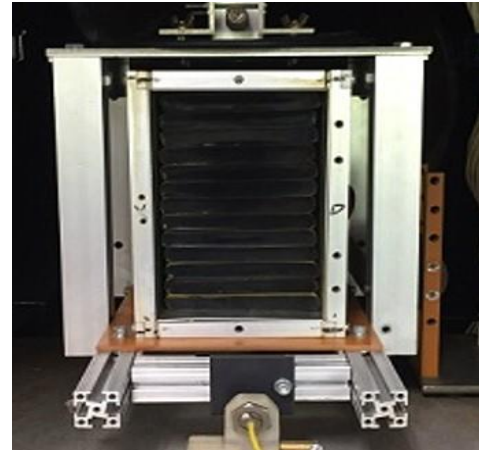


図5 キャパシタバンク

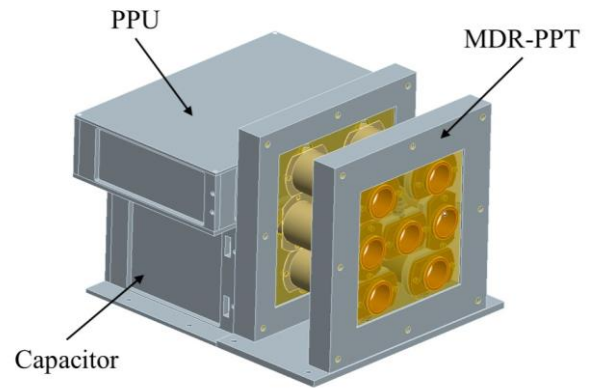


図6 MDR-PPTシステム

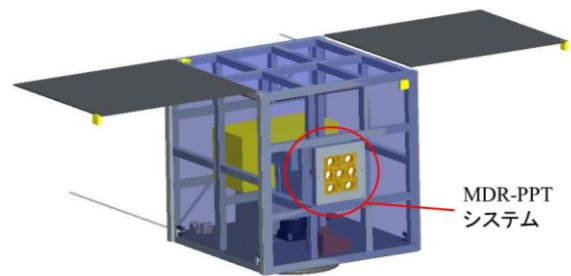


図7 MDR-PPT 搭載イメージ図

3. 展開パドル

3.1 概要 プロイテレス衛星 2 号機では大電力化に伴い、展開パドルを 2 機搭載する。一般的に展開パドルは、パドル部、蝶番部、保持解放機構、展開保持部の 4 つの部材にて構成されている。プロイテレス衛星 2 号機の展開パドルでは蝶番部にはバネ蝶番を採用し、パドル部にはアルミ板を用いる。そして保持解放機構、展開保持部の開発を行った。

3.2 保持解放機構 衛星の展開パドルは、ロケットの打ち上げ時には閉じた状態で保持し、ロケットから放出された後、任意のタイミングで展開できるように設計を行う必要がある。設計を行った保持開放機構の固定時の様子を図 8 に、展開時の様子を図 9 に示す⁵⁾。

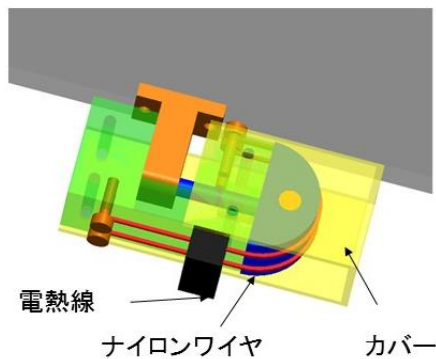


図8 展開前

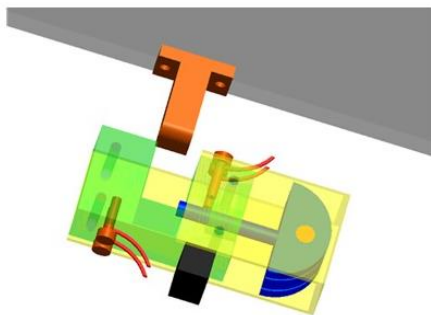


図9 展開後

設計した保持解放機構はワイヤでピンを固定し、電熱線により焼き切ることで固定していたピンがばねの力によって抜け、パドルが展開する仕組みとなっている。抜けたピンは展開後、浮遊しないようカバーで囲い、内側にスイッチを設けることで、放出後のパドル展開成功・失敗を確認することが出来る。ピンを固定するダイニーマワイヤにはダイニーマ製のワイヤを採用した。ダイニーマは引張強さが大きな素材のため、衛星製作時や保持開放機構のバネの力、ロケット打ち上げ時振動等による荷重が発生しても伸びが発生しない、切断することがないという要件を満たすためである。製作した保持開放機構を図 10 に、ダイニーマワイヤの外観図を図 11 に示す。

