

スペースデブリ問題における 超高速衝突実験の役割

宇宙航空研究開発機構
研究開発本部 未踏技術研究センター
東出真澄

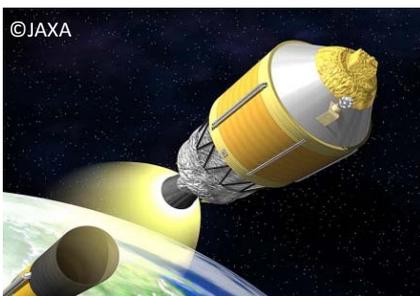
2013/12/19-20

日本における超高速衝突実験の現状と将来展望 研究会, 相模原

スペースデブリとは

Inter-Agency Space Debris Coordination Committeeによる定義

Space debris are all man made objects including fragments and elements thereof, in Earth orbit or re-entering the atmosphere, that are non functional.



使用済みロケット



運用終了後の人工衛星



ロケット・衛星の破片

宇宙に大量に存在するゴミである！

なにが問題か？

デブリの衝突速度は、
低高度軌道では十数km/s、静止軌道では数百km/s

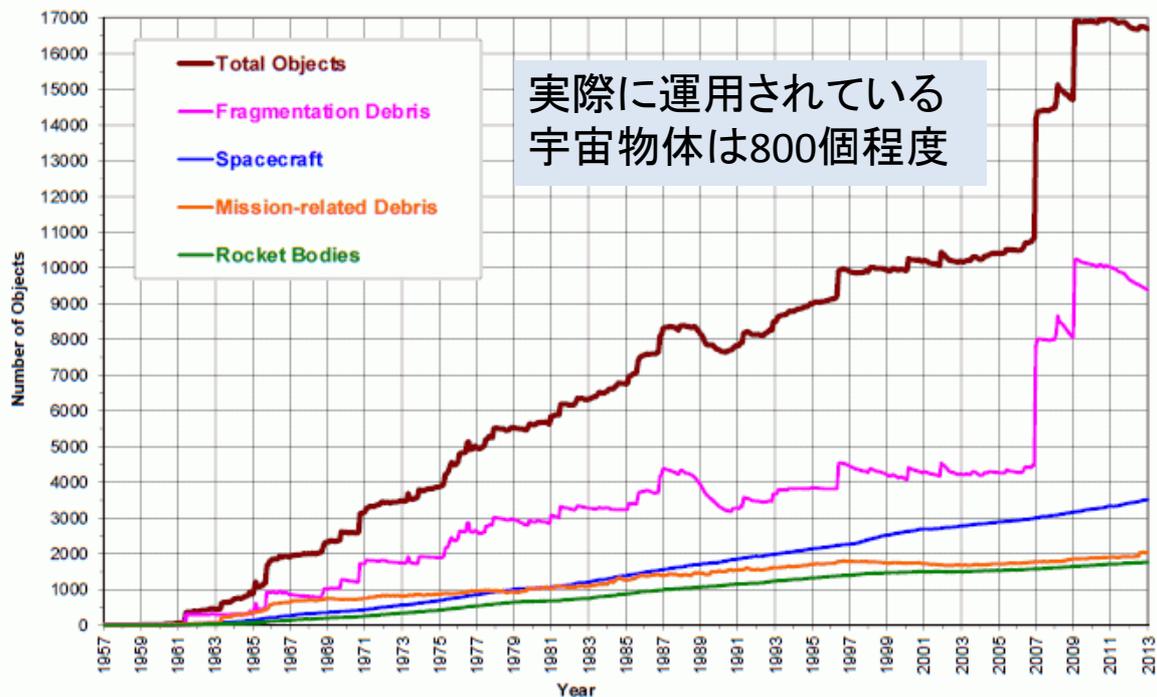
→ 微小デブリの衝突でも、運用中の人工衛星に
重大な損傷を与えることが可能

デブリの数が一定数に達すると
衛星の破砕によって発生したデブリが
連鎖反応的に増殖する
(ケスラーシンドローム)

