

限定なし

JERG-2-144-HB001C Notice-1



スペースデブリ防護設計マニュアル

2020年3月31日 C改訂

(2009年7月8日 制定)

宇宙航空研究開発機構

免責条項

ここに含まれる情報は、一般的な情報提供のみを目的としています。JAXA は、かかる情報の正確性、有用性又は適時性を含め、明示又は黙示に何ら保証するものではありません。また、JAXA は、かかる情報の利用に関連する損害について、何ら責任を負いません。

Disclaimer

The information contained herein is for general informational purposes only. JAXA makes no warranty, express or implied, including as to the accuracy, usefulness or timeliness of any information herein. JAXA will not be liable for any losses relating to the use of the information.

発行

〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

宇宙航空研究開発機構 安全・信頼性推進部

JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency)

目 次

1. 適用範囲.....	1
2. 関連文書.....	1
2.1 適用文書.....	1
2.2 参考文書.....	1
3. 用語、定義及び略語.....	2
4. 一般要求事項.....	3
5. MMOD 耐衝突設計に係わる留意事項.....	4
5.1 全般的指針.....	4
5.1.1 デブリ防護設計プロセス.....	4
5.1.2 宇宙機設計と宇宙機運用における防護方法.....	4
5.2 構造設計、熱制御設計、遮蔽設計に関する指針.....	5
5.3 宇宙機システム・機器設計と配置に関する指針.....	7
6. リスクアセスメントの流れと概要.....	10
6.1 宇宙機設計・運用パラメータの準備.....	10
6.2 非故障確率の定義.....	10
6.3 リスクコンポーネントの抽出.....	11
6.4 高速度衝突時の故障（不具合）モードの特定.....	11
6.5 損傷限界の特定（故障を招く衝突条件を衝突試験/衝突解析で求める）.....	11
6.6 衝突頻度解析.....	12
6.7 リスク評価.....	12
6.8 リスク低減対策の検討.....	13
7. 各コンポーネント/サブシステムのリスクアセスメント.....	14
7.1 MMOD 環境の把握と緩和.....	14
7.1.1 MMOD 環境の把握.....	14
7.1.2 防護方法.....	16
7.1.2.1 MMOD 環境の緩和パターン.....	16
7.1.2.2 MLI による MMOD の遮蔽.....	18
7.1.2.3 構体パネル（サンドイッチ板）による MMOD の遮蔽.....	21
7.2 電源系.....	25
7.2.1 電源系の主な機能と主要構成品.....	25
7.2.2 太陽電池パドル.....	25
7.2.2.1 損傷モード.....	25
7.2.2.2 故障モード.....	26

7.2.2.3	リスクアセスメント	26
7.2.2.4	リスク低減策（*印は、JAXA 宇宙機で実績有り）	26
7.2.3	シャント装置	26
7.2.3.1	損傷モード	27
7.2.3.2	故障モード	27
7.2.3.3	リスクアセスメント	27
7.2.3.4	リスク低減策	28
7.2.4	電力ハーネス	28
7.2.4.1	損傷モード	28
7.2.4.2	故障モード	29
7.2.4.3	リスクアセスメント	29
7.2.4.4	リスク低減策（*印は、JAXA 宇宙機で実績有り）	29
7.2.5	バッテリー	30
7.2.5.1	損傷モード	30
7.2.5.2	故障モード	30
7.2.5.3	リスクアセスメント	30
7.2.5.4	リスク低減策	31
7.2.6	内部搭載のその他電源系機器	31
7.2.6.1	損傷モード	31
7.2.6.2	故障モード	31
7.2.6.3	リスクアセスメント	31
7.2.6.4	リスク低減策	32
7.3	推進系	32
7.3.1	推進系の主な機能と主要構成品	32
7.3.2	損傷モード	32
7.3.3	故障モード	35
7.3.4	リスクアセスメント	35
7.3.5	リスク低減策	36
7.4	熱制御系	36
7.4.1	熱制御系の主な機能と主要構成品	36
7.4.2	ヒートパイプ／流体ループのリスクアセスメント	37
7.4.2.1	損傷モード	37
7.4.2.2	故障モード	37
7.4.2.3	リスクアセスメント	37
7.4.2.4	リスク低減策	39
7.4.3	ヒータのリスクアセスメント	40

7.4.3.1 損傷モード	40
7.4.3.2 故障モード	40
7.4.3.3 リスクアセスメント	40
7.4.4 コーティングのリスクアセスメント	40
7.4.4.1 損傷モード	40
7.4.4.2 故障モード	41
7.4.4.3 リスクアセスメント	41
7.4.5 MLI のリスクアセスメント	41
7.4.5.1 損傷モード	41
7.4.5.2 故障モード	42
7.4.5.3 リスクアセスメント	42
7.4.5.4 リスク低減策	42
7.4.6 サーマルルーバのリスクアセスメント	42
7.4.6.1 損傷モード	42
7.4.6.2 故障モード	42
7.4.6.3 リスクアセスメント	42
7.5 姿勢制御系	43
7.5.1 姿勢制御系の主な機能と構成品	43
7.5.2 損傷モード	43
7.5.3 故障モード	43
7.5.4 リスクアセスメント	44
7.6 通信系およびデータ処理系	44
7.6.1 通信・データ処理系の主な機能と主要構成品	44
7.6.2 エレメントが微小なアンテナ（クロスダイポール、マイクロストリップ、...	46
7.6.2.1 損傷モード	46
7.6.2.2 故障モード	46
7.6.2.3 リスクアセスメント	46
7.6.2.4 リスク低減策	47
7.6.3 その他のアンテナ（パラボラ、ターンスタイル、大型ヘリカル、ホーン）	47
7.6.3.1 損傷モード	47
7.6.3.2 故障モード	48
7.6.3.3 リスクアセスメント	48
7.6.3.4 リスク低減策	48
7.6.4 内部搭載された通信・データ処理系機器	48
7.6.4.1 損傷モード	49
7.6.4.2 故障モード	49

7.6.4.3	リスクアセスメント	49
7.6.4.4	リスク低減法	49
7.7	宇宙機構体および内部機器	49
7.7.1	宇宙機構体の主な機能と構成品	49
7.7.2	サンドイッチ板のリスクアセスメント	50
7.7.2.1	損傷モード	50
7.7.2.2	故障モード	51
7.7.2.3	リスクアセスメント	51
7.7.2.4	リスク低減策	51
7.7.3	構体内部機器のリスクアセスメント	52
7.7.3.1	損傷モード	52
7.7.3.2	故障モード	52
7.7.3.3	リスクアセスメント	52
7.7.3.4	リスク低減策	53
8	デブリ環境モデル	54
8.1	既存モデル	54
8.1.1	MASTER	54
8.1.2	ORDEM2000	55
8.2	モデルの適用	58
8.3	解析の一例	60
8.3.1	損傷の推定	60
8.3.2	環境の予測	60
8.3.3	故障判定	60
8.4	衝突損傷リスク評価ツール	62
9	高速度衝突試験	64
9.1	飛翔体・粒子加速器について	64
9.2	JAXA 内にある 2 段式軽ガス銃の概要とその使用方法	71
9.3	国内外の飛翔体加速器について	73
9.4	衝突試験について	76
9.5	発生圧力・粒子速度を合わせた超高速衝突実験について	76
10	高速度衝突解析（数値解析）	81
10.1	はじめに	81
10.2	衝撃解析コード	82
10.2.1	定式化方法	83
10.2.2	Lagrange と Euler の方法	84
10.2.3	材料モデル	85

10.2.4 時間積分法	86
10.3 解析事例.....	87
10.3.1 Whipple バンパーへの超高速衝突解析.....	87
10.3.2 成形爆薬解析.....	90
10.3.3 SPH 法によるデブリ雲の生成シミュレーション.....	91
10.4 おわりに.....	92
付録 I スペースデブリおよびメテオロイドの解説.....	93
I.1 スペースデブリ	93
I.1.1 総説.....	93
I.1.2 スペースデブリの種類 (発生源)	96
I.1.2.1 破砕現象.....	98
I.1.2.2 RORSAT 原子炉からのナトリウムカリウム(NaK)冷却液の放出.....	100
I.1.2.3 固体ロケットモーター(SRM)からの排出物.....	100
I.1.2.4 宇宙機やロケットの表面劣化生成物の発生(Paint flakes).....	101
I.1.2.5 カタログ化された大きな物体への小衝突による二次デブリの放出.....	101
I.1.2.6 銅針の放出(West Ford Needles)	102
I.1.3 スペースデブリの発生防止	102
I.1.4 衝突リスクの評価.....	103
I.2 メテオロイド	108
I.2.1 メテオロイドの特性	108
I.2.2 流星群への対応、運用対策方法.....	109
I.2.3 メテオロイド研究の歴史.....	109
I.2.4 惑星科学分野におけるメテオロイドの科学的意義.....	110
付録 II 高速度衝突試験.....	114
II.1 試験設備	115
II.1.1 二段式軽ガス銃.....	115
II.1.2 プラズマガン	115
II.2 衝突試験	116
II.2.1 試験概要.....	116
II.2.2 電源系	117
II.2.2.1 太陽電池パネル.....	117
II.2.2.2 電力ハーネス.....	124
参考文献 (II.2.3.2)	128
II.2.3 構体系	129
II.2.3.1 ハニカムコアサブストレート	129
II.2.3.2 構体パネル背後の筐体.....	134

模擬構体パネル	134
衝突試験装置	134
衝突試験条件	135
試験結果	135
ハニカムサンドイッチパネルの損傷.....	136
A2024 板に生じたクレータ.....	138
斜め衝突による防護効果.....	142
参考文献 (II.2.3.2)	143
II.2.3.3 CFRP	145
供試体材料及び試験片寸法	145
超高速衝撃試験	145
低速衝撃試験	146
非破壊検査と圧縮残留強度試験.....	146
衝突時の状況	146
非破壊検査結果	147
損傷面積と超高速衝撃エネルギーとの関係.....	148
衝撃後圧縮残留強度試験.....	149
出典.....	150
参考文献 (II.2.3.3)	150
II.2.4 熱制御系.....	151
II.2.5 防護系	154
II.2.5.1 アルミ板.....	154
II.2.5.2 高強度繊維織布.....	156
供試体：試験した高強度繊維.....	156
供試体：試験した高強度繊維織布	160
試験：防護性能評価手順.....	161
試験：衝突試験装置・射出条件.....	162
結果：衝突試験後の織布.....	162
結果：織布バンパの貫通限界重さと厚さ	164
結果：織布バンパとアルミバンパの性能比較.....	165
まとめ：織布バンパの貫通限界積層数.....	166
参考文献 (II.2.5.2)	171
付録III 高速度衝突解析.....	173
III.1 概要.....	173
III.1.1 ハーネスワイヤ衝突耐性.....	173
III.1.2 板状構造物衝突耐性.....	173

III.1.2.1	アルミ板耐貫通性能.....	173
III.1.2.2	遮蔽材（ケブラー）耐貫通性能.....	174
III.1.2.3	二枚板構造物の防護性能.....	174
III.2	ハーネスワイヤ衝突耐性.....	174
(a)	防護をしない場合.....	175
(b)	アルミ板で防護する場合.....	175
III.2.1	防護なし：芯線露出.....	176
III.2.2	防護なし：表層ハーネス芯線破断.....	176
III.2.3	アルミ板による防護.....	178
III.2.4	解析ケース一覧.....	180
III.3	板状構造物衝突耐性.....	182
III.3.1	アルミ板耐貫通性能：概要.....	182
III.3.2	アルミ板：非貫通.....	183
III.3.3	アルミ板：貫通.....	183
III.3.4	遮蔽材（ケブラー）耐貫通性能：概要.....	184
III.3.5	ケブラー：非貫通.....	185
III.3.6	ケブラー：貫通.....	187
III.3.7	解析ケース一覧：アルミ板.....	188
III.3.8	解析ケース一覧：ケブラー繊維布.....	189
III.4	二枚板構造物の防護性能.....	191
III.4.1	アルミ板.....	191
III.4.2	アルミハニカム.....	194
III.4.3	解析ケース一覧、シールド：アルミ板、内壁：銅板.....	196
III.4.4	解析ケース一覧：ハニカムスキン両面による内壁防護.....	202
III.5	プロジェクタイトル解析条件.....	203
III.5.1	アルミナ（AL203-99.7）.....	203
III.5.2	石（DOLomite）.....	204
III.5.3	ガラス（FLOATGLASB）.....	205
III.5.3	ステンレス（SS 304）.....	206
III.6	ハーネスワイヤ解析条件.....	207
III.6.1	銅：ハーネスワイヤ芯線.....	207
III.6.2	テフロン：ハーネスワイヤ被覆.....	208
III.7	ターゲット、ハニカムスキンおよび遮蔽材.....	209
III.7.1	アルミ板：低速領域（気化には対応せず）.....	209
III.7.2	アルミ板：高速領域（気化に対応）.....	209
III.7.3	ケブラー繊維布.....	211

Ⅲ.7.4	ステンレス	211
Ⅲ.7.5	チタン	212
Ⅲ.8	その他構造物	212
Ⅲ.8.1	ハニカムコア	212
Ⅲ.8.2	MLI (Multi-layer insulation)	213
Ⅲ.9	参考文献	214
付録Ⅳ	故障を招く衝突条件式弾道限界方程式の例	215
Ⅳ.1	公開されている弾道限界方程式の例	215
①	一枚板の弾道限界式	217
②-1	複数壁構造の弾道限界式	219
②-2	NEW Cour-Palais 式	222
③	クレーターサイズ式	224
④	はっきりした穴となる式	226
Ⅳ.2	WG で取得した弾道限界方程式の例	226
①	構体壁に設置された筐体に関する式	226
②	高強度繊維織布に関する式	228

1. 適用範囲

スペースデブリ防護設計マニュアル（以下「マニュアル」という）は、宇宙航空研究開発機構（以下「JAXA」という。）が開発する宇宙機のスペースデブリ防護設計に係わる知見を纏めたものであり、設計者の利便性を考慮し策定されたものである。

なお、本標準を策定する過程で 2.2 項に示す文書を参考に行っている。

また、本マニュアルに規定された要求事項に抛り難い箇所がある場合は、スペースデブリに関する専門家の見解を求めることを推奨する。

2. 関連文書

2.1 適用文書

以下の文書は、本標準で引用された範囲内で本標準の一部を成す。

- (1) JERG-2-141 宇宙環境標準

2.2 参考文書

以下の文書は、本標準策定の過程で参考とした文書である。

- (1) IADC-04-03 Version 5.0 October, 2012 PROTECTION MANUAL

3. 用語、定義及び略語

(1) メテオロイド

宇宙に存在する自然起源の粒子。主として小惑星か彗星を起源とする。

(2) スペースデブリ

宇宙に存在する人為的な物体もしくはその一部であって、有用な目的に役立っていないもの。

注 上記の人為的物体を「軌道デブリ」と表現する場合もある。稀に、自然のメテオロイドと人為的物体の両方を指して「スペースデブリ」ないしは「デブリ」という用語が用いられている場合があるので注意すること。

(3) メテオール

流星のこと。メテオロイドが地球の大気に秒速数 km から数十 km の超高速度で突入する現象で、上層大気分子との摩擦熱により高温のプラズマ化したガスが発光し、これが地上から流星現象として電磁波（光、電波等）で観測される。通常流星は地上より 100km 程度以上の高さで光り始め、40km から 100km の高さで消滅する。

(4) メテオライト

隕石のこと。メテオロイドが地上に落下したものである。一般には「流星が燃え尽きずに地表まで到達したもの」と言われることが多い。

(5) MMOD

「マイクロメテオロイド及び軌道デブリ」の略称である。一般に微小なメテオロイド（大きさの定義は明確ではない）と、同等な大きさのスペースデブリを指す。MOD（「メテオロイド及び軌道デブリ」）[まれに、MM/OD] と表記することもある。宇宙機に衝突し、何らかの影響を与える天然及び人工の物体の総称と解釈するのが適切である。本書では、「宇宙機設計・運用に際し、その衝突の影響を考慮すべき天然の及び人工の物体の総称」と定義し、特に断らない限り、本書で対象とするメテオロイドとスペースデブリを「MMOD」と表記する。

(6) 二次デブリ

メテオロイドやスペースデブリが宇宙機やスペースデブリに衝突した結果、2次的に発生したスペースデブリのことをいう。被衝突体の前面に放出される場合と後面（衝突面の反対側）、もしくはその両方に発生する場合がある。

(7) RAM

宇宙機の進行方向をラム (RAM) という。

(8) WAKE

宇宙機の進行方向の逆方向 (航跡) をウェーク (WAKE) という。

4. 一般要求事項

宇宙機的设计・運用に当たっては、本マニュアルに沿って、スペースデブリの衝突リスクを評価し、リスクが無視できない場合は適切な対策を講ずることが望ましい。本マニュアルは以下のプロセスを推奨する。

- (1) デブリの衝突に対してリスクの懸念される宇宙機構成要素 (リスクコンポーネント) を抽出する。
- (2) 抽出された構成要素毎に、種々のデブリが衝突した場合の損傷モード、損傷した結果の故障モードを識別し、被害の度合いとそれを引き起こすデブリのサイズ・速度等を把握する。
- (3) 宇宙機の運用軌道特性とリスクコンポーネントの寸法・形状・配置等を把握して、適切なデブリモデルと最新の軌道情報によって、被害の度合いに対応するデブリ衝突頻度を推定する。
- (4) 被害の度合いと衝突頻度から、リスク評価 (アセスメント) を行い、対策の要否を判断する。
- (5) リスクが無視できない場合は適切な設計対策あるいは運用対策を適用する。

プロジェクトに固有のミッション特性 (運用軌道、運用期間、ミッション機器等) やリスクコンポーネントの構造・材質・配置等に対応したより正確なリスクアセスメントを行う場合は、このマニュアルが紹介する解析モデル、衝突試験設備、解析手法にてリスクアセスメントと是正処置を行うことが望ましい。

5. MMOD 耐衝突設計に係わる留意事項

5.1 全般的指針

5.1.1 デブリ防護設計プロセス

一般に、デブリ防護は、以下の段階を経て実現されなければならない。

- (1) メテオロイド/デブリ衝突リスクの評価
- (2) 主要リスク要因の同定
- (3) 宇宙機設計への反映
- (4) 宇宙機運用への反映

すなわち、先ず宇宙機の軌道からメテオロイド/デブリ環境を求め衝突リスクを評価する。リスクがプロジェクト基準を超えたら、主なりスク要因を同定し、リスク低減のための防護手段を実施する。防護手段には、宇宙機設計に反映するものと宇宙機運用に反映するものがある。

5.1.2 宇宙機設計と宇宙機運用における防護方法

宇宙機設計及び宇宙機運用による防護方法は、以下の 3 つの観点を実現することを推奨する。

- ・ メテオロイド/デブリ衝突回避： 衝突発生確率の低減
- ・ 衝突時の致命的損傷・機器故障の防止： デブリ衝突に対する生存可能性の保証
- ・ 衝突による損傷発生時の回復

それぞれのカテゴリでは、以下に示すような防護方法を推奨する。なお、各カテゴリに宇宙機設計による防護方法と宇宙機運用による防護方法があり、カテゴリとの間でマトリックスを構成する。

- (1) メテオロイド/デブリ衝突回避： 衝突発生確率の低減
 - ・ メテオロイド/デブリ衝突を減少させるような宇宙機姿勢/コンフィギュレーションを選択すること。
例えば、進行方向投影面積を最小化する、頑丈な面を RAM 面に、脆弱な面を地球側ないしは WAKE 面に配置する、等を行う。
 - ・ 衝突リスクを考慮して機器配置と接続を最適化すること。
例えば、クリティカルな機器や衝突に脆弱な機器をメテオロイド/デブリ衝突リスクの低い位置に配置する、脆弱な機器が頑丈な機器により遮蔽されるよう配置す

る、主系、冗長系の接続と配置を最適化する、等を行う。

- ・ 衝突予測を行い、衝突回避マヌーバを実施すること。回避マヌーバが不可能な場合は安全モードへの移行を検討すること。

例えば、静止衛星においては、経度方向に適切な間隔を維持するよう運用しなければならない。周回衛星の場合は、同一高度で運用される他の宇宙機との衝突リスクを回避するよう運用しなければならない。また、安全モードへの移行や、リスクを低減できる姿勢／コンフィギュレーションへの移行を推奨する。

- ・ エネルギー貯蔵機器（圧力容器や回転機器等）はリスクの低い場所に配置すること。また、可能であれば使用していない場合にはリスクの低い状態にすること。これらにより、宇宙機が破局に至る可能性のある衝突を致命度の低いものに変える。

(2) 衝突時の致命的損傷・機器故障の防止： デブリ衝突に対する生存可能性の保証

- ・ 必要に応じて防護を強化すること。
このため、超高速衝突試験/解析により必要性を評価し、評価結果を要求と比較する。
- ・ 必要に応じて高性能軽量遮蔽を利用すること。
例えば、様々な遮蔽オプションやコンポーネントの追加を検討する。
- ・ 外部搭載機器の強度を強化すること。
- ・ クリティカル機能の冗長性を確保すること。
例えば、コンポーネントやサブシステムに冗長系を持たせる。
- ・ 可能であれば損傷領域を限定するためコンパートメント化を進めること。
- ・ 衝突時のデブリ生成を防ぐか、あるいはデブリの数やサイズを減少させるよう、構造、タンク類、機器の材料や技術を選択すること。

(3) 衝突による損傷発生時の回復

- ・ 宇宙機システムにおける冗長性を確保すること。
- ・ 宇宙機システムの健全性モニタを行い、衝突時の警告と異常対処を準備すること。
- ・ 損傷を分離する自動システムを持つこと。
- ・ 必要に応じて安全モード運用に移行すること。

5.2 構造設計、熱制御設計、遮蔽設計に関する指針

無人宇宙機の構造、熱制御、遮蔽を設計する際には、以下の指針に従うことを推奨する。

[基本的方針]

- 粒子の衝突の際、なるべく広い範囲の粒子サイズと粒子速度に対して、粒子を、溶融、蒸発、あるいはその両方、を実現する手段を持つこと。
- [構造材料] 宇宙構造に対しては、ある種のアルミニウム合金、積層材料、複合材料のような高い降伏強度を持った材料を使用すること。
- [熱制御材の配置] さらに、可能であれば、その構造を MLI 熱制御ブランケットで覆うこと。これにより、構造部材に対する条件を緩和することが出来る。また、ベータクロス、ネクステル、ケブラーといった材料をブランケットに追加することにより衝突時の抵抗を増すことができるため、ブランケットによる構造部材への条件緩和を促進することができる。
- [熱制御材の配置：熱防護と放射線防護] 例えば、遮蔽材を熱制御材の下に置くことで、ある程度の熱防護及び放射線防護を確保すること。
- [熱制御材の配置：原子状酸素] 地球低軌道の場合は、原子状酸素の効果に対して耐性がなければならない。このため、遮蔽材の熱制御材の下に置くこと。
- 衝突に際して犠牲になる要素が最小になるようにすること。

[二次生成物に関する注意]

- 衝突により発生する二次放出物や剥がれが損害をもたらさないものであること。例えば、ネクステルのようなブランケット強化材料は、衝突時に多数の繊維を生成し、これがコンタミネーションの元となるので注意すること。
- 粒子が構造を貫通した場合にも、この際、発生したデブリや剥がれ、塵が、宇宙機の機器の故障や劣化の原因となるリスクを最小にすること。
- 衝突によってデブリを軌道上に新たに生成しないよう配慮すること。

[その他の留意事項]

- [コスト] 材料コストと作業コストの点で妥当な範囲であること。
- [重量] 防護のための重量増加は最小に抑えること。このため専用のシールドの使用には慎重であること。
- [単純さ] 例えば、標準工程を使用するなどして、出来る限り、単純な設計と製造にすること。
- [打上環境に対する耐性] 構造材、熱制御材、遮蔽材は、打上ロケットのフェアリング内に収納可能で、打上と軌道上の振動環境に耐えられること。具体的には、耐環境性設計基準を参照すること。
- [接地、熱光学特性等のシステム要求] 接地や熱光学特性等のシステム要求を満足すること。具体的には、電気設計基準、熱設計基準を参照すること。
- [他の機能との干渉] 展開シーケンス、可視性要求、通信要求等といった通常の宇

宙機の運用との干渉を避けること。

5.3 宇宙機システム・機器設計と配置に関する指針

有人宇宙機と異なり、無人宇宙機の場合、機器の内部配置とその冗長性にもよるが、衝突の結果発生した貫通損傷をある程度許容することが可能である。このため、防護に対するアプローチは総合的に考えることが必要である。例えば、コスト効率の良い防護を達成するなら、物理的な遮蔽（すなわち、構造的な遮蔽）の程度と機器の内部配置との間には、ある種のバランスが求められるべきである。無人宇宙機の機器や計装の設計と配置に対する一般的な指針として以下を推奨する。

[デブリ（MMOD）環境の把握]

宇宙機の防護設計に際して、先ず、軌道条件から、MMOD 解析を実施し、宇宙機が曝される MMOD 環境を把握すること。すなわち、±宇宙機進行方向、±地球方向、±3 軸の残方向、±太陽電池パネルセル搭載方向などのそれぞれにおけるデブリフラックス、マイクロメテオロイドフラックス、衝突速度分布、衝突角度分布を評価すること。MMOD 環境の詳細については、8 章を参照すること。

[危険領域の特定]

デブリ環境評価の結果、方向により環境が異なる場合、当該宇宙機において、デブリの衝突に最も曝されている領域を特定すること。

円軌道を周回するほとんどの 3 軸姿勢制御宇宙機の場合、宇宙機進行方向（RAM 方向）に面している表面が、これにあたり、最もデブリとの衝突頻度が高く、衝突速度も速い。一方、宇宙機進行方向の反対方向（Wake 方向）に面している表面は、最も衝突頻度が少なく、衝突速度も遅い。RAM 面が常に固定されている場合は、その面への機器設計や配置に特に注意を要する。また、宇宙機の指向要求によっては、RAM 面が、宇宙機上で固定されず、飛行に伴い宇宙機上を変化する場合がある。この場合は、リスクの時間変動を考慮する必要がある。

[クリティカル機器の特定]

FMECA (Failure Modes Effects and Criticality Analysis) を行うことにより、ミッションにクリティカルな機器や影響を受けやすい機器を特定すること。バッテリー、燃料タンク・配管、リアクションホイール・モーメントムホイール、ジャイロ等のアイテムを検討することが特に重要である。

[内部搭載機器の配置]

- ・ 内部搭載機器については、クリティカルな機器や影響を受けやすい機器を、以下の何れかあるは両方に従い配置すること： 1) RAM 面のような危険領域から離して配置する、2) よりクリティカルではない機器や内部構造の背後（危険領域からみた場合）に配置する。配置は、もちろん、質量バランスや熱バランスといった様々なシステム上の制約を考慮してなされなければならない。このため、この方策は、より柔軟性のある初期の設計フェーズで考慮すること。その他には、配置に際して以下の要因を考慮すること。
- ・ 同じサブシステムの機器は、ハーネスを最小にするために、通常お互い近くに配置してあることが多い。従って、特定の機器の配置を変更することは、ハーネスを延長することにつながるかも知れないが、これは、デブリに対する危険性と質量を増加することにつながる。
- ・ 同じ位置に配置してある場合、一回の衝突により主系・冗長系の両方を喪失する可能性がある。このため、主系・冗長系の間には、ある程度の距離をおくことが望ましい。
- ・ 機器は、構造パネル端に近い場所に配置するべきではない。これは、既に大きな負荷がかかっているパネル端における強度と応力の問題を避けるためである。
- ・ 磁気トルカのような機器を配置する場合、例えば、他の機器との十分な距離を置くことにより、電磁干渉の問題を避けなければならない。
- ・ 可能であれば、内部搭載機器を、RAM 面のような危険領域に直接取り付けることは避けること。また、これに伴い、ラジエータ、ハーネス、同軸ケーブルといった関連アイテムを危険領域やその近傍に搭載する必要を避けることが出来る。
- ・ 特にRAM面のような危険領域の構造材や熱制御材を強化することにより内部搭載機器を防護すること。

[外部搭載機器の配置]

- ・ 影響を受けやすい外部搭載機器は、以下を考慮して搭載位置を決定すること。
- ・ より影響の小さい外部搭載機器やミッション・クリティカルではない外部搭載機器を特定し、デブリ・フラックスの方向に対して、これらの背後に搭載する。
- ・ デブリ衝突のリスクを最小化するために、宇宙機の背面（Wake 面）や地球面に搭載する。
- ・ 可能であれば、危険領域の面にクリティカルな外部搭載機器を取り付けることを避けること。また、デブリ・フラックスが最大となる方向を、姿勢センサのような外部搭載計器が視野として見ることがないようにすること。もちろん、外部搭載機器の本来の目的や運用性を満足する制約の下で搭載位置は決定されなければならない。

[内部搭載機器・外部搭載機器共通の防護]

- ・ 脆弱な機器に対しては、機器の筐体を強化すること。特に、外部搭載機器の場合は、そうすること。また、MLI や補強した MLI により機器を覆うことにより、追加の防護が可能である。

6. リスクアセスメントの流れと概要

宇宙機に対する標準 MMOD に対するリスク評価フローを図 6.1 に示す。

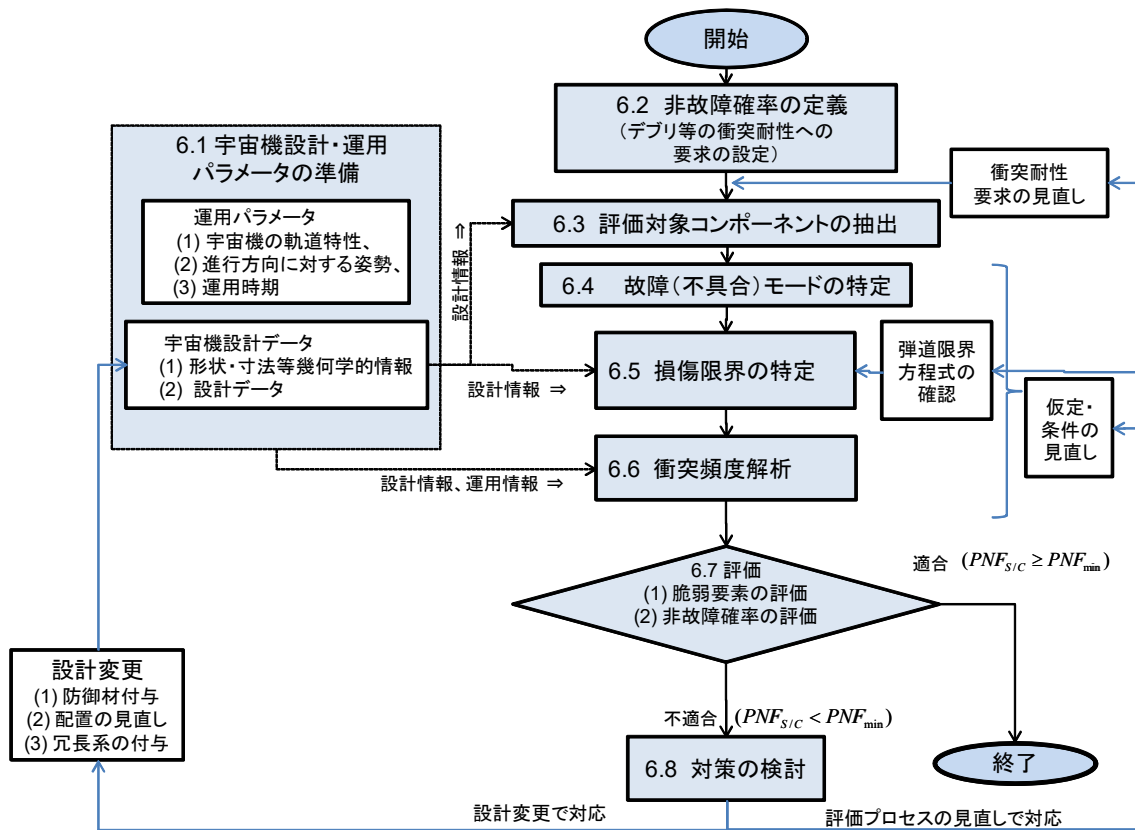


図 6.1 宇宙機の MMOD に対するリスク評価フロー

6.1 宇宙機設計・運用パラメータの準備

宇宙機を運用する軌道でのデブリ等のフラックスを知るためには宇宙機の軌道特性（高度、軌道傾斜角度）、進行方向に対する姿勢、運用時期などの宇宙機の運用パラメータを確認する必要がある。

更に宇宙機へのデブリ等の衝突頻度を計算するために、宇宙機の形状・寸法等幾何学的情報、並びに損傷モードの判断に必要な設計データを準備する必要がある。

6.2 非故障確率の定義

宇宙機のデブリ等の衝突に対する耐性要求を定義する。耐性要求は特に脆弱なサブシステム毎あるいはコンポーネント毎に定義することもあろうが、基本は宇宙機全体に対するシステム最小非故障確率(PNF_{min})で定義する。

6.3 リスクコンポーネントの抽出

宇宙機設計データより MMOD に対するリスクを考慮すべき構成要素を抽出する。代表例を下記に示す。これらの詳細については 7 章の「各コンポーネント／サブシステムのリスクアセスメント」に記す。

- (1) 電源系
 - ・ 太陽電池パネル
 - ・ シャント装置
 - ・ 電力ハーネス
 - ・ バッテリ
- (2) 推進系
 - ・ 推進系タンク
- (3) 熱制御系
 - ・ ヒートパイプ熱制御フィルム
 - ・ コーティング
 - ・ MLI
 - ・ サーマルルーバ
- (4) 姿勢制御系
- (5) 通信系
- (6) 宇宙機構体および内部機器

6.4 高速度衝突時の故障（不具合）モードの特定

高速度衝突時の故障モードは、機械的、光学的および電氣的損傷に区分される。機械的損傷とは、MMOD の衝突によるクラック（痕、傷）が直接影響する損傷を意味している。光学的損傷とは、クラックによる直接影響から副次的に発生する光学特性（反射、透過、吸収および輻射率）への損傷を意味している。また、電氣的損傷とは、クラックによる直接影響から副次的に発生するプラズマなどを介して電氣的に短絡（ショート）/開放などの損傷を意味している。

これらの故障モードは、7 章の各コンポーネント／サブシステムに対して定義される。

6.5 損傷限界の特定（故障を招く衝突条件を衝突試験/衝突解析で求める）

故障を招く衝突条件とは、対象とするコンポーネントおよびサブシステムに対して影響を及ぼす MMOD のサイズなどであり、対象とするコンポーネントおよびサブシステムにより定義される。これについては 7 章に記す。また、この条件を求めるために必要なのが、9 章および 10 章に記されている高速度衝突試験および衝突解析である。

6.6 衝突頻度解析

MMOD の衝突確率は、宇宙機の運用軌道、姿勢、運用時期、コンポーネント/サブシステムの形状、弾道限界方程式および MMOD 環境モデルにより評価される。衝突確率を以下に定義する。

$$\text{衝突確率} = (\text{フラックス} \times \text{面積} \times \text{時間 (宇宙機の設計寿命)}) \times 100 \quad (\%)$$

ここで、フラックスは、弾道限界方程式より求められた各コンポーネント/サブシステムに影響を与える MMOD のサイズを基に MMOD の環境モデルからこのサイズ以上のフラックスの積算値とする。

6.7 リスク評価

一般にリスクは、「被害の度合い」と「衝突確率 (6.5)」とを勘案したリスク評価マトリックス (表 6.1) に従って行なわれる。リスク評価の結果、対策が必要なコンポーネント/サブシステムについては、その対策を検討する。対策の妥当性確認のための再評価も、同様の方法で行う。

以下(1)、(2)および表 6-1 はリスク評価の一例である。

(1) 被害の度合い

- I : 破局 最低成功基準の喪失
- II : 重大 ノミナル成功基準の損失
- III : 局所的 ノミナル成功基準の部分的な損失
- IV : 軽微 ノミナル成功基準の軽微な損失
- V : 影響なし

(2) ミッション期間中での衝突確率

- A: しばしば 10%以上
- B: たまに 10~1%
- C: まれに 1~0.1%
- D: ほとんどない 0.1%~0.0001%
- E: 全くない 0.0001%以下

表 6-1 リスク評価マトリックス

		衝突確率				
		A	B	C	D	E
被害の度合い	I	◎	◎	◎	○	
	II	◎	◎	○		
	III	◎	○			
	IV	○				
	V					

判定基準（下記以外は許容範囲とする）

◎：対策要

○：対策の要否判断

7 項ではこの評価方式に則って各サブシステムの脆弱な要素についてリスクアセスメント方法と対策指針を説明する。

一方、個々の脆弱な要素については上記のとおりであるが、JERG-2-144「微小デブリ衝突耐性評価標準」では宇宙機のシステム全体の最小非故障確率(PNF_{min})をあらかじめ定義し、解析で求めたシステム非故障確率 (PNF_{SC}) がこれ以下であることを確認するよう定量的な評価方法を提示している。この方法では、評価対象コンポーネントあるいはそれを含む系毎に、信頼度計算と同様の考え方で、衝突頻度に冗長系の存在などを考慮して求めた損傷率から運用期間中の非故障確率を算出する。全ての評価対象コンポーネントについて非故障確率を算出し、それらを集計してシステム非故障確率 (PNF_{SC}) を求める。

6.8 リスク低減対策の検討

対策が必要と判断された場合は以下のいずれかの対策をとることが望ましい。

- (1) 評価プロセスに見直しの要素があれば見直す。
 - a) 解析途中の種々の仮定や条件が適切であるか、要求が過剰ではないか再確認する。
 - b) 使用した弾道限界方程式の不確定性が大きいことが原因であれば、衝突試験やシミュレーション解析によって評価精度を高めることについて JAXA と調整する。
- (2) シールド材やバンパーの設置、コンポーネント配置の見直し、冗長系の付与等の対策を講ずる必要がある場合は、契約の相手方は契約の求めに応じて、それら防護措置を講じた場合の耐性を再評価し、その措置の妥当性を確認し、最適な措置を決定することが望ましい。

7. 各コンポーネント／サブシステムのリスクアセスメント

本章で各コンポーネント/サブシステムに対するリスクアセスメントの基本的な考え方を示す。実施の際には、プロジェクト毎にリスクの再評価を実施すること。

7.1 MMOD 環境の把握と緩和

7.1.1 MMOD 環境の把握

各コンポーネント／サブシステムのリスクアセスメントに際して、宇宙機システムから各コンポーネント／サブシステムに対して、それぞれの MMOD 環境を提示する必要がある。

一般に、宇宙機構体外部の方が内部よりも MMOD 環境が厳しい。しかし、進行方向を向く面 (RAM 面) が常に定まっている宇宙機の場合は、構体内部の RAM 面に直付けされている機器の方が、構体外部の進行後方面 (WAKE 面) に搭載されている機器に比べて、MMOD 環境が厳しい場合もあるので、以下に従った解析や検討が必要である。

(1) 構体外部機器

構体外部機器の MMOD 環境としては、8 章に示す環境モデルにより算出されたマイクロメテオロイド (MM)、軌道上デブリ (OD) それぞれの衝突粒子直径 (または質量) 分布、衝突速度分布、衝突角度分布の解析値そのままを、原則として提示するものとする。MASTER2009 では、RAM 面や地球指向面、太陽追尾太陽電池パネルのセル搭載面など、解析面を地球座標系、太陽座標系、慣性座標系で定義できるので、機器配置に応じて各環境を解析することが可能である。MASTER モデルは web 上でアップデートを配布しているので、www.master-model.de にアクセスし最新版を確認することが望ましい。MASTER2009 は 2007 年の Fengyun-1C の ASAT 実験, 2007 年の Briz-M の爆発, 2009 年の Iridium/Cosmos 軌道上衝突事故で発生した破片を含んでいる。更に、今後軌道上で衝突事故等が発生した場合は新たなデブリデータを前述のホームページ上でダウンロードできるシステムになっている。(2013 年 9 月現在では Event Clouds の配布は実施されていない。)

その他、MMOD が衝突した際に飛び散った破片 (「二次デブリ」と呼ばれている) によって近傍機器が損傷や汚染を受ける可能性もある。しかし、同一粒子が同一速度で衝突した場合には垂直衝突よりも斜め衝突の方が飛び散る範囲が広いというような定性的なことは言えるが、その環境 (粒子径や噴出速度など) を算出することは困難である。そのため、コンタミネーションに非常にクリティカルな機器が MMOD 衝突の頻繁な面 (たとえば LEO 衛星の常時進行方向となる面) に向き合って搭載されている場合にのみ、その機器に対して、衝突破片によっても汚染のリスクが発生するということを定性的に提示する程度に留めることとする。

なお、構体や他の機器などによって MMOD が遮蔽される場合があるので、解析にはレイ

アウトも考慮する必要がある。

ここで、構体外部機器とは以下のような機器である。

(a) 宇宙機構体外部搭載され、宇宙空間に曝露されている機器

太陽電池セル、アンテナリフレクタなど

(b) 宇宙機構体外部に搭載され、MLI（またはSLI）のみによって遮蔽されている機器

一部のハーネス、推進系配管など

MLI（またはSLI）は、宇宙機運用上支障となり得る直径 数百[μm]以上のMMODに関して、遮蔽効果がほとんど期待できないため、特別仕様でない限り、(b)は(a)の宇宙曝露部と同じ環境と見積もることとする。しかし、MLIは衝突によって発生する二次デブリの拡散を防止することが実験から確認されており、またSFUなどのフライト後分析や、付録IIに示す高速度衝突試験結果からもMLIの遮蔽効果が確認されているため、微小なMMODや、衝突速度が遅いMMOD（たとえば静止軌道のOD）に対しては、MLIの遮蔽効果を期待できる。MLIの遮蔽効果を考慮する場合は7.1.2.1項を参照する。

(2) 構体パネル埋設機器

宇宙機構体に埋設されているヒートパイプなどについてのMMOD環境は、基本的には(1)と同様である。ただし、構体表皮がアルミ合金の場合は、その厚さを機器の構体側厚さに加算して耐性評価を行うため、構体表皮の材料と厚さを提示する必要がある。構体表皮がCFRPの場合は、遮蔽効果がほとんどないためその厚さは無視するものとする。

また、衝突方向は構体外皮方向からのみを考えるものとする。

(3) 構体内部機器

宇宙機構体内部に搭載されている姿勢制御系機器やバッテリーなどの機器に対しては、構体パネルを貫通するMMODのフラックスを提示する。構体パネルを貫通するMMOD環境に関しては、(1)の解析結果から構体パネルによって遮蔽される大きさ以下を除いて提示するものとする。構体パネルによって遮蔽される効果については、7.1.2.2項を参照する。

MMOD衝突によって構体の表皮が穿孔される際に高速度および低速度の放出粒子が発生する。しかし、その粒子径や噴出速度などを算出することは困難であり、かつ構体パネルの内部側表皮に穴が開かない限り構体内には影響がない。そのため、コンタミネーションに非常にクリティカルな機器がMMOD衝突の頻繁な面（たとえばLEO衛星の

常時進行方向となる面)の内側に向き合って搭載されている場合のみ、その機器に対して穿孔破片により汚染のリスクが発生するということを定性的に提示する程度に留めることとする。

また、他の機器などによってMMODが遮蔽される場合があるので、MMOD環境を解析する際には、レイアウトも考慮する必要がある。

7.1.2 防護方法

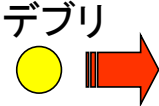
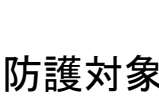
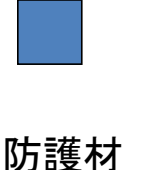




7.1.2.1 MMOD環境の緩和パターン

表 7.1.2-2 により MMOD 環境の緩和パターンを示す。緩和パターンには、基本的な No.2 の他に、No. 4～7 がある。

デブリ衝突時の環境緩和の効果としては、防護材等の破壊を利用することにより、①デブリの運動エネルギーを熱エネルギーに変えて減速させる、②衝突後のデブリ物質相を変化させる、③デブリ雲を拡散させることがあり、通常はこれらを組合せた対策となる。

デブリの速度分布は様々であるので、速度分布確率の高い領域を想定して対策することにより、MMOD環境を緩和する。

表 7.1.2-2 MMOD 環境の緩和パターン

No	防護材と 防護対象	状況	MMOD 環境緩和
1		そのまま何もしない	
2		防護	有
3		並列冗長	
4		直列冗長遮蔽	有 (後方)
5		直列遮蔽(別機器)	有 (後方)
6		並列冗長防護	有
7		直列冗長防護	有

(1) ハニカムパネルによる防護

衛星の主構体を微小デブリに対する防護材と見なして良い場合、防護材にデブリが衝突した後の拡散による緩和効果を得るために、可能であれば防護対象の機器をハニカムパネルの後面から離してスペースを空けると良い。

留意点として、デブリがパネル面に垂直に衝突する場合、ハニカム部分が衝突後のデブリ拡散を妨げ、防護効果を得にくくすることが試験結果により分かっている。(付録Ⅱ参照)

しかし、ある程度斜め衝突するデブリに対しては緩和効果を期待できる。この点に着目すると、ハニカムパネルを衝突に強くなる様に交互に重ね合わせることも緩和効果は向上する。

また、防護材としてハニカムパネルを複数層、間隔を空けて配置することができると緩和効果は更に向上する。

(2) 機器のマウントプレート(マウント構造)による防護

X面(RAM面)のデブリ衝突確率は他の構体面より高くMMOD環境は厳しいが、衛星システム設計として、質量特性や機器配置の観点から、X面裏側に機器を搭載する必要がある。

この場合、機器のマウント構造による防護は、MLIよりも大きな効果が期待できる。

これは、マウント構造の方が吸収できるエネルギーを大きく設定しやすいためである。

マウント構造内に空間を設けて軽量化することは、防護材の間隔を空けて配置することと同様になるので、緩和効果の向上が期待できるが、反面構造が大型化しやすい。

このため、開発プロジェクトは、必要に応じてデブリ防護検証チームの協力を得て効果を検証することが有効な対策となる。

(3) アルミ等の単板による防護

アルミ等の単板で防護すると質量が増加するが、デブリ衝突後の緩和効果を期待できる。

この対策の効果は、既に実施されたデブリ衝突試験結果により比較的容易に検証できる。

この方法は発熱の大きな防護対象機器に対して、熱制御手段との兼用対策になる場合がある。

同様に単板の防護材を複数枚、間隔を空けて配置することにより、緩和効果が更に向上する。

7.1.2.2 MLIによるMMODの遮蔽

MLIによってMMODが遮蔽される効果については、付録Ⅱに示す高速度衝突試験結果や「付録Ⅳ 故障を招く衝突条件式」①一枚板の弾道限界式に、表Ⅳ-2のMLIのパラメータを挿入して算出した結果を参照して評価する。

付録Ⅱに示す高速度衝突試験では、外層 $25\mu\text{m}$ 、内層 $6\mu\text{m}$ (11層)のアルミ蒸着ポリイミドフィルムMLIによって、衝突速度 3.9km/sec で垂直に衝突する直径 $100\mu\text{m}$ 以下のMMODを遮蔽することができた。遮蔽効果を高めるためにはNextelや β クロスで補強するという方法がある。付録Ⅱに示す高速度衝突試験では、厚さ 0.2mm の β クロス2層によって衝突速度 3.9km/sec で垂直に衝突する直径 $300\mu\text{m}$ 以下のアルミナ粒子を遮蔽することができた。IADC Protection ManualにはMLI+コンポーネントシステム上に実施した衝突実験結果が掲載されているので、MLIによるMMOD防護設計の参考のため、表7.1.2.2-1に転載する(Turner他,2000)。

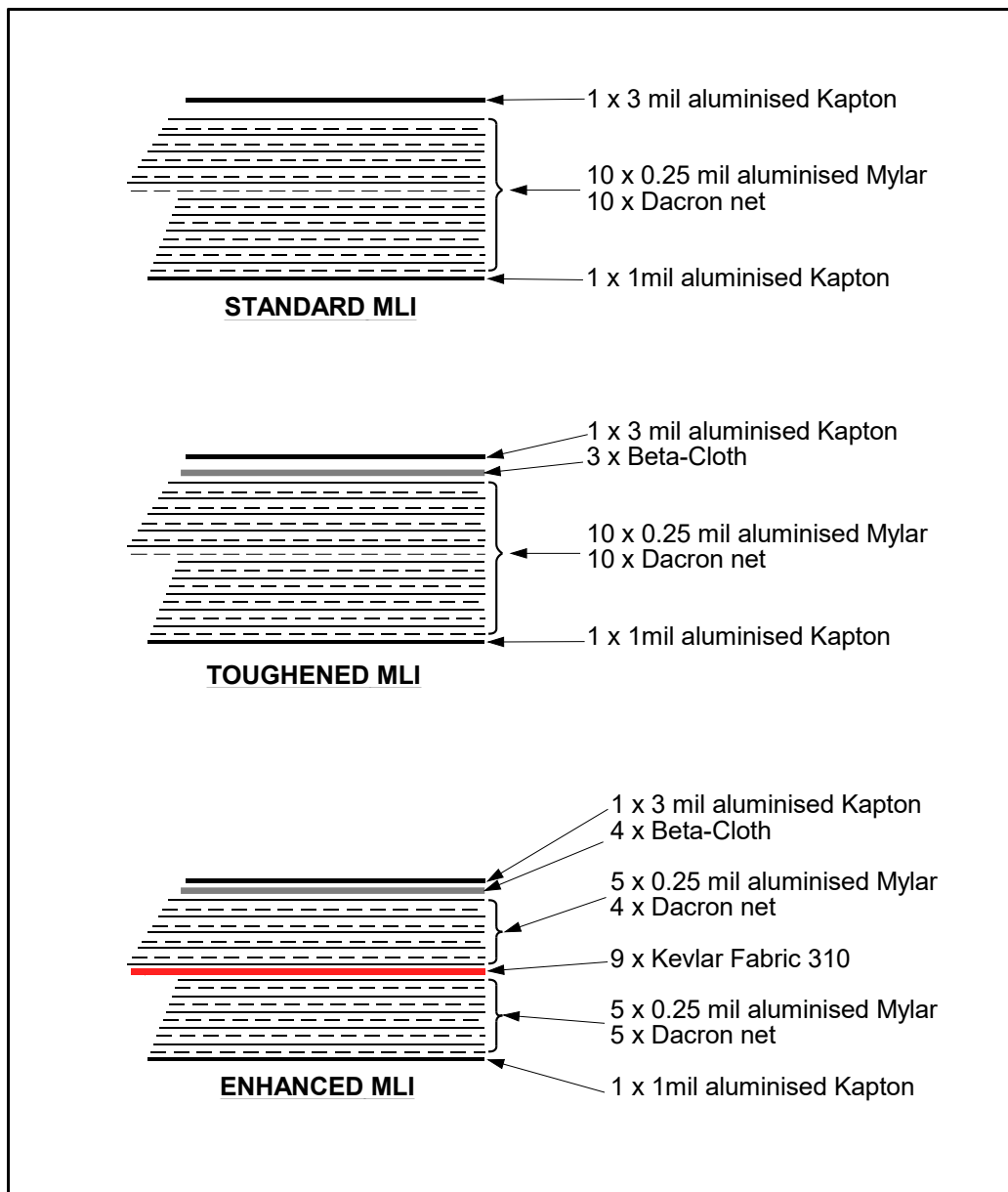
表 7.1.2.2-1 MLI および強化 MLI の超高速衝突実験の概要

System	Materials	t mm	# test	θ (°)	d _p mm	V km/s	Comments
Mariner 1971	25layers Mylar (1/4 mil) + 1 mil Teflon	-	4	0	0.79	4-7	Back-wall not damaged at 13 mm spacing
Hubble MLI	3 sub-blankets	3 x 3.3	7	0	0.41, 0.82	4-7	At higher velocities, performs better than equivalent Al plate
MLI	Radarsat	-	1	30	1	7.6	Depth of penetration 0.5mm
MLI + Nextel	Radarsat MLI + 1 Nextel AF10	-	1	30	1	7.3	Depth of penetration 0.2 mm
MLI + Mesh	Radarsat MLI + 2 or 3 mesh layers	-	2	30	1	7.6 - 7.7	Depth of penetration 0.2 and 0.4 mm
MLI (1 layer)	MLI + 2mm Al 2219 plate	>2	2	0	1.0 - 1.2	6	BL between impactor parameters
MLI (1 layer + spacing)	MLI + 2mm Al 2219 plate with 10mm space	>12	2	0	1.2	5.5 - 5.9	BL between impactor parameters
MLI (1 layer + spacing)	MLI + 1mm Al 2219 back-wall with 25mm space	>27	2	0	1.1 - 2.0	7	BL between impactor parameters
MLI (2 layers)	MLI + 2mm Al 2219 plate	>2	2	0	1.5 - 1.7	6	BL between impactor parameters
MLI (3 layers)	MLI + 2mm Al 2219 plate	>2	4	0	1.5 - 2.0	6	BL between 1.7 and 1.8 mm
MLI	MLI + 1mm Ti6Al4V back-wall with 25mm space	>26	6	0	1.0 - 2.0	6.5 - 7.0	BL between 1.2 and 1.3 mm
Basic space suit	Nomex, Mylar, Dacron, Nylon	-	36	0-60	0.3 - 1.4	5 - 7	BL > 0.5 - 0.6 mm, not strongly angle dependent
Space suit glove finger	Teflon fabric, Mylar, Dacron, Rucothane	-	6	0	0.2 - 0.5	5 - 7	BL > 0.3 - 0.4 mm
Space suit glove gauntlet	Teflon fabric, Mylar, Dacron, Nomex, Nylon	-	3	0, 60	0.8 - 1.0	6 - 7	BL > 1.0 mm

出典 : Turner, R., L. Berthoud, A.D. Griffiths, J.A.M. McDonnell, P. Marriott, P.H. Stokes, E.A. Taylor, and J.E. Wilkinson, Cost-Effective Debris Shields for Unmanned Spacecraft: Final Report, Issue 2, Submitted to ESA under Contract No. 12378/97/NL, 2000.

(IADC Protection Manual Table 7.4-1 Summary of MLI and enhanced MLI hypervelocity impact data から転載)

IADC Protection Manual には MLI 強化設計例も掲載されているので、MLI による MMOD 防護設計の参考のため、図 7.1.2.2-1 に転載する。



出典 : Turner, R.J., E.A. Taylor, J.A.M. McDonnell, P.H. Stokes, P. Marriott, J.E. Wilkinson, D. Catling, R. Vignjevic, L. Berthoud, M. Lambert, Cost Effective Honeycomb and MLI Debris Shields for Unmanned Spacecraft, *International Journal of Impact Engineering*, Vol 26, 2001 (IADC Protection Manual Figure7.1-1 Baseline and double honeycomb shield designs and MLI designs から転載)

図 7.1.2.2-1 MLI 強化設計事例

7.1.2.3 構体パネル（サンドイッチ板）による MMOD の遮蔽

構体パネルによって MMOD が遮蔽される効果については、現在、MMOD 粒子直径および速度の衝突物パラメータでは十分に定義付けられていないため、原則として付録Ⅱに示す高速度衝突試験結果と付録Ⅲに示す高速度衝突解析結果を参照することとする。

これによると、構体パネル（表皮 A2024、表皮厚さ 0.01 inch、コア A5056、コア高さ 1 inch、セルサイズ 1/4 inch、箔厚 7/10,000 inch）を貫通する球形プロジェクタイトルの最小直径は約 0.2 mm である。

故障を招く衝突条件式（弾道限界方程式）は、構体の表皮の厚さ、コアのセル寸法およびセル壁厚さ、コアの深さ、および使用材料の関数であるが、これらのパラメータを組合せた方程式は現在のところ存在しない。しかし、アルミ合金製表皮の場合、ハニカムコアの影響を無視して、Modified Cour-Palais の式や Whipple バンパーの式（付録Ⅳ参照）が垂直入射の試験結果と一致する場合があると IADC Protection Manual に掲載されている。

ハニカムコアは、衝突角度によっては多重遮蔽として作用する。

衝突角度依存性について、CFRP 表皮（厚さ 0.3 mm）・Al コア（1/4-5056-.0007、厚さ 25.4 mm）のサンドイッチパネルについて高速度衝突試験（プロジェクタイトル：SUS Φ 0.3mm、衝突速度：3.7～3.9km/sec）を実施した。実験結果は、付録Ⅱに示すが、構体パネルの内側に取付けたアルミ板の痕深さは、垂直（0deg）を 1 とした場合、15deg 傾斜で 50%以下、30deg 以上の傾斜で 25%以下となった。

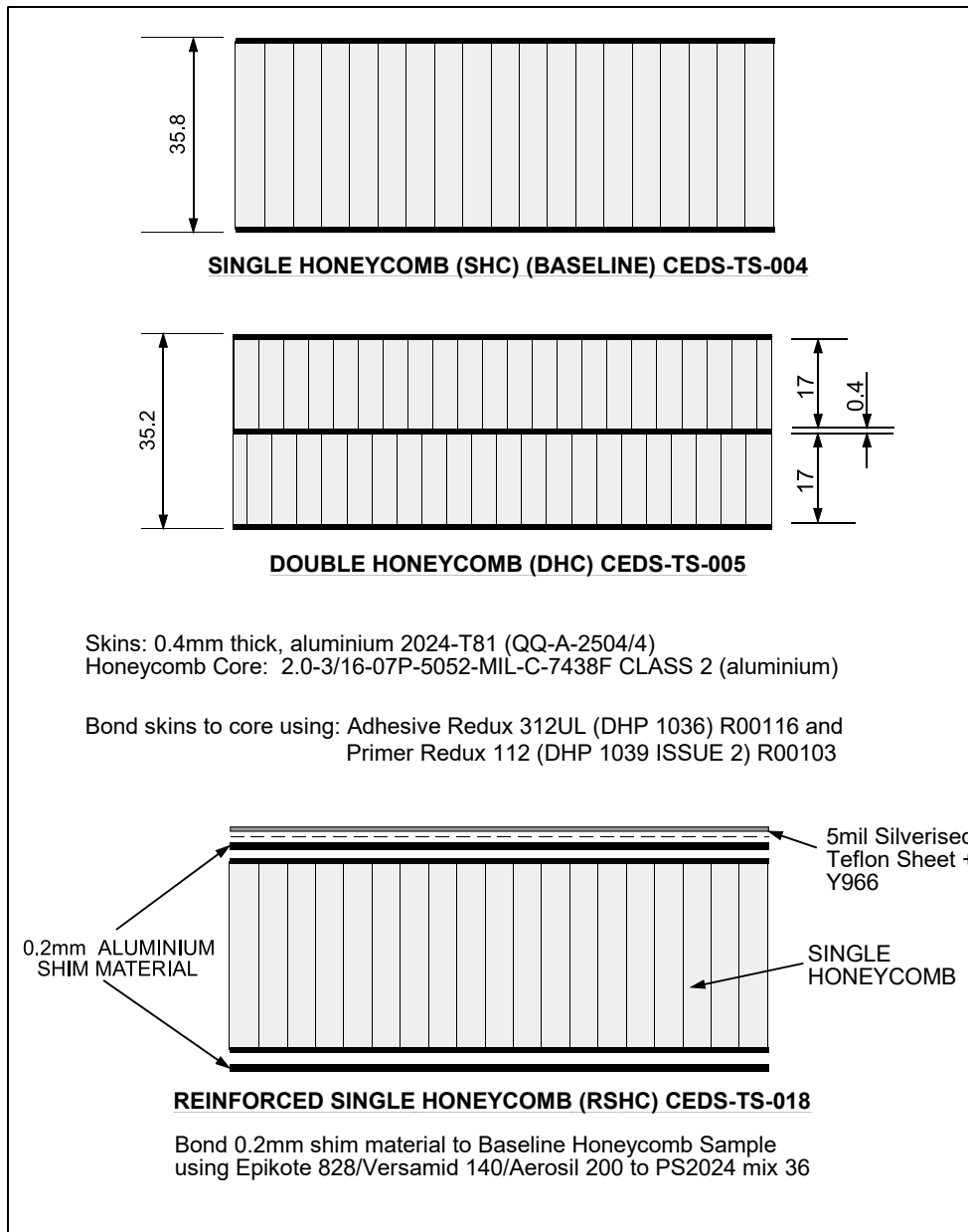
構体パネルの遮蔽効果を高めるためには、装着している MLI を強化したり、構体表皮を厚くしたり、ハニカムコア高さを増やしたりすることが効果的である。たとえば、F. Schafer 他、2004 では、CFRP 表皮厚さ 1.1mm、ハニカムコア高さ 45mm の ENVISAT 構体パネルの貫通限界は、衝突速度 5 km/sec で直径 1mm（プロジェクタイトル密度 2.7g/cm³ の場合）と示されており、付録Ⅱに示す高速度衝突試験に供したパネル（CFRP 表皮厚さ 0.3mm、ハニカムコア高さ 25.4mm）よりも遮蔽効果が高い。また、ハニカムコアサンドイッチ板を二層以上重ねることで遮蔽効果を向上できる。

構体パネルを強化するオプションが、Turner 他、2000 によって識別されているので、表 7.1.2.3-1 に、その事例を図 7.1.2.3-1 に示す。

表 7.1.2.3-1 構体パネルの耐衝突性を高めるためのオプション

Shield type		Expected shielding benefit
1	Change thickness of HC cell walls	Alter the debris cloud channelling effect. Angle dependency
2	Change HC cell size	Alter the debris cloud channelling effect. Angle dependency
3	Increase HC depth	Increase debris cloud dispersion
4	Vary outer face-sheet thickness	Increased projectile disruption
5	Vary inner face-sheet thickness	Increased tolerance to debris cloud loading
6	Use multiple HC layers	Similar effect to multiple wall shield
7	HC+laminate	Different shock impedances to increase projectile disruption
8	MLI+Nextel/Kevlar/Beta-cloth front layer	Multi-shock shield effect & increased projectile disruption
9	MLI+Nextel/Kevlar/Beta-cloth rear layer	Multi-shock shield effect & increased debris cloud containment
10	MLI+Nextel/Kevlar/Beta-cloth mid layer	Multi-shock shield effect & increased debris cloud disruption
11	MLI+spacer rods	Multi-shock shield effect
12	HC+Nextel/Kevlar inside spacecraft	Protects sensitive internal spacecraft equipment
13	HC+spaced bumper	Whipple bumper shield effect

出典 : Turner, R., L. Berthoud, A.D. Griffiths, J.A.M. McDonnell, P. Marriott, P.H. Stokes, E.A. Taylor, and J.E. Wilkinson, Cost-Effective Debris Shields for Unmanned Spacecraft: Final Report, Issue 2, Submitted to ESA under Contract No. 12378/97/NL, 2000. (IADC Protection Manual Table7.4-2 Shielding options for sandwich panel structures から転載)



出典 : Turner, R.J., E.A. Taylor, J.A.M. McDonnell, P.H. Stokes, P. Marriott, J.E. Wilkinson, D. Catling, R. Vignjevic, L. Berthoud, M. Lambert, Cost Effective Honeycomb and MLI Debris Shields for Unmanned Spacecraft, *International Journal of Impact Engineering*, Vol 26, 2001 (IADC Protection Manual Figure7.4-2 Baseline and double honeycomb shield designs and MLI designs から転載)

図 7.1.2.3-1 構体パネル遮蔽材設計

表 7.1.2.3-1 は、表 7.1.2.3-2 に示される無人宇宙機の遮蔽要求事項に従うように限定されている (IADC Protection Manual Table7.4-3 Shielding requirements for unmanned spacecraft から転載)。

表 7. 1. 2. 3-2 無人宇宙機に対する遮蔽要求事項

Requirement	Compliance
Be affordable.	Yes , Cost per square metre is typically less than 2,000 Euro for the double honeycomb and less than 200 Euro for Beta-cloth toughened MLI.
Impose minimum weight penalty.	Yes , The mass increase per square metre is approximately 1.2kg for double honeycomb and 0.8kg for Beta-cloth toughened MLI.
Be amenable to simple design and construction.	Yes , the manufacture of single honeycomb and Beta-cloth toughened MLI present no problems and uses current processes.
Provide 'second hit' capability, i.e. minimise the sacrificial aspects.	Partially , there is destruction of the shield materials at the point of impact but the chances of a second large particle (>1mm) hitting the same place are small.
Produce non-damaging secondary ejecta and spall.	Partially , the CEDS shields produce no more secondary ejecta and spall than manned shields and for the MLI covered areas, a lot of this material is contained within the MLI after impact.
Provide means of melting and/or vaporising meteoroid and debris particles over a large range of projectile mass, size and velocity.	Yes , the design is essentially a Whipple type shield. The CEDS shielding will stop particles of around 1mm at 12 km/s.
Provide a degree of thermal and radiation protection.	Yes , all shielding materials are used underneath existing thermal control finishes.
Be resistive to the effects of atomic oxygen (a requirement for low-Earth orbits only).	Yes , all shielding materials are used underneath existing thermal control finishes.
The shield when impacted, ideally should not add to the orbital debris by creating more debris.	Partially , the radiator areas should produce no more additional orbital debris than manned shields but for the MLI covered areas a great deal of the potential debris created is trapped within the MLI.
Ideally the shield should trap any resulting spall inside the spacecraft.	Yes , Resulting spall and debris cloud material inside the spacecraft can only escape through venting holes.
It must be capable of surviving the normal launch and in-orbit vibration environments.	Yes , with one possible question mark over the support of the Beta-cloth toughened MLI.
It should meet spacecraft system requirements such as having a conductive external surface, electrically grounded to the spacecraft structure and acceptable thermo-optical properties.	Yes , all shielding materials are used underneath existing thermal control finishes. The Beta-cloth cannot be grounded but it is used in between grounded layers.
Any resulting debris, spall or dust from the shield should not cause subsequent failures of spacecraft equipment or unacceptable deterioration in performance (jamming of mechanisms, coating of optics etc).	Not tested , particles greater than the ballistic limit of the shield will result in the debris cloud entering the spacecraft interior. No tests have been performed to establish the effect of this debris cloud on other spacecraft equipments. By not using Nextel it is believed that the amount of dust has been minimised.
It should not interfere with the normal operation of the spacecraft such as deployment sequences, observation and taking measurements, communication and telecommand etc	Yes , no part of the shielding can interfere with the normal operation of the spacecraft. The use of the toughened MLI and more layers will extend the envelope of the MLI closer to the launch vehicle interface envelope but by only a small amount (max 10 mm).

出典 : Turner, R., L. Berthoud, A.D. Griffiths, J.A.M. McDonnell, P. Marriott, P.H. Stokes, E.A. Taylor, and J.E. Wilkinson, Cost-Effective Debris Shields for Unmanned Spacecraft: Final Report, Issue 2, Submitted to ESA under Contract No. 12378/97/NL, 2000.

