

第23回衛星設計コンテスト

ミッション概要説明書

事務局使用欄

受付番号

2701

年 月 日

応募区分 アイデアの部

1. 作品情報・応募者情報

作品名（20文字以内） 対デブリ宇宙機防御システム「ひらいし」			
作品名 副題（これは公式文書では省略する場合があります） 二重反転バンパーおよび粘弾性緩衝材を用いた防御システム			
	氏名（フリガナ）	所属学校<大学>等、学部、学科（研究室）	学年
代表者（正）	竹本智志（タケモトサトシ）	立命館守山高等学校 FSC	3
代表者（副）			
メンバ1			
メンバ2			
メンバ3			
メンバ4			
メンバ5			
メンバ6			
メンバ7			
メンバ8			

2. ミッションの概要（プレスリリース等で使用するので、200字程度でわかりやすく表現して下さい。）

現在、宇宙空間ではスペースデブリ問題が急速に深刻化しつつある。低・中軌道で特に大きな被害をもたらすスペースデブリは、今後軌道上での密度の高低をともなった形態で発達すると考えられ、これに対処するために切れ目のない新たなシールドングシステムを考案する必要がある。本稿ではこの問題に対して粘弾性材料を用いた緩衝材と二重反転バンパーを採用することで厳しいデブリ環境を緩和するアイデアを提示する。

3. ミッションの目的と意義（目的・重要性・技術的／社会的意義等）

（a）目的

通常宇宙機開発の過程において、地球軌道上の宇宙航行に甚大なダメージを与える可能性をもつスペースデブリに対する何らかの受動的防御のシステムを検討する。しかし、今後効果的な能動的対策を確立しないままスペースデブリ環境が悪化した場合、既存のシールドングシステムでは特定の方向からの連続的な衝突に耐えることが難しくなると考えられる（本稿で予想したデブリ環境の最悪条件は人工衛星間ブレークアップないしASAT（対衛星兵器）の使用によってもたらされる高密度のデブリクラウドである）。本稿ではこれにおいて回転型バンパーの使用による確率的防御の概念とST特性（ずり増粘特性）を顕著に示す粘弾性体材料を用いた緩衝材を用いることでシールドの性能を向上させ、宇宙機に対する外部からの危険を低減することを目的とする。

（b）重要性・技術的／社会的意義等

今日、地球軌道上を周回しその潜在的なリスクが問題視されているスペースデブリが増加の一途をたどっている。これを受けて、各国宇宙機関は現在主に受動的なシールド構造を用いて対策を打ち出している。今後継続的・安定的な宇宙開発を実現するためには、少なくとも能動的手段が確立されるまでデブリに対するより優れた受動的対策を供給し続けることが重要である。本構想では既存のシールドコンフィギュレーションに倣い全てのデブリの中でも特にレーダーによる各個捕捉が現時点で不可能である～100mmの規模のスペースデブリに注目し、これらに対しIADCが第三種対策と定める「防御」を従来

に比べて効率的に展開する防御機構を提案する。このようなシールドシステムにより宇宙航行の安全性を高め、より安定的な宇宙開発に寄与する点に社会的意義を主張する。

4. ミッションの具体的な内容

(a) システム

(地上局やミッション機器等を含む全体の構成・機能・軌道・データ取得を含む運用手順等、必要に応じて図表添付のこと)

「ひらいし」の構造は緩衝材とその容器を含む内郭部と、二つのバンパーの回転機構で構成される外郭部の二つに大別することができる。

一般的な既存のシールドである Whipple shield は Fig. 1 の通り与圧壁の前方に金属製の rear wall (以下後方壁) と、金属製の板の積層構造 (以下バンパー) またはこれらの間に補強材料を追加した構造を持つ。このような構造は、飛翔体が衝突した際に飛翔体とバンパーの一部を昇華・融解し、これを拡散することによって圧力を分散してシールドの集中的な破壊と宇宙機への貫通を防ぐことを目的として設計されている。しかしながらこの構造には Fig. 2 のように内部破壊が生じることが高速衝突実験にて確認されている。このように生じた内部破壊やひずみは材料内の応力集中を招くなどの危険性があり、故に衝突一回あたりによって引き起こされるシールド機能の低下が比較的大きいことが特徴として挙げられる。

