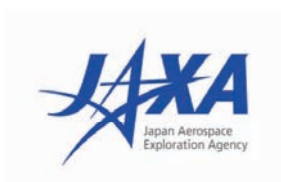
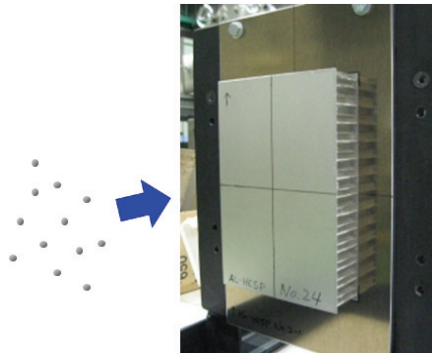


衛星構体パネルのデブリ衝突損傷評価

○東出真澄, 小野瀬直美, 長谷川直 (JAXA)

スペースデブリ衝突が無人宇宙機へ与える影響を評価するため、衛星構体パネルに超高速衝突試験を実施した。模擬筐体として厚さ 5 mm の A2024 板をチャンバ内に設置し、その表面に模擬構体パネルとしてアルミハニカムサンドイッチパネルを図のように配置した。直径 0.15~1 mm の SUS304 球を 6 km/sec で衝突させた。飛翔体直径が 0.3 mm 以上の時、飛翔体はハニカムサンドイッチパネル裏面を貫通した。X線でハニカムコアを観察すると、飛翔体の衝突でハニカムセルは変形したが、裏面の損傷は飛翔体衝突を受けたセルのみに集中することがわかった。A2024 板上に生じたクレータを計測した結果、デブリ直径から最大クレータ深さを導出する実験式を得ることができた。この式から、衛星の筐体厚さは A2024 板に生じる最大クレータ深さ以上の厚みが必要であると言える。更に、ハニカムサンドイッチパネルと A2024 板の距離を 10 mm 離して設置すれば、最大クレータ深さを約 15%低減できることがわかった。



衛星構体パネルのデブリ衝突損傷評価

○ 東出 真澄 (ARD/JAXA)

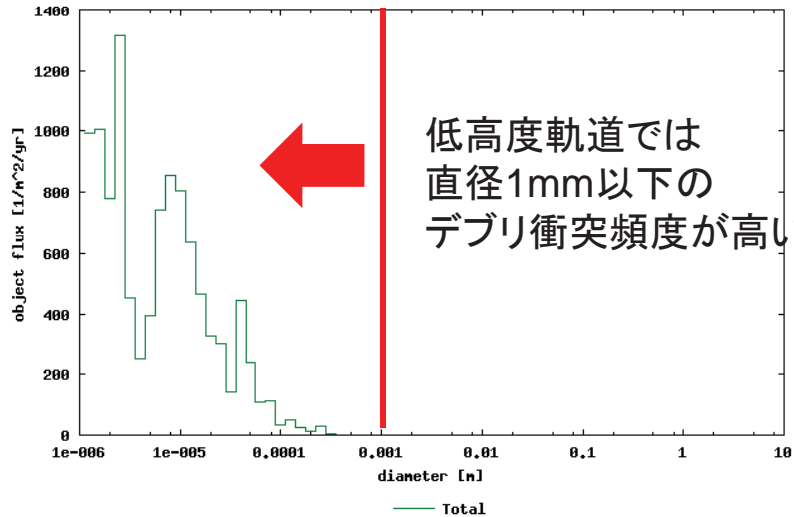
小野瀬 直美 (ARD/JAXA)

長谷川 直 (ISAS/JAXA)