7.2 電源系

7.2.1 電源系の主な機能と主要構成品

電源系は、電気エネルギーを発生、貯蔵して、宇宙機各部に供給する機能を持つ。

電源系の主な構成品を下記に示す。

- ・太陽電池パドル（一次電源装置）
- ・バッテリー（二次電源装置）
- ・パドル駆動装置
- ・電力制御/分配ネットワーク
 - ・太陽電池アレイ制御器
 - ・シャント装置
 - ・バッテリー管理装置/バッテリー充放電制御器
 - ・電力制御および分配装置
 - ・電力変換ユニット
 - ・電力ハーネス

7.2.2 太陽電池パドル

（パネルから宇宙機本体への電力ハーネスは 7.2.4 項に示す。）

7.2.2.1 損傷モード

太陽電池パドルは、MMOD 衝突により損傷を受ける。損傷は、個々のセルに対するものなど局所的なものに留まる場合と、セルの 1 ストリング全体の喪失に至る場合がある。

- (1) 衝突により、パネル内あるいはセル間の導線が切れる結果となり、開回路になることもある。
- (2) セルおよび導線の絶縁層への損傷により（あるいは二次デブリにより）、セル導体が接地点あるいは導電性のサブストレートに接触すると、地絡・短絡の原因となることがある。
- (3) バイパスダイオードや冗長配線を使用すれば、多くの場合、有意な開回路がないか、または電力の損失が生じても小さくて済む。
- (4) 太陽電池セルのカバーガラスのような脆性材料への衝突は、クレータよりはるかに広い同心的および放射線状の亀裂に繋がることがあり、影響を受けたセル（複数のセル）表面からの太陽光の反射を局所的に増加させ、またカバーガラスの太陽光透過の減少により発電量を減少させることがある。粒子衝突によっては、太陽電池セ

ルにクラックが発生し、熱サイクル等によりクラックが進展した場合は、更なる電力低下も考えられる。

7.2.2.2 故障モード

発生電力低下

(太陽電池の単独または複数ストリングの発電が減少または喪失)

7.2.2.3 リスクアセスメント

(1) 被害の度合い

太陽電池パネルへの微小粒子の衝突試験結果を付録Ⅱの2.2.1項に示す。直径0.3mm 衝突速度4km/sec、直径20~60 μ m 衝突速度最大10km/secの実験の結果、衝突により局所的に発電能力は落ちるが、被害が大規模となる持続放電や地絡は発生しなかった。

Ⅳ軽微：セル単位での発生電力低下または喪失の場合

Ⅲ局所的：複数ストリングスの喪失に波及した場合

(2) ミッション期間中の故障確率

故障を招くMMODのサイズ・速度については付録Ⅱの2.2.1項の衝突実験結果を参照とする。パネル裏面からの衝突についてはサブストレートによる遮蔽が考慮できる。

微小粒子が衝突することによって若干の電気性能の低下は発生する可能性はあるが、衝突によりシステムに影響を及ぼすような地絡故障が発生する可能性は低いと考える。

7.2.2.4 リスク低減策（*印は、JAXA宇宙機で実績有り）

- (1) セル、ストリング、モジュール、アレイ間を冗長電気接続し、もし一連のセルが発電回路から外れても電力損失を最小化するために適当な数のバイパスダイオードを用いる。
- (2) サブストレートを接地点から抵抗で浮かし、万一の地絡を防ぐ。
- (3) パネル裏ハーネスの内、特に宇宙機取付部に近いハーネスの集中する部位については、粒子衝突による放電、波及故障に注意を払い、可能な限り分散実装する。（*）

7.2.3 シャント装置

シャント装置の搭載場所は、太陽電池パドル（パネル裏やヨーク部）や宇宙機外表面など外部に搭載される場合と、宇宙機内部搭載や電源制御機器に内蔵する場合がある。

外部に搭載される場合、部品単体で露出されることもあるが、この場合半導体等の重要

部品や分離ダイオードよりも PCU 側の電力ラインには防護カバーなどの金属板により、デブリ防除の対策を施すべきである。

宇宙機内部搭載の場合または電源制御機器に内蔵する場合は、7.2.6 項「内部搭載される電源系機器」と同様であるので記述は省略する。

ここでは太陽電池パドルヨーク部や宇宙機構体外表面に搭載される場合について記述する。

7.2.3.1 損傷モード

太陽電池パドルヨーク部や宇宙機構体外表面に搭載される場合、原則として外表面は放熱板等の厚い金属板で覆われる。(ヨーク搭載の場合、片側の外表面は薄いカバーのみとなる場合がある)

MMOD 衝突により、カバーを貫通しシャント回路内、または回路間の導線が切れる結果となり、開回路になることもある。

絶縁層への損傷により、(あるいは二次デブリにより)、シャント取付け板導体に接触すると、短絡の原因となることがある。

7.2.3.2 故障モード

1) 発生電力低下

太陽電池の、損傷したシャント回路に繋がる部分の発生電力が低下または喪失する。シャント回路間の共通部分で地絡があると、多数のシャント回路に波及する。

7.2.3.3 リスクアセスメント

(1) 被害の度合い

発熱が大きいため、通常は厚い金属の放熱板を外側への輻射放熱のため露出させる。この放熱板で遮蔽される、または必要により容易に遮蔽を増強できるので、衝突・貫通確率を下げられる。

IV軽微： シャント1回路喪失の場合

III局所的：シャント多回路喪失に波及した場合

(2) ミッション期間中の故障確率

故障の発生確率を見積もるためには、シャント外面の遮蔽の貫通限界(貫通する最小の速度・密度・大きさ等の条件)以上の大きさのMMODがシャントの部品や配線の冗長系の無い部分に衝突して、ミッション期間中に損傷するという確率を算出する必要がある。

遮蔽板を貫通するMMODの衝突条件(貫通限界)は、付録IVの1枚板の式を参照し

て計算できる。遮蔽が MLI だけの場合は、7.1.2.1 を参照。

7.2.3.4 リスク低減策

- (1) 金属板で遮蔽する。(遮蔽板の厚みを増す)
- (2) 損傷が波及しないように、バスバーを 2 個以上にするなどして回路を物理的に分離する。

7.2.4 電力ハーネス

7.2.4.1 損傷モード

外部露出ハーネスは直接、内部搭載ハーネスは構体を貫通した MMOD の衝突で損傷する。

- (1) ハーネスに衝突し放出された二次デブリは、1 本またはそれ以上のワイヤーを貫通あるいは切断することがある。
- (2) それにより、短絡あるいは開回路故障を引き起こす可能性もある。
- (3) 障害を受けた機器および冗長のレベルにより、ミッションへの影響は小さいものから破局までの範囲となる。

電力ハーネスへの高速度衝突試験結果を付録Ⅱ 2.2.2 項に示す。試験は軌道上と同様の電氣的条件（電流および電圧）で行われ、持続放電が観測された。ケーブルの損傷状況を図 7.2-1 に示す。



(a) 直径 0.5mm

(b) 直径 0.3mm ス

図 7.2-1 超高速衝突試験後の電力ハーネス表面

また海外の実験例としては、超高速衝突試験結果が宇宙ステーション[Lazaroff & Fukushima, 1995; Westbury, 1995; Lyonsta 他, 1997a, 1997b; Kerr 他, 2000]および RADARSAT[Terrillon 他, 1991]用の種々なタイプの電力ケーブルや配線束に関する文献内

で述べられている。

7.2.4.2 故障モード

損傷する箇所により下記故障が発生する。

- (1) 発生電力低下:太陽電池パドルから宇宙機内電力制御系へのハーネスの一部損傷
- (2) 供給電力低下:電力制御系から各機器への出力ハーネスの一部損傷
- (3) 電力供給不能:上記どちらかの集中部分が全損。または地絡。

7.2.4.3 リスクアセスメント

(1) 被害の度合い

電力ハーネスへの高速度衝突試験結果を付録Ⅱ 2.2.2 項に示す。超高速・高真空領域では粒子直径 0.1mm 以下の衝突では、ハーネスの断線や放電による損傷は無い。

衝突速度 4 km/sec 程度で粒子直径 0.3mm 以上では持続放電が発生し、ハーネスの溶断による開放、もしくはハーネス間の短絡およびサブストレートへの地絡故障に至る。また、ハーネス束となっている場合は、MMOD が衝突した箇所での放電が隣接するハーネスに波及する可能性があり、束内の全てのハーネスが大きな損傷を受けることが推察される。

電力ラインの上流幹線部分（太陽電池パドルから宇宙機内へ入る部分、電源バスとバッテリー間など電源系機器相互間）が損傷した場合は、喪失電力が大きく影響が大きい。

破局Ⅰ：単系（冗長系無し）部分の全損（断線か短絡）：電力喪失

重大Ⅱ：上流幹線で冗長系のある部分の全損や、単系部分の一部損傷：

：電力低下

局所的Ⅲ：下流支線（個別機器への供給ライン）の全損：一部機器の喪失

(2) ミッション期間中の故障確率

故障を招く MMOD のサイズ・速度については付録Ⅱの 2.2.2 項の衝突実験結果および付録Ⅲの 2.2.3 項の衝突解析結果を参照とする。MLⅠやガラスクロスによる遮蔽の効果は 7.1.2.1 を参照。

7.2.4.4 リスク低減策（*印は、JAXA 宇宙機で実績有り）

- (1) 脆弱なワイヤーハーネスを、より厚い断熱材やガラスクロステープ（*）、Nextel、Kevlar（*）あるいは Beta cloth から成る保護層を付加することにより保護する。

（IADC-WD-00-03 Ver. 3.3 3.10.2 項）

- (2) 脆弱な外部ハーネスおよび同軸ケーブルは、MLI や Nextel で保護する。

(IADC-WD-00-03 Ver. 3.3 3.10.2 項)

- (3) EMC 要求等が可能である場合においてもハーネスの集中する部位については、粒子衝突による放電、波及故障に注意を払い、可能な限り分散実装する。特にホットラインとリターンラインは破損時に短絡しないように別々に束ねる（*）。
- (4) 冗長電力ケーブルは、一回の衝突で全ての冗長経路に障害が起きないように場所を極力離す（*）。

7.2.5 バッテリ

7.2.5.1 損傷モード

通常は宇宙機構体内部に搭載される。構体を貫通した MMOD が電池セルやセル端子に衝突すると、電解液がリークする可能性がある。また電池セル内のガス圧はニッケル水素 (Ni-H₂) バッテリでは数十気圧であり、破損によりガスが噴出または爆発する可能性がある。7.3.2 項の「圧力容器」参照。他のバッテリ (Ni-Cd、Ni-MH、Li イオン等) のセル内圧は約 2 気圧であり、穿孔によりガスが噴出する可能性がある。

電池端子と端子間は通常はバッテリ外表面に露出させるので、配線が断線する可能性がある。

宇宙ステーション用のニッケル水素 (Ni-H₂) バッテリセルの衝突試験において、ある超高速衝突から、爆発というよりむしろセルからの漏洩が見られた。(NASA 1992)

7.2.5.2 故障モード

電解液リークによりバッテリ容量低下や喪失に、セル端子間の配線断線によりセル 1 直列分を喪失する。セル内ガスの噴出 (特に Ni-H₂ バッテリ) については 7.3.3 項のタンク類と同様。

7.2.5.3 リスクアセスメント

(1) 被害の度合い

通常、複数のバッテリセルが直列および並列に結線されており、その結果、1 個または 1 直列分のセルを失っても宇宙機バッテリ電力の一部低下で留まる。

局所的：Ⅲ 日食時の供給電力が低下

(2) ミッション期間中の故障確率

通常は宇宙機構体内部に搭載され、構体パネルや他の機器により遮蔽されるので MMOD 衝突確率は十分低い。

7.2.5.4 リスク低減策

バッテリーの端子面と端子間配線に対し、他機器や宇宙機構体による遮蔽が大きくなるような位置・方向に搭載する。

他の対策は 7.2.6 の内部搭載機器と同様。

Ni-N2 バッテリーについては 7.3.5 項のタンク類と同様。

7.2.6 内部搭載のその他電源系機器

7.2.6.1 損傷モード

電子機器表面は通常は金属ケースであり、構体を貫通し金属ケース表面に衝撃を与えるか破損し得る高エネルギーの大型 MMOD が対象となる。機器表面への衝撃や破損により機器内部の半田付け部や素子の足などが破断する可能性がある。

パドル駆動装置に衝突した粒子は、破片を収納壁面からモータケース内へ放出することがあり、それがモータのジャムの原因ともなる。このような障害により、太陽電池パドルの指向が太陽方向から外れる結果となり、発電容量を著しく減少させる可能性がある。

7.2.6.2 故障モード

- (1) 発生電力低下：太陽電池パドル駆動関連機器、太陽電池アレイ制御関係機器
- (2) 供給電力低下：電力制御・供給系機器
- (3) 電力全損：上記 2 項で冗長系が無い部分の全損

7.2.6.3 リスクアセスメント

- (1) 被害の度合い

Ⅲ局所的またはⅣ軽微：冗長系がある場合

Ⅰ破局、Ⅱ重大またはⅢ局所的：冗長系の無い場合

- (2) ミッション期間中の故障確率

構体を貫通し金属ケース表面に衝撃を与えるか破損し得る高エネルギーの大型 MMOD は確率的に非常に少ない。(構体パネルによる遮蔽は、7.1.2.2 項参照)。

なお、端子が露出したバッテリーの上面のように、金属ケースが無い機器表面は衝撃や破損のリスクがある。(バッテリーについては 7.2.5 項参照)

7.2.6.4 リスク低減策

- ・冗長構成とする。
- ・冗長構成している機器同士は、離れた位置に配置する
- ・冗長構成している機器を接続している計装も、冗長構成とする。（機器の冗長化だけではなく、システム全体として冗長となるようにシステム設計を行う）
- ・冗長系のときは、主系だけで全ての機能を持っているか、損傷したとき、どこまで機能を低下させてよいかを考慮してシステム設計を行う。
- ・ハードウェアの損傷を考慮して、ハードウェアの損傷の程度に応じてソフトウェアにより検知を行い、システムに波及しないようなシステム設計を行う。

7.3 推進系

7.3.1 推進系の主な機能と主要構成品

推進系は主に下記の機能を持つ

- (1) 宇宙機をより高い軌道に、あるいは惑星探査への軌道へ乗せる。
- (2) 姿勢制御および軌道修正のための推力を供給する。
- (3) ミッションの終わりに軌道離脱あるいは再度別の軌道に乗せる。

推進系の主な構成品を以下に示す。

- ・ 固体モータ
- ・ 液体推進システム（コールドガスジェットを含む）
 - 推進薬タンク
 - 加圧タンク
 - バルブ類
 - 配管類
 - スラスタ
- ・ 電気推進システム
 - 構成品は液体推進システムとほぼ同じ

7.3.2 損傷モード

- (1) 宇宙機構体の外部に配置されたタンク類および配管類は、MMOD の一次衝突により特に損傷を受けやすい。
- (2) 構造への穿孔が発生した時に生じる高速度および低速度の二次デブリは、宇宙機内部に配置された推進サブシステムの構成品に機械的損傷を及ぼすリスクがある。
- (3) タンクや配管への穿孔の無い衝突は、破片（二次デブリ）を放出することがあり、これは推進薬およびこれに関連するバルブ類への汚染源となり得る。

(4) 推進薬タンク、加圧タンクのような圧力容器への衝突は、構造材料を弱めることがあり、更なる衝突により故障しやすくなる。また、衝突体は、推進薬の中に衝撃波を生じ、タンク類の内部圧力を高めることがある。これにより、故障モードの範囲を外部漏洩から破壊へと導くことがある。

(5) 圧力容器 詳細

圧力容器への衝突は、遮蔽材がある場合とない場合とに分け、実験的、解析的および数値的に研究され、加圧した圧力容器への極超高速粒子衝突に際して起きる過程がよく理解されるようになった。

例として、Al 5754 (図 7.3-1)、Al 2219、非合金チタン (Ti99.6%) (図 7.3-2) および Ti6Al4V 製の遮蔽材なしおよび遮蔽材つき円筒形圧力容器 (Whitney、1993 のような) に対する衝突試験結果を以下に示す。

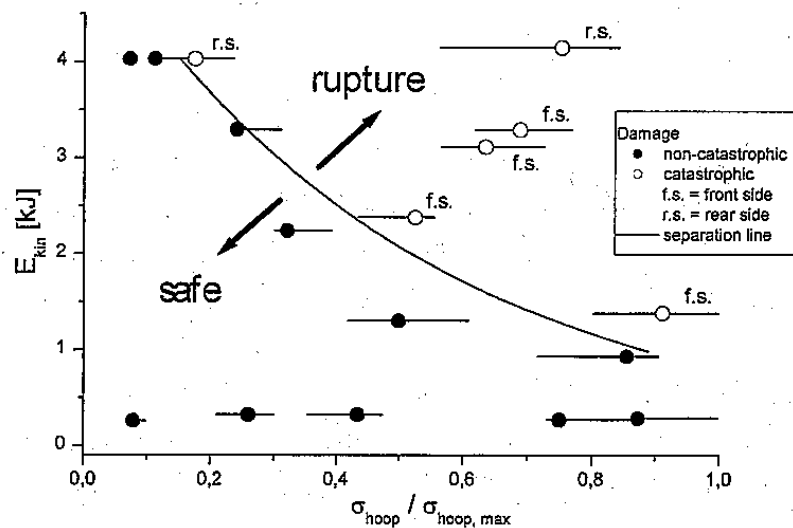


図 7.3-1 遮蔽材なしの場合の Al5754 容器の衝突試験結果

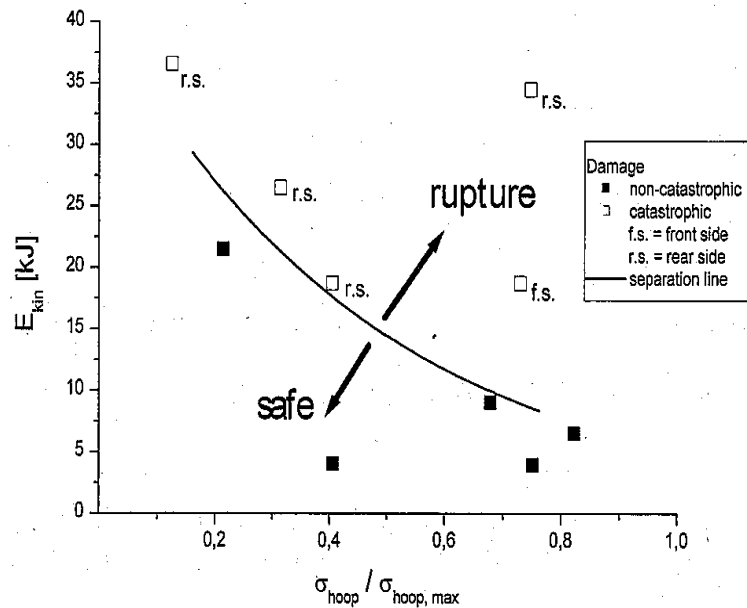


図 7.3-2 遮蔽材なしの場合の Ti99.6%容器の衝突試験結果

円筒容器のほとんどは、壁面の厚さ 1mm、直径 150mm 長さ 350mm である。スケール効果を研究するために、1 : 1.5 に拡大および 1 : 0.5 に縮小した AL2219 容器に対していくつかの試験を行った。使用した流体は窒素ガスであった。AL2219 および Ti6Al4V 製の遮蔽材つき容器に対する衝突試験において、液体充填容器に対する衝突の反応をガス充填容器と比較して調べるため、容器の 3/4 レベルまで水を入れ、さらに窒素ガスで加圧した。この研究中、球形容器-Ti6Al4V 製の完全に一体化されたガス充填遮蔽材なしのアリアン 5SCA タンクへの衝突試験を一度実施した。試験の大部分は垂直入射で行った。8.8km/sec で衝突させたアリアン 5SCA タンクを除き、すべての試験における衝突速度は約 7km/sec に設定した。投射物にはアルミニウム製の球を使用した。遮蔽材には、0.5mm および 1.0mm 厚さのアルミニウム製の板、MLI、強化 MLI および種々の間隔に設定した全アルミニウム二重バンパー遮蔽材を使用した。

ガス充填容器（図 7.3-1）に対する最大運用圧力を半分にして容器を破裂させる投射物の運動エネルギーは 2KJ で、一方液体充填容器に対する臨界運動エネルギーは 1KJ である [Poe&Rucker、1993] ことは注目に値すべきことである。

この研究の主な結論は以下の通りである。

遮蔽材なしのガス充填容器の破局的な破壊は、衝突エネルギーがある限界値より小さい場合には避けることができる。容器を破壊するのに必要なエネルギーは容器

の材料および容器圧力に強く依存する。

- (a) 遮蔽により破局的な破壊のリスクを低減できる。
- (b) 遮蔽された容器に小さな粒子が衝突したとき、衝突エネルギーがある限界を越すまでは容器はガスを漏らさない。すなわち漏れが生じるまで、容器壁はある程度の量の損傷を許容する。
- (c) ある衝突エネルギーを越えるまで、遮蔽材付き水充填容器への粒子の衝突は破局的な破壊に至らない。すなわち容器壁の小さな開口孔は破裂に至らない。
- (d) 標準および強化 MLI は、容器表面からある程度の間隔で設置されたとき、非常に効率的な遮蔽材料となる。

7.3.3 故障モード

外部漏洩、内部漏洩、破壊／破損。

- ・タンクや配管への穿孔なしの衝突は、破片を放出することがあり、これは推進薬およびこれに関連するバルブ類への汚染源となり得る。
- ・推進薬タンク、加圧タンクのような圧力容器への衝突は、構造材料を弱めることがあり、更なる衝突により故障しやすくなる。また、衝突体は、推進薬の中に衝撃波を生じ、タンク類の内部圧力を高めることがある。これにより、故障モードの範囲を外部漏洩から破壊へと導くことがある。
- ・加圧ガスがリークすると、推力が発生して姿勢外乱となり得る。
- ・推進薬がリークすると、酸化剤や還元剤（ヒドラジン等）なので、宇宙機外表面やセンサ光学開口の汚染や、内部の配線等の絶縁を劣化・破損する可能性がある。

7.3.4 リスクアセスメント

(1) 被害の度合い

- ・表面は金属板で有り、貫通の確率は少ないが、内圧が掛かっているので、微小な損傷でも強度劣化からリークに繋がりがやすい。流体系の1箇所がリークすると、直結している流路1系統が全損する。小型衛星などでタンクを1系統しか搭載できない場合があり、そこがリークするとミッション全損する。

II 重大 : 単系の場合、または冗長系だがリーク箇所が分離できない場合、推進機能全損

III 局所的 : 冗長系で、リーク箇所が分離できる場合、冗長系の1系統喪失。

推薬量にマージンが無ければミッション寿命減、または軌道到達不能。

VI 軽微 : 上記において、推薬に充分マージンがあるなら、影響小。

(2) ミッション期間中の故障確率

外部に露出して搭載される場合の故障を招く衝突条件（貫通限界）は、付録IVの1枚板の式を参照して計算できる。

故障の発生確率を見積もるためには、貫通限界（貫通する最小の速度・密度・大きさ等の条件）以上の大きさのMMODが衝突して、主系も冗長系もミッション期間中に損傷するという確率を算出する必要がある。

構体内部に搭載される場合は、7.1.2.2項の構体の遮蔽を考慮する。

7.3.5 リスク低減策

MMODとの衝突の結果発生する、いくつかのクリティカルエレメントの故障確率より推進サブシステムで対策が必要になった場合の、MMOD対策の例を以下に示す。

(b)から(g)は推進サブシステムの設計変更となるため、遮蔽材の設置を含めて、十分なトレードオフが必要である。

- (a) 遮蔽材を設ける。
- (b) タンク類、配管を保護する構造の特性を変える。
- (c) タンク類、配管を保護しているブランケットの特性を変える。MLIをBeta cloth層あるいはKevlar層で強化する。
- (d) タンク類、配管の構造の厚さを変える。
- (e) タンク類、配管の内部圧力を変える。
- (f) 外部に配置されたタンク類は、近づけて配置することで遮蔽効果を最大にする。
- (g) 宇宙機運用を改善する。例えば、曝露されて損傷を受けやすいタンク類は、より損傷を受けにくい位置にあるタンク類より優先して空にし、減圧する。

7.4 熱制御系

7.4.1 熱制御系の主な機能と主要構成

熱制御サブシステムは、宇宙機の各部温度を適切に制御する機能を有している。

主な構成部品である熱制御素子は、放射と伝導の経路を材料固有の物理特性と形状で調整する受動型と、機械的な可動品、若しくは流動体の利用、又はヒータ電力量の変化、熱物理特性の変化等を利用する能動型とに分類できる。受動型の代表的な熱制御素子にはコーティング、多層インシュレーション (MLI) がある。能動型の代表的な熱制御素子

にはヒータ、サーマルルーバ、ヒートパイプ及び流体ループがある。

また、温度センサも熱制御系の構成品である。

ほとんど宇宙空間に曝露されており、MMOD の衝突に直接曝されている。しかし、ヒートパイプや流体ループ、及び構体外部のヒータや温度センサの配線を除いては、MMOD 衝突による機能損傷の可能性は低い。また、塗料については、MMOD によるよりも原子状酸素や紫外線の影響によって剥離するケースが多いと考えられ、それ自身が軌道上デブリの一因となっている。

7.4.2 ヒートパイプ／流体ループのリスクアセスメント

7.4.2.1 損傷モード

ヒートパイプ及び流体ループの流管はアルミ合金表皮のサンドイッチ板に埋め込まれていることが多い。MMOD は構体表皮を貫通し、パイプを穿孔する可能性がある。穿孔されると冷媒が漏れ、廃熱能力が低下する。

7.4.2.2 故障モード

- (a) 搭載機器の許容温度逸脱による故障
- (b) 熱分布の偏りによる熱応力増大に伴う構体の破壊
- (c) 冷媒放出時の外乱発生による姿勢喪失と姿勢喪失による発生電力低下
- (d) 冷媒放出時の外乱発生による太陽電池アレイ追尾機能の故障
- (e) 漏洩した冷媒による観測センサの汚染

7.4.2.3 リスクアセスメント

(1) 被害の度合い

- (a) 搭載機器の許容温度逸脱による故障

ヒートパイプは冗長系があるケースが多いので機能損傷に至る可能性は低いと考えられるが、流体ループの場合は遮断弁で冷媒流出を制限しない場合、全系の冷媒を喪失して機能損傷となる可能性がある。

ヒートパイプ：

冗長系がある場合： III 局所的 または IV 軽微

冗長系がない場合： I 破局 または II 重大

流体ループ：

冷媒流出制限遮断弁及び冗長ループがある場合：

Ⅲ 局所的 または Ⅳ 軽微

冷媒流出制限遮断弁及び冗長系ループがない場合：

Ⅰ 破局 または Ⅱ 重大

(b) 熱分布の偏りによる熱応力増大に伴う構体破壊

(a) と同様

(c) 冷媒放出時の外乱発生による姿勢喪失と姿勢喪失による発生電力低下

ヒートパイプは冷媒放出量が少なく、機能損傷に至る可能性は低いと考えられるが、流体ループの場合は遮断弁で冷媒流出を制限しない場合、全系の冷媒を喪失して機能損傷となる可能性がある。

ヒートパイプ：

冗長系がある場合： Ⅱ 重大 または Ⅲ 局所的

冗長系がない場合： Ⅰ 破局 または Ⅱ 重大

流体ループ：

冷媒流出制限遮断弁及び冗長ループがある場合：

Ⅱ 重大 または Ⅲ 局所的

冷媒流出制限遮断弁及び冗長系ループがない場合：

Ⅰ 破局

(d) 冷媒放出時の外乱発生による太陽電池アレイ追尾機能故障

(c) と同様

(e) 漏洩した冷媒による観測センサの汚染

冷媒が観測センサを汚染する可能性は、観測センサが構体と反対方向を指向しているため低いと考えられるが、深宇宙指向の観測センサは表面温度が周囲の機器に比較して低いので、汚染の被害を受ける可能性もある。

観測ミッションの被害の度合い： Ⅲ 局所的 または Ⅳ 軽微

(2) ミッション期間中の故障確率

構体パネルに埋め込まれているパイプの MMOD 環境は、7.1.1(2)項で示したように、構体外方向は曝露部とほとんど変わらず、それ以外の面への MMOD 衝突はほとんどない。構体表皮がアルミ合金の場合はその厚さをパイプの外皮厚さに加算して耐性評価

を行い、構体表皮が CFRP の場合は遮蔽効果がほとんどないためその厚さは無視するものとする。

パイプの故障を招く衝突条件（貫通限界）は、付録IVの 1 枚板の式を参照して計算できる。

故障の発生確率を見積もるためには、貫通限界（貫通する最小の速度・密度・大きさ等の条件）以上の大きさの MMOD がパイプに衝突して、主系も冗長系もミッション期間中に損傷するという確率を算出する必要がある。

7.4.2.4 リスク低減策

ヒートパイプ／流体ループのリスクを低減するためには以下の方法がある。

- 1) 各構体パネル内に、一つ以上の冗長系を加える。
- 2) パイプの埋め込まれている構体の外皮をダブルで強化する。
- 3) パイプの流管を厚く、または強化する。
- 4) 流体ループの場合、流れ経路に穿孔があったときの冷媒の損失を制限するために自動遮断弁を設ける。

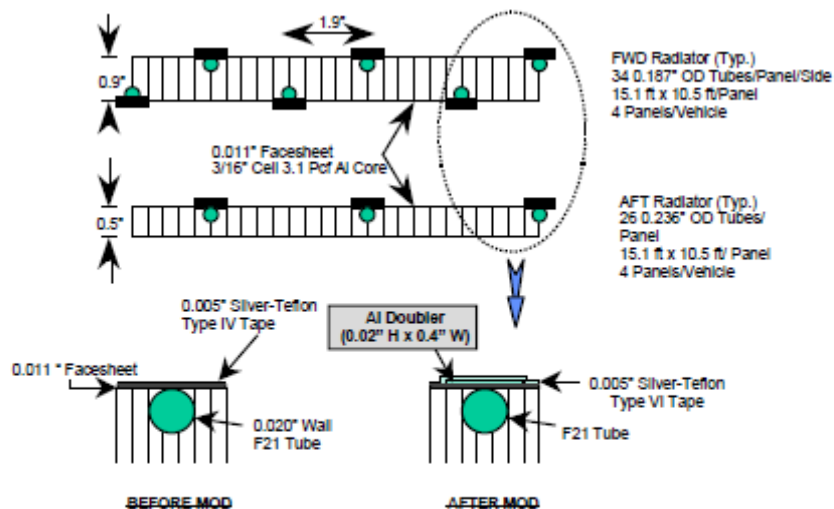


図 7.4.2-1 スペースシャトルの補強事例

(IADC Protection Manual Figure7.4-1 Shuttle radiator panel before and after “doubler” modification から転載)

スペースシャトルの事例では、ラジエータの流管の上に厚さ 0.5mm のアルミニウムのダブルを付加することにより、管の穿孔の原因となる粒子サイズを $\phi 0.4\text{mm}$ 以上から $\phi 0.6\text{mm}$ 以上に増加している（衝突速度 7 m/s、衝突角度 0 deg におけるアルミニウム球に対して）。

また、冷媒の損失を最小化するために自動流量制御弁も付加されている。

7.4.3 ヒータのリスクアセスメント

7.4.3.1 損傷モード

ヒータは熱的にクリティカルな種々の機器に取付けられているため、電力配線が必要で、MMOD 衝突によって、断線や短絡が発生する可能性がある。

また、温度センサの配線が MMOD 衝突によって断線し、ヒータの ON/OFF 制御ができなくなる可能性もある。

ヒータによって熱制御ができなくなると、バッテリーなどの熱的にクリティカルな機器に故障が発生する可能性があるため、冗長性を考慮する。

7.4.3.2 故障モード

(a) 搭載機器の許容温度逸脱による故障

7.4.3.3 リスクアセスメント

(1) 被害の度合い

ヒータは一つ損傷しても機能損傷に至らないように、冗長設計となっている場合には、MMOD 衝突によって主系も冗長系も損傷する確率は低いと考えられる。

被害の度合い：冗長系がある場合： III 局所的 または IV 軽微

冗長系がない場合： II 重大

電力配線の被害の度合いについては、7.2 項の電源系に示す。

(2) ミッション期間中の故障確率

ヒータが故障に至る MMOD の直径については、電力ハーネスに準ずることとする。

7.4.4 コーティングのリスクアセスメント

7.4.4.1 損傷モード

コーティングには、OSR、塗料、銀蒸着テフロンテープ、アルミ蒸着テフロンテープ、陽極酸化処理が含まれる。

微小 MMOD 衝突によって、塗料や銀蒸着テフロンテープ、アルミ蒸着テフロンテープは剥離する可能性がある。銀蒸着テフロンテープの剥離部は原子状酸素の作用により黒

色化する可能性もあり、熱特性の劣化が懸念される。

また、OSRはMMOD衝突によって、破損及び汚染されると考えられ、放熱能力が劣化する可能性がある。

7.4.4.2 故障モード

(a) 搭載機器の許容温度逸脱による故障

7.4.4.3 リスクアセスメント

塗料などの熱被覆は、適切に処理されて塗装されている場合には、剥離範囲が衝突箇所付近にとどまり、致命的なものとはならない場合が多い。

被害の度合い：IV 軽微

7.4.5 MLIのリスクアセスメント

7.4.5.1 損傷モード

微小MMODはMLIに衝突すると、層を通過するに従って粉砕され、下層になるほど破損範囲が広がるが、次第に速度が遅くなっていくという傾向がある(図7.4.5-1参照)。

複数個のMMODが相互の近傍に衝突する場合、損傷範囲がつながって小さい負荷でも広がり易くなり、断熱性能が劣化する可能性がある。

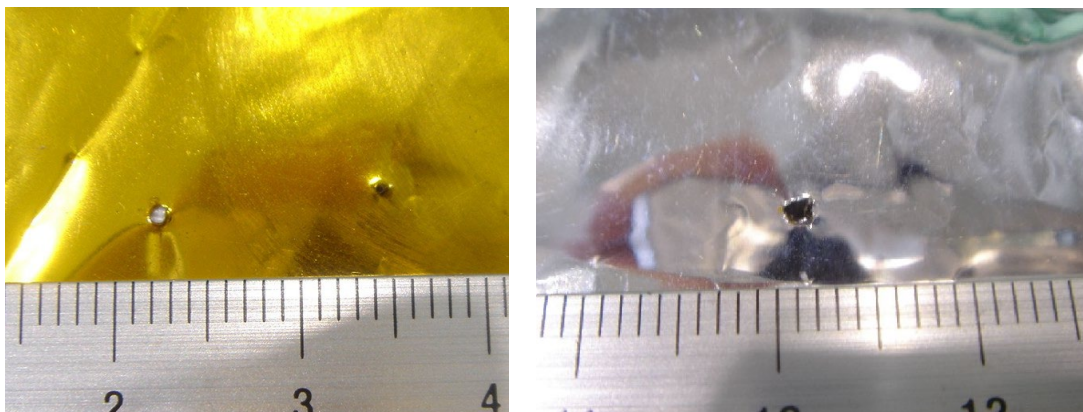


図 7.4.5-1 MLIの前面および後面の衝突損傷
(高速度衝突試験結果より)

7.4.5.2. 故障モード

(a) 搭載機器の許容温度逸脱による故障

7.4.5.3 リスクアセスメント

MLI の損傷は、剥離範囲が衝突箇所付近にとどまり、致命的なものとはならない場合が多い。

被害の度合い： IV 軽微

7.4.5.4 リスク低減策

MLI の熱制御機能のためには MMOD 対策は必要ないが、MLI を MMOD からの防護手段として使用するために、耐衝突性を高めるための検討がなされている。事例は 7.1.2.1 項に示す。

7.4.6 サーマルルーバのリスクアセスメント

7.4.6.1 損傷モード

MMOD 衝突によって、ルーバの開閉が不可能となり、熱制御性能が劣化する可能性がある。

7.4.6.2 故障モード

(a) 搭載機器の許容温度逸脱による故障

7.4.6.3 リスクアセスメント

サーマルルーバは多数のルーバから構成されるが、一つのルーバが故障してもその影響範囲は狭く、また他のルーバに影響を与えないため、致命的なものとはならない場合が多い。

被害の度合い： IV 軽微

7.5 姿勢制御系

7.5.1 姿勢制御系の主な機能と構成品

姿勢制御系の第一の目的は、宇宙機の正しい方位を要求される精度レベルに維持することである。そのために、姿勢制御系は種々の擾乱トルクを制御する必要がある。

構成品としては、姿勢軌道制御電子回路、トルク制御をするためのトルク発生装置のスラスタ、磁気トルク発生装置、運動量蓄積トルク発生装置（リアクションホイール、モーメンタムホイール）、並びに基準センサの太陽センサ、地球センサ、恒星センサ、慣性センサ、それらの駆動装置や電子回路、並びにレートダンピング用のレート積分ジャイロがある。

スラスタについては、7.3 項の推進系に示す。また、構体内部搭載機器については 7.7.3 項に示す。

7.5.2 損傷モード

宇宙機に MMOD が衝突すると、その衝撃で姿勢が変動する場合がある。また、ヒートパイプや流体ループが損傷して冷媒が噴出した場合も、姿勢が大きく変動すると考えられる。変動の大きさによっては故障検知が働き、ミッションが中断され、軽負荷モード等に移行する可能性がある。

基準センサ類は宇宙曝露面に搭載されているため、MMOD 衝突により、光学レンズが傷つくことが懸念される。レンズ表面への複数の小衝突は光散乱を増加させ、光学特性を劣化させる可能性がある。

また、MMOD の超高速衝突によって局所的なプラズマ雲が発生し、その放電電流が制御回路に流入して制御回路を故障させる可能性もある。

7.5.3 故障モード

- (a) 構成品の MMOD 衝突による機械的損傷による宇宙機の姿勢異常
- (b) 電子回路の MMOD 衝突時発生プラズマによる電氣的損傷による宇宙機の姿勢異常
- (c) 姿勢喪失による発生電力低下／熱制御異常（熱的クリティカル機器の損傷）／通信回線喪失

7.5.4 リスクアセスメント

- (1) 構成品の MMOD 衝突による機械的損傷による宇宙機の姿勢異常
- (a) 被害の度合い
 冗長系がある場合： III 局所的 または IV 軽微
 冗長系がない場合： II 重大
- (b) ミッション期間での故障確率
 ほとんどの機器が構体内に搭載されている。また構体外に搭載されている基準センサ類の表面積は小さいため、基準センサ類の光学レンズに MMOD が衝突する確率は低いと考えられる。
- (2) 電子回路の MMOD 衝突時発生プラズマによる電氣的損傷
- (a) 被害の度合い
 I 破局 または II 重大
- (b) ミッション期間での故障確率
 定量的な故障確率のデータはないが、現在のところ、本事象を推定原因とする軌道上不具合は、付録 I に示す Olympus 衛星の 1 事例が報告されているのみである。
- (3) 姿勢喪失による発生電力低下／熱制御異常（熱的クリティカル機器の損傷）／通信回線喪失
- (a) 被害の度合い
 静止軌道の場合 II 重大 または III 局所的
 低軌道の場合 I 破局 または II 重大 または III 局所的
- (b) ミッション期間での故障確率
 微小 MMOD が衝突しても姿勢喪失に至る確率は低い。
 ヒートパイプや流体ループに MMOD が衝突して冷媒が噴出した場合は姿勢変動が生じると推測されるが、それについては 7.4 項の熱制御系に示す。

7.6 通信系およびデータ処理系

7.6.1 通信・データ処理系の主な機能と主要構成品

通信・データ処理系は、主に下記機能を持つ。（なお、宇宙機のミッションとして、地上の複数局の間のデータの中継を行うことを目的とする宇宙機もあるが、このような宇宙機のデータ中継用通信機能は、本稿には含めないものとする）

- (1) 地上管制局からの情報を当該宇宙機に伝達する。
- (2) 宇宙機の情報を地上局に伝送する。
- (3) 宇宙機内のデータ処理を行う。

これらの機能を実現するための主要な機能構成部を以下に示す。

- ・受信アンテナ、および送信アンテナ
 - ・受信・復調部（コマンドデコーダ部を含む）
 - ・送信・変調部（テレメトリエンコーダを含む）
 - ・データ処理部（宇宙機内の機器の情報収集、および各機器への各種制御信号の配信を含む、ただし姿勢制御系等のデータ処理を含むかどうかについては、個々の宇宙機の設計方針に依存する）
- なお、これらの機能は単独では実現できず、下記の機能部位も必須のものとなる。
- ・計装系（導波管、同軸ケーブル、信号伝送用各種ケーブル、電源ケーブル等であるが、本章では対象外とする）

受信アンテナと送信アンテナは、別々のアンテナがそれぞれ用いられる場合と、共通のアンテナが用いられる場合の2つの場合があるが、これは受信周波数と送信周波数がどの程度離れているかに依存する。

また、宇宙機のハウスキーキング用に用いられるアンテナは、原則的には異常時を含め宇宙機のいかなる姿勢によっても通信ができるように、宇宙機の全方向に、ある程度のアンテナ利得を有することが求められる。このため、送信と受信を共通のアンテナとする場合であっても、最低限2つ以上の無指向性アンテナを持つことが必要となる。

このような、無指向性アンテナの外形寸法は、概ね使用周波数の半波長（Sバンドであれば15cm）程度を基本的な大きさとし、この無指向性アンテナのエレメント部を、宇宙機の外表面上の障害物を越えて視野を確保できる位置に保持するためのマストが、アンテナの構造物となる。

以上述べたように、宇宙機のアンテナは、地上局とのデータの授受のための窓であり、電波が輻射できるように全方向に対して、物理的に開放されていなければならない。

このため、MMOD対策のために遮蔽する処置をとることはできない。

開口面積（Sバンドアンテナで直径15cmの領域）は、アンテナの使用周波数で決まり、宇宙機外表面からどの程度突出させるかについては、宇宙機のシステム設計に依存するが、電波の遮蔽物を避けることは、MMODに対しても遮蔽効果も無くなる。

また、アンテナを冗長構成することは、宇宙機構体の配置スペースの問題、通信系の構成上の問題（切り替え回路の煩雑さと、その切り替え制御は自動では困難）等から実施されている例はほとんど無い。

7.6.2 エレメントが微小なアンテナ（クロスダイポール、マイクロストリップ、小型ヘリカル）

7.6.2.1 損傷モード

アンテナエレメントは、クロスダイポールでは細い金属棒、マイクロストリップと小型ヘリカルではプリント板状の金属箔であり、MMOD の1回の衝突により、衝突場所によっては全損の可能性がある。ただし面積が微小なので衝突確率も少ない。

アンテナ（無指向性アンテナ）が何らかの損傷を受けた場合のアンテナの機能性能の低下は、概ね以下のように考えられる。

- (1) 無指向性アンテナのエレメント等が多少変形した場合：利得、指向性ともに有意な変化は生じない。
- (2) 無指向性アンテナのエレメントが半分程度損傷した場合（給電路の短絡が無い条件）：利得、指向性共に大きく（数dB以上）変化、低下する。
- (3) 特定の無指向性アンテナが完全に無くなるような損傷を受けた場合：当該のアンテナを用いた通信は不可能となる

7.6.2.2 故障モード

- (1) 通信回線が成立しない（全アンテナが損傷を受けた場合、または主系・冗長系の両系の送受信部位、変復調部位が損傷を受けた場合）
- (2) 宇宙機の特定の方向に対する通信機能が大きく低下（アンテナが大きく損傷を受けた方向に対して）
- (3) 通信回線の品質が低下する（所望のビットレートによるデータ伝送ができない）

7.6.2.3 リスクアセスメント

(1) 被害の度合い

- (a) 無指向性アンテナのエレメント等が多少変形した場合：

ほとんど影響無し V

軽微 IV

- (b) 指向性アンテナのエレメントが半分程度損傷した場合（給電路の短絡が無い条件）：回線マージンに十分余裕がある（10 dB以上）場合には何とか通信は成立できる可能性がある。または、伝送ビットレートを低い値に切り替えて運用することで、対処できる可能性がある。

局所的Ⅲ：一部代用できる他のアンテナがあるか、部分損傷により
 パターンの一部は使用可： 通信頻度に制約

- (c) 特定の無指向性アンテナが完全に無くなるような損傷を受けた場合：当該のアンテナを用いた通信は不可能となるため、複数設けられている他のアンテナ（アンテナの指向利得パターンはまったく異なるアンテナ）を用いて通信を行う以外に適正な手段は無い。

破局Ⅰ：他のアンテナが無く、アンテナが全損し、通信途絶
 局所的Ⅲ：一部代用できる他のアンテナがある場合、通信頻度に制約

(2) ミッション期間中の故障確率

面積が小さいので、衝突確率は無視できる。

7.6.2.4 リスク低減策

受信アンテナ、送信アンテナ共に、アンテナ輻射素子(エレメント)と送受信機等の間を接続する導波管、同軸ケーブルに対しては、遮蔽処置を施す。

7.6.3 その他のアンテナ（パラボラ、ターンスタイル、大型ヘリカル、ホーン）

パラボラアンテナはパラボラリフレクタの一部面積を損傷しても性能低下のみで全損には至らない。ただし面積が広いので衝突確率は高い。パラボラアンテナのフィードホーンや、ホーンアンテナ、ターンスタイルアンテナ、大型ヘリカルアンテナは厚い金属板や太い金属棒で構成されるので、MMODの1回の衝突で損傷する可能性は少ない。

7.6.3.1 損傷モード

- (1) アンテナのエレメント等が多少変形した場合、パラボラリフレクタの小面積が破損した場合：利得、指向性ともに有意な変化は生じない。
- (2) アンテナが大きく変形または損傷、パラボラリフレクタの大面積が破損した場合、アンテナ取り付け構体の変形した場合（給電路の短絡が無い条件）：利得、指向性共に大きく（数dB以上）変化、低下する。

7.6.3.2 故障モード

- (1) 宇宙機の特定の方向に対する通信機能が大きく低下（アンテナが大きく損傷を受けた方向に対して）
- (2) 通信回線の品質が低下する（所望のビットレートによるデータ伝送ができない）

7.6.3.3 リスクアセスメント

(1) 被害の度合い

- (a) アンテナのエレメント等が多少変形した場合、パラボラリフレクタの小面積が破損した場合：

ほとんど影響無し V

- (b) アンテナが大きく変形または損傷、パラボラリフレクタの大面積が破損した場合、アンテナ取り付け構体に変形した場合（給回路の短絡が無い条件）：回線マージンに十分余裕がある（10 dB以上）場合には何とか通信は成立できる可能性がある。または、伝送ビットレートを低い値に切り替えて運用することで、対処できる可能性がある。

重大 II：通信不能か 通信可能時間の著しい低下

局所的 III 伝送ビットレート低下で運用可能な場合

代替するアンテナがある場合は運用頻度減少

(2) ミッション期間中の故障確率

上記(b)の重大損傷を与える大型 MMOD 衝突や、大面積を損傷する多数の衝突の衝突確率は無視できる。

7.6.3.4 リスク低減策

アンテナ輻射素子(エレメント)と送受信機等の間を接続する導波管、同軸ケーブルに対しては、遮蔽処置を施す。

7.6.4 内部搭載された通信・データ処理系機器

これらの機能部位は、データ伝送上の（宇宙機と地上の間）パス（通路）であり、損傷の程度はそのまま、宇宙機の運用制御の障害の程度を左右する。

なお、MMODによる損傷以外の他の理由でも、これらの機能部位は故障する可能性があるため、通常は冗長構成がとられている。このため、冗長構成の片系がMMODにより損傷を受けても、受信・復調および送信・変調機能は維持できる。

冗長構成がとられている両系が損傷を受けた場合には、宇宙機の機能実現に支障を生じるようになる。

また、冗長構成されている各機能部位は、計装系によって接続がなされているが、この計装系が、主系のデータ伝送ラインと、冗長系のデータ伝送ラインが共通であったり、または、ラインそのものは独立していても、束線、またはケーブルの配置が同一であると、MMODによる障害が主系、冗長系に同時に発生し、冗長構成によるメリットが発揮できなくなる問題がある。

このため、MMOD障害対策を考えると、機器配置、計装配線の冗長系構成の方法は、きわめて重要な検討事項となると考えられる。

7.6.4.1 損傷モード

7.2.6 「内部搭載された電源系機器」と同様である。

7.6.4.2 故障モード

7.2.6 「内部搭載された電源系機器」と同様である。

7.6.4.3 リスクアセスメント

7.2.6 「内部搭載された電源系機器」と同様である。

通信・データ処理系は、冗長構成が通常とられているため、冗長構成の片系がMMODにより損傷を受けても、受信・復調および送信・変調機能は維持できる可能性が、電源系より高い。

7.6.4.4 リスク低減法

7.5.6 「内部搭載された電源系機器」と同様である。

通信データ処理系追加事項：ハードウェアの損傷を考慮して、ハードウェアの損傷の程度に応じてソフトウェアで補完対応できるようなシステム設計を行う。

7.7 宇宙機構体および内部機器

7.7.1 宇宙機構体の主な機能と構成品

構体は宇宙機の構成機器を実装収納し、各搭載機器の機械環境を所定条件内に維持する機能や、搭載機器のアライメントを維持する機能を有している。そのため、構体自身及び機器取付け部の、十分な強度と剛性が必要である。また、機器や推進剤の搭載質量をできる限り増やすため、軽量であることも必要である。

このことから、構体の宇宙曝露面はほとんどサンドイッチ板で構成され、MLI や OSR 等の熱制御素子で覆われている。

宇宙機構体に用いられるサンドイッチ板は、2 枚の薄い面板（表皮）の間にハニカムコアが接着されたもので、コアはせん断荷重を、表皮は曲げ荷重を担う。搭載機器の取付け部には金属インサートが埋め込まれ、その周囲には樹脂が充填されている。

ここでは、アルミ合金製ハニカムコアとアルミ合金製または CFRP 製の表皮とで構成されるサンドイッチ板について記述する。2 枚の表皮の内、MMOD 衝突面（宇宙暴露面）を「前面板」、その反対面（構体内部面）のことを「后面板」と呼ぶ。

搭載機器の廃熱と構体面の温度分布一様化のため、ヒートパイプが埋め込まれているサンドイッチ板もある。

微小 MMOD 衝突に対しては、構体内部の搭載機器の遮蔽板としての役割を担う。

7.7.2 サンドイッチ板のリスクアセスメント

7.7.2.1 損傷モード

微小 MMOD 衝突は構体パネルの表皮を穿孔し、ハニカムコアを損傷させる。サンドイッチ板への超高速衝突の典型例を図 7.7.2-1 に示すが、一般的に、ハニカムコアの内部損傷範囲は表皮の穴よりもはるかに大きく、衝突した MMOD 粒子直径の 10 倍以上となる。コアのセルの損傷モードには、膨れ（セルの穿孔なし）、破裂（セルの穿孔有り）、爆発（セルの破壊）がある。このコア損傷に伴う空隙と表皮穴とが、熱サイクルとの複合により、局所的な座屈をもたらす可能性がある。また、セルの爆発損傷がインサート近傍で生じた場合、インサートの固定が損なわれる可能性がある。これら損傷の、構体機能への影響としては、搭載機器のアライメントのずれや安定性損失が考えられる。

后面板に穿孔が生じるような弾道限界を超える衝突では、表皮とハニカムコアとの著しい剥離が発生し、強度・剛性の低下が生じることがある。

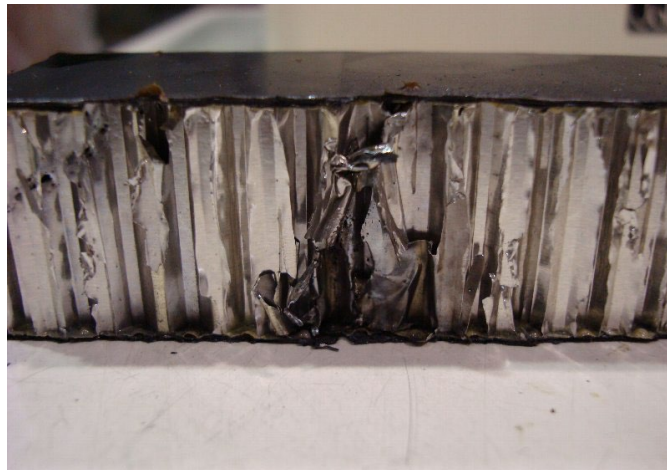


図 7.7.2-1 サンドイッチ板の衝突損傷
(高速度衝突試験結果より)

7.7.2.2 故障モード

- (a) 機器取付け部の強度・剛性の低下

7.7.2.3 リスクアセスメント

(1) リスク概要

軌道上では負荷される荷重が小さく、機器の支持やアライメントを損なうほどの破壊をもたらすような MMOD との衝突確率は十分低いため、微小 MMOD 衝突によるサンドイッチ板の損傷が、宇宙機の故障として表出する確率は低いと考えられる。

(2) 被害の度合い

軽微 IV

7.7.2.4 リスク低減策

構体のためには MMOD 対策は必要ないが、機器取付けは、インサート 1 箇所が損傷しても機器が外れたりアライメントがずれたりしないように冗長性を持たせた設計とすることを推奨する。

また、構体を MMOD からの防護手段として使用するために、耐衝突性を高めるための検討がなされている。事例は 7.1.2.2 項に示す。

7.7.3 構体内部機器のリスクアセスメント

7.7.3.1 損傷モード

構体内部機器／計装系に関する MMOD 環境については、7.1.1 (3)項 に示すが、構体を貫通した MMOD が直接衝突したり、穿孔された構体パネルの破片が高速度または低速度で衝突したりする可能性がある (CFRP を貫通するときが発生する二次デブリの様子を付録 VII の図 VII-1 に示す)。宇宙暴露パネルの内側に直接または近傍に取付けられている機器に関しては、そのリスクが顕著となる。

設計時、考慮すべき損傷モードには以下が挙げられるが、それに限ったことではないので個別の設計に応じて検討が必要である。

- (a) 筐体を貫通し、筐体内部の電子部品等を破損。
- (b) 筐体に衝突し、衝撃に弱い部品の取付け部に衝撃が生じ、機能損傷となる。
- (c) 電線を切断。
- (d) 圧力容器や配管に打痕やクラックが発生し、耐荷重が低下。

サンドイッチ板への高速度衝突試験結果を付録 II 2.3.2 項に示す。図 II-32、図 II-33 に構体パネルを模擬したサンドイッチ板を貫通して、構体パネルに取付けられた筐体を模擬した A2024 板が損傷した結果が示されており、ここから筐体の損傷状況を推定できる。

7.7.3.2 故障モード

- (a) ハーネスの開放／短絡
- (b) 圧力容器／配管の漏れ
- (c) 機器故障

7.7.3.3 リスクアセスメント

1) リスク概要

故障モードの発生の可能性を検討するためには、機器の故障を招く衝突条件を検討する必要がある。

筐体の故障を招く衝突（貫通限界）は、構体パネルが表 II-4 に示されるサンドイッチ板で筐体が A2024 板の場合、付録 II 2.3.2 項の実験式を用いて算出する。

$$p = 2.20d - 0.477 \quad (d \leq 1\text{mm})$$

ここで、 p は筐体の最大クレータ深さ、 d はデブリの直径である。なお、当該試験ではスポール破壊を考慮していないので、デブリ衝突から内部機器を防護するためには上述の式で算出された値以上の筐体厚さが必要である。

構体パネルが表Ⅱ-4に示されるサンドイッチ板で筐体がA2024板の場合以外は、付録Ⅳの1枚板の式や複数壁構造の式を参照して計算する。

圧力容器や配管は円筒形状であるが、付録Ⅳの1枚板の式や複数壁構造の式を参照することにする。熱サイクルとの複合を考慮することも必要である。

ハーネスについては7.6項の電源系に示す。

2) 被害の度合い

それぞれの関連サブシステムの章を参照のこと。

7.3.3.4 リスク低減策

衝突クリティカルな機器や計装系、圧力配管を識別し、それらは可能な限り衝突確率の低い面へ実装配置したり、筐体シャーシを厚くしたり、シールドを取付けたりを推奨する。

また、構体内のMMOD環境緩和のために構体パネルの防護力を高める事例は7.1.2.2項に示す。

8 デブリ環境モデル

代表的なモデルとしては、MASTER-2009、MASTER-2005 および ORDEM2000 が存在する。
詳細は、 JERG-2-144-HB001 宇宙環境標準による。

8.1 既存モデル

8.1.1 MASTER

MASTERは、ヨーロッパが開発した準決定論的な原則に基づいたモデルで、メテオロイドとスペースデブリ両方の環境がモデル化されている。

このモデルでは、地球軌道の人工的および自然派生的粒子環境とそのフラックスを、衝突体の直径が1ミクロンに至るまでユーザー定義のターゲット軌道で記述することができる。

シミュレーションを行うデータソースごとに、それぞれに対応するデブリ生成モデルが質量/直径の分布、付加速度、および方向分散度の観点から開発されている。また包括的な摂動モデルを使用して、すべての解析対象を基準元期（MASTER-2009では2009年5月1日）に向けて伝播させた。

MASTER-2009モデルでは、地球軌道デブリの分布がLEO（軌道半径 $> 6,564$ km）からGEO（軌道半径 $< 43,164$ km）の領域に至るまで完全に三次元的に記述される。軌道を描くある特定のターゲット、すなわちある特定の慣性量に関するフラックスの出力結果は、データのソース項、衝突体の特性や軌道、さらには衝突速度や衝突方向に分解することができる。また、こうしたパラメータの任意の2つについての3Dフラックス分析も同時に行うことができる。

MASTERモデルはweb上でアップデートを配布しているので、www.master-model.deにアクセスし最新版を確認することが望ましい。MASTER2009は2007年のFengyun-1CのASAT実験、2007年のBriz-Mの爆発、2009年のIridium/Cosmos軌道上衝突事故で発生した破片を含んでいる。更に、今後軌道上で衝突事故等が発生した場合は新たなデブリデータを前述のホームページ上でダウンロードできるシステムになっている。

・ 参考文献

ESA MASTER : <http://www.master-model.de>.

S. Flegel, J. Gelhaus, M. Möckel, C. Wiedemann, D. Kempf : Maintenance of the ESA MASTER Model, Final Report of ESA contract 21705/D/HK, 2010.

8.1.2 ORDEM2000

ORDEM2000は、観測データに基づいた経験的なスペースデブリ環境モデルである。対象はスペースデブリのみであり、メテオロイドは含んでいない。従って、メテオロイドの評価も併せて行う場合は、別途、メテオロイド環境モデルを用意する必要がある。

ORDEM2000では、以下の3種類の一次データソースをもとに、デブリ軌道の母集団に関する経験則的推定を行っている。

- Space Surveillance Network (SSN) (図8.1-1) のカタログ、
- 宇宙空間から地上に回収したLong Duration Exposure Facility (LDEF) (図8.1-2) の表面検査結果
- Haystack radar (図8.1-3) による地上からの観測データ

更に、以下のデータに基づいて補正されている。

- Hubble Space Telescopeの太陽電池(HST-SA)の回収後検査
- US Space Shuttle (STS)の窓とラジエータの回収後検査
- Haystack Auxiliary radar (HAX) による地上からの観測
- Goldstone radarによる地上からの観測

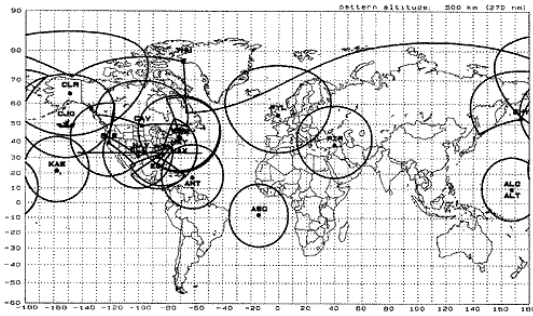
図8.1-4にORDEM2000のデータソースを示す。軌道上からの回収物の表面検査により、大きさ $10\ \mu\text{m}$ ~ $1\ \text{mm}$ のデブリのデータを、地上からのレーダ観測により大きさ $2\ \text{mm}$ ~ $10\ \text{m}$ のデブリのデータを得ている。これらのデータセットを用いて、サイズ、傾斜角、高度、離心率をもとにLEO（高度 $200\ \text{km}$ から $2000\ \text{km}$ まで）でのデブリ軌道の分布を経験則的に推定した。データのない領域に対する内挿や外挿には、EVOLVEモデル等のデータソースやNASAが開発した伝播モデルを活用している。こうした母集団は、有限要素モデルとしてモデル化してあるが、その際に使用した一連のテンプレートには、デブリの空間密度、サイズ、速度、方向が地表からの緯度および高度とに対応してどのように変化するかが記録される。母集団では、今後の予測についても計測できる。宇宙機のフラックスについては、宇宙機の軌道周辺のフラックスを積分して求める。

- 参考文献

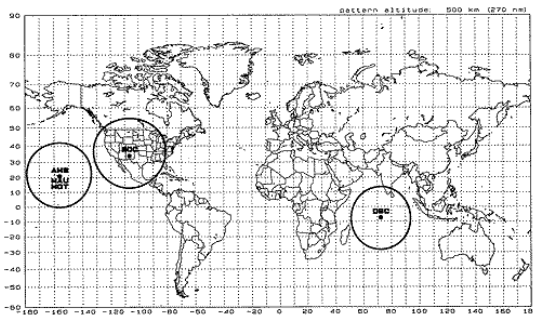
NASA Orbital Debris Program Office :

<http://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/model/engrmodel.html>

Liou, J.-C., M. J. Matney, P. D. Anz-Meador, D. Kessler, M. Jansen, and J. R. Theall, 2002, "The New NASA Orbital Debris Engineering Model ORDEM2000", NASA/TP-2002-210780.



Radar sensors



Optical sensors

図8.1-1 Space Surveillance Network (SSN)の概要

SSN

米国の宇宙監視網
人工物体を定常的に観測

レーダーと光学望遠鏡により
10 cm以上の大きさの物体を観測可能

打ち上げ国, 軌道要素データ等が
完全に同定できたものについては,
番号をつけてカタログ化している



↑ Space Shuttle Columbiaに回収されるLDEF

Teflon blanket上の多数の貫通孔→

LDEF

1984年4月6日 打ち上げ
1990年1月12日 回収

円軌道

初期高度 480 km

最終高度 331 km

時間平均高度 457 km

軌道傾斜角 28.5 度

暴露時間 5.77 年

衝突物直径 10 μm ~ 1 mm

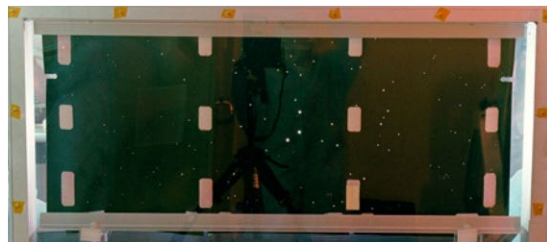


図8.1-2 Long Duration Exposure Facility (LDEF) の概要



Haystack radar

1 cmオーダーのデブリを観測できる

真上を指向している場合

高度350 kmで3 mm,
高度1400 kmで7 mmまでの
デブリを観測可能

↑ Haystack radarとHAX radar

高度800 km ~ 1000 kmの
Catalog population > 10cm
Haystack population > 1 cm →

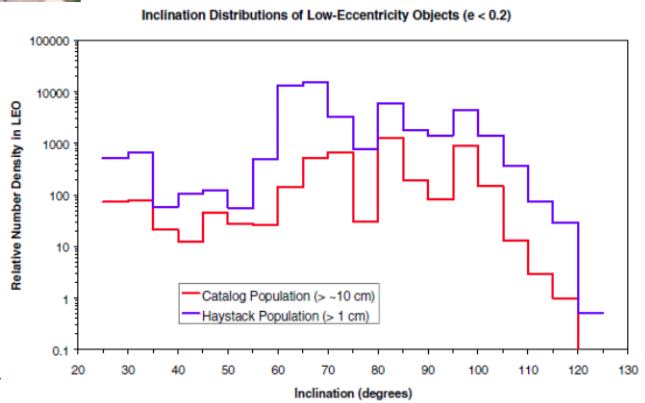


図8.1-3 Haystack radarrの概要

	SSN	Haystack	HAX	LDEF	HST-SA	EuReCa	Shuttle	SFU	Mir	Goldstone
Size range	10 cm to 10 m	3 mm to 10 m 5 mm to 10 m 5 mm to 10 m 1 cm to 10 m	1 cm to 10 m 8 mm to 10 m	10 μm to 1mm	10 μm to 1mm	5 μm to 500 μm	100 μm to 1 mm	10 μm to 1 mm	10 μm to 100 μm	2 mm to 2 cm
Altitude range [km]	200 to 2000	350 to 1100 350 to 650 350 to 650 700 to 1100 1200 to 2100	450 to 1050 450 to 1050	330 to 480	586 to 614	502 to 508	300 to 400	480	170 to 300	280 to 2000
Inc. range [degree]	All	40 to 140 28 to 152 32 to 148 32 to 148 40 to 140	40 to 140 40 to 140	All	All	All	All	All	All	32 to 148
Time of collection	up to Dec. 99	91 to 99 91 to 99 91 to 94 94 to 98 93, 94, 96, 97	94 to 97 98 to 99	Apr. 84 to Jan. 90	Apr. 90 to Dec. 93	Aug. 92 to Jun. 93	95 to 98	Mar. 95 to Jan. 96	Mar. 96 to Oct. 97	Oct. 94 to Oct. 98

図8.1-4 ORDEM2000のデータソース一覧

8.2 モデルの適用

図 8.2-1 に軌道傾斜角 100 度における各モデル予測値の比較を示す。図からも分かるように MMOD の径が $10\ \mu\text{m}$ から 1mm の間では、違いの大ききところで 2 桁程度の食い違いが出ている。

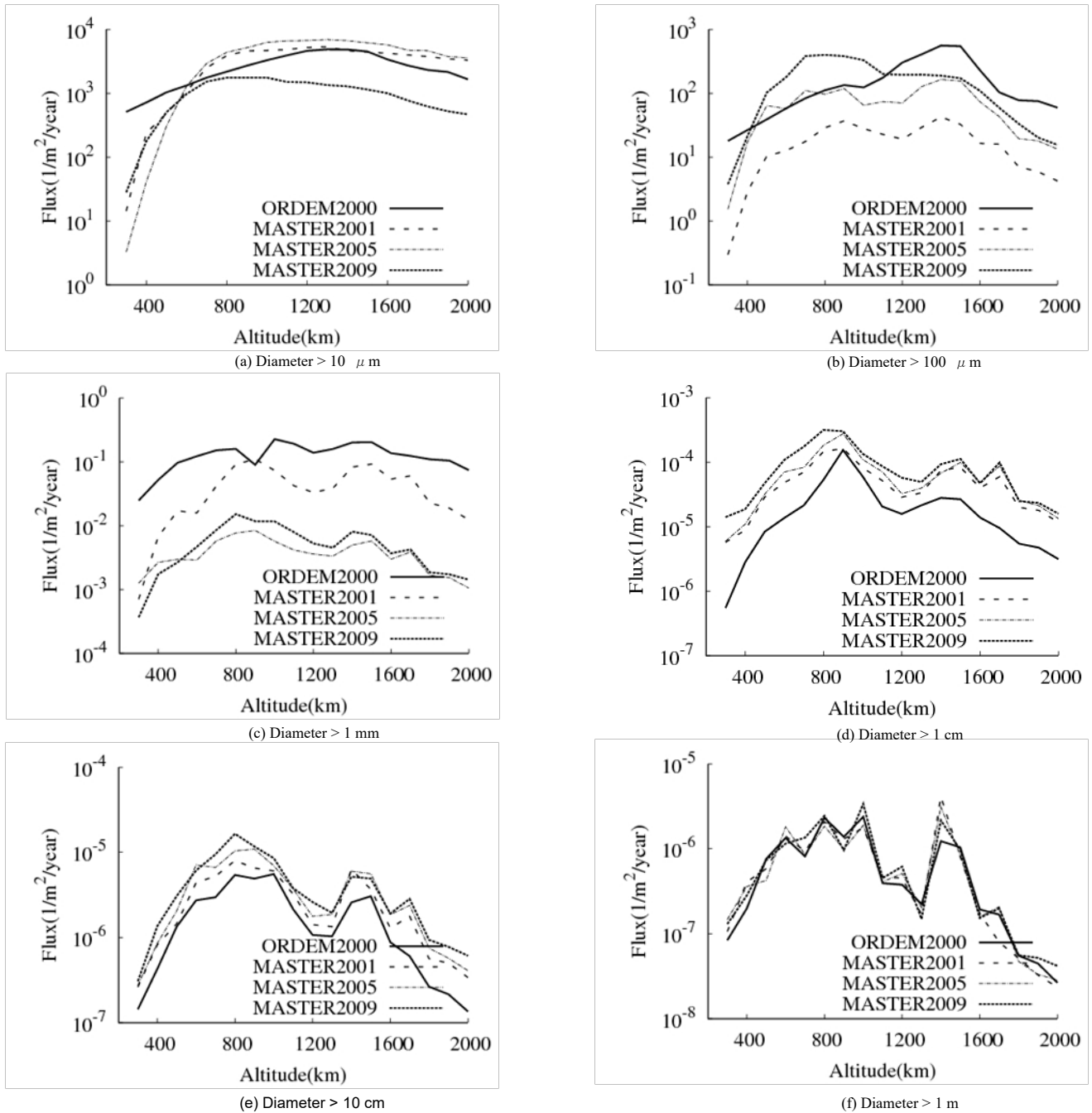


図 8.2-1 軌道傾斜角 100 度における各モデル予測値の比較

以上、評価方法については、JAXA に委託可能である。モデルも JAXA 経由で入手できる。

参考文献

Comparison of Space Debris Environment Models:ORDEM2000, MASTER-2001, MASTER-2005 and MASTER-2009, Yuki Kanemitsu, Yasuhiro Akahoshi, Tomohiro Narumi, Pauline Faure, Haruhisa Matsumoto, Yukihito Kitazawa, JAXA-RM-11-020E ,2011

8.3 解析の一例

解析の例として、2014年に運用される低軌道衛星（高度700km、離心率0.0、軌道傾斜角98度）で、薄いアルミのプレートにデブリが衝突し、プレートが貫通されることにより「Ⅱ：重大 ノミナル成功基準の損失」の被害が発生するリスクコンポーネントが抽出された時のリスクアセスメント手順について示す。

8.3.1 損傷の推定

薄いアルミのプレートがどのくらいのデブリサイズで貫通するか、衝突実験等のデータがあればその結果を用いるが、無い場合は一枚板の弾道限界式や他の衝突試験結果等で仮の値を設定する。ここでは、0.3mm以上のデブリから問題となり、面積は0.01 m²と仮定する。

8.3.2 環境の予測

MASTER-2009、MASTER-2005、ORDEM2000を用いて衝突フラックスを計算する。軌道長半径7,100 km、離心率0、軌道傾斜角98度、近地点引数0度で2014年の状況を求めた結果を図8.3-1に示す。ここでMASTER-2005は2005年5月1日より後は1 mm以下のフラックスを計算することができないため、今回はMASTER-2005の1 mm以下のフラックスは2005年で計算した値をプロットしてある。図8.3-1から、0.3 mmのデブリに対する最悪条件はORDEM2000の計算結果となり、そのフラックス値は13.2 m²yr⁻¹であった。宇宙機が5年間運用されるとすると、運用期間中0.01 m²の面積に0.3 mm以上のデブリが0.66回衝突すると予想される。

8.3.3 故障判定

6.7項に従ってリスク評価すると、ミッション期間中での衝突確率は「A：しばしば 10%以上」となる。表6.1 リスク評価マトリックスから「対策が必要」と判定されるので、設計変更（構造、配置、防護、冗長系）又は衝突試験/衝突解析を実施し、リスク判定が許容内に入るよう評価を繰り返す必要がある。本条件の場合、衝突確率を1%以下にするためには0.56 mm以上のデブリ衝突に耐えられる防護構造を設置すれば良い。衝突確率を0.1%以下にするためには1.12 mm以上のデブリに対する耐性が必要になるため、配置の変更や冗長系について検討することになると考えられる。

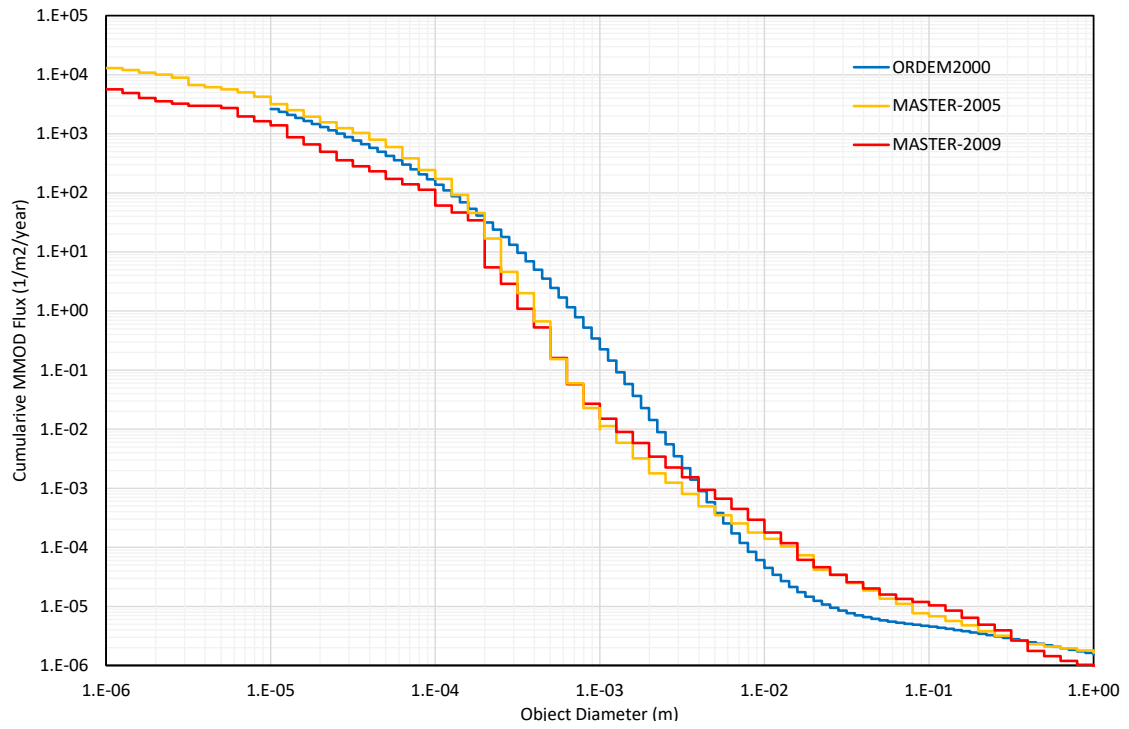


図 8.3-1 デブリ環境モデルの比較例
 (高度約 700 km、離心率 0、軌道傾斜角 98 度、2014 年)

8.4 衝突損傷リスク評価ツール

JAXA でデブリ衝突損傷リスク評価ツール（Turandot : Tactical Utilities for Rapid ANalysis of Debris on Orbit Terrestrial）を開発した。Turandot を使用すると、図 8.4-1 に示すように、衛星の形状や姿勢、構造による遮蔽効果を含めた損傷リスク解析を実施できる。Turnadot の特徴を以下に示す。

- 宇宙機のパーツを、3D ユーザーインターフェースを使ってモデル作成・グリッド生成ができる。
- CAD の STEP ファイルを読み込むことが可能。
- ユーザー定義の貫通限界式を要素ごとに適用させることができ、衝突確率だけでなく損傷リスクの解析まで実行できる。
- MASTER-2005 もしくは MASTER-2009 を使って解析する。ORDEM2000 の結果とフラックスを比較し、自動的に衝突頻度の高いフラックスを用いて計算する機能を持つ。

$$\begin{aligned}
 flux_{ORDEM} &= flux_{MASTER} \cdot K & \text{if } 1 < K \\
 flux_{ORDEM} &= flux_{MASTER} & \text{if } K < 1
 \end{aligned}$$

$$K = \frac{F_{ORDEM}}{\int_{4\pi} f_{MASTER} \cdot d\Omega} \tag{8.4-1}$$

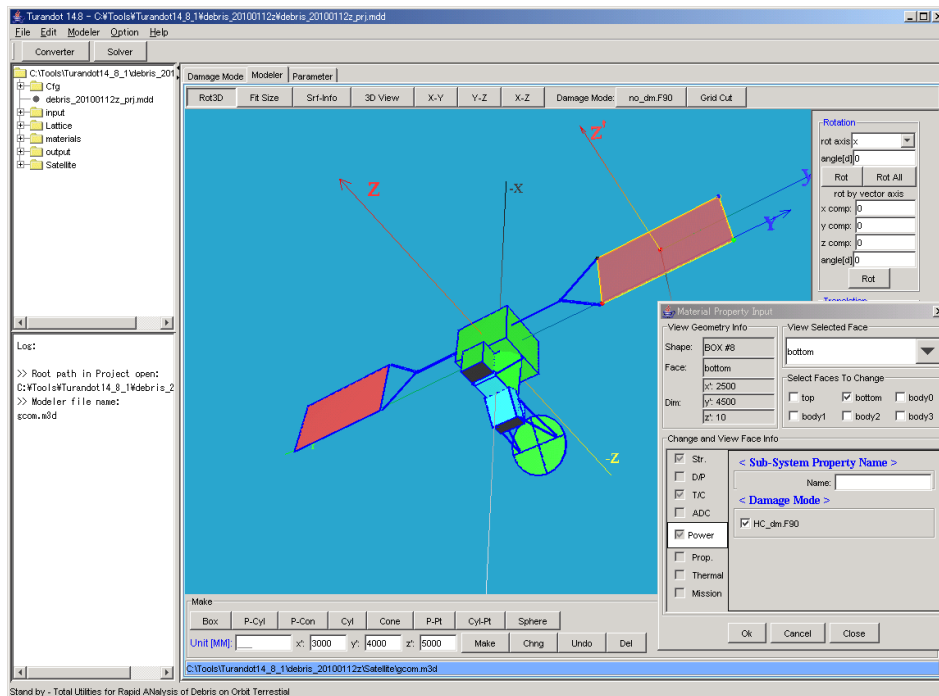


図 8.4.1 Turandot のユーザーインターフェース

Turandot を使用すると詳細な解析が実施できる。宇宙機の形状による隠蔽が考慮されていないと衝突確率は高く予想されてしまうため、過剰な防御設計を招く恐れがある。環境モデルによる単純な確率計算だけでなく、本ツールを用いた正確な衝突リスク解析を実施することが望ましい。

参考文献：

金，八田，東出，河本，デブリ衝突損傷リスク解析ツール（TURANDOT）の機能拡張，第5回スペースデブリワークショップ，2013年。

Inter-Agency Space Debris Coordination Committee, Protection Manual version 5.0, 2012.

