

九州工業大学の 衝突実験設備の紹介

工学研究院 機械知能工学研究系
宇宙工学部門 計算力学研究室

赤星 保浩

The 3rd Nano-Satellite Symposium

Session Program Committee Instruction to Authors

Welcome Address

We will hold 3rd Nano-satellite Symposium on December 12th and 13th, 2011, at Kitakyushu International Conference Center.

The theme of this symposium is "Community Building for Micro/Nano-satellites."

As you know, Micro/Nano satellites are gradually going beyond education and becoming more practical tools of space utilization. Remote sensing for agricultural or forest management, space science, AIS, and many other practical missions are appearing using Micro/Nano-satellites. And we believe that in near future Micro/Nano satellites will become an important tool of space utilization with its extremely low cost and short development time.

We hope that the researchers and engineers of Micro/Nano-satellites all over the world will get together to discuss such applications of Micro/Nano-satellites as well as the technologies to realize them, towards creating a new international community of Micro/Nano satellites. Please join us!

We are looking forward to seeing you in Kita-kyushu in this December.

Project Leader of "New Paradigm of Space Development and Utilization by Nano-satellites"
Innovative Nano Satellite Technology Center (INSTEC),
University of Tokyo

Shinichi Nakasuka

THE UNIVERSITY OF TOKYO UNISEC Kyutech
NESTRA wakayama Univ KYUSHU UNIVERSITY Cabinet Office METI MEXT SUNTORY

©2009-2011 Nano-satellite Symposium. Sitemap PrivacyPolicy Links

15:30 - 17:30	Micro/Nano Satellite & Debris Issues (Session 3) Chair: Toshiya Hanada		
NSS-03-0301	IDEA: In-situ Debris Environmental Awareness	Masahiko Uetsuhara	Kyushu University
NSS-03-0302	How Small Satellites Can Be Hazardous in Comparison to Massive Satellites	Yuya Ariyoshi	Kyushu University
NSS-03-0303	Development of a Mechanical De-orbiting System for a 3-Unit CubeSat	Ceyhun Tola	Istanbul Technical University
NSS-03-0304	Development Status of Micro-satellite De-orbit Mechanisms for Active Prevention and Reduction of Space Debris	Toshinori Kuwahara	Tohoku University
NSS-03-0305	Installation of an Active Debris Sensor on a Small Satellite for In-Situ Space Dust Measurement	Pauline Faure	Kyushu Institute of Technology
NSS-03-0306	Orbital Decay Accelerator: A Case of QSAT-EOS	Shunsuke Onishi	Kyushu University
17:30 - 17:45	1st Day Closing		




平成23年度体制について

教授	:	1名
技術職員	:	1名
外国人研究生	:	1名
修士2年	:	6名
修士1年	:	7名(1名は留学生)
卒論生	:	5名
協力者	:	1名 (助教)
インターシップ	:	1名

H23年度運用中ならびに開発中のガン

No.	種類	内径 (mm)	速度 (km/s)	用途	備考
1	ガスガン	25	0.1-0.3	ジェットエンジン	九大から
2	一段ガン	30	0.01	自動車衝突安全	岡大から
3	二段ガン	5	2-5	エジェクタ実験	自作
4	二段ガン	14	> 5	衝突回避	東北大から
		30	1-2	小型衛星完全破壊	
5	プラズマガン	/	10	太陽電池放電	開発中
6	レールガン	/	0.2-0.3	ジェットエンジン	開発中

九州工業大学の銃の紹介

銃の名称	大型 二段式軽ガス銃	小型 二段式軽ガス銃	ガス銃
外観			
全長 [m]	7	3	3
発射管内径 [mm]	5, 14, 30	5	25
圧縮管内径 [mm]	60	20	-
速度 [km/sec]	~ 4	~ 5	~ 0.3
速度計測方法	ワイヤーカット法	レーザカット法	レーザカット法 高速度カメラ
研究内容	小惑星探査機の サンプルリターンに向 けたインパクトヘッ ドの形状評価	国際標準化に向けた エジェクタ評価実験に 関する研究	次世代航空機エンジ ンの軽量化に向けた 任意形状飛翔体発射 装置の開発

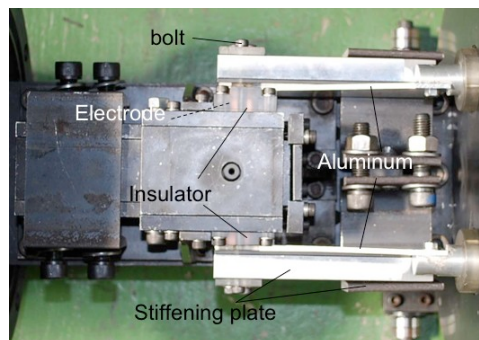
平成23年度 研究テーマ

- (1) 超高速衝突技術を利用した小惑星の地球への衝突回避方法の検討
(M2:義原、M1:仲地、Guimier、B4:水島)
- (2) 宇宙機表面材料からのエジェクタ放出に関する研究
(FR:Faire, M2:松本、M1:増山、B4:中本)
- (3) 超小型人工衛星用デブリ検出インパクトセンサ開発
(FR:Faire)
- (4) 微粒子加速のためのプラズマガン開発
(M2:藤井、M1:中山、B4:中村)
- (5) ジェットエンジンの軽量化に関する研究 (M1:北川、B4:松本)
- (6) CFRP吸収エネルギー評価用レーザガンの開発 (M2:有田、M1:比江島)
- (7) 自動車用衝撃吸収部材に関する研究 (M1:小俣、B4:大塚)

開発中のプラズマガン



Plasma gun

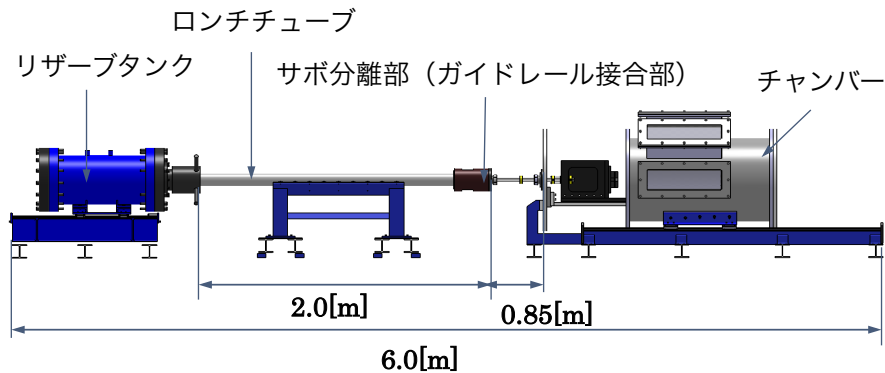


九工大のコンデンサバンク

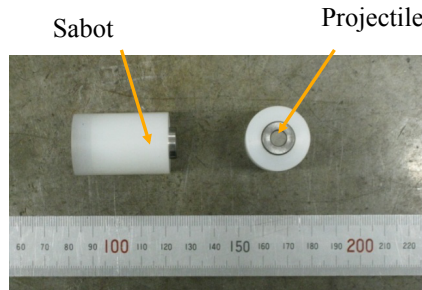


Maximum charging voltage [kV]	Capacitance [mF]	Storing energy [kJ]	Maximum discharge current [kA]	Peak time [usec]
16	750	96	500	30