衛星のデブリ衝突頻度

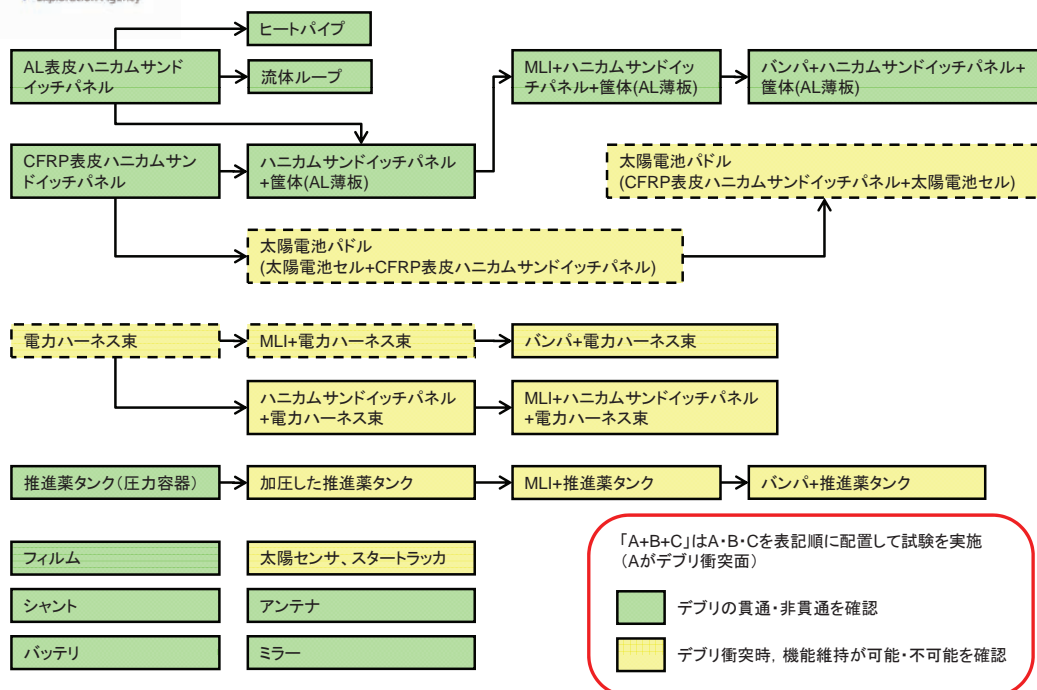
2D flux distribution vs. diameter
GOSAT
20050501 ALL



人工衛星のデブリ衝突設計には、微小デブリ損傷データが必要



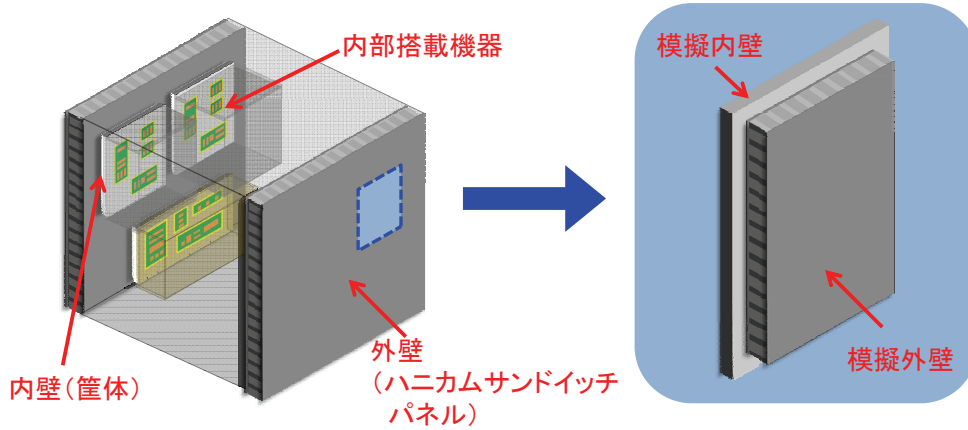
デブリ衝突データが必要な要素





研究目的

衛星構体パネルのデブリ衝突損傷限界を調べる



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

2010/12/16-17

第4回スペースデブリワークショップ, 調布

3/19

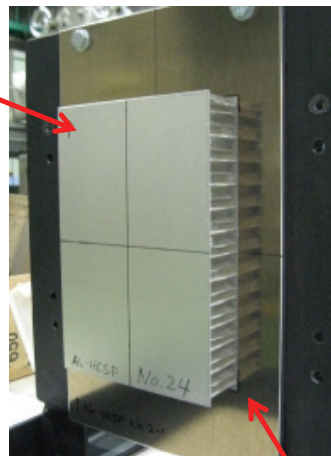


試験条件

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9km/sec衝突を
模擬するため、SUS304球を使用