9 高速度衝突試験

9.1 飛翔体・粒子加速器について

宇宙機をスペースデブリ及びマイクロメテオロイド（以後、MMOD と呼ぶ）の衝突から防護するために、地上において模擬 MMOD を飛翔体・粒子加速装置にて加速し、衝突試験が行われている。実際に MMOD 衝突からの防護を目的として使用されている、超高速加速装置として、W. M. Isbell et al.⁹⁻¹⁾が、その時点での性能比較をしたものを図 9-1 (a)に、J. R. Asay et al. (National Research Council)⁹⁻²⁾が比較したものを図 9-1 (b)に、Protection Manual の 2012 年改訂の際⁹⁻³⁾に IADC WG3 で改めて整理したものを図 9-1 (c)に示す。

1 段式火薬銃

1 段式火薬銃は火薬（固体推進薬）の爆発力によって、飛翔体を加速するタイプの飛翔体加速装置であり、超高速域の加速装置としては最も一般的なものである。飛翔体の速度は火薬の燃焼ガスの特性のため、原理的に 3 km/s 以下に限定される。

1 段式軽ガス銃

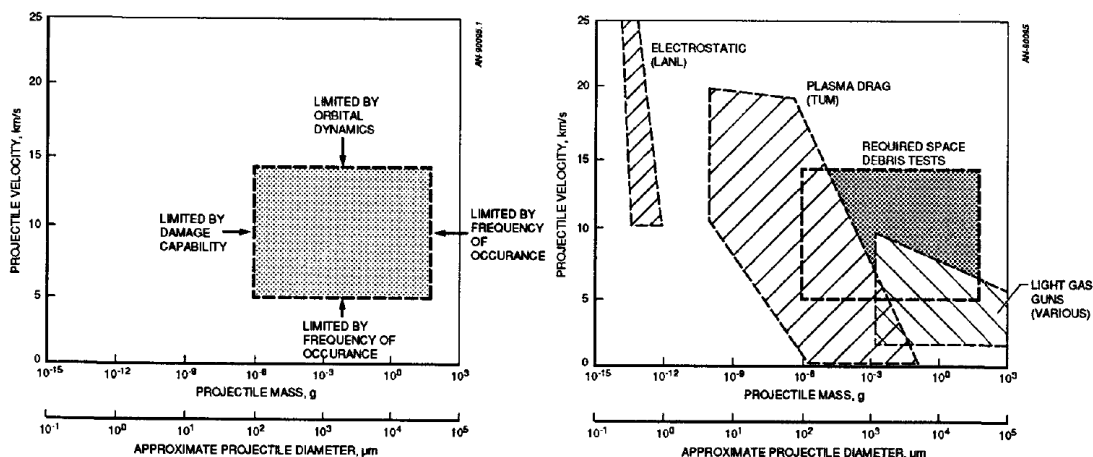
1 段式軽ガス銃は飛翔体の加速に火薬を使用するのではなく、音速の速い軽ガスを使用する飛翔体加速装置である。軽ガスを使用することによって、火薬によって試料が汚染されることがない利点がある。速度は軽ガスの音速から、原理的に 2 km/s 以下に限定される。

2 段式軽ガス銃

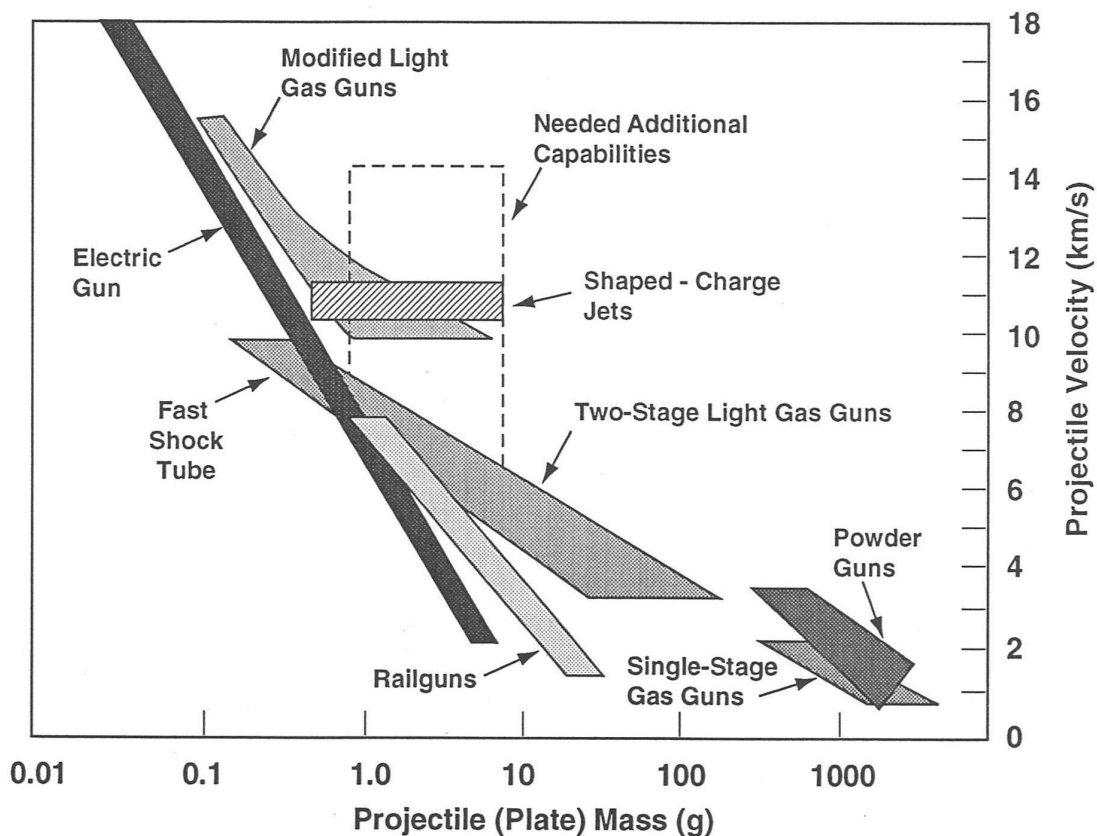
2 段式軽ガス銃の発案者の一人である A. C. Charters が描いた⁹⁻⁴⁾、2 段式軽ガス銃の模式図と各部の名称を示す図、及び動作原理を示す図を、それぞれ、図 9-2 (a) と図 9-2 (b)に示す。但し、これらの図は、1 段目の加速に火薬を、2 段目の加速に水素を用いているが、火薬の代わりに高圧ガスを、水素の代わりにヘリウムを用いたものなどもある。2 段式軽ガス銃の飛翔体加速原理は、まず 1 段目の火薬の燃焼ガスまたは高圧ガスによって、プラスチック製のピストンを加速し、そのピストンは、通常、テーパー状になった高圧カップリングと呼ばれる部分を進んで自ら変形しながら 2 段目の軽ガスを圧縮し、ダイヤフラム（バルブ）を破壊する。高圧化した軽ガスは発射管に流入して飛翔体を超高速域まで加速する。一方、ピストン自体はテーパー部分でそれ以上進めなくなり、高圧カップリング部分にトラップされてそれ以上進むことはない。ピストンで軽ガスを極めて短時間に圧縮するため、軽ガスはほぼ断熱過程を経て音速が上昇する。飛翔体の速度は、軽ガスの音速に比例し、音速は軽ガスの温度の平方根と分子量の逆数の平方根に比例するため、水素を駆動ガスとした場合は有利となり、g オーダーの飛翔体を最高 10 km/s 程度まで加速することが可能である。またサボと呼ばれる飛翔体を格納するケースを使用することによって、サボより小さな径の球形や円柱状の飛翔体、さらには異形の飛翔体も加速可能である。但し、10 km/s 近い加速度を得るためには、装置に対する負荷が過大となるため、定常的に適用可能な最高速度は 7 km/s 程度である。

尚、飛翔体の大きさや形状、高ランニングコスト等制約は多いが、20 km/s 近くのより高速度を得ることのできる 3 段式軽ガス銃の研究開発も古くからおこなわれており、現在もい

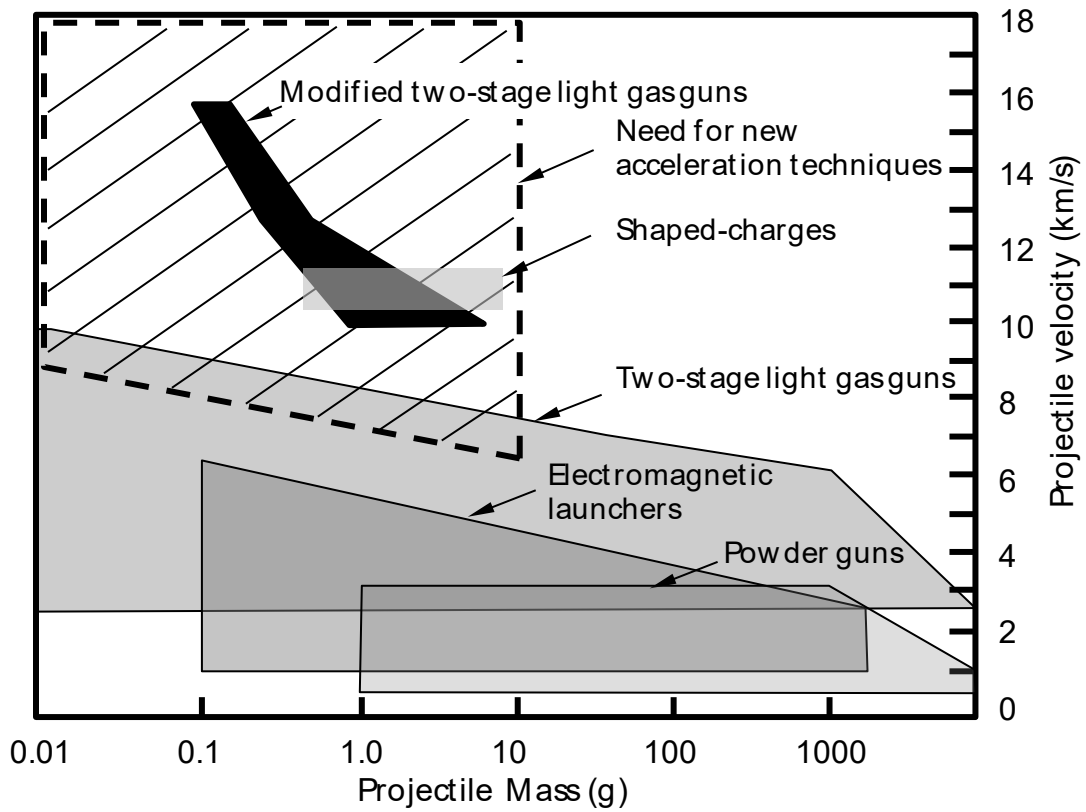
くつかの機関で継続して推進されている 9-5), 9-6), 9-7), 9-8), 9-9)。さらに、2 段式軽ガス銃を 2 台、向い合せて配置し飛翔体を射出して、2 倍の相対速度を得ようとする試みが、米国の Arnold Engineering Development Center で実施された。同様の試みが、九州工業大学においても行われている。



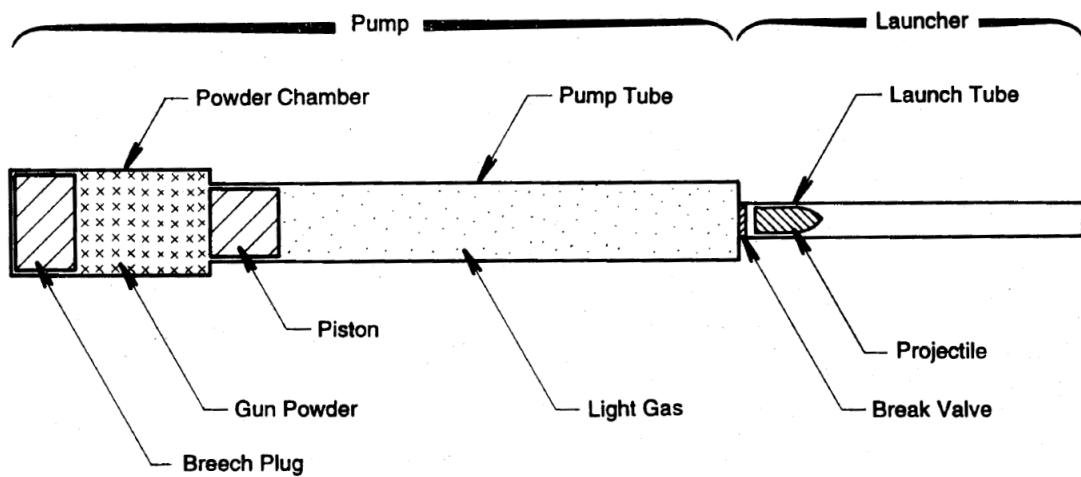
(a) W. M. Isbell らによる MMOD 防護用超高速加速装置の性能比較



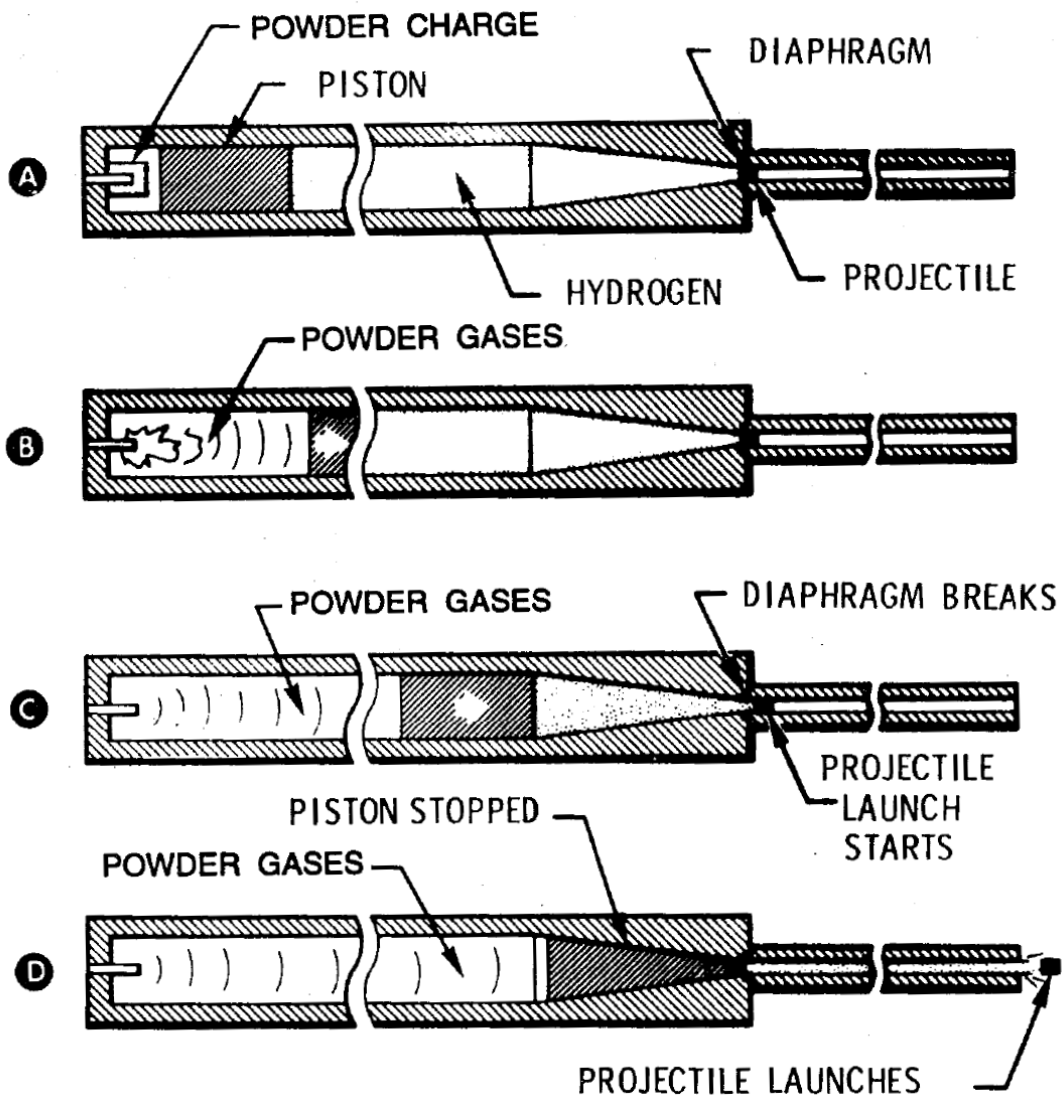
(b) J. R. Asay らによる MMOD 防護用超高速加速装置の性能比較



(c) IADC WG3 による MMOD 防護用超高速加速装置の性能比較
 図 9-1 MMOD 防護を目的とした超高速加速装置の性能比較



(a) 2段式軽ガス銃の各部の名称



(b) 2段式軽ガス銃の動作原理の模式図

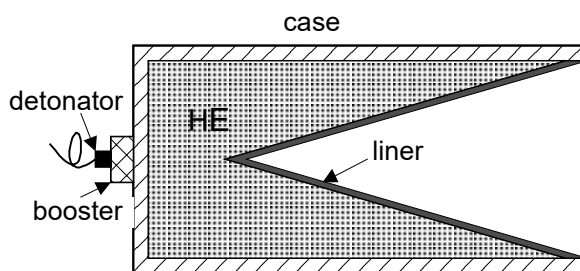
図 9-2 2 段式軽ガス銃の構成と各部の名称、及び動作原理

成形爆薬

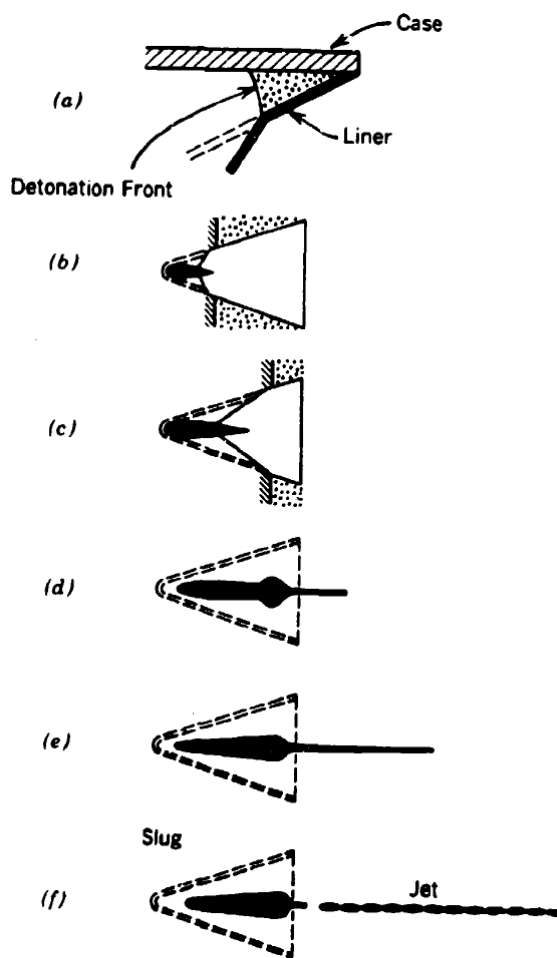
次に、[円錐型] 成形爆薬 (CSC: Conical Saped Charge)⁹⁻¹⁰⁾の模式図と各部の名称、ジェット発生過程を表す図を、それぞれ、図 9-3 (a) と図 9-3 (b)に示す。この装置は、ライナーと呼ばれる薄い円錐形状をした部材によって、円柱状の爆薬の一方を空洞にし、反対側の円柱底面上で起爆する。爆薬中を伝播した爆轟波をライナー側の中心軸上に収束させることによって、超高速のライナー材ジェットを生成させるものである。この収束効果を米国では主にマンロー効果と呼び、他の国々でノイマン効果もしくはフェルスター効果と呼ぶことが多い。ライナー材としては、通常、銅などの金属が用いられるが、プラスチックなどを用いることもある。ジェットは非常に細長い形状をし、途中でいくつかの部分に分断されることもある。ジェットの相状態については議論があり、早計に断定することには注意を要する。ジェットの速度は、ライナー物質、ライナー厚さ、円錐の頂角に大きく依存する。銅や鉄などの場合、10 km/s 弱のジェットを発生させることができる。スペースデブリの模擬用には、後述するように、アルミニウムを用いることが多いが、最大 12 km/s 程度のジェットが得られることが確認されている^{9-11), 9-12)}。アポロ計画時代には、ジェネラルモータズの防衛研究所 (GMDRL) で、ベリリウムのライナーを用いて 16.5 km/s のジェットを得たという記録がある⁹⁻¹³⁾。

プラズマガン

プラズマ [ドラッグ] ガンを最も早く開発したミュンヘン工科大学の試験施設⁹⁻¹⁴⁾全体の模式図を図 9-4 (a)に、その心臓部に相当するガス・インジェクター付近の概要図を図 9-4 (b)

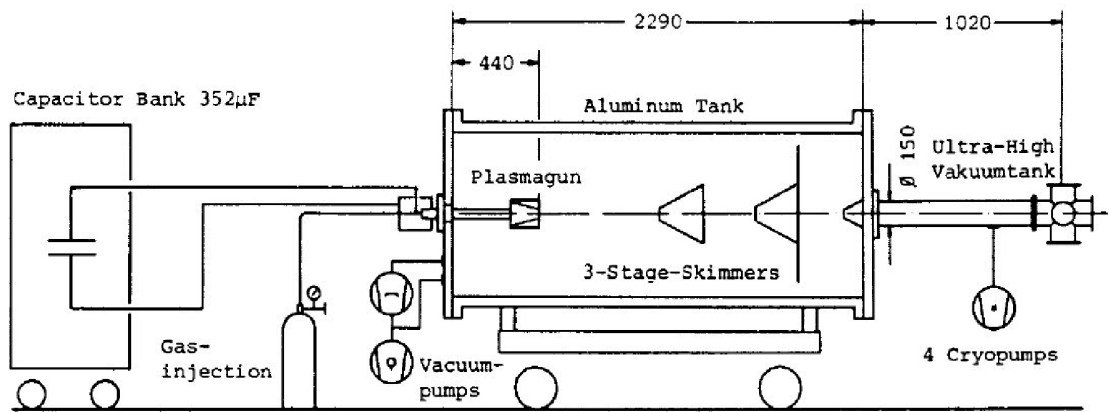


(a) 成形爆薬の模式図と各部の名称

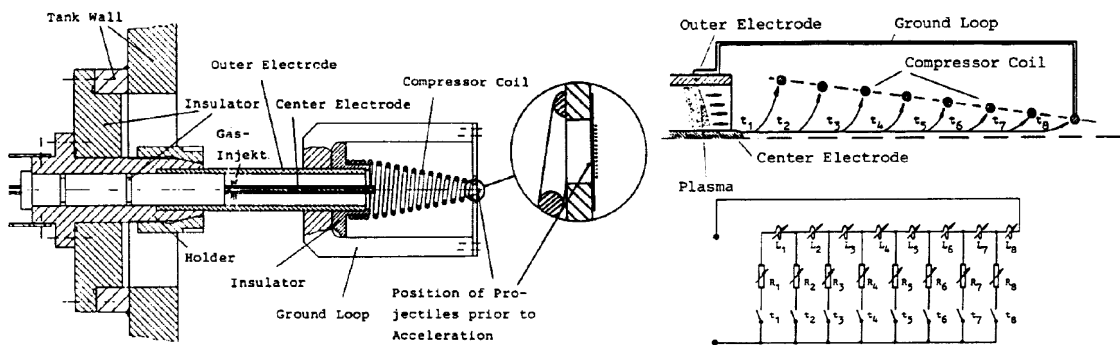


(b) ジェット生成過程の模式図

図 9-3 成形爆薬の概念



(a) 試験領域を含むプラズマ加速装置の模式図



(b) プラズマガンのガス注入器部分

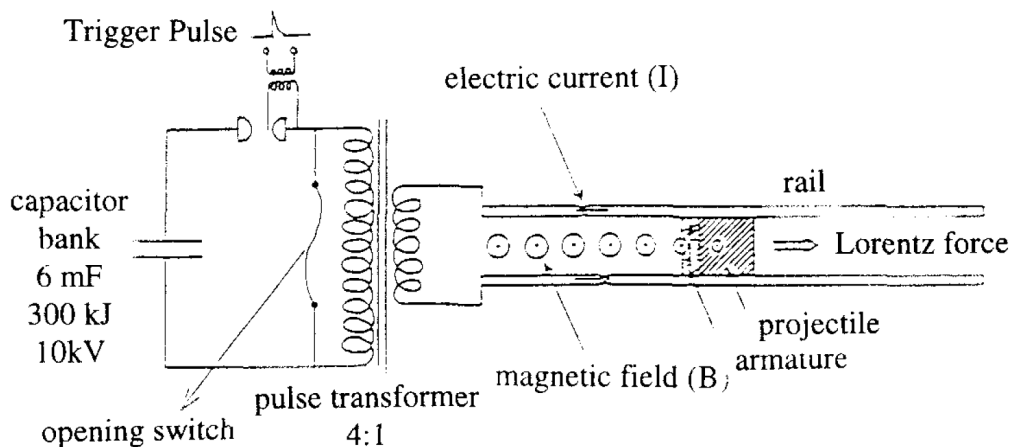
(c) コンプレッサーコイルと同等な電気回路

図 9-4 ミュンヘン工科大学のプラズマガン超高速加速装置

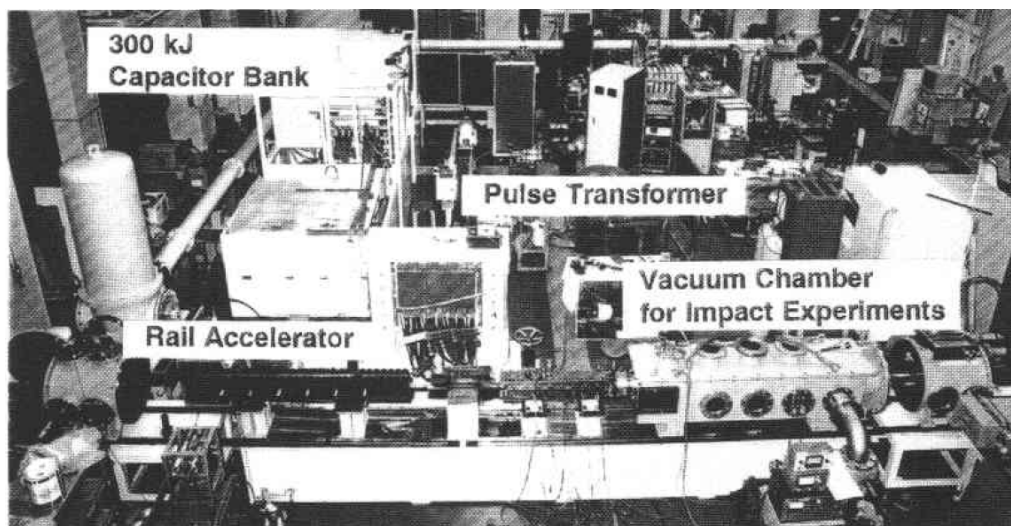
に、その動作原理を説明する図を図 9-4 (c)に示す。プラズマは、中心の電極から円筒状の外側の電極に向かう放射状の電流と中心電極周りの方位角方向磁場との相互作用によって同軸状に加速され、コンプレッサー・コイルの中に流入する。この過程は等価な電気回路によって模擬できる。電流は、中心電極とコイルの巻線の流れ始め、高密度プラズマを発生させながらコンプレッサー・コイルの中に磁場を生成する。コンプレッサー・コイルの先端でのプラズマの速度は 50 km/s にも達する。このプラズマの流れは、図 9-4 (b)に示すようにコイル先端部に設置されたガラス製ビーズを加速するのに用いられる。この小さな粒子状飛翔体は、プラズマ流との抵抗力によって 20 km/s 程度まで加速される。

レールガン

1990 年代前半の時点において世界記録を保持していた、宇宙科学研究所のレールガン (HYPAC)⁹⁻¹⁵⁾の構成を表す模式図と概観した写真を、それぞれ、図 10-5 (a)、図 10-5 (b)に示す。この装置では、最大充電電圧 10 kV、6,000 μF のコンデンサーバンクに蓄積された電気エネルギーが、放電ギャップを介して、4:1 のパルス・トランスに送られる。さらに、パルス・トランス 2 次側に接続されたレールガン本体に供給される。レールは、直径 13~20 mm の口径と 2 m の長さを持ち、ポリカーボネイト製飛翔体の後ろに装着されたアーマチャとの間で、前述の電気エネルギーがトランスを介して放電される。最大、約 0.9 g の飛翔体を約 7.8 km/s まで加速することができたことが報告されている。



(a) HYPACの模式図



(b) HYPACの概観

図 9-5 宇宙科学研究所のレールガン超高速加速装置 (1995 年当時)

静電加速装置

Van de Graaff 型静電加速器に代表されるこの種の装置は、超高速加速装置と粒子加速器の、言わば中間に位置付けられるもので、スペースデブリやマイクロメテオロイドを模擬するためというよりも、宇宙塵 (Cosmic Dust) を模擬するために用いるべきものである。

欠点は、導電性粒子しか加速できないことと大きな粒子を高速に加速できないことであるが、利点としては、まず、数 μm ~サブ μm のオーダーの粒子を他の手段では得ることのできない 50 km/s 程度まで加速可能なことが挙げられる。また、非常にクリーンな環境で実験可能なこと、検出器を通過した粒子の 1 つ 1 つの質量と速度が区別できること、そして、非常に高い頻度で粒子を加速できることが挙げられる。

このように、様々な飛翔体・粒子加速装置が存在しているが、現在、衛星設計標準で問題になるサブミリ・ミリサイズの粒子の加速に比較的適しているのは 2 段式軽ガス銃であ

る。しかしながら、2段式軽ガス銃は万能ではなく、成形爆薬やプラズマガンの方が適している事象もあり、常に併用を試みる検討をすべきである。また、同じ2段式軽ガス銃でも口径や試験室の仕様・条件、使用可能な計測装置・診断法によって適・不適があり、問題や、目的に応じて使い分けることが重要である。

9.2 JAXA 内にある 2 段式軽ガス銃の概要とその使用方法

2007 年度までに行われたデブリ防護の衝突試験は主にターゲットがサブミリサイズの MMOD を対象にしたために、相模原キャンパス内にあるスペースプラズマ実験設備の 2 段式軽ガス銃を用いて試験が行われた。サブミリサイズの飛翔体の加速にサボを用いて行った。当時相模原キャンパスにあったスペースプラズマ実験設備の 2 段式軽ガス銃はヘリウムガス駆動のために速度は 4 km/s までとなっていた。そのため、速度の面から世界の宇宙機関が使用している 2 段式軽ガス銃と比較すると、能力的に不十分な状況にあった。

しかし、2007 年度末に JAXA 相模原キャンパス内に駆動ガスが水素に対応した 2 段式軽ガス銃 (図 9-6, 9-7, 9-8 参照) を導入し、現在では、数 10 μm ~数 μm まで MMOD 粒子を定常的に 7 km/s まで加速可能である。装置の管理としては、旧来の装置に引き続き相模原で行っている。利用のためには共同利用研究申請書を作成して提出する。共同利用研究申請は年 1 回に公募され、1 月から次年度の募集が行われ、年度末に審査が行われる。審査に合格した提案のみ、マシンタイムエントリーが可能である。実際のマシンタイムは 4 半期毎に区切られ、優先度や重要度に応じてマシンタイムが配置される (通常ミッション関係とデブリ防護関係は優先事項になる)。共同利用研究公募要領や共同利用研究申請書はスペースプラズマ実験設備のホームページ (http://www.isas.jaxa.jp/j/researchers/uo_portal/) から

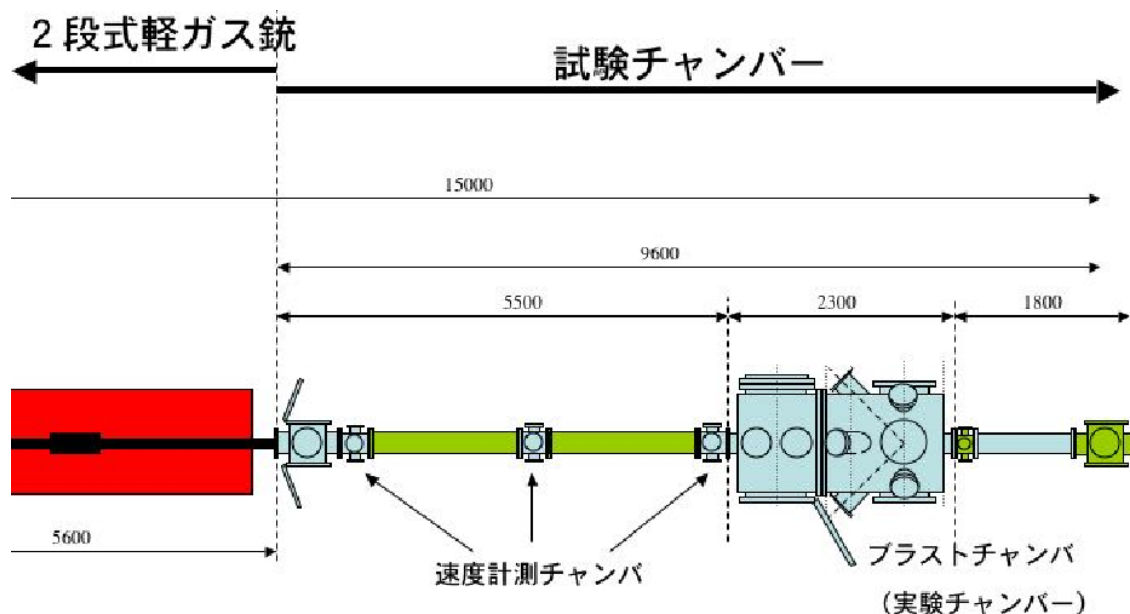


図 9-6 JAXA 相模原の 2 段式軽ガス銃の装置概略図

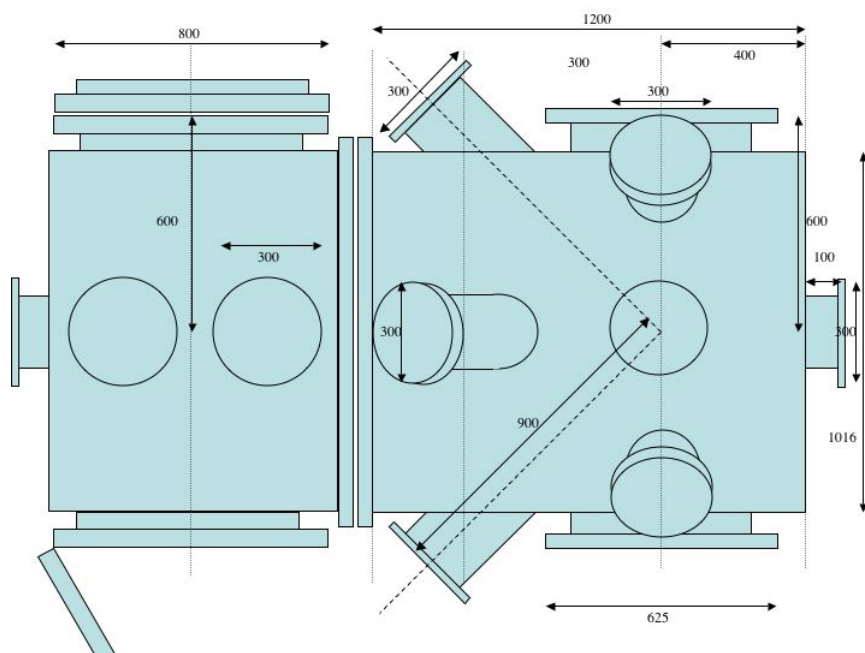


図 9-7 ブラストチャンバーの寸法

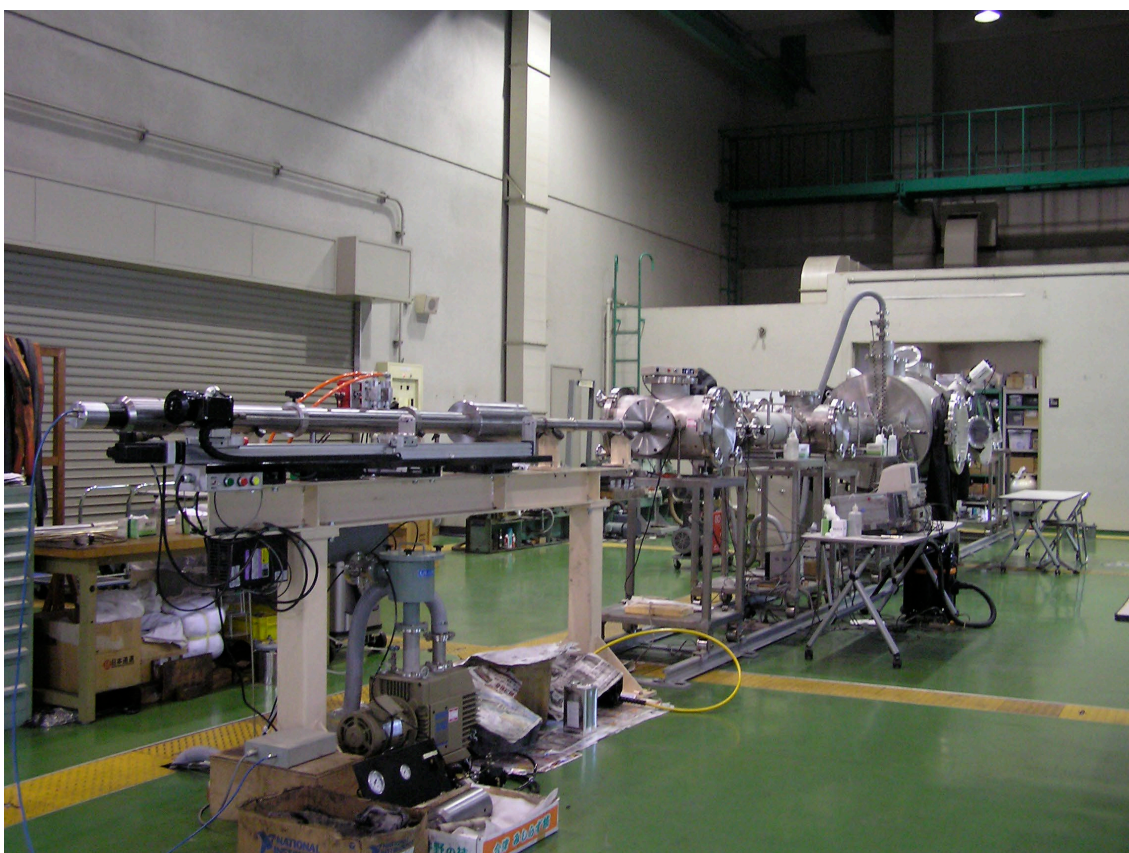


図 9-8 二段式軽ガス銃の外観

取得は可能である。申請等の詳しい事は共同利用研究公募要領を参照されたい。尚、JAXA、大学、研究機関が対象であり、企業から申請は基本的には受け付けていない。

実験チャンバーについては、図 9-7 に示しているものが最大で、内径は約 1,000 mm、長さ約 2 m である。ブラストチャンバー後方に別途小さな試験チャンバーを設置することも可能で、高真空用やガス分析用、ボックス型等が用意されている。共同利用申請前に設備担当者と相談し、供試体に合ったチャンバーを選ぶことが望ましい。

サブミリメートルの飛翔体を用いた試験では、球を 1 個だけ射出するシングルショットの試験と、複数個の球を同時に射出する散弾ショットの 2 種類を選ぶことができる。散弾ショットでは図 9-9 に示すように 1 個のサボに複数個の球を装填して射出し、途中に設置された筒状のストッパーによって衝突角度がほぼ垂直の球のみを選別してからターゲットに衝突させる。両手法を適用できる球の種類やサイズについては設備担当者に問い合わせしてほしい。

9.3 国内外の飛翔体加速器について

1 段式の火薬銃・ガス銃は世界中に点在しているため、ここでは特に述べない。

2 段式軽ガス銃は 1 段式の火薬銃・ガス銃と比較すると数は少ないが、それでも世界中に点在しており、米国では、NASA の Ames や JSC、Univ. of Dayton Research Institut、Sandis 国立研究所、Denver 大学、カナダの McGill 大学、ドイツの Ernst Mach 研究所、イタリアの Padova 大学、イギリスの Kent 大学、中国のハルビン工業大学などの施設がある。国内の施設としては、東北大学、JAXA 角田宇宙センター、防衛省・技術研究本部、東京工業大学、防衛大学校、法政大学、名古屋大学、名古屋工業大学、九州工業大学、熊本大学、そして、前述の JAXA 相模原キャンパスが挙げられる。尚、三菱重工業(株)相模原製作所に設置されていた、旧宇宙開発事業団所有の水素駆動の 2 段式軽ガス銃⁹⁻¹⁶⁾は現時点では存在しない。このうち、東京工業大学の応用セラミックス研究所は、全国共同利用・共同研究拠点に指定されており、所有する 2 段式軽ガス銃等の衝撃試験装置も共同利用施設の対象である。毎年、1 月末までに次年度の共同利用の申し込みを公募し、採択されれば装置を利用することができる。民間に対しても公開されている。



図 9-9 散弾ショットの概要

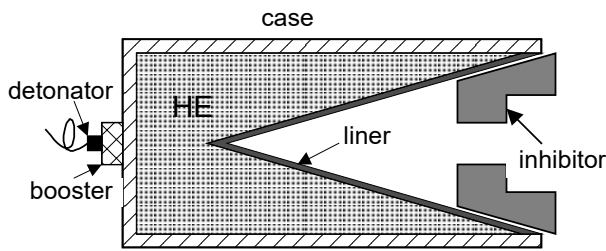


図 9-10 インヒビター付成形爆薬の模式図と各部の名称

成形爆薬の試験機は発射毎に粉碎してしまうもので、設備とは呼び難いが、国内の各火薬・弾頭メーカーで対応可能な技術を有している。この方式では安定したジェットを得るのが困難なことが課題として挙げられる。また、9.2 項で述べた、一般的な成形爆薬とは異なり、スペースデブリ模擬の目的のためには、球状飛翔体を標準としているため、インヒビターと呼ばれる部品を取り付けて長尺のジェットではなく短尺のジェットが得られるように工夫する必要がある。この技術は、9.2 項で述べたように、アポロ計画時代に開発されたものであるが、日本でも、1990 年代半ばから旧航空宇宙技術研究所（航技研）で再現され、その技術は現在の JAXA に引き継がれている⁹⁻¹⁷⁾。スペースデブリ模擬のためには、通常、ライナー材にアルミニウムを用いた、インヒビター付成形爆薬が用いられるが、その模式図を図 9-10 に示す。航技研で実施された実験的研究と並行して実施された数値解析的研究で、生成されるジェットは長尺ではなく短尺のジェットとなるが中空になる事実とそのメカニズムが確かめられた。その結果は、ジェットの一部が衝撃によって気化することを示唆するものであるが（後述のように、主要なジェット成分は凝縮相であると考えられる。）、その過程を数値解析的に可視化したのは世界でも初めての成果である⁹⁻¹⁸⁾。また、その数値解析の結果は、実験で得られたフラッシュ X 線写真の結果と比較し、良好な一致を得、その後、写真映像の画像処理と分析からジェットの密度分布などの検討もなされている⁹⁻¹⁹⁾。ジェッ

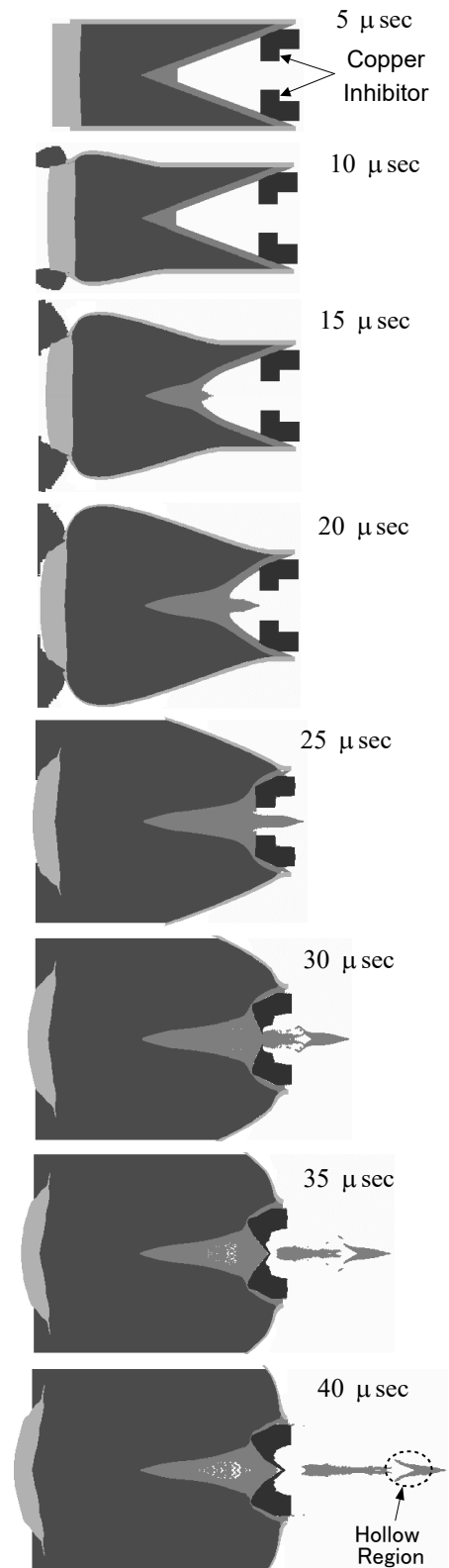


図 9-11 インヒビター付成形爆薬のジェット生成過程の数値解析結果

ト生成過程を2次元軸対称形による数値解析⁹⁻²⁰⁾で模擬した様子を図9-11に示す。スラグと呼ばれる比較的低速のライナー部分が、自動的に変形したインヒビターによってトラップされていることがわかる。

プロジェクトイルが同じ質量であっても、球形と非球形(円筒及び平板)の場合を比べると、非球形デブリの方が標的板貫通能力は1.2~2倍程度高い(これはジェットの状態効果に起因する。)と報告されている⁹⁻²¹⁾。さらに、成形爆薬ではライナー材が100 GPaオーダーの衝撃圧縮を受けてジェットとなって射出されるため、飛翔中のジェットは高温となっていることが推測される。しかし、この飛翔中のジェット温度はライナー物質の融点以下であるとの計測結果が報告され、ジェットの大部分は固相であり、ライナー物質が塑性変形をしたものであるという説が有力である⁹⁻²²⁾。また衝突面においてはジェットの有する運動エネルギーは標的板の変形・破壊のエネルギーとして消費されるとともに、ジェット自体の液化や気化などの相変化にも消費される。そのため、例え同質量であっても、ガス銃等による固体が衝突する場合の標的板損傷とは現象が異なるという懸念も存在する。これには2つの問題がある。1つ目は、ジェットが高温であるため、通常の固体の飛翔体よりも、貫通性能が高いのではないかという疑問である。しかしながら、数値解析の結果は、ジェットが有する熱エネルギーはジェットが有する運動エネルギーの高々数%にしか過ぎないことを示しており、その効果は小さいものと考えられる。さらに、直接的に数値解析によってその効果の小さいことが確認されている。もう1つの問題は、逆に、ジェットが材料強度を持たないとすると、貫通性能が下がるのではないかという疑問である。しかしながら、成形爆薬の場合ジェットの速度は、最低でも7 km/s程度もあり、標的と衝突した際に発生する圧力は100 GPa以上、場合によっては1 TPa以上にも達する、これはあらゆる固体材料の降伏応力をはるかに超える値であり、最早、個体としての特性は重要ではなく、状態方程式が支配的な極限状態である。そのため、ジェットのインピーダンス(密度と衝撃波速度の積)が模擬すべき飛翔体物質のインピーダンスと同等であるかを判断基準とすべきであり、飛翔体の固体としての挙動は重要ではないと結論付けることができる。

プラズマガンは、前述のミュンヘン工科大学の他にも、アメリカのオーボン大学にもあり、JAXAがMMOD研究のために利用した実績がある(付録II参照)。国内でも、東京工業大学・工業材料研究所(現、応用セラミックス研究所)で製作された実績があるが現在は存在しない。

ルールガンは、前述のように、JAXA相模原キャンパスに設置されていたが現在は使用できない。

ダスト静電加速器はドイツのマックスプランク物理学研究所、イギリスのオープン大学、日本では、東京大学などにもある。

レーザー銃は国内では、東京大学、東京工業大学、大阪大学等にある。このうち、大阪大学レーザーエネルギー学研究センターは、全国共同利用・共同研究拠点に指定されており、所有する各種大出力のレーザー発生装置も共同利用施設の対象である。毎年、1月上

旬までに次年度の共同利用の申し込みを公募し、採択されれば装置を利用することができる。民間に対しても公開されている。

9.4 衝突試験について

2007 年度までに行われたデブリ防護の衝突試験は主にターゲットがサブミリサイズのスペースデブリおよびメテオロイドを対象にしたために、相模原キャンパスにあるスペースプラズマ実験設備の 2 段式軽ガス銃を用いて試験が行われた。

サブミリサイズの飛翔体の加速にサボを用いて行った。相模原キャンパスにあるスペースプラズマ実験設備の 2 段式軽ガス銃は、ヘリウムを駆動ガスとしているために、衝突速度は 4 km/s までに制約される。真空は 10 Pa 程度である。

9.5 発生圧力・粒子速度を合わせた超高速衝突実験について

超高速衝突実験において最も有効な装置の 1 つである 2 段式軽ガス銃を用いても、その衝突速度は 10 km/s を定常的に越えることは難しい。繰り返し使用する必要がある、定常運転時には 7 km/s 前後が最高速度である。そのため、プラズマガンや成形爆薬などの他の装置を用いて、飛翔体を超高速域まで加速する手段が考えられる。しかし、これらの方法では、飛翔体の質量が正確に分からない、加速できる粒子サイズが小さいかたり、形状を特定できない等の問題がある。そこで、もう 1 つの方法として、飛翔体が標的に衝突する際の発生圧力を合わせることによって、目的とする MMOD の衝突事象を模擬する方法がある。すなわち、飛翔体が剛壁に衝突する際に衝突面で発生する圧力は、運動量保存則から、飛翔体のインピーダンスと衝突速度の積で評価される。7 km/s 以下の衝突速度しか得られないという制約をインピーダンスの大きな物質で置き換えることによって克服する方法である。具体的には、目的の飛翔体よりも密度の高い飛翔体物質を目的の衝突速度よりも遅い速度で衝突させ、同程度の衝突圧力を発生させることによって目的の事象を模擬するという方法である。標的の変形・損傷は、大きく前面のクレータ形成と裏面付近のスポール破壊に分けることができる。クレータ形成は、飛翔体から作用される圧力によって、標的が相互作用面を介して仕事を受け界面が移動する現象であり、衝突面での発生圧力が支配要因の現象である。また、スポール破壊についても、衝突面で発生した圧力が裏面の自由表面に到達し、位相反転した圧力波が裏面付近で負の静水圧となって破壊を生じる現象であり、これら 2 つの現象の評価という観点からは、衝突面での発生圧力を合わせるという方法が妥当性を持っている。

図 9-12 の実線は、アルミニウム (A/1100) 標的に対して、アルミニウム (A/1100)、ステンレス鋼 (SUS304)、白金 (Platinum) の各飛翔体が、7 km/s の初期速度で衝突した際の、粒子速度-圧力関係を示している。衝突面で生じる圧力及び粒子速度は、アルミニウム、ステンレス鋼、白金のそれぞれの標的に対して、96 GPa, 3.5 km/s; 145 GPa, 4.7 km/s; 190 GPa, 5.5 km/s になることを示している。一方、2 つの破線は、それぞれ、ステンレス鋼と白金飛

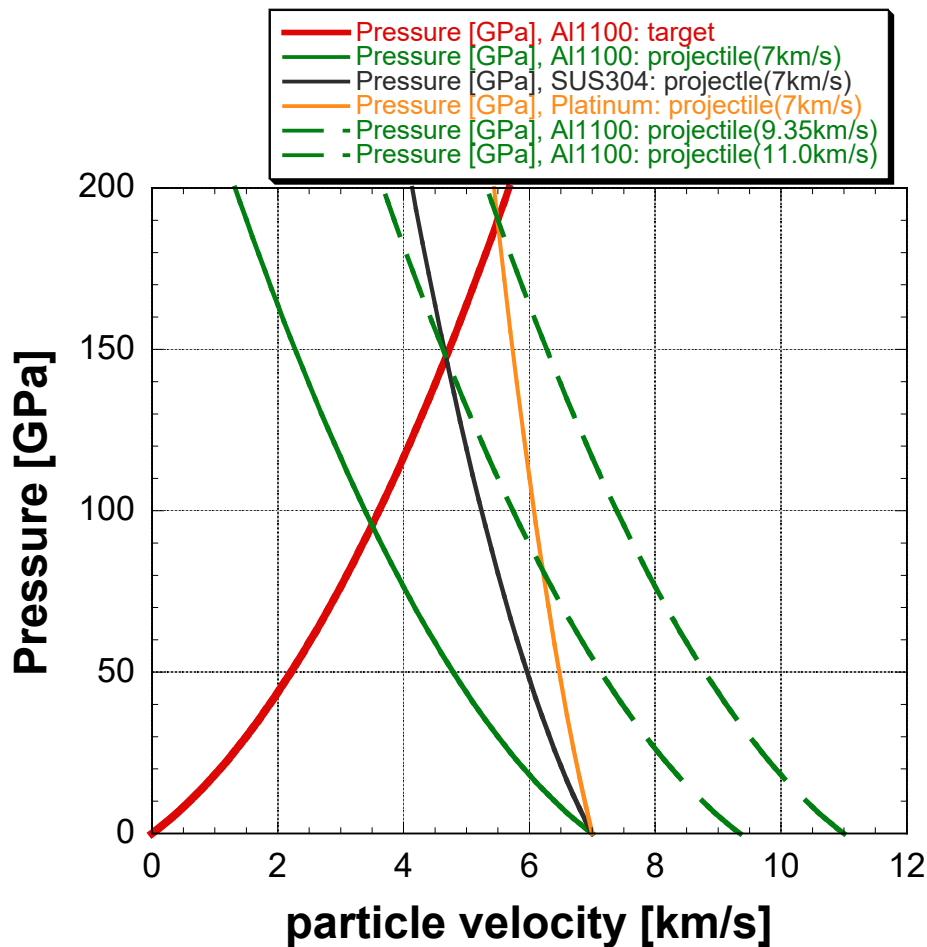


図 9-12 インピーダンス・マッチング法による圧力・粒子速度の関係

翔体の 7 km/s の衝突で生じるのと同じ圧力と粒子速度の値の点を通る、アルミニウム飛翔体の粒子速度-圧力関係を表している。これらの曲線が、 $p = 0$ の直線と交わる点の粒子速度の値: 9.35 km/s, 11.0 km/s は、これらの速度でアルミニウム飛翔体を衝突させたのと等価であることを意味している。このように、インピーダンスの大きな物質を代替飛翔体として用いることにより、小さな衝突速度でより大きな速度の衝突現象を模擬することができる。しかし、以上で述べた粒子速度-圧力関係を用いた検討は、1次元の理想化したものであり、実現象としては、形状的非線型に加えて材料的非線型も関係するため、実験に先立って、数値解析による検討を行うことが望ましい。

この他、物質によって熔融温度や気化温度が異なることを利用して、より高速度の衝突現象を模擬する実験が行われている。アルミニウムの代わりにカドミウムを用いる方法⁹⁻²³⁾や、亜鉛やインジウムを用いる方法⁹⁻²⁴⁾などが試みられている。

図 9-13 の上段は、球状カドミウム飛翔体をカドミウム板に 2.27 km/s で衝突させた時のデブリ雲の広がり方を表す X 線写真であり、下段はアルミニウム球を 4.96 km/s で衝突させたものである。同論文では、15 km/s のアルミニウム-アルミニウム衝突を、カドミウム-カ

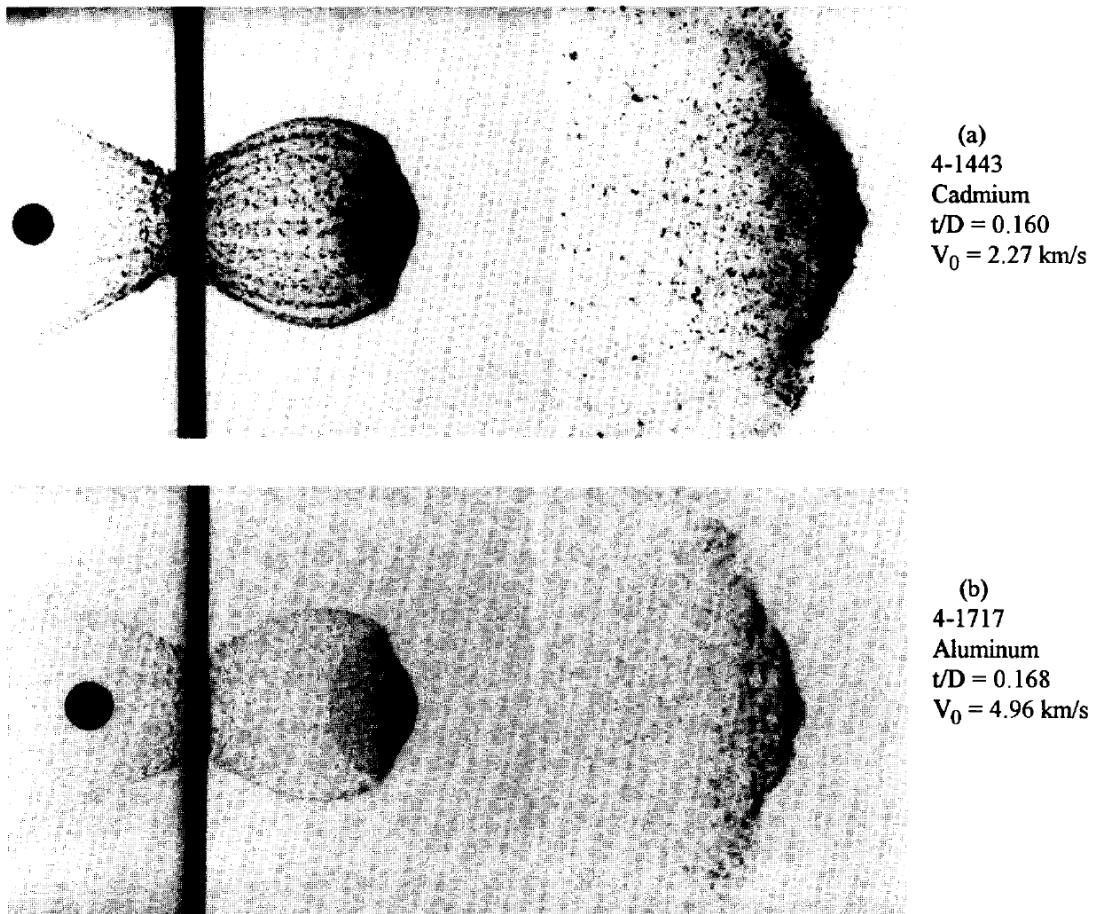


図 9-13 カドミウム飛翔体とアルミニウム飛翔体のデブリ雲の比較

表 9-1 アルミニウム、亜鉛、インジウムの熱力学特性の比較

Equation of state and selected thermal properties for aluminum, zinc and indium

Material	$\rho_0 \text{ (g/cm}^3\text{)}$	$c_0 \text{ (km/s)}$	s	$T_m \text{ (}^\circ\text{C)}$	$T_v \text{ (}^\circ\text{C)}$	$E_m \text{ (Kj/g)}$	$E_v \text{ (Kj/g)}$	$L_m \text{ (Kj/g)}$	$L_v \text{ (Kj/g)}$
Al	2.70	5.28	1.38	660	2467	1.06	13.9	0.40	10.87
Zn	7.14	3.00	1.30	420	907	0.28	2.28	0.11	1.77
In	7.28	2.42	1.54	157	2080	0.06	2.56	0.03	2.02

ドミウム衝突では、わずか 3 km/s で模擬することができると述べている⁹⁻²³⁾。

一方、表 9-1 は、アルミニウム、亜鉛、インジウムに対する、溶融と気化に関する、温度、内部エネルギー、潜熱などの諸量を示しており、アルミニウムに比べて、亜鉛やインジウムはかなり溶融や気化が起こりやすいことがわかる。これらの事実に基づいて超高速衝突実験を実施して、様々な検討を行っている⁹⁻²⁴⁾。

参考文献

- 9-1) W. M. Isbell, W. J. Tedeschi, "Hypervelocity research and the growing problem of space debris," *Int. J. of Impact Engng.*, **14**, 359-372. (1993).

- 9-2) Committee on Space Debris, National Research Council (U.S.), *Orbital Debris: a technical assessment*, National Academy Press, ISBN 0-309-05125-8, (1995).
- 9-3) Inter-Agency Space Debris Coordination Committee WG3, Protection Manual, Ver. 5.0, (2012)
- 9-4) A. C. Charters, *The Distinguished Scientist: The Early Years* (Ed. by C. E. Anderson, Jr.), the Hypervelocity Impact Society, (1992).
- 9-5) G. V. Bull et al., "Review of hypervelocity impact studies at McGill University," McGill University Report no. 63-15, (1963).
- 9-6) L.C. Chhabildas, L. N. Kmetyk, W. D. Reinhart, C. A. Hall, "Enhanced hypervelocity launcher — capabilities to 16 km/s," *Int. J. of Impact Engng.*, **17**, 183-194, (1995).
- 9-7) L. A. Glenn, "Optimization studies of a three-stage light gas gun," CP429, *Shock Compression of Condensed Matter — 1997* (Ed. by Schmidt/Dandekar/Forbes), The American Institute of Physics, (1998).
- 9-8) T. Moritoh, N. Kawai, K. G. Nakamura, K. Kondo, "Three-stage light-gas gun with a preheating stage," *Review of Sci. Instr.*, **75** (2), (2004).
- 9-9) A. J. Piekutowski et al., "Performance of Whipple shields at impact velocities above 9 km/s," *Int. J. of Impact Engng.*, **38**, 495-503, (2011).
- 9-10) W. P. Walters, J. A. Zukas, *Fundamentals of Shaped Charges*, John Wiley & Sons, (1989).
- 9-11) 永尾陽典、木部勢至朗、清水隆之、引地誠、「成型爆薬による速度 7km/sec 級高速射出試験装置の開発」、*宇宙技術*、**6**、37-45、(2007)。
- 9-12) 永尾陽典、木部勢至朗、清水隆之、戸上健治、引地誠、「成型爆薬式射出装置の改良とガスガンとの損傷結果比較」*宇宙技術*、**6**、61-70、(2007)。
- 9-13) A. B. Wenzel, J. W. Gehring, Jr., "Techniques for launching 0.01 to 25-gram discrete projectiles at velocities up to 54,100 ft/sec," The 4th Symp. Hypervelocity Techniques, Tullahoma, Tennessee, (1965).
- 9-14) E. Igenbergs et al., "Launcher technology, In-flight velocity measurement and impact diagnostics at the TUM/LRT," *Int. J. of Impact Engng.*, **5**, 371-380, (1987).
- 9-15) A. Yamori et al., "High quality railgun HYPAC for hypervelocity impact experiments," *Int. J. of Impact Engng.*, **20**, 829-838, (1997).
- 9-16) Y. Adachi, H Ohtaki, F. Suehiro, Y. Shirai, "Micrometeoroid and debris impact test on space station bumper," *Int. J. of Impact Engng.*, **10**, 525-534, (1990).
- 9-17) S. Kibe, T. Yamamoto, M. Katayama, "Development of conical shaped charge and remaining problems," *Space Debris (Science and Technology Series)*, American Astronautical Society, **100**, 145, (1999).
- 9-18) M. Katayama, A. Takeba, S. Toda, S. Kibe, "Numerical study on density and shape effects of projectiles for hypervelocity impact," *Proceedings of the 2nd European Conference on Space Debris*, 445-448, ESOC, Darmstadt, (1997).
- 9-19) M. Katayama, A. Takeba, S. Toda, S. Kibe, "Analysis of jet formation and penetration by conical shaped charge with the inhibitor," *Int. J. of Impact Engng.*, **23**, 443-454, (1999).
- 9-20) M. Katayama, S. Kibe, T. Yamamoto, "Numerical and Experimental Study on the Shaped Charge for Space Debris Assessment," *Acta Astronautica*, **48** (5-12), 363-372, (2001).
- 9-21) 白木邦明、片山雅英、八坂哲雄、「成形爆薬による超高速衝突試験と飛翔体形状の影響評価」、*日本航空宇宙学会論文集*、**49**、300-309、(2001)。

- 9-22) J. D. Walker, D. J. Grosch, S. A. Mullin, "Experimental impacts above 10 km/s," *Int. J. Impact Engng.*, **17**, 903-914, (1995); & Private communication with J. D. Walker.
- 9-23) K. L. Poormon, A. J. Piekutowski, "Comparison of cadmium and aluminum debris clouds," *Int. J. of Impact Engng.*, **17**, 639-648, (1995).
- 9-24) L. C. Chhabildas et al., "Shock induced vaporization in metals," *Int. J. of Impact Engng.*, **33**, 158-168, (2006).

10 高速度衝突解析（数値解析）

10.1 はじめに

本章では、スペースデブリの高速度衝突を模擬するための数値解析法について述べる。ところで、衝撃波という言葉から想起される最も馴染み深い現象は、ソニックブームのような超音速機等の飛行に伴って生じる気体中の衝撃波であろう。しかしながら、衝撃波そのものは固体・液体・気体の区別なく、媒体に固有な疎密波の伝播速度である音速(c)を擾乱の伝播速度 (U_s) が上回る現象であり、それらの比であるマッハ数 ($M = U_s/c$) が1以上の場合に相当する。日本においては、気体中の衝撃波については数値解析的な領域においても活発に研究がなされてきたが、凝縮媒体（固体及び液体）中の衝撃現象に関しては、米国や旧ソ連と比較すると立ち遅れているのが現状である。また、凝縮媒体の場合には気体に比べてマッハ数が小さく、衝撃波として捕らえ難いことも事実である。本論では、以下、衝撃波という観点は明確化せずに議論を進めるが凝縮相においても衝撃波伝播という概念が極めて重要であることを注意する。

秒速 1,000 m を超える速度で固体同士が衝突した場合には、物質の密度と音速に依存するが、その衝突圧力(応力)は GPa オーダー以上となり、殆どの物質の Hugoniot 弾性限界 (HEL) を超え、偏差応力成分に比べて静水圧成分が卓越するため、固体物質はほぼ流体化とみなすことができる。さらに衝突速度が上昇し、7 km/s 付近からは多くの延性材料で部分的気化が生じ始める。このように、高速度衝突問題においては、固体と流体が混在する複雑な現象である。一方、爆発問題においても、初期に固相や液相の爆薬は燃焼後、大半は気相となり、周囲の様々な相の物質と相互作用する。

このように、高速度衝突や爆発問題を代表とする衝撃問題においては、固体と流体物質を統一的に記述できれば非常に有用かつ便利である。このため、広範な衝撃問題の数値解析法では、通常、連続体力学に基づいて定式化される。固体と流体の違いの本質は、応力とひずみの偏差成分の有無にある。換言すれば、構成則が有意か否かにある。このように、物質の強度に着目した場合、流体と固体という分類法が重要である。一方、密度 ρ 、音速 c （衝撃波が発生するような超高速領域では、衝撃波速度 U_s ）の連続体が、速度 v で剛壁に衝突した際に衝突面で生じる圧力 p は、運動量保存則から、 $p = \rho c v$ （もしくは、 $p = \rho U_s v$ ）で計算でき、これらの式の右辺の物質に固有な項である、 ρc （もしくは、 ρU_s ）を音響インピーダンス（もしくは、衝撃インピーダンス）と呼ぶ。インピーダンスは、衝突面で発生する圧力に対する感度を示す物理量である。衝撃問題として圧力の評価を行う観点からは、評価物質の密度と音速が支配因子であるため、凝縮相と気相という分類法がより重要な意味を持っている。さらに、高速度衝突問題においては、衝突面で発生する圧力が侵徹量に関係するため、ある物質の n 倍のインピーダンスを持つ連続体を、 $1/n$ の衝突速度で衝突させることに近いことになる。この事実は、高速度加速衝突装置の到達可能速度以下でも、より高速度域の衝突試験を模擬することが可能なことを意味している。但し、偏差

応力成分が重要となる低速度域や、衝撃による気化が生じるような超高速域では、必ずしも忠実に現象を模擬することはできないことに注意する。

スペースデブリの防護技術において、高速度衝突に関する数値解析の持つ役割は大きく分けて3つある。

その第1は、実験においては飛翔体や標的の材料・形状、衝突速度や衝突角度等の衝突条件を変化させた実験を多数を実施することは経済的に大きな負担となる。それに比べると、数値解析ではそれ程大きな負担とはならない点である。

第2番目に言及すべき点は、実験では再現性や実験精度の問題から実験条件と結果の相関関係が必ずしも明確でない場合が多いことである。また、極めて高速な現象であるため、実験では飛翔体や標的の動的な変化や内部の状況を計測することが困難であるのに対して、数値解析では容易に可視化することができ、メカニズムの解明において有効な手段となる。さらに、実験では任意のパラメータのみを独立かつ自由に変化させることは困難である（例えば、材料の密度だけを変えてその他の物性を変化させないような条件）。それに対して、数値解析では、解析条件を理想化して設定することができ、対象とする現象における支配要因を特定することが容易である点である。

最後に、3番目の利点として、現在の実験技術では困難な、1 g オーダーの固体物体を 10 km/s 以上に加速するような現象に関しても、ある仮定を用いれば解析可能であり、予測的な評価が可能な点を挙げるができる。

本章では、固体・液体・気体の衝撃現象に対する数値解析法に関して、超高速衝突問題に対する適用という観点から概観した後、その解析例を示すと共に対応する実験結果についても言及する。

10.2 衝撃解析コード

衝撃シミュレーションのための計算機プログラムを世界で最初に開発したのは、現在の Lawrence Livermore 国立研究所の M. L. Wilkins であり、1950 年代に初期バージョンを、さらに 1960 年代に入って本格的なバージョンを完成させている。この HEMP¹⁰⁻¹⁾と名付けられた計算機コードは、固体と流体を統一的に記述することのできる連続体力学に基づいた有限差分法によるプログラムである。その後、様々な種類の解析コードが開発されたが、HEMP コードに始まる一連の衝撃解析用コードを米国では hydrodynamic code、通常、略して hydrocode と総称されている。

しかし、固体の弾塑性、破壊挙動をも考慮することができる点、いわゆる CFD（数値流体力学）コードとは一線を画している。代表的な衝撃問題である高速度衝突問題や爆発問題においては、固体の液化や気化が生じると共にそれらの相互作用が問題になるため、物質の三相を同じ支配方程式によって記述できることが物理的には重要な要件となる。一方、これらの高速度変形現象においては、圧力波や衝撃波の伝播過程が主たる要因となること

から、通常、数学的には陽解法が数値解法として採用される。

10.2.1 定式化方法

衝撃解析コードの定式化方法としては、HEMP コードが採用している有限差分法 (FDM) の他に、有限要素法 (FEM) や個別要素法 (DEM) 等の離散化メッシュを用いる定式化も行われているが、その詳細については紙数の関係上割愛する。一方、1960 年代には、Particle-In-Cell (PIC) 法と呼ばれる粒子法の一つも盛んに試みられた。さらに、同じく粒子法の仲間に入れることができるが、1970 年代に天体物理学分野で提案され、1990 年代に入って再び衝撃解析コードとして注目されてきた方法に Smoothed Particle Hydrodynamics (SPH) 法¹⁰⁻²⁾がある。ここでは、この手法について簡単に述べることにする。

SPH 法の概念図を図 10-1 の左側に示す。FDM や FEM と異なり、インデックスや要素テーブルを通じて隣のメッシュと関係付けられることはなく、周りの離散化ノードと比較的自由な関係にある。しかし、この模式図は粒子法としての特徴を多少強調し過ぎている。別の見方をすれば、同図の右側に示すように、空間的に不連続ではなく、連続体仮定を満たすような連続な密度分布を持っている。量子力学において物質が粒子性と波動性の 2 面性を持っているのと類似している。ただし、SPH における各ノードはマイクロな分子・原子を模擬するためのものではない。また、一見、DEM とも類似しているように思われるが、DEM においては、隣の要素との関係がバネ定数のような仮想的物性値によって規定され、材料試験の結果をそのまま適用することができないのに対して、SPH の場合には、FDM や FEM の場合と同じく状態方程式や構成則を通じて物性値をそのまま用いることができる。最後に、日本で矢部らによって開発された Cubic Interpolated Pseudo-particle (CIP) 法¹⁰⁻³⁾も、Euler 型衝撃解析法の一つとして挙げるることができる。

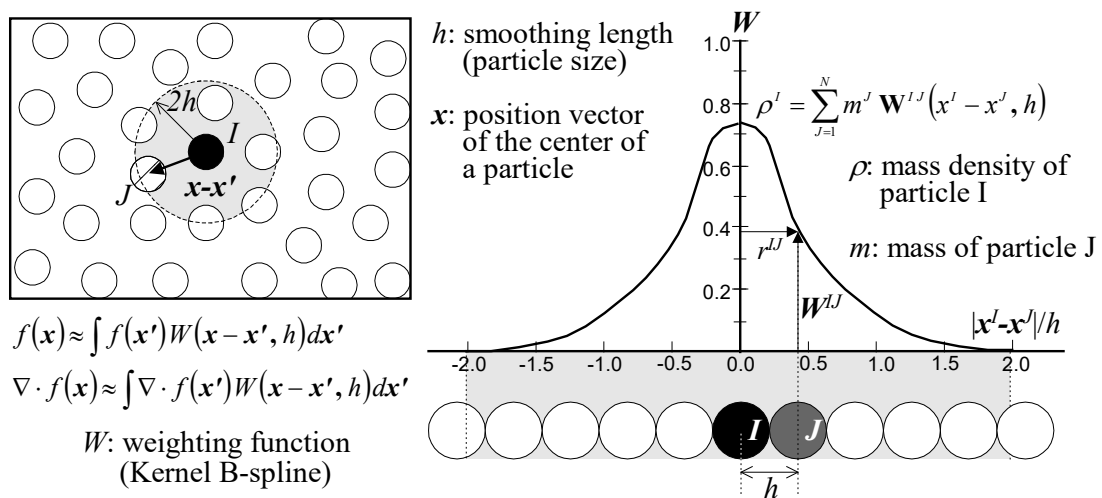


図 10-1 SPH 法の概念の模式図

10.2.2 Lagrange と Euler の方法

連続体力学においては、固体と流体の両方に対して同一の、i) 連続の式、ii) 運動方程式、iii) エネルギーの式の三つの基礎式が解かれる。これらの式は、それぞれ、質量保存則、運動量保存則、エネルギー保存則に相当する。これらの式のうち、運動方程式のみがベクトル方程式であるが、空間を1～3の何れの次元を仮定しても、スカラー方程式の数に対し変数の数が一つ多い。しかし、これらの基礎式に含まれる3つの状態変数を用いて、その連続体物質の特性を規定する状態方程式を連立させることによって解くことができる。熱力学の理論によれば、熱力学的状態量は、10種以上定義することができるが、独立に変化するものは2つのみである。通常、衝撃問題の数値解析法では、密度と比内部エネルギーを独立変数として圧力を従属変数とする状態方程式が採用される。このため、固体物質に対しても、静水圧力 (p) を主応力成分の平均値として、 $p = -1/3(\sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3)$ と定義し、全応力成分を偏差成分と静水圧成分の和として計算することにより、固体材料の場合にも圧力が応力に反映させられる。特に、衝撃力が大きな問題では、静水圧成分が支配的となり偏差成分は無視できるため流体的挙動を示すことになる。

これらの方程式系は、双曲型の2階の偏微分方程式となるが、基礎式の立て方には、空間座標を時間の関数として記述し、あたかもその座標系の上に物理量が乗って移動するかのように扱う Lagrange の方法と、物理量を空間座標と時間の関数として表現する Euler の方法が知られている。これらの方法を離散化後、模式的に示したのが図 10-2 である。Lagrange の方法の場合には、物質の変形と共に座標系も変化するのに対し、Euler の方法の場合には座標系は空間に固定される。このため、前者を物質表示、後者を空間表示と呼ぶこともある。

両方法を較べてみると、Lagrange の方法では、変形が著しい場合、計算メッシュに潰れや重なりが生じてしまう危険が存在するのに対し、Euler の方法ではメッシュ自身の変形することはないため、どのような変形に対しても対応できる。しかし、逆に、Euler の方法を

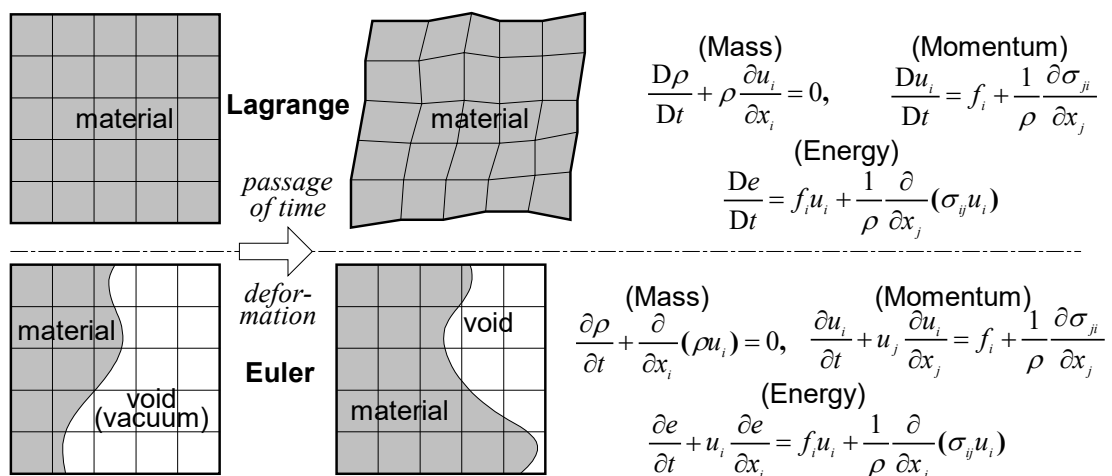


図 10-2 Lagrange と Euler の方法の違いの模式図

詳しく検討してみると、Lagrange の方法に比して、1) 物質の境界が不明確である、2) 処理時間、記憶容量共に多く必要とする、3) 移流計算による数値誤差が生じやすい、4) 物質の履歴が分からなくなってしまう、といった欠点が存在する。このように、両方法は利害得失の点で簡単には優劣は付け難く、問題に応じてより適切な方法を選択することが重要である。一般的には、固体に対しては Lagrange の方法が、流体に対しては Euler の方法が適していると言われているが、後に実例を示す如く、超高速衝突のように Hugoniot 弾性限界 (HEL) を超える現象においては、固体の場合にも流体的な挙動が顕著となるため、問題によっては逆の場合もしばしばあり、適用に際しては、様々な要因を考慮した総合的な判断が必要となる。また、衝突現象や爆発現象においては物質間の相互作用が問題となるため、Lagrange の方法の場合には計算メッシュ表面を介しての相互作用計算が、Euler の方法の場合には、1つの計算セルの中で複数の物質を考慮することのできる“multiple material”計算機能を備えていることが必須条件となる。この他、Lagrange と Euler の中間的方法として位置付けることのできる ALE (Arbitrary Lagrangian Eulerian) 法¹⁰⁻⁴⁾も問題によっては非常に有効な方法である。

10.2.3 材料モデル

連続体力学は、気体・液体・固体の3相の状態に対して統一的な取扱いを可能にしようという動機から出発したものであった。これに対して、単位面積あたりに働く力を表す物理量として、流体の力学では圧力、固体の力学では応力が主に用いられる。これら2種類の物理量に関連を持たせることによって、両力学を統一的に記述することができる。実際、圧力: p が主応力成分: σ_i の平均値: $\sigma_0 = (1/3)(\sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3)$ と $p = -\sigma_0$ なる関係にあると仮定すれば、全応力テンソル、偏差応力テンソルおよび圧力の間には、 $\sigma_{ij} = s_{ij} - p\delta_{ij}$ なる関係が成立する。(但し、 δ_{ij} は Kronecker のデルタ。) このように表すことによって、流体は偏差応力成分が全て 0 の状態として固体と同様に取り扱うことができ、逆に、固体に対しても圧力を導入することができ熱統計力学とのリンクが可能になる。

前述したように、質量・運動量・エネルギーに対する3基礎式に含まれる変数の数と方程式の数を較べると、空間を表す次元を何次に選んでも変数の数が一つ多くこれだけでは解くことができない。この問題を解決するために、3基礎式に加えて、流体・固体の何れに対しても、圧力の評価式としての状態方程式が、固体に対しては、偏差応力成分の評価式としての構成方程式が連立して解かれる。熱力学的状態量のうち、独立に変化し得るものは2つだけであるため、任意の2つを独立変数にとり、もう一つの任意の状態量を従属変数にとることによって、状態方程式は表現できるが、通常、衝撃解析コードでは圧力を従属変数に、密度と比内部エネルギーを独立変数にとり、 $p = f(\rho, E)$ の形で表現される。

一方、固体に対しては一般に、 $\sigma_{ij} = g(\varepsilon_{ij}, \dot{\varepsilon}_{ij}, E, K)$ で表される構成方程式が適用される。右辺の独立変数のうち、 E は熱軟化を模擬するための比内部エネルギーであり、 K は破壊現象を模擬するための損傷関数である。

10.2.4 時間積分法

以上で示したように、目的とする系は2階の双曲型偏微分方程式で記述されるが、これらを数値的に解くために陽解法と陰解法という代表的な2つの時間積分方法が存在する。前者は、ある時点、ある場所の物理量を評価する漸化式が、過去の物理量のみを使って陽に表現されるのに対して、後者では同時代の物理量も使って表現される。(図10-3参照。双曲型の偏微分方程式の場合には、さらにもう一つ前の物理量が漸化式の右辺に現れるが、基本的には同様の議論が成り立つ。) そのため、陽解法の場合には、初期条件に対し、順次、漸化式を用いて計算を実施すれば図の格子点で示された全解空間の物理量を決定することができる。それに対して、陰解法の場合には、同時代の物理量を未知数とする連立方程式を立て、それを解くことによって初めて解が得られる。このように、陰解法は、陽解法に較べて定式化が複雑だけでなく、平衡方程式を解くという操作によって、遠くの物理量とその時点の別の物理量に影響を与えるため、衝撃問題に対して適用した場合、誤差の混入を引き起こす要因となる。従って、ほとんどの衝撃解析コードでは陽解法が採用されるが、時間積分の刻み幅 (Δt) に制約が生じる。即ち、連続の式と運動方程式から波動方程式が導かれることが知られているが、この波動の伝播速度である音速 c が連続体中を伝播する最も速い信号としての役割を演ずることになる。(但し、衝撃波を除く。) 今、Lagrangeの方法で、 $\Delta t \geq \Delta x/c$ (但し、 Δx は空間の刻み幅) なる時間刻み幅で上述の漸化式を更新することにより時間積分を実施したとすると、この時間内に、注目しているメッシュの1つ隣のメッシュよりも遠くの情報が音速で伝わることになり、陽解法の基本的仮定である過去の隣接するメッシュの情報しか現在の状態に影響を与えないという仮定と矛盾が生じる。このことから、陽解法の場合には、 $\Delta t \leq \Delta x/c$ なる条件を満足させながら時間積分を実施しなければならないという制約が生まれる。この条件を、Courant 条件もしくは CFL 条件と呼ぶ。(Euler の方法の場合には、 $\Delta t \leq \Delta x/(c+u)$ となる。但し、 u は流速である。) この制約のために、長い現象時間の解析を行おうとすると、膨大な時間積分回数を必要とし、極めて高価な計算になってしまう。また、積分回数の多さは、数値誤差 (主に、エネルギー誤差) の蓄積を招き、陽解法では現実的に長い現象を解くことはできない。さらに、Lagrangeの方法に陽解法を適用する場合には、メッシュの変形が時間刻み幅の減少を引き起こすため、変形が進むと益々多くの時間積分が必要になってしまう。