宇宙活動が不可能になる

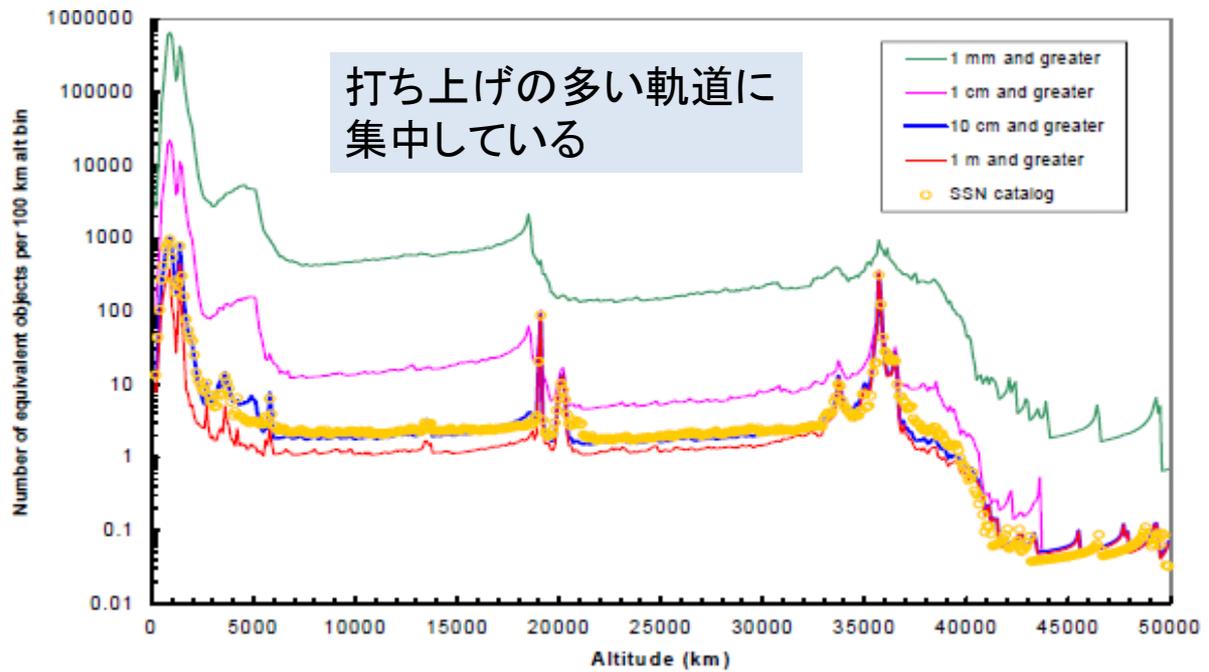


デブリの数



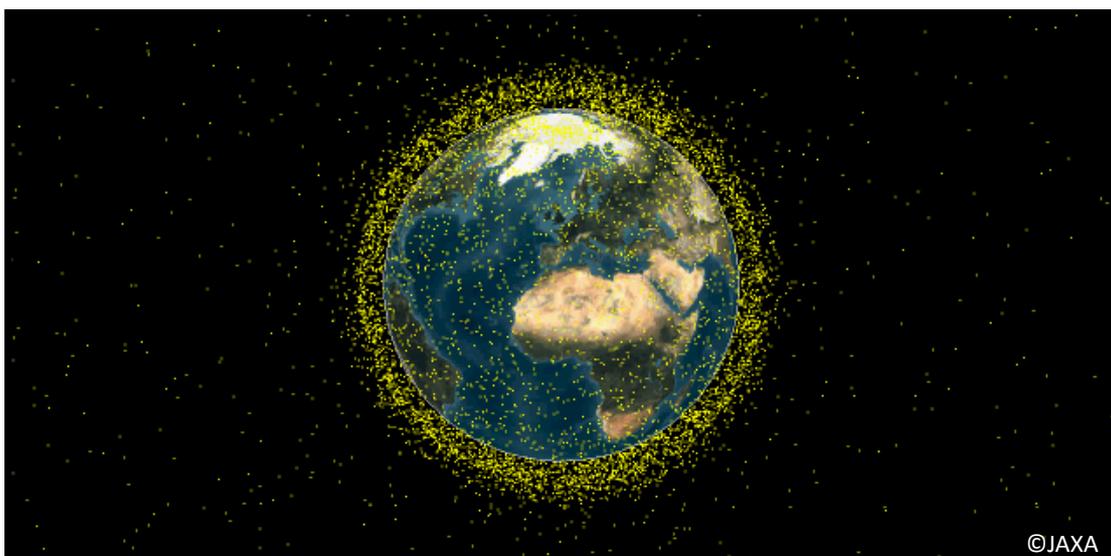
Ref. NASA Orbital Debris Quarterly News, 17 (1), 2013

デブリの軌道高度分布



Ref. NASA Orbital Debris Quarterly News, 7 (1), 2002

低高度軌道のデブリ

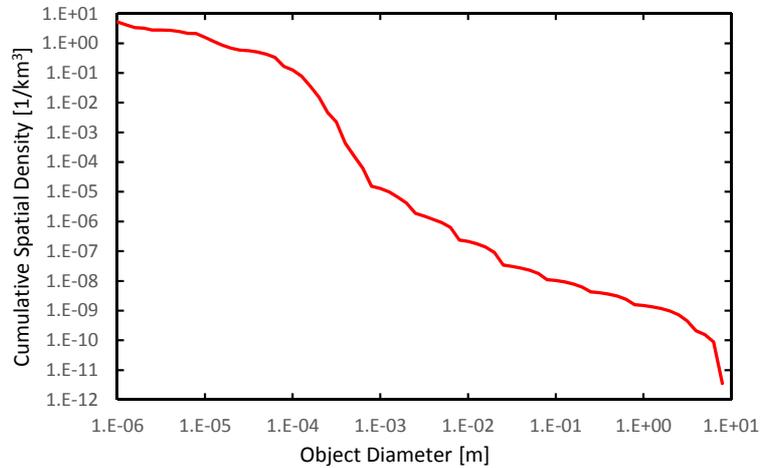


1mm以上の微小破片も含めると、
1.5億個のデブリが存在すると言われている

低高度軌道のデブリ数

デブリサイズ	個数
d>10cm	2万個
d>1cm	60万個
d>1mm	1.5億個
d>0.1mm	6兆個
d>0.01mm	120兆個
d>0.001mm	4300兆個

MASTER-2009で計算された、
高度2,000km以下のデブリ密度



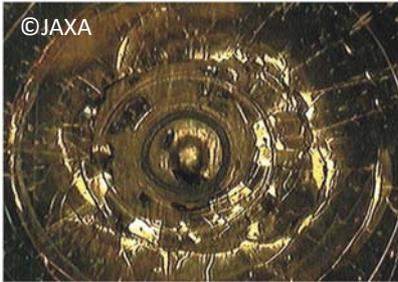
デブリ衝突による被害と頻度

低高度軌道におけるデブリの平均衝突速度は10km/s

衝突デブリ寸法	0.1 mm	0.1~1cm	1~10cm	> 10cm
衛星の被る被害	太陽電池セルの損傷等	ミッション能力の部分的喪失	致命的な損傷(全壊)	完全なる破壊
衝突頻度(高度700km、20m ² で10年寿命の低軌道衛星)	25680 回	1.9 回	0.015 回	0.0012 回