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

2010/12/16-17

第4回スペースデブリワークショップ, 調布

4/19

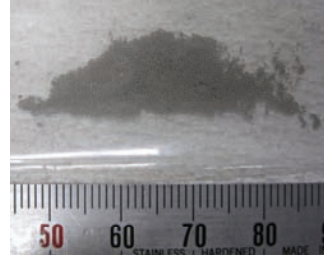


試験装置

Two-stage light gas gun of ISAS/JAXA



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



Sabot



2010/12/16-17

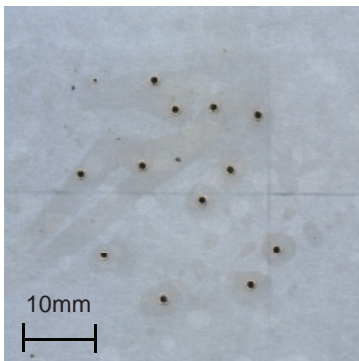
第4回スペースデブリワークショップ, 調布

5/19



試験後の供試体(1)

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



Front



Back



Inside wall

10mm

2010/12/16-17

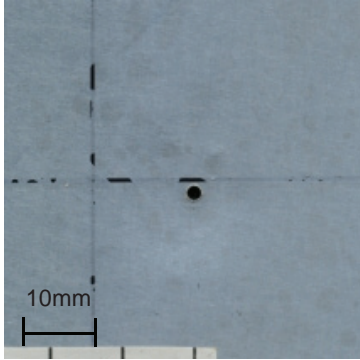
第4回スペースデブリワークショップ, 調布

6/19

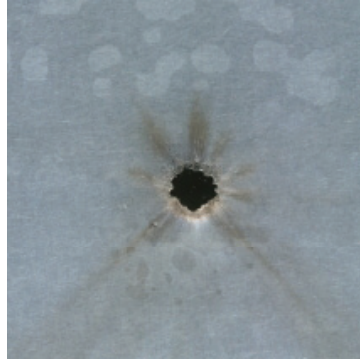


試験後の供試体(2)

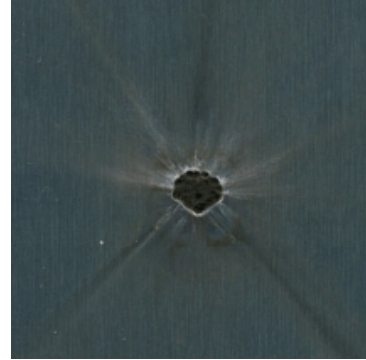
Projectile: $\phi 1.0\text{mm}$, Impact velocity: 5.9km/sec



Front



Back



Inside wall

2010/12/16-17

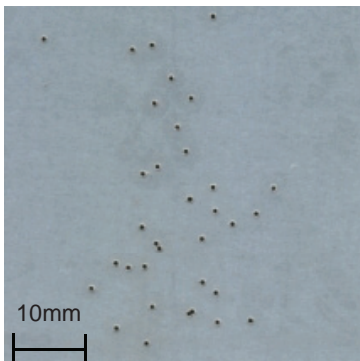
第4回スペースデブリワークショップ, 調布

7/19



試験後の供試体(3)

Projectile: $\phi 0.15\text{mm}$, Impact velocity: 5.8km/sec



Front



Back

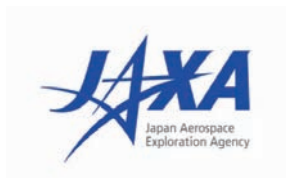


Inside wall

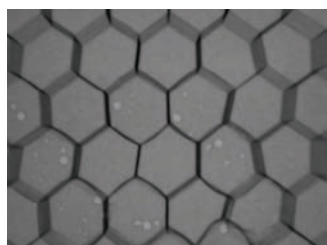
2010/12/16-17

第4回スペースデブリワークショップ, 調布

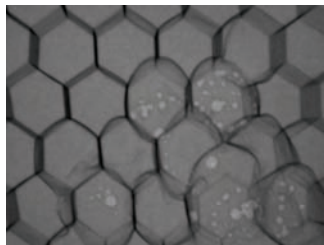
8/19



X線による観察(1)



φ0.3mm



φ0.5mm



φ0.5mm
(Standoff=10mm)