本構想で提案するシールドは Fig. 3 に示す通り、Whipple shield に見られる後方壁を持たず、その代わりに CFRP 板で拘束された粘弾性体緩衝材の層 (以下 VEF 層) を与圧壁前方に持つ。バンパーとの衝突によって拡散されたデブリの破片を停止する手段を金属製の後方壁ではなく緩衝材の慣性抵抗に依拠しており、金属材料に見られる内部破壊が起こらないようにすることを設計の狙いとしている。このような設計においてこれまで課題となってきたこととして (流体系の) 緩衝材の流出が挙げられるが、これを粘性と弾性をせん断速度によって併せ持つ材料を採用することによって抑止することを提案する。

内部破壊が限定されるという構造は、VEF 層を含むシールド前方にバンパーが存在する限り一定の性能を保つことを可能とする。故に機能低下の可能性を低減するために、これに加えてバンパーの継続的な供給を目的とする機構を導入することが理想的である。そこで本構想では、外郭部に二重反転バンパーを採用する。まず、ISS へのデブリ衝突の脅威の分布をイメージ化したものが Fig. 4 である。ここでは例として宇宙機の速度方向にエンドコードを向けて航行する Zvezda などの円筒形モジュールを簡略化したモデルでの説明を試みる (但し、デブリの侵入高度は衝突角度に関わらず一定であるとする想定は Fig. 4 の拘束条件から受け継ぐものとする)。まずモジュールのある点での断面に Fig. 5 のように座標を設定し、固定されたバンパーと共に点 A・B に固定された視点を設定すると、衝突確率は Fig. 6 のグラフに示されるような定数となる。次にこのバンパーとバンパー上の A・B 点をそれぞれ観測する視点を一定の角速度で回転させると、各点における衝突確率は Fig. 6 のグラフに示されるようなサインカーブに基づいて推移する。

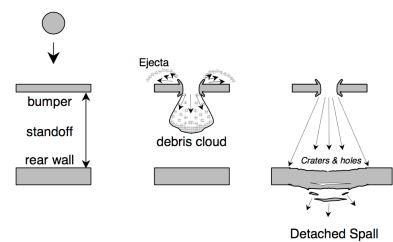


Fig.1 typical structure of Whipple shield



Fig.2 hydrocode simulation of internal failure of rear wall

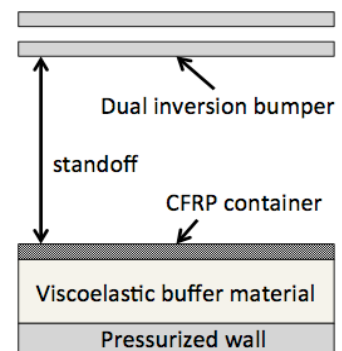


Fig. 3 本構想で提案するシールドの構造概念

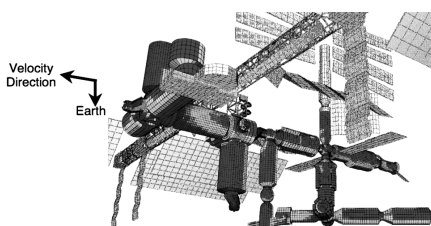


Fig.4 directionality of debris environment

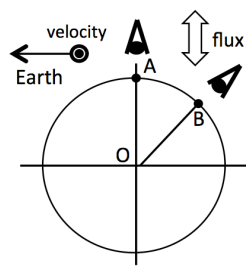
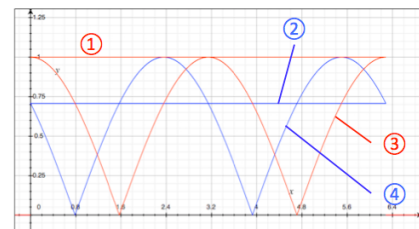