< 高速発射装置 >

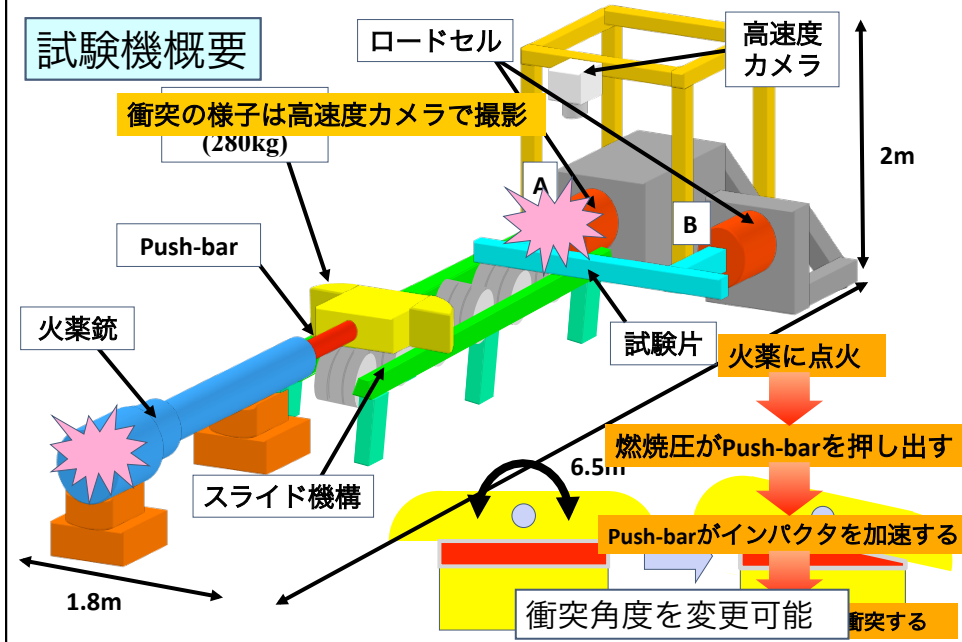


Reservoir Tank 直径300mm×長さ700mm
 Launch Tube 内径25mm×長さ2000mm
 Test Chamber 直径600mm×長さ1000mm



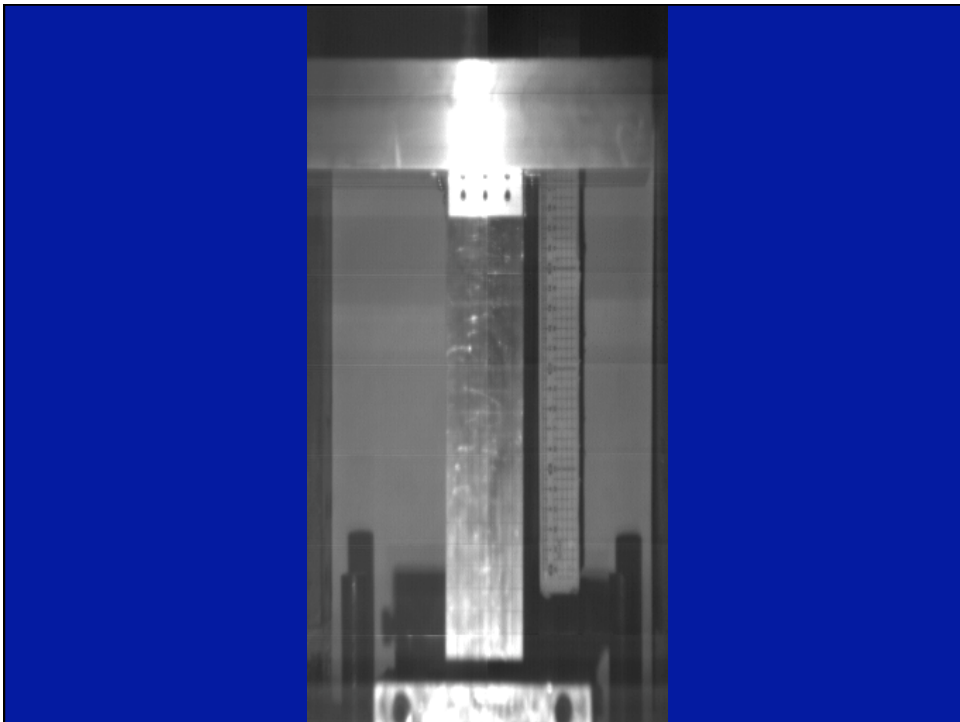
Sabot	直径24.9mm×長さ38mm
Projectile	直径13mm×長さ14mm

試験機概要



Kyushu Institute of Technology

Computational Mechanics Lab.



(1) 大型二段式軽ガス銃 (Bore:5mm, 14mm, 30mm)



Kyushu Institute of Technology

Computational Mechanics Lab.

NHKの取材

- | | |
|---------------|---|
| 2008年8月28-29日 | 小型人工衛星の完全破壊実験
(8月28日北九州放送
2月26日NHK19時のニュース放送) |
| 2009年5月7-9日 | サイエンスゼロ
(6月13日、8月28日放送) |

Kyushu Institute of Technology

Computational Mechanics Lab.

「日本における超高速衝突実験の現状と将来展望」 2011.12.12-13@神戸大学惑星科学研究センター

2008年8月28日放送



Kyushu Institute of Technology

Computational Mechanics Lab.

「日本における超高速衝突実験の現状と将来展望」 2011.12.12-13@神戸大学惑星科学研究センター

2009年2月26日放送



Kyushu Institute of Technology

Computational Mechanics Lab.

T. Hanada et al. / Proceedings of the 11th Hypervelocity Impact Symposium (2011)

Microsatellite impact fragmentation

T. Hanada^{1,*}, J. Murakami¹, Y. Tsuruda¹, J.-C. Liou²

¹ Kyushu University, 744 Motoooka, Nishi-ku, Fukuoka 819-0395, Japan

² NASA/JSC, Mail Code KX, 2101 NASA Parkway, Houston, TX 77058, USA

Received 15 December 2009; received in revised form 16 March 2010; accepted 20 September 2010

Kyushu Institute of Technology

Computational Mechanics Lab.

Table 1. Microsatellite impact parameters

Shot	M_t (g)	M_p (g)	V_{imp} (km/s)	E_{imp}/M_t (J/g)	Impact Direction	N_{frag}
HVI	740	4.03	4.44	53.7	Normal	1500
LVI	740	39.2	1.45	55.7	Normal	1500
1	1300	39.2	1.66	41.5	Normal	1300
2	1283	39.2	1.66	42.0	Parallel	1000
3	1285	39.2	1.72	45.1	Normal	1500
F	1515	39.2	1.74	40.7	Normal	2400
R	1525	39.3	1.78	39.3	Normal	1250

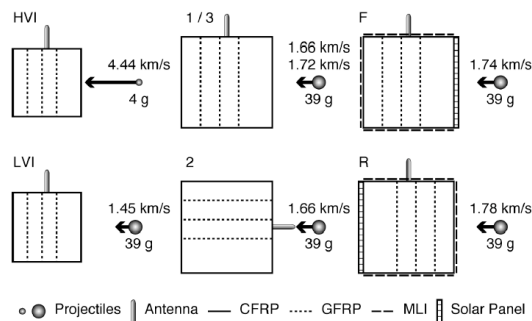
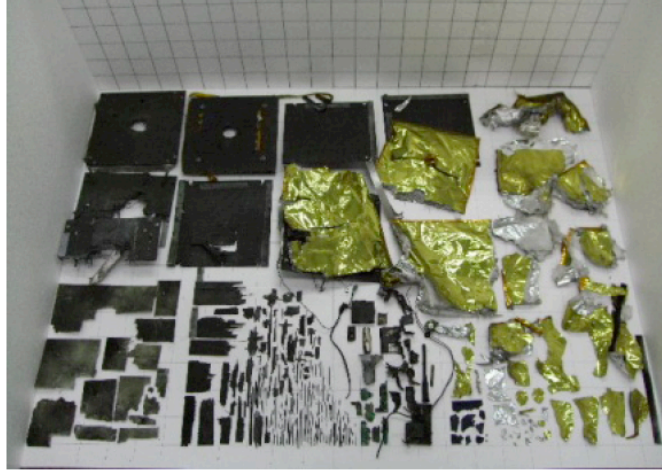


Fig. 1. Microsatellite impact parameters.