微小デブリによる衝突被害を想定しておく必要がある

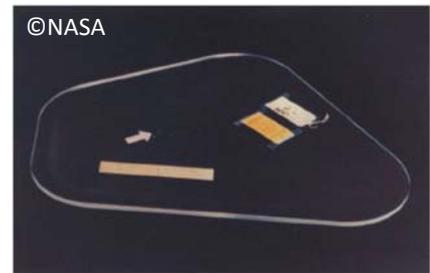
微小デブリの衝突例



©JAXA
SFUで見つかったデブリ
衝突痕。約30m²の表面
に800個以上



©NASA
2006年10月にスペース
シャトルのペイロード・ベ
イ・ドアに発見されたデ
ブリ衝突痕 (NASA提
供)



©NASA
スペースシャトルの窓ガラ
スのデブリ衝突痕。1992
年以降43回のフライトで
76枚のガラスを交換
(NASA提供)

ISSのデブリ衝突回避

ISS建設当初は年1回程度の回避だったが
現在は数カ月に1度の頻度の回避運用が必要になっている

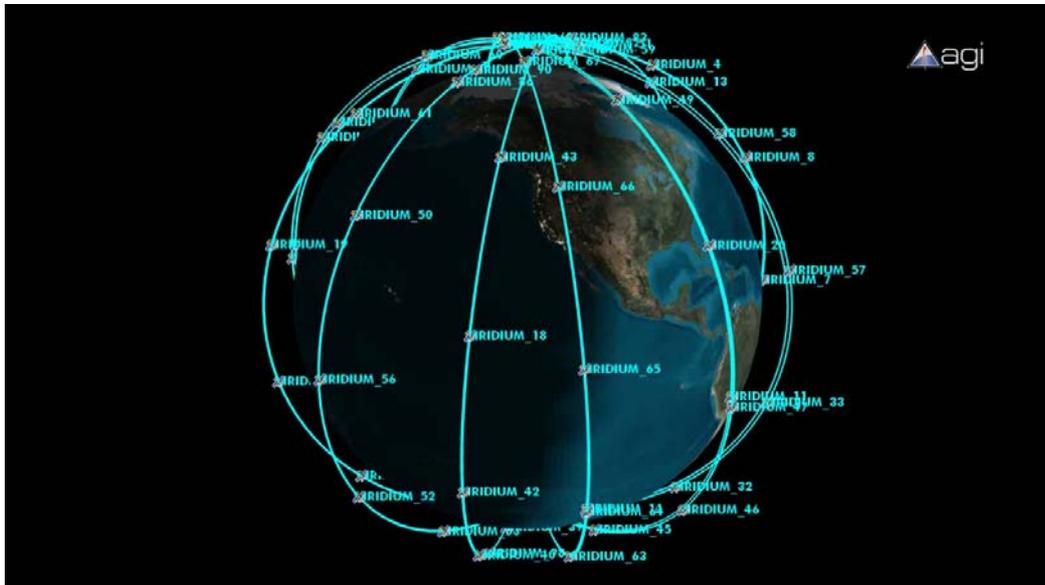
Recent ISS Debris Collision Risks

Date of Maneuver or Close Approach	Object Avoided	Action Taken
2-April-2011	Fragmentation debris from Russian Cosmos 2251	Collision Avoidance Maneuver
28-June-2011	Debris apparently from Proton ullage motor breakup	Crew retreated to Soyuz due to insufficient time for maneuver
29-September-2011	Russian Tsyklon rocket body debris	Collision Avoidance Maneuver
13-January-2012	Fragmentation debris from Iridium 33	Collision Avoidance Maneuver
28-January-2012	Fragmentation debris from Fengyun-1C	Collision Avoidance Maneuver
24-March-2012	Fragmentation debris from Russian Cosmos 2251	Crew retreated to Soyuz due to insufficient time for maneuver

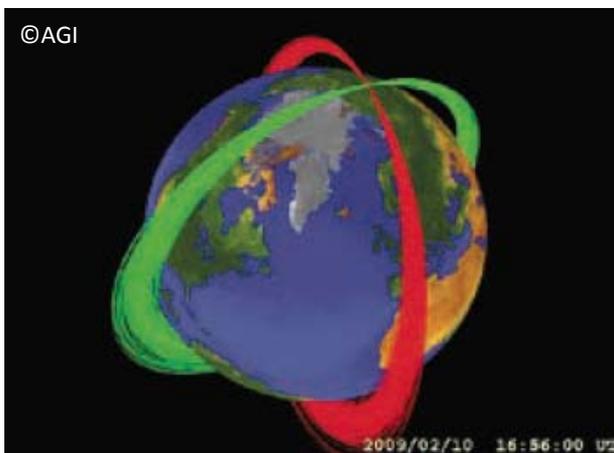
Ref. NASA Orbital Debris Quarterly News, 16 (2), 2012