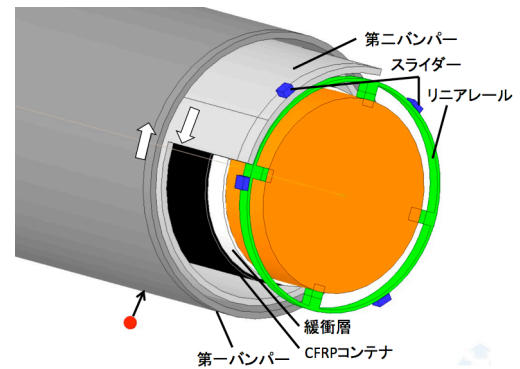
Fig.5 モジュールの断面図



①:A点固定 ③:A点回転移動
②:B点固定 ④:B点回転移動

Fig.6 衝突確率の局所的変移

Fig. 6 の通りこの機構は、デブリの衝突確率を低減させるものではなく、むしろその確率を接触しているバンパー全域に分散させるものである。このような確率の分散が必要となるのは平時の環境下ではなく、短期間に多数発生したデブリによって引き起こされる極環境下である。例えば、先述のように近傍・同高度の軌道上でブレークアップが発生した直後に発生する高密度のデブリクラウド通過などの極デブリ環境への対策には、軌道や高度の変更などシールド設置の他にとりうる回避行動やデブリの軌道上での寿命を考慮しても、次のプロセスに移行するまでの時間、等方向からのデブリの流速にさらされる恐れがある。このような場合において、この回転がもたらすバンパーへの衝突確率の時間変化は極めて重要になる。例えば上のような状況の場合、次の衝突までの (ISS の場合約 45 分) 間に π だけバンパーの位相をずらすことで十分な衝突確率の分散が行われ、衝突確率を最大二分の一まで低減することができる。このバンパーを実現するためには、姿勢制御の観点から回転のモーメントを打ち消す必要があるため、バンパーの厚みを二つに分け、逆方向に回転させることが必要となる。



ひらいしの構造イメージ

(b) 具体的な実現方法、もしくは実現のために必要な課題・開発すべき項目
バンパーやコンテナの CFRP 材料は既存のものからの変化がないため、これらの打ち上げはこれまでと同様に行うことができる。また粘弾性体材料も、例えば本構想で例示した窒素系シリコーン化合物などの場合、打ち上げ時の振動により弾性体として扱うことができることが予想される。これらに加えて、緩衝材を容器内に注入するためのインジェクターとバンパーに初速を加えるためのサイドスラスタ、バンパーを回転させるためのベアリングを含むリニアレール・スライダ及びこの固定アームが必要となる。

以下に円筒形モジュールにひらいしを敷設する簡易的な手順予想を示す。まず CFRP コンテナを組み上げたのちに、インジェクターで複数箇所から徐々に緩衝材を注入する。その後注入箇所を閉じ、保護対象の両端に固定アームとリニアレール・スライダを取り付ける。リニアレール上からバンパーの構成をはじめ、第一・二バンパーでモジュールを覆う。最後に第一・二バンパーの端にそれぞれに対して逆方向にサイドスラスタを取り付け、バンパーに回転を与える。

実現に向けての技術的課題は二つある。まず一つに、理想的な緩衝材の開発が挙げられる。今回採用したものも含め様々な材料の中から最も宇宙環境において安定なものを選定または開発することはシールドの信頼性を高めることにおいて重要である。そしてさらに、高速衝突実験による緩衝材の反応の精密なモデル化が挙げられる。現在構想の段階にある本システムに現実性を持たせるには、超高速における衝突に対する粘弾性体の反応を一定の速度バンドで連続的に観測することが必要不可欠となる。

5. 主張したい独創性や社会的効果

(a) 主張したい本ミッションの独創性
強化材料の一部を粘弾性体という新規材料で置き換えることによって既存の構造を保持しながらより持続可能性の高いシールドを構成する点。並びに二重反転バンパーの採用によって、今後予想されるあらゆるデブリ環境の変化とこれによって発生する多様な影響に切れ目なく対応できる可能性を高める単一のシールドシステムとなる点。

(b) 得られる成果・波及効果・対象となる受け取り手
防御システム「ひらいし」はあらゆるデブリ環境下における宇宙機外殻及び与圧壁の PNP (Probability of No Penetration) を向上させる。これにより、宇宙機の安全性に一定の恒常性と信頼性を与える。ただし、ペイロードとコストの関係から大規模な実装や無人宇宙機への搭載は事実上不可能であることから、有人宇宙機のコンポーネントのうち、安全性確保及び機器の精密性保持のプライオリティーが高いものを受け取り手と想定する。

以上

対デブリ宇宙機防御システム「ひらいし」

ミッション解析書

立命館守山高等学校 FSC 竹本智志

1.背景・問題提起

現在、地球軌道上には宇宙開発によって生み出された多種多様な人工物が周回している。これらの中で、IADC(国際宇宙機関デブリ調整委員会)によって「地球周回軌道上に存在するか大気圏再突入中の非機能的な人口物体及びそれらの構成要素」として定義されるのがスペースデブリ(以下デブリ)である。デブリはLEOにおいては平均して8~9kmで周回しており、この高いエネルギーは現在から未来にかけて軌道上でミッションを遂行する宇宙機にとって多大な脅威となりうることから、対策が急がれている。特に、衛星同士がブレイクアップした場合やASATによって破壊された場合などには、短期間ながらも急激なデブリ数の増加が強く懸念され、今までにないデブリ環境とそれによる影響が出現する可能性は高い。また新規宇宙機設計に際しても、有人宇宙機の増加や航行の長期化・頻度の増加などにより、安全性向上のためのシステムの設計は改善の余地が見出せる。