Kyushu Institute of Technology

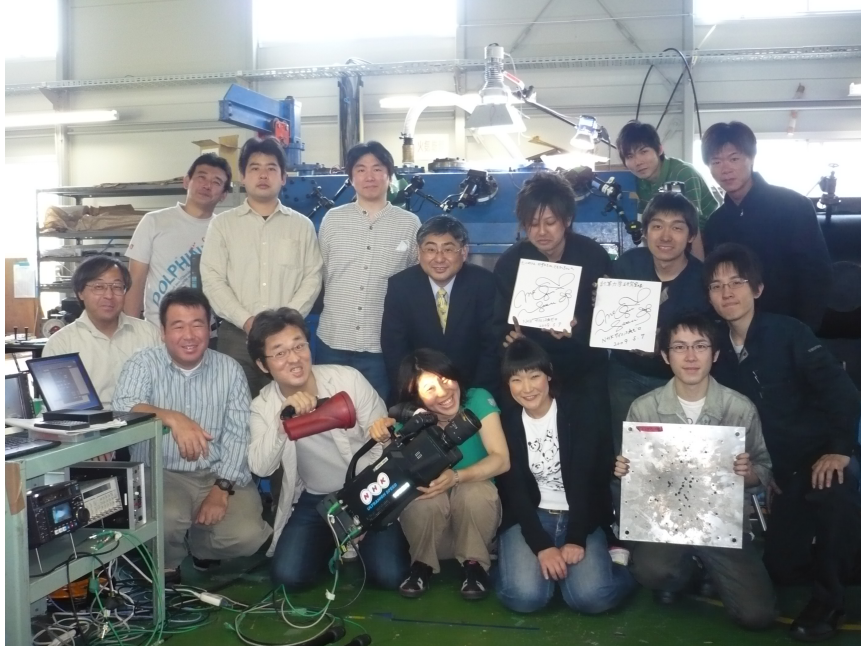
Computational Mechanics Lab.

回収された破片例



2009年6月13日放送





Kyushu Institute of Technology

Computational Mechanics Lab.

NASA NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION + View the NASA Portal

Near Earth Object Program

NEO BASICS SEARCH PROGRAMS DISCOVERY STATISTICS SPACE MISSIONS NEWS FAQ
 ORBIT DIAGRAMS ORBIT ELEMENTS CLOSE APPROACHES **IMPACT RISK** IMAGES RELATED LINKS

[Back to main Impact Risk Page.](#)

99942 Apophis (2004 MN4)
Earth Impact Risk Summary

Torino Scale (maximum)	0
Palermo Scale (maximum)	-3.08
Palermo Scale (cumulative)	-2.97
Impact Probability (cumulative)	7.4e-06
Number of Potential Impacts	6

V _{impact}	12.59 km/s
V _{infinity}	5.87 km/s
H	19.7
Diameter	0.270 km
Mass	2.7e+10 kg
Energy	5.1e+02 MT

Analysis based on 2 radar delay, 5 Doppler, and 633 optical observations spanning 1395.6 days (2004-Mar-15.10789 to 2008-Jan-09.665088)

all above are mean values weighted by impact probability

Orbit diagram and elements available [here](#).

These results were computed on Oct 07, 2009

99942 Apophis (2004 MN4)
Earth Impact Table

Date	Distance	Width	Sigma Impact	Sigma LOV	Stretch LOV	Impact Probability	Impact Energy	Palermo Scale	Torino Scale
YYYY-MM-DD.ID	(r _{Earth})	(r _{Earth})			(r _{Earth})		(MT)		
2036-04-13.37	0.83	0.00e+00	0.000	-3.276	1.05e+03	4.3e-06	5.06e+02	-3.08	0
2056-04-13.37	0.66	0.00e+00	0.000	0.304	5.53e+06	1.0e-07	5.06e+02	-4.97	0
2068-04-13.37	0.02	0.00e+00	0.000	0.338	3.11e+05	2.5e-06	5.06e+02	-3.70	0
2068-04-13.37	0.00	0.00e+00	0.000	1.039	4.09e+06	1.1e-07	5.06e+02	-5.04	0
2076-04-13.37	0.10	0.00e+00	0.000	0.350	3.35e+06	2.2e-07	5.06e+02	-4.79	0
2103-04-13.37	0.61	0.00e+00	0.000	0.334	4.25e+06	1.3e-07	5.06e+02	-5.17	0

<http://neo.jpl.nasa.gov/risk/a99942.html>

Kyushu Institute of Technology

Computational Mechanics Lab.

99942 Apophis (2004 MN4) の地球への衝突の可能性

衝突予想日 : 2036年4月13日

衝突確率 : 4.3×10^{-6}

衝突速度 : 12.59km/s

直径 : 270m

小惑星と地球の衝突防げ ロシア、ロケット打ち上げ検討(1/2)

朝日新聞 2010年1月4日12時38分

【ワシントン＝勝田敏彦】約20年後に地球に接近する小惑星が、万が一にも地球に衝突しないように小惑星の軌道を変えるため、ロシア宇宙庁がロケットの打ち上げを検討していることがわかった。AP通信が伝えた。実現すれば、小惑星衝突から地球を救う映画のような話が行われることになる。

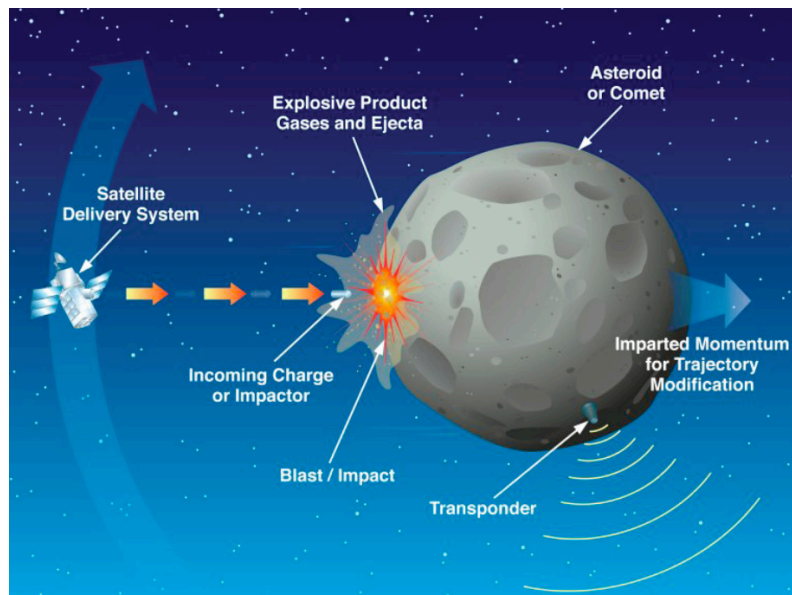
問題の小惑星は2004年に発見された直径約270メートルのアポフィス。米航空宇宙局(NASA)の09年の計算によると、29年4月に静止衛星の軌道より地球に近い約3万キロを通過。36年には25万分の1という非常に低い確率だが、衝突の可能性がある。

小惑星と地球の衝突防げ ロシア、ロケット打ち上げ検討(1/2)

同宇宙庁のアナトリー・ペルミノフ長官はロシアのラジオ局に「地球に接近し、衝突の可能性があると聞く。特別な宇宙船で衝突回避が可能だ」と述べた。近く、NASAや欧州宇宙機関、中国国家航天局の担当者を招いた会議を計画している。

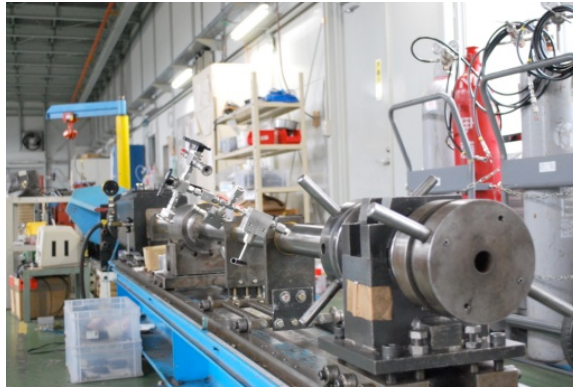
衝突を避けるため、宇宙船をぶつけるなどで軌道を変えることが考えられる。米映画「アルマゲドン」では小惑星を核兵器で破壊して衝突を避けようとするが、ペルミノフ長官は「核兵器は使わない」としている。

米科学アカデミーによると、直径140メートル以上の小惑星が都市や周辺に落下すると、住民や生態系に深刻な影響が出ると考えられている。



James D. Walker, Erick J. Sagebiel, Sidney Chocron, Walter F. Huebner, "Seismology and Blast/Impact Loading on Asteroids", International Workshop on Small Body Exploration by Physical Interactions, October 19-20, 2009

(2) 小型二段式軽ガス銃 (Bore:6mm)



Kyushu Institute of Technology

Computational Mechanics Lab.