以上のように、陽解法と陰解法を較べてみると、前者が急激な変化を伴う短い時間の過渡現象に適用性があるのに対して、陰解法の場合には定常的

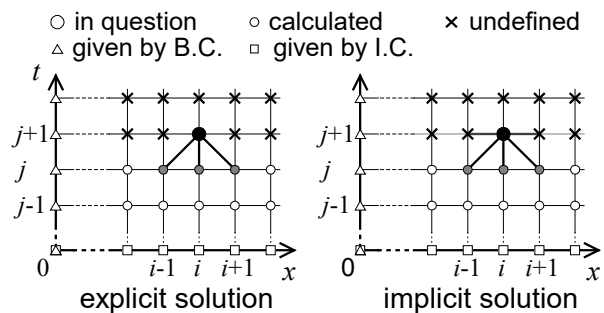


図 10-3 陽解法と陰解法の模式図

な問題に対して適用性があるということが出来る。衝撃問題に対しては、一般に陽解法の方が適していると考えられるが、この場合、エネルギー誤差が許容範囲にあるかどうかを確認しながら時間積分を実施して行くことが、精度上極めて重要である。

10.3 解析事例

本節で示す数値解析結果は、主に宇宙国際ステーションの建設を目的として 1990 年代に確立した解析手法を用いて、有人ミッションを想定したグラムオーダーのデブリを対象とした解析事例について記述したものである。計算は、全て、汎用衝撃解析コード AUTODYN^{®10-5)}を用いて実施したものである。衛星の設計を対象とした、より小さな飛翔体が、衛星の各構成要素へ衝突するような問題に関する数値解析的検討については付録Ⅲ及び文献 10-6)を参照されたい。

10.3.1 Whipple バンパーへの超高速衝突解析

スペースデブリの防護問題に関する研究の一環として、各国の各機関によって地上における超高速衝突試験とその数値シミュレーションが実施されている。ここに示す実験結果は、全て旧航空宇宙技術研究所の戸田らによって実施された成果¹⁰⁻⁷⁾である。

円柱状のプラスチック製飛翔体がアルミニウム合金板に衝突した時の変形の様子を実験と計算機シミュレーションで比較したものを図 10-4 に示す。左側が衝突面である。実験結果は、X 線 CT による断層写真であり、回収後切断することなく撮ったものである。上段は旧宇宙科学研究所のルールガンを用

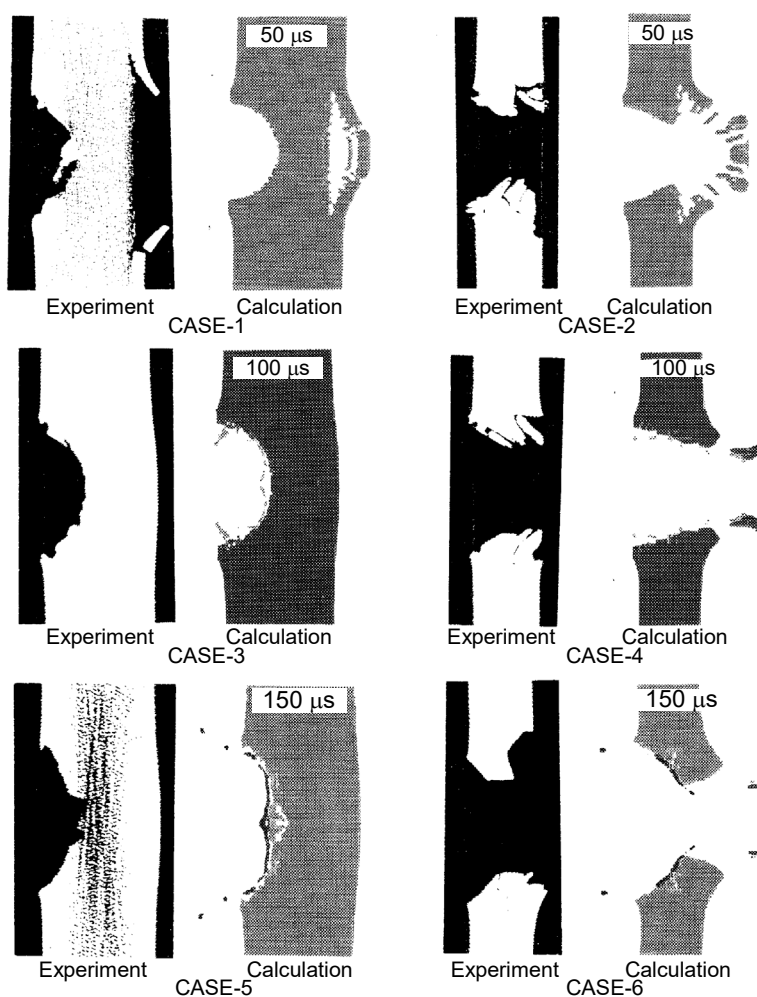


図 10-4 実験と数値解析間の標的最終変形

いて約 1 g の飛翔体を約 7.5 km/s に、中段は東北大学流体科学研究所の 2 段式軽ガス銃を用いて約 3.5 g の飛翔体を約 4 km/s に、下段は京都大学工学部の火薬銃を用いて約 14 g の飛翔体を約 2 km/s に加速した実験であり、38.9 と 22.2 mm の 2 種類の厚さの標的についての結果を示している。何れの加速方法でも飛翔体の運動エネルギーがほぼ等価になるように条件を設定している。各シミュレーション結果は変形状・形態共に良く実験を模擬している。上段左側の結果の背面が剥離しているのは、裏側自由表面で位相が反転した圧力波が後続・衝突方向の圧縮波と重なり合い、大きな引っ張り力が働いた結果破壊した現象であり、スポール破壊と呼ばれる。上段右側のケースの場合にも、初期の段階で同様の現象が起きた後に貫通していることが解析結果

から知ることができる。計算は、multiple-material Euler の方法を適用し、状態方程式には Mie-Grüneisen 型 shock Hugoniot の状態方程式を、構成則には Johnson-Cook のモデルを適用している。後者は、加工硬化のみならず、圧力依存性、ひずみ速度依存性、熱軟化、熔融などを考慮できる構成則である。破壊則としては、限界相当塑性ひずみと限界負圧によって破壊するという条件を併用している。

京都大学の火薬銃の実験で、38.9 mm の標的板の前に 4.8 mm のアルミニウム合金のバンパーを配置した条件に相当するシミュレーション結果を図 10-5 に示す。これは、実際の宇宙機の設計で採用されている Whipple バンパーシールドと呼ばれるもので、前面の板で衝撃力を緩和し主壁を防護する設計思想に基づくものである。左側は随時リゾーニングと呼ばれる操作を施すことによって計算メッシュを改善しながら Lagrange の方法で解析した結果であり、右側は

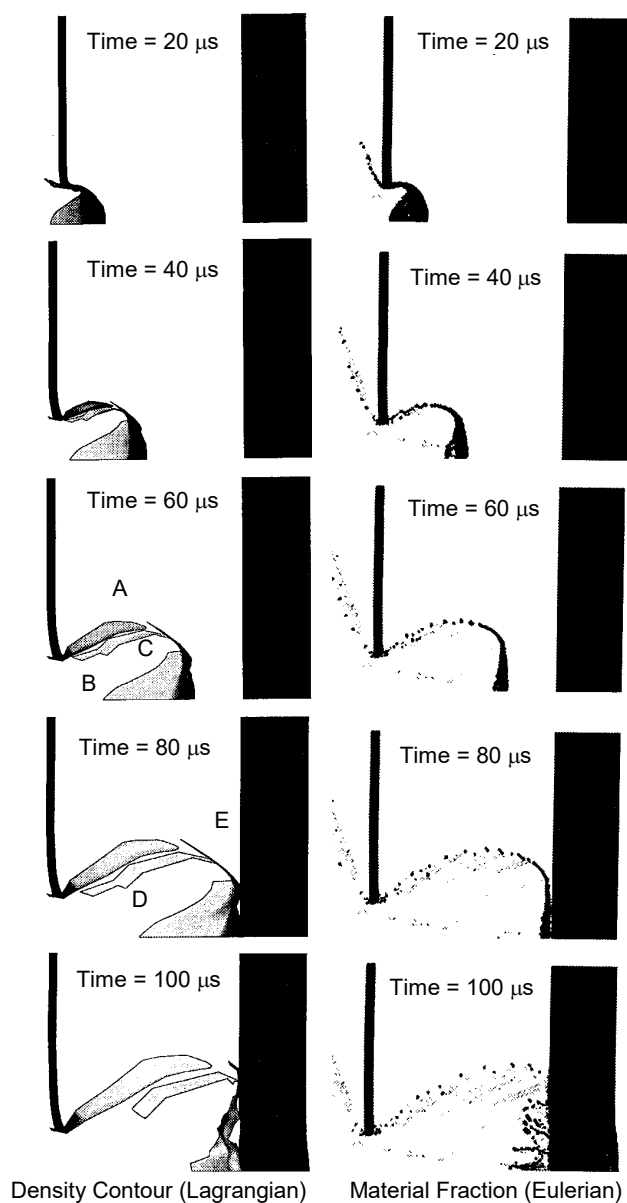


図 10-5 対話型 Lagrange リゾーニング法と multiple-material Euler 数値解析法による結果の比較

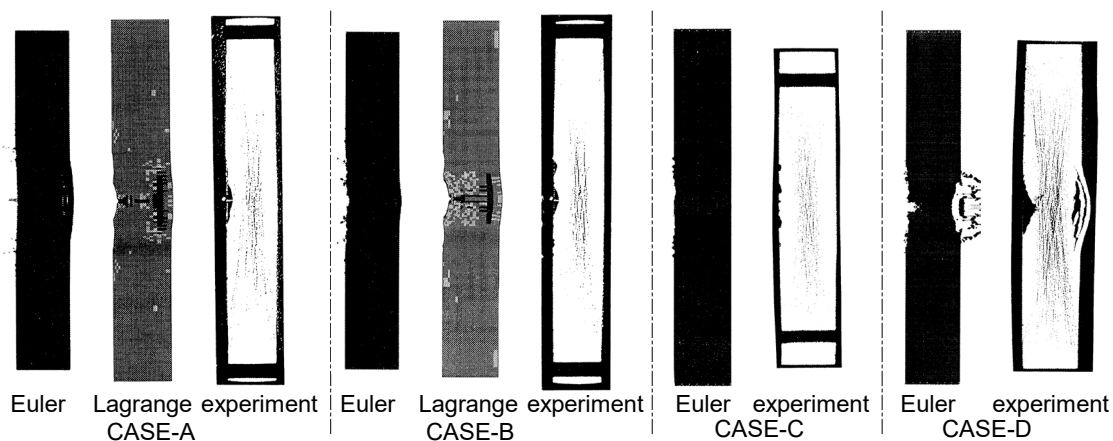


図 10-6 実験と数値解析間の後方標的最終変形形状の比較

multiple material Euler の方法を適用して解析した結果である。前述のように Euler の方法による結果は物質境界が不明確であるため、一見、両結果の間の一部（A～C の記号で示したデブリ雲の部分）に余り良い一致が見られないかのように見受けられるが、詳細に調べてみると良く一致しており、その相違は両方法の表現方法の違いに起因していることが分かる。対話型のリゾーニングを行う Lagrange の方法による解法は、従来のバッチ型リゾーニングと比較すると極めて効果的かつ有効な方法であるが、解析途中ほとんどユーザの手間を必要としない multiple material Euler の方法と比べると、多大な労力と技術を必要とする。ここに示した Lagrange の方法による計算は、現時点に比べてコンピュータ性能が不十分であった 1990 年代初頭に実施したものであり、当時最高速度のスーパー・コンピュータを用いても、この問題に Euler の方法を適用することは現実的ではなかったため、あえて手間のかかる方法を用いたという経緯がある。

図 10-6 の左半分に、同結果（CASE-B）および同じく火薬銃を用いて 2.5 mm のバンパーに初速度 1.93 km/s で衝突させたケース（CASE-A）の、二枚目・標的板の変形形状を Euler の方法、Lagrange の方法および実験の 3 者間で比較した図を示す。単一のクレータではなく二重もしくは三重のクレータが生じることを両結果共に示している。CASE-B のこれらのクレータは、図 10-5 中 D, E で示した部分の衝突によって生じたものであり、デブリ雲の成長過程において終始圧縮モードに曝されるため、比較的大きな密度を保持し続ける結果となるバンパーの残骸の形状がクレータ形成のメカニズムを支配していることが分かる。図 10-6 の右側には、飛行体質量、飛行体初速度、一枚目バンパー厚さが、それぞれ、1.1 g, 6.25 km/s, 12.5 mm の試験条件に相当する CASE-C、および 3.65 g, 3.93 km/s, 1.3

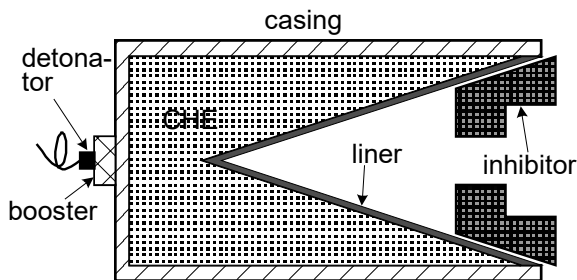


図 10-7 インヒビター付円錐型成形爆薬の構造と各部の名称

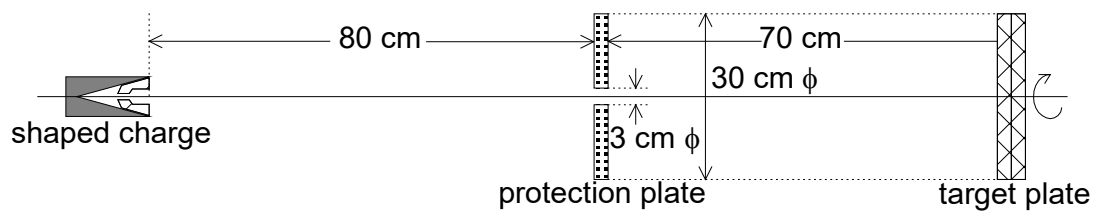


図 10-8 インヒビター付円錐型成形爆薬試験を模擬するための数値解析の模式図

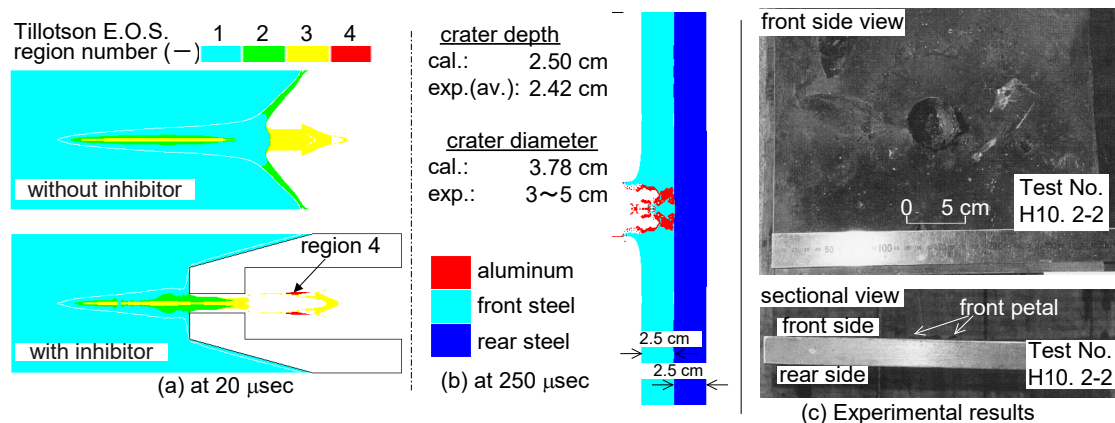


図 10-9 インヒビター付円錐型成形爆薬のジェット生成過程の数値解析、及び標的に形成されたクレータの実験と数値解析間の標的最終変形状の比較

mm に相当する CASE-D の Euler の方法による計算結果と実験結果を比較する図を示す。何れの結果も実験と計算の間に良い一致が見られる。なお、後方標的の厚さは 4 ケース共に 38.9 mm である。

10.3.2 成形爆薬解析

地上の実験室においてグラム・オーダーの物質を 10 km/s 以上の速度に加速できる装置として成型爆薬がある。その概念図を図 10-7 に、成型爆薬を用いた超高速衝突試験装置の構成図を図 10-8 に示す。この参照実験も航空宇宙技術研究所の戸田らによって推進されたものである¹⁰⁻⁸⁾。これは爆薬の化学エネルギーを最終的にはライナー物質の軸方向の運動エネルギーに変換することによって高速度ジェットを得る装置である。10 km/s を超える模擬デブリを得る目的のためには、ライナー物質としてアルミニウムが用いられ、かつインヒビターを採用することによって後続のスラグを除去する方法が採られる。このジェット生成過程をシミュレーションしたのが図 10-9(a)である。上段はインヒビターのないケース、下段があるケースである。後者の場合、ジェットが中空になっているが、この現象は実験においても検証されている¹⁰⁻⁸⁾。コンター図の数値は、Tillotson の状態方程式において物質の相状態を表す指標 (1: 固相で圧縮モード、2: 固相で膨張モード、3: 混相域、4: 完全気化領域) である。ジェット先端周辺部分の一部に、この値が 4 の領域が計算されており、

アルミニウムに気化が生じていることが分かる。この衝撃圧縮とそれに続く希薄波の発生による気化過程は Tillotson の状態方程式を適用することによって模擬されたものである。この状態方程式では、TPa オーダー以上の圧力領域に対しては Thomas-Fermi の半古典的量子統計理論が適用される。計算は、全て multiple material Euler の方法によって解いたものである。概念図に示されたケーシングやインヒビターなどの構造物の変形は、この場合には余りジェットが発生には影響しないため剛境界条件として扱っているが、Lagrange の方法によって模擬し、相互作用計算をさせることも可能である。このジェットが約 1.5 m 飛翔した後に二層の鋼製標的に衝突し、クレータを生じた状況を図 10-9(b)に示す。この段階に至るまでの計算も含め、全ての計算は Euler の方法によっている。この数値解析結果の時点にほぼ相当すると考えられる、試験後回収した標的の状況を図 10-9(c)に示す。試験による標的のクレータ直径と深さは、それぞれ、約 4.0, 2.4 cm、一方、シミュレーション結果は 3.76, 2.5 cm であり両結果は良く一致している。同様の方法を用いることによって、超高速衝突の結果生じる構造物の気化過程も模擬することが可能である。また、AUTODYN では気化対応の状態方程式として、Tillotson の状態方程式の他にロスアラモス国立研究所の SESAME ライブラリーやサンディア国立研究所の PUFF も使用することができる。

10.3.3 SPH 法によるデブリ雲の生成シミュレーション

次に、SPH 法を用い、10.3.1 項で触れたのと同じデブリ雲の生成過程をシミュレートした結果を示す。球状飛翔体 (2017-T4Al) がアルミニウム合金板 (6061-T6Al) に衝突する実験¹⁰⁻⁹⁾を参照した計算である。図 10-10 に、共に 6 μ s における、計算結果および実験による X 線フラッシュ写真の図を示す。下段の計算結果の図のうち、対称軸の上半分の図は、三次元的に透視した場合に生じる紙面厚さ方向の物質分布効果を考慮した出力図であり、より実験結果に近い出力方法によるものであるといえる。それに対して、下半分の図は中心断面の切断図に相当する。両者を併用することにより、より詳しい情報を得ることができる。(領域: Ω に注目。) この衝突速度においては、アルミニウムの一部に液化が生じるが、

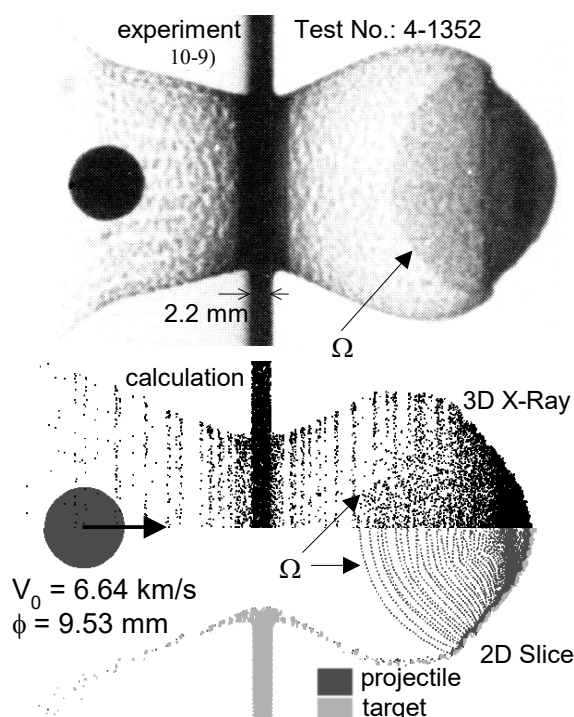


図 10-10 SPH 法によるデブリ雲形成解析と実験と比較

ほとんど気化は生じないため、Tillotson の状態方程式ではなく、shock Hugoniot の状態方程式を適用した。

10.4 おわりに

本章は、1998 年、高圧力学会誌「高圧力の科学と技術」(*Rev. High Pressure Sci. Technol.*)に片山が書いた解説記事¹⁰⁻¹⁰⁾の一部を抽出、若干の修正を加えたものである。本章に掲載した計算結果は全て二次元軸対称モデルによっている。当時の標準的なコンピュータの性能で精度の高い三次元解析を行うためには、モデル化方法に大きく依存するが、一ケース当たり数ヶ月以上の計算時間を要したが、コンピュータと衝撃解析コードの性能の向上により、2006 年現在では数日程度の計算時間で可能になっていることを付言する。

また、スペースデブリ防護のための数値解析法に関して、過去約 20 年間の経緯については文献 10-11)に記載がある。

参考文献

- 10-1) M. L. Wilkins, “Calculation of Elastic-Plastic Flow,” *UCRL-7322*, **Rev.2**, (1982).
- 10-2) L. B. Lucy, “A Numerical Approach to the Testing of the Fission Hypothesis,” *Astron. J.*, **82**, 1013-1024, (1977).
- 10-3) H. Takewaki, A. Nishiguchi and T.Yabe, “Cubic Interpolated Pseudoparticle Method (CIP) for Solving Hyperbolic Type Equations,” *J. Comp. Phys.*, **61**, 261-268, (1985).
- 10-4) 片山雅英, 小幡秀雄, 相澤龍彦, 「高速衝突問題に対する ALE 法の適用性について」、第 8 回固体衝撃工学シンポジウム講演集, 62-67 (1988)。
- 10-5) Century Dynamics Inc., *AUTODYN Theory Manual Rev. 4.3*, (2005).
- 10-6) M. Katayama, A. Takeba, K. Nitta, S. Kawakita, H. Matsumoto, Y. Kitazawa, “Integrity assessment of the spacecraft subjected to the hypervelocity impact by ceramic and metal projectiles simulating space debris and micrometeoroids,” *Mat. Sci. & Eng. B*, **173**, 148–154, (2010).
- 10-7) M. Katayama, S. Toda and S. Kibe, “Numerical Simulation of Space Debris Impacts on the Whipple Shield,” *Acta Astron.*, **12**, 859-869 (1997).
- 10-8) M. Katayama, A. Takeba, S. Toda, S. Kibe, “Numerical simulation of jet formation by shaped charge and its penetration into bumpered target,” *Proc. 2nd European Conf. on Space Debris (ESA SP-393)*, 411-416, (1997).
- 10-9) J. Piekutowski, “Characteristics of Debris Clouds Produced by Hypervelocity Impact of Aluminum Spheres with Thin Aluminum Plates,” *Int. J. Impact Engng.*, **14**, 573-586 (1993).
- 10-10) 片山雅英, 「流体と固体の衝撃シミュレーション」、高圧力学会誌『高圧力の科学と技術』(*Review of High Pressure Science and Technology*)、**Vol.8**、**No.4**、251-259、(1998)。
- 10-11) 片山雅英, 「スペースデブリ防護のための超高速衝突解析の変遷」、平成 17 年度衝撃波シンポジウム論文集、41-44、横浜国立大学、平成 18 年 3 月 16 日～18 日。

付録 I スペースデブリおよびメテオロイドの解説

I.1 スペースデブリ

I.1.1 総説

スペースデブリとは、宇宙に存在する人為的な物体もしくはその一部であって、有用な目的に役立っていない物体の総称である。

1957年以降の人類の宇宙活動の負の遺産として、スペースデブリは悪化の程度を高め、近年では有人宇宙飛行はデブリ対策無しでは実現できない程度になっている。即ち、スペース・シャトルの窓ガラス及び機器の損傷で現実のものとなっており、またデブリ衝突対策は国際宇宙ステーションやシャトルでは必須のものとなっている。シャトルの窓ガラス交換枚数の増加は、1992年までの44回の飛行で23枚、それ以降の43回の飛行で76枚交換である。また、シャトルが運行中に大型のデブリの接近で回避マヌーバを行った例が3回に上る。

無人宇宙機についても微小なデブリとの衝突はハッブル宇宙望遠鏡、LDEF、SFU宇宙曝露実験等で多数観測されている。欧米では既に一般衛星へのデブリ防護手段を適用し、デブリ接近時の回避マヌーバ運用も行われている。日本もALOSから体制を取っている。

このデブリ増加の原因は頻繁な軌道投入が自然の浄化力（自然落下）をはるかに超えていることはもちろん、軌道上での多くの破碎事故が多量の破片を発生させたこと、意図的破壊行為が数多く実施されたことなどによるものである。特に、2007年の中国の破壊実験、ロシアのプロトンロケット・推進モジュールの爆発、2009年の米ロ衛星の衝突事故などがそれ以前の環境を更に悪化させた。

かつては一般の無人衛星については、デブリが与えるリスクは無視できるとの認識が一般的ではあったが、デブリの衝突は既に多数起きている。実際に軌道データから衝突が裏付けられている衝突現象として以下の3件が知られている。

- ① 1991年12月：Cosmos1934（1988年打上げ）とCosmos926（1977年打上げ）が高度980kmで衝突。両者とも運用を終了していた。
- ② 1996年7月24日：運用中の仏CERISEとArianeの破片（1986年打上げ）が高度685kmで衝突して姿勢安定ブームが破損
- ③ 2005年1月：漂流中の米ロケットThor Burner 2A（1974年打上げ）と中国ロケットCZ-4の破片（1999年打ち上げ、2000年爆発）が高度885kmで衝突。
- ④ 2009年2月10日：米国通信衛星Iridium 33とロシアの軍事用通信放送衛星Cosmos 2251がシベリア上空高度788kmで衝突した。

更に、不具合現象（軌道周期の変化、破片の放出、衝撃を受けて衛星が故障）からデブ

りとの衝突が疑われる件には以下がある。

- ① 1997年8月：NOAA 7(高度 828~847km) 軌道周期が1秒変化して3個のデブリを放出
- ② 2002年4月21日：COSMOS 539 (高度不明) の 軌道周期が1秒変化してデブリを放出
- ③ 2003年11月19日：Cosmos 2399(高度 197~295km)が何らかの不具合を起こし、5つのデブリを放出。しかし、予定のミッションを遂行した模様。
- ④ 2006年3月29日：露静止衛星 Express AM11 に突然外的な力が加わり、熱制御システムが減圧、冷却液が噴出した。それに伴い、衛星の姿勢が失われ、機能不全に陥った。デブリが衝突した可能性も報じられた。
- ⑤ 2006年7月9日：欧州の静止衛星 Meteosat-8 の故障。軌道が突然変化し東西方向の位置制御スラスタの1つが破損、更に外壁が破損して一部の部品が宇宙空間に露出した。また、一部の電力サブシステムに影響が出た。静止軌道(GEO)を横切る微小隕石か粒状のスペースデブリと衝突した可能性がある。バックアップのスラスタでミッションは継続。異変は最初に画像処理システムで発見され、衛星スピン速度の低下、姿勢変化、弱い章動、スラスタ及び燃料ラインの温度変化、太陽電池パネルによる発電量の若干の低下等の現象も発生した。この事故は静止軌道でもデブリが無視できなくなったことを意味する。

ミリサイズ以下のレベルの衝突は、ハッブル宇宙望遠鏡や米 LDEF、欧 EURECA 等の回収物体の表面検査から多数報告されている。我が国では SFU の表面積約 30m² から、800 個以上の衝突痕が確認されている。

スペースシャトルの窓は、デブリ衝突痕が 1992 年までの 44 回で 23 枚、1992~2000 年までの 43 回中には 76 枚交換（そのうちデブリ 32、メテオロイド 17、不明 27）と、増加していることがはっきりと分かる。その他、スペースシャトルには衝突痕がたびたび発見されている。例えば、2006 年 9 月の STS-115 ミッションでは、「アトランティス」のラジエータで、直径約 2.7mm と過去最大の衝突痕が発見された。2007 年 8 月 21 日に帰還した STS-118 ミッションのスペースシャトル「エンデバー(Endeavour)」のラジエータにも微小隕石またはデブリによると見られる衝突痕が発見され、これはアトランティスの衝突痕よりさらに大きいとのことであった。また、2007 年 6 月 6 日には、ロシア・モジュール「Zaria」の外壁部分に、2 名の宇宙飛行士が船外活動中に偶然、パチンコ玉大の衝突痕を発見した。このように、微小デブリの衝突は多数発生している。



これらのデブリの宇宙機に対する衝突の脅威については、米国 NASA の解析ツール (DAS: Debris Assessment Software) を用いて軌道高度に応じたデブリの衝突率で表せば、デブリのサイズ毎に下図のように算出される。1mm 以下の微小デブリによって外部露出ケーブルが損傷するリスクは無視できるものではない。具体的な宇宙機に対するこれらのリスクの評価は研究開発本部未踏技術センターが開発した解析ツール (Turandot: スペース・デブリ衝突損傷解析ツール) で評価することができる。

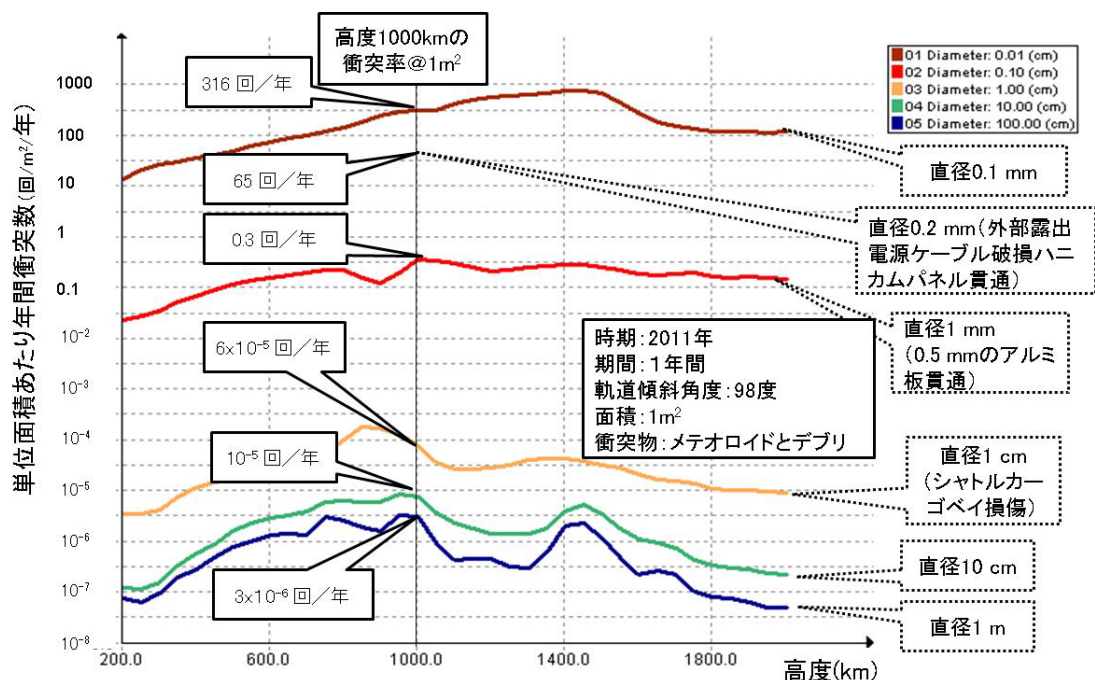


図 I-1-1 軌道高度毎のデブリ衝突頻度 [解析は米国 NASA の解析ツールによる]

スペースデブリ (や天然起源の固体粒子である「メテオロイド」) の宇宙機への衝突による損傷は、衝突する粒子の規模、密度、速度、方向と宇宙機の遮蔽とによって決まる。ミリメートル未満の粒子であっても、宇宙機外面にクレータ、貫通等の損傷を生じさせ、光学、電気、熱、シール、その他の特性を劣化させる場合がある。それより大きい粒子になれば外面の貫通のみならず、貫通した粒子や貫通に伴って破砕した粒子や外面の物質によって構造体や装置を損傷する可能性がある。

スペースデブリ (及び微小な大きさのメテオロイド:「マイクロメテオロイド」と呼ぶ。) については、宇宙機への衝突頻度、衝突速度等を予測するための「環境モデル」(フラックスモデル) が開発されている。こうしたモデルでスペースデブリ (及びマイクロメテオロイド) の衝突条件 (粒径、速度、頻度など) を算出し、超高速衝突試験に基づく設計式や解析コードにより、宇宙機に発生する損傷を推定することができる。このプロセスについては、本書の本文を参照されたい。

以下、スペースデブリの種類（発生源）について、簡単に概観する。

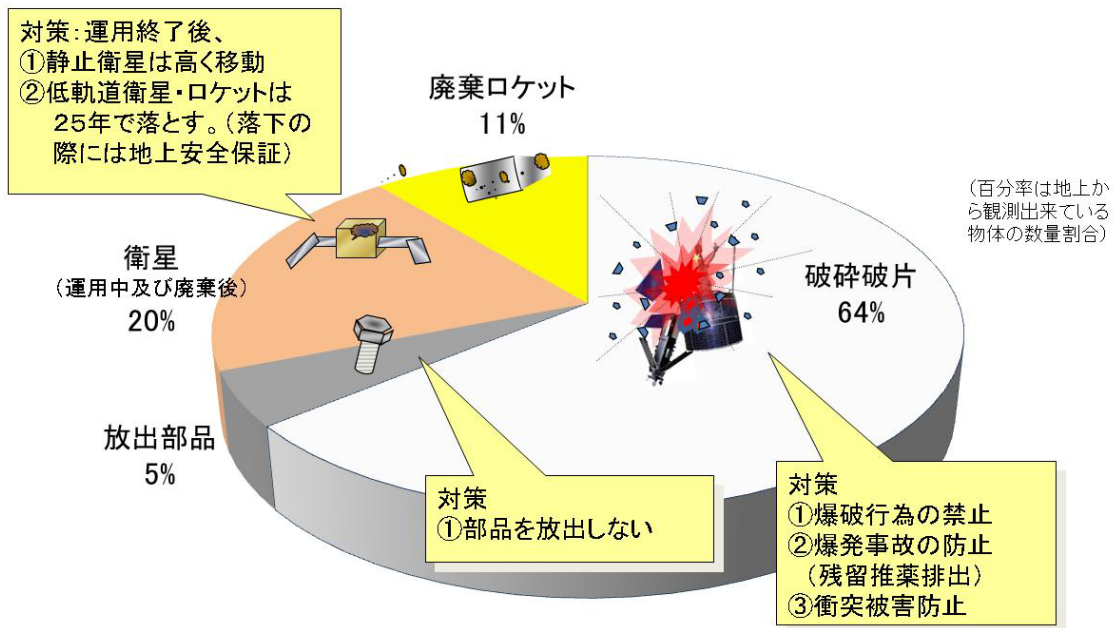
I.1.2 スペースデブリの種類（発生源）

スペースデブリの発生源は下表のように分類できる。

表 I-1-1 デブリの発生源

主分類	副分類	デブリ発生源
正常な運用にて発生する分離・剥離品等	計画的分離品	計画的分離・放出品（締結具、カバー類）
		軍事目的又は機密保護のための射出物
		ミッションによる放出品（例：銅針）
	非意図的に放出してしまつた物体	固体モータからの噴出物
		経年劣化による剥離・分離品
破砕による破片	偶発的破砕事故	打上げ／軌道投入時の不具合による爆発破片
		指令破壊系の不具合による大規模爆発の破片
		残留推薬、バッテリー等に起因する爆発破片
		原子炉冷却液の漏洩
	軌道上衝突事故	大型物体（カタログ物体）との衝突
		小物体（非カタログ物体）との衝突
	意図的破壊	再突入安全策としての爆破による破片
		破壊実験等その他の爆破
ミッション停止後の不要物体（計画的運用終了と不具合による中断を含む）		静止軌道上の不要システム
		GTO、LEO、HEO 上の不要システム

地上で観測・追尾できる軌道上物体（即ち、低軌道で大きさ 10cm 以上、静止軌道で約 1m 以上）について、相対的な割合を図 I-1-2 に示す。

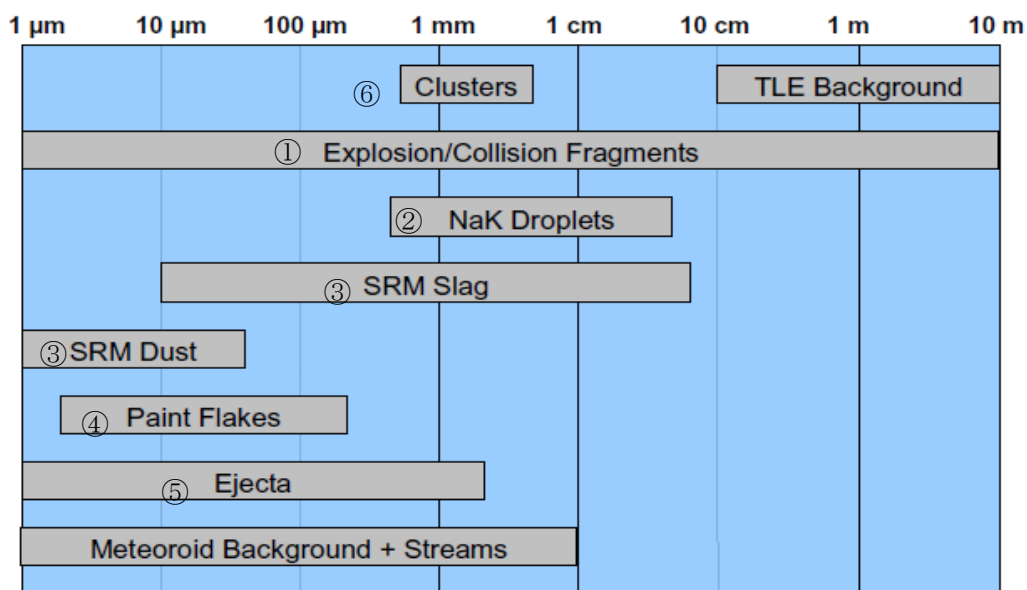


出典：データはESAの2011年2月の国連COPUOS/STSCへの報告より

図 I-1-2 .カタログされた軌道上物体の相対的な割合

地上から観測できる範囲では、軌道上物体で最も多いのは破砕で生じた破片類である。

地上からのカタログ化が困難な大きさのデブリは、地上からのレーダー観測での統計処理、軌道から回収した宇宙機や表面材、太陽電池等の衝突痕の計測、地上での模擬宇宙機や表面材への超高速衝突試験に基づく破片の発生モデル等から、図 I-1-3 及び図 I-1-4 に示す大きさの範囲や発生量が推定されている。



注

- ①軌道上でのブレイクアップ
- ②RORSAT 原子炉からのナトリウムカリウム (NaK) 冷却液の放出
- ③固体ロケットモータ (SRM) からのアルミナダスト、スラグの排出
- ④宇宙機やロケットの表面劣化生成物の発生 (Paint flakes)
- ⑤カタログ化された大きな物体への小衝突による二次デブリの放出
- ⑥銅針の放出 (West Ford Needles)

図 I-1-3 スペースデブリの種類

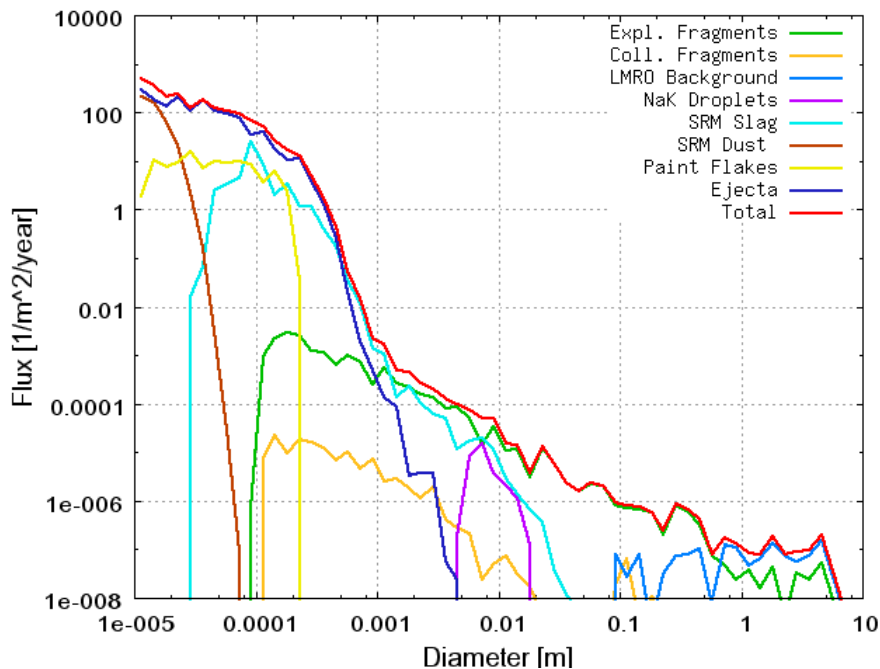


図 I-1-4 MASTER2005 による「だいち」軌道のデブリフラックスと発生源の割合

I.1.2.1 破砕現象

人工衛星やロケットの上段などが軌道上で破砕する原因としては、軍事的実験手段での攻撃、運用中の不具合、運用終了後の残留推進薬による爆発、あるいは高压容器の破裂などがある。NASA では 1961 年から 2010 年までに約 210 回の破砕現象が起きていると報告している (JAXA が軌道上物体のデータから調査した場合はこれとは若干異なるが大差は無い)。

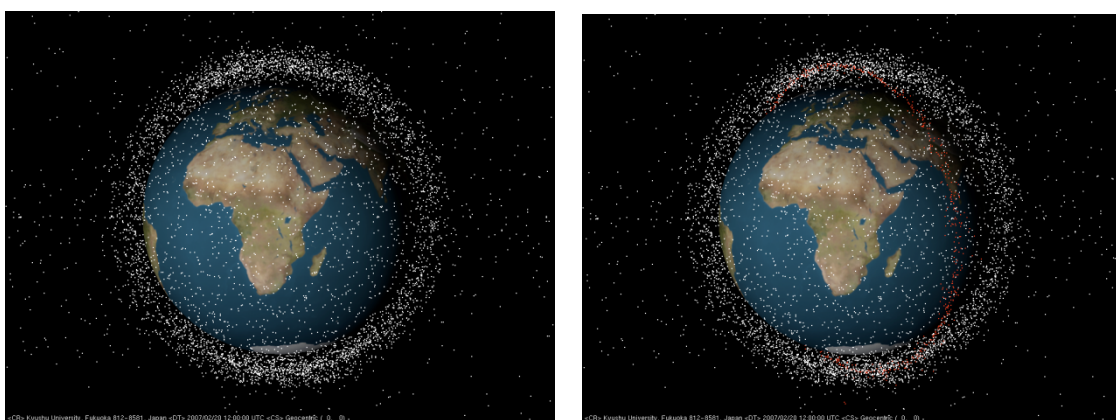
破砕現象で発生する破片の数は、例えば地上から観測できるものは中国の破壊実験で 3000 個余りである。米国の高精度レーダによればこの時発生した 1cm 級の破片は 17 万個であると報告されている。これらは爆発前の軌道に沿って雲のような塊 (デブリ・クラ

ウド)を形成し、時間が経つにつれて徐々に拡散し、他の軌道にも影響を及ぼす。

破砕の原因としては次のようなものが挙げられる。

(1) 意図的な破壊行為

宇宙機攻撃兵器の実験や、軍事衛星が他国の領内に落下することを防ぐための指令爆破など。冷戦中には米ソとも人工衛星の破壊実験を何度か行ったが、デブリの危険性が明らかになるにつれて自粛されるようになった。2007年1月、中国が弾道ミサイルを使った老朽化し気象衛星を標的に衛星攻撃実験を行った。この結果、1200個のデブリがカタログされ、更に400個のデブリが地上から追跡されている(2007年3月現在)(図I-1-5参照)。



2007年ASAT直前の軌道上物体の分布

2007年ASAT直後の軌道上物体の分布

(赤い点がASATで発生したデブリ)

図I-1-5 ASATの分布(九州大学 花田俊也教授による。)

(2) 偶発的な破砕

役目を終えた液体燃料ロケットに推進薬が残っていると、タンクの隔壁に亀裂が入って燃料と酸化剤が接触・反応したり、太陽熱によってタンクの内圧が上がったりして破裂することがある。近年のロケットでは共通隔壁式のタンクは酸化剤・燃料の分割方式になるか推進剤の排出を行っているが、そうした措置が取られるようになる前に打ち上げられたロケットが10年以上経ってから爆発した事例もある。2007年2月19日に発生したロシアのプロトンロケット上段ブースターの爆発では、1000個以上のデブリの発生が確認されている。

(3) 破砕原因と破片発生割合

図I-1-6に破砕イベントで発生した破片の原因毎の分布を示す。意図的な破壊行為、運用終了後のロケットの推進系の爆発・破裂、不具合による破砕が三大要因である。

ロケットの推進系に起因する破砕は近年のロケットでは対策がとられている。今後

は不具合による破砕が懸念される。

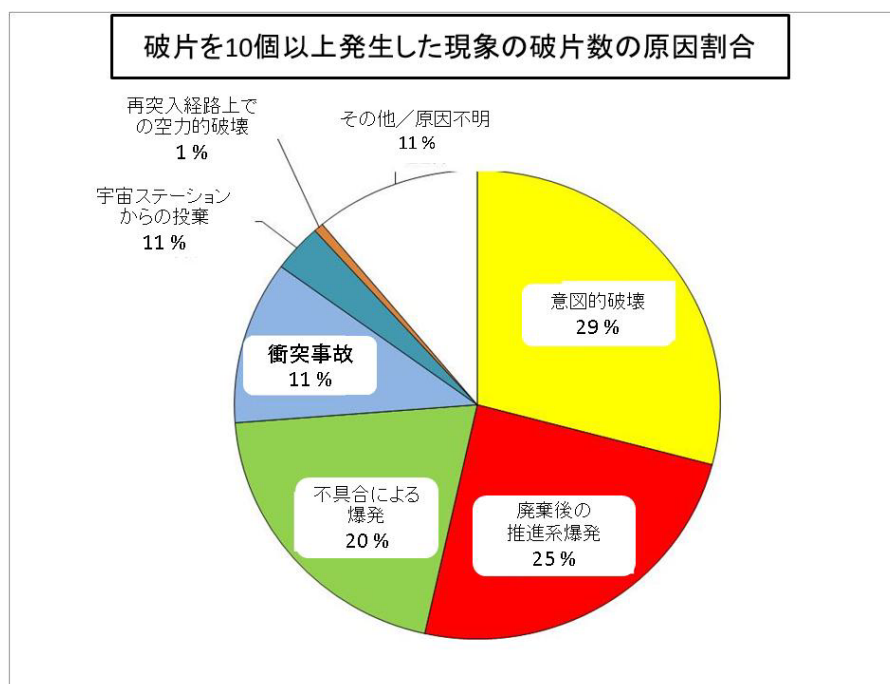


図 I-1-6 破砕原因の割合

[出典 : IAC-12-A6.4.2, EFFECTIVE SOLUTIONS FOR THE LONG TERM SUSTAINABILITY OF SPACE ACTIVITIES, Akira Kato]

I.1.2.2 RORSAT 原子炉からのナトリウムカリウム(NaK)冷却液の放出

旧ソ連の海洋観測衛星 RORSAT (Radar-equipped Ocean Reconnaissance SATellite) は熱電対発電型の小型原子炉を搭載し、高度 250 km～ 270 km で運用されていた。運用終了後に原子炉部を十分な高々度の軌道(900 km～ 950 km)に移動させ、原子炉中心部を投棄するようになっていた。しかし、原子炉の投棄過程で、200 kg 以上の冷却用媒体の NaK が漏れ出し、軌道上に拡散した。

I.1.2.3 固体ロケットモーター(SRM)からの排出物

固体ロケットモーターの全質量中添加されているアルミニウムは約 18 %を占める。燃焼中に Al₂O₃ ダスト(1 mm 以下, 最大 50 mm 程度)が大量に生成される。燃焼終了時にモーターの内側にたまった Al₂O₃ スラグ(大きいもので数 cm)がノズルから放出される(図 I-1-7、図 I-1-8 参照)

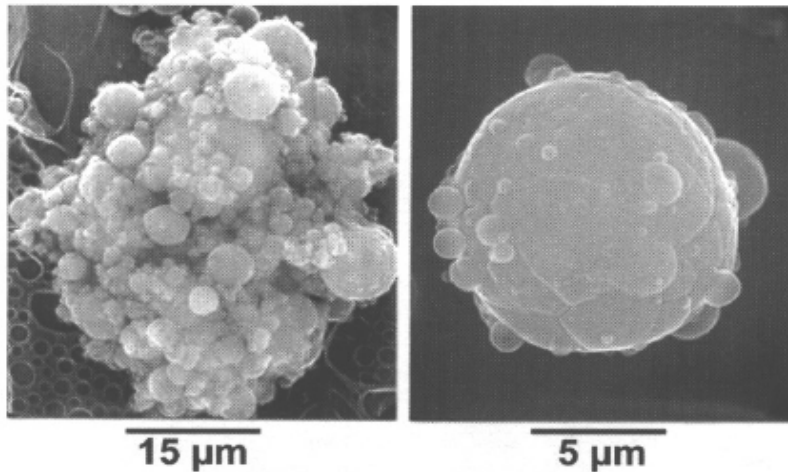


図 I-1-7 SRM ダストの例 (ESA による)

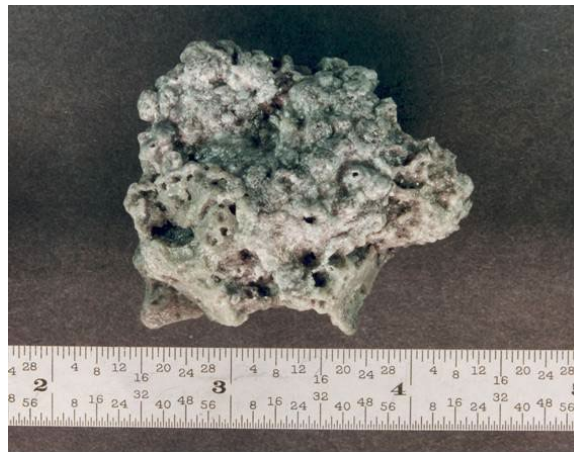


図 I-1-8 SRM スラッグの例 (ESA による)

I.1.2.4 宇宙機やロケットの表面劣化生成物の発生(Paint flakes)

LEO の微小デブリ環境に大きく影響を与えている。宇宙環境が宇宙機の表面に与える影響が、表面材の劣化を引き起こし、材料の剥離が発生することによってデブリとなると推定されている。例えば、原子状酸素は銀表面に脆く剥離しやすい酸化膜を形成し、表面塗膜に剥離を生じさせる。また、紫外線は高分子材料や塗膜を脆化させ、熱サイクルの影響を増長する。日陰・日照の熱サイクルは塗膜と基板との熱膨張率の違いにより剥離の発生を促進する。

I.1.2.5 カタログ化された大きな物体への小衝突による二次デブリの放出

スペースデブリやマイクロメテオロイドが宇宙機表面に超高速衝突する際に二次的に生じるデブリ。Paint flakes とならんで微小サイズのデブリの重要な発生源と考えられ

ている。

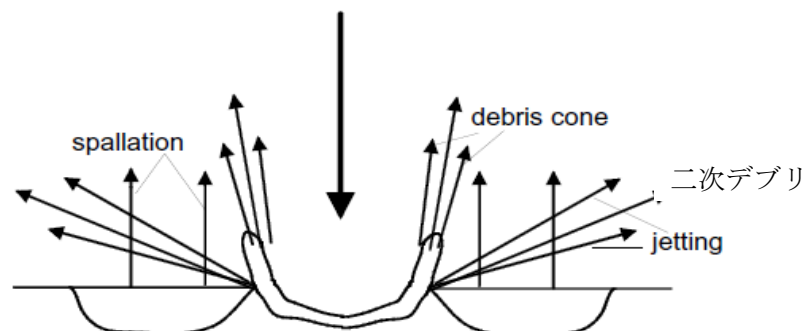


図 I-1-9 二次デブリ

I.1.2.6 銅針の放出(West Ford Needles)

1960年代に米国は West ford project という実験を行い、銅針が高度 3600 km 付近に放出された。この実験の目的は、無線を反射するベルトを地球の周りに形成することであった。銅針の放出の不良によりベルトは形成されず、1961年の実験では 4000 の銅針のクラスタが、1963年の実験では 1000 の銅針クラスタが観測された。クラスタの直径は 100 μm ～数 mm 程度である。

I.1.3 スペースデブリの発生防止

JAXA では、「スペースデブリ発生防止標準 (JMR-003)」を制定し、ロケットによる宇宙機の打上げ、軌道投入、軌道上運用、運用終了後の各段階において発生するスペースデブリを最小限に抑制するために、ロケット及び宇宙機の計画段階、設計段階及び運用段階において考慮すべき事項について規定している。

上記標準で主眼とする対策は以下の 6 点である。

- (1) 運用終了後の宇宙システムが軌道上で破砕して大量のデブリを発生させることを未然に防ぐこと。
- (2) 静止軌道で運用する宇宙システムを、その運用終了時点で静止軌道より離脱させて静止軌道環境の保全を図ること。
- (3) 静止軌道を通過する遷移軌道に残留するロケット上段機体と静止軌道との接触期間を短縮して静止軌道環境の保全を図ること。
- (4) 宇宙システムの運用過程で軌道に放出する物体を最小限とすること。
- (5) 運用終了後の宇宙システムが利用価値の高い軌道域と接触する期間を短縮すること。
- (6) 軌道上での衝突の被害を最小限とすること。JAXA 宇宙機の設計から運用にあたって

は、JMR-003 が適用される。

I.1.4 衝突リスクの評価

(1) デブリの特性

デブリ及びメテオロイドのフラックスは高度 1000km でデブリの種類毎にみれば下図の如くなる。(MASTER2009 による解析)

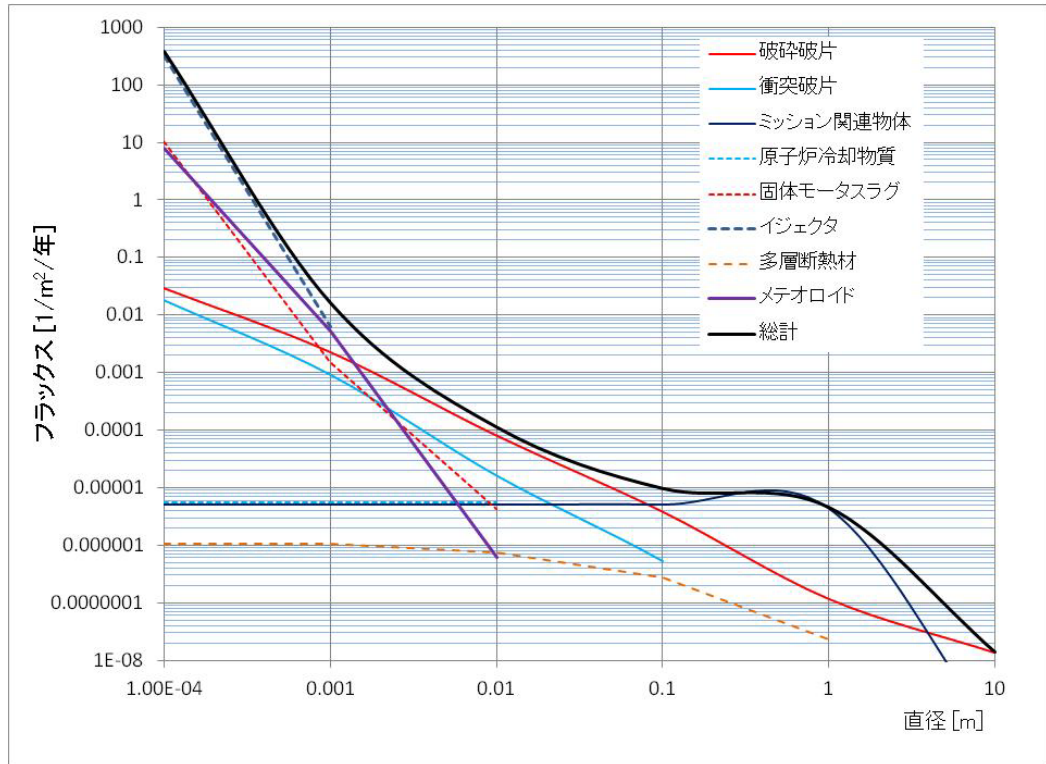


図 I-1-10 高度 1000km におけるデブリの種類毎のフラックス
(MASTER2009 による)

宇宙機設計に際し考慮すべきスペースデブリ環境については、JAXA 宇宙機設計標準「宇宙環境」(文書番号: JERG-2-141) の 10.3 項を参照されたい。

質量密度は直径 0.62cm 超の粒子の平均密度 (ρ) は直径 (d [cm]) の関数として次のように仮定することができる。

$$\rho = 2.8d^{-0.74} \text{ g/cm}^3$$

これより小さいスペースデブリ粒子の平均密度は 2.8~4.7g/cm³ と考えることができる。設計時には、平均値として 4.0 g/cm³ (アルミナ相当の密度) を、最悪値として、8.0g/cm³ (ステンレス[SUS304]相当の密度) を用いることが推奨される。

上記の詳細については、JAXA 宇宙機設計標準「宇宙環境」(文書番号：JERG-2-141)に従うこと。

衝突速度に関しては、その範囲は0からおよそ16km/sまでであり、平均速度は低傾斜軌道では10km/s、高傾斜軌道では12km/sである。

地球観測大型衛星についてMASTER2009を用いて衝突速度の分布を解析した事例では、図I-1-11のようになる。この事例では、衝突速度の第一のピークは15km/sec弱に、2番目のピークは20km/secに現れる。20km/secのピークはメテオロイドによるものである。被災の説明で述べるが衝突速度と被災の程度は必ずしも一義的な関係ではない。速度がある程度以上(例：3 km/sec)に高くなると衝突物は表面で液化して被害は一旦は小さくなるが、さらに高速(例：7 km/sec)になると衝撃エネルギーが増えて被害が増す。

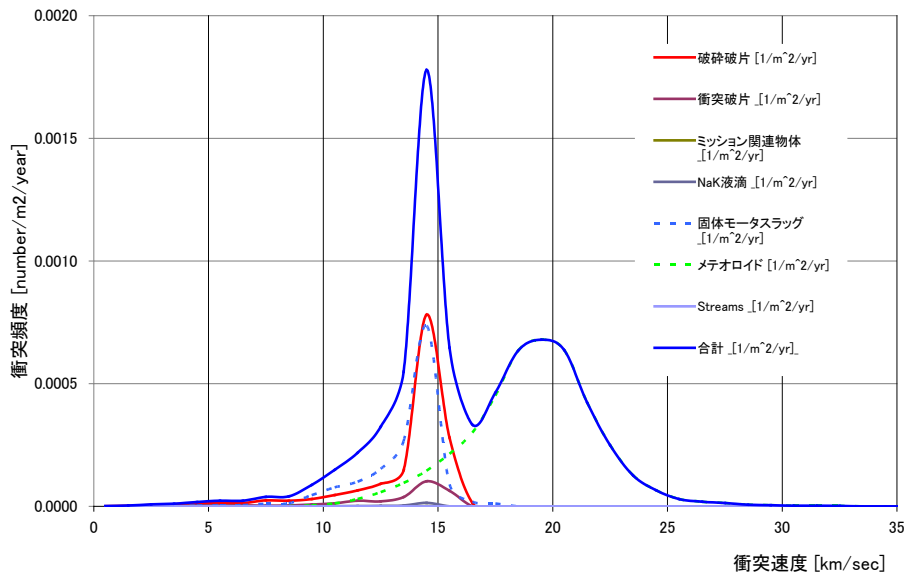


図 I-1-11 大型地球観測衛星への衝突速度分布 (成分別内訳) [1 cm以上のデブリ]

(2) 衝突頻度

大型地球観測衛星の各面毎の衝突予測数を図I-1-12にみれば、図進行方向面は面積としては小さいが衝突率は最も大きい。上下あるいは両サイドへの衝突は、デブリフラックスと相対的に方位角度方向及び上下角度方向にどれだけの差をもつかで決まる。

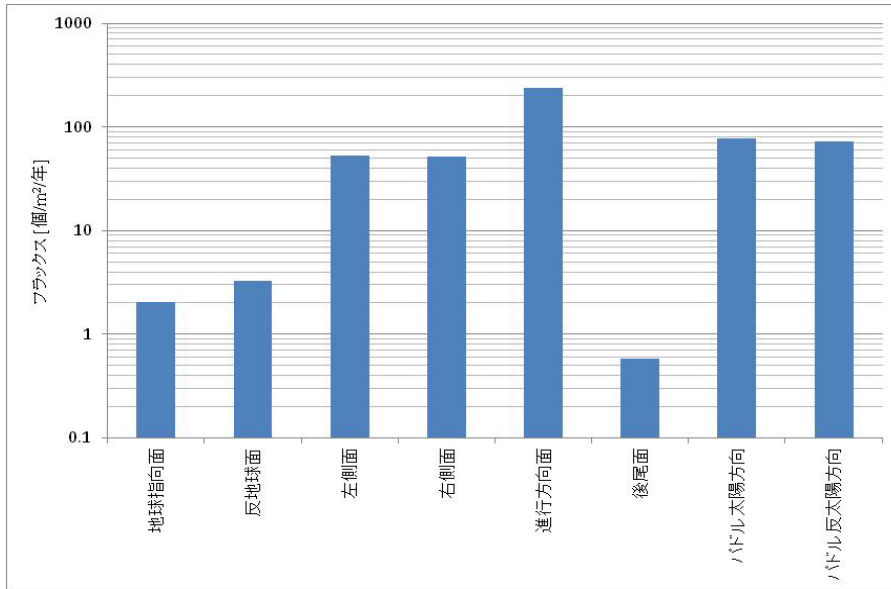


図 I-1-12 大型地球観測衛星の構体各面への 0.1mm 以上のデブリ等の衝突頻度
 (「左右」は反地球方向から衛星を見た場合の進行方向に対する方角)

図 I-1-13 及び 14 は方位角度方向の衝突分布である。この方向の分布モードは衛星の軌道傾斜角度とデブリフラックスの傾斜角度方向の分布モードで決定される。すなわちデブリの支配的傾斜角度分布は 70 度と 100 度に集中 (デブリサイズで若干異なる) しているので、大型地球観測衛星の軌道傾斜角度との差が方位角度方向の分布に大きく影響して現れる。

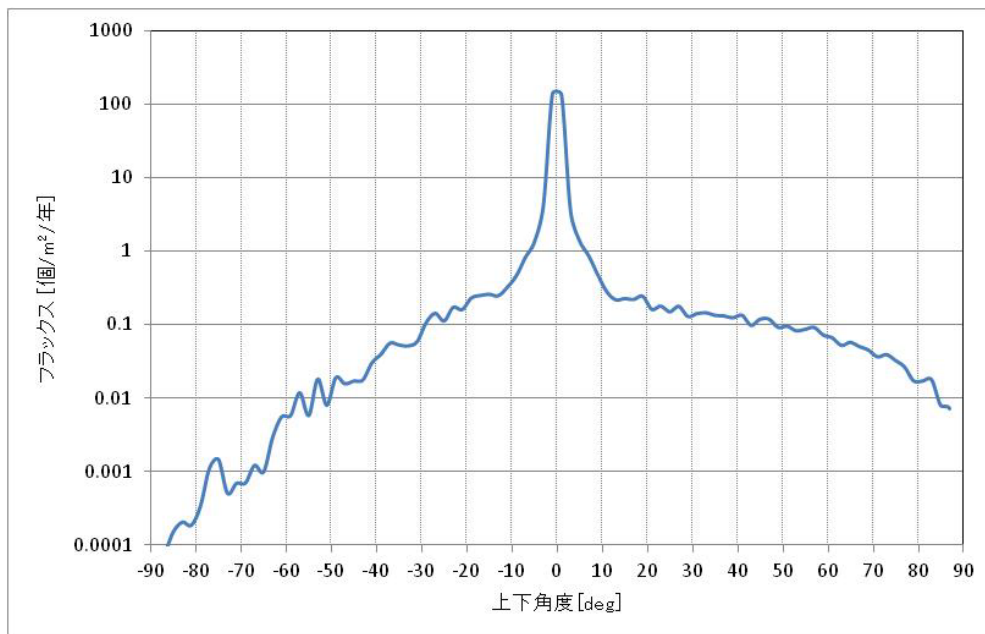


図 I-1-13 大型地球観測衛星へのデブリ衝突の方位角度分布[0.1 mm以上のデブリ]

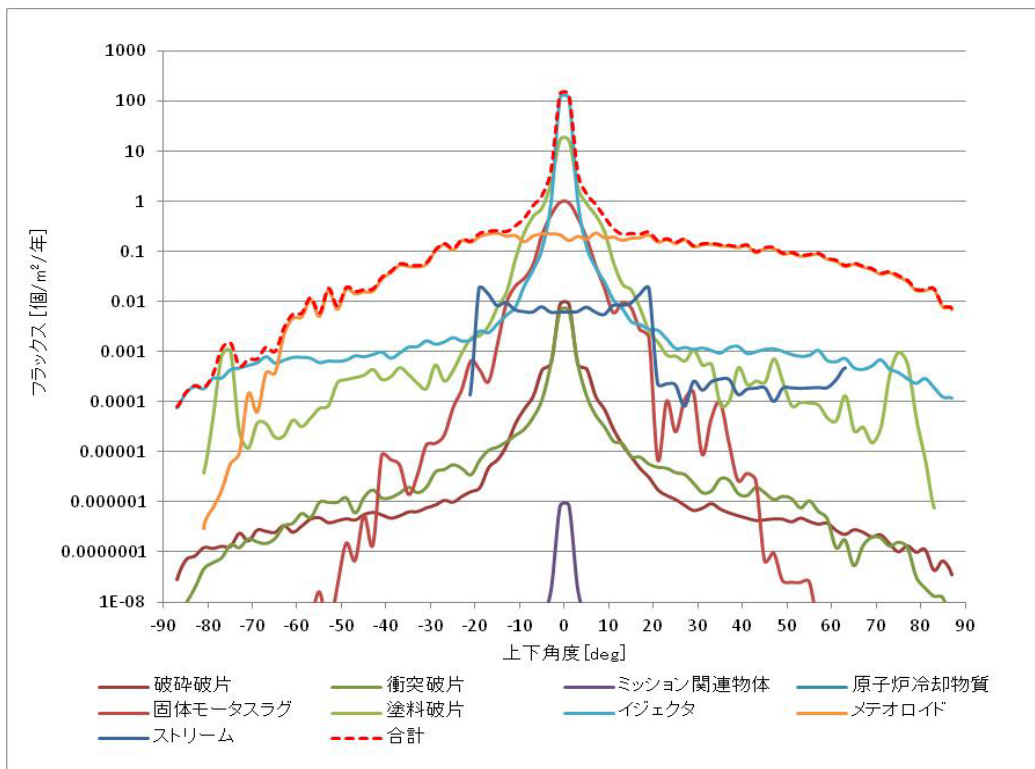


図 I-1-14 大型地球観測衛星へのデブリの種類毎の方位角度分布[0.1 mm以上のデブリ]

図 I-1-15 は上下角度方向の衝突分布である。この方向の分布モードは衛星の離心率で決定される。デブリの離心率はゼロを中心にそれほど大きくはない(離心率は0.001以下に集中している。そうでなければ近地点における大気抵抗が遠地点の高度を引き下げる方向に働くので長期的にはゼロに近づく)ので、それに対応した分布となる。ISSのバンパーはこれを考慮して進行方向の限定的な範囲を強化している。

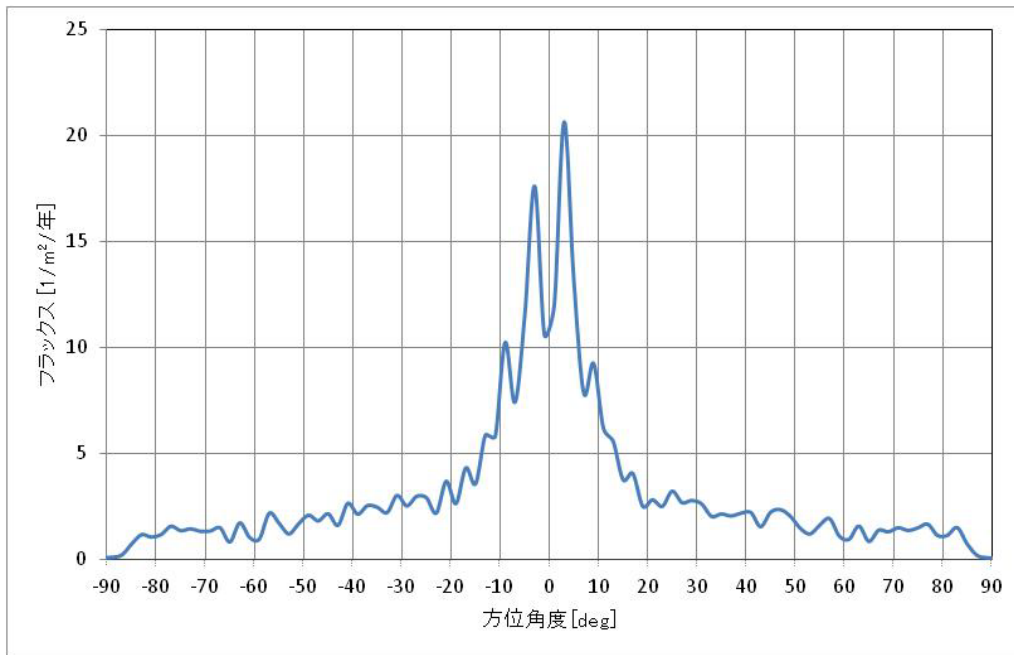


図 I-1-15 大型地球観測衛星へのデブリ衝突の上下角度分布[0.1mm以上のデブリ]

(3) 損傷被害

NASA 等はデブリのサイズと被害の関係について表 I-1-2 及び表 I-1-3 に示す数値を公表している。

表 I-1-2 NASA による衝突デブリサイズとその推定被害の定義

衝突デブリ	0.1～1 cm	1～10 cm	>10 cm
衛星の被る 推定被害	ミッション能力の 部分的喪失	致命的な損傷	完全なる破壊

(出典 : Draft for Technical Report on Space Debris, United Nations COPUOS STSC)[Ref.34]

表 I-1-3 NRC による衝突デブリサイズとその推定被害の定義

衝突デブリ	0.1 cm以下	0.1～10 cm	>10 cm
衛星の被る 推定被害	表面の劣化、 保護されていない機器の損傷	表面の劣化 機器の損傷 衛星の機能喪失	衛星の喪失 壊滅的破壊

(出典 : Interagency Report on Orbital Debris 1995, November 1995, The National Science and Technology Council, Committee on Transportation Research and Development, p21) [Ref.35]

現実には、微小なデブリが太陽電池パドルに衝突して貫通した場合、一般に太陽電池セルは並列接続であり、1つのセルが完全にオープンとなった場合（機能を停止した場合）でもその出力低下率は数百分の1であり（出力低下率はパドルの規模によって異なるが、COMETSの例ではメインアレイで1/420、チャージアレイで1/48）、ミッションへの影響は無視できた。

しかし、外部露出の電源系ケーブルに衝突して複数の線が被弾して短絡が発生する恐れは、確率的にも影響度としても無視はできない。

火工品、推薬タンク共通隔壁、高圧容器に衝突した場合は、小さなデブリでも宇宙機の破砕を引き起こす。NASA安全標準では、直径10cm以上のデブリが衝突した場合は破砕が生ずるとして、その発生率を規制している。

I.2 メテオロイド

宇宙空間に存在する μm ～ mm オーダーの自然起因の固体粒子は、研究の歴史や分野、手法あるいは、その粒子の起源などによって、「宇宙塵（コスミック・ダスト）」、「惑星間塵」、「深海スフェルール」など多くの呼び名でよばれている。工学分野では、明確な大きさの定義は無いものの、自然起因の固体粒子を「メテオロイド」と呼び、特に mm 以下のメテオロイドを「マイクロメテオロイド」と呼ぶのが一般的である。

メテオロイドについて、防御設計上配慮すべき物理特性、研究の歴史、惑星科学分野における研究の意義について簡単に概観する。

I.2.1 メテオロイドの特性

宇宙機設計に際し考慮すべきメテオロイドの環境については、JAXA宇宙機設計標準「宇宙環境」（文書番号：JERG-2-141）の10.3項を参照されたい。

同書によると地球近傍のメテオロイド速度は $11\sim 72\text{km/s}$ の範囲であり、平均速度はおよそ 17km/s である。また、LEO上の周回宇宙機に対する平均衝突速度は約 20km/s である。

メテオロイドの質量密度は、 $0.15\sim 8\text{g/cm}^3$ と大きな幅がある。上記標準によると、 0.01g より大きいマイクロメテオロイドの平均密度は 0.5g/cm^3 と仮定することができる。 10^{-6}g より小さいメテオロイドについては、それより高い 2g/cm^3 という平均密度を仮定しなければならない。そして $10^{-6}\sim 0.01\text{g}$ の範囲内にあるメテオロイドについては、質量密度として 1g/cm^3 を推奨している。ただしこうした密度値には、なお相当の不確実性が含まれている。

設計に用いることを推奨する標準質量密度値は以下が推奨されている。

密度レベル	推奨値
低	1.0g/cm ³
ノミナル	2.0g/cm ³
高	4.0g/cm ³

第一次的な衝突効果の推定には以下が推奨されている。

項目	推奨
質量密度	ノミナル値：2.0g/cm ³
衝突速度	平均 20km/s
形状	粒子の質量と直径との変換には球形状を仮定

1.2.2 流星群への対応、運用対策方法

流星群の衝突が推定原因とされる障害事例は、1993年8月にESAの通信技術実験衛星「オリンポス：Olympus」にて発生している。現象は、突然姿勢制御不能に陥り、スラスタが過度に噴射して燃料を消費したため燃料不足になったというものである。その突然の姿勢制御不能の推定原因として、当時極大期であったペルセウス座流星群の流星の衝突が挙げられている。流星衝突によってプラズマがアンビリカルコネクタや太陽センサの周囲に発生し、ロールジャイロを停止させたり、セーフティ制御回路を短絡故障させたりしたため、ロールスラスタを噴射し過ぎ、燃料枯渇したのではないかという推定がなされている。

これ以降、各機関とも流星群出現時には、不要な宇宙機搭載機器の電源 OFF、飛来方向に対して宇宙機の面が最小になるような姿勢制御、当直職員の増強といった対策を取ってきている。これらの対策により 1998年11月に出現した、しし座流星群による宇宙機の被害はほとんどなかったことが、NASA、米空軍、インテルサットなどから発表されている。インマルサット予備機のコンピュータの放電、GPS搭載の核爆発検出センサの作動といった事象は、起きているもののいずれも容易に修復あるいは予想通りとされており、実害はほとんどなかった。