[1]

2. 既存の防護構造物

現在ISSをはじめとする様々な宇宙機に適用されているシールドの設計は1947年にFred Whippleによって提案されたに多重構造シールドの原理に依拠しており、多くの場合これにstuffed materialと呼ばれる強化材料を組み込んだものである。Whipple shieldの原理はバンパーと呼ばれる前方壁にデブリを衝突させることによってデブリとバンパーの材料の一部を融解・昇華させこれをrear wall(以下後方壁)に拡散して衝突させるというものである。(Fig.1 参照) Whipple shieldは面密度を削減することに貢献しているが、その後方壁はアルミニウムなどの金属材料であることが多いため、Fig.2に示すような内部破壊

がデブリクラウドの拡散に合わせて広範囲で起こる。またWhipple shieldに強化材料が含まれている場合、これらにも広範囲な破壊が起こる。このような構造上、衝突一回あたりによって引き起こされるシールドの機能低下は大きくなる。デブリクラウドに含まれるものの中で後方壁への損傷を中心的に引き起こしているのが、バンパーとの衝突で完全な相転移をしなかった個体の金属破片(花弁状破片)であり、これを防ぐことが一つのシールドとしての性能の指標となる。

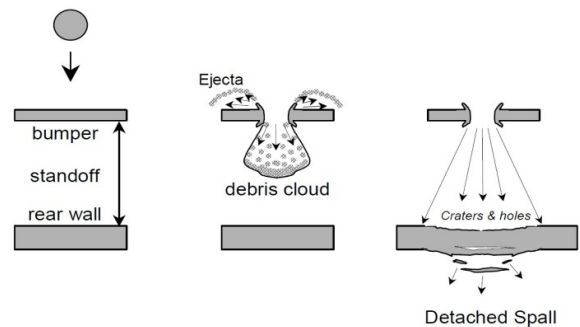


Fig.1(上)model of monolithic Whipple shield[2]

Fig.2(下)internal fracture in Whipple shield[3]

3.対象となる宇宙機

本稿で提案するシステムの保護対象となる宇宙機を想定する。先述のような極デブリ環境を想定する場合、通常のシールドよりも質量が増大することが一般的な傾向としており、故に現時点において無人宇宙機にはコストの関係より大規模なシ

ールドを搭載することは極めて稀である。有人宇宙機に関しても、同様の理由や外部デバイスとの関係により、すべてのモジュールに大規模なシールドを搭載することは現実的でないと言える。故に本システムは、有人宇宙機を構成するモジュールの中で中枢を占めるものを対象とし、極デブリ環境に対しての回避行動がなされるまでの短期間に切れ目なく機能することを想定する。より、これ以後に想定するモデルは、現在 ISS で用いられている円筒形のモジュールとする。また、デブリの流束の方向に関しては、速度方向に平行な方向のみに限定されるという NASA の ISS 及びスペースシャトルオービター等のリスク解析の想定を受け継ぐものとする。

3.構造と材料の選定

まずシールド設計にあたり、以上で述べたことを踏まえ、本システムの目的として、以下の二つを定める。

- (1) 衝突一回あたりの機能低下が少ないこと
- (2) 短時間の極デブリ環境（特定の方向からの密な流束）に切れ目なく対応できること

ここに示す極デブリ環境は先述の通り、ブレークアップ及び ASAT によってもたらされるデブリクラウドの「リング(リボン)」を想定する。

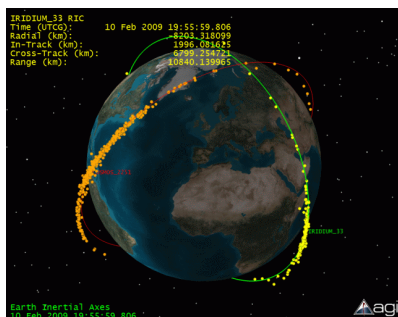


Fig.3 Cosmos2251 と Iridium33 の衝突によって発生したデブリクラウドの「リング」[4]
次に、具体的な基本構造と防御の方法を決定する。本システムでは、まず先の項の(1)を実現するために、以前に法政大学・JAXA・ISAS によって検討がなされていた、粘性を持つ物質の慣性抵抗を利

