

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の進捗状況



大阪工業大学大学院 工学研究科 機械工学専攻 田原研究室 修士1年 池田 知行

発表順序

- 1. PROITERESの概要
- 2. C&DH系の開発状況
- 3. 姿勢制御系の開発状況
- 4. 構造系の開発状況
- 5. エンジン系の開発状況
- 6. 光学系の開発状況
- 7. 通信系の開発状況
- 8. まとめ

1. PROITERESの概要

人工衛星プロジェクト

電気推進ロケットエンジンを搭載した小型人工衛星の打ち上げを目指し, 衛星設計・開発を行っています。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・教育活 動を目指します。







PROITERESの概要(2)

PROITERES(プロイテレス)

(Project of OIT Electric-Rocket-Engine onboard Small Space Ship)
 大阪工業大学電気推進ロケット搭載
 小型スペースシッププロジェクト

質量	:10 kg
サイズ	: <i>一辺</i> 300 mmの立方体
電力	:10W
高度	:670km(太陽同期軌道)
開発	:3年
寿命	:1年以上
打ち上げ	: 2010年

ロケット : PSLV(インド)



姿勢制御	: 磁気トルカ(アクチュエータ),伸展ブーム(重力安定機構)
センサ	: ジャイロセンサ, 磁気センサ, 太陽センサ
軌道変更	: パルスプラズマスラスタ(Pulsed Plasma Thruster: PPT)
	による1軸(前後に2機ずつ)制御

PROITERESの概要(3)

Mission

- 1) 電気推進ロケットエンジンによる小型衛星では初の動力飛行 (地球低軌道から軌道上昇をロケット連続噴射により達成(宇宙動力飛行の実現))
- 2) 高解像度カメラによる地球の観測 関西地区、淀川域の観察(現代GP「淀川学(環境教育)の構築と実践」の支援)



プロジェクトの達成目標(サクセスレベル)

- ミニマムサクセス :衛星から発信されるCW信号を受信成功
- フルサクセス :衛星の内部情報を受信成功
- アドバンスサクセス :メインミッションの成功

PROITERESの概要(4)

PSLV

プロイテレス衛星は、インド宇宙研究機関(ISRO)の極軌道打ち上げロケットの PSLVでピギーバック(相乗り)衛星として2010年の7~9月にインド南東部沿岸 のスリハリコタにあるサティシュ・ダワン宇宙センターより打ち上げる予定.



Heat Shield Fourth Stage Third Stage Second Stage Overall height Heatshield diameter: 3.2m Vehicle diameter : 2.8m Lift off mass Number of stages First Stage Strapon Motors

Polar Satellite Launch Vehicle PSLV-D3

打ち上げに使用するPSLVロケット(インド)

サティシュダワン宇宙センター

PROITERESの概要(4)

衛星の開発のプロセス







2. C&DH系の開発状況

C&DH系の開発状況

衛星のC&DH系(Command and data handling system) は以下のように構成される



- 1) シングルイベント対策のため、OBCを2台搭載
- 2) Linux で動くマイコンボード(CAT709)を採用
- 3) CPU間の通信には, Ethernet とRS-232 の2つのインタフェースを採用

2機のOBCはお互いに動作を監視、異常がある場合はリブートが可能.

C&DH系の開発状況

採用したOBC(Siliconlinux社製)



とCAT709で構成される.



本学人工衛星には2種の姿勢制御装置を搭載



軌道高度別に働く各外乱トルクと総外乱トルク



軌道高度670kmでは最大で17.5 µ Nmの外乱トルクが働くと仮定

伸展ブームの概要

本学人工衛星用伸展ブームを設計するにあたり、以下の条件を設定した



設計条件

・格納時は100×100×100[mm]以内

・ブーム長2m, 先端質量を800gと設定する

・打ち上げ時の加速度20Gに耐えうる構造にする

以上の条件から本学人工衛星用伸展ブームの開発を行った.

伸展ブーム(EM)製作



展開時

格納時

製作したEM用伸展ブーム

磁気トルカに与えられている設計条件と要求性能(EM)

発生磁気モーメント[A㎡]	0.17
動作電圧 [V]	5
システム重量 [g]	≦1000
磁気トルカ総重量 [g]	≦900
大きさ [mm]	$\leq 290 \times 290$
消費電力 [W]	≦1

▶目標の磁気モーメントを1軸あたり1.0Amとする

(与えられた設計条件内での最大値)

▶1軸あたり1台,計3台設置.