なお、日本でも ETS-VII で同様の対策を取った。

1.2.3 メテオロイド研究の歴史

17世紀にカッシニらによる黄道光（数十μm程度の大きさのメテオロイドが太陽光を散乱させる現象）の観測以来、多くの方法でメテオロイドの研究がなされてきている。

実際に「メテオロイド」のサンプルを手にとった物質科学的研究は、19世紀半ば(1872年～1876年)に世界一周の学術探検航海を行った英国のチャレンジャー号による深海底の堆積物の採集に始まる。堆積物の中から発見された球状の微粒子(スフェルール)は発見当初から宇宙起源と考えられていたが、それが証明されたのは1960年代にスフェルールから

放射線生成核種が確認されたことによる。

チャレンジャー号による‘スフェール’の発見後、深海底や地上で多くのメテオロイドが採集されてきているが、これらのメテオロイドは、地球環境による様々な汚染や変成作用を受けている。例えば、大気中や水中での酸化や化学作用による変質などが挙げられる。これらの作用により、メテオロイドはその固有の物質的特徴を失ってしまうと考えられる。その為、こうした汚染や変成作用の影響を減らすため、気球やロケットなどにより、大気上空でメテオロイドを捕集することが行われてきており、特に米国ではU-2飛行機などによる成層圏でのメテオロイドの捕集が大きな成果を挙げてきている。また、地上においても、汚染や変性が少ないと考えられる南極氷床中のメテオロイドの採集が行われてきている。

しかしながら、極地、成層圏などの地球環境下で採集されるメテオロイドは、深海底や地上で採集されたメテオロイドに比べて汚染や変質の影響が少ないと考えられるとはいえ、採取場所のメテオロイドの集積メカニズムの差によるサイズ、形状、磁性、突入速度などによる選別効果や、程度の差はあるが各種の物理的、化学的変化などの影響は避けられない [矢野ほか、1998]。地球環境による選別効果や汚染・変質などを受けていない試料を入手するためには、宇宙空間でのメテオロイドの捕集が重要となってきた。

特に、彗星や小惑星、火星などの惑星、そしてカイパーベルトなどの極く近傍から「起源があきらかな」メテオロイドを持ち帰る場合には、宇宙機を用いての宇宙空間でのメテオロイドの捕集は不可欠となる。このような「起源が明らかな」メテオロイドを持ち帰るミッションとして、米国の「スターダスト」や日本の「はやぶさ」が行われた。

I.2.4 惑星科学分野におけるメテオロイドの科学的意義

現在、我々の太陽系内に存在する天体は、原始太陽系星雲において固体微粒子の集積によって形成されたものと考えられている。例えば、ぎょしゃ座に位置する原始星 (MWC480) や、がが座β星などでは、ガスとダスト (メテオロイド) のディスクが恒星の周囲に観測されており、太陽系形成の初期段階においてメテオロイドが重要な働きをしたことを裏付けている。一方、我々の太陽系は、原始星の状態からかなり進化した段階にあり、ダストディスクを形成した始源メテオロイドの存在は非常に少ないと考えられている。また、メテオロイドの存在量は、初期段階のダストディスクに比べて、太陽系内で占める割合は少ない。

しかしながら、黄道光や彗星の尾などから示唆されるように、現在の太陽系内にもダストは依然として供給されている。我々の太陽系の中におけるメテオロイドの存在量や組成・運動などを知り、太陽系外の初期惑星系と比較して、メテオロイドの成因やその後の物質分布の進化を知ることは、太陽系の形成と進化を理解する上で重要である。一例を挙げると、太陽方向から放出される「βメテオロイド」の存在量や発生機構、組成を把握することは、ダストディスクの成長メカニズム (物質の流れ) に関する知見を与えると思

される。

また、メテオロイドは太陽系を構成する天体に対しても様々な影響を与えているといわれている。多数のメテオロイドの衝突による侵食や風化の作用（いわゆる「宇宙風化作用」）は、小惑星、惑星の衛星や環、エッジワース・カイパーベルト天体などの表面構造や微小天体の成因に大きく影響していると考えられている。更にこのダスト衝突は、ダストおよびターゲット天体の一部を昇華させ、気体分子を発生させる。例えば、水星の大気の成因として、メテオロイドの衝突が考えられている（佐々木ほか, 1998）。

このように、メテオロイドと他天体との相互作用は、惑星形成後の太陽系天体の進化過程に影響していると考えられる。それゆえ、メテオロイドの環境、特に存在量の分布や運動、物質特性などを調べ、メテオロイドの放出メカニズムや各天体への衝突（降下）量などを把握することは、太陽系内の物質の相互作用や物質分布の変遷を把握する上で有効である。

一方、最近では、惑星間探査機（ガリレオやユリシーズ、ひてん）の観測や、地上からのドップラー・レーダー観測によって、太陽系外の星間塵(Interstellar Dust)が太陽系内へ流入していることも知られている。また、彗星起源の惑星間塵のなかには、星間塵粒子を含むものがあると言われている。星間塵の研究は端緒にすぎたばかりであるが、今後、このような星間塵の組成、同位体などを調査することは、銀河系と太陽系との物質の相互作用などに新たな知見を与えるものと予想される。

佐々木ほか（1997）は、これまでにわかっている太陽系内のメテオロイドの種類と起源との関係を図 I-2-1 のように総括している。

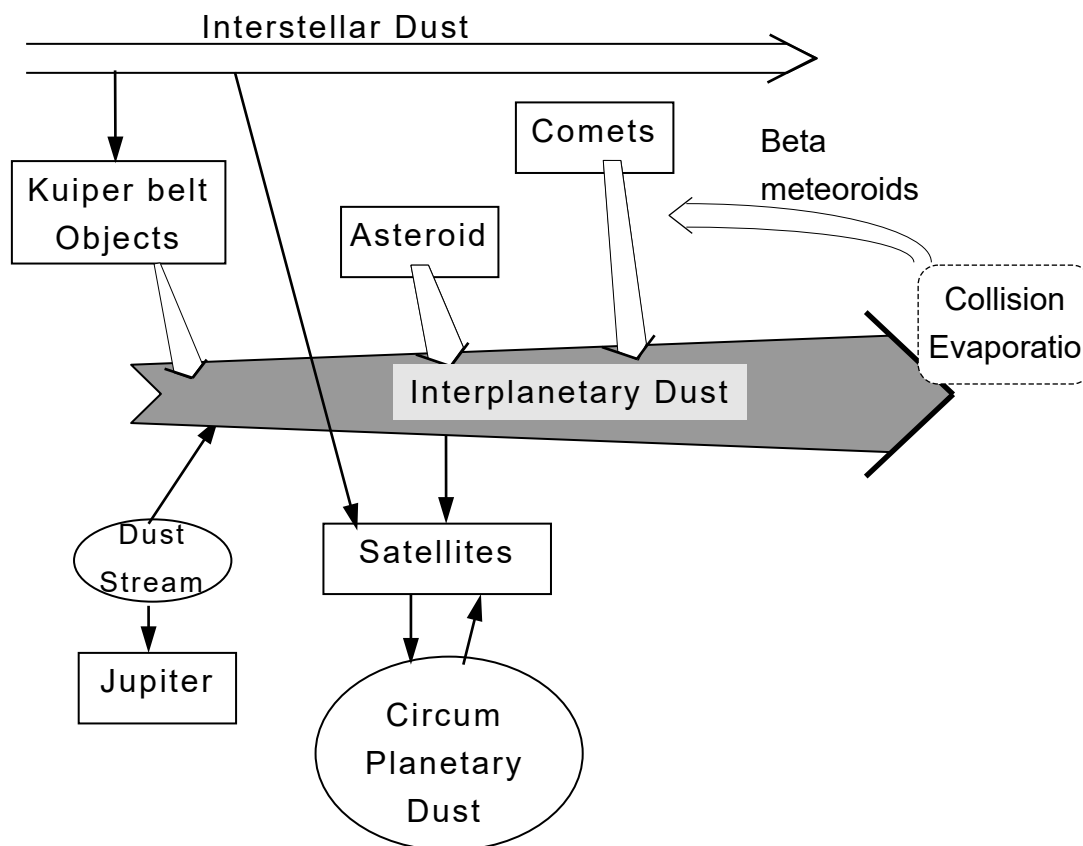


図 I-2-1 これまでにわかっている太陽系内のメテオロイドの種類と起源との関係
 【佐々木ほか, 1997 を一部改変】

これらの関係は可視光や赤外線による観測や、惑星探査機に搭載された「アクティブ型センサ」によるメテオロイドの「その場」計測などによって得られたものである。しかしながら、これらの起源からのメテオロイドの供給メカニズムや供給量、運動、組成、太陽系内での存在分布などについては研究途上である。特にこれらの「メテオロイド」を捕集し、物質科学的な分析を行って、「メテオロイド」の起源や供給メカニズムと関連付けての議論は、供給源の組成の情報が不十分なこともあり、いまだ十分とはいえない。

宇宙機にメテオロイドを捕獲するための装置を搭載してのサンプル・リターンミッションによってメテオロイドを捕獲・回収し、その存在量、組成、同位体などを調査することは、今後更に重要となる。

図 I-2-2 に、宇宙空間でのメテオロイドの捕集と、その物質的研究によって得られると予想される科学的成果をまとめる。小惑星や彗星などの「メテオロイドの供給源」自体の物質サンプル、供給源から直接供給された「起源のあきらかなメテオロイド」、そして「地球付近や惑星空間で捕集したメテオロイド」、これら进行分析・比較することにより、メテオロイドの供給メカニズムと物質分布の情報が得られ、惑星系の進化についての理解が向上すると考えられる。

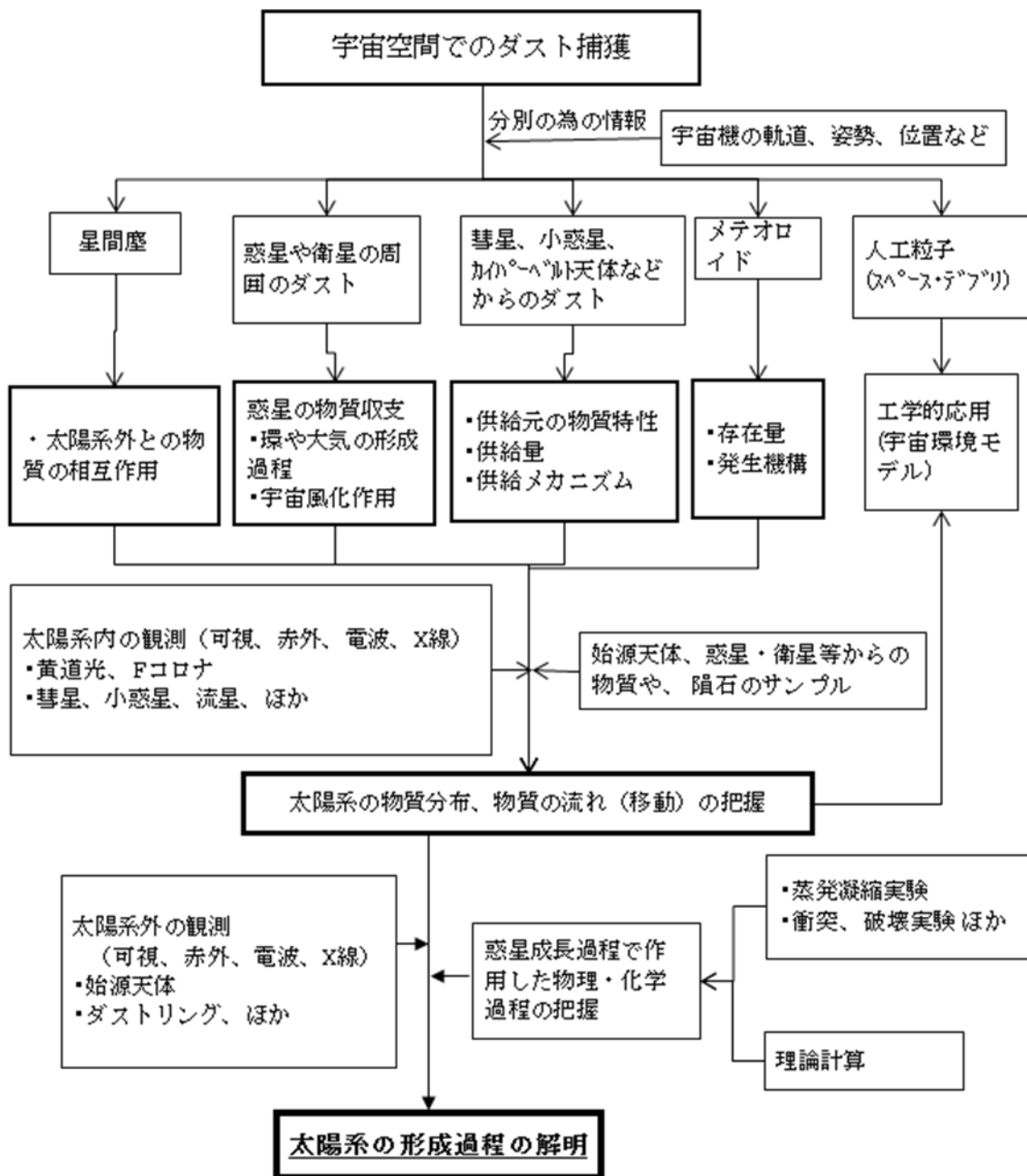


図 I-2-2 宇宙空間でのメテオロイドの捕集、およびその物質的研究によって得られると予想される科学的成果

付録Ⅱ 高速度衝突試験

本付録では、設計標準 デブリ防護技術ワーキンググループの活動として行った各種の衝突試験の詳細について報告する。試験の目的は、

- (1) 衝突による損傷メカニズムの把握
- (2) 衝突による影響評価（衝突痕や、影響が発生する衝突条件のデータ取得）
- (3) 解析モデルに必要なデータの取得

である。各試験の内容および結果の詳細を報告する。

II.1 試験設備

高速衝突試験は、宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所が所有する二段式軽ガス銃を中心にを行った。また、超高速および高真空環境中での試験を目的として、米国オーボーン大学のプラズマガンにて電源系機器への衝突試験を行った。各試験設備の詳細を記す。

II.1.1 二段式軽ガス銃

本実験は、宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所が所有する二段式軽ガス銃を使用した。装置の詳細は9章を参考とする。装置の外観写真を図 II-1 に示す。2015年現在では、新型のみが運用されている。

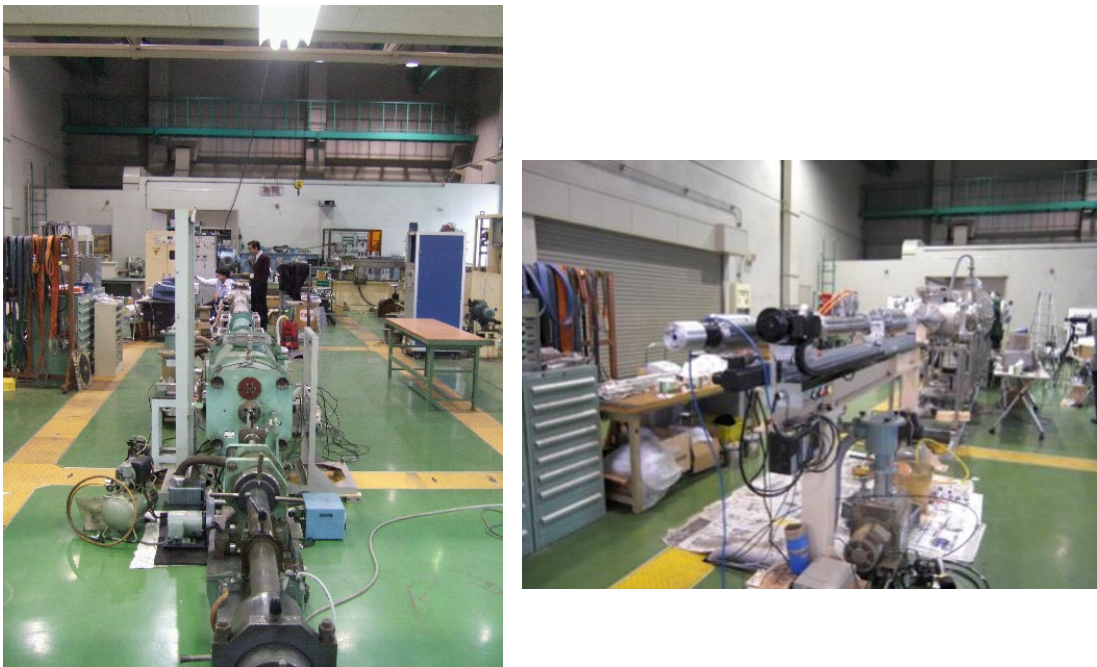


図 II-1 JAXA/ISAS 所有の二段式軽ガス銃（左：旧型、右：新型）

本試験にて用いたプロジェクトイルは、ガラス、アルミナ、ステンレス、アルミであり、その直径は0.1~1 mmとした。本施設の標準的なプロジェクトイル径は7 mmであるため、サボと呼ばれる容器内に微小粒子を封入し、加速時にそれを分離することで、微小粒子をターゲットに衝突させた。ターゲットを設置するチャンバーは、ロータリーポンプにより0.1 Torrの真空環境であった。

II.1.2 プラズマガン

プラズマガンは、微小粒子を貼り付けた金属箔に、瞬間的に高電流を流すことによって

箔をプラズマ化させ、微粒子を加速する銃である。火薬を用いないことからクリーンな環境にて試験することが可能である。試験時の真空度は 10^{-6} Torr 以下が可能である。また、電流源であるコンデンサの容量によって速度を制御することができ、オーボーン大学では直径 0.05 mm 以下の微粒子を 10 km/s オーダーまで加速することが可能である。それ以上のサイズにおいては 10 km/s 以下となり、0.1 mm 径においては 6 km/s 程度となる。入射した微小粒子のサイズは、ターゲット前面におかれたマイラーフィルム（膜厚 0.6 μm ）にて計測される。プラズマガンの外観写真を図 II-2 に示す。

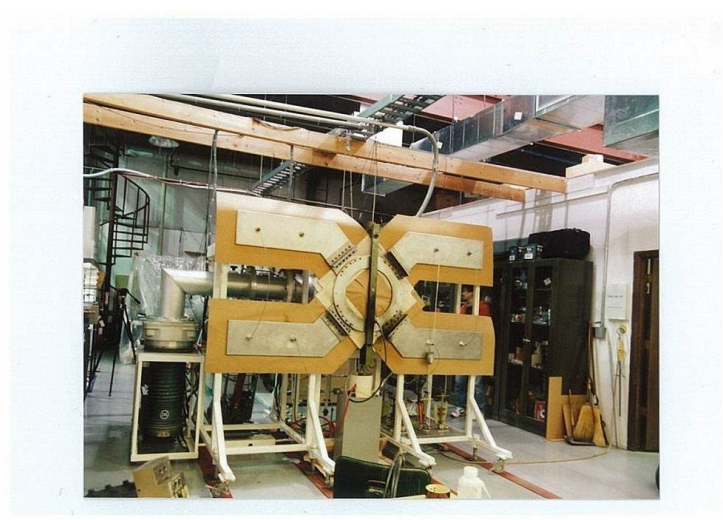


図 II-2 プラズマガン（米国 オーボーン大学 1996 年）

II.2 衝突試験

II.2.1 試験概要

本試験は、微小粒子が衝突する確率の高い人工衛星の表面コンポーネントおよび部材を中心に行った。特に、ADEOS II の電力の異常低下の不具合を鑑み、電源系機器については外部に電源を付加することで、衝突による損傷だけでなく、衝突時に発生するプラズマによる影響も評価した。

II.2.2 電源系

電源系機器として対象としたのは、宇宙環境に暴露されている機器および部材として、太陽電池パネルと電力ハーネスである。各機器における結果を下記に示す。

II.2.2.1 太陽電池パネル

デブリやメテオロイドなどの微小粒子衝突による太陽電池アレイの電氣的故障モードとして以下の4つが考えられる。

- (1) 物理的接触による太陽電池の短絡および太陽電池と基板と地絡故障。
- (2) 微小粒子衝突時に発生したプラズマを介しての放電による太陽電池の短絡および太陽電池とパネル基板と地絡故障。
- (3) 微小粒子衝突時に発生した放電をトリガーとした、低軌道環境の雰囲気プラズマ中での太陽電池と基板間での放電による地絡故障。
- (4) 微小粒子による衝突痕を起点とした、軌道上での電子線による帯電・放電による太陽電池と基板間での地絡故障。

ここでの評価の基準は、太陽電池自身の性能劣化の定量評価ではなく太陽電池とサブストレートとの地絡故障の有無とした。それは、太陽電池単体の性能低下は大きくとも太陽電池セル1枚分相当の電力低下(約1W)でありシステムに及ぼす影響が小さいのに対し、地絡故障が発生は1ストリング相当(約100W)の電力低下を引き起こしシステムに影響するからである。本試験は、(1)および(2)を検証すべく、太陽電池パネルに電源を付加した状態にて衝突試験を行った。

本試験のパラメータは、1)微小粒子の種類(導電性、誘電性)、2)微小粒子のサイズ、3)入射方向(表裏)依存、4)太陽電池の種類とした。全試験の代表的な結果を表II-1に示す。

表 II-1 太陽電池パネルの衝突試験結果

太陽電池の種類	電源仕様	プロジェクタイトル	入射方向	サイズ(mm)	速度(km/s)	放電時間(msec)	衝突痕数	地絡故障の有無
シリコン	110V/60V/2A	Glass	表	0.1	3.4	2	多数痕	なし
シリコン	110V/60V/2A	Glass	表	0.2	3.4	0	10~20個	なし
シリコン	110V/60V/2A	Al2O3	表	0.5	3.85	0	数個	なし
シリコン	110V/2A	Al	表	0.125~0.15	3.89	200	数個	なし
シリコン	100V/3A	Stainless	裏	0.3	3.99	150	数個	なし
シリコン	100V/9A	Stainless	裏	0.3	3.82	120	数個	なし
シリコン	100V/10A	Stainless	裏	0.3	3	100 and 50	数個	なし
3接合太陽電池	110V/1.5A	Stainless	表	0.3	4.07	持続放電	数個	有
3接合太陽電池	110V/1.6A	Stainless	表	0.3	3.2	持続放電	数個	有
3接合太陽電池	60V/1.2A	Stainless	表	0.3	3.7-4.0	0.025	数個	なし

最初に、シリコン太陽電池を用いた太陽電池パネルを中心として試験した結果を説明する。ここで用いた太陽電池パネルは、実際の人工衛星の太陽電池パネルを模擬して4×6 cmのシリコン太陽電池を15枚搭載したクーポンパネルである。パネルのサイズは30×30 cmである。クーポンパネルの外観写真を図II-3に示す。太陽電池には0.1 mm厚のカバーガラスが貼り付けてある。パネルは、太陽電池5枚が直列に接続し3並列にて構成されている。図II-3に示すように各ラインに電圧を印可し、パネルのサブストレートは接地した状態にて衝突試験を実施した。

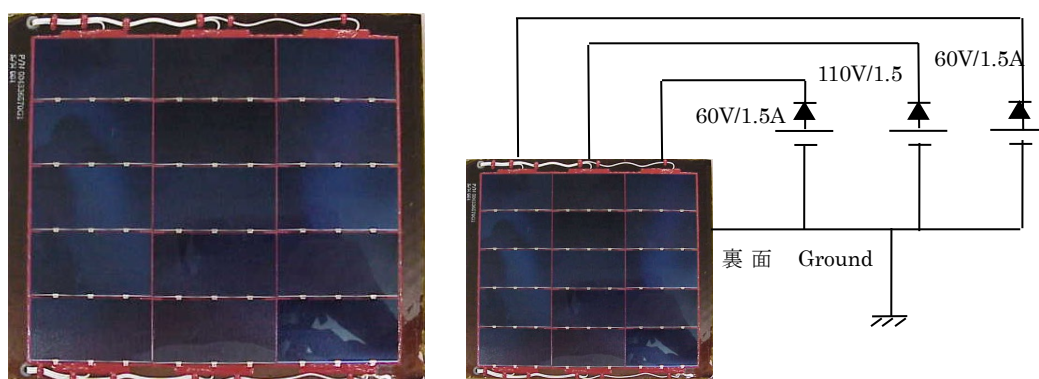


図 II-3 太陽電池クーポンパネル (左：パネル外観、右：電気試験回路)

本試験にて用いた衝突試験装置は、JAXA 宇宙科学研究所にて所有する旧型2段式軽ガス銃である。本装置の真空チャンバーに上記のクーポンパネルを設置した(図II-4)。微小粒子は図II-4の左より入射し、パネル面に垂直に衝突する。衝突試験時のチャンバーの真空度は0.1 Torr程度であった。

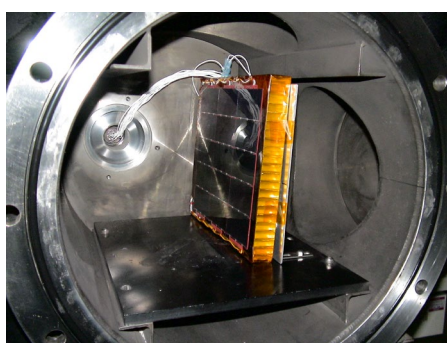


図 II-4 衝突試験チャンバー

微小粒子の材質は、粒子の種類と故障モードとの相関の有無を調べるために、誘電体としてソーダ石灰ガラスとアルミナ、導電体としてアルミを使用した。これらは、軌道上に存在する微小粒子の代表的な材質と報告されている。またその直径は、軌道上にて太陽電池パネルに高確率にて衝突し、かつ影響を及ぼすと考えられる0.1~0.6 mmとした。微小

粒子を複数個散弾方式で射出し、衝突速度は 3~4 km/s であった。

直径 100~125 μm のソーダ石灰ガラスをプロジェクタイトルとした衝突試験結果を示す。クーポンパネルの中心付近に多数の衝突痕が形成された。衝突部分の外観写真を図 II-5 に示す。一定の領域に多数の微小粒子が衝突しているのが分かる。衝突試験時の電気信号の計測結果より、60 V および 110 V を印可しているアレイにて電源が関与した 2 次アーク放電が 2 msec 程度観測された。

次に、上記の衝突試験を行ったクーポンパネルに 150~175 μm のソーダ石灰ガラスをプロジェクタイトルとした衝突試験を行い、その結果数個の衝突痕が観測された。衝突痕の光学顕微鏡写真を図 II-5 に示す。最表面のカバーガラスに衝突痕を中心とした波紋が形成されているのが分かる。これは、衝突時に表面温度が急激に上昇してガラスが融解し、その後温度降下による凝固が急激に発生してできたと考えられる。また、衝突時の電気計測において 2 次アークは観測されなかった。

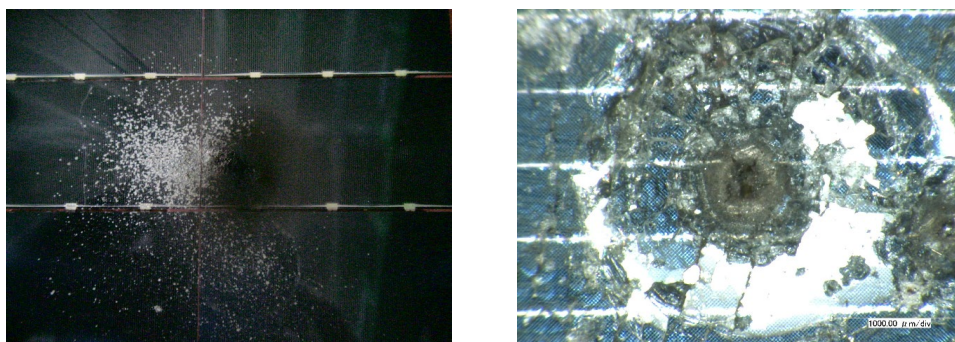


図 II-5 ソーダ石灰ガラスによる衝突痕(左:粒子径 100~125 μm 、右:粒子径 150~175 μm)

次に、上記の 2 回の衝突試験を行ったクーポンパネルに、400~600 μm のアルミナをプロジェクタイトルとした衝突試験を行った。2 個のプロジェクタイトルが衝突し、いずれもパネルを貫通していた (図 II-6)。また、衝突時の電気計測において 2 次アークは観測されなかった。

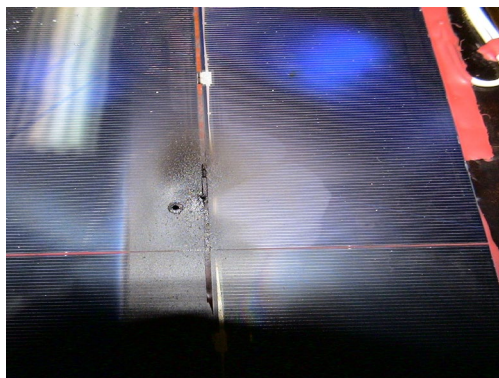


図 II-6 直径 400~600 μm のアルミナによる衝突痕

これらの衝突試験前後の太陽電池アレイおよび各太陽電池の電気性能を測定した結果、直径 100 μm の微小粒子が多量に衝突した太陽電池においては図 II-7 に示すような電気性能の低下が見られたが、それ以外の太陽電池においてはこれ以上の電気性能の低下は見られず、またサブストレートとの地絡故障は発生しなかった。この電気性能の劣化は、1) 太陽光の透過率の減少による発生電流の低下、2) 衝突痕が生じて太陽電池の並列抵抗が減少したことによる曲線因子 (FF) の低下、が原因と考えられる。また、図 II-7 に示す衝突試験サンプルの電気性能劣化は多量の微小粒子が衝突したためと考えられ、軌道上にて予測されるような粒子数においてはほとんど影響しないと考えられる。

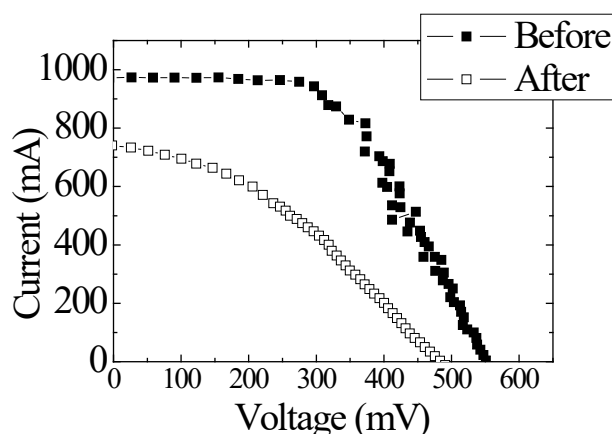


図 II-7 デブリ衝突試験前後における太陽電池の光電流電圧特性

衝突痕を光学顕微鏡で観察し、各衝突痕の深さを調べた。この結果、100~125 μm 粒子の衝突で生じた衝突痕は最表面のカバーガラス内、150~175 μm 粒子による衝突痕は太陽電池を貫通し基板表面まで、400~600 μm 粒子はクーボンパネルを貫通することが分かった。これらの結果は、本試験は太陽電池クーボンパネルへの微小粒子衝突により想定される物理的な全損傷モードを評価できることを示している。

次に、プロジェクタイトルの電気的性質による影響を調べるため、上記の衝突試験を行ったクーボンパネルに、125~150 μm 径のアルミフレークをプロジェクタイトルとした衝突試験を行った。本試験の各アレイの印可電圧はすべて 100 V とした。衝突試験後の外観観察を行った結果、150~175 μm のソーダ石灰ガラスを射出した衝突試験時と同サイズの衝突痕が多数観測された。電気計測では 200 msec の 2 次アーク放電が観測された。しかし試験後の電気性能測定の結果、太陽電池アレイの電気出力は若干低下したが太陽電池の短絡およびサブストレートとの地絡故障は計測されなかった。

次に、太陽電池の種類による影響を評価するために、3 接合太陽電池を搭載したクーボンパネルを用いて、前述と同様の衝突試験を行った。太陽電池クーポンの仕様は、クーポンのサイズが 25×30cm で、貼り付けた太陽電池の数は 3 直もしくは 4 直の 2 並列である。

サンプルの外観写真を図 II- 8 に示す。

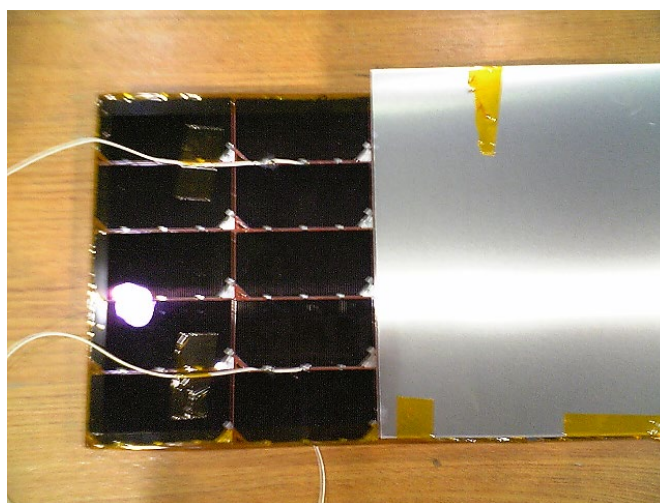


図 II- 8 3 接合太陽電池クーポンパネル（右はシールド用のアルミプレート）

まず、図 II- 3 のシリコン太陽電池と同様の試験回路を用いて衝突試験を行った。この結果、直径 $300\ \mu\text{m}$ のステンレス粒子が速度 $4\ \text{km/s}$ で、電源 $110\ \text{V} / 1.5\ \text{A}$ を用いたパネルに衝突した時、太陽電池とサブストレートとの持続放電が発生した。衝突誘起放電発生時のサンプル写真を図 II- 9 に示す。大きく発光している箇所がプロジェクタイトルの衝突箇所であり、隣接している太陽電池が赤く発光している。これは、3 接合太陽電池は電流が流れるとトップ層の InGaP が赤く発光するためである。同条件でシリコン太陽電池に衝突試験を実施した場合は地絡故障が発生していないため、結果の違いはサンプルが異なるためと考えられる。図 II- 3 と図 II- 8 のサンプルの違いは、太陽電池の種類以外に、サブストレートの CFRP スキンの構成、太陽電池とサブストレートとの間の接着剤の厚さが異なる。



図 II- 9 3 接合太陽電池クーポンパネルへの衝突による持続放電

試験回路に実際の衛星の電気回路を模擬した等価回路を付加した図 II- 10 の条件にて、再実験を行った。図 II- 3 の試験では太陽電池ラインが電氣的に開放状態であり、衝突によって発生したプラズマを介して電源からエネルギーが供給される。しかし図 II- 10 では、発生したプラズマによる抵抗が負荷抵抗 (R) よりも小さくならなければエネルギーを与えることができず、放電を維持することができない。つまり、図 II- 3 は電氣的に持続放電が発生しやすい厳しい状態であり、実際の図 II- 10 と異なる。図 II- 10 に示す回路は太陽電池パネルの放電試験において標準的な回路である[1]。この回路を用いて3接合太陽電池パネルへの衝突実験を行った。

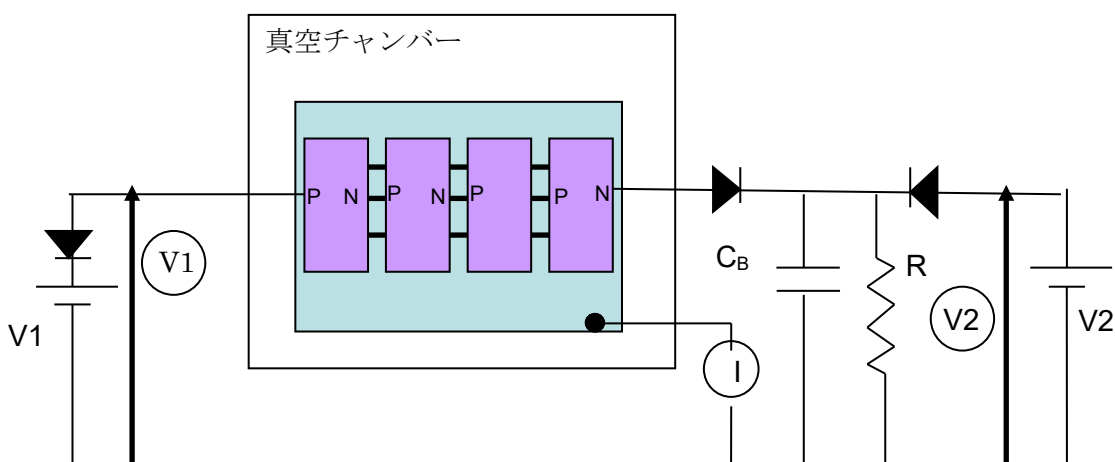


図 II- 10 衛星を模擬した等価回路を用いた衝突試験

プロジェクトイルには直径 300 μm のステンレスを用いた。外部電源は V1 に 60 V / 1.2 A である。プロジェクトイルの速度は、3.3~4.0 km/sec であった。衝突試験の結果、25 μsec 程度の放電は発生したが太陽電池が地絡に至ることはなかった。また、バスキャパシタンス (C_B) の影響を調べるためにこれが無い状態にして再度試験を行ったが、有る場合と同様に持続放電は発生しなかった。これらより、バスキャパシタンスの有無によらず、3接合太陽電池パネルにおいても微小粒子の衝突による持続放電は発生しないことが確認された。

次に、高速・高真空領域における太陽電池パネルの衝突試験を米国オーボーン大学で行った。太陽電池パネルは図 II- 3 と同じシリコン太陽電池パネルで、プロジェクトイルはガラスである。本試験における衝突した微小粒子と速度との関係を図 II- 11 に示す。100 μm 以下の粒子を衝突させた。また、試験時は図 II- 3 と同回路にてパネルに電圧を印加していたが、放電は観測されなかった。試験前後での電気性能を測定したが大きな変化はなく、太陽電池とサブストレートの地絡故障にも至らなかった。これより、本試験と同程度の微小粒子が衝突したとしても、太陽電池パネルの電気性能に大きな影響を及ぼすことはないことが確認された。

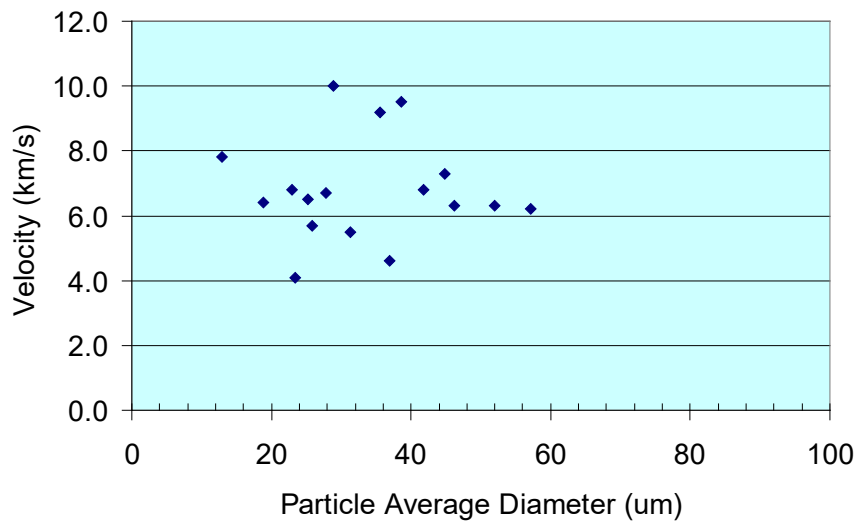


図 II- 11 オーボーン大学での太陽電池パネル衝突試験における
プロジェクトイルサイズと速度との関係

以上より、太陽電池パネルは、軌道上にて微小粒子が衝突することによって若干の電気性能の低下は発生する可能性はあるが、衝突によりシステムに影響を及ぼすような地絡故障が発生する可能性は極めて低いと考えられる。

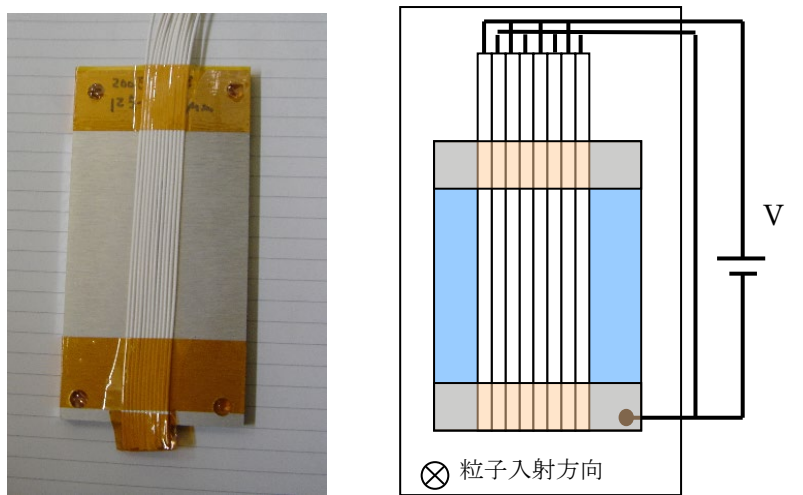
参考文献

- [1] JAXA 宇宙機設計標準, JERG-2-211 帯電・放電設計標準

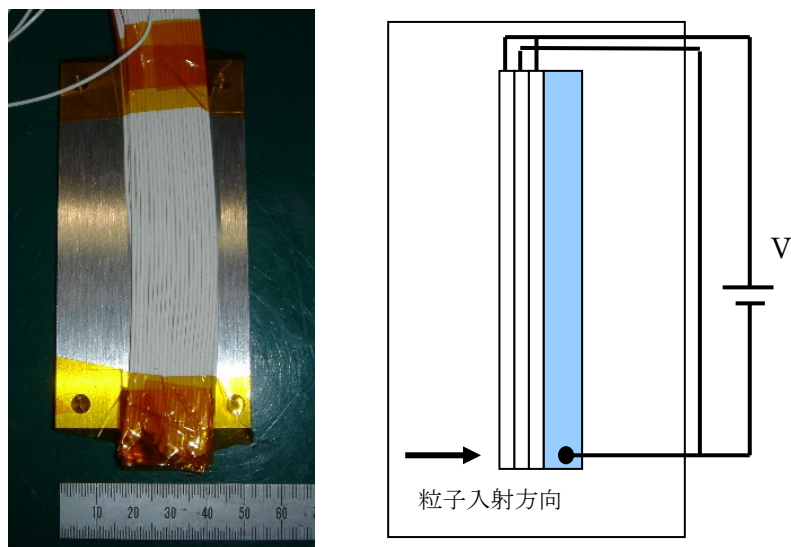
II.2.2.2 電力ハーネス

電力ハーネスは微小粒子の衝突によって機械的に損傷を受けるだけでなく、前項の太陽電池と同じく太陽電池からのエネルギーによる持続放電の影響が考えられる。そこで、太陽電池と同じく、試験時に外部に電源を付加して試験を実施した。

電力ハーネスには、衛星に一般的に使用されているタイコレイケム社製の 55-0112-22-9 電線を使用した。このハーネスを用いて図 II- 12 示すサンプルを製作し、試験した。単層サンプルはハーネスをアルミ板に近接するように覆ったもので、隣接ハーネス間およびアルミ板間に電圧を印加し、試験を実施した。三層サンプルは三層のハーネス束をアルミ板に近接するように覆ったもので、微小粒子の入射方向に隣接するハーネス間とアルミ板との間に電圧を印加した。



(a) 単層サンプル



(b) 三層サンプル

図 II- 12 電力ハーネスサンプル

本試験の結果を表 II- 2 に示す。直径 300 μm の微小粒子 4 km/s 程度で衝突した条件で持続放電が発生し、ハーネスの溶断による開放、もしくは炭化による短絡および地絡が発生した。試験後のサンプルの外観写真を図 II- 13 に示す。

表 II- 2 電力ハーネス衝突試験結果

No.	束数	電源仕様	プロジェクタイルサイズ (mm)	速度 (km/s)	放電時間 (msec)	衝突痕	結果
1	単層	110V/2A	Glass	0.1	3.55	8	多数 芯線みえる
2	単層	110V/2A	Al ₂ O ₃	0.3	3.3	0	数個 芯線みえる
3	単層	110V/2A	Glass	0.2	4.17	5	数個 芯線みえる
4	単層	110V/2A	Al ₂ O ₃	0.5	3.35	持続放電	2個 地絡
5	単層	60V/2A	Al	0.15	3.34	0	数個 被覆のみ損傷
6	三層	60V/2A	Al	0.6	3.97	持続放電	数個 断線
7	三層	100V/3A	Glass	0.5	4.35	持続放電	数個 持続。上下線間短絡
8	三層	100V/3A	Stainless	0.3	4.01	持続放電	2から3個 持続。上HOT断線。



図 II- 13 衝突試験後のハーネス (左：試験 No. 4、右：試験 No. 8)

次に、高速度・高真空環境における現象の評価を目的として、米国オーボーン大学にてハーネス束の衝突試験を行った。10×10 cm のアルミプレートで単層で覆ったサンプルを 2 個作製し、それぞれに対して衝突試験を実施した。サンプルの外観を図 II- 14 に示す。サンプルの電気的接続は図 II- 12(a)に示す単層サンプルの場合と同様である。

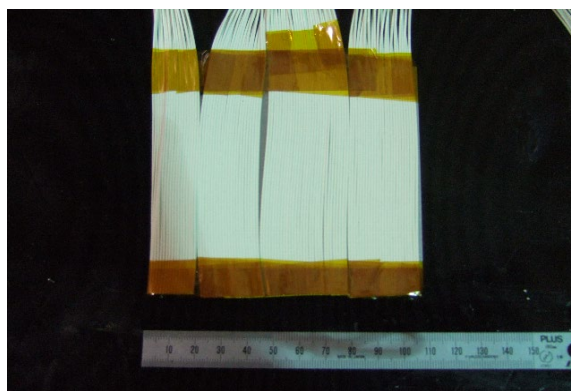


図 II- 14 オーボーン大学で実施した試験で用いたハーネスサンプル

350 μm 以下のソーダ石灰ガラスを複数個ガンにセットし射出した。ハーネスに接続した電源の仕様は 110 V / 2.5A である。2 回の衝突試験の結果、計 71 個の微小粒子（サイズおよび速度が識別できたのは 31 個）がサンプルに衝突したが、衝突誘起放電は発生しなかった。本試験におけるプロジェクタイトルのサイズと速度との関係を図 II- 15 に、ハーネスの衝突痕を図 II- 16 に示す。これより、超高速・高真空領域では、100 μm 以下の微小粒子の衝突によってハーネスの断線や放電による損傷を受けることはないことが明らかとなった。

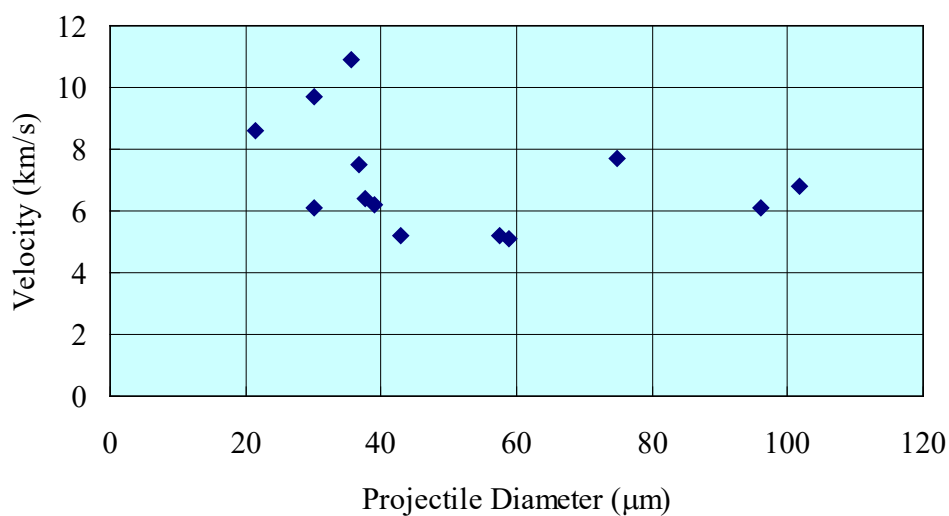
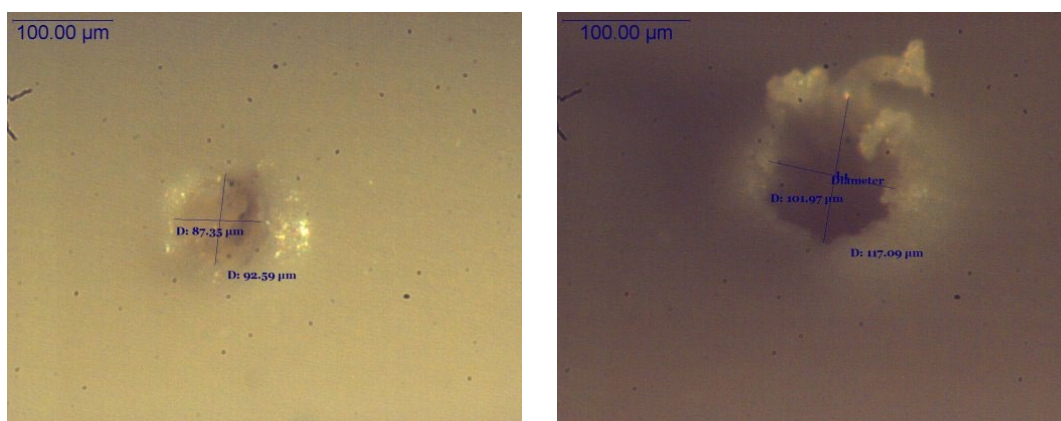


図 II- 15 オーボーン大学でのハーネス衝突試験におけるプロジェクタイトルサイズと速度との関係



(a) プロジェクタイトル径 40 μm
衝突速度 6.2 km/sec

(b) プロジェクタイトル径 40 μm
衝突速度 7.5 km/sec

図 II- 16 ハーネスに生じた衝突痕

以上より、ハーネスへの微小粒子衝突では、衝突条件によっては持続放電が発生し、ハーネスの溶断による開放、もしくはハーネス間の短絡および基板への地絡故障に至ることが分かった。ハーネス束の場合、微小粒子衝突部で生じた放電が隣接するハーネスに波及する可能性があり、束内のすべてのハーネスが大きな損傷を受けることが推察される。

しかしながら、図 II- 12 に示すように、本試験条件では衛星内部抵抗が模擬されていない。衝突誘起プラズマを介した放電が発生すると衛星内部抵抗にも電流は分配されるはずである。そこで、図 II- 17 に示す衛星内部抵抗を模擬した条件によって、再度衝突試験を実施した。ハーネスには2 台の太陽電池シミュレータで電力を供給した。図 II- 17 の赤で示した部分は可変抵抗器で、これで衛星内部抵抗を模擬した。

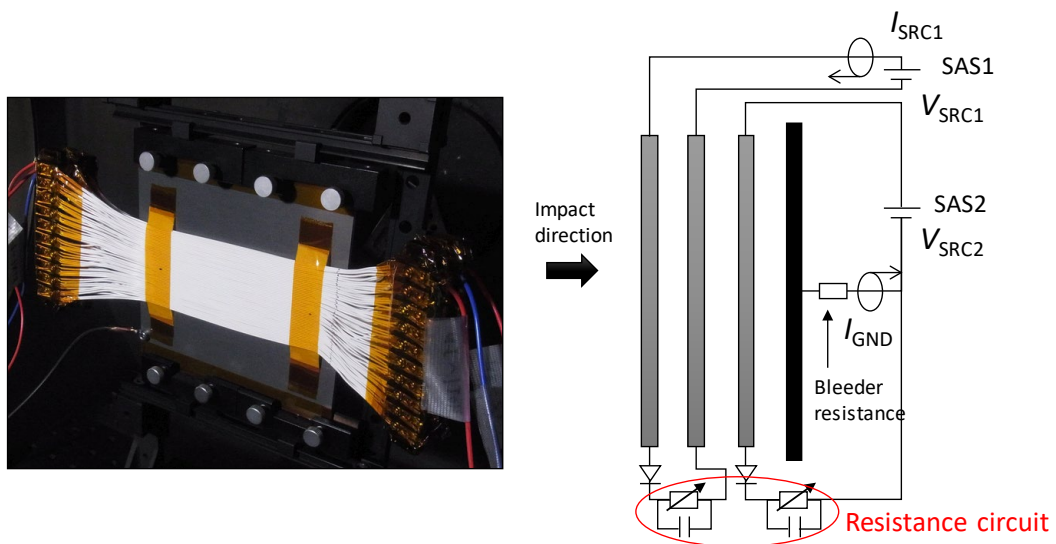


図 II- 17 内部抵抗を模擬した条件

衛星内部抵抗を模擬した条件で再試験した結果を表 II- 3 に示す。試験は全て三層のハーネスに対して実施された。電源電圧及び電流は、低軌道衛星を模擬した 50 V/5.5 A と、静止軌道衛星を模擬した 100 V/3.0 A の二系統を実験した。ほとんどの試験はプロジェクトイルを 1 個だけしか射出しないシングルショット方式で実施し、170626-4、170627-4、170907-5 の 3 ケースのみ散弾方式で実施した。散弾方式を使用するとプロジェクトイルが複数衝突する影響で、放電時間が見かけ上長く見えている。どのケースでも持続放電にはいたらなかった。試験後のハーネスを観察すると 2 本以上芯線が露出した状態ではあるため、持続放電の危険性がないとは言いきれないが、衛星内部抵抗がある現実に近い条件による試験結果からは、直径 0.3 mm のデブリ衝突による持続放電の発生確率は極めて低いことが示唆された。

表 II-3 衛星内部抵抗を模擬した条件による電力ハーネス衝突試験結果

試験 ID	束数	電源仕様	プロジェクトイル			放電時間 (msec)	衝突痕	結果
			材質	サイズ (mm)	速度 (km/s)			
170622-1	三層	50V/5.5A	Stainless	0.3	4.11	<0.1	1	2 本以上芯線露出
170623-1				0.3	4.12	0	1	1 本芯線露出
170626-1				0.3	4.09	0	1	1 本芯線露出
170626-5				0.3	4.06	0	1	1 本芯線露出
171017-4				0.3	7.16	<0.1	1	2 本以上芯線露出
171017-5				0.3	7.16	0	1	2 本以上芯線露出
170626-7				0.5	4.05	<0.1	1	2 本以上芯線露出
171017-3				0.5	7.17	<0.1×5	1	2 本以上芯線露出
170626-4				0.3	4.11	1.2 *	12	2 本以上芯線露出
170627-1		100V/3.0A		0.3	4.12	<0.1	1	2 本以上芯線露出
170627-3				0.3	4.11	<0.1	1	2 本以上芯線露出
170907-4				0.3	6.84	<0.1	1	2 本以上芯線露出
170627-4				0.3	4.01	40.9 *	6	2 本以上芯線露出
170907-5				0.3	6.80	3.5 *	~20	2 本以上芯線露出

* 散弾方式で試験を行ったため、模擬デブリが複数回衝突している影響

参考文献 (II.2.3.2)

東出 真澄, 平井 隆之, 川北 史朗, 仁田 工美, 黒崎 裕久, 長谷川 直, 万戸 雄輝, 田中 孝治, 微小粒子衝突による衛星電力ハーネス短絡故障リスクの実験的評価, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会, 2018.

平井 隆之, 川北 史朗, 万戸 雄輝, 東出 真澄, 黒崎 裕久, 仁田 工美, 長谷川 直, 田中 孝治, 微小粒子衝突による衛星電力ハーネスの恒久的放電リスク, 平成 29 年度宇宙科学に関する室内実験シンポジウム, 2018.

T. Hirai, M. Higashide, H. Kurosaki, S. Kawakita, S. Hasegawa, Y. Mando, S. Yamaguchi, K. Tanaka, Re-examination of electrical failure risk on satellite's power harnesses caused by space debris impacts: simultaneous measurements of sustained discharge and plasma density, Procedia Engineering, Vol. 204, pp. 445-451, 2017.

II.2.3 構体系

II.2.3.1 ハニカムコアサブストレート

衛星構体に一般に使用されている CFRP およびアルミをスキンとしたハニカムコアサブストレートに対して衝突試験を実施した。各サンプルの詳細を下記に記す。

(1) アルミスキンハニカムコアサブストレート

- ・ 表皮：A2024、 $t = 0.64 \text{ mm}$
- ・ コア：A5056-1/4-0.0007p、 $t = 25.4 \text{ mm}$
- ・ 接着剤：エポキシ系フィルム接着剤

(2) CFRP スキンハニカムコアサブストレート

- ・ 表皮：クロス、 $t = \text{約 } 0.3 \text{ mm}$
- ・ コア：A5056-1/4-0.0007p、 $t = 25.4 \text{ mm}$
- ・ 接着剤：エポキシ系フィルム接着剤

CFRP およびアルミスキンサブストレートの外観写真と、サンプルの衝突試験チャンバーへの設置時の写真を図 II- 18 に示す。微小粒子の入射方向がサンプルに垂直になるように設置した。

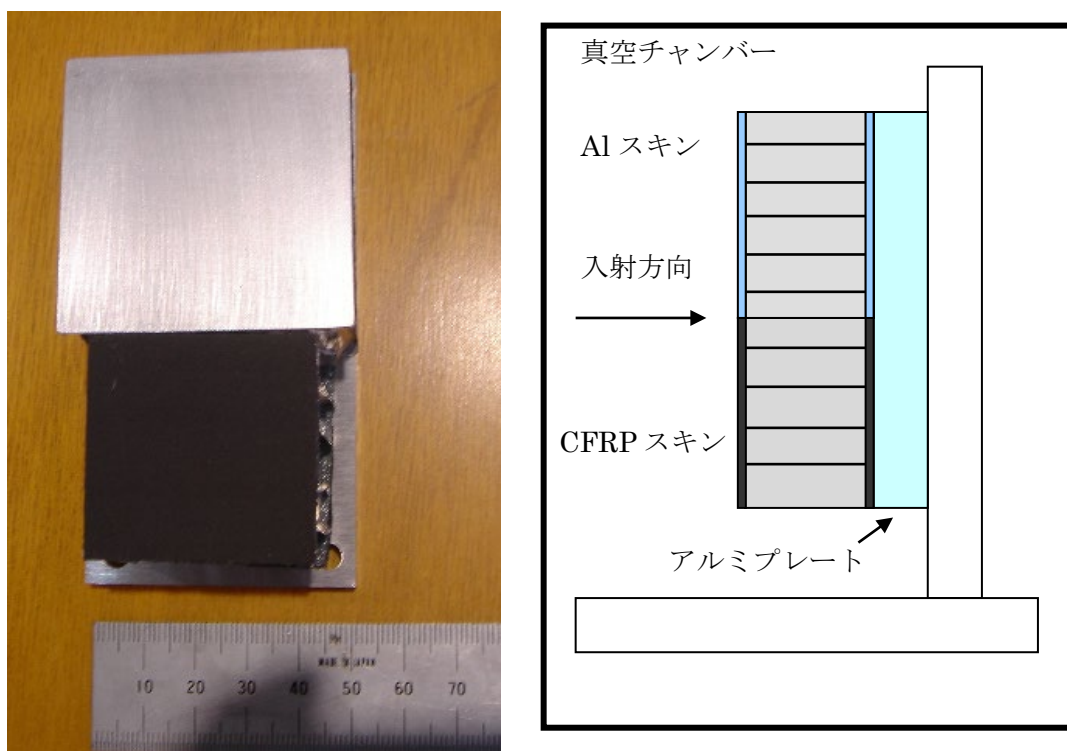


図 II- 18 構体サンプル (左：外観、右：試験チャンバー設置図)

試験結果のまとめを表 II- 4 に示す。貫通の有無はサブストレートの裏面スキンをプロジェクタイトルが貫通したかどうかを示している。貫通痕は、図 II- 18 に示すサンプルを支持しているアルミプレート (A2024-T3) に生じた衝突痕の深さを示している。

表 II- 4 構体への衝突試験結果

No.	スキンの種類	プロジェクタイトル	サイズ (mm)	速度 (km/s)	貫通の有無	貫通痕 (mm)
1	Al	Glass	0.1~0.15	3.93	無	N/A
2	Al	Glass	0.25~0.3	3.93	無	N/A
3	Al	Glass	0.5	4.15	無	N/A
4	Al	SUS	0.5	4.14	有	0.16
5	CFRP	SUS	0.5	4.21	有	0.6
6	CFRP	SUS	0.3	4.24	有	0.38~0.7

試験後のアルミスキンサンプルの外観写真を図 II- 19 に示す。アルミスキンのサンプルについては、プロジェクタイトルの条件によって貫通の有無および貫通痕の大きさが異なることから、エネルギーの小さい微小粒子であれば衛星構体内への侵入に対して防護することができると考えられる。

試験後の CFRP スキンサンプルの外観写真を図 II- 20 に示す。CFRP スキンに対しては、プロジェクタイトルのサイズの増加に伴って貫通痕は深くなった。アルミスキンと比べると、同条件のプロジェクタイトルに対して、貫通痕が大きいことから、その防護性はアルミスキンハニカム基板と比べると低いことが分かった。

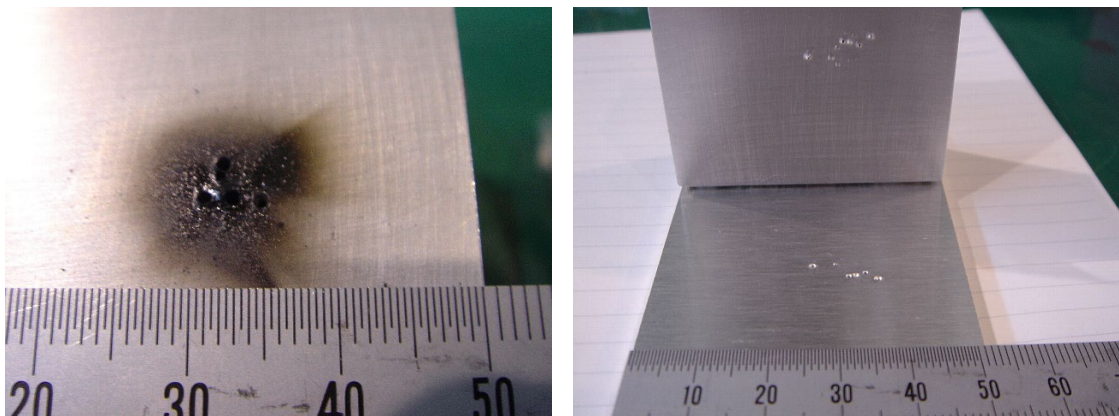


図 II- 19 衝突試験後のアルミスキンサブストレート
(左：衝突面、右：サブストレート背後のアルミプレート)

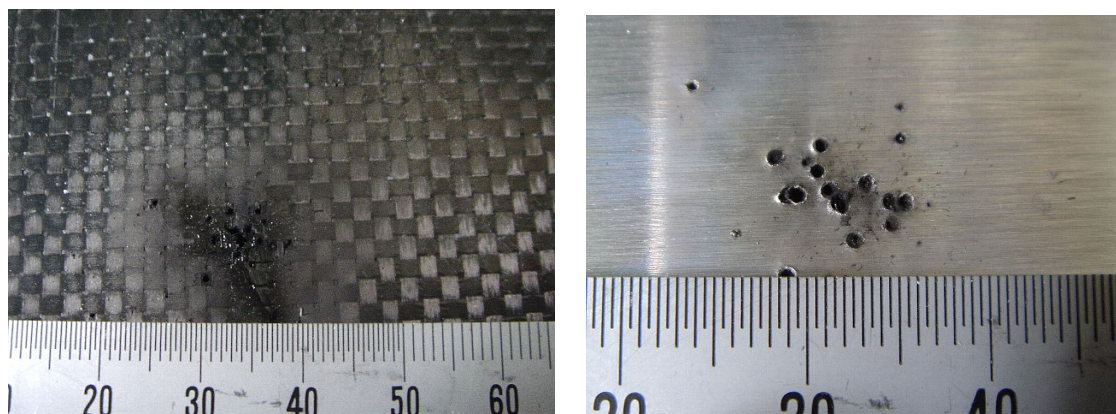


図 II-20 衝突試験後の CFRP スキンサブストレート
(左：衝突面、右：サブストレート背後のアルミプレート)

次に、微小粒子の入射角と貫通痕の関係を求める試験を行った。サンプルは CFRP スキンのサブストレートである。試験時のコンフィギュレーションを図 II- 21 に示す。この実験では直径 0.5 mm のステンレス球を速度は 3.49～3.91 km/sec で衝突させた。入射角度は、0°、15°、30°、45°、55°とした。

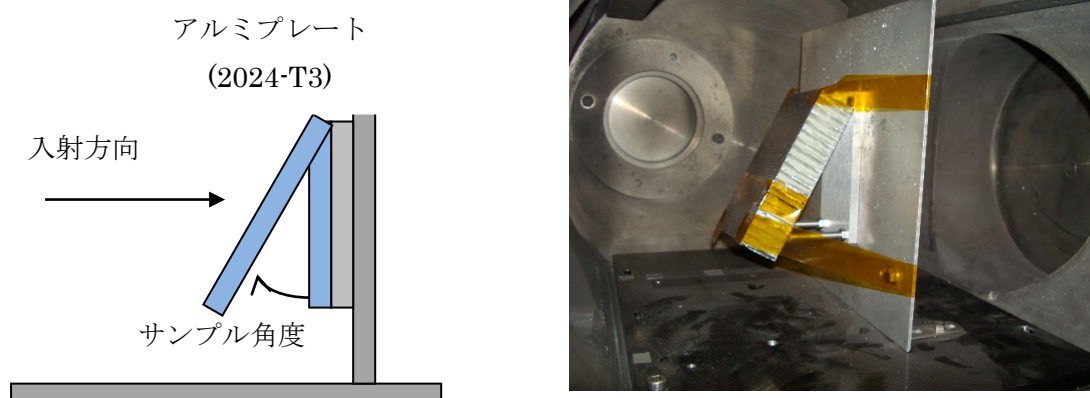


図 II-21 サブストレートの衝突角依存試験
(左：サンプル配置図、右：チャンバー内設置写真)

衝突試験後のアルミプレートの表面写真を図 II- 22 に示す。入射角 0°においては 1 個の入射粒子に対して 1 個の大きな衝突痕が形成された。一方、角度を有している場合は構体に入射後、アルミハニカムがシールドとなってエネルギーが消費され、複数の粒子に壊れて構体を貫通する。そのため、アルミプレート表面の貫通痕は複数の微小痕となった。

試験後、アルミプレートの衝突痕を光学顕微鏡にて計測し衝突痕の深さを求めた結果を図 II- 23 に示す。角度が大きくなることで衝突深さが小さくなっているのがわかる。これは、角度が大きくなるとより多くの構体内のハニカムのアルミフィルムを貫通するため、多くのエネルギーが消費された結果と考えられる。入射角 0° で生じた衝突痕深さを基準にし、各入射角度で生じた衝突痕の最大深さの相対値を求めた結果を図 II- 24 に示す。 15° 以上の角度で、衝突痕の深さは垂直に入射した場合と比べて半分以下になることがわかった。この 15° という角度は、サンプルに内層されているアルミハニカムのアルミ箔を微小粒子が 1 枚以上貫通する条件である。つまり、1 枚以上のアルミハニカムのアルミ箔を貫通する条件においては、その衝突痕の深さへの影響は垂直入射に比べて半分以下になることがわかった。

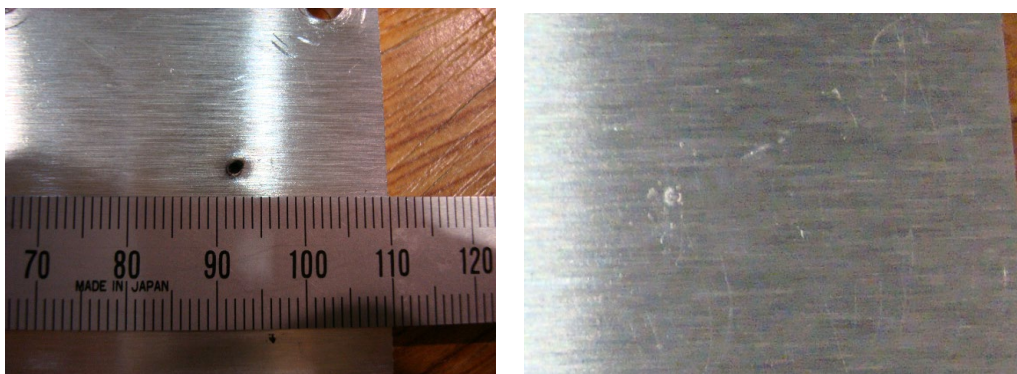


図 II- 22 サブストレート背後に設置したアルミプレート
(左：入射角度 0° 、右：入射角度 30°)

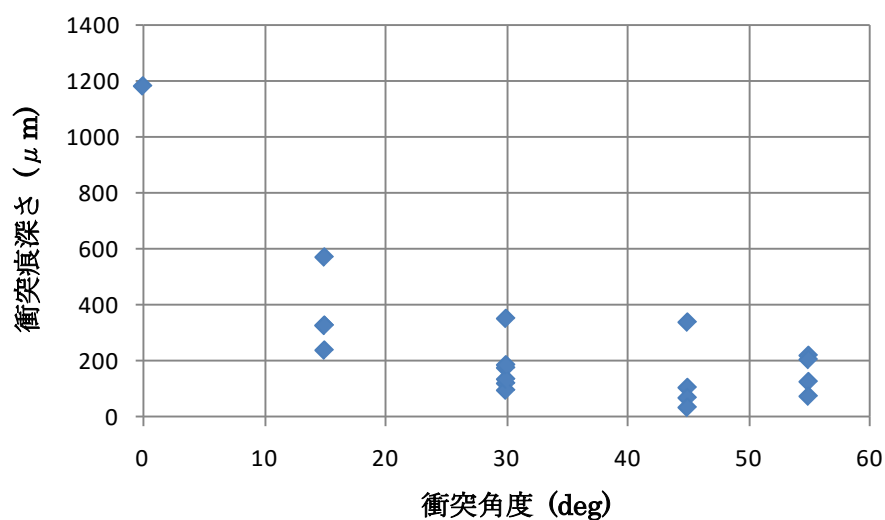


図 II- 23 微小粒子の衝突角度と衝突痕の深さとの関係

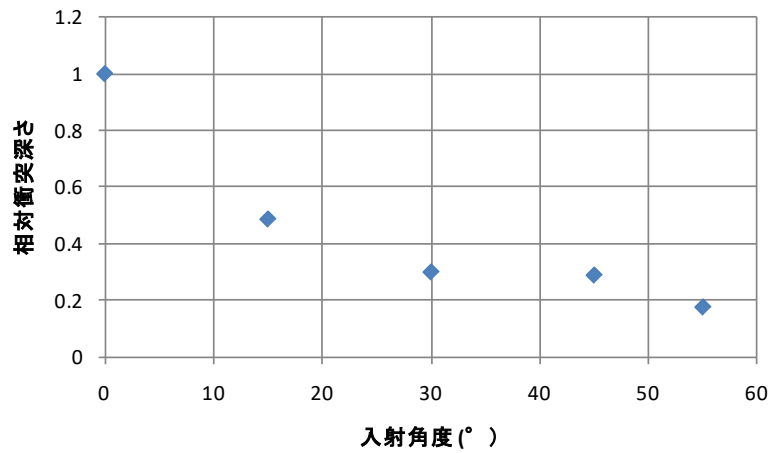


図 II-24 微小粒子の衝突角度と衝突痕の深さとの相対関係

以上の結果より、アルミスキンサンプルは微小粒子の貫通を有る程度は防ぐことができること、CFRP スキンはアルミスキンと比べて防護性能は低いこと、微小粒子の入射角度によって貫通後の構体内機器への影響が変わることが分かった。

II.2.3.2 構体パネル背後の筐体

模擬構体パネル

構体パネルを模擬するため、アルミハニカムサンドイッチパネルと筐体を模した A2024-T3 板（以下 A2024 板とする）を 図 II- 25 に示すように配置した。ハニカムサンドイッチパネルの四隅に両面テープを貼り、A2024 板上に設置した。使用したハニカムサンドイッチパネルの詳細を 表 II- 5 に示す。模擬デブリ進入側の表皮を表面、A2024 板に接している側を裏面と定義する。本研究では A2024 板に生じたクレータ深さを使って衛星内部へデブリ衝突の影響を評価するため、模擬デブリが A2024 板を貫通するとクレータが計測できなくなってしまう。今回は A2024 板の厚さを 5 mm に設定した。

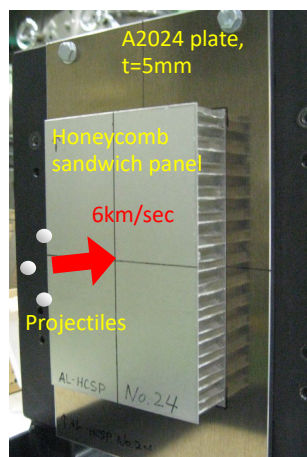


図 II- 25 模擬構体パネル

表 II- 5 ハニカムサンドイッチパネルの仕様

Face Sheet	Material	A2024-T81
	Thickness	0.25 mm
Honeycomb Core	Material	A5056
	Core thickness	25.4 mm
	Cell size	6.35 mm
	Foil thickness	18 μm

衝突試験装置

模擬デブリの加速には、ISAS/JAXA の所有する二段式軽ガス銃（新型）を用いた。直径 0.5 mm 以下の模擬デブリは図 II- 26 に示す散弾方式を用いて数十個同時に射出された。直径 0.8 mm 以上の模擬デブリはサボの中に複数個装填することができないので、1 回の試験で 1 個の模擬デブリを射出する通常のサボ分離法を用いた。



図 II- 26 散弾方式による模擬デブリの射出

衝突試験条件

低高度軌道でのデブリ平均衝突速度は 10 km/sec だが、通常の二段式軽ガス銃で加速できる飛翔体の最高速度は 7 km/sec 程度である。よって本試験では模擬デブリの材料に鉄を使用し、微小デブリの主材料と考えられるアルミやアルミナが 10 km/sec で衝突する時に生じる衝撃圧に近付けた。A2024 の半無限板に様々な物質の半無限板が衝突した際に生じる圧力を計算した（林ほか、1998）（Rinehart、1975）結果を図 II- 27 に示す。本研究では SUS304 球を約 6 km/sec で衝突させたので、衝突物がアルミナの場合は約 7 km/sec、A2024 では約 8 km/sec の衝突に近い状態であると考えられる。模擬デブリの大きさは、直径 0.15～1 mm まで変化させて試験を実施した。

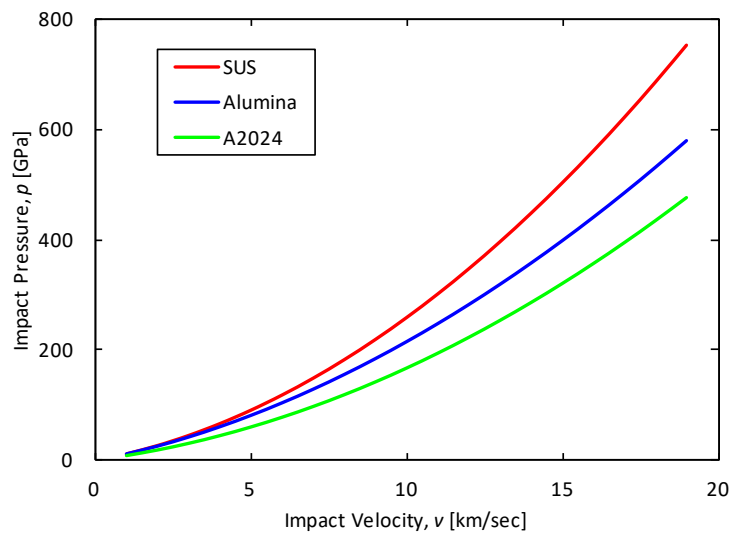


図 II- 27 A2024 に衝突した際に生じる圧力

試験結果

試験結果を表 II- 6 に示す。衝突の瞬間を高速度カメラで撮影した結果、模擬デブリが構体パネルに衝突時に発生するインパクトフラッシュが観察できた。インパクトフラッシュの発生時間から計算すると、散弾方式で射出した複数の模擬デブリが持つ速度のバラツキはサボ速度の ± 0.1 km/sec の範囲に含まれた。バラツキの大きさはサボ速度の 2 %程度なので、全ての模擬デブリはサボ速度と極めて等しい速度で衝突したと考えることができる。模擬デブリがハニカムサンドイッチパネルを貫通した場合を○、貫通しなかった場合を×と示している。