- ・ デブリ雲はハニカムセル内に閉じ込められている
- ・ 内壁から生じるEjectaが、セルの変形に影響している

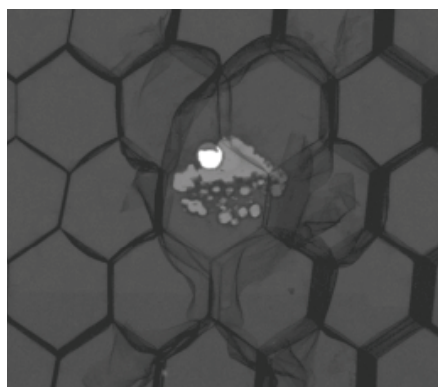
2010/12/16-17

第4回スペースデブリワークショップ, 調布

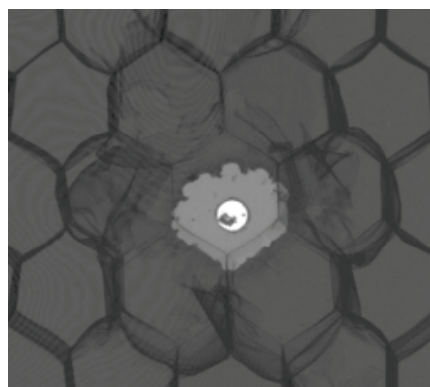
9/19



X線による観察(2)



φ0.8mm



φ1.0mm

- ・ 衝突セルに隣接するセルが大きく損傷したが、裏面の貫通穴は1セルの範囲内に閉じ込められた

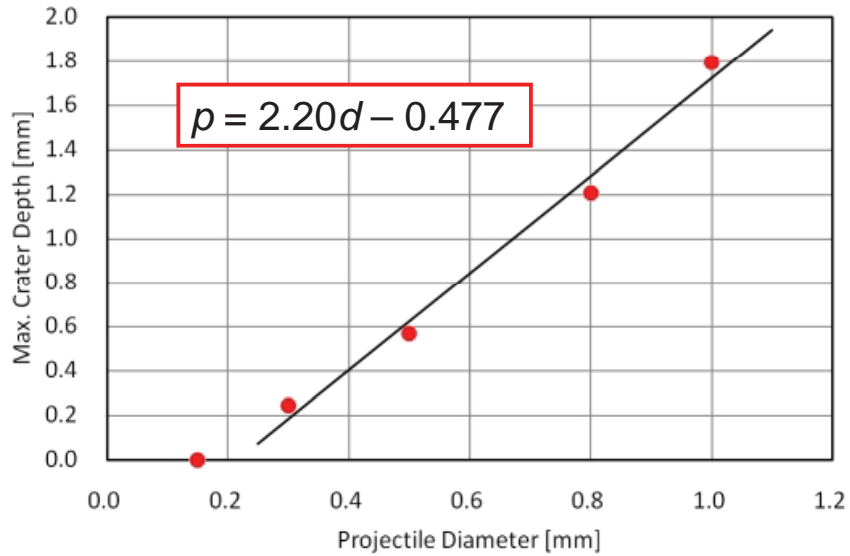
2010/12/16-17

第4回スペースデブリワークショップ, 調布

10/19



最大クレータ深さ

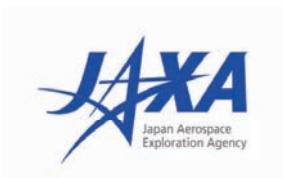


アルミナが9km/secで衝突した場合の内壁厚さの設計指標を算出

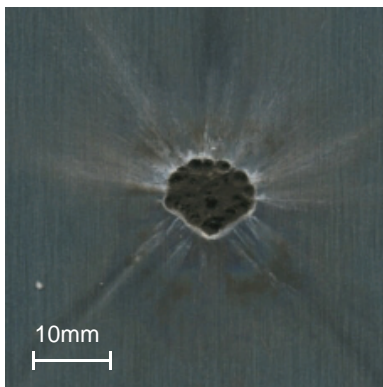
2010/12/16-17

第4回スペースデブリワークショップ, 調布

11/19



内壁のスポール破壊



表面
(ハニカムサンドイッチパネル接触面)



裏面
(内部機器搭載面)