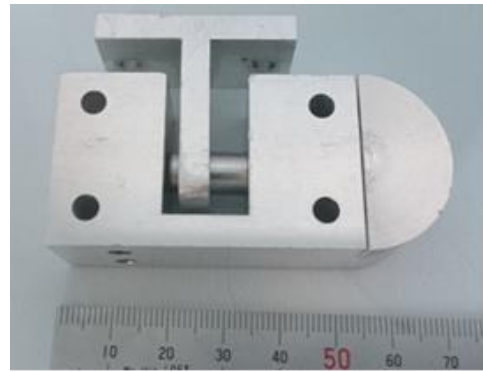


図10 製作した保持開放機構



図11 ダイニーマワイヤ

真空中でダイニーマワイヤがニクロム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ダイニーマワイヤ切断試験を行った。電熱線には直径 0.2 mm のニクロム線を用いた。図 12 に使用したニクロム線を示す。安定化電流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。図 13 に使用した安定化電源、図 14 に実験の様子、表 4 に実験結果を示す。



図12 ニクロム線

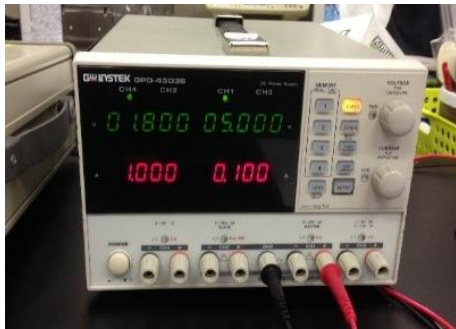


図13 安定化電源装置



図14 実験の様子

表4 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

3.3 ラッチ機構 保持解放機構による展開パドルの展開後、パドルを90度に保持する必要がある。プロイテレス衛星2号機の展開保持部ではピン付きラッチにより展開を保持する機構を開発した。展開前はパドル部に取り付けたピン受け部によりピンが保持されている。図15にパドル部展開前のラッチ機構のイメージ図を示す。パドル部が90度展開した時点でピンがボディ内のパネにより打ち出されピン受け部の穴に刺さり、パドルが保持される仕組みである。図16にパドル部展開後のラッチ機構のイメージ図を示す。製作したラッチ機構を用いて、大気中で作動試験を行い、作動が確認された。図17に作動試験の様子を示す。

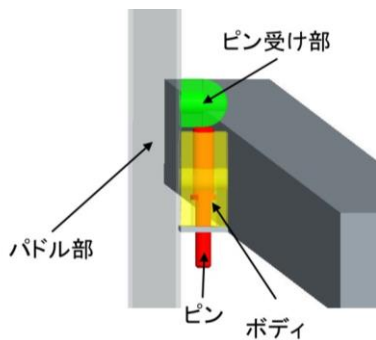


図15 展開前

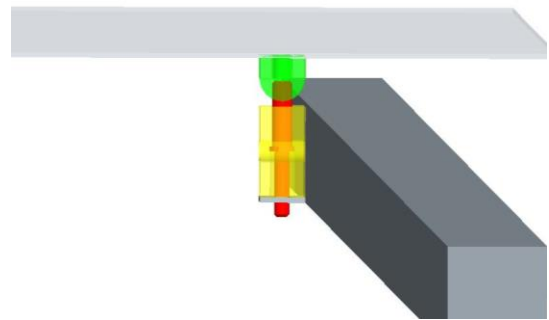


図16 展開後



図17 ラッチ機構作動試験

3.4 加速度荷重解析 ロケット打ち上げには表5に示すように最大6Gもの準静的加速度が発生する⁹⁾。展開パドルは構体フレームに直接固定できないため、構体フレーム周りのパネルと比べ、振動や荷重に弱い。そこで、展開パドルが打ち上げ時の重力加速度荷重による最大変形量、最大応力を解析にて求めた。展開パドルには2mmのA6061アルミ板を想定し、解析には有限要素解析ソフトであるANSYS Workbench .14.0を用いた。表6にA6061アルミ合金の物性値を示す⁷⁾。