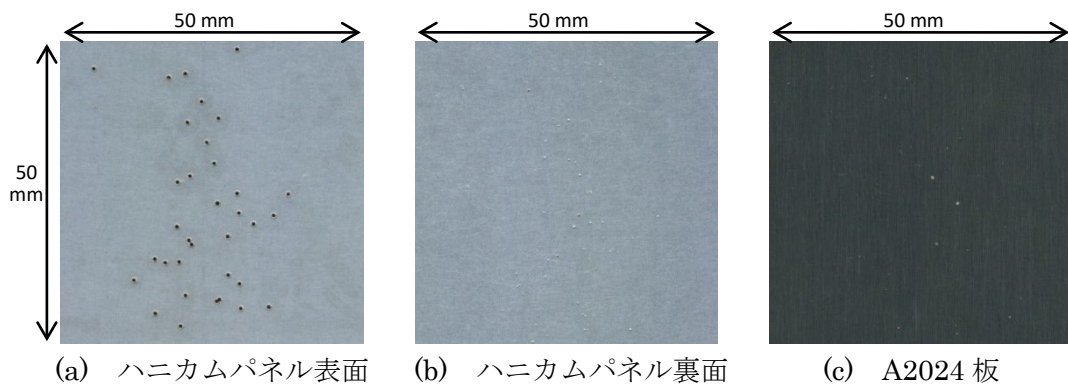
表 II- 6 衝突試験結果

Target ID	Projectile Diameter [mm]	Impact velocity [km/sec]	Number of projectiles	Perforation
AL-HCSP-23	0.15	5.96	4	×
AL-HCSP-24	0.15	5.78	37	×
AL-HCSP-11	0.3	5.88	32	○
AL-HCSP-16	0.3	5.92	12	○
AL-HCSP-20	0.5	5.86	9	○
AL-HCSP-22	0.5	6.02	6	○
AL-HCSP-26	0.8	5.84	1	○
AL-HCSP-27	0.8	5.71	1	○
AL-HCSP-28	1	5.86	1	○
AL-HCSP-29	1	5.94	1	○

ハニカムサンドイッチパネルの損傷

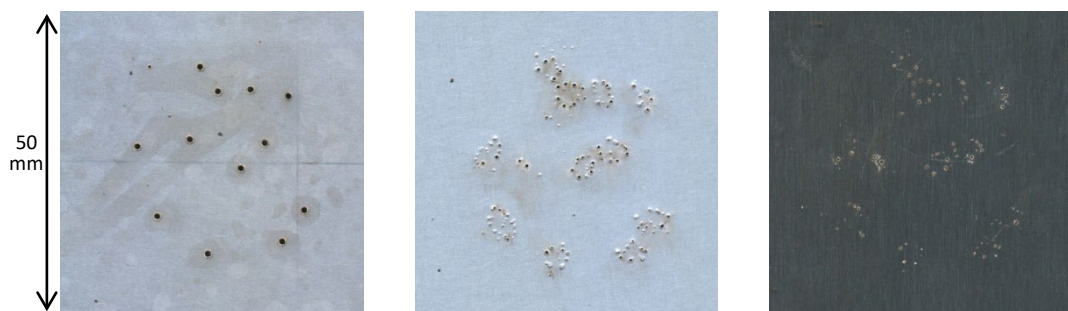
試験後の供試体を図 II- 28～図 II- 32 に示す。全ての実験でハニカムサンドイッチパネル表面には模擬デブリによる貫通穴が観察された。模擬デブリ直径が 0.15 mm の時、図 II- 28 に示すようにハニカムサンドイッチパネル裏面に貫通穴はほとんど観察されなかった。ここで図 II- 28 の(a)と(b)を比較すると、飛翔体が近い範囲に密集して衝突した部分にのみ裏面の損傷が生じていた。実環境ではこのような密集した衝突は起こりにくいと考えられるので、直径 0.15 mm のデブリはハニカムサンドイッチパネルを貫通しないと言える。模擬デブリ直径が 0.3 mm 以上の時、ハニカムサンドイッチパネル裏面と A2024 板には微小な破片群の衝突痕が観察された。薄板に物体が超高速で衝突すると衝突した物体が破砕することが知られており、生じた破片群はデブリ雲と呼ばれる。ハニカムサンドイッチパネル裏面と A2024 板に生じた衝突痕は、ハニカムサンドイッチパネル表面に衝突した模擬デブリがデブリ雲に変化したことを示している。

軟 X 線によるハニカムサンドイッチパネルの観察結果を図 II- 33 に示す。模擬デブリ直径が 0.5 mm 以下の時、衝突を受けたハニカムセルは変形したが隣接するセルに変形は観察されなかった。このことから、直径 0.5 mm 以下の模擬デブリ衝突で生じたデブリ雲はハニカムコアを構成している箔を通り抜けていないと考えられる。直径 0.8 mm 以上の模擬デブリが衝突した場合、箔が大きく損傷し隣接するセルも変形した。しかし、裏面の損傷は衝突を受けたハニカムセルの範囲とほとんど等しく、変形した隣接セルの直下には大きな損傷は見られなかった。



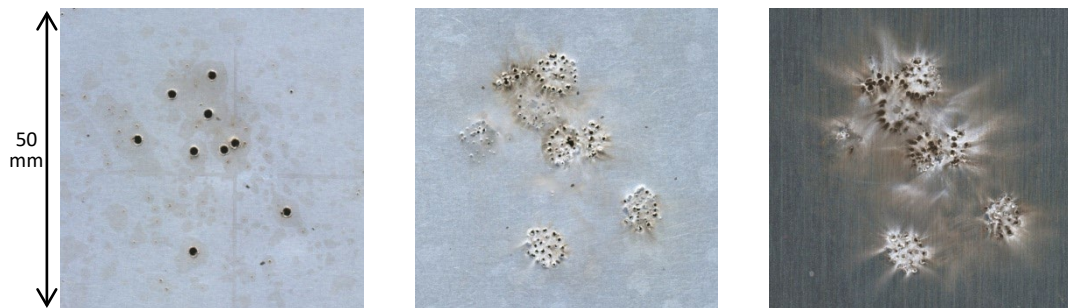
(a) ハニカムパネル表面 (b) ハニカムパネル裏面 (c) A2024 板

図 II-28 模擬デブリ直径 0.15 mm の試験結果 (AL-HCSP-24)



(a) ハニカムパネル表面 (b) ハニカムパネル裏面 (c) A2024 板

図 II-29 模擬デブリ直径 0.3 mm の試験結果 (AL-HCSP-16)



(a) ハニカムパネル表面 (b) ハニカムパネル裏面 (c) A2024 板

図 II-30 模擬デブリ直径 0.5 mm の試験結果 (AL-HCSP-20)



(a) ハニカムパネル表面 (b) ハニカムパネル裏面 (c) A2024 板

図 II-31 模擬デブリ直径 0.8 mm の試験結果 (AL-HCSP-27)

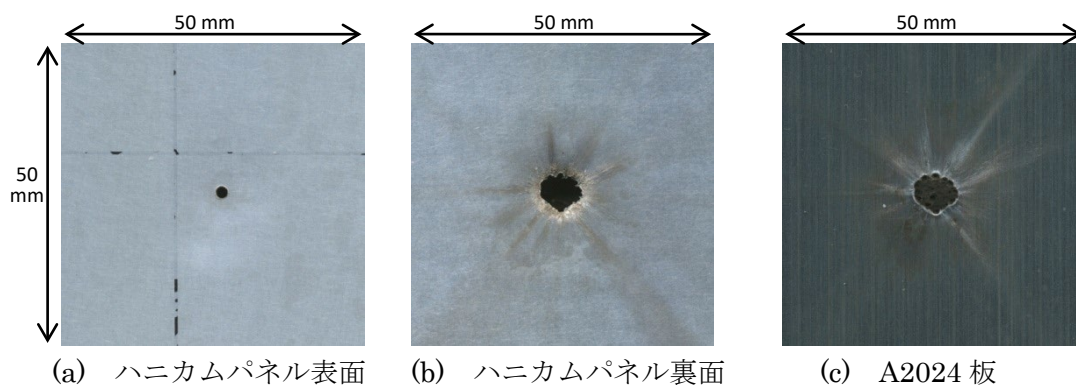
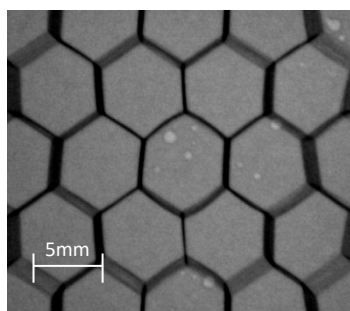
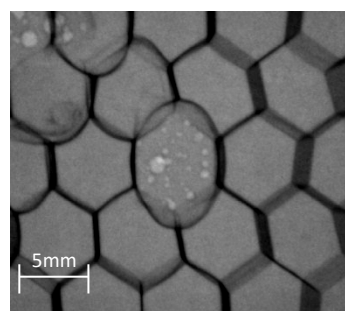


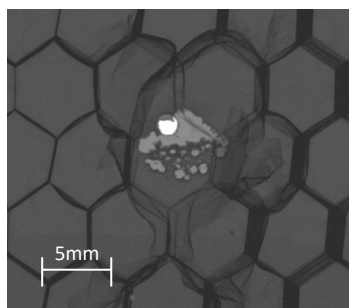
図 II-32 模擬デブリ直径 1 mm の試験結果 (AL-HCSP-29)



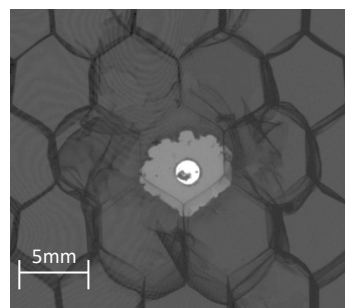
(a) 模擬デブリ直径 0.3 mm (AL-HCSP-16)
(AL-HCSP-20)



(b) 模擬デブリ直径 0.5 mm



(c) 模擬デブリ直径 0.8 mm (AL-HCSP-27)
(AL-HCSP-29)



(b) 模擬デブリ直径 1 mm

図 II-33 軟 X 線によるハニカムコアの観察

A2024 板に生じたクレータ

A2024 板に生じたクレータを顕微鏡で観察し、深さを測定した。散弾方式を利用したケースでは、1 個のハニカムセルに模擬デブリが 2 個以上衝突している場合は除外して計測した。模擬デブリ直径と A2024 板に生じた最大クレータ深さとの関係を図 II-34 に示す。このグラフから、模擬デブリ直径 d と最大クレータ深さ p の関係について以下の実験式を得た。

$$p = 2.20d - 0.477$$

A2024 板に生じた最大クレータ深さは筐体の貫通限界厚さの目安にすることができる。つまり、構体パネルに直径 0.3 mm のデブリ衝突が懸念される場合、本試験と同等のハニカムサンドイッチパネルを使用していれば筐体厚さは少なくとも 0.18 mm 必要である。

ただし、本試験ではスポール破壊を考慮していないので、デブリ衝突から内部搭載機器を防護するためには、上述の式で算出された値以上の筐体厚さが必要である。直径 1 mm の模擬デブリを衝突させた試験で使用した A2024 板の写真を図 II-35 に示す。ハニカムサンドイッチパネルと接している面には、最大で深さ 1.8 mm のクレータが生じた。A2024 板の厚みは 5 mm あるので、模擬デブリは貫通していない。しかし、ハニカムサンドイッチパネルと接していない面（内部搭載機器の設置される面）に変形が観察された。これはスポール破壊と呼ばれる現象で、A2024 板内部に生じた衝撃波の干渉によって生じる破壊モードである。図 II-35 の衝突条件では変形のみにとどまったが、条件によっては亀裂が進展して裏面の一部が剥離することが知られている。従って、筐体厚さが上述の貫通限界厚さと近い値で設計された場合、デブリが筐体壁を貫通しなくても、筐体から生じたスポール破片で内部搭載機器が損傷を受ける可能性が極めて高い。

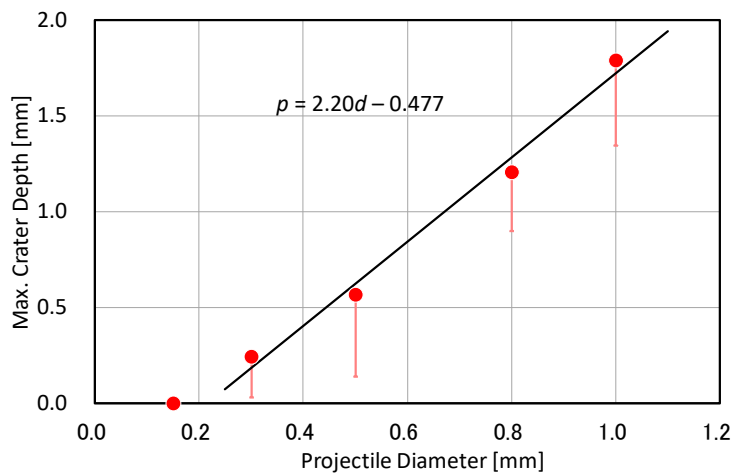
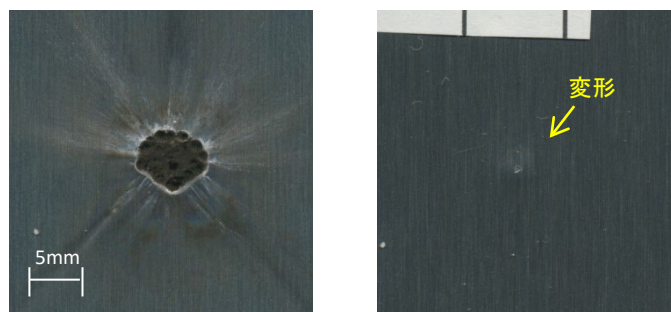


図 II-34 デブリ直径とクレータ深さの関係



(a) 表面（ハニカムパネル面） (b) 裏面

図 II-35 直径 1 mm の模擬デブリ衝突後の A2024 板 (AL-HCSP-28)

スタンドオフによる防護効果

超高速で物体が衝突すると、その物体はデブリ雲と呼ばれる破片群になる。デブリ雲は膨張しながら飛散するので、デブリ雲が拡散する距離を確保すると運動エネルギーの分散が期待できる。そこで、直径 0.3、0.5 mm の模擬デブリを前述の散弾方法で射出し、図 II- 36 に示すようにハニカムサンドイッチパネルと A2024 板の間にスタンドオフ距離をとった場合の損傷比較を実施した。試験結果を表 II- 7 に示す。試験後の A2024 板を図 II- 37 に示す。スタンドオフ距離によって損傷範囲が拡大しており、デブリ雲が拡散されることが確認できた。A2024 板に生じた最大クレータ深さを表 II- 8 に示す。スタンドオフ距離が 50 mm 以上の時、生じたクレータの深さは計測不可能 (0.05 mm 以下) だった。ハニカムサンドイッチパネル裏面から 50 mm 以上離れた場所では、衝突の影響が無視できる程度にデブリ雲の運動エネルギーが減少していると考えられる。スタンドオフ距離を 10 mm 確保すると、A2024 板に生じるクレータ深さを 1.5~2 割程度小さくできることがわかった。

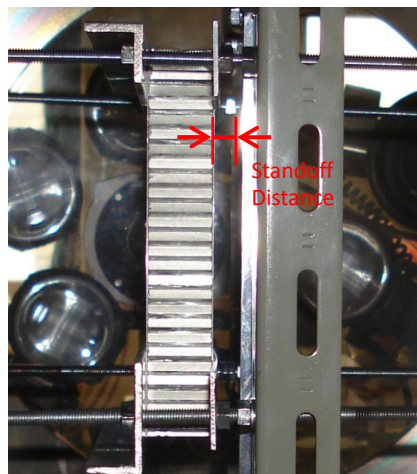
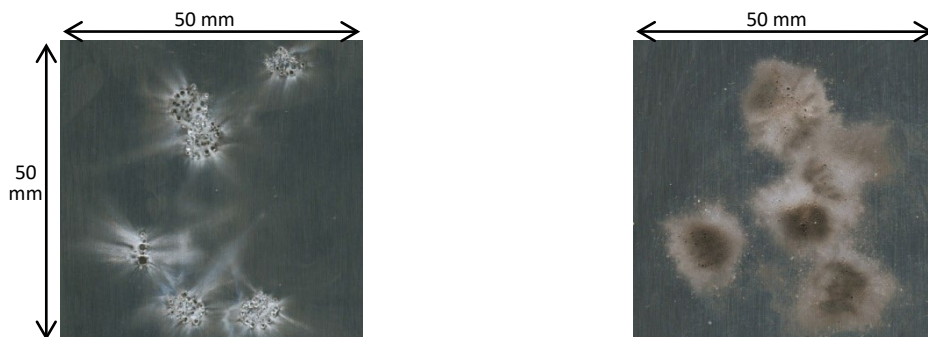


図 II- 36 スタンドオフ距離試験の供試体配置



(a) スタンドオフ距離なし (AL-HCSP-22) (b) スタンドオフ距離 10 mm (AL-HCSP-21)

図 II- 37 直径 0.5 mm の模擬デブリ衝突後の A2024 板

表 II-7 スタンドオフ距離試験の条件

Target ID	Projectile Diameter [mm]	Standoff Distance [mm]	Impact Velocity [km/sec]	Number of Projectiles
AL-HCSP-13	0.3	10	5.96	28
AL-HCSP-14	0.3	10	5.92	14
AL-HCSP-01	0.3	100	5.89	13
AL-HCSP-02	0.3	100	5.99	27
AL-HCSP-03	0.3	100	6.08	19
AL-HCSP-04	0.3	100	5.91	11
AL-HCSP-05	0.3	100	5.96	19
AL-HCSP-06	0.3	100	5.98	17
AL-HCSP-07	0.3	100	5.97	18
AL-HCSP-08	0.3	100	6.01	13
AL-HCSP-09	0.3	100	5.91	42
AL-HCSP-17	0.5	10	5.99	10
AL-HCSP-21	0.5	10	5.67	7
AL-HCSP-18	0.5	50	5.97	12
AL-HCSP-15	0.5	100	5.72	6
AL-HCSP-19	0.5	100	5.79	12

表 II-8 スタンドオフ距離の違いによる最大クレータ深さ

Projectile	Max. Crater Depth (Standoff = 0 mm の場合) P_0	Max. Crater Depth (Standoff = 10 mm の場合) P_{10}	P_{10} / P_0
$\phi 0.3\text{mm}$	0.24 mm	0.20 mm	0.84
$\phi 0.5\text{mm}$	0.57 mm	0.46 mm	0.81

※Standoff が 50mm 以上の場合は、計測できない程度にクレータ深さは小さくな

斜め衝突による防護効果

金属板に対する超高速衝突において、衝突面が弾道軸に対して傾きを有する場合、衝突速度の法線方向成分によって貫通/非貫通を評価できることが知られている。つまり、デブリの衝突方向に対して衝突面が角度を有している方が、損傷を軽減できる。衝突角度の影響を調べるため、図 II- 38 に示すように衝突軸と衝突面法線方向の角度が 15 度、30 度になるように衝突試験を実施した。模擬デブリには 0.3, 0.5, 1 mm の SUS304 球を使用した。試験結果を表 II- 9 に示す。模擬デブリ直径が 0.3 mm で衝突角度 30 度の時、模擬デブリはハニカムサンドイッチパネルを貫通しなかった。これ以外のケースについてアルミ板に生じたクレータ深さを計測した。クレータ深さが衝突速度の法線方向成分 $v_p \cos \theta$ の 2/3 乗に比例すると仮定し、クレータ深さとの関係を調べた (図 II- 39)。グラフの実線は、図 II- 34 で示される、垂直衝突における最大貫入深さを求める式を表す。点線は標準偏差である。衝突速度は、ハニカム背後に設置されたアルミ板の音速 C_w で無次元化した。15 度の場合の最大クレータ深さは 0 度の場合と同等で、衝突速度の法線方向成分で損傷程度を評価できることがわかった。30 度の場合の最大クレータ深さは予想よりも小さかった。今回評価したハニカムサンドイッチパネルについて考えると、衝突角度 16.1 度を越えると、弾道がハニカムの箔を少なくとも 1 層貫通する。しがたって、30 度で損傷が低減されたのは、ハニカム箔による防護効果であると考えられる。

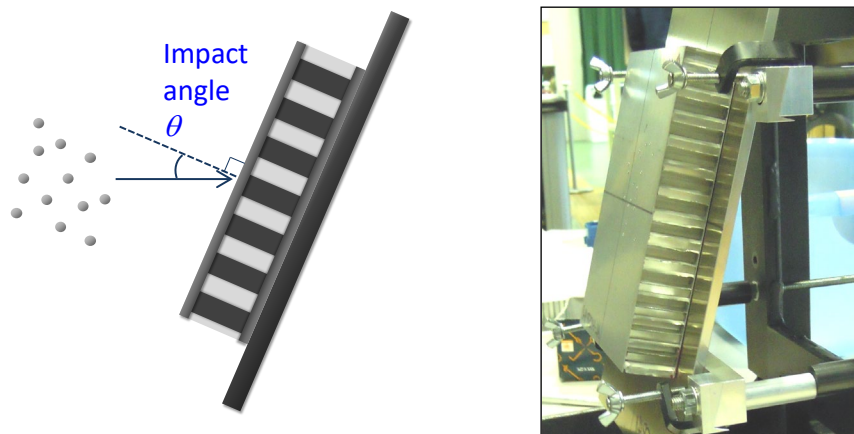


図 II- 38 斜め衝突試験の供試体配置

表 II-9 衝突試験結果

Target ID	Projectile diameter [mm]	Impact angle [°]	Impact velocity [km/sec]	Number of projectiles	Result
AL-HCSP-37	0.3	15	6.39	1	アルミ板にクレータ
AL-HCSP-41	0.3	15	6.03	2	アルミ板にクレータ
AL-HCSP-39	0.5	15	6.33	6	アルミ板にクレータ
AL-HCSP-43	0.5	15	6.33	6	アルミ板にクレータ
AL-HCSP-45	1.0	15	6.56	1	アルミ板にクレータ
AL-HCSP-47	1.0	15	6.65	1	アルミ板にクレータ
AL-HCSP-38	0.3	30	6.35	6	裏面表皮を非貫通
AL-HCSP-42	0.3	30	6.08	10	裏面表皮を非貫通
AL-HCSP-40	0.5	30	6.26	3	アルミ板にクレータ
AL-HCSP-44	0.5	30	6.26	5	アルミ板にクレータ
AL-HCSP-46	1.0	30	6.66	1	アルミ板にクレータ
AL-HCSP-48	1.0	30	6.62	1	アルミ板にクレータ

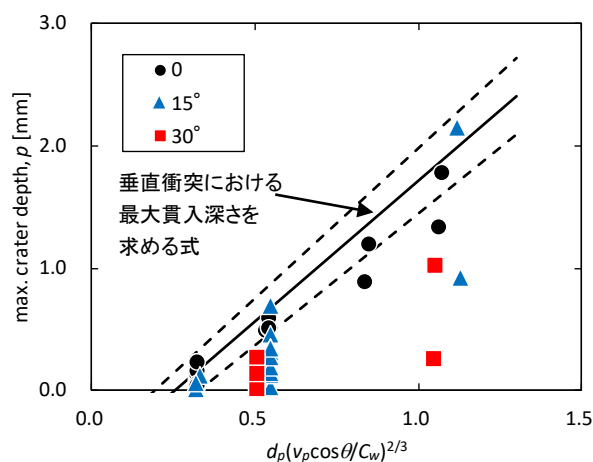


図 II-39 クレータ深さに対する衝突角度の影響

参考文献 (II.2.3.2)

Higashide, M., Onose, N., Hasegawa, S. Sub-Millimeter Debris Impact Damage of Unmanned Spacecraft Structure Panel, Procedia Engineering. Vol. 58, pp. 517-525, 2013.

東出 真澄, 小野瀬 直美, 長谷川 直, スペースデブリ衝突による無人宇宙機構体パネルの損傷限界評価, 第7回構造物の安全性・信頼性に関する国内シンポジウム論文集, pp. 571-575, 2011.

東出 真澄, 小野瀬 直美, 長谷川 直, 衛星構体パネルのデブリ衝突損傷評価, 第 4 回「スペースデブリワークショップ」講演資料集, JAXA SP-10-011, pp. 225-235, 2010.

林 卓夫, 田中 吉之助, 衝撃工学, 日刊工業社, 1988.

Rinehart, J.S., Stress Transients in Solids, Hyper Dynamics, 1975.

II.2.3.3 CFRP

複合材は高剛性・高強度でかつ軽量なところから、人工衛星の主構造や太陽電池パドルの構造材料として大幅に使用されるようになっており、デブリ対策設計には、複合材料への超高速衝突が与える影響を把握する事が必須となる。本付録では、CFRP 板にアルミを超高速衝突させたデータを蓄積してきた結果について報告する。更に、低速衝撃試験と高速衝撃試験の比較で明らかにした、内部の損傷面積と衝撃エネルギーの間の一定の関係について報告する。(本書は「第 48 回構造強度に関する講演会」への投稿論文を整理したものである。出典は章末参照)

供試体材料及び試験片寸法

超高速衝突の供試体は、高強度炭素繊維/エポキシ樹脂複合材を用いている。樹脂はタフレジンで層間割れや衝撃耐性が従来のエポキシより優れ、航空機分野の研究では広く用いられている IM600/#133 : 東邦テナックス(株) を、オートクレーブを用いて 350°F で成形したものである ($V_f \approx 53.0\%$)。衝撃後の残留強度を取得するために供試体寸法は CAI (Compression After Impact) 試験基準である SACMA SRM 2R-94 に準拠し、150×100 mm とした。低速衝撃試験片も同一諸元の供試体寸法である。面外と面内とのカップリングを少なくするため積層構成は擬似等方性とした。積層構成と板厚を表 II- 10 に示す。

表 II- 10 積層構成と板厚

積層数	板厚 (mm)	積層構成
16	2.2	[+45/0/-45/90]2S
24	3.3	[+45/0/-45/90]3S
32	4.3	[+45/0/-45/90]4S

超高速衝撃試験

超高速衝突試験はイタリアのパドバ大学が開発し所有している 2 段式軽ガスガンを用いて行った。供試体へのプロジェクタイトル衝突方向は垂直 (0deg) である。プロジェクタイトルの材質はアルミ合金 AL2017 であり球形状をしている。このプロジェクタイトルを 4 分割のサボによって保持し加速する。ターゲットを設置するチャンバー内は真空度 70mbr、室温環境である。プロジェクタイトルの速度は光学的に測定し、ターゲットへの衝突状況は高速連続撮影により取得した。3 種類の板厚のターゲットにそれぞれ 3 種の速度、3 種の直径で $3 \times 3 \times 3 = 27$ 点の異なる条件での試験結果については既に報告しているが、今回の追加試験では第 47 回構造強度に関する講演会報告論文のプロジェクタイトル直径をより大きくしたものと、補間する直径との新しい直径 2 種で、速度は以前と同じ 3 種、板厚も同様の 3

種で $2 \times 3 \times 3 = 18$ 点のデータを取得した。全てのプロジェクタイトル試験条件を表 II- 11 に示す。

表 II- 11 プロジェクタイトル試験条件

項目	数値
直径 (mm) : 5種	0.8、1.5、1.9、2.3、2.9
速度 (km/sec.) : 3種	2.0、4.0、5.0

低速衝撃試験

低速衝撃試験の供試体は衝撃後圧縮強度を比較するために、32 Ply と 24 Ply の供試体をそれぞれ 7 体ずつ用いた。低速衝撃は落錘型衝撃試験機 (INSTRON, 9250HV) を用い、可能な範囲で超高速衝撃試験と同レベルのエネルギーを与えた。衝撃エネルギーはインパクト高さと錘の質量をそれぞれ変更することで所定の値に設定した。低速衝撃に用いたインパクトは先端径 16 mm であり CAI 試験で用いる SACMA 基準に従った。

非破壊検査と圧縮残留強度試験

非破壊検査は 1 プローブ式全没水浸反射法による超音波探傷検査で行った。損傷包絡域を映像データから計測者が設定し、自動計算で損傷面積を求めた。また X 線 CT スキャンによる層間剥離状況を追加試験供試体全数について調べた。圧縮残留強度は供試体の表裏の上部端面と側面から 25.4 mm の位置に歪ゲージを総計 4 枚貼り 1 mm/sec のクロスヘッド速度で負荷して測定した。また破壊に至る状況をビデオで撮影した。試験は室温環境で行った。

衝突時の状況

今回追加試験で行った超高速衝突時の代表的な画像を図 II- 40 に示す。この供試体は積層数 32 Ply、プロジェクタイトル径 2.9 mm、速度 4.86 km/sec の最もエネルギーの大きい条件で超高速衝撃させた試験である。画像は①から④へと時系列で示している。今回の試験では試験の失敗を除くと、一件を除いてプロジェクタイトルが貫通しており、裏面に大量のデブリクラウドが認められた。第 47 回構造強度に関する講演会で示したが非貫通の場合は衝突部を中心に表裏とも繊維の剥離が映像から観察されるもののデブリクラウドは少量である事と対照的な事象の差異が認められる。図 II- 41 にこの供試体の試験後の表面状況と貫通したアルミプロジェクタイトル受け止めるバックプレートの表面状況を示す。衝突孔よりやや広い幅の最外層が表裏ともほぼ前面にわたり剥離している状況は今までの超高速試験結果と同じである。また、バックプレートにアルミプロジェクタイトルが付着している事が認められる。貫通したプロジェクタイトルが広く散らばって溶着する場合とほぼ一点に集中する場合とがあるが、板厚当たりのエネルギーや貫通径とこの事象との間には有意な関係がある事は認められなかった。低速衝撃時の状況は通常の落錘試験で見られる損傷

形態と同様である。

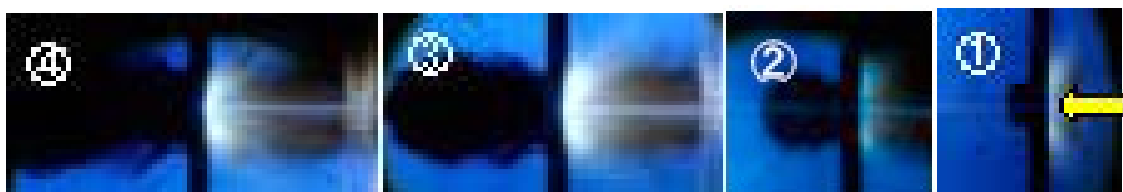


図 II- 40 超高速衝突時のカメラ映像 (T=32 Ply 、 V=4.8 km/sec 、 d=2.9 mm)

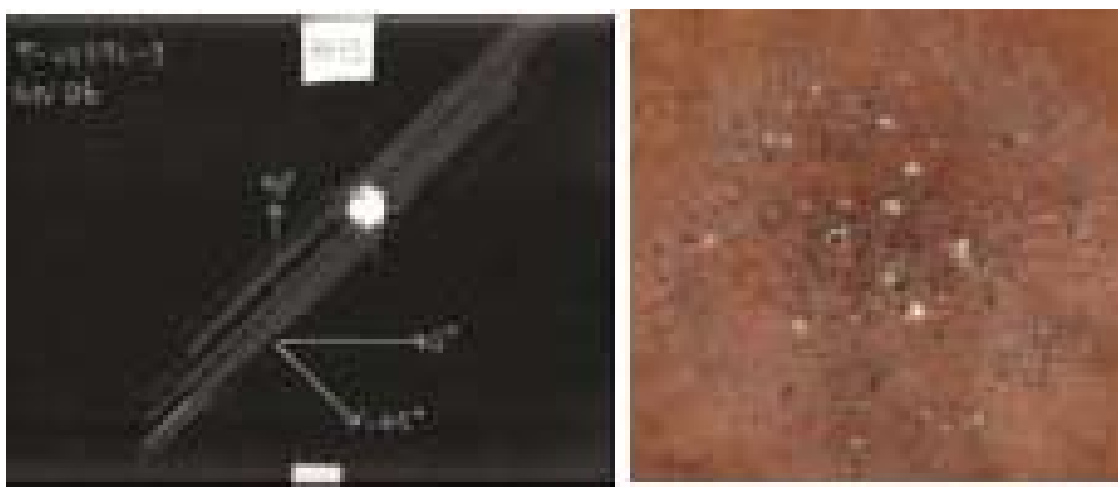
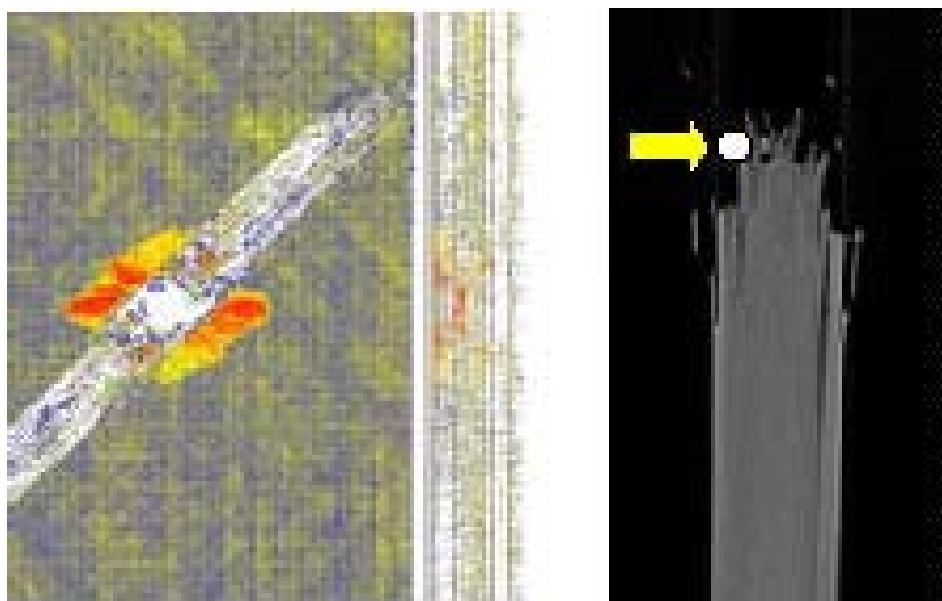


図 II- 41 超高速衝撃後の表面状態とバックプレート状況
(T=32 Ply 、 V=4.8 km/sec、 d=2.9 mm)

非破壊検査結果

図 II- 42(a)は超高速衝撃追加試験での供試体損傷の超音波画像であり、図 II- 42(b)は X 線 CT スキャンの映像である。供試体は図 II- 40 と同一の物である。超高速衝撃でプロジェクタイトルが貫通する場合は衝突面と裏面ともにほぼ同じ径の孔となるが、内部剥離は裏面側の方がやや広がる傾向にある。また両表面に近い層が剥離するが内部の層は剥離が少ないことが観察される。これに対して同じく 32 Ply で衝突エネルギーが最も小さい場合は非貫通となった。X 線 CT の結果から、プロジェクタイトルが内部に残っている事がわかる。衝突面側の内部剥離にくらべ裏面側の剥離が大きい事が特徴的である。非貫通の場合、裏面表層近くの繊維が破断され、かつ両表面近くに層間剥離が進展し近傍にも微小な剥離が確認できる。裏面ではスポール及び曲げによって生じる繊維引張破壊に続く、モード I の層間剥離と考えられる。数値シミュレーションでも同様の傾向になる結果を得ている。また貫通の場合は非貫通の場合と同じく、衝突面と裏面近傍の繊維が引張破断し引き続き剥離が進展したと考えられる。また内部層の剥離が少ない理由として、プロジェクタイトルの進行による物理的な繊維せん断が全ての層でおきるため、供試体の変形などが局所的に起

きてもモード I およびモード II の剥離をおこす変位拘束が無い事が考えられる。また、応力波による表裏の表層部近傍の層間樹脂破壊が広がっている事がシミュレーション結果からも示されている。これが表裏共に表面層に近い部分に層間剥離がおきかつその進展によるエネルギー吸収が行われるため、内部の層が剥離しないことを裏付けていると考えられる。



(a) 超音波探傷

(b) X線CTスキャン

図 II- 42 非破壊検査結果 (T=32 Ply、V=4.8 km/sec、d=2.9 mm)

損傷面積と超高速衝撃エネルギーとの関係

図 II- 43 に損傷面積と超高速衝撃エネルギーとをそれぞれ板厚で正規化し両対数で表示した結果を示す。第 47 回構造強度に関する講演会で報告したデータ数が 25 個に対し今回が 16 個の追加で総数が 41 個のデータとなり、1.6 倍のデータ母集団の増加である。この母集団からターゲットの CFRP 板が非貫通の場合と貫通の場合との各々で、対数グラフ上で直線の関係で示される累乗の回帰式が得られる。決定係数は非貫通、貫通のそれぞれで、 R^2 (非貫通) = 0.97、 R^2 (貫通) = 0.87 となり、これらの回帰曲線は十分に使える適合度があると判断できる。但し、非貫通と貫通との境界近傍ではデータのばらつきが大きく、貫通時の回帰曲線はこの領域を除いている。また、非貫通と貫通とでこの直線の傾きが異なる理由は、非貫通の場合は繊維破断、層間剥離等でプロジェクタイトルのエネルギーが全て消費されるが、貫通する場合の余剰エネルギーは、上記の他にデブリクラウドとプロジェクタイトルの残存運動エネルギーとして消費されると考えることで説明できる。以上から、内部の損傷面積と衝撃エネルギーとは一定の関係がある事がより明確になった。

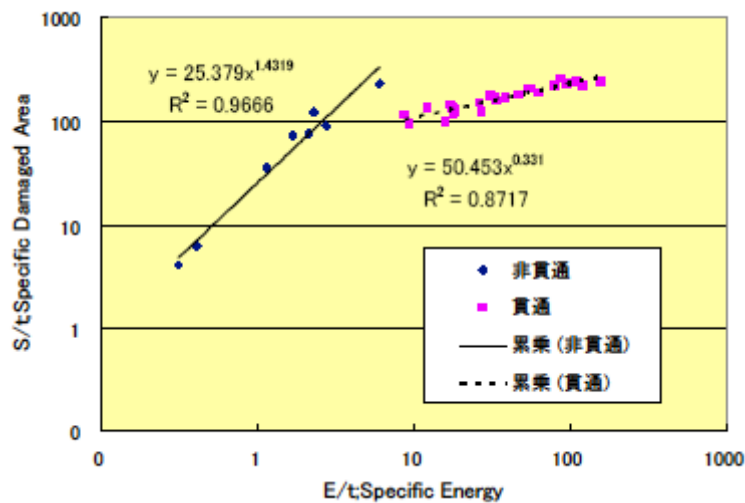


図 II- 43 正規化損傷面積と正規化超高速衝撃エネルギー

衝撃後圧縮残留強度試験

図 II- 44 に板厚で正規化した衝撃エネルギーと圧縮残留強度との関係を示す。残留強度に関しても非貫通と貫通とではそれぞれ異なる関係がある。非貫通では単位板厚あたりのエネルギーが同じであっても、残留強度は板厚によって異なっている。貫通する場合は板厚あたりのエネルギーが同じ場合、板厚に関係なく残留強度がほぼ同じ線上で示され漸減していく傾向にある。但し圧縮残留強度のバラつきはやや大きい。図 II- 44 中に同材料に落錘型衝撃試験を行った結果も示しているが、非貫通時には同じエネルギーでも低速衝撃時の残存強度の方が高い。これは超音波や X 線 CT スキャンでは発見できない、樹脂層のマイクロクラックが多数内部に存在していたためと考えられる。一方、貫通時には超高速衝撃の方が残存強度は高い結果となった。低速衝撃の貫通後強度を考える場合には、インデンタの寸法の効果を検討する必要がある。低速衝撃のインデンタ径が 16 mm に対し、今回の最大プロジェクトイル径は 2.9 mm と面積比で 30 倍となる。この差異が損傷面積へ与える影響を考慮してインデンタの面積を除いた面積で低速衝撃と超高速衝撃とのエネルギーと損傷面積との関係を求めたが、現時点でのデータではまだ両者に明確な関係を見出すには至っていない。

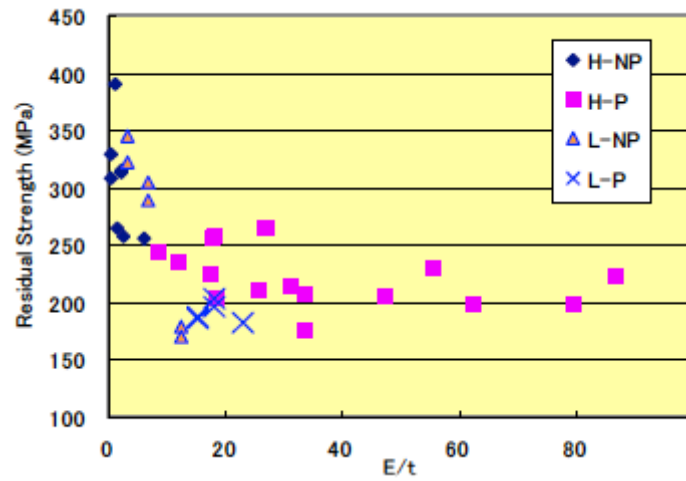


図 II- 44 圧縮残留強度と正規化衝撃エネルギー

出典

本項は以下の論文を一部簡略化したものである。

永尾 陽典, 木部 勢至朗, 原 彩水, 新井 和吉, CFRP に対するデブリ模擬超高速衝撃の損傷について、第 48 回構造強度に関する講演会, 1B03

参考文献 (II.2.3.3)

N.L.Jhonson, et. al, Artificial Space Debris 1987, Orbit Book Company

永尾・木部・醍醐 中村、第 47 回構造強度に関する講演会講演集,pp.296-298(2005)

Report on Orbital Debris, by Interagency Group for National Security Council, USA, Jan. 1989

青木・末益・石川、第 45 回構造強度に関する講演会講演集,pp.102-104(2004)

中野元博他、レーザー加速飛翔体を用いた極低温環境におけるスペースデブリ模擬衝突実験、平成 11 年度宇宙環境利用に関する地上研究公募研究成果報告書

II. 2. 4 熱制御系

宇宙機の断熱材として用いられている多層断熱フィルム (MLI: Multi-Layer Insulation) の微小粒子衝突による防護性能を試験にて評価した。本試験で用いた MLI の詳細を示す。

- (1) 積層数：12 層 (最内外層を含む)
- (2) 各層構成
 - ・ 最外層： $t = 25 \mu\text{m}$ 、片面アルミ蒸着ポリイミド
 - ・ 内層 (10 層)： $t = 6 \mu\text{m}$ 、両面アルミ蒸着ポリエステル
 - ・ 最内層： $t = 25 \mu\text{m}$ 、両面アルミ蒸着ポリイミド
 - ・ 各層間にダクロンネットを内層する (11 層)
- (3) パーポレーション：有

MLI を用いた衝突試験の結果を表 II- 12 に示す。防護対象とは、微小粒子の衝突方向に対して MLI の下層の位置に設置したサンプルである。また、 β (ベータ) クロス内層とは、MLI の防護性を強化することを目的として β クロスを MLI に内層することを指しており、数字はその枚数を意味する。 β クロスの厚さは 0.2 mm である。各衝突試験のサンプルの設置図を図 II- 45 に示す。ハーネスには $100 \text{ V} / 3 \text{ A}$ の電源を印加した

表 II- 12 MLI への衝突試験結果

No.	防護対象	β クロス内層	電源仕様	プロジェタイル	サイズ (mm)	速度 (km/s)	放電時間 (msec)	結果
1	アルミスキンハニカム基板	0	NA	Glass	0.1~0.15	3.93	NA	MLI貫通せず
2	アルミスキンハニカム基板	0	NA	Glass	0.25~0.3	3.93	NA	サブストレート表皮貫通
3	アルミスキンハニカム基板	2	NA	Glass	0.25~0.3	3.93	NA	サブストレート表皮貫通せず
4	ハーネス束	3	100V/3A	SUS	0.5	3.71	持続放電	ハーネスの短絡故障
5	ハーネス束	3	100V/3A	SUS	0.3	3.44	0	ハーネス芯線露出

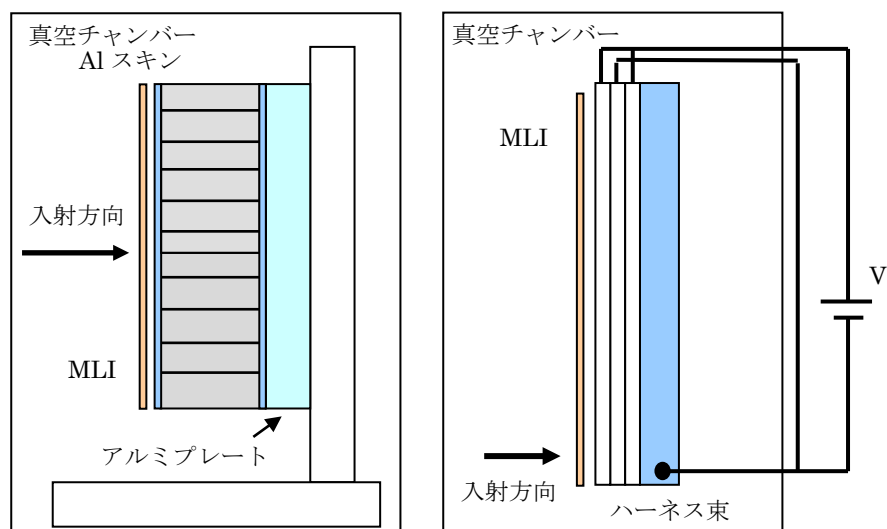
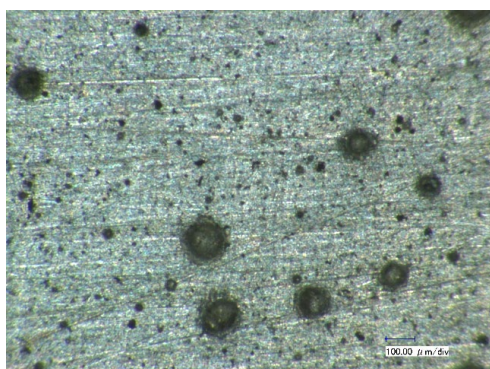


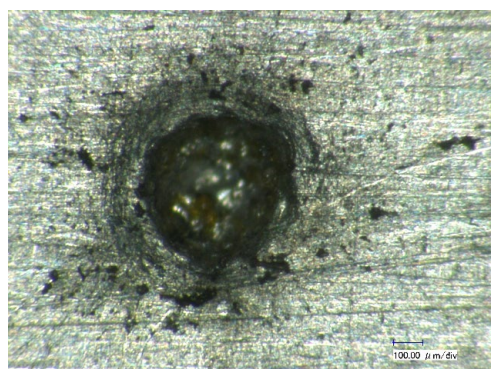
図 II- 45 MLI 衝突試験のサンプル設置図

(左：アルミスキンハニカムサブストレート、右：ハーネス束)

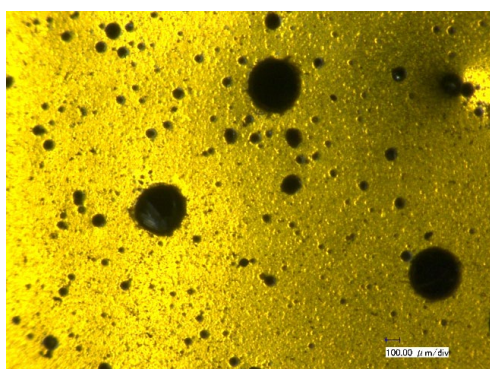
まず、アルミスキンハニカムコアを防護対象とした MLI の衝突試験後サンプルを図 II- 46 に示す。上下図で光学顕微鏡の倍率が等しい。MLI によって下部の衝突痕が小さくなっているのが分かる。従って、同条件の微小粒子衝突であれば MLI である程度の損傷を防ぐことは可能である。また MLI に対する衝突試験に関して、層数を増やすことによってより防護効果は増すと報告されている[1]。



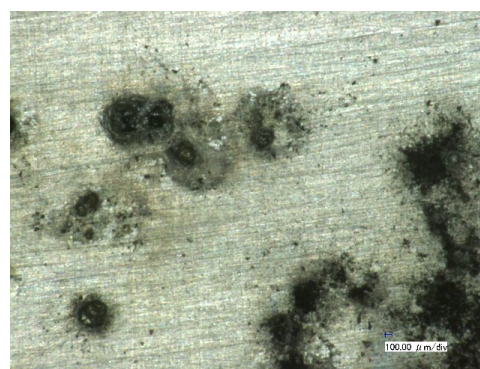
(a) アルミスキン表面



(b) アルミスキン表面 (拡大)



(c) MLI 表面



(d) アルミスキン表面 (拡大)

図 II- 46 MLI 背後にアルミスキンサブストレートを設置した試験で生じた衝突痕 (試験 No. 2)

次に、MLI にベータクロスを内層した場合の防護効果を評価する試験を行った。防護対象はアルミスキンハニカムコアサブストレートとハーネス束である。ベータクロスは、MLI の最外層と第 1 内層の間と、第 10 内層と最内層の間に挿入した。ハーネス束を対象とした試験における、サンプルの衝突チャンバー設置図を図 II- 47 に示す。試験 No. 2 と No. 3 の結果を比較し、ベータクロスの実装によって防護性能が増加することが確認できた。ただしハーネス束を対象とした試験では、ハーネス単体にて持続放電が確認されている条件 (試験 No. 5) において放電は発生しなかったが、芯線が露出する損傷を受けた (図 II- 48)。従

って、この条件では放電が発生する可能性が高いと考えられる。

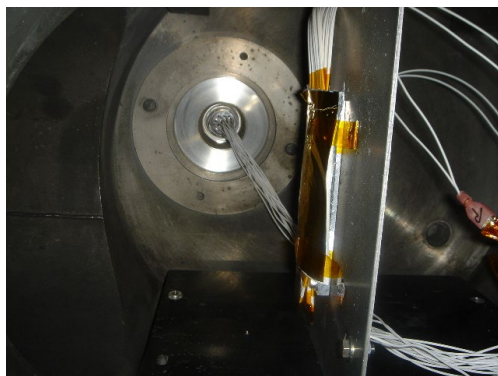


図 II-47 MLI 背後にハーネスを設置したサンプルのチャンバー設置図

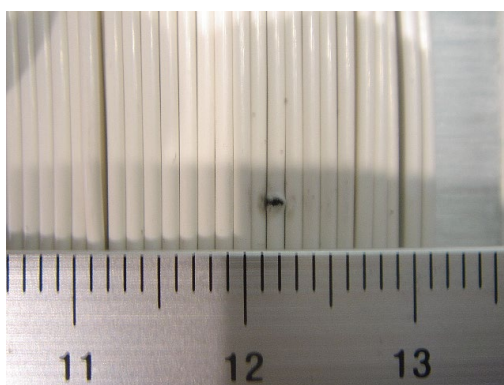


図 II-48 衝突試験後のハーネス外観 (試験 No. 3)

以上より、直径 0.1 mm 程度の微小粒子に対する MLI の防護性能が確認できた。しかし、ハーネスなどに影響を及ぼす微小粒子に対しては、防護性能はあまり期待できないことが明らかとなった。

参考文献

- [1] 北澤幸人、上松和夫、吉田博夫：MLI への微小デブリ衝突試験、第 38 回宇宙科学技術連合講演会、1994 年

II.2.5 防護系

II.2.5.1 アルミ板

デブリ防護手段としてアルミプレートを用いることの有効性を評価する試験を実施した。純アルミのプレートをハーネス束に近接するように衝突前面に固定し、プロジェクタイトルを衝突させた。サンプルのチャンバー設置時の写真を図 II- 49 に示す。

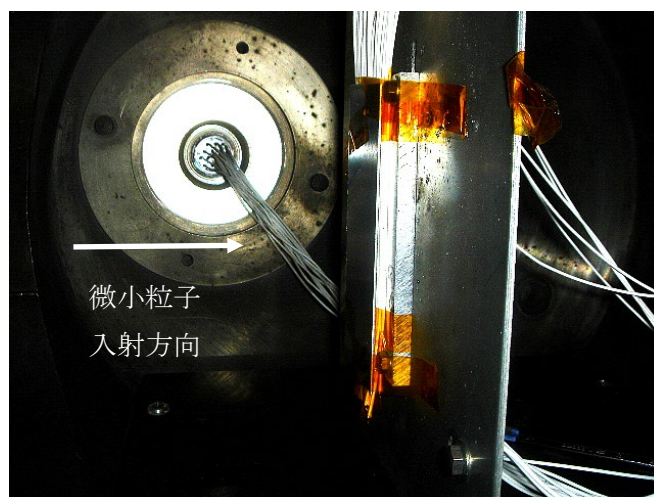


図 II- 49 アルミシールドを設置したハーネス束のチャンバー設置図

試験結果を表 II- 13 に示す。1 mm 厚のアルミシールドを設置した試験結果を図 II- 50 に示す。ハーネス単体に衝突試験を実施した時に放電が発生した条件（試験 No. 3, No. 4）において、プロジェクタイトルはシールドを貫通してしまいハーネスの芯線が露出した。芯線が露出すると放電が起こる可能性があるので、シールドの効果はほとんどないと言える。同じ衝突条件でアルミシールドの厚さを 1.5 mm にした結果を図 II- 51 に示す。プロジェクタイトルはシールドを貫通しなかったため、シールド設置の有効性が確認された。

表 II- 13 アルミプレートによる防護性能評価試験結果

No.	シールド厚さ (mm)	電源仕様	プロジェクタイトル	サイズ (mm)	速度 (km/s)	放電時間 (msec)	評価結果
1	1	110V/2A	Glass	0.1	3.55	0	シールド貫通せず
2	1	110V/2A	Glass	0.2	3.4	0	シールド貫通せず
3	1	100V/3A	SUS	0.3	3.7	2	芯線露出
4	1	100V/3A	SUS	0.5	4.17	0.005	芯線露出
5	1.5	100V/3A	SUS	0.5	3.93	0	シールド貫通せず

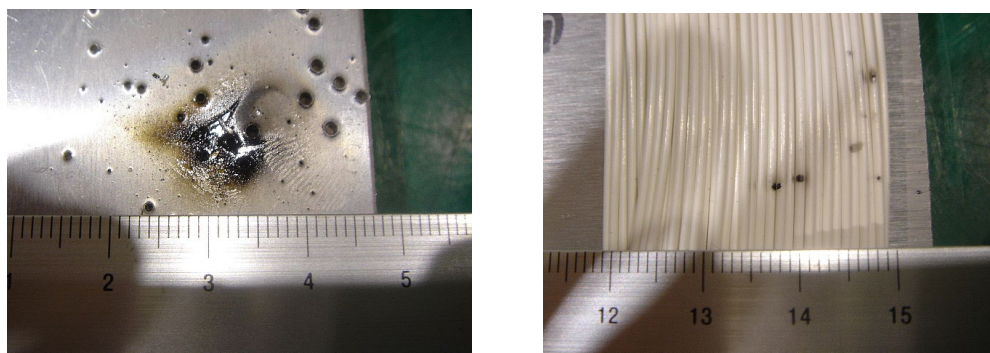


図 II- 50 $t = 1.0 \text{ mm}$ のアルミシールド防護性能試験
(試験 No. 3、左：アルミシールド表面、右：ハーネス表面)

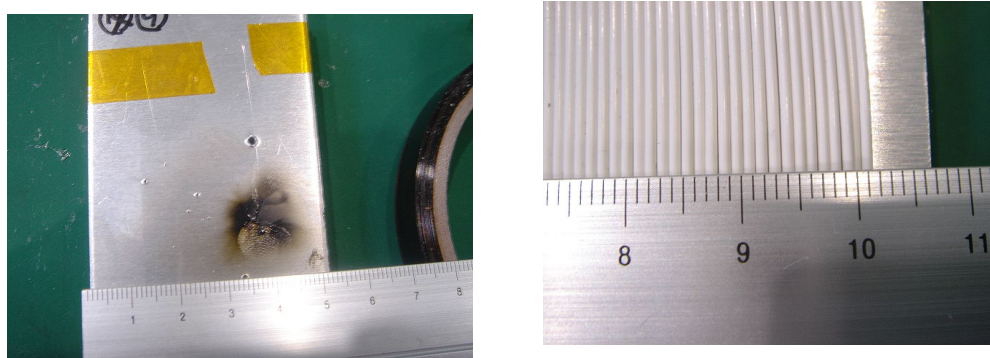


図 II- 51 $t = 1.5 \text{ mm}$ のアルミシールド防護性能試験
(試験 No. 5、左：アルミシールド表面、右：ハーネス表面)

以上より、防護の対象がハーネス束に限定されるが 1.5 mm 厚のアルミプレートであれば微小粒子の衝突による影響を大きく低減可能であることが確認された。

II.2.5.2 高強度繊維織布

付録 III に Kevlar 織布の数値解析結果が掲載されている。

供試体：試験した高強度繊維

以下の高強度繊維から織布を製作し、そのデブリ防御性能を調べた。

- ・ アラミド繊維 (Kevlar®, 東レ・デュポン社)
- ・ PTFE コーティングされたガラス繊維 (Beta®, Saint-Gobain 社)
- ・ セラミック繊維 (Nextel®, 住友スリーエム社)
- ・ PBO 繊維 (Zylon®, 東洋紡社)

試験した繊維の種類を表 II- 14 に示す。それぞれ、カタログに掲載されている物性値をまとめた。Beta は物性値が公表されていないため、参考値としてガラス繊維 (E-glass) の値を示している。強度と弾性率との関係を図 II- 52 に示す。Kevlar と Nextel は、標準タイプの繊維 (K29, Nextel 312) と高弾性率タイプの繊維 (K49, Nextel 440) を比較した。

表 II- 14 試験した高強度繊維

製品名		引張強度 (MPa)	引張弾性率 (GPa)	密度 (g/cm ³)	破断伸び (%)	分解温度 (°C)
Kevlar®	K29	2,920	70.5	1.44	3.6	538
	K49	3,000	112.4	1.45	2.4	538
Beta®	(E-glass)	(3,200)	(78)	(2.6)	(4.8)	(844)
Nextel®	Nextel 312	1,700	150	2.7	1.2	1800
	Nextel 440	2,000	190	3.05	1.1	1800
Zylon®	Zylon AS	5,800	180	1.54	3.5	650

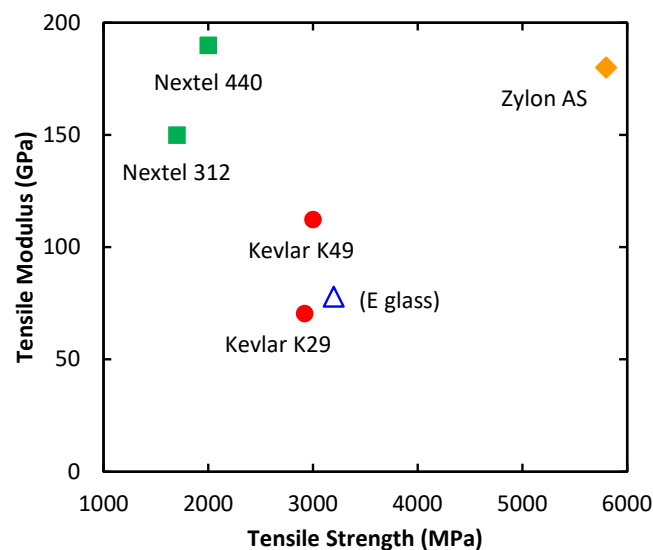


図 II- 52 繊維単体の引張強度と弾性率

Kevlar は高強度繊維として広く一般的に使用されている材料であり、耐衝撃性の強さも良く知られている。ISS に搭載されている Stuffing Whipple Bumper の、内層の一部としても用いられている。分解温度は 530℃であるが、高温下では図 II- 53 に示すように強度が低下する。一方で、-196℃の液体窒素温度では脆化も劣化もほとんど起きない。メーカーでは、推奨連続使用温度を 150℃以下としている。また、酸素が存在する環境では紫外線で劣化するため、取り扱いに注意が必要である。図 II- 54 に、Kevlar の吸収スペクトルを示す。

図 2.7 に Kevlar®29 の高温における引張強度の経時変化を示す。(長さ 10 インチ、乾燥燃り糸、引張速度 10%/分)
 図 2.8 に雰囲気温度における各種の Kevlar®繊維の引張弾性率を示す。

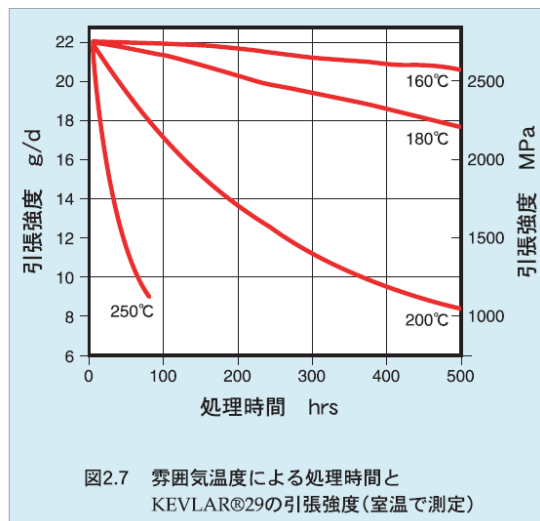


図2.7 雰囲気温度による処理時間と KEVLAR®29の引張強度(室温で測定)

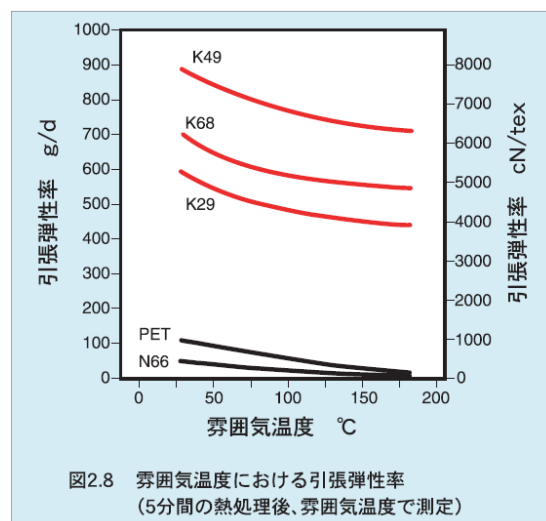


図2.8 雰囲気温度における引張弾性率 (5分間の熱処理後、雰囲気温度で測定)

図 II- 53 Kevlar の熱環境下における強度低下 (Ref. 東レ・デュポン社)

図 2.11 は Kevlar®ポリマーの吸収スペクトルと太陽光スペクトルを示すが、オーバーラップ部分 (300~450nm) の近紫外線域及び可視光域を排除することが、Kevlar®繊維に対する影響を少なくするのに有効である。

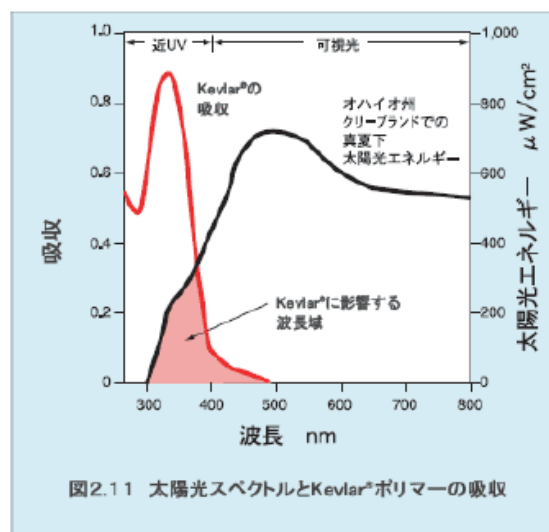


図2.11 太陽光スペクトルとKevlar®ポリマーの吸収

図 II- 54 Kevlar の吸収スペクトル (Ref. 東レ・デュポン社)

Beta Cloth は Saint-Gobain 社が NASA と共同で ISS・スペースシャトルに使用するために開発した繊維織布であり、原子状酸素に対する耐性が高いことが大きな特徴である。織布に成形後、片面をアルミ蒸着したものはデルタロケットの一部としても用いられている。繊維単体の物性値や特性は公表されていないが、耐放射線特性と耐原子状酸素特性は参考文献（Kamenetzy, et al., 1999, Koontz, et al., 1993, Linton, et al., 1993）等を参照されたい。

Nextel は耐熱温度が非常に高いことが特徴で、スペースシャトルに使用されている材料である。図 II- 55 に、Nextel の断熱特性を示す。Nextel は日米の輸出規制の適用を受ける材料であるため、購入に数か月の時間がかかることがあるため、注意が必要である。輸出にあたっては申請が必要になる場合がある。

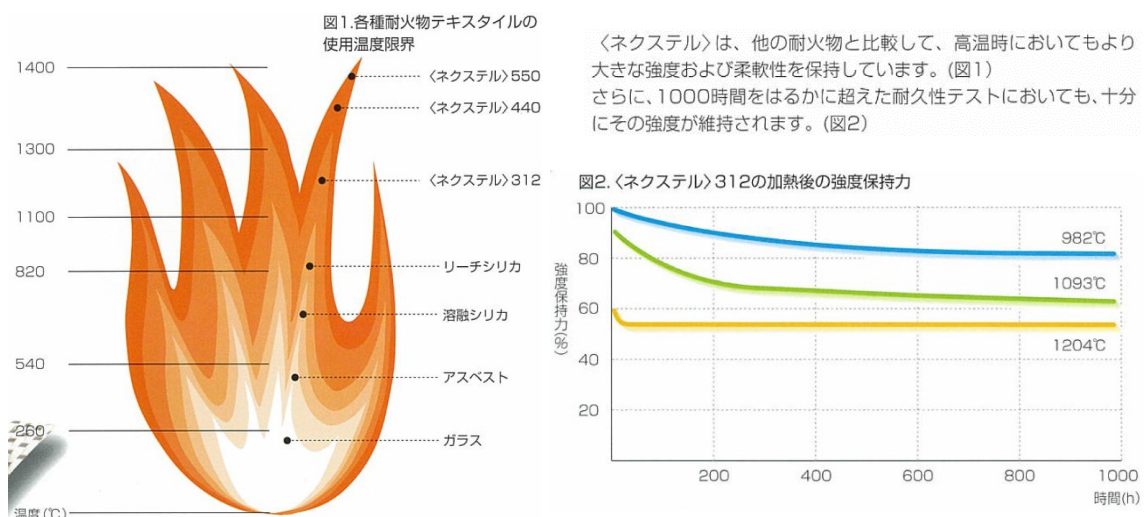


図 II- 55 Nextel の熱特性 (Ref. 住友スリーエム社)

Zylon は耐衝撃性の強い材料として知られており、防弾ベスト等にも利用されている。しかしながら、高湿度の環境では、図 II- 56 に示すように強度低下を引き起こす。また、図 II- 57 に耐光性について示す。酸素が存在する環境では、可視光と紫外線による劣化が起こる。米国で Zylon を使用した防弾ベストの強度劣化が発覚し、2014 年現在も一部は解決していない（東洋紡社，2014）。このことから、米国の公的研究機関等では Zylon は調達できないという情報があるため、注意が必要である。

高湿度雰囲気下では、100°C以下の温度でも強度低下が起こります。高温多湿の場所は避けて保管して下さい。

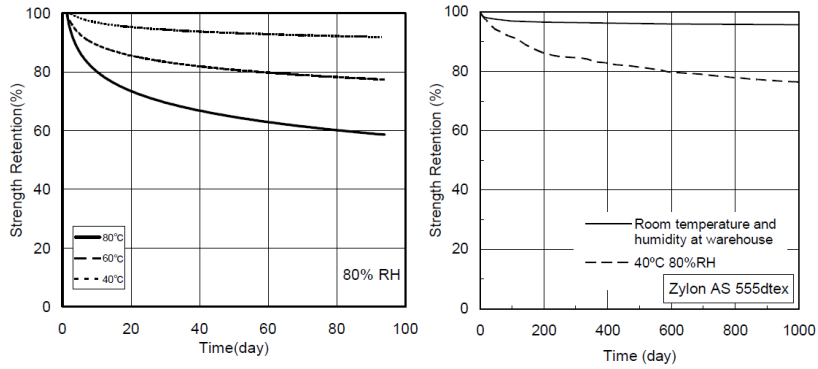
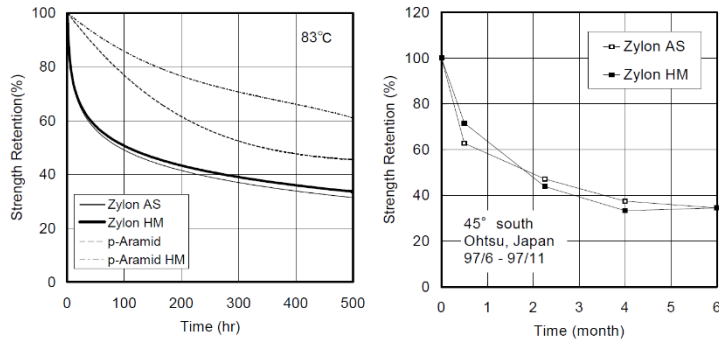


図 II- 56 Zylon の高湿度環境下における強度低下 (Ref. 東洋紡社)

ザイロン®は光に曝されると強度が低下します。キセノン耐候試験機での評価(左下図)では、ザイロン®は初期の強度低下が非常に大きく、屋外使用では遮光が必要です。右下図に示すように、屋外暴露試験では、6ヶ月後の強度保持率は約35%です。



ザイロン®は、紫外線のみならず可視光線に対する保護も必要です。下図は蛍光灯下での強度低下を示しています。

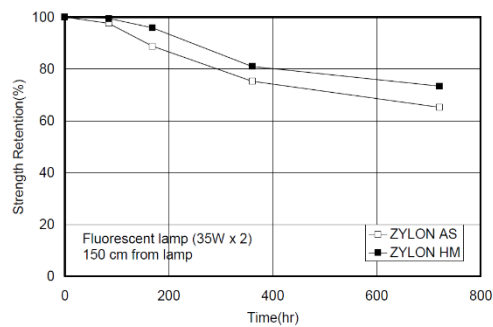


図 II- 57 Zylon の耐光性 (Ref. 東洋紡社)

供試体：試験した高強度繊維織布

前述の高強度繊維を織布に成形した。試験した織布を表 II- 14 に示す。使用繊維を数千本撚って縦糸と横糸を構成している。織布はほとんどが図 II- 58 左に示す平織だが、縹子織も試験した。縹子織とは縦糸と横糸が交差する点が連続しないようにする折り方で、本研究では図 II- 58 右に示す、5 本毎に同じパターンを繰り返す 5 枚縹子を使用した。繊維密度は 1 inch あたりの縦糸と横糸の本数を表す。織物密度の数字が大きいほど、目の細かい織布であることを示している。

Beta cloth は、片面をアルミ蒸着したもの（アルミ有）としていないもの（アルミ無）の 2 種類を試験した。Beta cloth の外観を図 II- 59 に示す。アルミ蒸着された Beta Cloth はアルミが織布に密着していない部分も多く、取扱中に粉末状のアルミが飛散した。また、Nextel は切断時にセラミックと思われる粉末が生成された。織布切断の際は、Beta cloth は事務用ハサミで、Kevlar と Nextel は高強度繊維用ハサミで切断可能であったが、Zylon は手作業での切断が非常に困難であった。本試験では、カッターの刃を繊維に垂直にあてることで切断できた。

表 II- 15 試験した高強度繊維織布

ID	使用繊維	織り方	繊維密度 (yarns/inch)	面密度 σ (kg/m ²)	厚さ t (mm)
Kevlar・通常	K29	平織	24 × 24	0.319	0.43
Kevlar・高弾性・薄	K49	平織	34 × 34	0.058	0.08
Kevlar・高弾性・厚	K49	平織	17 × 17	0.217	0.33
Beta cloth・アルミ有	Beta	平織	非公開	0.274	0.203
Beta cloth・アルミ無	Beta	平織	非公開	0.274	0.177
Nextel・通常	Nextel 312	平織	30 × 25	0.305	0.406
Nextel・通常・縹子	Nextel 312	縹子織	20 × 17	0.447	0.533
Nextel・高弾性・縹子	Nextel 440	縹子織	30 × 26	0.500	0.508
Zylon・厚	Zylon AS	平織	24 × 24	0.314	0.42
Zylon・薄	Zylon AS	平織	20 × 20	0.171	0.26

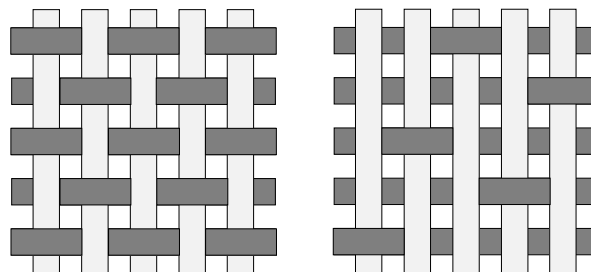


図 II- 58 織り方（左：平織、右：5 枚縹子織）



図 II- 59 使用した Beta cloth (左：アルミ蒸着あり、右：アルミ蒸着なし)

試験：防護性能評価手順

織布の防御性能評価を、以下の手順で実施した。

- 1) 織布を 1 cm 程度積層し、模擬デブリを 6 km/s で衝突させる
- 2) 模擬デブリが織布を貫通した枚数 N を調べる
- 3) 織布 1 層当たりの面密度 σ を用いて、貫通枚数をバンパ重さに換算する

$$\sigma \times N = \text{貫通限界重さ}$$

- 4) 織布 1 層当たりの厚み t を用いて、貫通枚数をバンパ厚さに換算する

$$t \times N = \text{貫通限界厚さ}$$

模擬デブリが貫入すると、織布は衝突軸方向に変形する。本研究では変形量は無視し、貫通した層+1層を N と定義した。図 II- 60 の場合は $N=9$ となる。

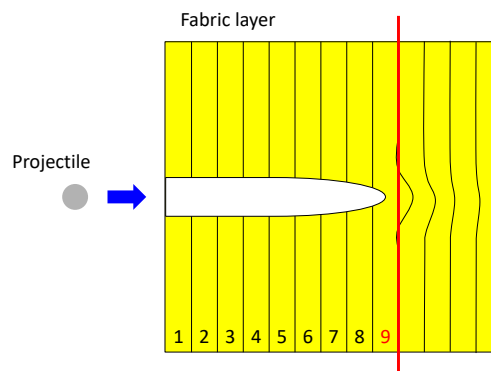


図 II- 60 貫通した枚数 N の定義

試験：衝突試験装置・射出条件

積層した織布は、図 II- 61 に示すように、アルミ合金板に密着させた状態で上下を固定した。アルミ蒸着ありの Beta cloth は、1 層目をアルミ蒸着面にし、2 層目以降は裏表を交互に積層した。模擬デブリには、II.2.3.2 と同様の理由で SUS304 球を使用した。直径を 0.1, 0.3, 0.5 mm の 3 種類変化させて試験した。模擬デブリの加速には、ISAS/JAXA の所有する二段式軽ガス銃（新型）を用いた。II.2.3.2 と同様に、散弾方式を用いて数十個同時に射出した。

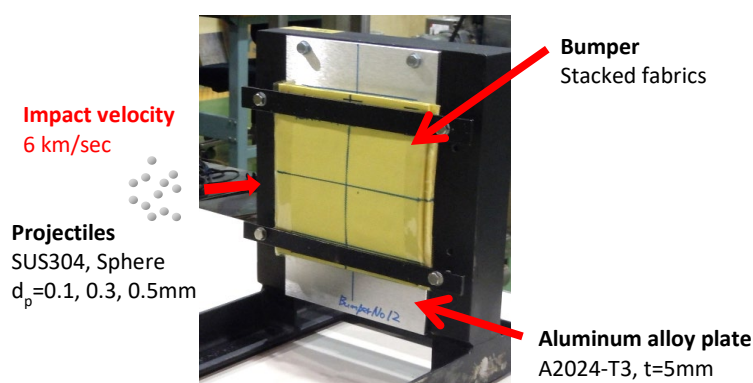
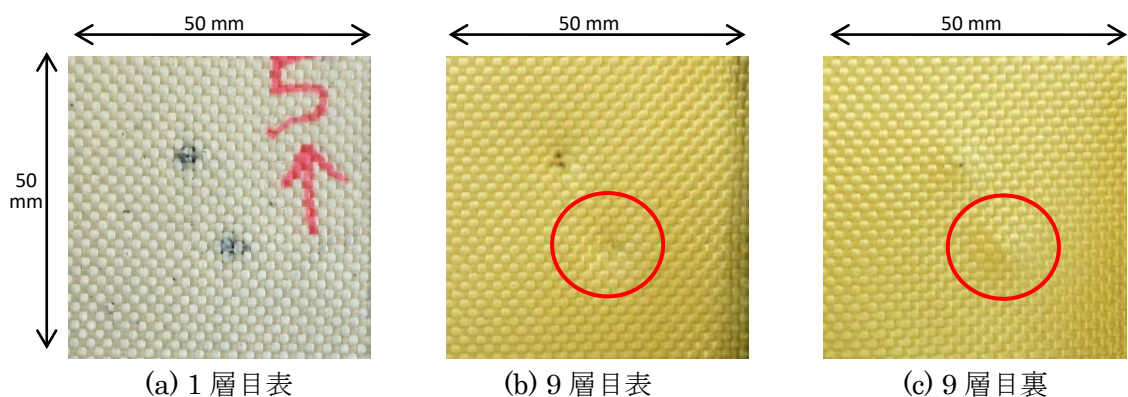