用するというシールドの概念を発達させて採用する[5]。これには、慣性抵抗に依拠することによって、実現される高度な貫通抑止能力を得ることと同時に、シールド内に内部破壊を残さないという狙いがある。またこれと同時に、(2)に対応するために二重反転バンパーを採用し、衝突確率の分散を図る。以下にそれぞれの概要を示す。

まず、流体バンパーには以前から検討されていた欠陥があり、これを解決する必要がある。それはシールドに封入する流体の飛散・流出である。以下に格子ボルツマン法シミュレーションの結果と、プロジェクタイトルの軌道上に存在するパーティクルの位置変化のグラフを示す。

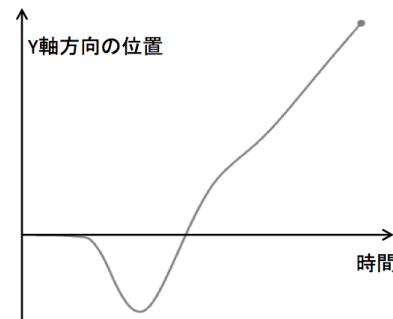
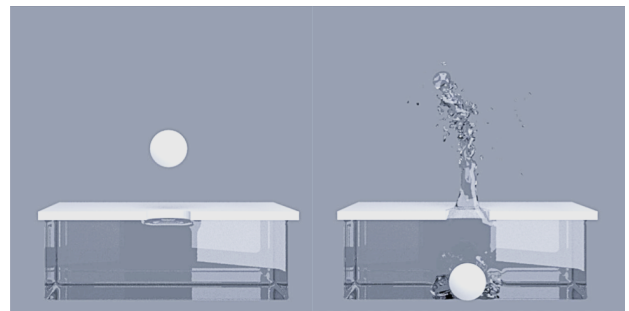


Fig.4(上)流体への衝突後に見られる流出
Fig.5(下)流体粒子の Y 軸方向の変位のグラフ

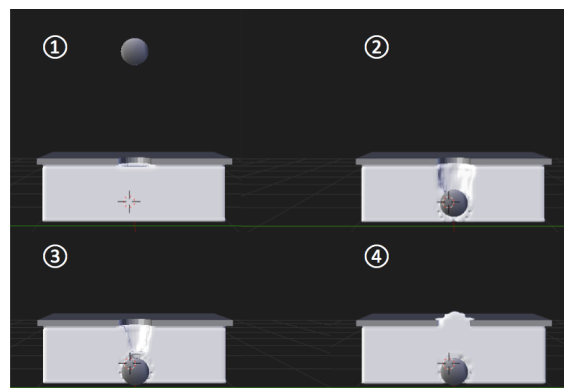


Fig.6 シールドへの花卉状破片衝突のイメージ

このように、流体系材料の流動性は流出につながる。これを解決するために、本システムの緩衝材にはシリコンオイルの主鎖の一部をホウ素に置換した粘弾性体を採用する[6]。粘弾性体とはデボラ数が比較的1に近い流体のことであり、せん断速度によって粘性体としての性質と弾性体と性質を併せ持つ材料のことである。シリコンオイルへの窒化ホウ素微粒子の添加量を増加させていくと物体の緩和時間が長くなることによってデボラ数が1を超過して上昇する。このような物性を持った材料は、せん断速度が大きい外力が加わった際には弾性体(個体)として反応し、せん断速度が小さい外力が加わったときのみ粘性材料として流動性を示す。また、衝突時に水平方向に押しつけられた材料は弾性材料の歪みを生じながらシールド内にとどまるので、時間経過によって粘性材料の圧縮に概念を変換して考えることができる。これにより飛散を抑止することができる。また、この緩衝材を収容するためのコンテナを与圧壁に取り付けて拘束する必要がある。Fig.7にイメージを示す。

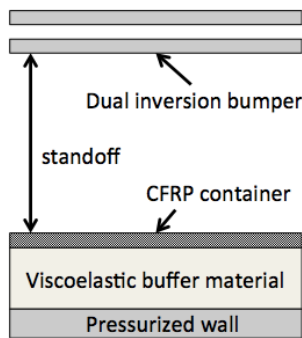


Fig.7 ひらいしのシールド断面

次に、固定バンパーと回転バンパーの比較を行う。現在では宇宙機的设计段階からシールドの実装段階にかけて BUMPER code などのソフトウェアを用いて宇宙機の有限要素ごとの衝突確率を求めた上で部位ごとのシールドがそれぞれ配置される。この結果、例えば ISS では計 400 種程度のシールドが用いられている[2]。平時や徐々にデブリ数の増加に対してはこのようなシールド交換システムをバンパーの交換頻度を変えることで維持することも十分可能であるが、先に示す