軌道上の衝突事故

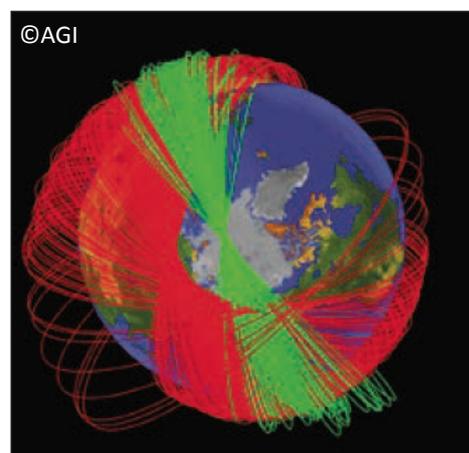
2009年2月10日 史上初めて活動中の2つの衛星同士が衝突



軌道上の衝突事故

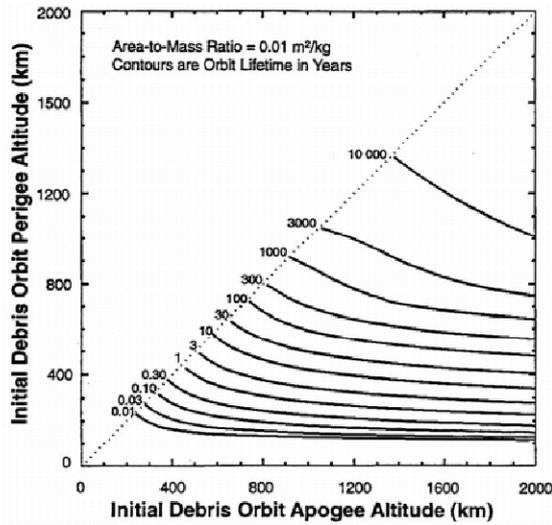


衝突直後



6か月後

軌道滞在時間



標準的な衛星
(面積重量比0.01m²/kg)の
軌道寿命

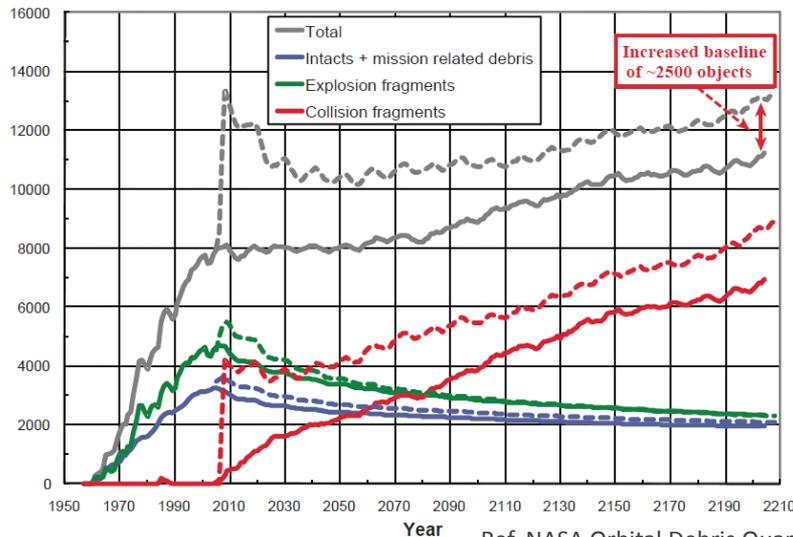
- 高度500kmで1~2年
- 高度650kmで約25年
- 高度800kmで200~300年

Ref. NASA Safety Standard - Guidelines and Procedures
for Limiting Orbital Debris, 1995

積極的に除去しないと、デブリの数は増加する

将来予測

2006年に打ち上げを停止した場合の、低高度軌道のデブリ数予測結果



新たな打上を停止してもデブリは増えると予想されている
→ ケスラーシンドロームは既に起きている

10cm以下のデブリは観測による軌道決定ができない

- 観測能力の向上
- デブリ環境モデルの精度向上
- 防御能力の向上

デブリの数は増え続ける

- デブリ除去技術の開発
- デブリ発生防止技術の開発
- 国際的な枠組み形成

超高速衝突実験が
必要

「デブリ環境モデルの精度向上」に関連する、
超高速衝突実験が必要な研究課題

デブリ生成モデル

- 衝突事故や破砕実験によって軌道上で発生する破片
- デブリ衝突時に宇宙側に放出されるエジェクタ

軌道上での微小デブリ分布計測

- インパクトセンサ
- 粒子捕集

Johnson, N.L., et al., NASA's New Breakup Model of EVOLVE 4.0, *Adv. Space Res.*,
28(2001), pp. 1377-1384

構造物に40J/gを超えるエネルギーで物体が衝突した場合に
生じる破片の分布をモデル化したもの

$$N_{cum}(L_C) = 0.1 (M_{tot})^{0.75} (L_C)^{-1.71}$$
$$L_C = (a + b + c) / 3$$

L_C : 特性長さ (m)

M_{tot} : 破片の総質量 (kg)

N_{cum} : L_C 以下である破片の累積個数

a : 破片の最も広い幅 (m)

b : 破片の、a軸に直交する最も広い幅 (m)

c : 破片の、a軸とb軸に直交する幅 (m)

破砕モデルの課題

完全破壊と部分的な破壊による発生破片の違い

衝突エネルギーが小さい場合

衝突位置による違い(人工衛星)

材料による違い

大型衛星と小型衛星では材料構成が異なる(推進系の有無)

複合材料の適用割合が拡大(衝突物も含む)

圧力容器の破砕(静止軌道)

Bariteau, M. et al., Modelling of Ejecta as a Space Debris Source, *Space Debris*,
2(2000), pp. 97-107

$$M_e = K 7.41 \times 10^{-6} (\rho_p / \rho_t)^{0.5} E_p^{1.133} \cos^2(\vartheta)$$

$$M_e = \beta M_{cone} + (1 - \beta) M_{spall}$$

$$d_p \leq 1 \mu\text{m} \text{ のとき } \beta = 1$$

$$1 \mu\text{m} < d_p < 100 \mu\text{m} \text{ のとき } \beta = -0.3 \log(d_p) - 0.8$$

$$d_p \leq 1 \mu\text{m} \text{ のとき } \beta = 0.4$$

M_e : エジェクタの総質量 (kg)

K : ターゲット材に関する補正係数

E_p : 飛翔体の運動エネルギー (J)

ρ_p : 飛翔体の密度 (kg/m³)

ρ_t : ターゲットの密度 (kg/m³)

ϑ : 衝突角度

β : 重み係数

d_p : 飛翔体の直径 (m)