φ1mmの衝突で、内壁裏面に変形が観察された
→ 内壁が薄板の場合、裏面が剥離して内部機器へ損傷を与える

2010/12/16-17

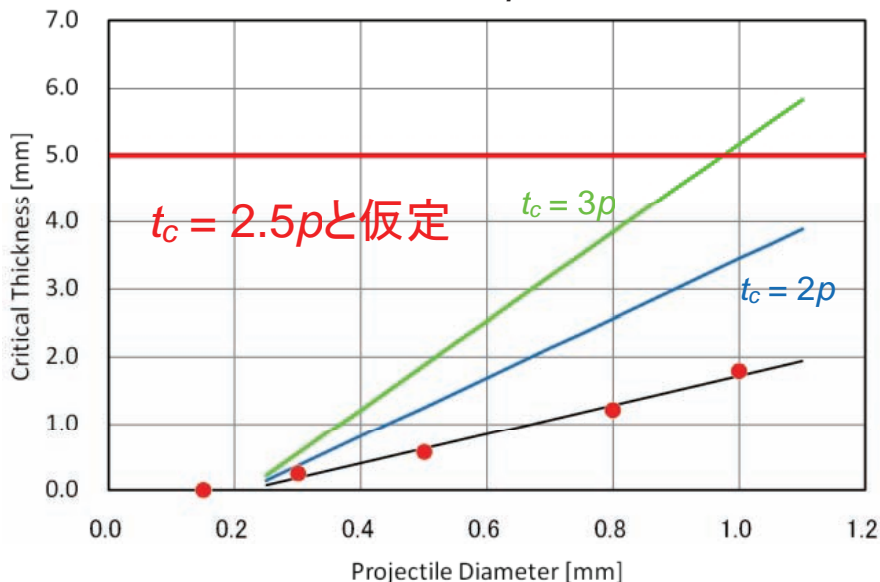
第4回スペースデブリワークショップ, 調布

12/19



スポール強度

スポール破片を生じる板厚 t_c は半無限平板に生じるクレータ深さ p の2~3倍と考えられる



2010/12/16-17

第4回スペースデブリワークショップ, 調布

13/19



防護設計の適用例

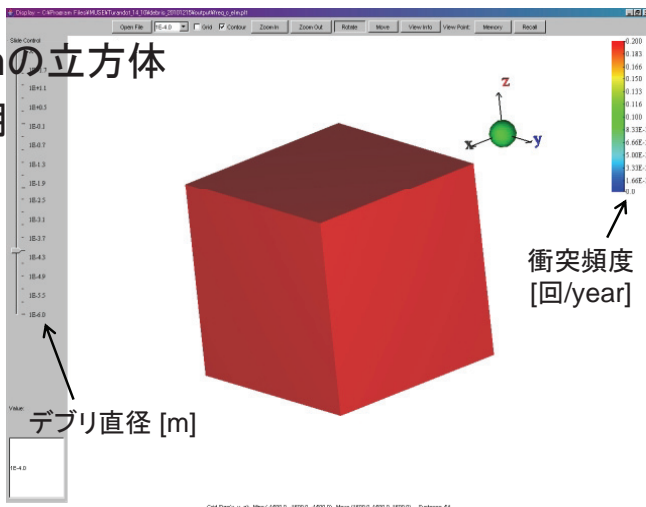
(1) 衝突頻度計算

衛星モデル: 3m × 3m × 3m の立方体

軌道: GOSATのTLEを使用

ミッション期間: 5年

0.1~1 mmのデブリ衝突頻度を表示して防護設計が必要な部分を抽出



2010/12/16-17

第4回スペースデブリワークショップ, 調布

14/19

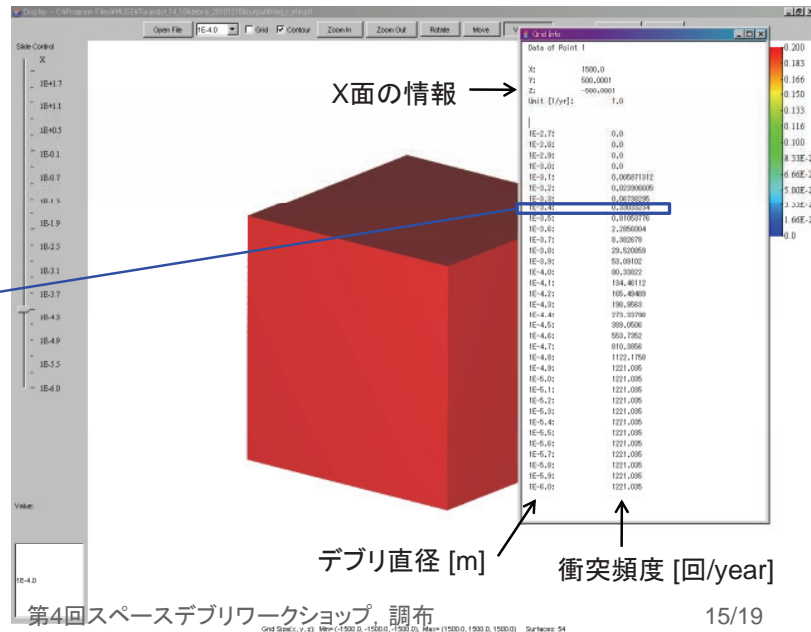


防護設計の適用例

(2) 衝突するデブリの大きさを算出

抽出した部分について、衝突確率を表示

ミッション中にX面に1回以上衝突するデブリの最大直径は0.40mm



2010/12/16-17

第4回スペースデブリワークショップ, 調布

15/19



防護設計の適用例

(3) 貫通限界板厚を導出