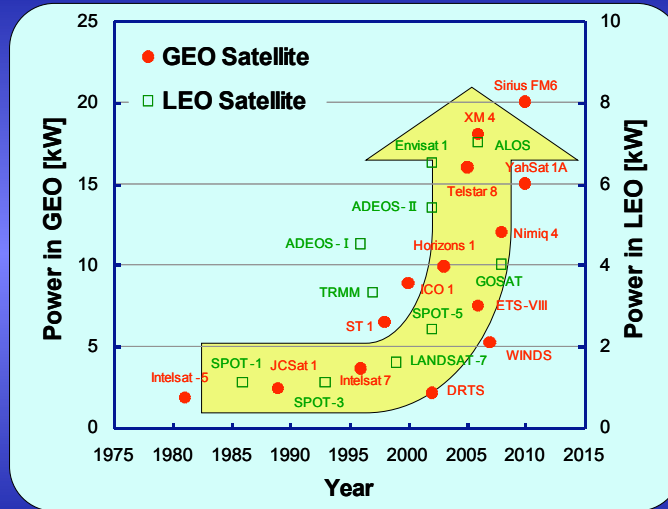
小型二段式軽ガス銃を利用した 研究テーマ

- (a) 衝突誘起放電(2009年3月で終了)
- (b) 宇宙機表面材料からのエジェクタ放出に関する研究
- (c) 超小型人工衛星用デブリ検出インパクトセンサ開発

Kyushu Institute of Technology

Computational Mechanics Lab.

研究背景 ～宇宙機の電力～



デブリ衝突および放電による損傷の可能性が高まっている

研究背景 ～デブリ衝突～

太陽電池アレイへのデブリ衝突

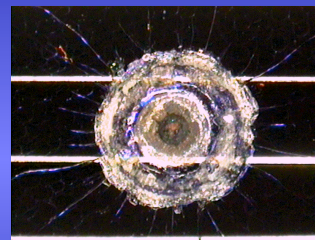


物理的損傷

- ・ 太陽電池セルの表面損傷
- ・ 絶縁層、パドル構造体の破壊

電氣的損傷

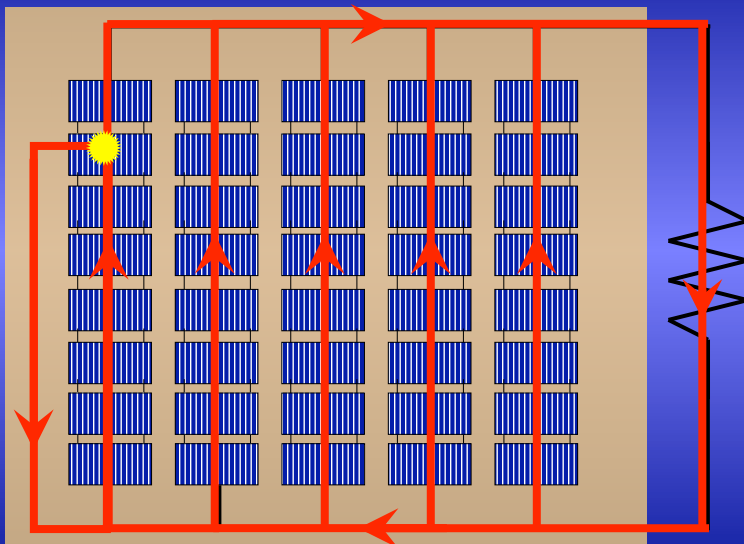
- ・ デブリ衝突により発生した高密度のプラズマを通じた放電の可能性



EURECAの太陽電池アレイのクレータ

http://www.estec.esa.nl/wmwww/wma/R_and_D/eureca/eureca5.gif

研究背景 ~放電による電力減少~



知的機能設計工学講座

研究背景 ~放電発生原理~

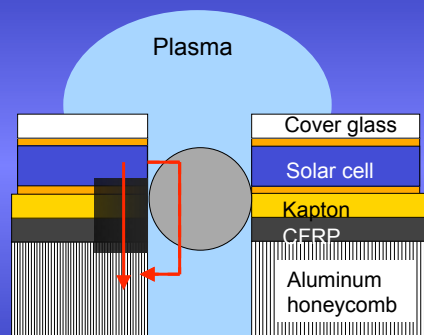
デブリを通じた放電が発生

↓
プラズマが基板に衝突し
熱電子放出発生

↓
一時的持続放電
(TSA : Temporary Sustained Arc)

↓
恒久的持続放電
(PSA : Permanent Sustained Arc)

PA : Primary arc



発電能力の低下・喪失

知的機能設計工学講座

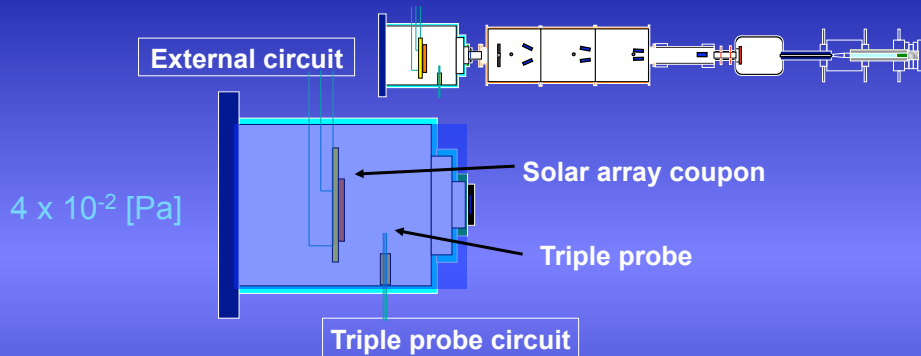
研究目的

- 衝突により持続放電に至るまでの電力・電流・電圧・変化とその閾値
- 飛翔体サイズや衝突速度が持続放電に与える影響

二段式軽ガス銃

1[mm] と3[mm]の飛翔体の衝突速度を変化させ
衝突誘起プラズマの測定や、持続放電発生の
閾値の変化を調べた

実験装置 ~二段式軽ガス銃~



Material	Shape	Diameter (Dp) [mm]	Mass [mg]	Impact velocity [km/s]
Al2017	Sphere	3	39	2・4・5
SUJ-2		1	4	4