図 II- 61 試験片設置方法

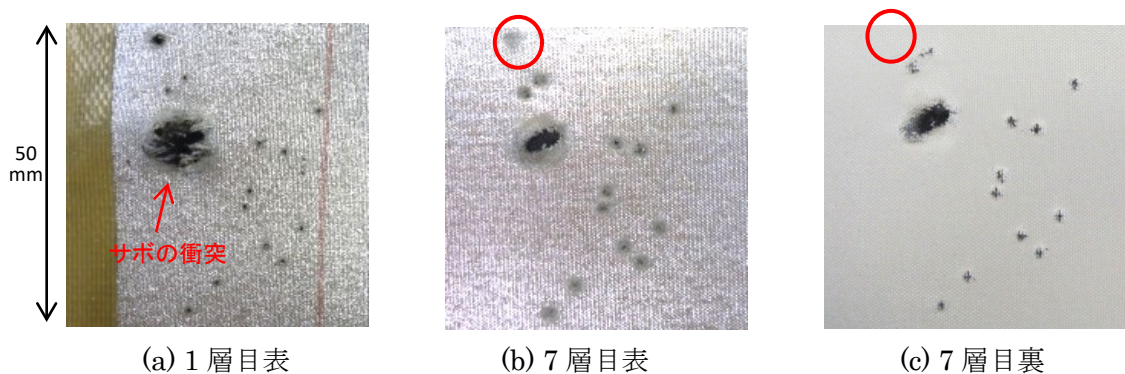
結果：衝突試験後の織布

直径 0.3 mm の模擬デブリ衝突例を図 II- 62～図 II- 65 に示す。左図は飛翔体衝突面を示し、中央図は、赤丸で囲んだ衝突点が N 層目と判定されている層の表面、右図はその裏面を示す。裏面の画像は、表面との対応を見やすくするため左右反転させてある。衝突点によって貫通する枚数にバラツキが見られた。1 層目が全体的に変色しているのは、二段式軽ガス銃から発生するガンデブリが付着しているためである。

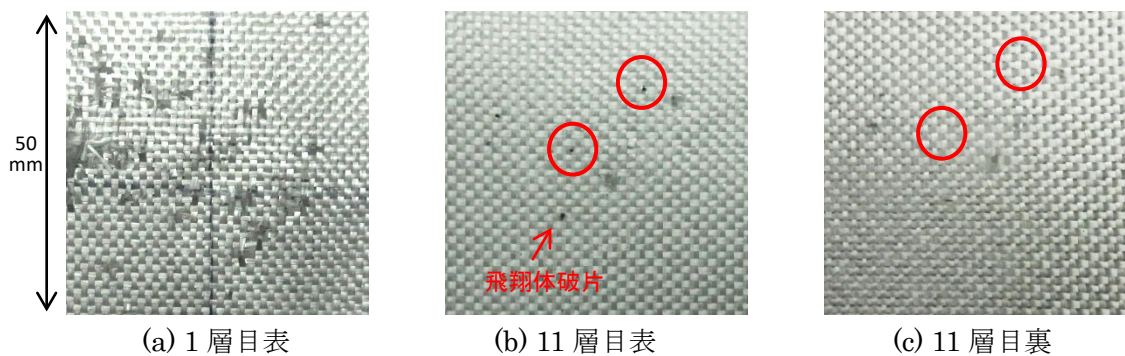
Kevlar と Zylon には衝突点近傍で布が凹んだように変形する様子が観察されたが、Beta cloth と Nextel はあまり変形しないという特徴があった。Beta cloth と Nextel は繊維自体の密度が高いので、1 層目に衝突した際に模擬デブリが微細化され、中間層に変形を起こすような比較的大きな破片が生じなかったことが原因と考えられる。図 II- 63 に示す Beta cloth の実験では、加速容器として使用するサボの破片が衝突しているが、その他の損傷は模擬デブリによるものである。図 II- 64 に示す Nextel の実験では模擬デブリらしき破片が発見されたが、織布の間から破片が回収されることはほとんどなかった。模擬デブリは衝突時の衝撃圧で細かい破片に砕かれてしまい、ガンデブリと判別がつかなくなっていると考えられる。



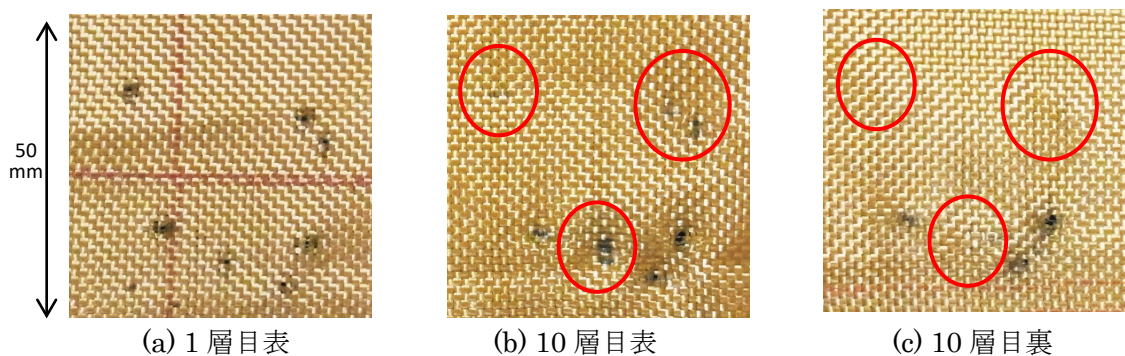
(a) 1層目表 (b) 9層目表 (c) 9層目裏
 図 II- 62 試験後の Kevlar・通常 (模擬デブリ直径 0.3 mm、衝突速度 5.90 km/s)



(a) 1層目表 (b) 7層目表 (c) 7層目裏
 図 II- 63 試験後の Beta cloth・アルミ有 (模擬デブリ直径 0.3 mm、衝突速度 6.13 km/s)



(a) 1層目表 (b) 11層目表 (c) 11層目裏
 図 II- 64 試験後の Nextel・通常 (模擬デブリ直径 0.3 mm、衝突速度 6.08 km/s)



(a) 1層目表 (b) 10層目表 (c) 10層目裏
 図 II- 65 試験後の Zylon・薄 (模擬デブリ直径 0.3 mm、衝突速度 6.08 km/s)

結果：織布バンパの貫通限界重さと厚さ

貫通限界重さと貫通限界厚さを算出した結果を図 II- 66 と図 II- 67 に示す。誤算範囲は $+3\sigma$ の値を示している。標準偏差 σ は、50~200 点の実験データから算出された。今回実験した織布では、高弾性の Kevlar 織布と Zylon 織布が軽いバンパ材で、Beta cloth が薄いバンパ材であった。同繊維で織布の薄さが異なる Kevlar・高弾性と Zylon を比較してみると、厚い織布の方がわずかながら防御性能が高いように見える。本実験のセッティングでは層間に空間があまりないため、薄布を多層に積層しても防御効果は向上しなかった。模擬デブリが織布によって減速され貫通限界付近まで貫入した時、薄い織布は 1 層あたりの強度が低く切断されやすいため、防御性能がわずかに低下してしまったと考えられる。また、Beta cloth のアルミ蒸着の有無の違いによって、防御効果に変化はなかった。これは、両者の 1 層あたりの面密度が等しいためと考えられる。繊維の弾性率の違い（Kevlar・通常と Kevlar・高弾性・厚、Nextel・通常・縹子と Nextel・高弾性・縹子）に注目すると、高弾性の繊維を用いた方が防御効果は向上する傾向が見られた。特に、Kevlar では顕著に違いが表れている。同繊維であれば高弾性タイプを選定した方がバンパを軽量化・薄型化できることがわかった。

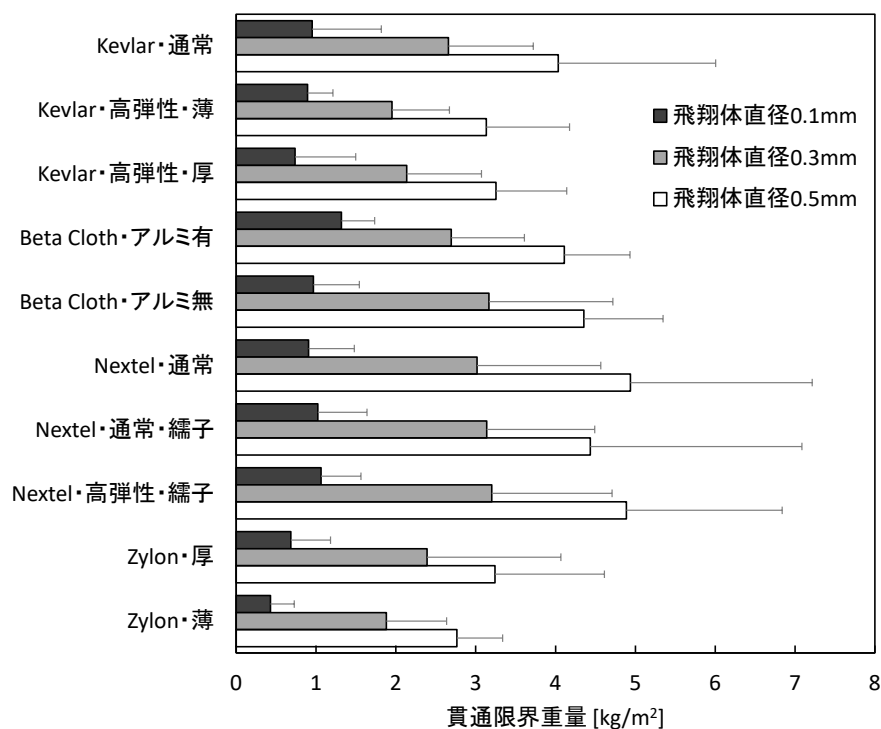


図 II- 66 織布バンパの貫通限界重さ

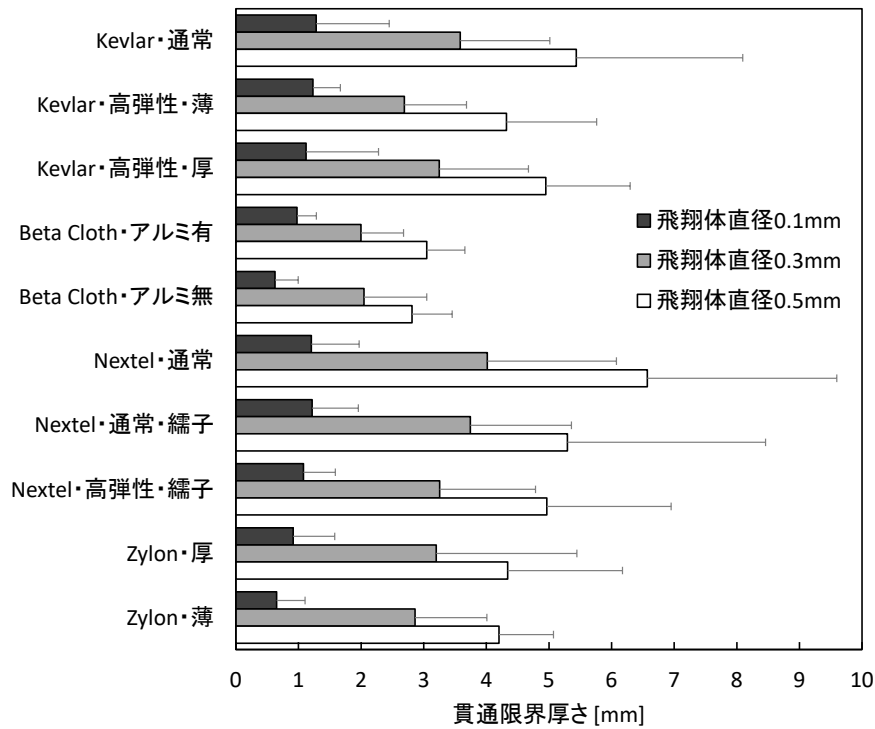


図 II- 67 織物バンパの貫通限界厚さ

結果：織物バンパとアルミバンパの性能比較

本試験で使用した模擬デブリを 1 枚のアルミ合金バンパで防御する場合、必要になる重さと厚さを計算し、織物バンパとの性能比較を行った。アルミ合金バンパの性能は、以下の Christiansen による 1 枚板の貫通限界式 (Christiansen, 2003) を用いて算出した。

$$\text{when } \frac{\rho_p}{\rho_t} < 1.5$$

$$t_w = 1.8 \times 5.24 d_p^{19/18} H^{-0.25} \left(\frac{\rho_p}{\rho_t} \right)^{1/2} \left(\frac{V_n}{C} \right)^{2/3} \quad (1)$$

$$\text{when } \frac{\rho_p}{\rho_t} \geq 1.5$$

$$t_w = 1.8 \times 5.24 d_p^{19/18} H^{-0.25} \left(\frac{\rho_p}{\rho_t} \right)^{2/3} \left(\frac{V_n}{C} \right)^{2/3} \quad (2)$$

ここで ρ_p は飛翔体密度 (g/cm^3)、 ρ_t はターゲット密度 (g/cm^3)、 t_w は貫通限界厚さ (cm)、 d_p は飛翔体直径 (cm)、 H はターゲットのブリネル硬さ、 V_n は衝突速度のターゲット法線方向成分 (km/s)、 C はターゲットの音速 (km/s) である。式(1)と式(2)は、飛翔体とターゲットの密度比の累乗値が異なっている。

上述の式から求めたアルミ合金板の貫通限界と本研究で得られた織物の貫通限界との比

較を図 II- 68 に示す。縦軸は、織布の貫通限界をアルミ合金板の貫通限界で除した値で、左図はアルミ板の何倍の重さが必要になるか、右図はアルミ板の何倍の厚さが必要になるかを表している。全体として、織布バンパはアルミバンパよりも軽量化できるが、厚みが増してしまう傾向が見られた。高強度タイプの Kevlar や Zylon を使用すれば、アルミバンパの半分程度の重量増加で、0.3 mm のデブリを防御できる。Beta Cloth や Nextel バンパも、アルミバンパの 7 割程度の重さである。しかしながら、通常タイプの Kevlar や Nextel バンパは、アルミバンパの 2 倍以上の厚みが必要になってしまう。Beta cloth を使えばアルミバンパとほぼ同等の厚みで防御バンパを軽量化できることがわかった。

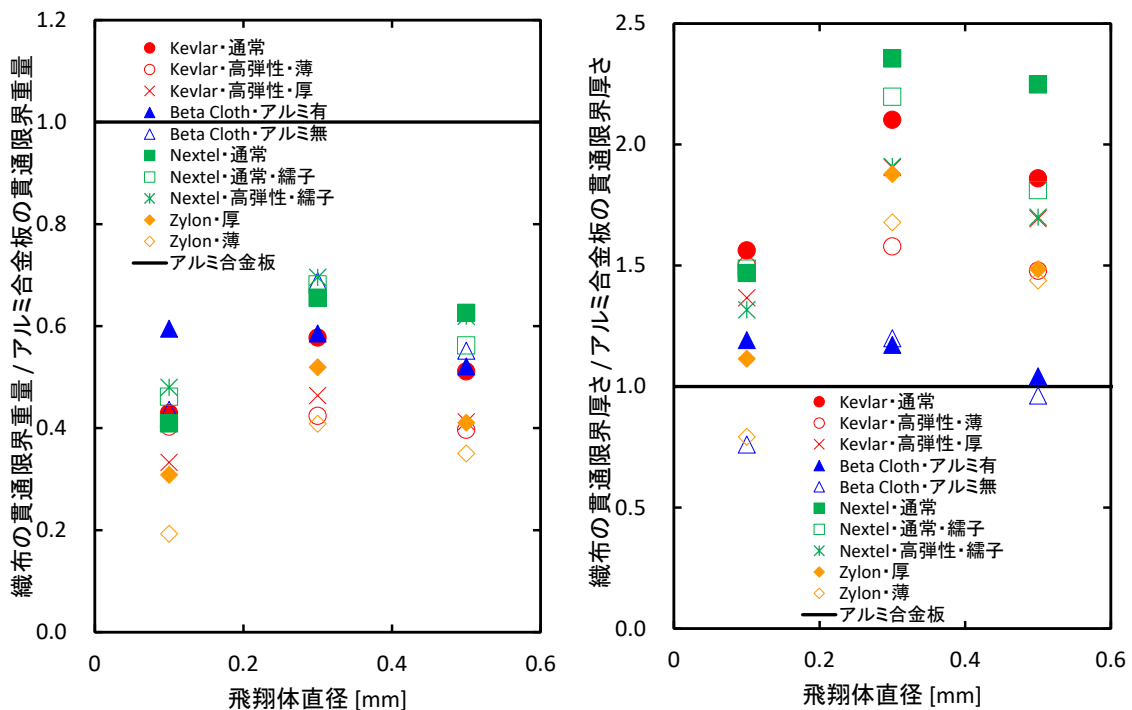


図 II- 68 織布バンパとアルミバンパの性能比較 (左：バンパ重さ、右：バンパ厚さ)

まとめ：織布バンパの貫通限界積層数

デブリ直径 d_p と本試験で使用した織布バンパの必要積層枚数 N との関係を表 II- 16～

表 II- 19 に示す。実験結果の平均値から算出した式と、 $+3\sigma$ の値から算出した式の両方を示した。これによって防御したいデブリの大きさから必要枚数の目安となる織布バンパの積層数を求めることができる。標準偏差 σ は、50～200 点の実験データから算出された。

また、織布の調達先と納期についても参考までに示した。Kevlar と Beta cloth は在庫があったので数日で納品された。Kevlar はサカイ産業で原糸から織っているため在庫がある場合が多く、端材の少量購入が可能であった。Nextel は国内に在庫がなく、手配に時間が

かかった。また、少量での購入も難しかった。Zylon は JAXA 内の別の研究で使用された端材を提供いただいて試験したため納期が不明だが、繊維から織る場合は数か月以上かかる。

表 II-16 Kevlar 織布の貫通限界積層数

織布 ID	Kevlar・通常	Kevlar・高弾性・薄	Kevlar・高弾性・厚
必要積層枚数* (平均)	$N = [24d_p + 0.7]$	$N = [97d_p + 5.4]$	$N = [29d_p + 0.7]$
必要積層枚数* (+3σ)	$N = [32d_p + 2.2]$	$N = [127d_p + 8.0]$	$N = [30d_p + 4.2]$
繊維の種類	東レ・デュポン社 / Kevlar® (アラミド繊維)		
原糸	K29 (通常タイプ)	K49 (高弾性タイプ)	K49 (高弾性タイプ)
織布の製品名	T710	T120	T328
織り方	平織		
繊維密度	24 × 24 本/inch	34 × 34 本/inch	17 × 17 本/inch
1 層の厚さ	0.43 mm	0.08 mm	0.33 mm
1 層の重さ	0.319 kg/m ²	0.058 kg/m ²	0.217 kg/m ²
調達先	サカイ産業 (株)		
納期	数日	数日	数日
作業性	・ 切断面から繊維がほつれる	・ 切断面から繊維がほつれる ・ 高い張力がかかると織目が崩れる	・ 切断面から繊維がほつれる
その他	・ 高温下で劣化 ・ 酸素の存在する環境では紫外線で劣化		
<p>* $[X]$ は、X を整数に切り上げることを表す。</p> <p>* 模擬デブリ直径 d_p を 0.1, 0.3, 0.5 mm の 3 種類変化させた実験結果から算出した。模擬デブリには鋼球を使用し、衝突速度は 6 km/s 一定で試験を実施した。</p>			

表 II- 17 Beta cloth の貫通限界積層数

織布 ID	Beta cloth ・アルミ有	Beta cloth ・アルミ無
必要積層枚数* (平均)	$N = [25d_p + 2.2]$	$N = [31d_p + 1.0]$
必要積層枚数* (+3σ)	$N = [29d_p + 3.7]$	$N = [35d_p + 3.7]$
繊維の種類	Saint-Gobain 社 / Beta®の織布を Sheldahl 社で片面をアルミ蒸着	Saint-Gobain 社 / Beta® (PTFE コーティングされたガラス織 維)
原糸	Beta	
織布の製品名	G423800	CF-500F BT
織り方	平織	
繊維密度	非公開	非公開
1 層の厚さ	0.203 mm	0.177 mm
1 層の重さ	0.274 kg/m ²	0.274 kg/m ²
調達先	(株) カネカ	
納期	1 週間	1 週間
作業性	<ul style="list-style-type: none"> ・ 事務用ハサミで切断可能 ・ アルミ蒸着面から、粉末状のアルミが飛散する 	<ul style="list-style-type: none"> ・ 事務用ハサミで切断可能
その他	<ul style="list-style-type: none"> ・ 材料の詳細が不明 	
<p>* $[X]$は、Xを整数に切り上げることを表す。</p> <p>* 模擬デブリ直径 d_p を 0.1, 0.3, 0.5 mm の 3 種類変化させた実験結果から算出した。模擬デブリには鋼球を使用し、衝突速度は 6 km/s 一定で試験を実施した。</p>		

表 II- 18 Nextel 織布の貫通限界積層数

織布 ID	Nextel・通常	Nextel・通常・縞子	Nextel・高弾性・縞子
必要積層枚数* (平均)	$N = [33d_p - 0.2]$	$N = [19d_p + 0.7]$	$N = [19d_p + 0.4]$
必要積層枚数* (+3σ)	$N = [47d_p + 0.4]$	$N = [30d_p + 0.7]$	$N = [26d_p + 0.8]$
繊維の種類	住友スリーエム社 / Nexte® (セラミック繊維)		
原糸	Nextel 312 (通常タイプ)	Nextel 312 (通常タイプ)	Nextel 440 (高弾性タイプ)
織布の製品名	AF14	AF20	BF20
織り方	平織	五枚縞子織	
繊維密度	30 × 25 本/inch	20 × 17 本/inch	30 × 26 本/inch
1 層の厚さ	0.406 mm	0.533 mm	0.508 mm
1 層の重さ	0.305 kg/m ²	0.447 kg/m ²	0.500 kg/m ²
調達先	(株) イザワ		
納期	2 か月	2 か月	2 か月
作業性	・ 切断時にセラミック粉末が生成される		
その他	・ 輸出規制の適用を受ける材料である		
<p>* $[x]$は、xを整数に切り上げることを表す。</p> <p>* 模擬デブリ直径 d_p を 0.1, 0.3, 0.5 mm の 3 種類変化させた実験結果から算出した。模擬デブリには鋼球を使用し、衝突速度は 6 km/s 一定で試験を実施した。</p>			

表 II- 19 Zylon 織布の貫通限界積層数

織布 ID	Zylon・厚	Zylon・薄
必要積層枚数* (平均)	$N = [20d_p + 0.6]$	$N = [34d_p - 0.4]$
必要積層枚数* (+3σ)	$N = [27d_p + 2.3]$	$N = [38d_p + 1.6]$
繊維の種類	東洋紡社 / Zylon® (PBO 繊維)	
原糸	Zylon AS (通常タイプ)	
織布の製品名	N/A	N/A
織り方	平織	
繊維密度	24 × 24 本/inch	20 × 20 本/inch
1 層の厚さ	0.42 mm	0.26 mm
1 層の重さ	0.314 kg/m ²	0.171 kg/m ²
調達先	東洋紡 (株)	
納期	端材のため不明	
作業性	<ul style="list-style-type: none"> ・ 切断が困難 ・ 切断面から繊維がほつれる 	
その他	<ul style="list-style-type: none"> ・ 高温多湿環境下で劣化 ・ 酸素の存在する環境では可視光と紫外線で劣化 	

* $[x]$ は、 x を整数に切り上げることを表す。

* 模擬デブリ直径 d_p を 0.1, 0.3, 0.5 mm の 3 種類変化させた実験結果から算出した。模擬デブリには鋼球を使用し、衝突速度は 6 km/s 一定で試験を実施した。

参考文献 (II.2.5.2)

- 東レ・デュポン社, Kevlar 技術データ, 2008 年 :
<http://www.td-net.co.jp/kevlar/technology.html>.
- Saint-Gobain 社, Beta Cloth カタログ, 2007 年 :
<http://www.chemfab.com/uploadedFiles/SGchemfab/Documents/CHEMFAB%20%20Brochure%20Eng.pdf>.
- Sheldahl 社, アルミ蒸着 Beta Cloth カタログ, 2010 年 :
<http://www.sheldahl.com/Products/WebPages/RedBook.aspx>.
- Kamenetzy, R.R., Finckenor, M.M., Comparison of Observed Beta Cloth Interactions with Simulated and Actual Space Environment, NASA TM 1999-209575, 1999.
- Koontz, S.L., Jacobs, S., Le, J., Beta cloth durability assessment for Space Station Freedom (SSF) Multi-Layer Insulation (MLI) blanket covers, NASA TM 104748, 1993.
- Linton, R.C., Whitaker, A.F., Finckenor, M.M., Space Environment Durability of Beta Cloth in LDEF Thermal Blankets, LDEF Materials Results for Spacecraft. Applications, NASA CP, pp. 31-45, 1993.
- 3M 社, Nextel カタログ, 2013 年 :
<http://www.mmm.co.jp/smd/products/ceramics/index.html>.
- 東洋紡社, Zylon 技術資料, 2005 年 : <http://www.toyobo.co.jp/seihin/kc/pbo/>
- 東洋紡社, 平成 27 年 3 月期第 2 四半期決算説明会資料, p. 21, 2014 年 :
<http://www.toyobo.co.jp/ir/data/presentation/pdf/20141105setumei.pdf>
- Christiansen, E.L., Meteoroid/Debris Shielding, NAXA TP, 201788, 2003.
- Higashide, M., Onose, N., Hasegawa, S., Ballistic Limit Thickness and Weight of High Strength Fiber Fabrics for Sub-Millimeter Steel Sphere Impact at 6 Km/s, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan. Vol. 12, No. ists29, pp. Pr_1 – pr_5, 2014.
- Higashide, M., Nitta, K., Hasegawa, S., Onose, N., Matsuzawa, R., Takeba, A., Katayama, M., Ballistic Limit of Alomido Fiber Fabric Stacking for Sub-Millimeter Debris Impact, Proceedings of the 6th European Conference on Space Debris, ESA SP-723. 2013.
- 東出真澄, 黒崎裕久, 長谷川直, 松本晴久, 微小デブリ衝突に対する PBO 繊維織布の貫通限界評価, 平成 25 年度スペースプラズマ研究会, 2014 年.
- 東出真澄, 小野瀬直美, 長谷川直, 微小デブリ 6km/s 衝突時における高強度繊維織布の貫通限界重量と厚さ, 平成 24 年度衝撃波シンポジウム, 2013 年.
- 東出真澄, 小野瀬直美, 仁田工美, 松本晴久, 長谷川直, 松澤遼, 竹場敦史, 片山雅英, 微小デブリ衝突に対するアラミド繊維織布の貫通限界, 平成 24 年度スペースプラズマ研究会, 2013 年.
- 東出真澄, 小野瀬直美, 長谷川直, Kevlar・Beta Cloth の微小デブリ貫通限界重量と厚さ, 第 5 回スペースデブリワークショップ, 2013 年.
- 東出真澄, 小野瀬直美, 松本晴久, 長谷川直, Kevlar と Beta Cloth の微小デブリ衝突にお

ける貫通限界，平成 23 年度スペースプラズマ研究会，2012 年．

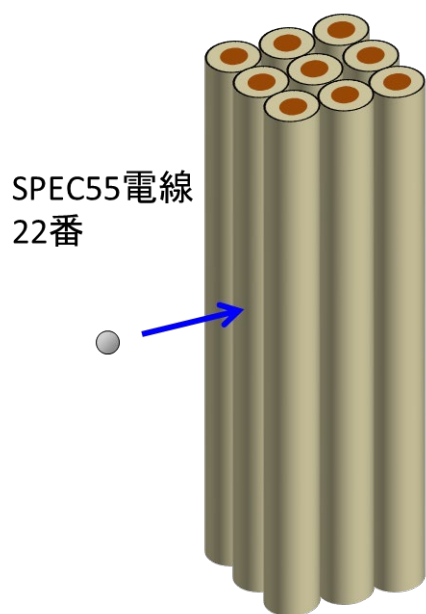
東出真澄，小野瀬直美，長谷川直，繊維織布のデブリ貫通限界，第 55 回宇宙科学技術連合講演会，2011 年．

付録Ⅲ 高速度衝突解析

Ⅲ.1 概要

Ⅲ.1.1 ハーネスワイヤ衝突耐性

- 電力ハーネス：①1本切断 ②1本切断+2本目芯線露出 ③2本切断 の3項目を評価

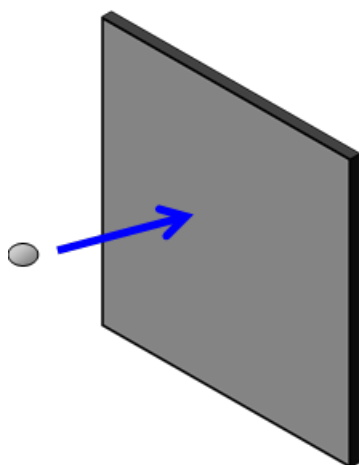


プロジェクティル径 [mm]	速度 [km/s]	材質
0.1-1.0	2.0-20.0	ガラス ステンレス アルミナ 石

Ⅲ.1.2 板状構造物衝突耐性

Ⅲ.1.2.1 アルミ板耐貫通性能

- アルミ板：アルミ板の貫通・非貫通を評価



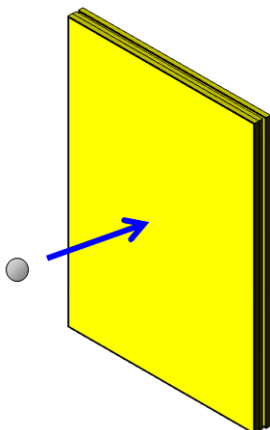
アルミ板 (A2024)
厚さ: 0.254mm, 0.5mm, 1.0mm

プロジェクティル径 [mm]	速度 [km/s]	材質
0.03-0.5	2.0-15.0	ガラス ステンレス アルミナ

III.1.2.2 遮蔽材（ケブラー）耐貫通性能

- アラミド繊維織布：アラミド繊維織布の貫通・非貫通を評価

アラミド繊維織布
(ケブラー織布, T710)
厚さ:1層、5層、10層



プロジェタイル径 [mm]	速度 [km/s]	材質
0.03-0.5	1.5-15.0	ステンレス アルミナ

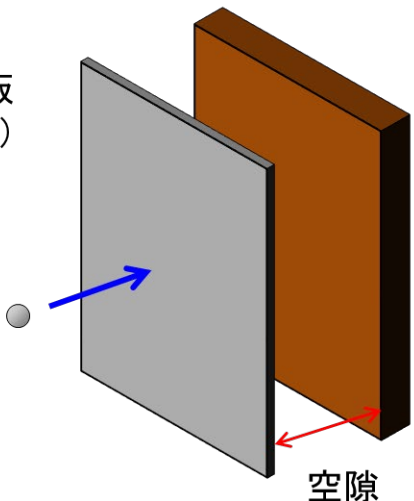
III.1.2.3 二枚板構造物の防護性能

- アルミ板：アルミ板によって内壁（銅板）をほごした

プロジェタイル径 [mm]	速度 [km/s]	材質	シールド(アルミ板)厚 [mm]	空隙間隔 [mm]
0.05-1.0	1.5-15.0	ステンレス	0.5	0.0-5.0
0.2-0.7			1.0	5.0-10.0
0.4-1.0			2.0	10.0

アルミ板
(A6061)

銅板
(C1100P-1/4H)
厚さ:2mm
※ISOで定められている検証板



空隙

III.2 ハーネスワイヤ衝突耐性

人工衛星の主たる構成材の一つであるハーネスワイヤについて高速衝突の影響とその対策

を調査した結果についてまとめる。ハーネスワイヤの多くは人工衛星の内部にあり外壁や一部の内部構造物によって潜在的に防護されている。しかしながらハーネスワイヤはその被覆の薄さから、微小物体の衝突によって容易に機能を損傷しうる。ここでは、ハーネスワイヤ自体の対衝突性能と防護による当該性能向上について解析する。

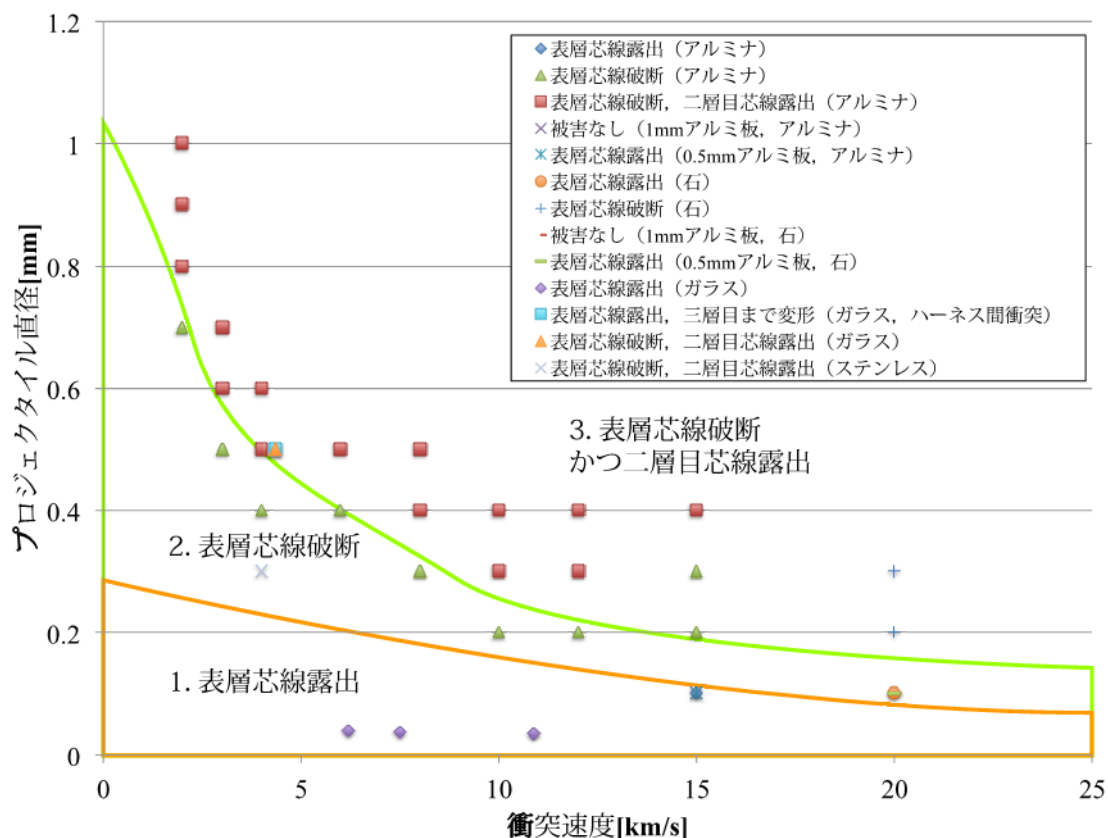


図 1 ハーネスワイヤに対する対衝突性能評価結果まとめ

(a) 防護をしない場合

アルミ板による防護を施さないハーネス束に、サブミリ級の物体が衝突した場合の損傷をプロジェクトイル直径、衝突速度によってまとめる。図 1 に示した結果を参考に、防護されていないハーネス束にアルミナ衝突した時の損傷を 1) 表層芯線露出, 2) 表層芯線破断, 3) 表層芯線破断かつ二層目芯線露出と三つの段階に分類した。

(b) アルミ板で防護する場合

厚さ **1 mm** のアルミ板を用いることで、直径 **0.1 mm** のアルミナ (**15 km/s**) あるいは石 (**20 km/s**) が衝突しても、芯線との直接接触はおこらない。ただし、アルミ防護版が変形しハーネス被覆の半分程度まで到達する可能性がある。ハーネス被覆厚によっては芯線と防護版の接触を考慮する必要がある。

厚さ **0.5 mm** のアルミ板を用いた場合、直径 **0.1 mm** のアルミナ (**15 km/s**) あるいは石 (**20 km/s**) の衝突によって防護板のみならず被覆も貫通し、銅芯線が露出する。従って芯線部

の露出を許容しない設計では板厚は 1 mm を超えなければならない。また芯線部露出が許容でき、ハーネス束内での短絡を防ぐ目的においては防護板がない場合でも衝突による貫入は最前面ハーネスにとどまるため、防護板は不要である。

Ⅲ. 2. 1 防護なし：芯線露出

直径 100 μm のアルミナプロジェクタイトルがハーネス束に 15 km/s で衝突しても被害は表層ハーネスの芯線露出に限られる

防護対策を施していないハーネス束に微小デブリが衝突した際の被害が、表層ハーネス芯線露出程度である場合についてまとめる。解析において微小デブリは、ハーネス束の表層ハーネスの中心に衝突するものとする。大まかに図 1 の領域 1.表層芯線露出についての解析結果である。

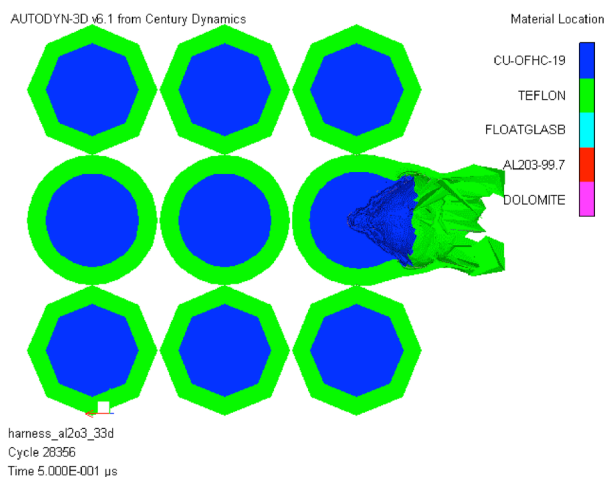


図 2 防護板なしで直径 0.1mm のアルミナが 15km/s で衝突した場合

直径 100 μm のアルミナが 15 km/s でハーネス束に衝突した場合のハーネス束を図 2 に示す。図 2 は衝突から 500 ns 経過後の様子である。

表層ハーネスの被覆が破壊され、完全に芯線が露出していることがわかる。断線までは破壊が進んでいないので、信号あるいは電力の伝達・供給ができる可能性はある。しかし、露出した部分と外部構造との間の電位差によっては絶縁破壊によって短絡電流が流れる恐れもあるため設計時に留意する必要がある。

プロジェクタイトルとして石を用いた場合には、20 km/s での衝突でも表層ハーネス芯線露出までの被害であった。

Ⅲ. 2. 2 防護なし：表層ハーネス芯線破断

直径 200 μm のアルミナプロジェクタイトルがハーネス束に 15km/s で衝突する場合の被害はハーネス芯線破断である。

直径 700 μm のアルミナプロジェクタイトルがハーネス束に 2km/s で衝突する場合の被害は

表層ハーネス芯線破断である。

防護対策を施していないハーネス束に微小デブリが衝突した際の被害が，表層ハーネス断線程度である場合についてまとめる．解析において微小デブリは，ハーネス束の表層ハーネスの中心に衝突するものとする．大まかに図 1 の領域 **2.表層芯線破断** についての解析結果である．

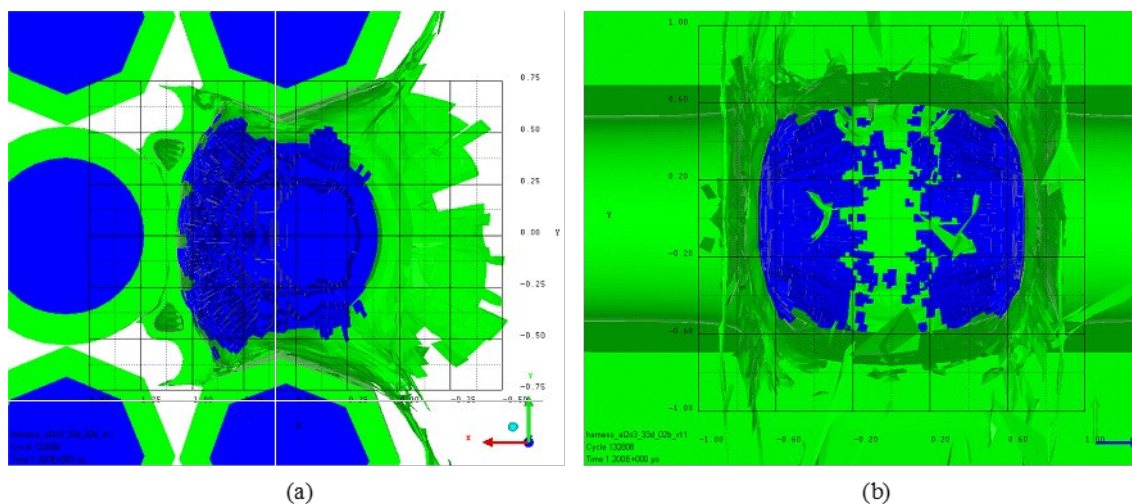


図 3 防護板なしで直径 $200\ \mu\text{m}$ のアルミナが 15km/s でハーネス束表層中央に衝突した場合

一例として直径 $200\ \mu\text{m}$ のアルミナが $15\ \text{km/s}$ でハーネス束表層中央に衝突した場合の解析結果を図 3 に示す．図 3 (a)は衝突時の破壊の様相を断面方向からみたもの，図 3 (b)は衝突時の破壊の様相を衝突方向からみたものである．

プロジェクトイルのサイズが大きくなるほど，速度が遅くても断線が発生する傾向である． $700\ \mu\text{m}$ のアルミナプロジェクトイルでは，わずか $2\ \text{km/s}$ の衝突速度であっても表層ハーネスは断線する．

石のような脆性材料であれば，アルミナで破断する速度・サイズ領域でも被害は表層ハーネス芯線の露出程度ですむ．

反対に，より密度の大きいステンレスの場合では同様な速度・サイズで衝突すると表層ハーネスの断線のみならず二層目芯線の露出まで被害が進み，短絡の可能性がより高くなる．

防護なし：表層ハーネス断線および二層目ハーネス芯線露出

直径 $400\ \mu\text{m}$ のアルミナプロジェクトイルがハーネス束に 8km/s 以上で衝突する場合は，表層ハーネスは完全に断線し二層目ハーネスの芯線が露出する．

防護対策を施していないハーネス束に微小デブリが衝突した際の被害が，表層ハーネス断線および二層目ハーネス芯線露出程度である場合についてまとめる．解析において微小デブリは，ハーネス束の表層ハーネスの中心に衝突するものとする．大まかに図 1 の領域 **3.**

表層芯線破断かつ二層目芯線露出についての解析結果である。

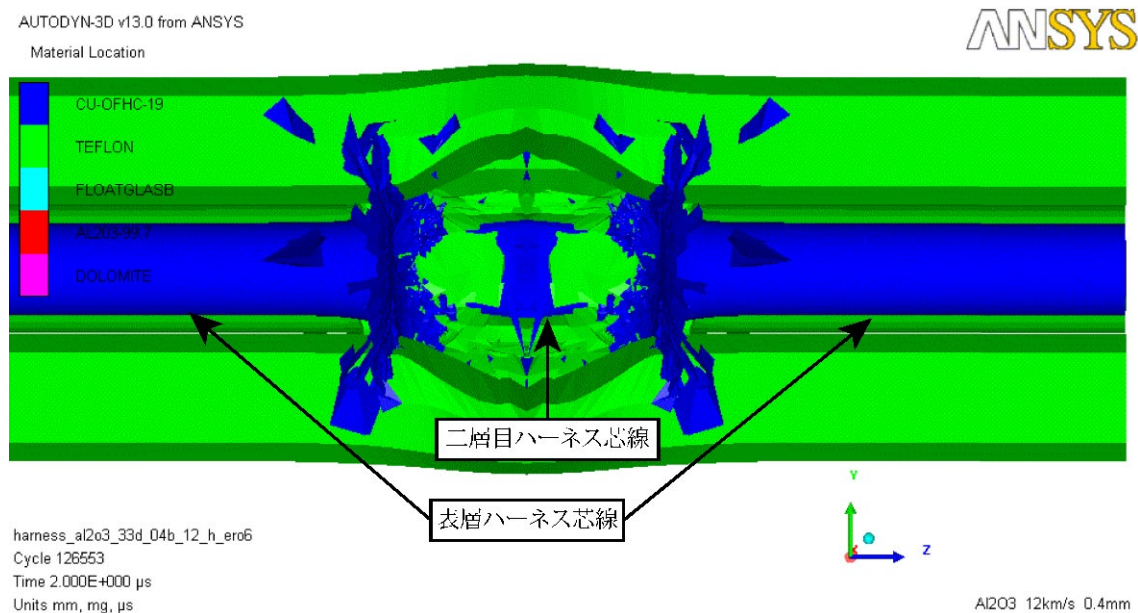


図 4 防護板なしで直径 $400\ \mu\text{m}$ のアルミナが 12km/s でハーネス東表層中央に衝突した場合（正面）

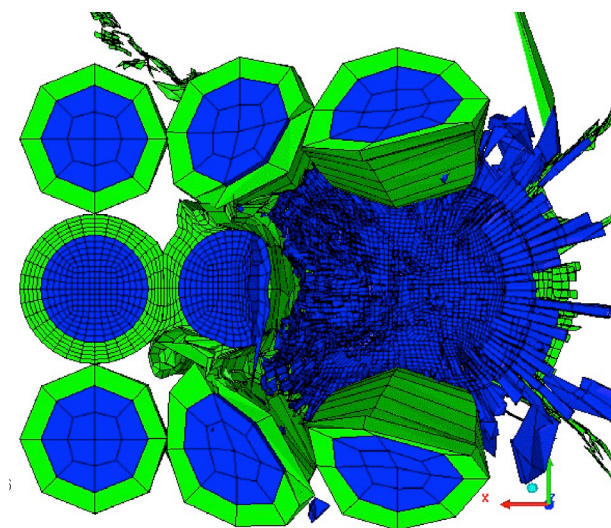


図 5 防護板なしで直径 $400\ \mu\text{m}$ のアルミナが 12km/s でハーネス表層中央に衝突した場合（断面）

一例として直径 $400\ \mu\text{m}$ のアルミナが 12km/s でハーネス東表層中央に衝突した際の解析結果を図 4 および図 5 に示す。

Ⅲ. 2.3 アルミ板による防護

1mm のアルミ防護板で、直径 $100\ \mu\text{m}$ のデブリ衝突からハーネスを保護できる。

ハーネス束の外部をアルミ板で覆った場合の微小デブリとの衝突に対する防護性能についてまとめる。解析結果から、1 mm の防護板であれば直径 100 μ m 程度のプロジェクティルが高速（アルミナ：15 km/s，石：20 km/s）で衝突した場合であっても，内部のハーネスへの被害は防げることがわかった。

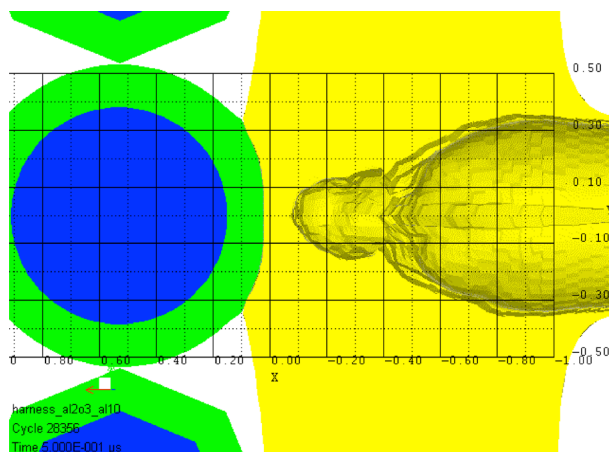


図 6 板厚 1mm のアルミで防護されたハーネス束に直径 0.1mm のアルミナが 15km/s で衝突した場合

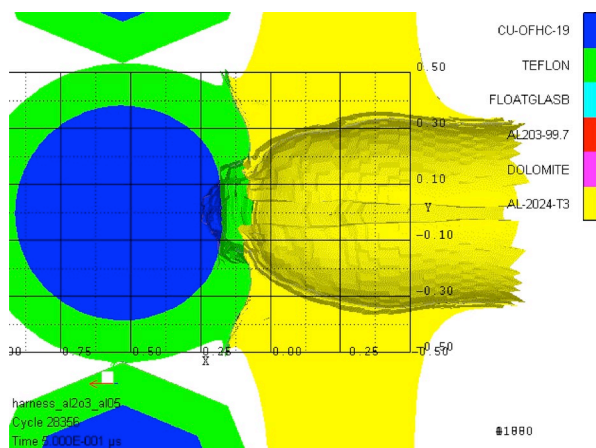


図 7 板厚 0.5mm のアルミで防護されたハーネス束に直径 0.1mm のアルミナが 15km/s で衝突した場合

図 6 および図 7 にアルミナが衝突した場合の解析結果例を示す。図 7 に示すような，より薄い 0.5 mm の防護板を使用した場合では，プロジェクティルが防護板を貫通しハーネスへ被害を及ぼす。しかし被害は，最外面のハーネスに対する芯線露出に限定される。

Ⅲ. 2. 4 解析ケース一覧

表 1 ハーネスに対する衝突解析ケース一覧 (2006~2011)

直径 [mm]	速度 [km/s]	材質	ターゲット	結果	解析年	衝突様
0.5	4.4	ガラス	ハーネス束	表層芯線露出, 三層目まで変形 (最終層)	2006	電線間
0.5	4.4	ガラス	ハーネス束	表層芯線破断, 二層目芯線露出	2006	直撃
0.3	4.0	ステンレ ス	ハーネス束	表層芯線破断, 二層目芯線露出	2006	直撃
0.1	15.0	アルミナ	ハーネス束	表層芯線露出	2007	直撃
0.1	15.0	アルミナ	1mm厚アルミ板 +ハーネス束	アルミ板非貫通, ハーネス被害なし	2007	直撃
0.1	15.0	アルミナ	0.5mm厚アルミ板 +ハーネス束	アルミ板貫通, 表層芯線露出	2007	直撃
0.1	20.0	石	ハーネス束	表層芯線露出	2007	直撃
0.1	20.0	石	1mm厚アルミ板 +ハーネス束	アルミ板非貫通, ハーネス被害なし	2007	直撃
0.1	20.0	石	0.5mm厚アルミ板 +ハーネス束	アルミ板貫通, 表層芯線露出	2007	直撃
0.03897	6.2	ガラス	ハーネス	表層芯線露出	2007	直撃
0.036675	7.5	ガラス	ハーネス	表層芯線露出	2007	直撃
0.035515	10.9	ガラス	ハーネス	表層芯線露出	2007	直撃
0.2	15.0	アルミナ	ハーネス束	表層芯線破断	2008	直撃
0.3	15.0	アルミナ	ハーネス束	表層芯線破断	2008	直撃
0.2	20.0	石	ハーネス束	表層芯線破断	2008	直撃
0.3	20.0	石	ハーネス束	表層芯線破断	2008	直撃
1	2.0	アルミナ	ハーネス束	表層芯線破断, 二層目芯線露出	2011	直撃
0.9	2.0	アルミナ	ハーネス束	表層芯線破断, 二層目芯線露出	2011	直撃
0.8	2.0	アルミナ	ハーネス束	表層芯線破断, 二層目芯線露出	2011	直撃

0.7	3.0	アルミナ	ハーネス束	表層芯線破断, 二層目芯線露出	2011	直撃
0.6	3.0	アルミナ	ハーネス束	表層芯線破断, 二層目芯線露出	2011	直撃
0.6	4.0	アルミナ	ハーネス束	表層芯線破断, 二層目芯線露出	2011	直撃
0.5	4.0	アルミナ	ハーネス束	表層芯線破断, 二層目芯線露出	2011	直撃
0.5	6.0	アルミナ	ハーネス束	表層芯線破断, 二層目芯線露出	2011	直撃
0.5	8.0	アルミナ	ハーネス束	表層芯線破断, 二層目芯線露出	2011	直撃
0.4	8.0	アルミナ	ハーネス束	表層芯線破断, 二層目芯線露出	2011	直撃
0.4	10.0	アルミナ	ハーネス束	表層芯線破断, 二層目芯線露出	2011	直撃
0.4	12.0	アルミナ	ハーネス束	表層芯線破断, 二層目芯線露出	2011	直撃
0.3	10.0	アルミナ	ハーネス束	表層芯線破断, 二層目芯線露出	2011	直撃
0.3	12.0	アルミナ	ハーネス束	表層芯線破断, 二層目芯線露出	2011	直撃
0.7	2.0	アルミナ	ハーネス束	表層芯線破断	2011	直撃
0.5	3.0	アルミナ	ハーネス束	表層芯線破断	2011	直撃
0.4	4.0	アルミナ	ハーネス束	表層芯線破断	2011	直撃
0.4	6.0	アルミナ	ハーネス束	表層芯線破断	2011	直撃
0.3	8.0	アルミナ	ハーネス束	表層芯線破断	2011	直撃
0.2	10.0	アルミナ	ハーネス束	表層芯線破断	2011	直撃
0.2	12.0	アルミナ	ハーネス束	表層芯線破断	2011	直撃
0.4	15.0	アルミナ	ハーネス束	表層芯線破断, 二層目芯線露出	2011 (2008)	直撃

Ⅲ.3 板状構造物衝突耐性

宇宙機最外殻部に用いられる板状構造物に微小デブリが衝突した際の耐貫通性能を評価する。

Ⅲ.3.1 アルミ板耐貫通性能：概要

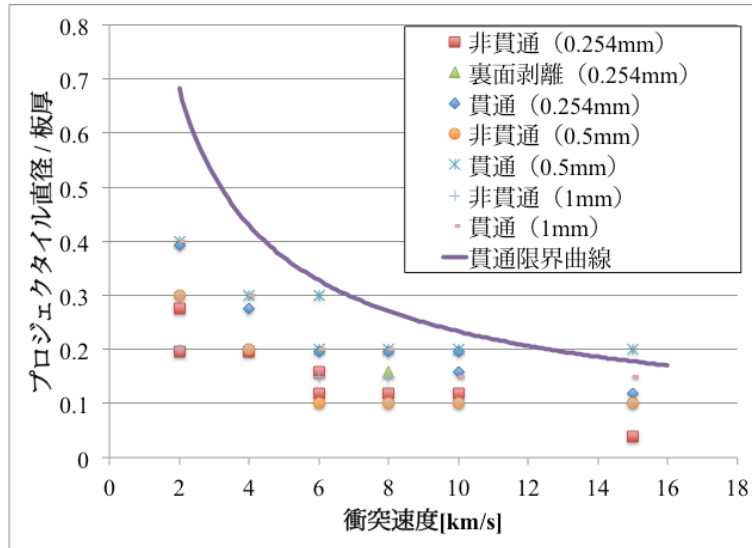


図 8 アルミ板に球形アルミナプロジェクタイトルが衝突した場合の耐貫通性能

アルミ板単体の耐貫通性能評価結果を図 8 にまとめる。(ただし、プロジェクタイトルはアルミナのみ。ガラス、ステンレスプロジェクタイトルの解析結果は表 3 参照)

板厚 0.254, 0.5 および 1.0mm のケースについて解析を行ったが、プロジェクタイトル直径を板厚で正規化すると良く相似則が成り立っていることがわかる。

貫通限界曲線は Christiansen (1993) の single-sheet protection におけるプロジェクタイトル直径と必要板厚の関係式

$$P_{\infty} = 5.24 d^{19/18} H^{-0.25} \left(\frac{\rho_p}{\rho_t} \right)^{0.5} \left(\frac{V_n}{C} \right)^{2/3}$$

$$t = 2.2 P_{\infty}$$

から求めた。

表 2 貫通限界曲線におけるパラメータ

P_{∞}	d	H	ρ_p	ρ_t	V_n	C	t
Penetration depth	Projectile diameter	120 Brinell hardness	3.8 [g/cm ³]	2.785 [g/cm ³]	V_{\perp}	6.3[km/s]	Require thickness

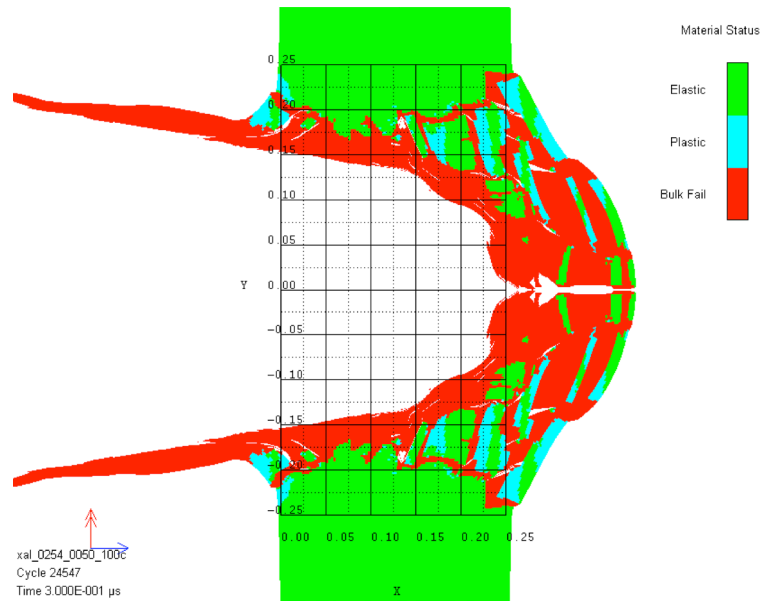


図 10 板厚 0.254mm のアルミ板に直径 500 μ m の球形アルミナプロジェタイルが 10km/s で衝突した場合の様相

Ⅲ. 3.4 遮蔽材（ケブラー）耐貫通性能：概要

ケブラー繊維布で構成される遮蔽材ターゲットに対する，アルミナプロジェタイルの耐貫通性能を解析によって評価した．ケブラー繊維布の枚数ごと（1，5 および 10）に結果を図 11，図 12 および図 13 にまとめる．ケブラー繊維布は，原糸：Kevlar29，品番：710 を用いる．

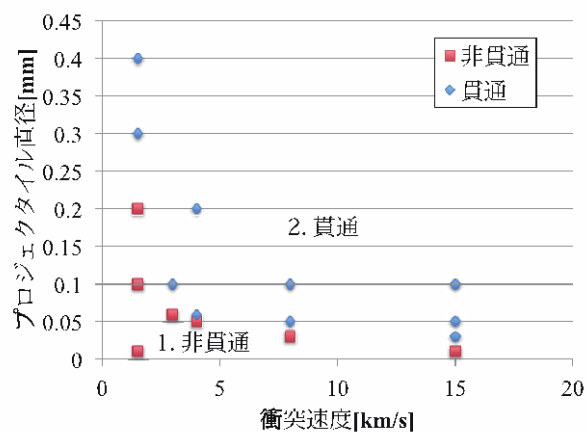


図 11 一枚のケブラー繊維布に球形プロジェタイルが衝突した場合の耐貫通性能

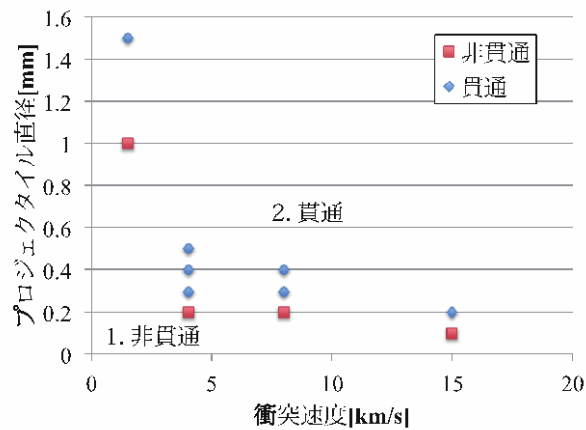


図 12 五枚のケブラー繊維布に球形プロジェタイルが衝突した場合の耐貫通性能

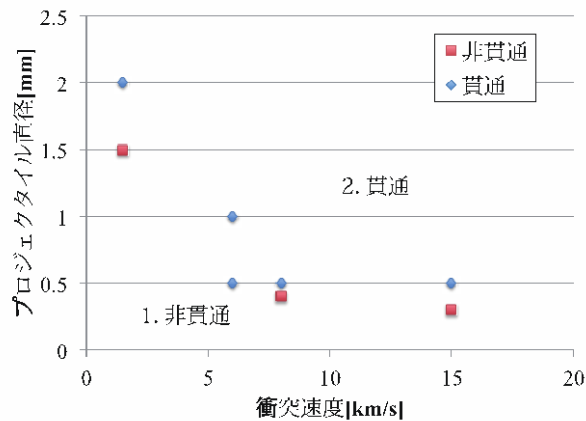


図 13 十枚のケブラー繊維布に球形アルミナプロジェタイルが衝突した場合の耐貫通性能

Ⅲ. 3.5 ケブラー：非貫通

ケブラー繊維布からなる遮蔽材への耐貫通性能評価結果のうち、非貫通領域の様相を例示する。図 14 に一枚のケブラー繊維布からなる遮蔽材で貫通を防げた場合の様相例を示す。同様に図 15 に五枚のケブラー繊維布からなる遮蔽材で貫通を防いだ場合の様相を示す。同様に図 16 に五枚のケブラー繊維布からなる遮蔽材で貫通を防いだ場合の様相を示す。

いずれにおいても、貫通孔が進行していないという理由から非貫通としている。

まずケブラー繊維布からなる遮蔽材への衝突で発生するクレーターは、およそプロジェタイルと同等の径であることが見て取れる。複数の繊維布からなる遮蔽材では、変形によって繊維布間に隙間ができるため、衝突部位周辺において変形の影響が発生することを考慮する必要がある。

図 11, 図 12 および図 13 に示した結果から、低軌道での平均衝突速度 (10 km/s) で遮蔽材によって防護が期待される物体径は、それぞれ数十 μm , 数百 μm , 500 μm 弱程度である。この値を目安とし宇宙機の非貫通確率の要求に従って必要枚数を定めることが出来る。

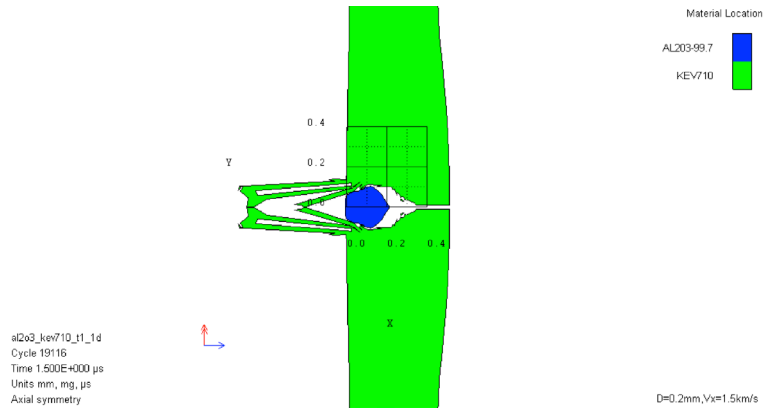


図 14 一枚のケブラー繊維布からなる遮蔽材に直径 $200\mu\text{m}$ の球形アルミナプロジェクタイ
ルが 1.5km/s で衝突した場合の様相

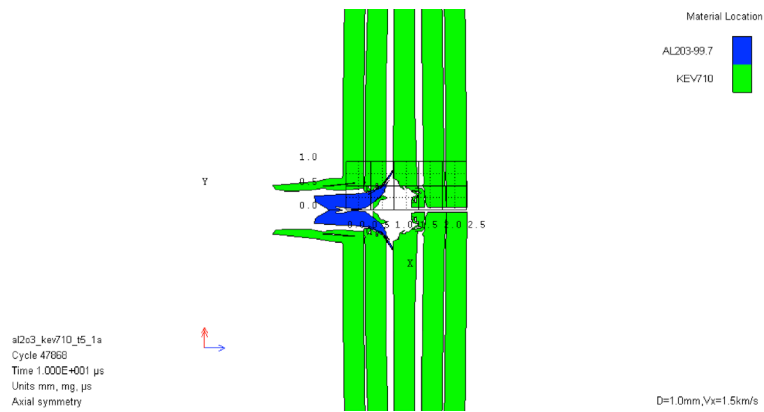


図 15 五枚のケブラー繊維布からなる遮蔽材に直径 1mm の球形アルミナプロジェクタイ
ルが 1.5km/s で衝突した場合の様相

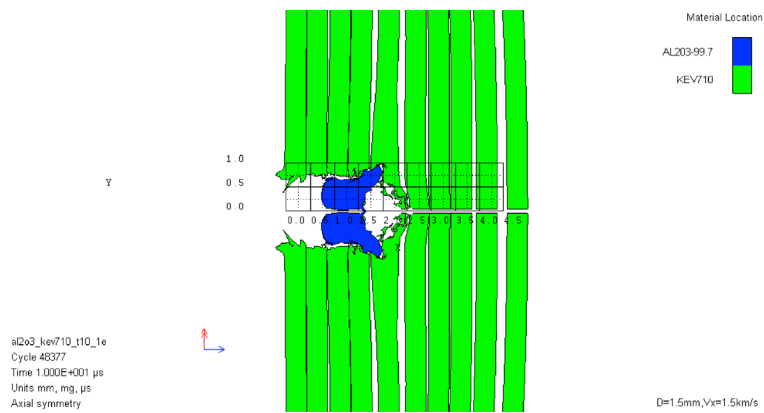


図 16 十枚のケブラー繊維布からなる遮蔽材に直径 1.5mm の球形アルミナプロジェクタイ
ルが 1.5km/s で衝突した場合の様相

Ⅲ.3.6 ケブラー：貫通

ケブラー繊維布からなる遮蔽材への耐貫通性能評価結果のうち、貫通領域の様相を例示する。図 17 に一枚のケブラー繊維布からなる遮蔽材をプロジェクタイトルが貫通する様相を示す。

同様に図 18 に五枚のケブラー繊維布からなる遮蔽材を貫通した場合の様相を示す。

同様に図 19 に十枚のケブラー繊維布からなる遮蔽材で貫通を防いだ場合の様相を示す。

ケブラー繊維布の枚数が一枚あるいは五枚の場合では、貫通する際にプロジェクタイトル径のおよそ 3 倍の大きさで裏面側繊維布が変形することがわかる。ケブラー繊維布が十枚になると、この傾向はさらに顕著になり五倍程度の範囲で変形が発生する。遮蔽材裏面側の設計においては、防護したい物体径よりも大きな裏面剥離が発生することを念頭に置く必要がある。

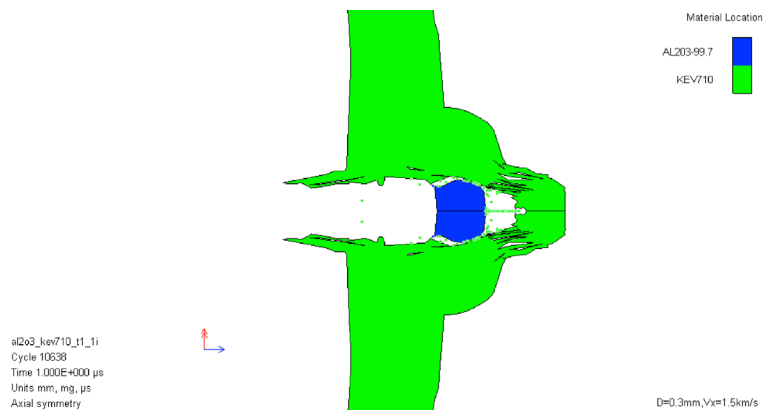


図 17 一枚のケブラー繊維布からなる遮蔽材に直径 0.3mm の球形アルミナプロジェクタイトルが 1.5km/s で衝突した場合の様相

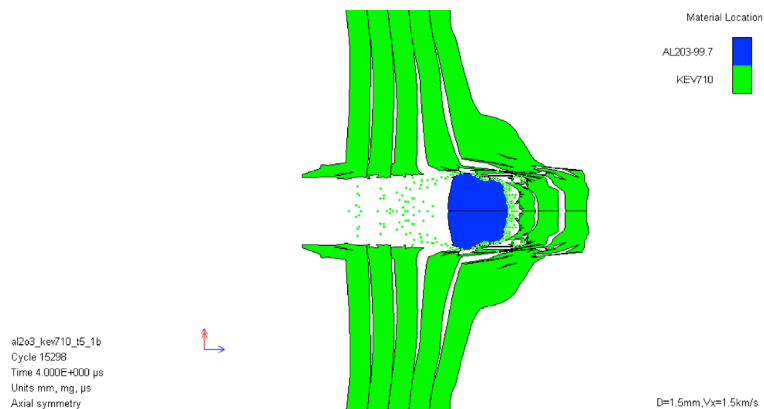


図 18 五枚のケブラー繊維布からなる遮蔽材に直径 1.5mm の球形アルミナプロジェクタイトル

ルが 1.5km/s で衝突した場合の様相

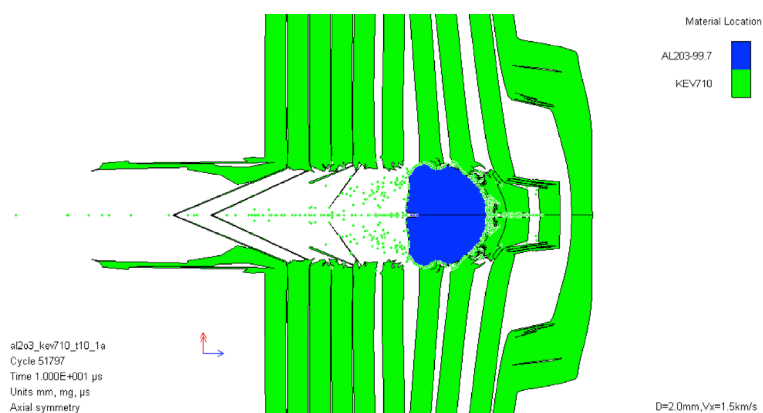


図 19 十枚のケブラー繊維布からなる遮蔽材に直径 2mm の球形アルミナプロジェクタイトルが 1.5km/s で衝突した場合の様相

Ⅲ. 3.7 解析ケース一覧：アルミ板

表 3 アルミ板をターゲットとした解析ケース一覧

板厚 (mm)	プロジェクタイトル材質	プロジェクタイトル直径 (μm)	衝突速度	結果	貫入深さあるいは貫通後速度	調査年度
5	ステンレス	500	4.36	非貫通	1.5mm	2006
5	ガラス	500	4.36	非貫通	0.7mm	2006
0.254	アルミナ	30	15	貫通	160m/s	2010
0.254	アルミナ	40	10	貫通	240m/s	2010
0.254	アルミナ	50	10	貫通	470m/s	2010
0.254	アルミナ	50	8	貫通	300m/s	2010
0.254	アルミナ	50	6	貫通	130m/s	2010
0.254	アルミナ	70	4	貫通	220m/s	2010
0.254	アルミナ	100	2	貫通	210m/s	2010
0.254	アルミナ	50	2	非貫通	0.06mm	2010
0.254	アルミナ	10	15	非貫通	0.05mm	2010
0.254	アルミナ	30	10	非貫通	0.12mm	2010
0.254	アルミナ	30	8	非貫通	0.1mm	2010
0.254	アルミナ	30	6	非貫通	0.08mm	2010
0.254	アルミナ	40	6	非貫通	0.12mm	2010
0.254	アルミナ	50	4	非貫通	0.13mm	2010
0.254	アルミナ	70	2	非貫通	0.12mm	2010

0.254	アルミナ	40	8	非貫通, 裏面剥離	0.15mm, 200m/s	2010
0.5	アルミナ	200	2	貫通	240m/s	2010
0.5	アルミナ	150	4	貫通	270m/s	2010
0.5	アルミナ	150	6	貫通	540m/s	2010
0.5	アルミナ	100	6	貫通	140m/s	2010
0.5	アルミナ	100	8	貫通	350m/s	2010
0.5	アルミナ	100	10	貫通	540m/s	2010
0.5	アルミナ	100	15	貫通	1000m/s	2010
0.5	アルミナ	150	2	非貫通	0.25mm	2010
0.5	アルミナ	100	4	非貫通	0.26mm	2010
0.5	アルミナ	50	6	非貫通	0.15mm	2010
0.5	アルミナ	50	8	非貫通	0.17mm	2010
0.5	アルミナ	50	10	非貫通	0.2mm	2010
0.5	アルミナ	50	15	非貫通	0.26mm	2010
1	アルミナ	300	2	非貫通	0.5mm	2010
1	アルミナ	200	2	非貫通	0.33mm	2010
1	アルミナ	200	4	非貫通	0.5mm	2010
1	アルミナ	150	6	非貫通	0.45mm	2010
1	アルミナ	150	8	非貫通	0.6mm	2010
1	アルミナ	100	8	非貫通	0.3mm	2010
1	アルミナ	100	10	非貫通	0.45mm	2010
1	アルミナ	100	15	非貫通	0.55mm	2010
1	アルミナ	400	2	貫通	230m/s	2010
1	アルミナ	300	4	貫通	300m/s	2010
1	アルミナ	200	6	貫通	120m/s	2010
1	アルミナ	200	8	貫通	370m/s	2010
1	アルミナ	150	10	貫通	120m/s	2010
1	アルミナ	150	15	貫通	450m/s	2010

Ⅲ. 3. 8 解析ケース一覧：ケブラー繊維布

表 4 ケブラー繊維布の遮蔽材に対する衝突解析ケース一覧

枚数	材質	(μm)	衝突速度	結果	調査年度
1	アルミナ	0.03	15.0	貫通	2010
1	アルミナ	0.05	8.0	貫通	2010

1	アルミナ	0.05	15.0	貫通	2010
1	アルミナ	0.06	4.0	貫通	2010
1	アルミナ	0.10	3.0	貫通	2010
1	アルミナ	0.10	8.0	貫通	2010
1	アルミナ	0.10	15.0	貫通	2010
1	アルミナ	0.20	4.0	貫通	2010
1	アルミナ	0.30	1.5	貫通	2010
1	アルミナ	0.40	1.5	貫通	2010
1	アルミナ	0.01	1.5	非貫通	2010
1	アルミナ	0.01	15.0	非貫通	2010
1	アルミナ	0.03	8.0	非貫通	2010
1	アルミナ	0.05	4.0	非貫通	2010
1	アルミナ	0.06	3.0	非貫通	2010
1	アルミナ	0.10	1.5	非貫通	2010
1	アルミナ	0.20	1.5	非貫通	2010
5	アルミナ	1.50	1.5	貫通	2010
5	アルミナ	0.50	4.0	貫通	2010
5	アルミナ	0.40	4.0	貫通	2010
5	アルミナ	0.40	8.0	貫通	2010
5	アルミナ	0.30	4.0	貫通	2010
5	アルミナ	0.30	8.0	貫通	2010
5	アルミナ	0.20	15.0	貫通	2010
5	アルミナ	0.20	8.0	非貫通, 五層目	2010
5	アルミナ	0.10	15.0	非貫通, 三層目表面	2010
5	アルミナ	1.00	1.5	非貫通, 四層目	2010
5	アルミナ	0.20	4.0	非貫通, 四層目表面	2010
10	アルミナ	2.00	1.5	貫通	2010
10	アルミナ	1.00	6.0	貫通	2010
10	アルミナ	0.50	6.0	貫通	2010
10	アルミナ	0.50	8.0	貫通	2010
10	アルミナ	0.50	15.0	貫通	2010
10	アルミナ	1.50	1.5	非貫通, 六層目表面	2010
10	アルミナ	0.40	8.0	非貫通, 十層目	2010
10	アルミナ	0.30	15.0	非貫通, 九層目	2010