エジェクタモデルの課題

衝突物・被衝突物の材質による破片分布の違い

衝突物はアルミの試験がほとんど

太陽電池の表面, ハニカムサンドイッチパネル, MLI

衝突軸方向に噴出するエジェクタの測定法

構造物を貫通した場合

エジェクタの出にくい条件

軌道上でのデブリ分布計測

LDEF (Long Duration Exposure Facility) 1984～1989

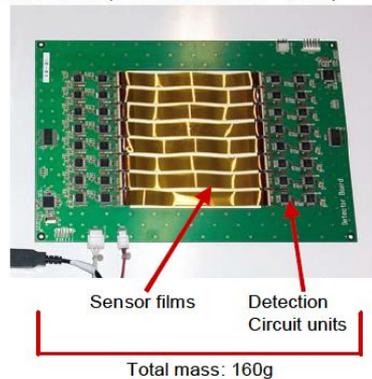
EuReCa (European Retrievable Carrier) 1992～1993

JAXAでもインパクト
センサを
開発している



サイズ分布のみを
取得するシステム

Sensor unit (sensor area:10cm × 10cm)



Ref. 松本ら, 平成23年度スペースプラズマ研究会, 2012

インパクトセンサの課題

低高度軌道では、数百 μm のデブリについて
実環境データが不足している

デブリ環境は時間変動しているので、
継続的な環境調査が必要

→ 数百 μm 以外のサイズデータも有用

材質や速度もわかった方が良いが、
サイズだけでも十分に意味がある

安価でコンパクトなシステムが求められている

「デブリ環境モデルの精度向上」に関連する、
超高速衝突実験が必要な研究課題

デブリ生成モデル

- 衝突事故や破砕実験によって軌道上で発生する破片
- デブリ衝突時に宇宙側に放出されるエジェクタ

軌道上での微小デブリ分布計測

- インパクトセンサ
- 粒子捕集

「防御能力の向上」「デブリ発生防止技術の開発」に関連する
超高速衝突実験が必要な研究課題

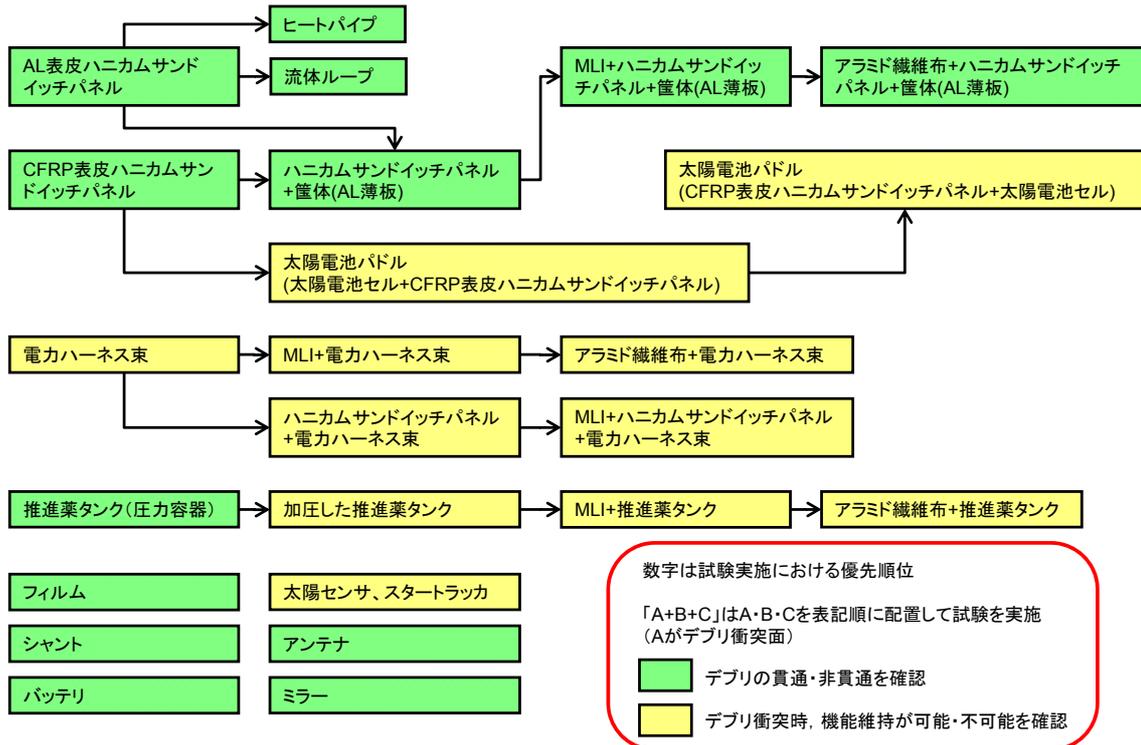