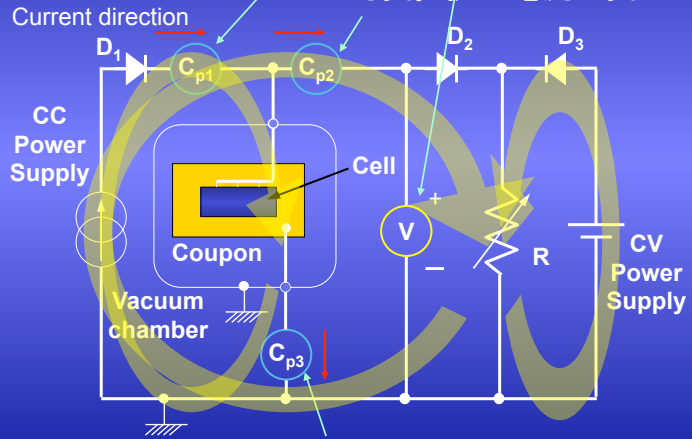
実験装置 ~Dp=3mm用外部回路~

太陽電池の電圧の変化

回路全体の電流の変化

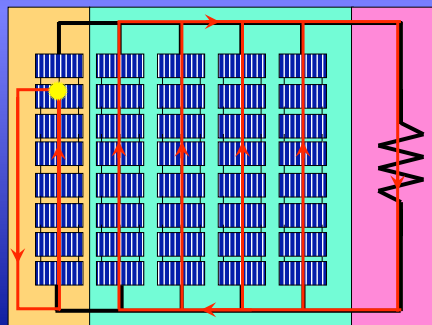
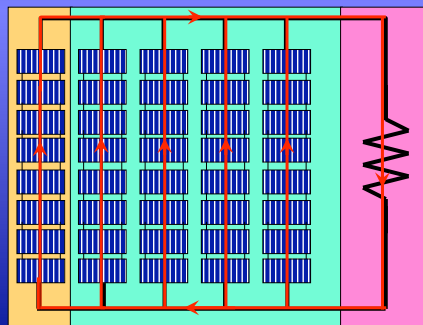
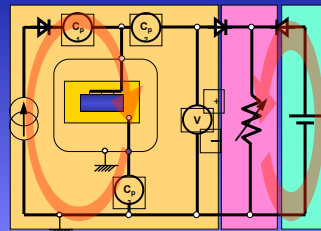
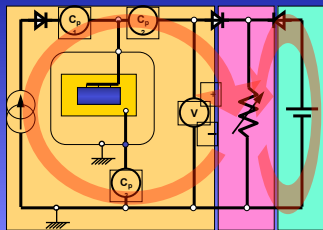
可変抵抗の電流の変化

Current [A]	Voltage [V]
1.2	182
2.4	82
	182
3.6	82
	133
4.8	82
	133
	182



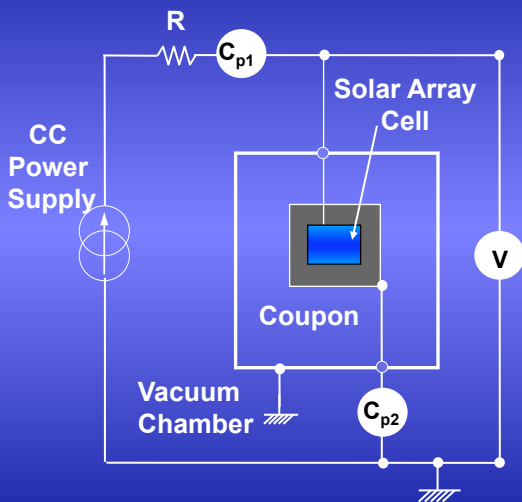
セルー基板間での電流の変化

実験装置の模擬状態



実験装置 ~Dp=1mm用簡易外部回路~

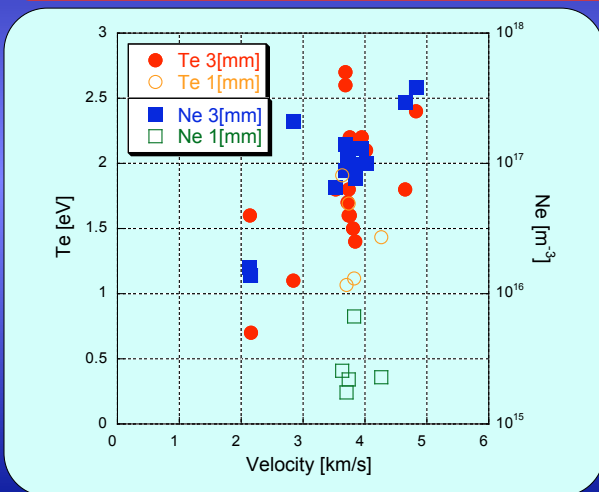
Current [A]	Voltage [V]
3.6	3.6
4.8	
2.4	4.8
3.0	
3.6	
4.8	



プラズマ測定結果 ~電子温度(Te)と電子密度(Ne)~

地球低軌道上のプラズマ環境

電子温度: 0.09 [eV]
電子密度: 1×10^{11} [m⁻³]



衝突速度: 4[km/s]

電子温度 [eV]
1mm : 1.1
3mm : 1.4

電子密度 [m⁻³]
1mm : 1.7×10^{15}
3mm : 6.5×10^{16}

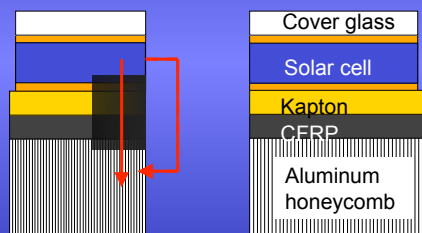
放電発生例

デブリを通じた放電が発生
(PA : Primary Arc)

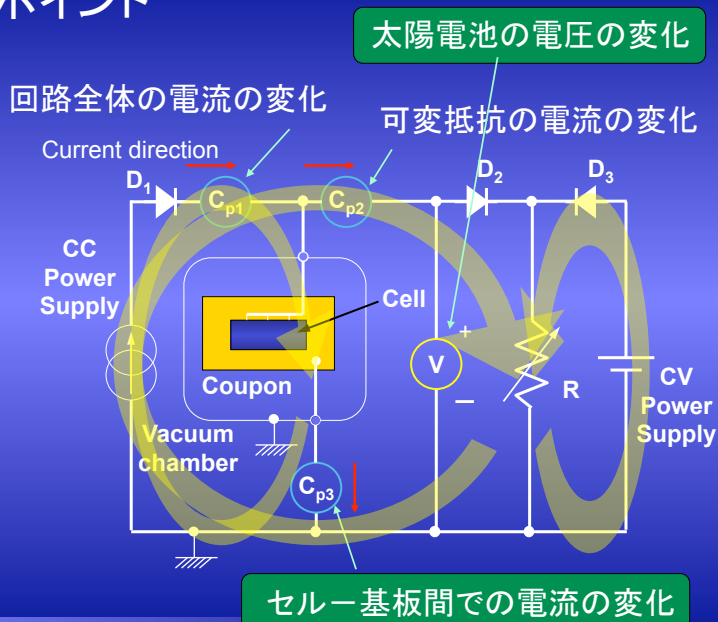
↓
プラズマが基板に衝突し
熱電子放出発生

↓
一時的持続放電
(TSA : Temporary Sustained Arc)

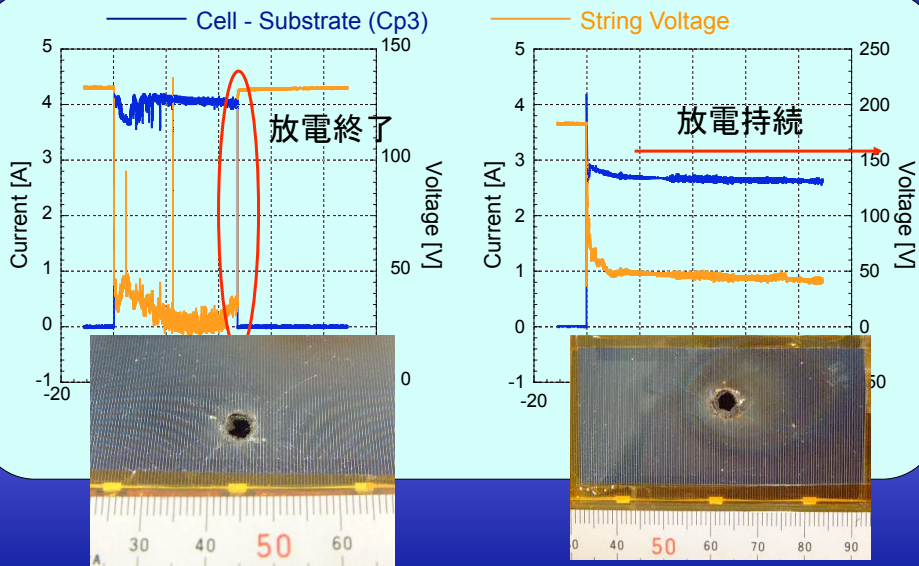
↓
恒久的持続放電
(PSA : Permanent Sustained Arc)