極環境下においては想定外の方位からの被曝量が急増することが考えられるため、これに対するものとしては不十分である可能性が高い。そこで、次のような回転バンパーを導入する。

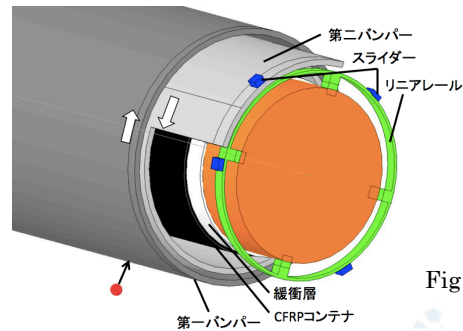
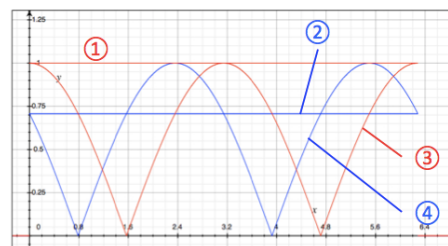
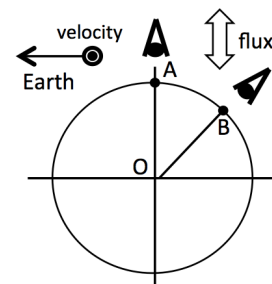


Fig.8 回転機構イメージ

このような回転型のバンパーは、部位ごとに固定的であった衝突確率をバンパー全面へと分散させる働きを持つ。例えば以下のようなモジュールの断面について考える(後述の B 方向にあたる)。速度の方向に露出していないとすると、地心方向と速度からデブリ被曝は図中の上下方向からとなる。まず、A・Bの固定的視点における衝突確率は Fig.10 の①・②の通り一定となる。次にこの状態で点 O を中心としてシールド及び視点を等角速度で回転させたとすると、時間経過に伴う衝突確率の推移は Fig.10 の③・④の通りサイン関数の形状をとる。③・④の二つの波を積分した値は等しくなり、これは視点(バンパー上の観測点)をどの地点に配置しても同様となる。



①:A点固定 ②:B点固定
③:A点回転移動 ④:B点回転移動

Fig.9(上)モジュール断面図

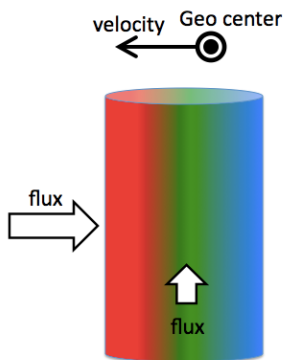
Fig.10(下)衝突確率の時間推移

つまり、バンパーを回転させることで被曝方向のバンパーの単位時間当たりの衝突確率を下げる
と同時に非被曝方向のバンパーに同等のリスク
を課すことがなされる。このバンパーの回転周期
と保護対象の軌道周期を等しくすればデブリク
ラウドの「リング」を通過する際の一定方向から
の流束に曝されるバンパーの面積は 2 倍となる。

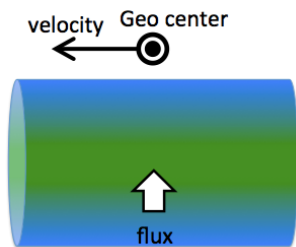
4. プロジェクトイルの定義

次に、流体シールドの厚みを特定するために、デブリのプロパティの定義が必要となる。先に言及した多様なデブリ環境の変化に対応するには、直径 1~10cm のレーダーによる補足が不可能なデブリにも対応する必要がある。どの程度のデブリ環境の悪化を上限と予想するかは宇宙機の設計に影響されるが、ここでは以下に示す二つのモジュールのモデルを基に、すべての直径・速度のデブリを連続的に想定して緩衝材の層の厚さの定量化を行うことを試みる。

[A 方向]



[B 方向]



デブリの密度の想定は NASA が慣例的に採用しているアルミニウムの Al2219 T-87 2.48g/cc を採用する。また、流体層の厚みの定量化においては侵入する物体の最悪条件を先述の花弁状破片と想定する(最大の花弁状破片が発生したと仮定してこれを防ぐことを以って貫通阻止と認める)。