≻総重量498g



Configuration [mm]	240 × 240
Diameter [mm]	0.2
Number of turn	394
Weight [g]	83.0

外乱トルクトルクの算出式太陽輻射圧トルク
地磁気トルク空カトルク
重力傾斜トルク
$$T = M \times B$$
 $M = \mu_s n I A$
T: トルク [Nm]
M: 磁気モーメント [Am²]HT: トルク [Nm]
B: 磁東密度 [T]I: 電流 [A]
A: 断面積



シミュレーション条件

1軸のみの簡単なシミュレーションを行った



B-dot則を用いると角速度をほぼ0 rad/secになることが確認できた. 今後は3軸で適用し、より厳密なシミュレーションを達成する.

太陽センサの概要



ピンホールスリットの設計・製作



太陽センサカバー図面

太陽センサ



4. 構造系の開発状況

構造系のEM開発状況



PROITERES ØEM

- ・主要な搭載機器の搭載
- ・PPTは衛星の前後に、高解像度カメラは底面に配置
- ・ANSYSを用いた静的荷重の解析

構造系のEM開発状況



EMフレーム外



構造系のEM開発状況



分離機構

衛星の底面に搭載

Jettisoning spring
Aft End (AE) Ring
Pyro thruster

分離前



分離後

Outer diameter of FE (maximum)	286mm
Outer diameter of FE (minimum)	246mm
Inside diameter of FE (maximum)	190mm
Thickness of FE flange	3.5mm
Mass of FE	0.6kg



パルスプラズマエンジン(PPT)は、他のエンジンに比べて小型かつ軽量、低電力で稼働し、 信頼性が高いという特徴を持ちます。よって小型人工衛星への搭載に最適といえます。



PPTは小型化が容易









コンセプト ・部品数を少なくし, 軽量化を図る. ・振動に耐えることのできる構造. ・推進剤供給型は複雑化するため 設計しない. 磁場干渉を抑える. ・立方体を維持するため壁面に対し フラットに搭載する.



< Mass estimation data >

PPT本体 キャパシタ PPU その他配約など	0.145 0.180 0.980	× $2 = 0.29$ × $1 = 0.18$ × $1 = 0.98$ = 0.5
合計		1.95kg





Size: $120(W) \times 132(D) \times 85(H)mm$ Weight: 1471g(PPT+PPU)Thruster: EM-01, EM-02 Capacitor: 1.5μ F Energy: 2.43J Cable: Coaxial cable



<Thruster:EM-01,EM-02> Electrothermal PPTs 30(h)x50(w)x40(d)mm 145g Cavity length :9mm Cavity diameter :1mm

Concept

- It reduce parts and it lightweight.
- Structure that vibration can be endured .
- •Flat structure that fit the satellite wall surface.



Specification of PPU			
Items		PPU	
Mass (Electrical)		378g	
Size		$100 \times 100 \times 50$ mm	
Power Consumption		5W	
Input Voltage		$DC12V \pm 10\%$	
Charge Time		1 sec	
Output Voltage	to CAP	1.5,1.8,2.0kV	
	to Ignitor	2.25,2.7,3.0kV	
Operating Frequency		0.5, 1.0, 2.0 Hz	



Sno	oifio	otion	of	Cono	aitor
She		auon	01	Capa	CIUI

Max Voltage	Capacitance	Mass	Inductance
4.0kV DC	1.5 μ F	188g	44.0nH







目標であるトータルインパルス5Nsを達成



・ショット数が増加するとともに、比推力も増加するとともに推進効率も最終的には
 0.2になっていることがわかる。

・キャビティ直径が50000ショット打つまでに1mmから6mmに拡大した.

6. 光学系の開発状況

光学系の設計

高解像度カメラシステムを開発するに当り以下の点について考慮し 人工衛星光学系の設計・製作を行った.

(1) 関西地区(大阪工業大学を中心として半径30km範囲)を観察できる.

(2)大阪工業大学を確認することができる(分解能30m).

(3)本人工衛星に搭載可能である.(大きさが100×100×200mm以内、重量が 1kg以内であること)

(4)宇宙環境を考慮する.

搭載カメラのレンズおよびカメラ本体の設計・製作は株式会社ジェネシアと 共同で行った.