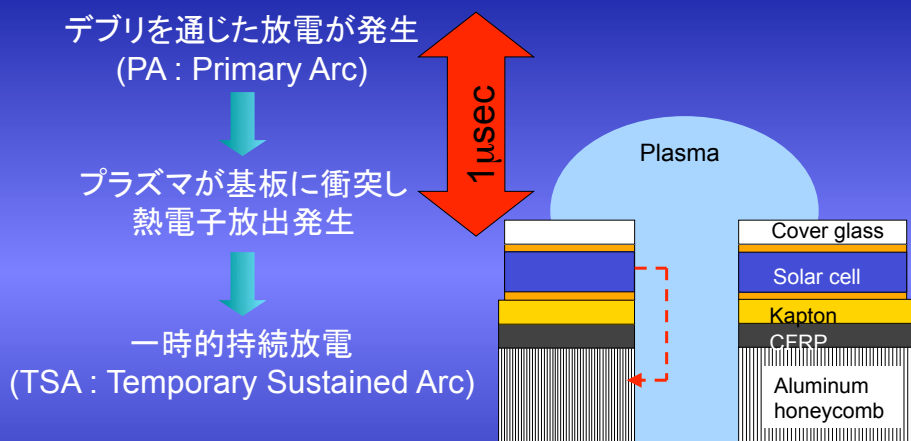
注目ポイント



持続放電例 ~TSA・PSA~

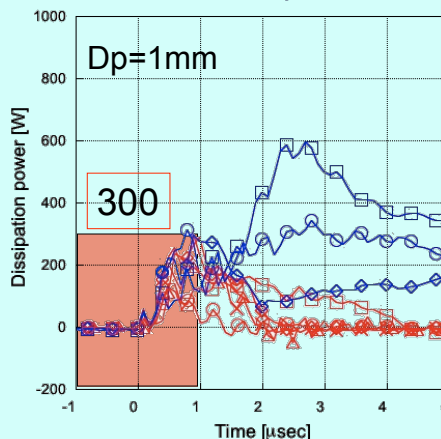
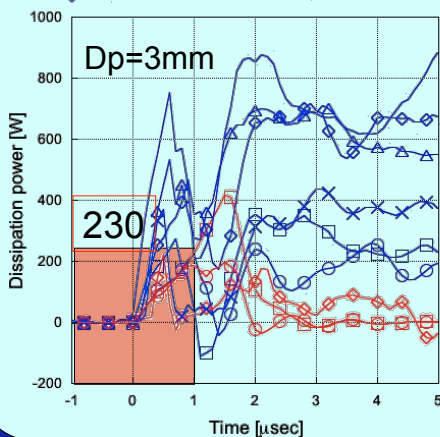


TSA発生ポイント



TSA閾値の検討 ~電力アプローチ~

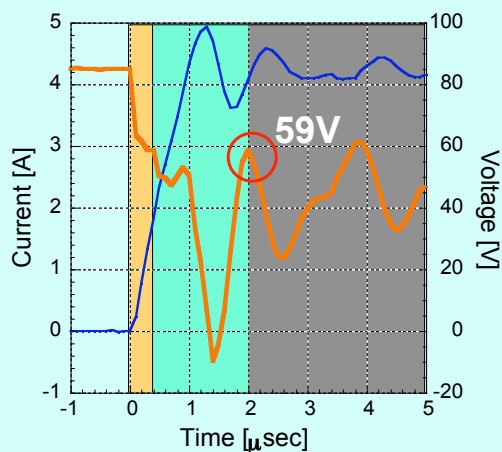
- | | | | |
|---------------|---------------|---------------|---------------|
| ○ 84V - 2.4A | ◇ 182V - 1.2A | ○ 144V - 3.6A | ○ 192V - 3.6A |
| ○ 84V - 3.6A | × 182V - 2.4A | □ 144V - 4.8A | △ 192V - 4.8A |
| □ 84V - 4.8A | △ 182V - 3.6A | ◇ 192V - 2.4A | □ 192V - 4.8A |
| □ 133V - 3.6A | △ 182V - 4.8A | × 192V - 3.0A | ◇ 192V - 4.8A |
| ◇ 133V - 4.8A | | | |



知的機能設計工学講座

TSA閾値の検討 ~電圧アプローチ~

Cell - Substrate (Cp3) String Voltage



飛行体を通した
通電

プラズマによる
放電の維持

一時的持続放電

知的機能設計工学講座

PSA閾値の検討

デブリを通じた放電が発生
(PA : Primary Arc)



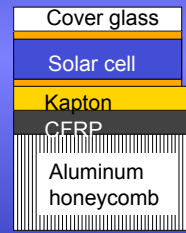
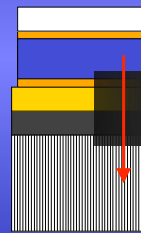
プラズマが基板に衝突し
熱電子放出発生



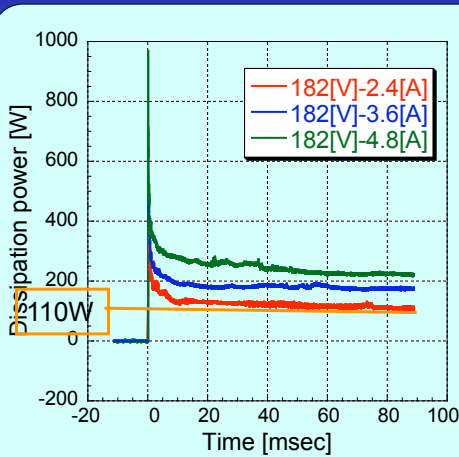
一時的持続放電
(TSA : Temporary Sustained Arc)



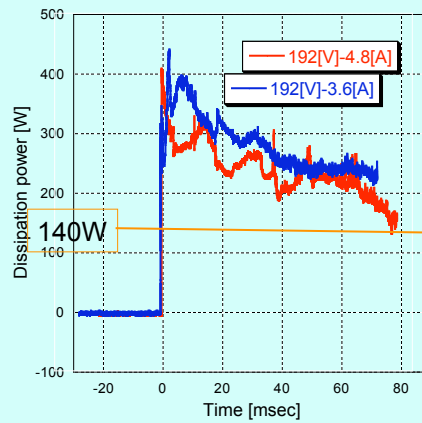
恒久的持続放電
(PSA : Permanent Sustained Arc)



PSA閾値の検討 ~電力アプローチ~

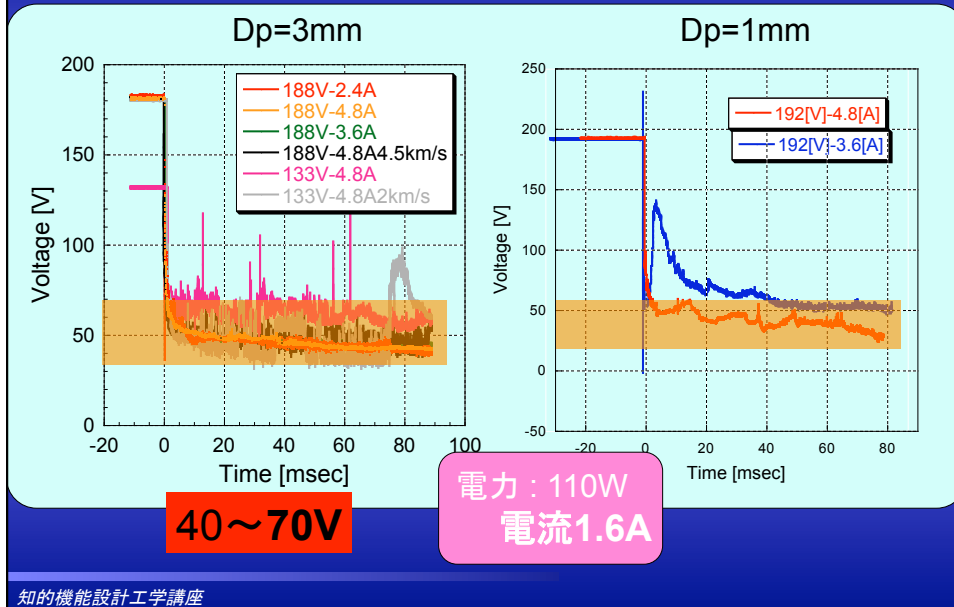


Dp=3mm



Dp=1mm

PSA閾値の検討 ～電圧アプローチ～

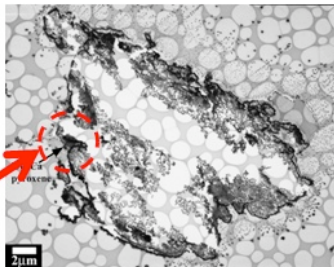


結論

- 衝突誘起プラズマは地球低軌道と比較して
 - 3mm : 6桁 (前方100mm)
 - 1mm : 4桁 (前方80mm)
 大きいプラズマ密度であった
- TSA閾値は電源電圧59V以上かつ、衝突より **1 μ sec** 以内に
 - 3mm : 230W
 - 1mm : 300W
 以上になる必要がある
- PSA閾値は衝突より **5msec** 以降で
 - 59V-1.6A以上かつ110W以上を**
 - 満たし続ける条件**