Ⅲ.4 二枚板構造物の防護性能

Ⅲ.4.1 アルミ板

！解析結果では、基準よりも侵徹する場合としない場合が入り交じって現れており、解析の信頼性を担保する実験が必要である。

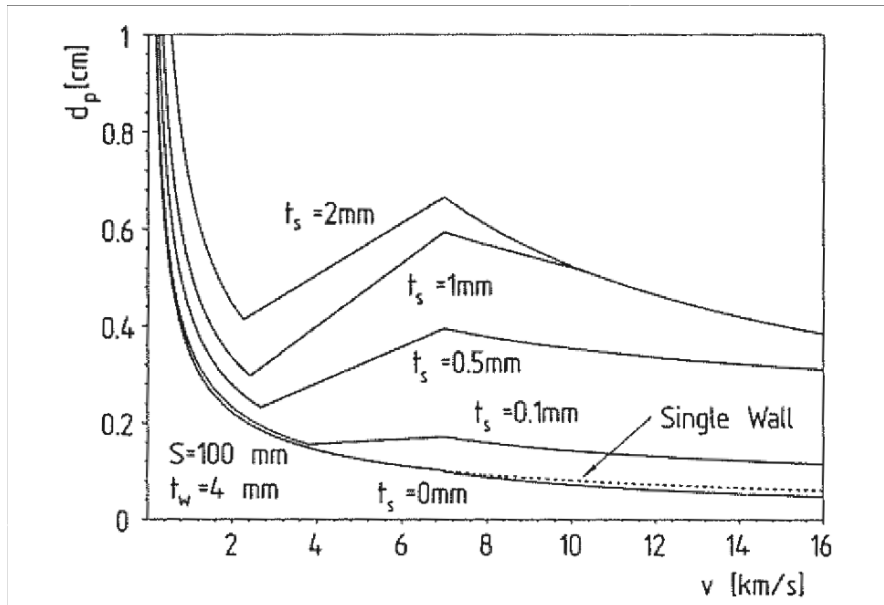


図 20 二枚板構造を使用した際の内壁貫通限界曲線の計算例 (Klinkrad, H., Space debris models and risk analysis, Springer, Chichester, UK, p210, 2006)

アルミ板によって内壁（銅板）を保護した場合の損傷を評価した結果をまとめる。基準はクレーター深さが内壁板厚の1割（0.2mm）を超えるか否かとする。図 21～図 27 に示す解析結果は10mm 間隔を開けたケース以外では大まかに、図 20 に示すような Multi-Wall 用の貫通限界曲線と同じ様相である。ただ、こうした貫通限界曲線は mm オーダの物体でしか有効性が確かめられていないため、単純に曲線を引くことはできない。

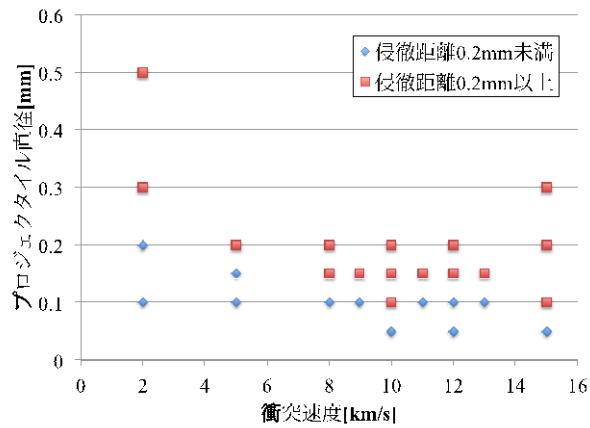


図 21 内壁 (2mm 厚銅板) に 0.5mm 厚アルミ板をシールドとして密着させ、ステンレス球を衝突させた場合の侵入距離

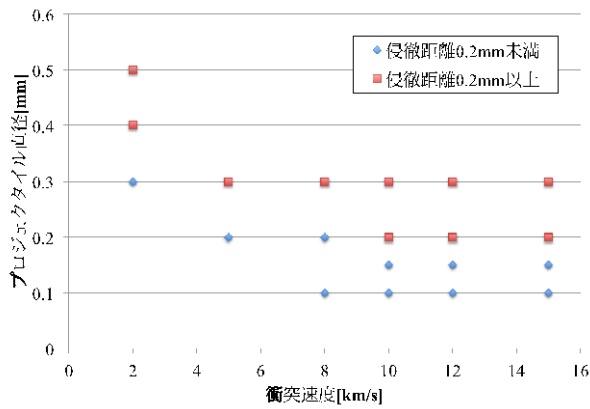


図 22 内壁 (2mm 厚銅板) に 0.5mm 厚アルミ板をシールドとして 1mm の間隔で設置し、ステンレス球を衝突させた場合の侵入距離

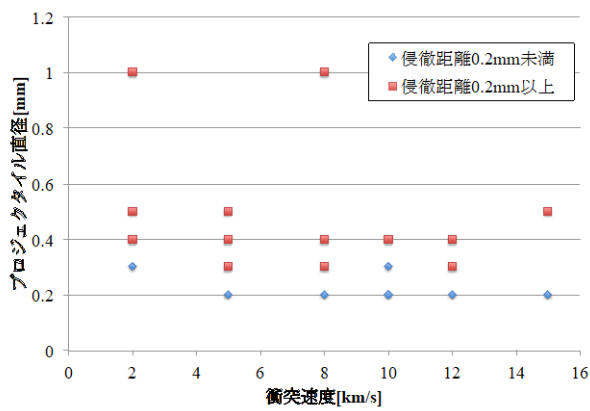


図 23 内壁 (2mm 厚銅板) に 0.5mm 厚アルミ板をシールドとして 2.5mm の間隔で設置し、ステンレス球を衝突させた場合の侵入距離

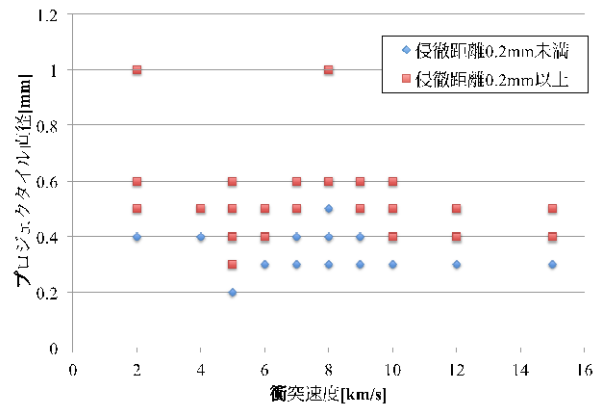


図 24 内壁 (2mm 厚銅板) に 0.5mm 厚アルミ板をシールドとして 5mm の間隔で設置し、ステンレス球を衝突させた場合の侵入距離

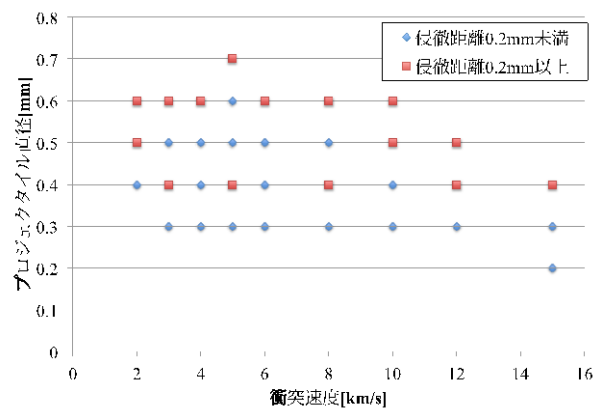


図 25 内壁 (2mm 厚銅板) に 1mm 厚アルミ板をシールドとして 5mm の間隔で設置し、ステンレス球を衝突させた場合の侵入距離

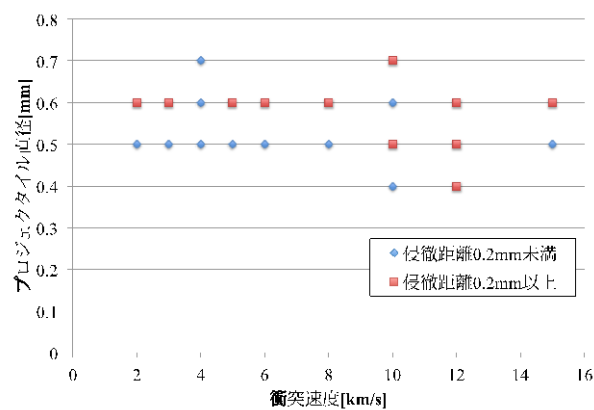


図 26 内壁 (2mm 厚銅板) に 1mm 厚アルミ板をシールドとして 10mm の間隔で設置し、ステンレス球を衝突させた場合の侵入距離

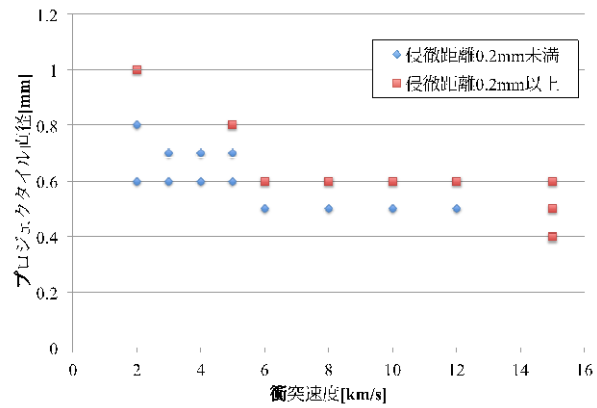


図 27 内壁（2mm 厚銅板）に 2mm 厚アルミ板をシールドとして 10mm の間隔で設置し、ステンレス球を衝突させた場合の侵徹距離

Ⅲ. 4. 2 アルミハニカム

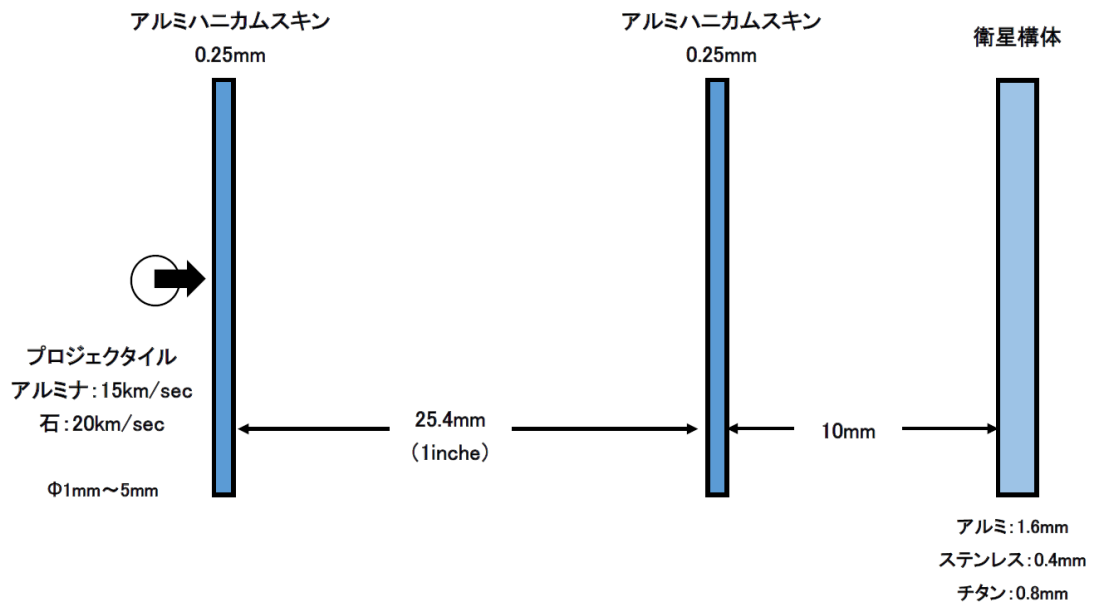


図 28 解析体系説明図

図 28 にアルミハニカムによる防護性能を評価するためにおこなった解析体系を示す。解析は二次元で行うため、ハニカムコアの影響は考えず表裏のスキンによる防護性能として評価した。

解析条件と結果一覧は表 5 にまとめるが、今回の解析では直径 1mm のアルミナが 15km/s で衝突した場合と直径 1mm の石が 20km/s で衝突した場合という 2 ケースのみが、非貫通の様相を示した。次に大きな直径 3mm では、どちらのプロジェクトイルでも貫通の様相を示したため、貫通限界は 1~3mm にあると推測される。

非貫通様相の例として、直径 1mm のアルミナが 15km/s で衝突した場合の変形図を図 29 に示す。

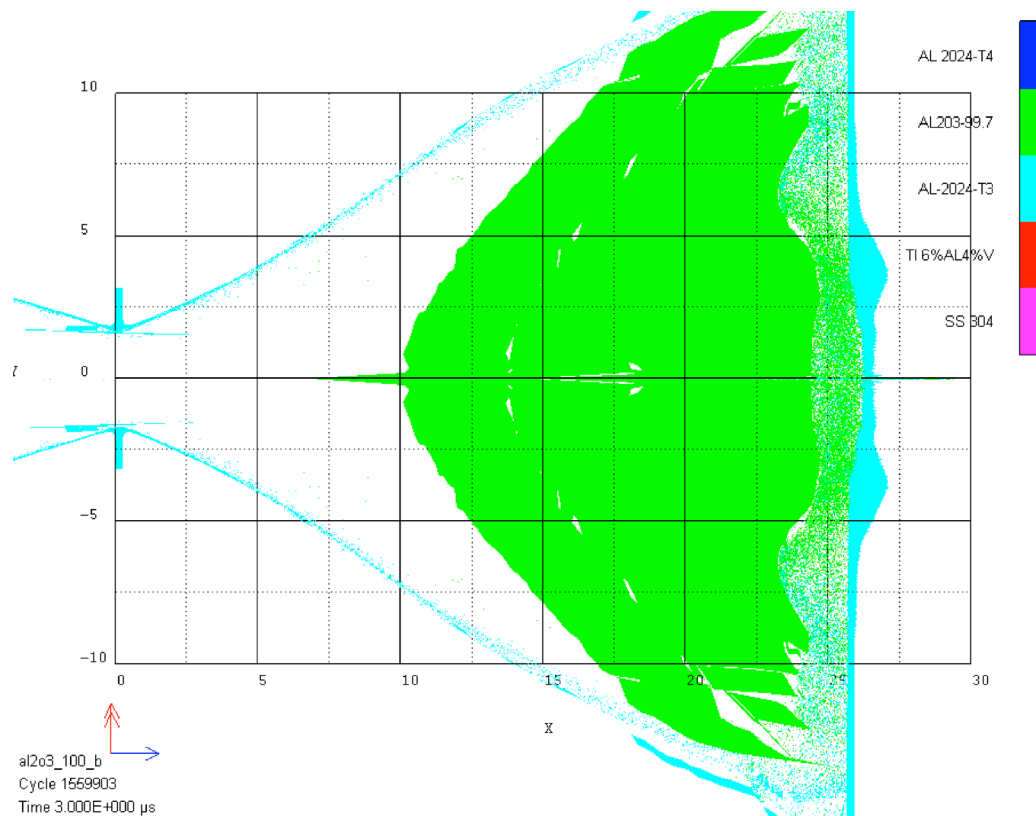


図 29 ハニカムスキン表面に直径 1mm のアルミナプロジェクトイルが 15km/s で衝突し、
3 μ s たった変形図

次に、貫通様相の例として直径 3mm のアルミナプロジェクトイルが 15km/s で衝突した場合の様相を図 30 に示す。

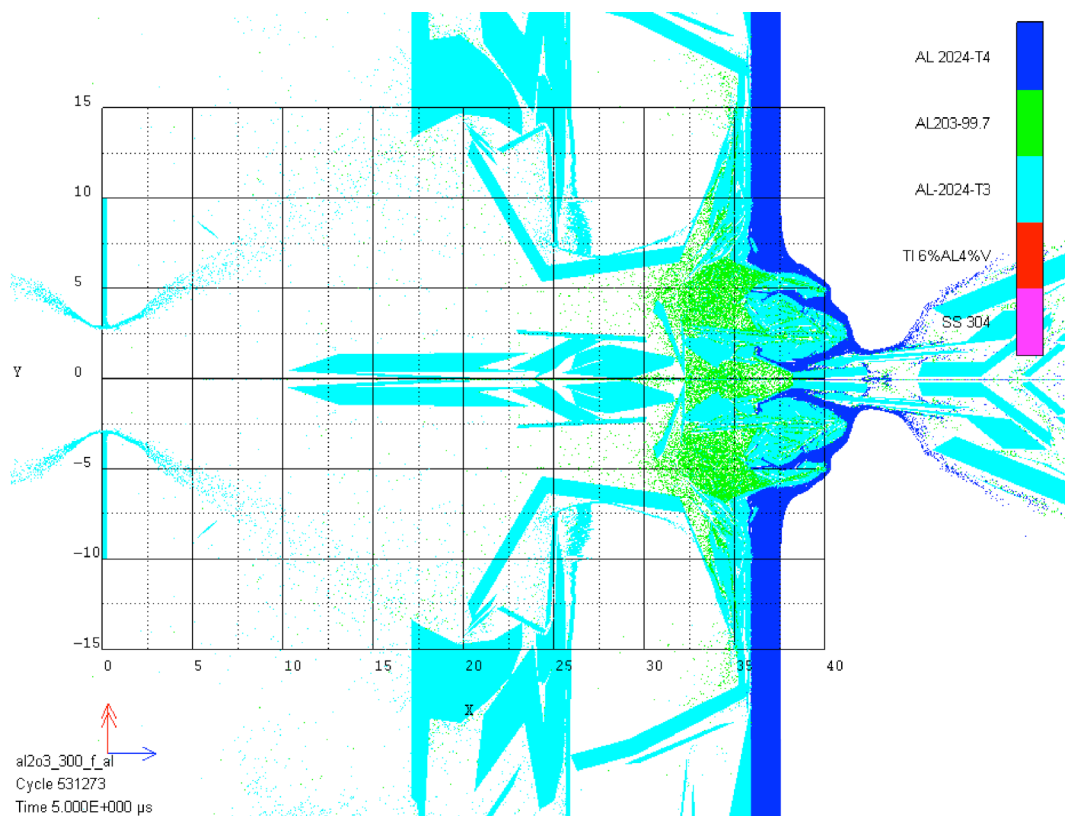


図 30 板厚 1.6mm のアルミ板を内壁とし，直径 3mm のアルミナプロジェタイルをハニカムスキン表面に 15km/s で衝突させ 5 μ s 経過後の変形図

Ⅲ. 4. 3 解析ケース一覧、シールド：アルミ板、内壁：銅板

表 5 アルミシールドによる内壁防護（間隔 0mm）

板厚(mm)	間隔 (mm)	プロジェク タイル材質	プロジェク タイル直径 (mm)	衝突速度 (km/s)	銅への侵徹 距離	調査年度
0.5	0	ステンレス	0.5	2	0.78	2011
0.5	0	ステンレス	0.3	2	0.24	2011
0.5	0	ステンレス	0.3	15	貫通	2011
0.5	0	ステンレス	0.2	2	0.033	2011
0.5	0	ステンレス	0.2	5	0.35	2011
0.5	0	ステンレス	0.2	8	0.63	2011
0.5	0	ステンレス	0.2	10	0.63	2011
0.5	0	ステンレス	0.2	12	0.81	2011
0.5	0	ステンレス	0.2	15	0.89	2011
0.5	0	ステンレス	0.15	5	0.17	2011

0.5	0	ステンレス	0.15	8	0.28	2011
0.5	0	ステンレス	0.15	9	0.35	2011
0.5	0	ステンレス	0.15	10	0.38	2011
0.5	0	ステンレス	0.15	11	0.48	2011
0.5	0	ステンレス	0.15	12	0.31	2011
0.5	0	ステンレス	0.15	13	0.58	2011
0.5	0	ステンレス	0.1	2	0	2011
0.5	0	ステンレス	0.1	5	0.012	2011
0.5	0	ステンレス	0.1	8	0.036	2011
0.5	0	ステンレス	0.1	9	0.078	2011
0.5	0	ステンレス	0.1	10	0.27	2011
0.5	0	ステンレス	0.1	11	0.19	2011
0.5	0	ステンレス	0.1	12	0.1	2011
0.5	0	ステンレス	0.1	13	0.1	2011
0.5	0	ステンレス	0.1	15	0.2	2011
0.5	0	ステンレス	0.05	10	0.011	2011
0.5	0	ステンレス	0.05	12	0.018	2011
0.5	0	ステンレス	0.05	15	0.015	2011

表 6 アルミシールドによる内壁防護（間隔 1mm）

板厚(mm)	間隔 (mm)	プロジェク タイル材質	プロジェク タイル直径 (mm)	衝突速度 (km/s)	銅への侵徹 距離	調査年度
0.5	1	ステンレス	0.5	2	0.49	2011
0.5	1	ステンレス	0.4	2	0.28	2011
0.5	1	ステンレス	0.3	2	0.1	2011
0.5	1	ステンレス	0.3	5	0.33	2011
0.5	1	ステンレス	0.3	8	0.38	2011
0.5	1	ステンレス	0.3	10	0.47	2011
0.5	1	ステンレス	0.3	12	0.56	2011
0.5	1	ステンレス	0.3	15	0.7	2011
0.5	1	ステンレス	0.2	5	0.16	2011
0.5	1	ステンレス	0.2	8	0.13	2011
0.5	1	ステンレス	0.2	10	0.29	2011
0.5	1	ステンレス	0.2	12	0.2	2011

0.5	1	ステンレス	0.2	15	0.45	2011
0.5	1	ステンレス	0.15	10	0.1	2011
0.5	1	ステンレス	0.15	12	0.11	2011
0.5	1	ステンレス	0.15	15	0.14	2011
0.5	1	ステンレス	0.1	8	0.01	2011
0.5	1	ステンレス	0.1	10	0.086	2011
0.5	1	ステンレス	0.1	12	0.044	2011
0.5	1	ステンレス	0.1	15	0.08	2011

表 7 アルミシールドによる内壁防護（間隔 2.5mm）

板厚(mm)	間隔 (mm)	プロジェク タイル材質	プロジェク タイル直径 (mm)	衝突速度 (km/s)	銅への侵徹 距離	調査年度
0.5	2.5	ステンレス	1	2	貫通	2011
0.5	2.5	ステンレス	1	8	貫通	2011
0.5	2.5	ステンレス	0.5	2	0.36	2011
0.5	2.5	ステンレス	0.5	5	0.69	2011
0.5	2.5	ステンレス	0.5	15	貫通	2011
0.5	2.5	ステンレス	0.4	2	0.24	2011
0.5	2.5	ステンレス	0.4	5	0.51	2011
0.5	2.5	ステンレス	0.4	8	0.33	2011
0.5	2.5	ステンレス	0.4	10	0.45	2011
0.5	2.5	ステンレス	0.4	12	0.75	2011
0.5	2.5	ステンレス	0.3	2	0.11	2011
0.5	2.5	ステンレス	0.3	5	0.23	2011
0.5	2.5	ステンレス	0.3	8	0.21	2011
0.5	2.5	ステンレス	0.3	10	0.18	2011
0.5	2.5	ステンレス	0.3	12	0.2	2011
0.5	2.5	ステンレス	0.3	15	0.29	2011
0.5	2.5	ステンレス	0.2	5	0.11	2011
0.5	2.5	ステンレス	0.2	8	0.15	2011
0.5	2.5	ステンレス	0.2	10	0.13	2011
0.5	2.5	ステンレス	0.2	12	0.15	2011
0.5	2.5	ステンレス	0.2	15	0.18	2011

表 8 板厚 0.5mm アルミシールドによる内壁防護（間隔 5mm）

板厚(mm)	間隔 (mm)	プロジェク タイル材質	プロジェク タイル直径 (mm)	衝 突 速 度 (km/s)	銅への侵徹 距離	調査年度
0.5	5	ステンレス	1	2	貫通	2011
0.5	5	ステンレス	1	8	貫通	2011
0.5	5	ステンレス	0.6	2	0.74	2011
0.5	5	ステンレス	0.6	5	0.55	2011
0.5	5	ステンレス	0.6	7	0.58	2011
0.5	5	ステンレス	0.6	8	0.53	2011
0.5	5	ステンレス	0.6	9	0.57	2011
0.5	5	ステンレス	0.6	10	0.45	2011
0.5	5	ステンレス	0.5	2	0.23	2011
0.5	5	ステンレス	0.5	4	0.37	2011
0.5	5	ステンレス	0.5	5	0.49	2011
0.5	5	ステンレス	0.5	6	0.36	2011
0.5	5	ステンレス	0.5	7	0.29	2011
0.5	5	ステンレス	0.5	8	0.2	2011
0.5	5	ステンレス	0.5	9	0.32	2011
0.5	5	ステンレス	0.5	10	0.22	2011
0.5	5	ステンレス	0.5	12	0.42	2011
0.5	5	ステンレス	0.5	15	貫通	2011
0.5	5	ステンレス	0.4	2	0.13	2011
0.5	5	ステンレス	0.4	4	0.15	2011
0.5	5	ステンレス	0.4	5	0.48	2011
0.5	5	ステンレス	0.4	6	0.39	2011
0.5	5	ステンレス	0.4	7	0.2	2011
0.5	5	ステンレス	0.4	8	0.12	2011
0.5	5	ステンレス	0.4	9	0.18	2011
0.5	5	ステンレス	0.4	10	0.23	2011
0.5	5	ステンレス	0.4	12	0.34	2011
0.5	5	ステンレス	0.4	15	0.63	2011
0.5	5	ステンレス	0.3	5	0.24	2011
0.5	5	ステンレス	0.3	6	0.17	2011
0.5	5	ステンレス	0.3	7	0.092	2011

0.5	5	ステンレス	0.3	8	0.15	2011
0.5	5	ステンレス	0.3	9	0.13	2011
0.5	5	ステンレス	0.3	10	0.099	2011
0.5	5	ステンレス	0.3	12	0.088	2011
0.5	5	ステンレス	0.3	15	0.13	2011
0.5	5	ステンレス	0.2	5	0.062	2011

表 9 板厚 1mm のアルミシールドによる内壁防護（間隔 5mm）

板厚(mm)	間隔 (mm)	プロジェクト タイル材質	プロジェクト タイル直径 (mm)	衝突速度 (km/s)	銅への侵徹 距離	調査年度
1	5	ステンレス	0.7	5	0.32	2012
1	5	ステンレス	0.6	2	0.25	2012
1	5	ステンレス	0.6	3	0.33	2012
1	5	ステンレス	0.6	4	0.2	2012
1	5	ステンレス	0.6	5	0.19	2012
1	5	ステンレス	0.6	6	0.33	2012
1	5	ステンレス	0.6	8	0.35	2012
1	5	ステンレス	0.6	10	0.45	2012
1	5	ステンレス	0.5	2	0.23	2012
1	5	ステンレス	0.5	3	0.11	2012
1	5	ステンレス	0.5	4	0.13	2012
1	5	ステンレス	0.5	5	0.18	2012
1	5	ステンレス	0.5	6	0.16	2012
1	5	ステンレス	0.5	8	0.19	2012
1	5	ステンレス	0.5	10	0.29	2012
1	5	ステンレス	0.5	12	0.35	2012
1	5	ステンレス	0.4	2	0	2012
1	5	ステンレス	0.4	3	0.62	2012
1	5	ステンレス	0.4	4	0.14	2012
1	5	ステンレス	0.4	5	0.24	2012
1	5	ステンレス	0.4	6	0.2	2012
1	5	ステンレス	0.4	8	0.24	2012
1	5	ステンレス	0.4	10	0.15	2012
1	5	ステンレス	0.4	12	0.31	2012

1	5	ステンレス	0.4	15	0.28	2012
1	5	ステンレス	0.3	3	0	2012
1	5	ステンレス	0.3	4	0	2012
1	5	ステンレス	0.3	5	0	2012
1	5	ステンレス	0.3	6	0	2012
1	5	ステンレス	0.3	8	0.098	2012
1	5	ステンレス	0.3	10	0.17	2012
1	5	ステンレス	0.3	12	0.19	2012
1	5	ステンレス	0.3	15	0.18	2012
1	5	ステンレス	0.2	15	0.12	2012

表 10 板厚 1mm のアルミシールドによる内壁防護（間隔 10mm）

板厚(mm)	間隔 (mm)	プロジェク タイル材質	プロジェク タイル直径 (mm)	衝突速度 (km/s)	銅への侵徹 距離	調査年度
1	10	ステンレス	0.7	4	0.18	2012
1	10	ステンレス	0.7	10	0.43	2012
1	10	ステンレス	0.6	2	0.31	2012
1	10	ステンレス	0.6	3	0.25	2012
1	10	ステンレス	0.6	4	0.17	2012
1	10	ステンレス	0.6	5	0.25	2012
1	10	ステンレス	0.6	6	0.36	2012
1	10	ステンレス	0.6	8	0.28	2012
1	10	ステンレス	0.6	10	0.16	2012
1	10	ステンレス	0.6	12	0.21	2012
1	10	ステンレス	0.6	15	0.3	2012
1	10	ステンレス	0.5	2	0.2	2012
1	10	ステンレス	0.5	3	0.062	2012
1	10	ステンレス	0.5	4	0.17	2012
1	10	ステンレス	0.5	5	0.18	2012
1	10	ステンレス	0.5	6	0.15	2012
1	10	ステンレス	0.5	8	0.08	2012
1	10	ステンレス	0.5	10	0.23	2012
1	10	ステンレス	0.5	12	0.3	2012
1	10	ステンレス	0.5	15	0.1	2012

1	10	ステンレス	0.4	10	0.18	2012
1	10	ステンレス	0.4	12	0.24	2012

表 11 板厚 2mm のアルミシールドによる内壁防護（間隔 10mm）

板厚(mm)	間隔 (mm)	プロジェク タイル材質	プロジェク タイル直径 (mm)	衝突速度 (km/s)	銅への侵徹 距離	調査年度
2	10	ステンレス	1	2	0.67	2012
2	10	ステンレス	0.8	2	0	2012
2	10	ステンレス	0.8	5	0.52	2012
2	10	ステンレス	0.7	3	0	2012
2	10	ステンレス	0.7	4	0	2012
2	10	ステンレス	0.7	5	0.15	2012
2	10	ステンレス	0.6	2	0	2012
2	10	ステンレス	0.6	3	0	2012
2	10	ステンレス	0.6	4	0	2012
2	10	ステンレス	0.6	5	0.15	2012
2	10	ステンレス	0.6	6	0.79	2012
2	10	ステンレス	0.6	8	0.26	2012
2	10	ステンレス	0.6	10	0.3	2012
2	10	ステンレス	0.6	12	0.42	2012
2	10	ステンレス	0.6	15	0.35	2012
2	10	ステンレス	0.5	6	0	2012
2	10	ステンレス	0.5	8	0.083	2012
2	10	ステンレス	0.5	10	0.16	2012
2	10	ステンレス	0.5	12	0.14	2012
2	10	ステンレス	0.5	15	0.26	2012
2	10	ステンレス	0.4	15	0.27	2012

Ⅲ. 4. 4 解析ケース一覧：ハニカムスキン両面による内壁防護

表 12 ハニカムスキン両面による構体防護性能解析ケース一覧

プロジェク タイル材質	衝突速度 (km/s)	直径 (mm)	構体	様相	解析年度

アルミナ	15	1	なし	非貫通	2008
アルミナ	15	3	アルミ 1.6mm	貫通	2008
アルミナ	15	3	チタン 0.8mm	貫通	2008
アルミナ	15	3	ステンレス 0.4mm	貫通	2008
アルミナ	15	4	アルミ 1.6mm	貫通	2008
アルミナ	15	4	チタン 0.8mm	貫通	2008
アルミナ	15	4	ステンレス 0.4mm	貫通	2008
アルミナ	15	5	アルミ 1.6mm	貫通	2008
アルミナ	15	5	チタン 0.8mm	貫通	2008
アルミナ	15	5	ステンレス 0.4mm	貫通	2008
石	20	1	なし	非貫通	2008
石	20	3	アルミ 1.6mm	貫通	2008
石	20	3	チタン 0.8mm	貫通	2008
石	20	3	ステンレス 0.4mm	貫通	2008
石	20	4	アルミ 1.6mm	貫通	2008
石	20	4	チタン 0.8mm	貫通	2008
石	20	4	ステンレス 0.4mm	貫通	2008
石	20	5	アルミ 1.6mm	貫通	2008
石	20	5	チタン 0.8mm	貫通	2008
石	20	5	ステンレス 0.4mm	貫通	2008

Ⅲ.5 プロジェクティル解析条件

Ⅲ.5.1 アルミナ (AL203-99.7)

アルミナ (AL203-99.7) の物性値は、AUTODYN の材料ライブラリ所収のデータを使用した。状態方程式には多項式モデルを用い、構成則および破壊則には Johnson-Holmquist モデルを適用した。またエロージョン条件も適用した。表 13 に材料データを示す。

表 13 アルミナ (AL203-99.7) の材料データ

状態方程式		Polynomial
参照密度 (ρ_{ref})	(g/cm ³)	3.8
係数 (A_1)	(GPa)	200
係数 (A_2)	(GPa)	0.0
係数 (A_3)	(GPa)	0.0
係数 (B_0)	(-)	0.0
係数 (B_1)	(-)	0.0

係数 (T_1)	(GPa)	200
係数 (T_2)	(GPa)	0.0
構成則		Johnson-Holmquist
横弾性率 (G)	(GPa)	135
Model Type	(-)	Continuous (JH2)
Hugoniot Elastic Limit	(GPa)	5.9
Intact Strength Constant (A)	(-)	0.989
Intact Strength Exponent (N)	(-)	0.3755
Strain Rate Constant (C)	(-)	0.0
Fractured Strength Constant (B)	(-)	0.77
Fractured Strength Exponent (M)	(-)	1.0
Max. Fracture Strength Ratio	(-)	0.5
破壊則		Johnson Holmquist
Hydro Tensile Limit	(MPa)	-290
Model Type	(-)	Continuous (JH2)
Damage Constant (D_1)	(-)	0.01
Damage Constant (D_2)	(-)	1.0
Bulking Constant (β)	(-)	1.0
Damage Type	(-)	Gradual (JH2)
Tensile Failure	(-)	Hydro (P_{min})
エロージョン則		Geometric Strain
エロージョンひずみ	(%)	200

Ⅲ.5.2 石 (DOLOMITE)

石 (DOLOMITE) には状態方程式に Tillotson モデルを用い、エロージョン条件も適用した。表 14 に材料データを示す。

表 14 石 (DOLOMITE) の材料データ

状態方程式		Tillotson
参照密度 (ρ_{ref})	(g/cm ³)	2.8
A	(GPa)	85
B	(GPa)	30
a	(-)	0.5
b	(-)	0.6
α	(-)	5

β	(-)	5
E_0	(kJ/g)	10
E_s	(kJ/g)	2.5
E_s'	(kJ/g)	14
初期温度	(K)	300
比熱	(J/gK)	0.85
構成則		None
破壊則		Hydro (P_{min})
Hydro Tensile Limit	(MPa)	-8.0
エロージョン則		Geometric Strain
エロージョンひずみ	(%)	200

Ⅲ. 5. 3 ガラス (FLOATGLASB)

ガラス (FLOATGLASB) の物性値は, AUTODYN の材料ライブラリ所収のデータを使用した. 状態方程式には多項式モデルを用いた. このモデルは圧力 P を圧縮率 $\mu = \rho/\rho_{ref} - 1$, 比内部エネルギー e の多項式で表現するモデルである.

$$\text{For } \mu > 0 : P = A_1\mu + A_2\mu^2 + A_3\mu^3 + (B_0 + B_1\mu)\rho_{ref}e$$

$$\text{For } \mu < 0 : P = T_1\mu + T_2\mu^2 + B_0\rho_{ref}e$$

ただし, B_0 および B_1 はともに 0 としているため比内部エネルギー依存項は使用されない. 構成則および破壊則には Johnson-Holmquist モデルを適用した. このモデルはガラスやセラミックスのような脆性材料に適用性がある. 3次元解析ではエロージョン条件も適用した. 表 15 にガラスの材料データを示す.

表 15 ガラス (FLOATGLASB) の材料データ

状態方程式		Polynomial
参照密度 (ρ_{ref})	(g/cm ³)	2.53
係数 (A_1)	(GPa)	45.4
係数 (A_2)	(GPa)	-138
係数 (A_3)	(GPa)	290
係数 (B_0)	(-)	0.0
係数 (B_1)	(-)	0.0
係数 (T_1)	(GPa)	45.4
係数 (T_2)	(GPa)	0.0

構成則		Johnson-Holmquist
横弾性率 (G)	(GPa)	30.4
Model Type	(-)	Continuous (JH2)
Hugoniot Elastic Limit	(GPa)	5.95
Intact Strength Constant (A)	(-)	0.93
Intact Strength Exponent (N)	(-)	0.77
Strain Rate Constant (C)	(-)	3.0×10^{-3}
Fractured Strength Constant (B)	(-)	0.35
Fractured Strength Exponent (M)	(-)	0.4
Max. Fracture Strength Ratio	(-)	0.5
破壊則		Johnson-Holmquist
Hydro Tensile Limit	(MPa)	-35
Model Type	(-)	Continuous (JH2)
Damage Constant (D_1)	(-)	0.053
Damage Constant (D_2)	(-)	0.85
Bulking Constant (β)	(-)	1.0
Damage Type	(-)	Gradual (JH2)
Tensile Failure	(-)	Hydro (P_{min})
エロージョン則		Geometric Strain
エロージョンひずみ	(%)	200

Ⅲ. 5. 3 ステンレス (SS 304)

ステンレス(SS 304)の物性値は AUTODYN の材料ライブラリに所収のデータを使用した。材料データを表 16 に示す。

状態方程式には Mie-Grüneisen 型 shock Hugoniot (以下 shock) を用いた。この状態方程式は粒子速度 u_p と衝撃波速度 U_s の間に以下のような線形関係が広範囲の圧力領域において成り立つことに基づいている。

$$U_s = c_0 + s u_p$$

ただし、 c_0 : バルク音速, s : 直線の傾きである。

構成則には Steinberg-Guinan モデルを適用した。このモデルでは von Mises の降伏強度 Y_0 、横弾性率 G は相当塑性ひずみ $\bar{\epsilon}$ 、圧力 P 、密度 ρ 、および温度 T に依存し、以下のように表される。ただし、式中において密度 ρ は、 $\eta = \rho/\rho_{ref}$ として使用している。

$$Y = Y_0 \{1 + \beta_{SG}(\bar{\epsilon} + \epsilon_0)\}^n \left\{ 1 + \left(\frac{Y'_P}{Y_0} \right) \left(\frac{P}{\eta^{1/3}} \right) + \left(\frac{G'_T}{G_0} \right) (T - T_{room}) \right\}$$

$$G = G_0 \left\{ 1 + \left(\frac{G'_P}{G_0} \right) \left(\frac{P}{\eta^{1/3}} \right) + \left(\frac{G'_T}{G_0} \right) (T - T_{room}) \right\}$$

表 16 ステンレス (SS 304) の材料データ

状態方程式		Shock
参照密度 (ρ_{ref})	(g/cm ³)	7.9
Grüneisen 係数 (Γ)	(-)	1.93
バルク音速 (α_0)	(m/s)	4570
直線の傾き (s)	(-)	1.49
構成則		Steinberg-Guinan
横弾性率 (G)	(GPa)	77
降伏応力 (Y)	(MPa)	340
最大降伏応力 (Y_{max})	(MPa)	2500
加工硬化係数 (β_{SG})	(-)	43
加工硬化指数 (n)	(-)	0.35
傾き dG/dP (G'/G_0)	(-)	1.74
傾き dG/dT (G'/G_0)	(MPa)	-35.04
傾き dY/dP (Y'/Y_0)	(-)	7.684×10^{-3}
破壊則		Plastic Strain
破断ひずみ	(%)	30
エロージョン則		Geometric Strain
エロージョンひずみ	(%)	200

Ⅲ.6 ハーネスワイヤ解析条件

Ⅲ.6.1 銅：ハーネスワイヤ芯線

AUTODYN の材料ライブラリ所収のデータを使用した。ただし、芯線をモデル化するにあたり実際の 撚り線ではなく一本の太い芯線としたため、密度補正によって質量を調整した。同時にインピーダンス（密度 × 音速）も本来の銅と等しくなるように補正した。状態方程式および構成則はステンレスと同様である。状態方程式には Shock、構成則には Steinberg Guinan モデルを適用した。破壊則においては相当塑性 ひずみによる破壊モデルを適用し、エロージョン条件も適用した。銅の材料データを表 17 に示す。

表 17CU-OFHC-19 の材料データ

状態方程式		Shock
参照密度 (ρ_{ref})	(g/cm ³)	7.49
Grüneisen 係数 (Γ)	(-)	2.02
バルク音速 (α)	(m/s)	4697
直線の傾き (s)	(-)	1.489
構成則		Steinberg Guinan
横弾性率 (G)	(GPa)	47.7
降伏応力 (Y)	(MPa)	120
最大降伏応力 (Y_{max})	(MPa)	640
加工硬化係数 (β_{SG})	(-)	36
加工硬化指数 (n)	(-)	0.45
傾き dG/dP ($G'/G0$)	(-)	1.35
傾き dG/dT ($G'/G0$)	(MPa)	-17.98
傾き dY/dP ($Y'/Y0$)	(-)	3.396×10^{-3}
破壊則		Plastic Strain
破断ひずみ	(%)	50
エロージョン則		Geometric Strain
エロージョンひずみ	(%)	200

III. 6. 2 テフロン：ハーネスワイヤ被覆

電力ハーネス被覆のテフロン (TEFLON) の材料モデルは AUTODYN の材料ライブラリに所収の データを使用した。状態方程式は Shock, 構成則には von Mises モデル (完全弾塑性モデル: 加工硬化を考慮せず, 降伏後は一定の応力を保つモデル) を適用した。また, 破壊則には負圧による破壊モデルを適用し, エロージョン条件も適用した。表 18 にテフロンの材料データを示す。

表 18TEFLON の材料データ

状態方程式		Shock
参照密度 (ρ_{ref})	(g/cm ³)	2.16
Grüneisen 係数 (Γ)	(-)	0.9
バルク音速 (α)	(m/s)	1340
直線の傾き (s)	(-)	1.93
構成則		von Mises
横弾性率 (G)	(GPa)	2.33

降伏応力 (Y)	(MPa)	50
破壊則		Hydro (P_{min})
Hydro Tensile Limit	(GPa)	-1.0
エロージョン則		Geometric Strain
エロージョンひずみ	(%)	200

Ⅲ.7 ターゲット、ハニカムスキンおよび遮蔽材

Ⅲ.7.1 アルミ板：低速領域（気化には対応せず）

アルミ（AL-2024-T4）の材料モデルは、AUTODYN の材料ライブラリ所収のデータを使用した。状態方程式には Shock, 構成則には Steinberg Guinan モデルを適用した。また、破壊則には負圧（Hydro）による破壊モデルを適用した。

状態方程式		Shock
参照密度 (ρ_{ref})	(g/cm ³)	2.785
Grüneisen 係数 (Γ)	(-)	2.0
バルク音速 (α)	(m/s)	5328
直線の傾き (s)	(-)	1.338
構成則		Steinberg-Guinan
横弾性率 (G)	(GPa)	28.6
降伏応力 (Y)	(MPa)	260
最大降伏応力 (Y_{max})	(MPa)	760
加工硬化係数 (β_{SG})	(-)	310
加工硬化指数 (n)	(-)	0.185
傾き dG/dP (G'/G_0)	(-)	1.8647
傾き dG/dT (G'/G')	(MPa)	-17.62
傾き dY/dP (Y'/Y_0)	(-)	1.695×10^{-2}
破壊則		Hydro (P_{min})
Hydro Tensile Limit	(GPa)	-1.0
エロージョン則		-

Ⅲ.7.2 アルミ板：高速領域（気化に対応）

アルミ（AL-2024-T3）の物性値には AUTODYN 所収のデータを用いた。状態方程式には Tillotson の状態方程式を用いた。この状態方程式は、衝撃圧縮による気化を模擬することができ、物質の圧縮率 $\mu = \rho_{ref} - 1$ および比内部エネルギー E の値によって四つの領域に分けて圧力を評価する。低圧領域 (1TPa オーダ以下) では Mie-Grüneisen 型 shock Hugoniot の状態方程式に等価な解析的な冪関数を用い、高圧領域では Thomas-Fermi の半古典的量子統計理論に基づく理論式を用いる。

(1) $\mu \geq 0$: 凝縮相

$$P_1 = \left(a + \frac{b}{1 + \frac{E}{E_0 \eta^2}} \right) \rho E + A\mu + B\mu^2$$

(2) $\mu < 0, E \leq E_s$: 凝縮相の膨張モード

$$P_2 = \left(a + \frac{b}{1 + \frac{E}{E_0 \eta^2}} \right) \rho E + A\mu$$

(3) $\mu < 0, E_s \leq E < E'_s$: 凝縮相

$$P_3 = P_2 + \frac{(P_4 - P_2)(E - E_s)}{E'_s - E_s}$$

(4) $\mu < 0, E'_s \leq E$: 完全気化領域

$$P_4 = \alpha \rho E + \left[\frac{b \rho E}{1 + \frac{E}{E_0 \eta^2}} + A \mu e^{\beta(1 - \frac{1}{\eta})} \right] e^{-\alpha(1 - \frac{1}{\eta})^2}$$

ただし, E_s, E'_s は昇華点に関する比内部エネルギー, E_0 は 0°C における比内部エネルギー, $A, B, a, b, \alpha, \beta$ は物質固有の物性値である.

構成則は適用しなかった. 破壊条件には, 負圧によって破壊するモデルを適用した. また計算メッシュがつぶれて計算が停止することを避けるためにエロージョン機能を使用した.

表 19 アルミ (AL-2024-T3) の材料データ

状態方程式		Tillotson
参照密度 (ρ_{ref})	(g/cm ³)	2.79
A	(GPa)	75
B	(GPa)	65
a	(-)	0.5
b	(-)	1.63
α	(-)	5
β	(-)	5
E_0	(kJ/g)	5
E_s	(kJ/g)	3
E'	(kJ/g)	15
初期温度	(K)	300
比熱	(J/gK)	0.875
構成則		None

破壊則		Hydro(P_{min})
Hydro Tensile Limit	(GPa)	-1.0
エロージョン則		Geometric Strain
エロージョンひずみ	(%)	200

Ⅲ. 7. 3 ケブラー繊維布

遮蔽材ターゲット（ケブラー）への衝突解析では，原糸：Kevlar29，品番：#710 のケブラー繊維布を用いた．入手先は付録 II.2.5.2 を参照すること．ケブラー繊維布はケブラー繊維を縦と横に交互に編み込んで作られた布であり，繊維方向には強いがそれと垂直方向には弱いという特徴がある．解析においては，異方性の材料モデルによって特徴を再現した．表 20 に材料モデルの詳細を示す．解析では，対称軸方向を繊維と垂直な方向，すなわち強度が弱い 11 方向とし，対称軸と垂直な方向を繊維方向とした．

表 20 ケブラー繊維布の材料データ

状態方程式		Orthotropic
参照密度 (ρ_{ref})	(g/cm^3)	0.733
ヤング率 (E_{11})	(GPa)	0.705
ヤング率 (E_{22})	(GPa)	70.5
ヤング率 (E_{33})	(GPa)	70.5
横弾性率 (G_{12})	(GPa)	0.705
横弾性率 (G_{23})	(GPa)	0.705
横弾性率 (G_{31})	(GPa)	0.705
ポアソン比 (ν_{12})	(-)	0.0
ポアソン比 (ν_{23})	(-)	0.0
ポアソン比 (ν_{31})	(-)	0.0
構成則		Elastic
横弾性率	(GPa)	0.705
破壊則		Material Strain
破断ひずみ	(%)	15
エロージョン則		Geometric Strain
エロージョンひずみ	(%)	200

Ⅲ. 7. 4 ステンレス

プロジェクトイルのステンレスと同様．

Ⅲ.7.5 チタン

表 21 にターゲットとして用いたチタン合金の材料データを示す.

表 21 Ti6% AL4% V の材料データ

状態方程式		Shock
参照密度 (ρ_{ref})	(g/cm ³)	4.419
Grüneisen 係数 (Γ)	(-)	1.23
バルク音速 (c_0)	(m/s)	5130
直線の傾き (s)	(-)	1.028
構成則		Steinberg-Guinan
横弾性率 (G)	(GPa)	41.9
降伏応力 (Y)	(GPa)	1.33
最大降伏応力 (Y_{max})	(GPa)	2.12
加工硬化係数 (β_{SG})	(-)	12
加工硬化指数 (n)	(-)	0.1
傾き dG/dP (G'/G_0)	(-)	0.4819
傾き dG/dT (G'/G_0)	(MPa)	-26.98
傾き dY/dP (Y'/Y_0)	(-)	1.53×10^{-2}
溶解温度	(K)	2110
破壊則		Plastic Strain
破断ひずみ	(%)	10
エロージョン則		Geometric Strain
エロージョンひずみ	(%)	200

Ⅲ.8 その他構造物

Ⅲ.8.1 ハニカムコア

アルミハニカムへの衝突解析のうち、ハニカム内部の挙動へ着目したシミュレーションではハニカム コアとして 5056 アルミ材を用いた. 当該材の物性値が入手できなかったため、AUTODYN の材料ライブラリ所収の 5083 アルミ材のデータで代用した. 密度, 弾性率, ひずみ速度依存性等の値はそのまま使用したが, 降伏応力については静的値から類推し 5083 アルミ材より 20% 低い値とした.

表 22 AL5056 (一部 AL5083 で代用) の材料データ

状態方程式		Linear
参照密度 (ρ_{ref})	(g/cm ³)	2.7
体積弾性率 (K)	(GPa)	58.33

比熱	(J/gK)	5328
直線の傾き (s)	(-)	0.91
構成則		Johnson Cook
横弾性率 (G)	(GPa)	26.92
降伏応力 (A)	(MPa)	134
加工硬化係数 (B)	(MPa)	477
加工硬化指数 (n)	(-)	0.551
ひずみ速度係数 (C)	(-)	1.0×10^{-3}
熱軟化指数 (m)	(-)	0.859
溶解温度	(K)	893
破壊則		Plastic Strain
破断ひずみ	(%)	40
エロージョン則		Geometric Strain
エロージョンひずみ	(%)	100

III.8.2 MLI (Multi-layer insulation)

MLI の材料データのうち、密度については実測値 ($10\text{cm} \times 10\text{cm} \times 10\mu\text{m}$ で 2.252g) を使用した。その他の値については、AUTODYN の材料ライブラリの POLYSTYREN の値を代用した。状態方程式は Shock, 構成則は適用せず、流体的な挙動をとるものとした。破壊則には負圧による破壊モデルを適用した。

表 23MLI の材料データ

状態方程式		Shock
参照密度 (ρ_{ref})	(g/cm ³)	2.047
Grüneisen 係数 (Γ)	(-)	1.18
バルク音速 (α)	(m/s)	2746
直線の傾き (s)	(-)	1.319
構成則		-
破壊則		Hydro (P_{min})
Hydro Tensile Limit	(GPa)	-1.0
エロージョン則		-

Ⅲ.9 参考文献

- 伊藤忠テクノソリューションズ株式会社, 2006 年度 宇宙航空研究開発機構請負業務 ハーネスケーブル衝突解析の検討, JX-PSPC-213733, 2007
- 伊藤忠テクノソリューションズ株式会社, 2007 年度 宇宙航空研究開発機構請負業務 ハーネスケーブル防護の衝突解析の検討, JX-PSPC-233066, 2008
- 伊藤忠テクノソリューションズ株式会社, 2008 年度 宇宙航空研究開発機構請負業務 ハーネスへの衝突解析の検討, JX-PSPC-271089, 2009
- 伊藤忠テクノソリューションズ株式会社, 2008 年度 宇宙航空研究開発機構請負業務 アルミハニカムパネルへの衝突解析の検討, JX-PSPC-263572, 2009
- 伊藤忠テクノソリューションズ株式会社, 2009 年度 宇宙航空研究開発機構請負業務 衛星構体模擬モデルへの衝突解析の検討, JX-PSPC-287514, 2010
- 伊藤忠テクノソリューションズ株式会社, 2010 年度 宇宙航空研究開発機構請負業務 衛星表面材料への衝突解析の検討 (その 1), JX-PSPC-313477, 2011
- 伊藤忠テクノソリューションズ株式会社, 2011 年度 宇宙航空研究開発機構請負業務 衛星表面材料への衝突解析の検討 (その 2), JX-PSPC-333938, 2012
- 伊藤忠テクノソリューションズ株式会社, 2012 年度 宇宙航空研究開発機構請負業務 衛星表面材料への衝突解析の検討 (その 3), JX-PSPC-358186, 2013
- 竹場敦史, 片山雅英 (伊藤忠テクノソリューションズ(株), CTC), 仁田工美 (JAXA), 「衛星設計を目的とした微小デブリの 2 重壁への衝突過程の数値解析による貫通限界曲線の推定」、第 5 回「スペースデブリワークショップ」講演資料集、233-249、2014

付録Ⅳ 故障を招く衝突条件式弾道限界方程式の例

Ⅳ.1 公開されている弾道限界方程式の例

ここに示す式は、IADC-WD-00-03 Version 5.0 October, 2012 PROTECTION MANUAL 及び SPENVIS に記載されていた式をまとめたものである。保障するデブリサイズ、速度範囲等は不明確であり、参考として用いること。

(1) 構造を貫通する限界粒径を求める弾道限界式

1枚構造と複数壁構造とにより異なる式が使われる。基準をもうけターゲットの破砕から裏面から材料が放出されるスポール (spall) 現象までの衝撃破壊を定める。

(2) 半無限ターゲットのクレーターの大きさと貫通されたターゲット (一般に薄い壁) の穴径を与える衝撃破壊サイズ方程式

また、これらは、4種類の衝撃破壊方程式にわけることができ、以下のとおりとなる。

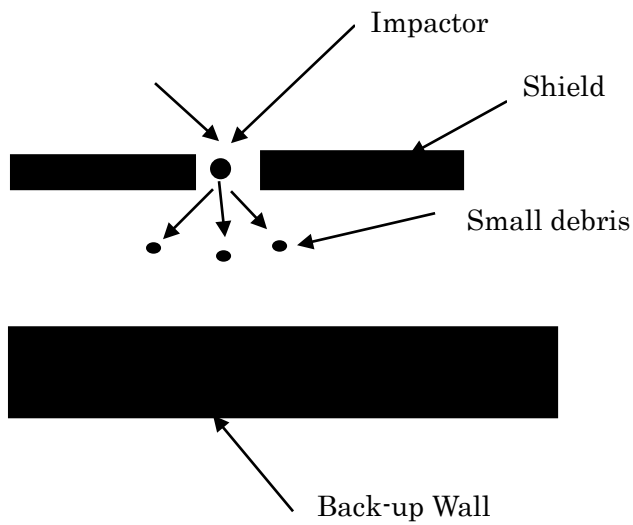
- ① 一枚板の構造の弾道限界式
- ② 複数壁構造の弾道限界式
- ③ クレーターサイズの式
- ④ はっきりした穴となる式

衝撃破壊式を用いる場合は、ターゲット設計に関する情報を必要とし、2つに分類される。

一枚板：これは通常の均一な構造上の板である。その厚みとその密度によって特徴づけられる。

複数の壁：これは、特別な保護を備えている特徴がある。構造の損傷から保護する最も効率的な方法は、構造の壁 (バックアップ壁と称された) の前に一つ以上の薄いシールド層をおくことである。

複数壁構造にして、外壁で衝突デブリとメテオロイドを破砕または溶解し、衝撃エネルギーを分散させてバックアップ壁で防護する。複数の壁設計は、具体的な密度とバックアップ壁とシールド (シールドとバックアップ壁の間隔も同様) の厚みによって特徴づけられる。いくつかのシールド層から成る複数の壁の定式化のためにシールドと平均値になる間隔の合計された厚さを使う。典型的ケースは、特定のマイクロデブリとメテオロイドのシールドまたは熱の保護 (MLI) として適用される時である。



3)-1 衝撃破壊方程式

現在利用でき将来の衝撃破壊公式の柔軟性を提供するために、4種類の衝撃破壊式は、パラメータの形式で考案されている。標準の方程式のパラメータを、各々の式と共に示す。

弾道限界式は、限界デブリ・メテオロイドの径とクレーターまたは穴径を計算するのに用いられる。式で使われるシンボルを表IV-1に表示する。

表IV-1 損傷式のための一般的なシンボル

記号	単位	定義
t_t, t_b, t_s	c m	ターゲット、バックアップ壁、シールドの厚み
K		特徴要因
d_p	c m	小片（インパクター）直径
$\rho_t, \rho_p, \rho_s, \rho_b$	$g\ c\ m^{-3}$	ターゲット、デブリとメテオロイド、シールド壁、バックアップ壁の密度
v	$k\ m\ s^{-1}$	衝突速度
θ		衝突角度
S	c m	シールド壁とバックアップ壁の間隔
D	c m	クレーター径または穴径

① 一枚板の弾道限界式

一枚板の弾道限界式のパラメータ化した公式は、以下の通りである。

$$d_{p,lim} = \left(\frac{t_t}{K_f \cdot K_1 \cdot \rho_p^\beta \cdot v^\gamma \cdot \cos^\xi \theta \cdot \rho_t^\kappa} \right)^{1/\lambda}$$

K_f 要因は、厚いプレート及びガラスターゲットの際に指定する。他の式では、使用されない。 K_1 要因は、各々の式（例えばターゲット耐力強度 σ ）に、特定の他のパラメータを含む。式の標準パラメータの値は、表IV-2 で与えられる。

表IV-2 一枚板の弾道限界式のための標準パラメータ

式	$K_f^{(1)}$	$K_1^{(2)}$	λ	β	γ	ξ	κ
厚いプレート	1.8~3	0.2~0.33	1.056	0.519	2/3	2/3	0
薄いプレート	1.0	0.26~0.64	1.056	0.519	0.875	0.875	0
MLI	1.0	0.37	1.056	0.519	0.875	0.875	0
Pailer-Grun	1.0	0.77	1.212	0.737	0.875	0.875	-0.5
McDonnell&Sullivan	1.0	$0.756 \left[\frac{\sigma_{Al}}{\sigma_t} \right]^{0.134}$	1.056	0.476	0.806	0.806	-0.476
Gardner	1.0	$0.608 \sigma_t^{-0.093}$	1.059	0.686	0.976	0.976	-0.343
Gardner, McDonnell. Collier	1.0	$0.85 \sigma_t^{-0.153}$	1.056	0.763	0.763	0.763	-0.382
Frost	1.0	0.43	1.056	0.519	0.875	0.875	0
Naumann, Jex, Johson	1.0	0.65	1.056	0.5	0.875	0.875	-0.5
Naumann	1.0	0.326	1.056	0.499	2/3	2/3	0
McHugh & Richardson 厚 いガラスターゲット	1.85~7	0.64	1.2	0	2/3	2/3	0.5
Cour-Palais thick 厚いガラスターゲット	1.85~7	0.53	1.06	0.5	2/3	2/3	0

(1) 損傷ファクター K_f :

厚いプレート :	$K_f \geq 3$	クレーターのみ生成
	$2.2 \leq K_f < 3$	プレートを貫通しないが、スポール破壊を生じる
	$1.8 \leq K_f < 2.2$	プレートを貫通しないが、スポール破壊で裏面から碎片を生じる
	$K_f < 1.8$	プレートの貫通
厚いガラスターゲット :	$K_f \geq 7$	クレーターのみ生成
	$1.85 \leq K_f < 7$	プレートを貫通しないが、スポール破壊を生じる

$$K_f \leq 1.85$$

プレートの貫通

(2) K_1 ファクター:

厚いプレート: アルミニウム合金 $K_1 = 0.33$

ステンレススチール $K_1 = 0.2$

薄いプレート: アルミニウム合金 $K_1 = 0.43 - 0.454$

ステンレススチール $K_1 = 0.255$ AISI 304, AISI 306

$K_1 = 0.302$ 17-4 PH annealed

マグネシウムリチウム $K_1 = 0.637$

コロンビウム合金 $K_1 = 0.271$

McDonnell & Sullivan: 以下の σ 値を参照

Gardner: この式のための Pa 単位での σ_t 入力

(3) MLI のための一枚板の弾道限界式は、熱制御材の損傷を評価して、実験とハイドロコードシミュレーションによって引き出された。

McDonnell & Sullivan と Gardner 式で使われる 0.2 耐力強度 σ のための参照値

材料	ξ ^{注)}	Mpa
純アルミニウム	1 0	7 0
アルミニウム合金 (上質)	3 0 ~ 6 5	2 0 0 ~ 4 5 0
銀	2 2	1 5 0
金	1 7 . 5	1 2 0
ベリリウム銅	1 2 0	8 3 0
銅	3 2	2 2 0
ステンレス鋼	1 1 0	7 6 0
チタン	1 4 0	9 8 0
注) $\xi = 1,000 \text{ lb in}^{-2} = 6.895 \text{ Mp}$		

②-1 複数壁構造の弾道限界式

複数の壁弾道の制限方程式のパラメータの公式化は、以下の通りである。

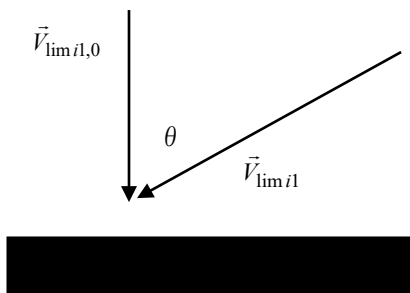
$$d_{p,\text{lim}} = \left(\frac{t_b + K_2 \cdot t_s^\mu \cdot \rho_s^{v2}}{K_1 \cdot \rho_p^\beta \cdot v^\gamma \cdot \cos^\xi \theta \cdot \rho_b^\kappa \cdot S^\delta \cdot \rho_s^{v1}} \right)^{1/\lambda}$$

3つの速度領域は、2つの限界速度 $v_{\text{limit}1}$ と $v_{\text{limit}2}$ によって区切られる。パラメータは、大抵 $v_{\text{limit}1}$ 以下と $v_{\text{limit}2}$ 以上の異なる値を持つ。また、 $v_{\text{limit}1}$ と $v_{\text{limit}2}$ の速度間では、線形の特性をもつ。限界速度は、衝突角度によって異なる可能性がある。

$$v_{\text{limit}1} = v_{\text{limit}1,0} \cos^{\phi1} \theta$$

$$v_{\text{limit}2} = v_{\text{limit}2,0} \cos^{\phi2} \theta$$

通常の話では、 $\gamma = \xi$ 、上記の式のコサインのべき指数は $\phi1 = \phi2 = -1$ である。それぞれ、典型的複数壁構造の式のためのパラメータ値は、2重壁と複数の壁用として表IV-3 と表IV-4 に示す。Cour-Palais, MLI と Maiden-McMillan 式の場合は、1つの速度領域だけが使われる。



表IV-3 2重壁弾道限界式の標準パラメータ

式	$K_1^{(2)}$	$K_2^{(2)}$	λ	β	γ	κ	δ	ξ	V_1, v_2	μ
Cour-Palais	$0.044 \left[\frac{\sigma_{y,ref}}{\sigma_{y,t}} \right]^{0.5}$	0	1	0.5	1	0.167	-0.5	1	0, 0	0
MLI	$0.034 \left[\frac{\sigma_{y,ref}}{\sigma_{y,t}} \right]^{0.5}$	0	1	0.5	1	0.167	-0.5	1	0, 0	0
Maiden-McMillan	$K_f \pi / 6 \left[\frac{\sigma_{y,ref}}{\sigma_{y,t}} \right]^{0.5}$	0	3	1	1	0	-2	1	0, 0	0
ESA $v < 3$	0.255 ± 0.637	1	1.056	0.519	0.875	0	0	0.875	0, 0	1
$v > 9.5$	$\pi / 6 \left[\frac{\sigma_{y,ref}}{\sigma_{y,t}} \right]^{0.5}$	0	3	1	1	0	0	1	0, 0	0

(1) Maiden-McMillan 式の損傷ファクタ K_f :

$K_f \geq 41.5$ ダメージなし
 $8.2 \leq K_f < 41.5$ へこむ初期領域
 $7.1 \leq K_f < 8.2$ 破壊領域
 $K_f < 7.1$ 進入領域

(2) ESA の式 :

- ボーイング-ESA 方程式は、ESA 方程式と同じ形式である。しかし、
 $v_{lim i1} = 1.4 \text{ km s}^{-1}, v_{lim i2} = 7.83 \text{ km s}^{-1}$ 。

- 参照耐力強度 $\sigma_{y,ref} = 70,000 \text{ lbin}^{-2} = 482.8 \text{ MPa}$

(3) MLI の式 :

複数壁弾道限界式 MLI は、ブランケットのデブリ/メテオロイド防護の評価をする、また、試験と Cour-Palais 式を用いたハイドロコードシミュレーションにより求められた。

表IV-4 複数壁弾道限界式の標準パラメータ値

式	V (km/s)	K_1	K_2	λ	β	γ	κ	δ	ξ	V1, v2	μ
ESA Triple ¹⁾	$v < 3$	$0.312(\tau_1/\tau)^{0.5}$	$1.667 \cdot K_1$	1.056	0.5	2/3	0	0	5/3	0, 0	1
	$v > 7$	$0.107(\tau_1/\tau)^{0.5}$	0	1.5	0.5	1	0	-0.5	1	0.167, 0	0
NASA ISS	$v < 3$	$0.6(\sigma_w/40)^{-0.5}$	$(\sigma_w/40)^{-0.5}$	1.506	0.5	2/3	0	0	5/3	0, 0	1
	$v > 7$	$[3.918(\sigma_w/70)^{1/3}]^{-1.5}$	0	1.5	0.5	1	0	-0.5	1	0.167, 0	0
MMODified Cour-Palais ¹⁾	$v < 3$	$0.6(\sigma_w/40)^{-0.5}$	$1.667 \cdot K_1$	1.056	0.5	2/3	0	0	5/3	0, 0	1
	$v > 7$	$0.129[\sigma_w/70]^{-0.5}$	0	1.5	0.5	1	0	-0.5	1	0.167, 0	0
NASA Shock	$v < 3$	$0.3(\tau_1/\tau)^{0.5}$	$1.233 \cdot K_1$	1.056	0.5	2/3	0	0	5/3	0, 1	1
	$v > 6$	$22.545(\tau_1/\tau)^{0.5}$	0	3	1	1	-1	-2	1	0, 0	0

NASA Bumper	$v < 3$	$0.4(\tau_1/\tau)^{0.5}$	$0.925 \cdot K_1$	1.056	0.5	2/3	0	0	5/3	0, 1	1
	$v > 6$	$18.224(\tau_1/\tau)^{0.5}$	0	3	1	1	-1	-2	1	0, 0	0
τ_1 : 参考材料 (高品質アルミニウム) の耐力強度 : $\tau_1 = 40,000 \text{ lb in}^{-2} = 27.6 \text{ Mpa}$ $\sigma_w = 47$ システム試験 (ξ の入力として) のために参照式として使用した ξ											

②-2 NEW Cour-Palais 式

$$v_n \leq 3 \text{ km/s}$$

$$d_c(v_n) = \left(\frac{\frac{t_w}{K_{3s}} \left(\frac{\tau}{40000} \right)^{0.5} + t_b}{0.6 \cos \theta v_n^{0.667} \rho_p^{0.5}} \right)^{0.947}$$

$$v_n \geq 7 \text{ km/s}$$

$$d_c(v_n) = 1.155 K_{3D}^{-0.667} t_w^{0.667} \rho_p^{-0.333} \rho_b^{-0.111} v_n^{-0.667} \left(\frac{\pi S}{70000} \right)^{0.333}$$

$$3 \leq v_n \leq 7 \text{ km/s}$$

$$d_c(v_n) = d_c(v_n = 3) \left(1.75 - \frac{v_n}{4} \right) + d_c(v_n = 7) \left(\frac{v_n}{4} - 0.75 \right)$$

ここで、

$$K_{3s} = 1$$

$$K_{3D} = 0.6$$

d_c 弾道限界粒子の直径(cm)

v 速度 (km/s)

v_n 垂直速度成分(km/s)

θ 表面垂直に対する衝突角度(度)

t_b バンパーの厚み(cm)

t_w 後方壁の厚み(cm)

ρ_p プロジェクトタイルの密度(g/cm³)

ρ_w 後方壁の密度(g/cm³)

ρ_b バンパー密度(g/cm³)

τ 後方壁の降伏応力(lb/inc² における)

S バンパーと後方壁の間隔 (cm)

と定義する。

③ クレーターサイズ式

クレーターサイズ方程式のパラメータの公式化は、一枚板の弾道限界式と、非常に類似している。

$$D = K_1 \cdot K_c \cdot d_p^\lambda \cdot \rho_p^\beta \cdot v^\gamma \cdot \cos^\xi \theta \cdot \rho_t^\kappa$$

クレーター要因 K_c は、クレーター深さ p に対するクレーター半径 $D/2$ の比率である。そして、 K_c 要因は、引き伸ばやすい又はもろいターゲットに分類されることができる。引き伸ばせやすいターゲットの場合、クレーターは多少球状である、そして、 K_c はおよそ 1 である。もろいターゲットの場合、直径 D_h による内部のクレーターができるかもしれない。そして、外のクレーターは非常に大きいものとなる。もろいターゲットの場合は、 K_c は 10 程度と高いかもしれない。

厳密に言って、破壊が起こらない時のみ、クレーターサイズ式は有効である。クレーターサイズ式は、ターゲットに対して、壁の厚さが小片直径より非常に大きいケースのために使われなければならない。標準の方程式のパラメータの値を表IV-5 に示す。

④ はっきりした穴となる式

はっきりした穴となる式のパラメータの公式化は、以下の通りである。す

$$D = \left[K_0 \cdot \left(\frac{t_s}{d_p} \right)^\lambda \cdot \rho_p^\beta \cdot v^\gamma \cdot \cos^\xi \theta \cdot \rho_s^\mu \cdot + A \right] d_p$$

はっきりした穴となる式は、主に薄いホイル（典型的にバンパーシールドまたは類似物）が、完全に貫通する場合にあてはまるものである。有効性の制限は、関係 $t_s/d_p < 10$ によって与えられる。

標準の式のパラメータの値は、表IV-6 に示す。

表IV-6 はっきりした穴となる式の標準パラメータ

式	K_0	λ	β	γ	ξ	μ	A
Maiden	0.88	2/3	0	1	1	0	0.9
Nysmith-Denardo	0.88	0.45	0.5	0.5	0.5	0	0
Sawle	0.209	2/3	0.2	0.2	0.2	-0.2	1
Fechting	5.24×10^{-5}	0	1/3	2/3	2/3	0	0

IV.2 WG で取得した弾道限界方程式の例

① 構体壁に設置された筐体に関する式

構体壁に直接設置された筐体に生じるクレータ深さを求める実験式を取得している。図IV.2①-1 に供試体の概略を示す。筐体に生じるクレータの深さ p を求める式は、以下で表される。

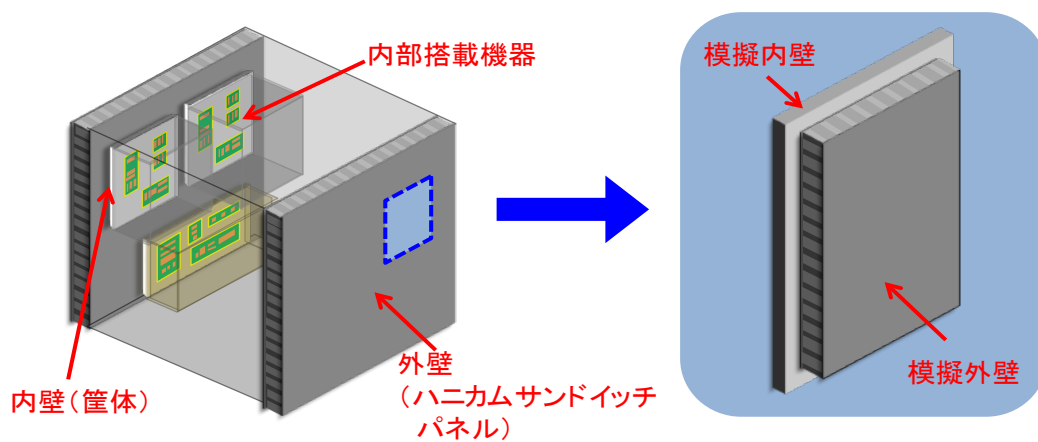
$$p = 2.20d \cdot 0.477 \quad (d \leq 1 \text{ mm})$$

ここで、 d はデブリの直径 (mm) である。 $d=0.21 \text{ mm}$ の時に $p=0$ となるので、直径 0.21 mm 以下のデブリはハニカムサンドイッチパネルを貫通しないと考えられる。また、デブリ衝突から内部搭載機器を防護するためには、上述の式で算出された値の 2 倍程度の筐体厚さが必要である。

本実験式の適用範囲は以下である。

- 構体パネル
 - ・ アルミハニカムサンドイッチパネル
 - ・ 表皮 A2024-T81、厚さ 0.01 inch
 - ・ コア A5056、高さ 1 inch、セルサイズ 1/4 inch、箔厚 7/10,000 inch
- 筐体 A2024-T3

- デブリ直径 0.15～1 mm
 - 衝突速度
 - ・ アルミが衝突した場合 約 8 km/s
 - ・ アルミナが衝突した場合 約 7 km/s
 - ・ 鉄が衝突した場合 約 6 km/s
 - 衝突角度 垂直衝突のみ
 - 構体パネルと筐体壁は隙間なく設置されている場合のみ
- 試験に関する詳細については、付録Ⅱを参照して欲しい。



図IV.2①-1 構体壁に設置された筐体の概略

② 高強度繊維織布に関する式

衝突する微小デブリの直径 (d_p) と、防護に必要な高強度繊維織布の積層枚数 (N) の関係式を、実験的に取得している。試験した高強度繊維織布を

表 IV.2②- 1 に示す。防護に必要な織布の必要枚数を求める実験式は以下の形で表される。

$$N = [C_1 d_p + C_0]$$

ここで、 $[X]$ は X を整数に切り上げることを表す。定数 C_0 、 C_1 の値を表 IV.2②- 2 に示す。

本実験式の適用範囲は以下である。

- デブリ直径 0.1～ 0.5 mm
- 衝突速度
 - ・ アルミが衝突した場合 約 8 km/s
 - ・ アルミナが衝突した場合 約 7 km/s
 - ・ 鉄が衝突した場合 約 6 km/s
- 衝突角度 垂直衝突のみ

試験に関する詳細については、付録Ⅱを参照して欲しい。

表 IV.2②- 1 試験した高強度繊維織布

ID	使用繊維	織り方	繊維密度 (yarns/inch)	面密度 σ (kg/m ²)	厚さ t (mm)
Kevlar・通常	K29	平織	24 × 24	0.319	0.43
Kevlar・高弾性・薄	K49	平織	34 × 34	0.058	0.08
Kevlar・高弾性・厚	K49	平織	17 × 17	0.217	0.33
Beta cloth・アルミ有	Beta	平織	非公開	0.274	0.203
Beta cloth・アルミ無	Beta	平織	非公開	0.274	0.177
Nextel・通常	Nextel 312	平織	30 × 25	0.305	0.406
Nextel・通常・縐子	Nextel 312	縐子織	20 × 17	0.447	0.533
Nextel・高弾性・縐子	Nextel 440	縐子織	30 × 26	0.500	0.508
Zylon・厚	Zylon AS	平織	24 × 24	0.314	0.42
Zylon・薄	Zylon AS	平織	20 × 20	0.171	0.26

表 IV.2②- 2 貫通限界積層数を求める定数

ID	平均		+3 σ	
	C ₀	C ₁	C ₀	C ₁
Kevlar・通常	0.7	24	2.2	32
Kevlar・高弾性・薄	5.4	97	8.0	127
Kevlar・高弾性・厚	0.7	29	4.2	30
Beta cloth・アルミ有	2.2	25	3.7	29
Beta cloth・アルミ無	1.0	31	3.7	35
Nextel・通常	-0.2	33	0.4	47
Nextel・通常・繻子	0.7	19	0.7	30
Nextel・高弾性・繻子	0.4	19	0.8	26
Zylon・厚	0.6	20	2.3	27
Zylon・薄	-0.4	34	1.6	38