Parameter	Typical Value
lens construction	5 lens
Angle of view (half angle)	2.8deg
Focal length	85.33mm
F number	3.6
Mass	230g
Length	109mm
Back-focus	32.28mm
Material	A6061T

全面に、宇宙実績のあるアルマイト 処理を施している。一部分について は導電性アロジン処理を施している。









Parameter	Typical Value
Model number	MT9T001
Size	14.22mm×14.22mm
Active imager size	6. $55mm(H) \times 4. 92mm(V)$
	8. 19(Diagonal)
A otivo pivolo	2048H×1536V
Active pixels	3-Megapixel
Pixel size	3. 2μm×3. 2μm

選定したCMOSセンサ



60km

撮影時のイメージ

高度600kmで縦50キロ、 横60キロの範囲が撮影 が可能

• 耐放射線

-一般に、ガラスに紫外線、放射線が当たることに より透過率が減少する.

そのためこれらの影響をできるだけ除去・軽減させ るために放射線に耐性を持つガラスもしくはシー ルドを用いる.

本光学系では運用期間、光学系に必要とされる特 性などより放射線ブロッカーと呼ばれる合成石英 板を設置するようにした.

耐熱·耐震動

- 一般的な光学系のレンズはエッジにより保持される



そのために本光学系では接触面積を大きくするために平面または曲面でレンズを保持することによりレンズの破損を防ぐようにした.



実機搭載用のカメラのレンズ部



アライメント調整器

検出器回路の製作



宇宙環境を考慮し、シンプルでコンパクトになるよう設計した. 製作は株式会社中央電機計器製作所



検出器回路保持部の製作



打ち上げ時の振動に耐えれるよう考慮し、取り付けが容易 で検出器回路をしっかりと固定できるよう設計・製作した.



7. 通信系の開発状況

通信系のEM開発状況



PROITERESでは、430MHz帯を送受信に用いる.

通信系のEM開発状況





通信系のEM開発状況

地上局の設置





アンテナ

地上局

地上局は大阪工業大学大宮キャンパスに設置



環境試験(放射線試験)





大阪府立大学産学官連携機構・放射線研究センター の施設

放射線試験

- ・約90cmの距離にOBCを設置し、直接放射
- ・4時間かけて1年分の放射線
- ・1時間おきに照射線室外に設置した検査用PCに通電し, 起動, プログラムの動作チェックを行う.
- ・OBC設置距離を半分にし、直接放射
- ・1時間で1年分の放射線
- ・放射中に起動、プログラムの動作チェックを行う.
- ・目視による状態の確認

結果
・1時間おきに動作チェックを行い,正常であることが確認できた。
・2年分の放射線(64krad)を当て,動作することを確認できた。
・放射中のプログラム動作に問題があった。

環境試験(真空試験)



真空試験

- ・真空チャンバー内にOBCと周辺機器である磁気 トルカ,磁気トルカドライバ,冗長系回路を設置.
- 高真空環境下(1×10-6 [Pa])の元, OBCを外部
 から操作して磁気トルカを作動させ、磁東密度を
 測定.







開発状況

振動試験



振動試験機本体

試験機に取り付けたマスダミー



構造系のEM開発状況

インド側より要求された振動

試験名	機軸(縦)方向	機軸外(横)方向
準静的荷重試験	8Hzの正弦波振動により,機軸方向に±11Gの静 的加速度を与える.	8Hzの正弦波振動により,機軸外方向に±6Gの静 的加速度を与える.
正弦波振動試験 (振幅一定)	初期状態を振動数を5[Hz],振幅を±10[mm]とした 上で、振動数が一分間で2倍になるように設定. 振 動数が10[Hz]になり次第終了する.	初期状態を振動数を5[Hz],振幅を±10[mm]とした 上で、振動数が一分間で2倍になるように設定.振 動数が8[Hz]になり次第終了する.
正弦波振動試験 (加速度一定)	初期状態として振動数を10[Hz], 3.75[G]の加速度 を与え、一分間で振動数が2倍となるように設定. 振動数が100[Hz]になり次第試験を終了する.	初期状態として振動数を8[Hz], 2.25[G]の加速度を 与え、一分間で振動数が2倍となるように設定. 振 動数が100[Hz]になり次第試験を終了する.
ランダム振動試験	下記の加振条件(gRMS: 6.7)で2分間試験を行う. 振動数[Hz] 加振レベル(PSD)[g2/Hz] 20 0.002 110 0.002 250 0.034 1000 0.034 2000 0.009	下記の加振条件(gRMS: 6.7)で2分間試験を行う. 振動数[Hz] 加振レベル(PSD)[g2/Hz] 20 0.002 110 0.002 250 0.034 1000 0.034 2000 0.009
衝撃試験	以下の条件下で試験を行う. 振動数[Hz] 加速度[G] 100 20 ※正弦半端でピーク値が20[G],半波の時間は5 [msec]となる.	以下の条件下で試験を行う. 振動数[Hz] 加速度[G] 100 20 ※正弦半端でピーク値が20[G],半波の時間は5 [msec]となる.