エジェクタ

JAXAがISSのロシアモジュールを利用した微粒子捕獲(MPAC)実験で捕獲された粒子の一つが**エジェクタ**



Meteoroid particle

捕獲物の切片のTEM画像

Courtesy of Dr.Kitazawa

捕獲物の特徴

- ◆酸化銀と硫化銀の混合物
- ◆数十～数百nmの微粒子の集合体
- ◆直径1μm程度の石質粒子を含んでいる

銀を含むペイント材の可能性

メテオロイドと宇宙機外表面に衝突して発生した**二次デブリ**と推定

エジェクタとは

エジェクタ (Ejecta)
宇宙機にデブリやメテオロイドが衝突して発生する**2次デブリ**

スポール (Spall)

- 大きく低速な破片
- 全エジェクタ質量の60~90%

コーン (Cone)

- 小さく高速な破片

飛翔体

- 最も高速
- 全エジェクタ質量の1%

ジェッティング (Jetting)

ターゲット

TC 20/ SC 14/WG



DIS 11227の概要

“Test procedures to evaluate spacecraft material ejecta upon hypervelocity impact”

- 宇宙機や打上げ気の外表面物質に、超高速のプロジェクティルが衝突した際に生じるエジェクタの量を評価するために必要な試験方法の定義
 - 実験の手順は以下のように定義
 - ◆ 使用する設備の種類;
 - ◆ プロジェクティルの種類, 大きさ, 速度
 - ◆ 衝突で噴出されたエジェクタの評価
 - ◆ 試験結果の報告
 - ◆ 品質要求
- プロジェクティル質量に対するエジェクタの総質量の比, および破片のサイズ分布を評価
- 宇宙機がその軌道寿命中に放出するejactaの量を算出することにより, スペースデブリの発生を軽減するための表面塗装と材料の選択に貢献

委員会段階 (Committee Stage)

役割

CD (Committee draft)の検討により、委員会メンバーのコンセンサスを得た IS 原案 (DIS : Draft International Standard) を作成する。

DISとして登録承認

- a) 会議でのコンセンサス、又は
- b) 投票した Pメンバーの 3分の 2以上の賛成

Pメンバー

投票の義務を負って、業務に積極的に参加した会議に貢献する。ブラジル・カナダ・中国・フランス・ドイツ・イタリア・日本・ロシア・イギリス・アメリカ・ウクライナ・イスラエル・インド・カザフスタンの計14カ国

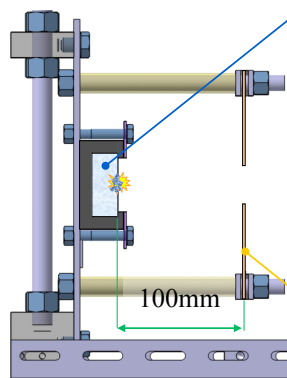
コンセンサス

すべての関係当事者の意見を考慮し、意見の不一致の解消へ向けて努力をした結果、利害関係者の間に実質的反対がないことを意味するが、必ずしも満場一致を意味しない。投票では、2/3以上の賛成でコンセンサス成立とみなしている。

国際標準のプロセス



エジェクタ実験条件



ターゲット 規格案：端で固定

材質：合成石英
 大きさ：高さ50 mm×幅50 mm×厚さ20 mm
 支持：ゴムスポンジで被覆

飛翔体 規格案：Al 6061, 5 km/sec

材質：アルミニウム (Al 1050)
 形状：球
 大きさ：直径1 mm
 質量：1.4 mg
 衝突速度：4 km/sec

ウィットネスプレート 規格案：銅または延性材料

材質：銅 (JIS H3100 C1100-1/4H, C1100P-O)
 大きさ：高さ180 mm×幅150 mm×厚さ2 mm
 中心穴直径：30 mm
 表面処理：機械研磨, 化学研磨, 研磨無し

実験結果 1 (合成石英)

Experiment results

Shot No.	Alloy and temper	Surface treatment	T ~ WP [mm]	Velocity [km/sec]	Diameter [mm]		Ejecta mass [mg]
					Crater	Spall	
09-101	C1100P-1/4H	Chemical polishing	100	4.03	4.16	8.33	88.5
09-102		Buffing	50	3.92	3.71	9.09	80.4
09-117			100	3.71	3.69	8.52	70.2
09-119	C1100P-O	Nothing	100	4.14	4.27	9.90	84.9
09-120	C1100P-1/4H		4.17	4.47	10.93	83.2	

約40倍



飛翔体質量 2.0 mg

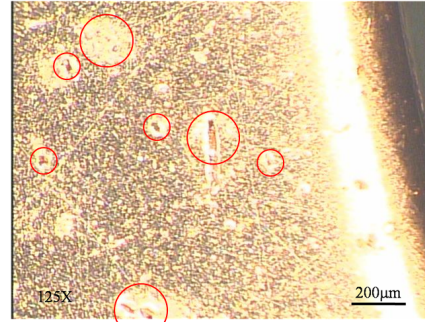
合成石英での衝突痕検出

画像を1枚ずつ目視で確認

衝突痕の直径を算出

データ入力

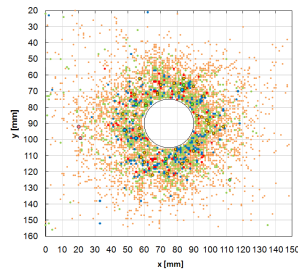
サイズ別個数分布の作成



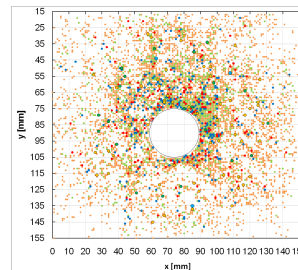
顕微鏡画像

解析期間：約2週間

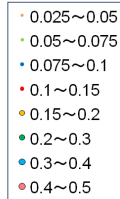
距離の違い



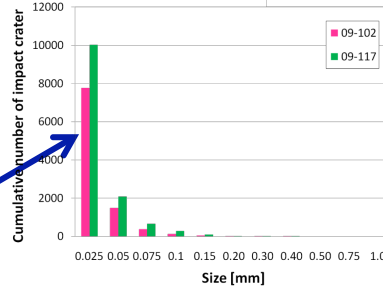
50 mm
(09-102)



100 mm
(09-117)



09-102の方が
09-117に比べ
少ない



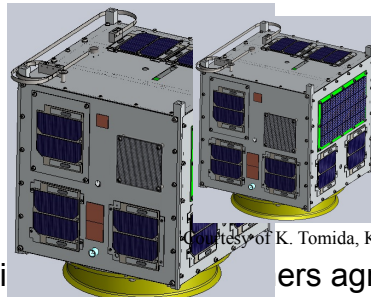
原因

- 距離が短い場合
- ◆ウィットネスプレートの中心穴を多くのイジェクタが通過
- ◆衝突が集中している部分の検査が困難

Space Dust Impacts Detector Horyu II (1/2)

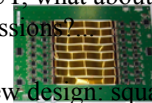
Once upon a time...

- A rectangular debris detector of 270mmx190mm and...
- ... a cubic satellite with a side length of 280mm.



Rectangular debris sensor could be mounted.

BUT, what about the other missions?