表5 H-II A ロケットにおける準静的加速度

	機軸方向 [G]	機軸直交方向 [G]
圧縮標定	機軸 : -6.0	横軸 : ±5.0
引張標定	機軸 : 5.0	横軸 : ±5.0

表6 A6061 の物性値

材料名	密度 [kg/mm ³]	引張強 [GPa]	耐力 [GPa]
A6061	2.7 x 10 ⁻⁶	309	274

解析を行うにあたりまず、Pro/ENGINEERにて作成した展開パドルモデルの有限要素分割を行った。節点数は82716、要素数は38020となった。要素形状は四面体1次要素を用いた。

次に、衛星にはH-II A ロケットでの打ち上げを想定した加速度を与えた。展開パドルが位置する機軸直交方向には

表 5に示すように、最大 5 G の準静的加速度が発生するので、展開パドルに対し垂直方向に 5 G の加速度を与えた。これらの条件から最大変形量、最大応力を解析により求め検討を行なった。

解析の結果、最大変形量は 0.23 mm 最大応力は 107.37MPa となった。図 18、図 19に解析結果を示す。最大変形量発生箇所は展開パドル中央部、最大応力発生箇所は保持開放機構により固定されている箇所であった。結果より、最大応力は A6061 の耐力を下回っているが安全率が 2.5 倍と宇宙開発で一般的に用いられる 10 倍には達しなかった。今後、軽量かつ高剛性、高圧縮強さといった特徴をもつハニカムアルミプレートで同様の解析を行い、展開パドルの材質の検討を行う。