開発状況

振動試験の様子



縦振動

横振動

横振動の際、内部のボルトが外れるなどの不具合箇所を確認



- ・PROITERES衛星の各系のEM開発状況を報告した.
- ・マスダミーの振動試験を行い,不具合のある個所を確認した.
- ・熱真空試験を実施,結果から改善点を模索する.
- ・並行してソフトウェアの開発を行う.
- •11月中にFM開発に移行,2010年の打ち上げを目指す.

ご静聴ありがとうございました

付録

エンジン系のEM開発状況





構造系のEM開発状況

インド側より要求された質量、剛性範囲および強度

質量	10 kg 未満							
剛性範囲	最低次の固有振動数 縦:100 Hz未満 横:50 Hz未満							
加速度	縦:3.2G(1.7G+	縦:3.2G(1.7G+1.5G) 横:1.7G						
振動加速度	縦方向	振動数(Hz) 5~10 (wait) 10~100 (launch) 5~8 8~100	承認レベル 変位±8mm未満 2.5G未満 変位±8mm未満 1.5G未満					
音圧	_							
強度	安全率1.25(弹	単性限度未満)						



※姿勢制御とビーコン送信は常に行われる





考察 I

- 1) 放電室断面積を従来よりも縮小したことにより,一般の電熱加速型 PPTよりも良い性能を示した.
- 2) 放電室の直径が小さくすることにより、粘性抵抗を懸念していたが、 インパルスビットが低下することはなかった. (φ1.0mm以下では性能の低下がみられた)
- 3) 放電室の長さを変えることにより広い範囲の性能が実現できた.放電室が短いときは低インパルスビット・高比推力の電磁加速型PPTの性能に近づき,逆に長いときは高インパルスビット・低比推力の電熱加速型PPTの特性を示した.

(放電室の長さが11mmを超えると性能が低下した. PPT本体によるエネルギ損失が増加もしくは, エネルギの密度が低下するためと考えられる.)

開発スケジュール

年乀月	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
2007年										開発チーム	打ち合わせ	、必要な情報
(平成19年)										の編成	ወ .	収集

|--|

2008年		BBM製作開	眼炎天天 2月4月 18月 2月 1月 1月 1月	総合的な動作 の確認	EM開発開	基盤の発注 納品	
(平成20年)	打ち合わせ、必要な情報 の収集	衛星キットの組み立て 衛星の内部構造の研究	開発面での規格化、衛星の設計製作 (構体、搭載機材の選定と開発)	BBM振動試験 BBM開発終了	地上局通信 ソフト・ハー ドの設計	電気系統動 作確認	EM衛星の製作

	年乀月	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
--	-----	---	---	---	---	---	---	---	---	---	----	----	----

2009年	r M 语 许 辞	総合的な動	FM開発開	「M衛星の制作	┎м퍹╆╡	総合的な動	□ 四問祭約了	最終確認	運搬準備な
(平成21年)	□Ⅲ垛児武歟	EM開発終了	始	EMI削生の表IF	「WI現現訊歌	作の確認	「剛用光松」	打ち合わせ	ځ

年乀月	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
	-											
2010年												
(平成22年)												

*どこかの担当分野で設計の変更等があると、全体に影響を及ぼす事も考えられます。(→必要に応じてミーティングが必要)

1. 高度制御(ホーマン軌道)



🔁 2. 高度制御



楕円軌道の軌道速度の式より
発軌道の軌道速度; $V_1 = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{R_1} - \frac{1}{a_1}\right)}$
標軌道の軌道速度; $V_2 = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{R_2} - \frac{1}{a_2}\right)}$
Perigeeの軌道速度; $V_{hp} = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{R_1} - \frac{1}{a_h}\right)}$
Apogeeの軌道速度; $V_{ha} = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{R_2} - \frac{1}{a_h}\right)}$



地球の質量; Mo=5.974×10²⁴ kg 重力定数;G=6.67259×10⁻¹¹ 地球赤道半径:Ro=6378km

衛星質量;10kg 速度増分:△∨





🔁 4. 必要推力

周回高度800km付近において、高度を1km上昇させると仮定

高度800kmでの軌道速度V1=7458.2[m/s] Perigeeの軌道速度 Vnp=7458.5[m/s]