防御能力の向上

- 防御バンパ

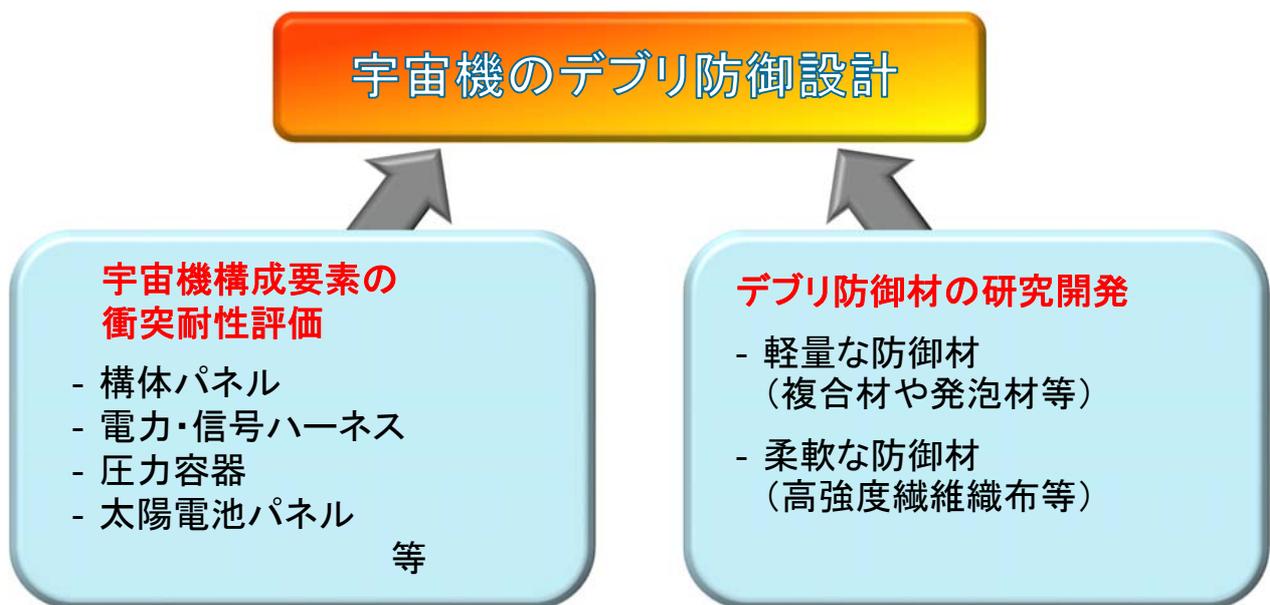
発生防止技術

- 衛星の耐デブリ衝突設計
- 衝突リスク評価
- 破片を放出しにくい構造

デブリ衝突リスク評価が必要な要素



防御設計



低高度軌道の人工衛星では、1mm以下のデブリ衝突が問題

構体外部に露出した構造を防御するために、形状に柔軟性の高いバンパが必要とされている

→ 高強度繊維織布に着目

高強度繊維織布の貫通限界を評価する

- Alamido fiber (Kevlar produced by DuPont)
- Glass fiber covered with PTFE (Beta produced by Saint-Gobain)
- Ceramic fiber (Nextel produced by 3M)

Refs.

Higashide, M. et al., *Proc. 29th ISTS*, 2013

東出ら, 平成23年度衝撃波シンポジウム, 2013

東出ら, 平成23年度スペースプラズマ研究会, 2013

試験装置

Two-stage light gas gun @ ISAS/JAXA



Projectiles (SUS304, $\phi 0.3\text{mm}$)



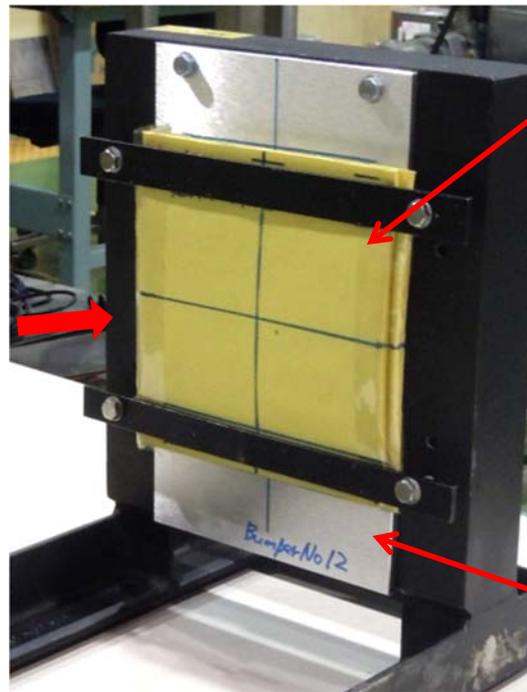
Sabot



衝突試験

Impact velocity
6 km/sec

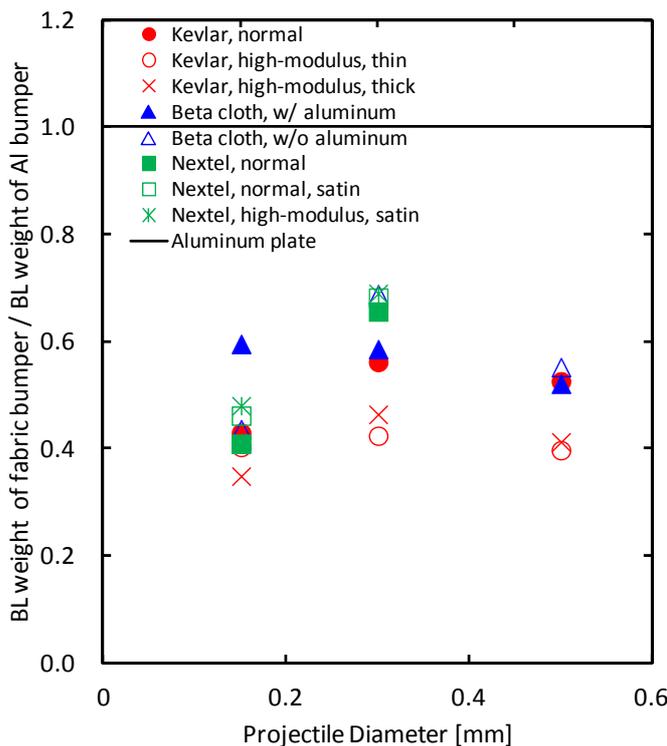
Projectiles
SUS304, Sphere
 $d_p=0.15, 0.3, 0.5\text{mm}$