5. 用いた式

バンパーの厚み及び緩衝材層の厚みを定量化するにあたり、以下の式を用いる。尚、衝突時にデブリを破砕するプロセスは既存のものと同じであるため、バンパーの設計は Whipple shield の設計に用いる方程式と同じもので計算する。また、Standoff は一律で 30cm とする。次元は参考資料に即して以下の表の通りに統一する。

文字	意味[次元]
t_b	バンパー厚み[cm]
S	スタンドオフ[cm]
c_b	定数[無次元]
d_p または d	デブリ直径[cm]
$\rho_p \cdot \rho_b$	デブリ・バンパー密度[cc]
V_n	衝突速度垂直成分[km/s]
V_{frag}	花弁状破片速度[km/s]
d_m	Maximum fragment diameter = 花弁状破片直径[cm]
ρ_{VE}	緩衝材密度[cc]
m	デブリ質量[g]

[1]バンパー

$$t_b = c_b d_p \frac{\rho_p}{\rho_b} \dots \text{(式 1) [6]}$$

“where $c_b = 0.25$ when $15 > S/d_p$ and $c_b = 0.20$ when $S/d_p \geq 30$ (for aluminum on aluminum impacts) “

[2]緩衝層

まず、花弁状破片の速度は以下の式で定義される。

$$V_{\text{bumper fragments}} = 0.8 V_n * \exp(-t_b/d) \dots \text{(式 2) [2]}$$

また、花弁状破片の直径は以下の通り定義される。

$$d_{\text{max}} \leq t_b \dots \text{(式 3) [2]}$$

本稿では上の式における最悪の場合を想定して等式として扱う。

実際の花弁状破片は形状効果の影響で(最大の場合) d_{max} を長辺とする回転楕円体となるが、短辺の長さには差があるので本稿では d_{max} を直径とする球と想定する。

____[以下に厚さに関する式の導出過程を示す]____

まず、アルミニウムの弾道限界方程式を用いて、緩衝層厚さの下限を求める。

$$P_{\infty} = 5.24d_p^{19}HB^{-0.25}(\rho_p/\rho_r)^{0.5}(V \cos \theta/C)^{2/3} \dots (式4) [7]$$

(to prevent perforation $t_s \geq 1.8P_{\infty}$)

- ただし、 P_{∞} :貫通の深さ[cm]
- HB:ブリネル硬さ[無次元]
- ρ_r :後方壁密度[cc]
- C:材料内の音速[km/s]

(以下の定義式が付属)

$$C = [E/(10^3 \rho_{VE})]^{0.5}$$

ただし、 E:ヤング率

以上の Cour-Palais 方程式から与圧壁への衝突速度の許容限界を求める。ここで用いる参考データは日本の実験棟「きぼう」モジュールのアイソグリップ構造の最薄値である 4.8mm とする。この結果、この厚みのアルミ壁の破断を防ぐためには、緩衝層の働きにより 95[m/s]まで減速させる必要があることがわかる。

次に、デブリの通過とこれによって押しのけられる緩衝材との間に成り立つ運動量保存の法則に着目すると、

$$m\Delta V_{frag} = -\rho_{VE}(V_{frag})^2 A \Delta t$$

$$\frac{dv}{dt} = \frac{-\rho_{VE}(V_{frag})^2 A}{m} \dots (式5)$$

となり、上の通り慣性抵抗による加速度が示される(ただし、ここでの A はデブリが通過する面積とする)。

これを時間 t で積分すると、

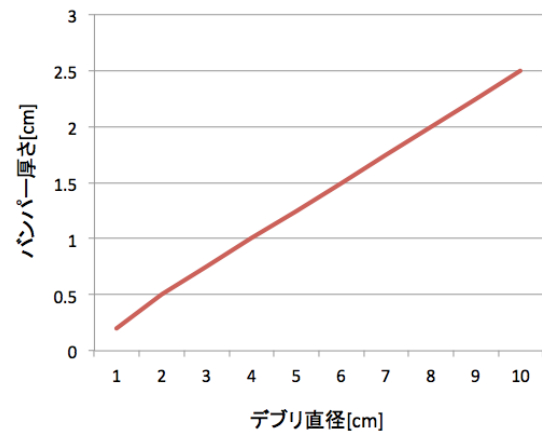
$$V(t) = \frac{V(0)}{1 + V(0)tA\rho_{VE}/m} \dots (式6)$$

となり、時間と速度の関係が示される。ただしここでは、 $V(0)=V_{fragment}$ とする。これと(式2)とを併せて用いることによって、定義したデブリが緩衝材中で 95[m/s]に減速されるまでにかかる時間 t を求めることができる。最後に、t=0 からこの時間 t を積分区間として式6を積分することによって定義したデブリを防ぐために必要な緩衝材の厚みを求めることができる。