最大直径 d から、以下の式で貫通限界板厚を求める

$$t_c = 3p = 6.60d - 1.43$$

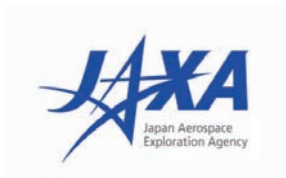
X面の場合, $d = 0.40\text{mm}$ で計算すると $t_c = 1.21\text{mm}$

つまり, 内壁厚さが 1.21mm 以上あれば内部搭載機器をデブリ衝突から防護できる

2010/12/16-17

第4回スペースデブリワークショップ, 調布

16/19



Stand-off距離の影響



Stand-off=0mm



Stand-off=10mm

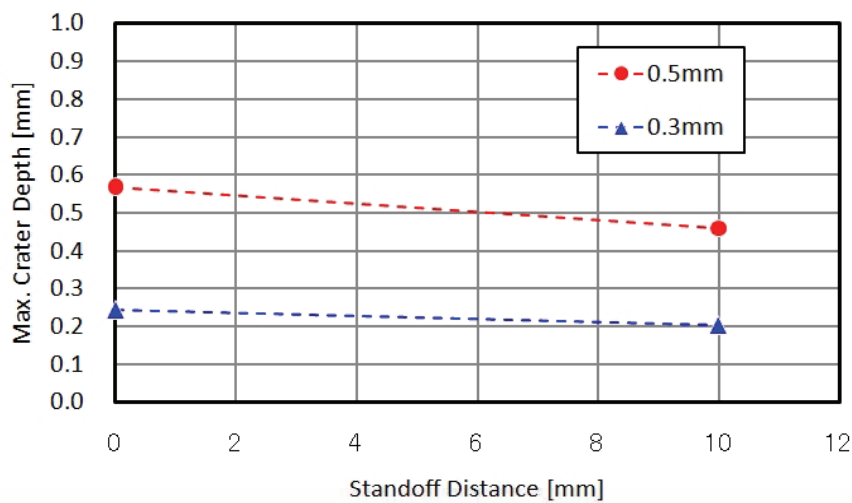
2010/12/16-17

第4回スペースデブリワークショップ, 調布

17/19



Stand offによる防護効果



10mmのStand-offでクレータ深さは20%減少

2010/12/16-17

第4回スペースデブリワークショップ, 調布

18/19



まとめ

- 宇宙機の構体パネルへ微小デブリ衝突試験を実施した
- ハニカムセルにデブリ雲が閉じ込められる傾向があった
- デブリ直径と内壁に生じるクレータ深さとの関係を得た
→ デブリ衝突頻度に応じた内壁厚さの設計が可能
(適用範囲はアルミナ9km/sec衝突)
- 内壁と外壁の間のStand-off距離を10mmとると
内壁に生じるクレータ深さが約20%減少することがわかった