Bumper
Stacked fabrics

Aluminum alloy plate
A2024-T3, $t=5\text{mm}$

貫通限界重さ



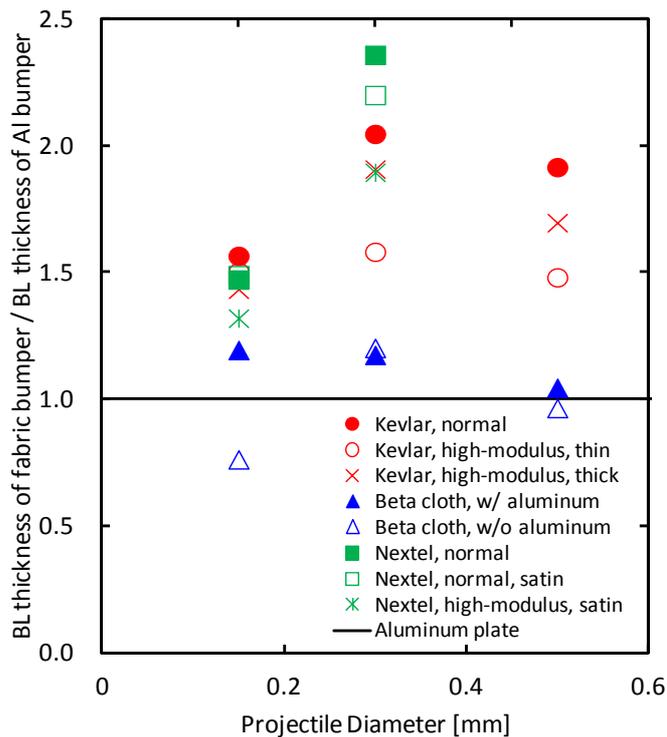
高強度繊維織布は
アルミ板よりも
極めて軽量な
バンパ材である

Kevlarバンパの重量は
アルミ板の約30%

Betaバンパの重量は
アルミ板の約60%

Nextelバンパの重量は
アルミ板の約50%

貫通限界厚さ



織布はアルミ板よりも
厚いバンパ材である

Beta織布はアルミ板と
同等の厚さでデブリを
止めることができる

高強度繊維織布は
形状の柔軟性は高いが、
バンパとして使用する
場合は厚みが大きくなる

防御バンパ研究の課題

適用部分によって様々な制約がある(放射線環境, 熱環境)

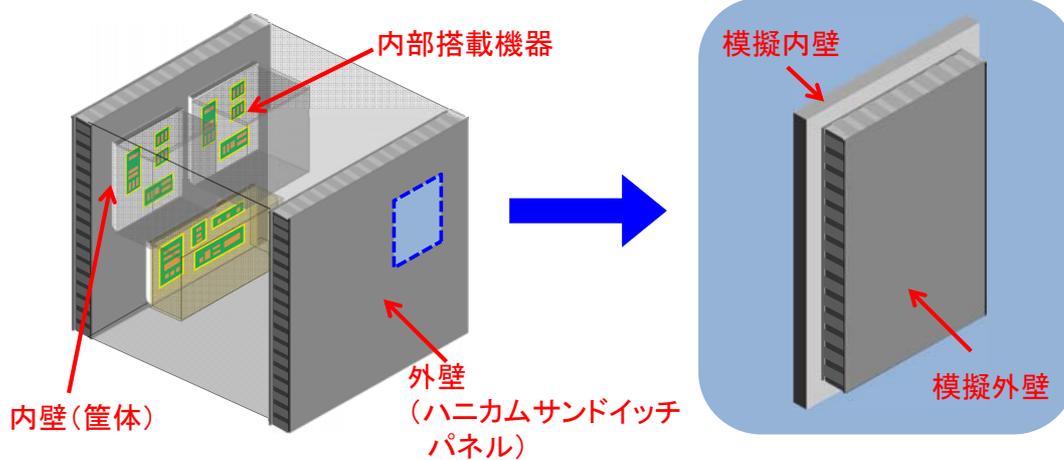
スタンドオフ距離による防御は, 熱の問題で適用できない
部分も多い

MLIの防御効果を評価する必要がある

進展部をどのように防御するか

バンパへの衝突で生じたエジェクタが衛星に及ぼす影響

JAXAで実施した 構体のデブリ衝突損傷評価



クレータ深さを内壁の貫通限界厚さとし、
内部機器へ影響を与えない内壁厚さを算出

Refs.

Higashide, M. et al., *Proc. 28th ISTS*, 2011

東出ら, *JCOSSAR2011*, 2011

試験条件

Honeycomb sandwich panel
skin: A2024, $t=0.25\text{mm}$
core: A5056, $h=25.4\text{mm}$,
cell size= 6.35mm ,
foil= $18\mu\text{m}$

Projectiles
SUS304, sphere,
 $\phi 0.15, 0.3, 0.5, 0.8, 1\text{mm}$

6 km/sec

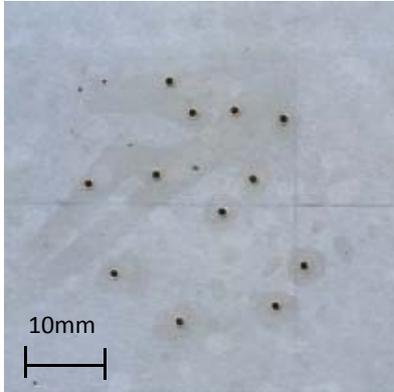


アルミナの10km/sec衝突を
模擬するため、SUS304球を使用

Inside wall
A2024, $t=5\text{mm}$

試験後の供試体(1)