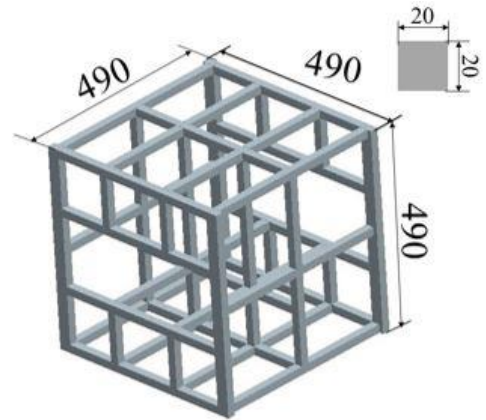


図20 Model A

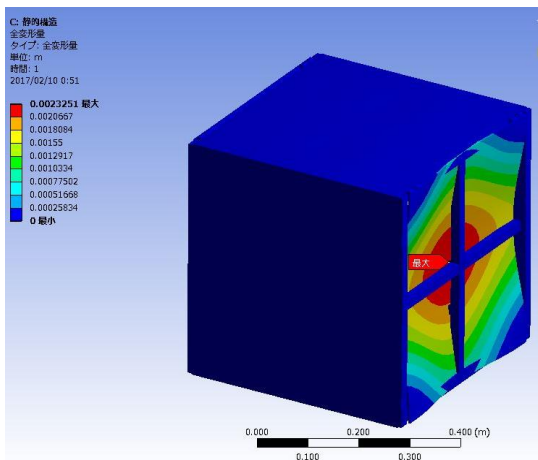


図18 最大変形量解析

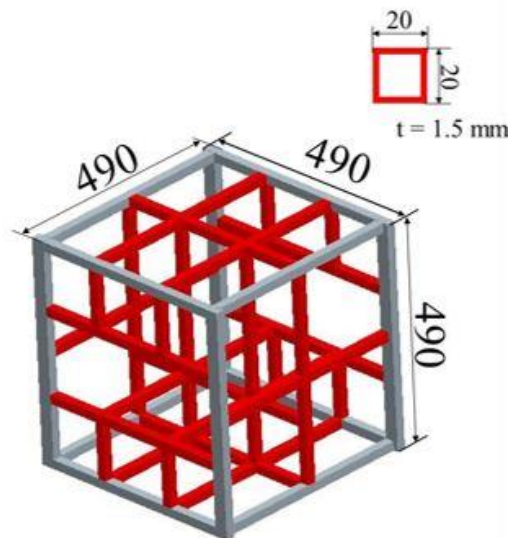


図21 Model B

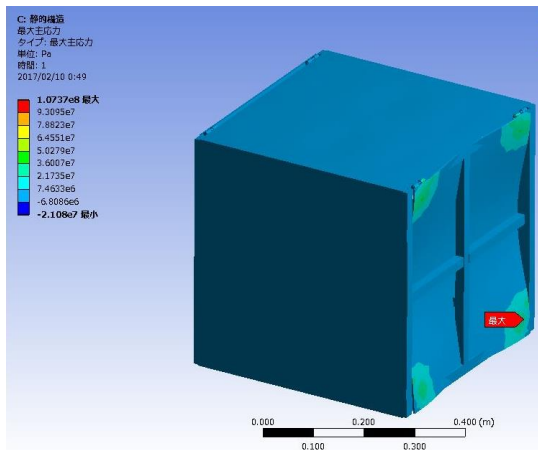


図19 最大応力解析

衛星構体の寸法は外面にパネルや展開パドルを取り付けることで寸法が増大することを考慮し、490 mm 立方とした。衛星の構体フレーム構造を決定するためのモデルである Model A、この形状をベースに軽量化を行うために一部にアルミ角パイプを用いた Model B の 2つの構体フレームの 3D モデルを作成した。使用した角棒、角パイプの寸法は表 7に示す。価格、強度を考慮し使用するアルミ合金は A6061 とした。これら 2つのモデルの質量解析、加速度静的荷重解析を行い構体フレームの比較検討を行った。なお、質量解析には Pro/ENGINEER、加速度静的荷重解析には ANSYS Workbench .14.0 を用いた。

4. 構体フレームの構造解析

4.1 構体フレームの設計 現在、プロイテレス衛星 2号機は H-II A ロケットへの相乗り申請を行っている。そこで、相乗りによる打ち上げを想定した構体フレームを設計した。構体フレームの設計には 3D パラメトリックモデリングシステムである Pro/ENGINEER を用いた。製作した構体フレームの 3D モデルを図 20、図 21に示す。

表7 使用材料

モデル名	材質	寸法 [mm]
Model A	アルミ角棒	20 x 20
Model B	アルミ角棒	20 x 20
	アルミ角パイプ	20 x 20 (t = 1.5)

4.2 質量解析 衛星全体での質量要求は 50 kg 以下であるが、プロイテレス衛星 2 号は大電力化に伴い大型化されたバッテリー、MDR-PPTなどを搭載するため、フレームの質量を軽量化する必要がある。今回、衛星の構体フレームに質量における設計要求として 20 kg 以内とした。これはフレームを除いた衛星搭載機器の質量の合計から求めた値である。

図 20, 図 21 で示した 2 つの構体フレームの質量解析を行った。質量を求めるにあたり材質の密度の定義が必要であるが、今回は全て A6061 アルミ合金で構成されているため、 $2.7 \times 10^{-6} \text{ kg/mm}^3$ とした。解析結果より Model A は 16.9 kg, Model B は 9.7 kg となった。いずれのモデルも設計要求とした 20 kg 以内を確認した。

4.3 加速度荷重解析 表 5 に示すようにロケットの打ち上げの際、衛星はロケットの加速度により最大 6 G もの大きな加速度荷重を受ける。そのため、衛星の構体フレームは加速度荷重を受けても破損しない構造でなければならない。今回、有限要素解析ソフトである ANSYS Workbench14.0 を用いて加速度荷重解析を行い、構体フレームに発生する最大応力を求め、加速度荷重、最大応力と使用材料である A6061 アルミ合金の耐力を比較し、フレーム構造の安全性、また軽量化に用いたアルミ角パイプの有用性を検討する。

解析を行うにあたりまず、Pro/ENGINEERにて作成した構体フレームモデル Model A, Model B の有限要素分割を行った。要素形状は四面体 1 次要素を用いた。Model A の節点数は 230873、要素数は 40672 であり、Model B の節点数は 242652、要素数は 34860 であった。

次に、衛星には H-II A ロケットでの打ち上げを想定した加速度を与えることとした。H-II A での打ち上げでは衛星の-Z 面は PAF239M によって固定されている。そのため、構体フレームのモデルの-Z 面を固定し図 22 ように X, Y, Z の 3 方向に加速度を与え、最大応力を解析により求め検討を行なった。与える加速度は表 5 に示す加速度の 1.5 倍の値をとり、機軸方向である-Z 軸方向に 9 G, -X, -Y 軸方向に 7.5 G の加速度を与える。

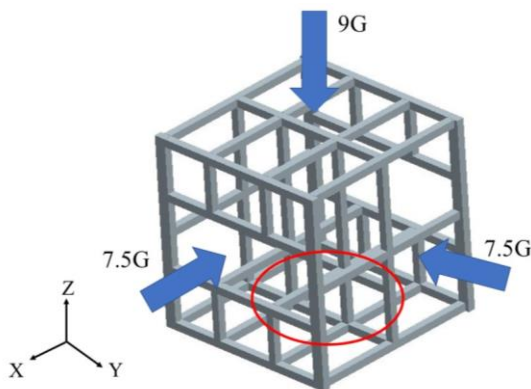


図22 加速度条件

解析の結果より、Model A の最大応力は 23.9 MPa となった。また、Model B の最大応力 53.1 MPa となった。いずれのモデルの最大応力も表 6 に示す A6061 の耐力を下回ることが確認された。また軽量化のためアルミ角パイプを用いた Model B の最大応力も A6061 の耐力を下回ったことで、構体フレームに角パイプを用いることが可能であることが確認された。図 23, 図 24 に解析結果の様子を示す。