よってホーマン軌道に入るための速度増分は <u>ΔVhp=Vhp-V1=0.3[m/s]</u>

ホーマン軌道Apogeeの軌道速度Vha=7457.5[m/s] 目標軌道801kmでの軌道速度 V2=7457.7[m/s]

よってホーマン軌道から目標軌道に入るための速度増分は $\Delta V_{ha}=V_2-V_{ha}=0.2[m/s]$

以上より1km上昇させるための速度増分は ΔV=Δ Vhp+ΔVha=0.5[m/s]

ここで 衛星質量がMsat=10.0kgより、1km上昇させるのに必要な トータルインパスは

 $F\Delta t = M_{sat}\Delta V = 10.0 \times 0.5 = 5[Ns]$

このときの必要推力は F=Msat∆V/∆t[N] =<u>5/∆t[N]</u>

噴射時間で整理すると

噴射時間 Δt[sec]	必要推力 F[N]
1	5
10	0.5
100	0.05
1000	0.005
3000	1666 μ
6000	833 µ
 高度800kmでの人コ	 C衛星の1周期の時[



高度800[km]周辺における軌道周回速度Vと、高度を1[km]上昇させるのに必要な速度増分ΔV 及び必要な総インパルスFΔt

	高度 H[km]	周回速 度 V[m/s]	速度増分 ΔV[m/s] Hi一Hi+1	総インパルス F Δ t[Ns] Hi ー Hi+1
H1	801	7451.9		
H2	802	7451.4	0.5	5
H3	803	7450.8	0.6	6
H4	804	7450.3	0.5	5
H5	805	7449.8	0.5	5
H6	806	7449.3	0.5	5
H7	807	7448.8	0.5	5
H8	808	7448.2	0.6	6
H9	809	7447.7	0.5	5
H10	810	7447.2	0.5	5



高度800[km]周辺における軌道周回速度Vと、高度を10[km]上昇させるのに必要な速 度増分ΔV 及び必要な総インパルスFΔt

	高度 H[km]	周回速 度 V[m/s]	速度増分 ΔV[m/s] Hi一Hi+1	総インパルス F Δ t[Ns] Hi ー Hi+1
HO	800	7452.4		
H1	810	7447.2	5.2	52
H2	820	7442.0	5.2	52
H3	830	7436.9	5.1	51
H4	840	7431.7	5.2	52
H5	850	7426.6	5.1	51
H6	860	7421.4	5.2	52
H7	870	7416.3	5.1	51
H8	880	7411.2	5.1	51
H9	890	7406.1	5.1	51
H10	900	7401.0	5.1	51


高度600[km]周辺における軌道周回速度Vと、高度を1[km]上昇させるのに必要な速度増分ΔV 及び必要な総インパルスFΔt

	高度 H[km]	周回速 度 V[m/s]	速度増分 ΔV[m/s] Hi一Hi+1	総インパルス F Δ t[Ns] Hi ー Hi+1
H1	601	7557.9	0.5	5
H2	602	7557.4	0.6	6
H3	603	7556.8	0.5	5
H4	604	7556.3	0.5	5
H5	605	7555.7	0.5	5
H6	606	7555.2	0.5	5
H7	607	7554.6	0.6	6
H8	608	7554.1	0.5	5
H9	609	7553.6	0.5	5
H10	610	7553	0.6	6



高度600[km]周辺における軌道周回速度Vと、高度を10[km]上昇させるのに必要な速 度増分ΔV 及び必要な総インパルスFΔt

	高度 H[km]	周回速 度 V[m/s]	速度増分 ΔV[m/s] Hi一Hi+1	総インパルス F Δ t[Ns] Hi ー Hi+1
HO	600	7558.4		
H1	610	7553	5.4	54
H2	620	7547.6	5.4	54
H3	630	7542.2	5.4	54
H4	640	7536.9	5.3	53
H5	650	7531.5	5.4	54
H6	660	7526.2	5.3	53
H7	670	7520.8	5.4	54
H8	680	7515.5	5.4	54
H9	690	7510.2	5.3	53
H10	700	7504.9	5.3	53





条件						
出発軌道[km]	800					
目標軌道[km]	801	出発軌道速度 V1[m/s]	目標軌道速度 V2[m/s]	速度増分 △V[m/s]	排出速度 Vj[km/s]	比推力 Isp[s]
地球の質量[km]	5.97E+24	7452.394313	7451.875254	0.519059329	100.2042442	10224.92288
重力定数	6.67E-11					
地球赤道半径[km]	6378					
重力加速度[m/s ²]	9.8					
推進剤質量[kg]	0.005					
推進剤消費質量[kg	2.59E-08					