Projectile: $\phi 0.3\text{mm}$, Impact velocity: 5.9km/sec



Front

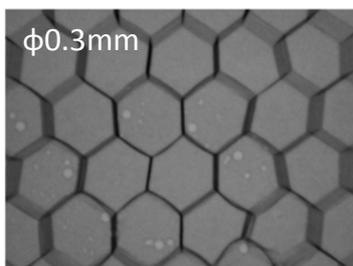


Back

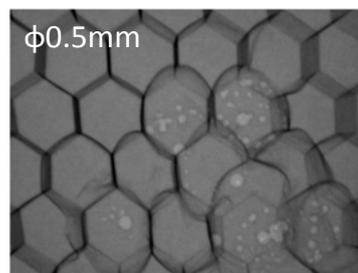


Inside wall

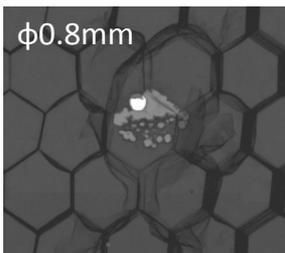
X線による観察



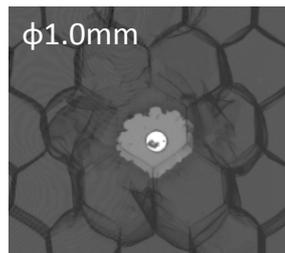
$\phi 0.3\text{mm}$



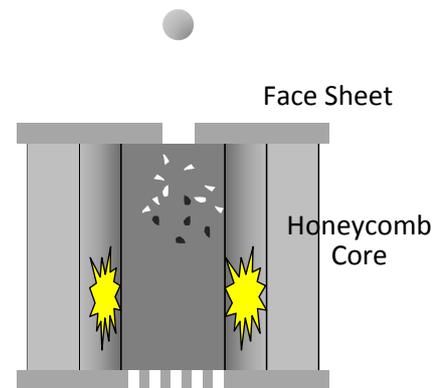
$\phi 0.5\text{mm}$



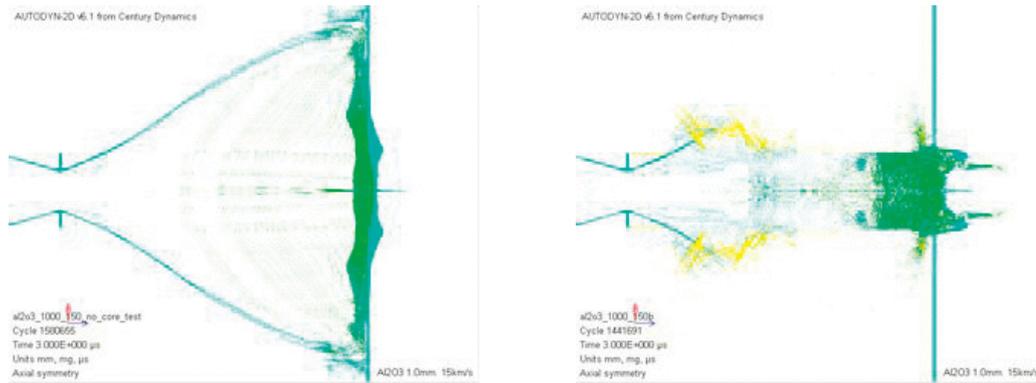
$\phi 0.8\text{mm}$



$\phi 1.0\text{mm}$



衝突で生じたデブリ雲はハニカムセル内に閉じ込められる

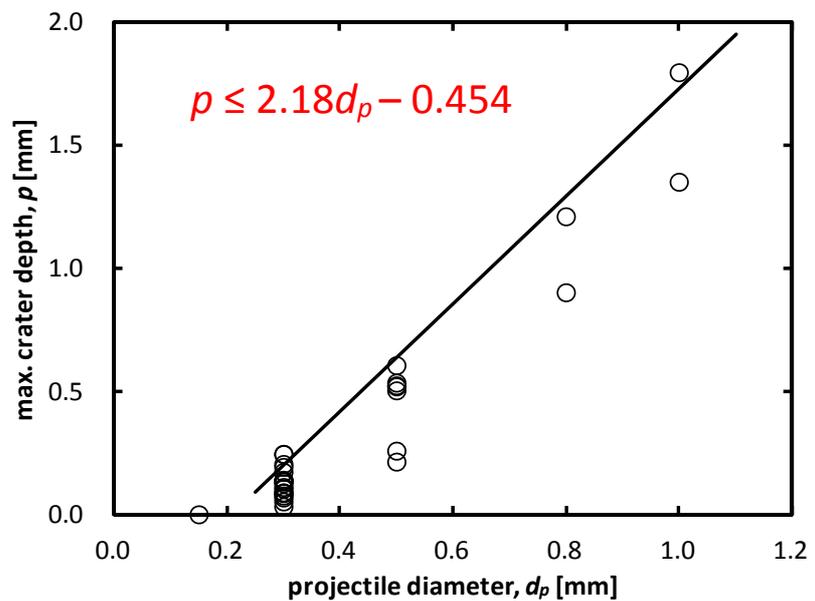


Ref. Nitta, K. et al, *Procedia Eng.*, **58**, 2013

2次デブリの拡散がハニカムコアによって妨げられ、
後壁の損傷を増加させていることを確認

内壁の最大クレータ深さ

クレータ体積と
衝突エネルギーが
比例すると仮定
↓
速度一定なので
クレータ深さと
飛翔体直径が比例



貫通・非貫通が問題でない場合も多い

衛星にとっては電氣的損傷の方が致命的

電線は宇宙空間にむき出しになっていることも多い
→ 直径2mm程度の電線が束になっている

設計者にとっては、構体内部はデブリの影響を考えなくとも
良い、という状況が望ましい

構体によく使用されるハニカムサンドイッチパネルへ
衝突試験を実施した結果、0.2mm以上のデブリは
貫通してしまった