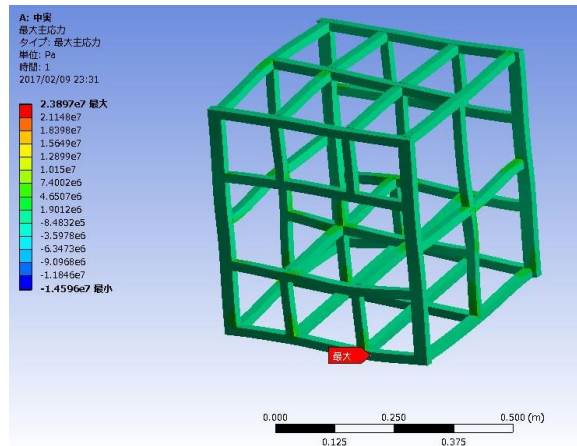


図23 Model A の解析結果

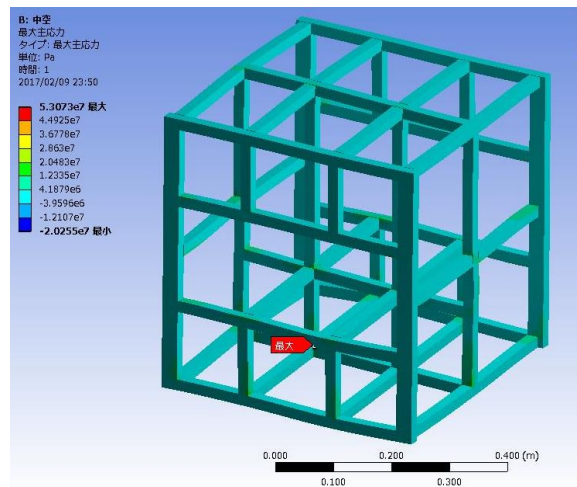


図24 Model B の解析結果

5. 結言

- (1) MDR-PPT システムの開発を行った。
- (2) 保持解放機構の設計製作を行った。
- (3) 保持解放機構の電熱線への投入電圧、電流は 3.3 V, 0.75 A とした。
- (4) 展開保持部としてラッチ機構を設計製作し、大気中での作動試験を行った。
- (5) 展開パドルのパネルに対し加速度荷重解析試験を行った。最大応力は 0.23 mm 最大変形量は 107.37 MPa となった。結果より使用材料をハニカムアルミパネルに変更する。

- (6) 構体フレームの設計を行った。
- (7) 構体フレームの加速度荷重解析を行い、構体フレームに発生する最大応力を求めた。Model A では 23.9 MPa、Model B では 53.1MPa となった。解析結果より、構体フレームに A6061 アルミ角パイプを用いることが可能であることが確認された。
- (8) 今後は、各種搭載機器の性能確認試験、また構体フレームに各種搭載機器を搭載した 3D モデルにて加速度荷重解析、振動解析を行う。

6. 参考文献

- 1) 大阪工業大学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：
<http://www.oit.ac.jp/med/~tahara/top.html>
- 2) 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）
- 3) 森川直樹，隆宝洸貴，小野航平，榎本光佑，Tobias Haase，金岡啓太，藤田亮太，田原弘一，高田恭子，脇園堯「大阪工業大学・超小型人工衛星プロイテレス 2 号機搭載用大電力電熱加速型パルスプラズマシステムの研究開発」第 60 回宇宙科学技術連合講演会，3I07，2016 年 9 月，函館アリーナ（北海道函館市）
- 4) 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, 2016 年 10 月, Toyama International Conference Center (Toyama, Japan)
- 5) 八木隆太，山内翼，藤田浩貴，梶原快晴，田原弘一，高田恭子，池田知行「大電力パルスプラズマエンジン搭載超小型人工衛星プロイテレス衛星 2 号機の研究開発」第 53 回日本航空宇宙学会中部・関西支部合同秋期大会，A10，2016 年 11 月，名城大学ナゴヤドーム前キャンパス（愛知県名古屋市）
- 6) 宇宙航空研究開発機構，公募小型衛星/H-IIA ユーザーズマニュアル
- 7) アルミ合金の特性：
<http://www.labnotes.jp/pdf2/aluminum.pdf>