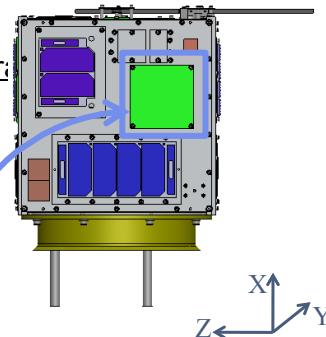
New design: square board of 90mmx90mm.

- Original design of rectangular sensors agreed and fully participated to the project of course!

Courtesy of K. Tomida, KIT.

Space Dust Impacts Detector Horyu II (2/2)

- Cubic small satellite with a side length of 28cm.
- Weight: 6.7 kg.
- Sun-synchronous orbit for 1 year.
- 9 missions:
 - high voltage solar array (300V generator);
 - transparent coating;
 - film for mitigation against arcing;
 - cell degradation;
 - electron-emitting film;
 - TREK;
 - electro-static analyzer;
 - camera;
 - Q-shu debris sensor (QDS).

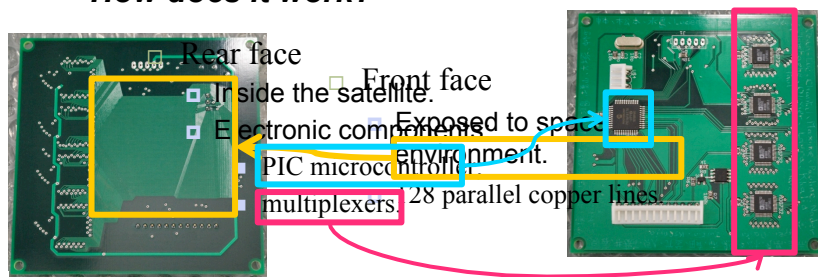


Courtesy of K. Tomida, KIT.

Space Dust Impact Detector Overview

- Square board with a side length of 90mm.
- Weight: 30g.
- Power consumption: 0.01W.
- Low cost: 20,000\ = 180€ = 250\$.

How does it work?



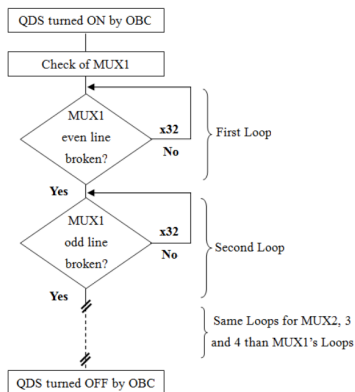
Space Dust Impacts Detector Working Principle



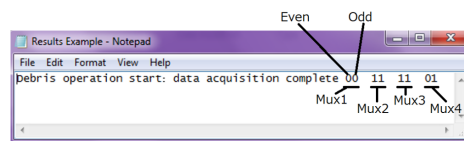
- By default, lines are not broken: logic 1.
- When a line is broken: logic 0 sent to OBC.
- Data size: 1 byte.

Space Dust Impact Detector Programming

- Check of even and odd lines.



Results example as seen on a computer screen



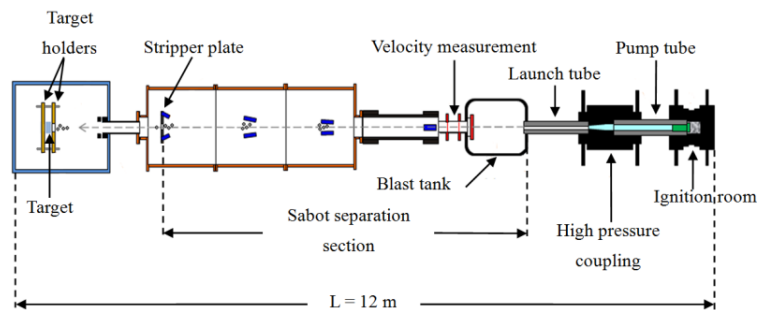
- Possible to estimate the size of impacting space dust.

Tests and Results Hypervelocity Impact (1/7)

What is hypervelocity?

Velocity greater than the sound velocity in a given material.

Two-stage light gas gun



Tests and Results Hypervelocity Impact (2/7)

Why elemental materials were used?

- Comparison of ejecta amount for 3 different materials:
 - solar array coupon;
 - CFRP/Aluminium honeycomb;
 - aluminium honeycomb.
- Evaluation of the target weight before and after experiment.
- Experimental conditions:
 - Projectile: 1mm Al sphere;
 - Velocity: $\approx 5\text{km/s}$.

Tests and Results Hypervelocity Impact (3/7)

Results

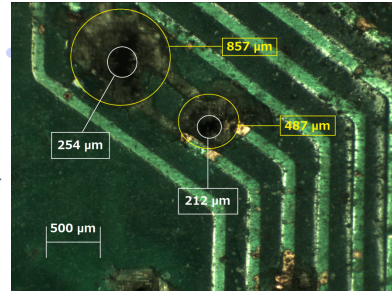
	Target Material		
	Solar Array Coupon	CFRP/Al Honeycomb	Al Honeycomb
Projectile Velocity [km/s]	5.37	4.79	4.97
Projectile Mass [mg]	1.5	1.5	1.6
Ejecta Mass [mg]	68.8	10.3	41.1
Ratio Ejecta Mass/Projectile Mass	45.9	6.9	25.7

- Widely used aerospace materials that produce a non negligible amount of ejecta.
- Expensive materials.
- Do not fulfill project purposes \rightarrow Glass/epoxy laminate PCB

Tests and Results Hypervelocity impact (4/7)

Can the copper lines be cut by a space dust?

- Launch of 2 projectiles types:



- [Yes, copper lines can be broken by space dust!](#)

Tests and Results Hypervelocity impact (5/7)

- Steel particles perforated the PCB.
- Alumina particles penetrated the PCB.

Target thickness limit

$$T_{t,lim} = K_1 d_p^\lambda \rho_p^\beta \rho_t^\kappa v_p^\gamma (\cos \alpha_p)^\xi$$

- K_1 : Calibration factor
- d_p : Projectile diameter [cm]
- ρ_p : Projectile density [g/cm³]
- ρ_t : Target density [g/cm³]
- v_p : Projectile velocity [km/s]
- α_p : Projectile impact angle [deg]
- $\lambda, \beta, \kappa, \gamma, \xi$: Calibration exponents

$K_{1min} = 0.26$	$K_{1max} = 0.64$
$T_{t,lim} (Al_2O_3) = 280 \mu m$	$T_{t,lim} (Al_2O_3) = 689 \mu m$
$T_{t,lim} (SUS304) = 689 \mu m$	$T_{t,lim} (SUS304) = 1697 \mu m$

Tests and Results Hypervelocity Impact (6/7)

Ejecta results

Printed Circuit Board (Al ₂ O ₃ projectile)	
Projectile Mass [mg]	0.1439
Ejecta Mass [mg]	0.4309
Ratio Ejecta Mass/Projectile Mass	2.99

- Much lower ejecta to projectile mass ratio.
- PCB: cheap and easy to produce.
- Do fulfill project purposes.

Tests and Results Hypervelocity impact (7/7)

What is the probability that a space dust impacts the detector?

- Impact flux calculation using MASTER-2005

$$q = \frac{n}{At}$$

q : impact flux [impacts number/m² /year]
 n : impact number
 A : area [m²]
 t : time [year]

- Collision probability

$$1 - PNP = e^{-n} = e^{-qAt}$$

$$PNP = 0.972$$



2.8% chance space dust of about 200 μm impacts the detector

おわりに

No.	種類	内径 (mm)	速度 (km/s)	用途	備考
1	ガスガン	25	0.1-0.3	ジェットエンジン	九大から
2	一段ガン	30	0.01	自動車衝突安全	岡大から
3	二段ガン	5	2 - 5	エジェクタ実験	自作
4	二段ガン	14	> 5	衝突回避	東北大から
		30	1 - 2	小型衛星完全破壊	
5	プラズマガン		10	太陽電池放電	開発中
6	レールガン		0.2-0.3	ジェットエンジン	開発中