6.結果

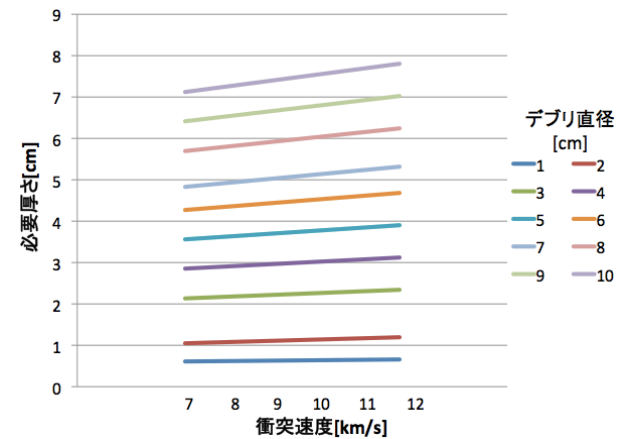
以上の過程から求められた結果を次に示す。

(1)バンパーの厚みとデブリ直径の関係



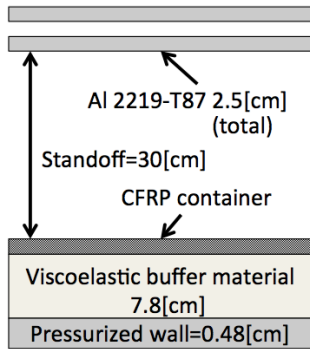
(この値は、両シールドに共通のものである)

(2)デブリ特性と緩衝材の関係



(3)ひらいしのシールド構造

ここでは、直径 10[cm]のデブリが 12[km/s]で衝突した際の花弁状破片の衝突を想定している。



先に述べた二種類のモジュールのモデル(A 方向と B 方向)に関しては、A 方向の場合 11[km]付近を、B 方向の場合は 8[km]方向を目安とするのが適切である[3]。

結果の(2)に見られる通り、約 8cm の緩衝層を追加すれば大方の状況に対応できるようになるということがわかる。流体系のシールドは高エネルギー帯において顕著な性能を示すため、この領域においての面密度は比較的低くなる。故にリニアールやその他の追加的ペイロードを考慮しても既存のシールドに対しての優位性は保たれると考えられる。また結果(3)における CFRP の厚さが今の所不明であるが、これを 5[mm]と仮定した場合、合計の面密度は 174[kg/m²]となる。

本来なら面密度の比較を行うべきであるが、既存の設計方程式では 10cm 級のデブリが想定されておらず、定義されていないため、本稿ではここまでの表示にとどめておく。

7.その他の考察

(1)二重反転の回転モーメントムに関して

二枚のバンパーが以下の関係式を満たせば、互いの回転モーメントムを打ち消し宇宙機の姿勢制御に影響を及ぼすことはない。

$$\int_{r_1}^{r_2} \rho r^2 \pi l \times r^2 \omega_1 dr = \int_{r_3}^{r_4} \rho r^2 \pi l \times r^2 \omega_2 dr$$

ただし r_1 :中心から第一バンパーの内辺までの距離

r_2 :中心から第一バンパーの外辺までの距離

r_3 :中心から第二バンパーの内辺までの距離

r_4 :中心から第二バンパーの外辺までの距離

l :シールド長さ

ω_1, ω_2 :第一・二バンパーの角速度

(2)回転機構の潤滑について

かつては定期的な潤滑油の補給を必要としていた回転機構であるが、現在は様々な手法によって解決されている。これらの中で宇宙機への応用が可能なもの及び例があるものとして、磁気軸受けと自己潤滑軸受けがある。磁気軸受けはフライホイール等への応用がすでになされているが構造が複雑であり、スライダに組み込めるだけの簡略化・小型化が難しいと考えられる。一方、自己潤滑軸受けは固体潤滑剤埋め込み型軸受けと分散型焼結軸受けに分類され、特に後者は構造が極めて単純である。さらにこれらの周囲をバックメタルと呼ばれる材料で強化した複層構造にすることで硬度・引張強さ等の機械的特性を増長し、より小型な設計を可能にするため、リニアール・スライダへの転用が容易である。故に、ここでは分散型焼結複層軸受けを採用することが望ましい。

[8]

(3) 打ち上げ・設営について

本構想で扱う粘弾性体は窒素・シリコン系材料であり、この材料の特許を保有する bouncy 社はこの物性に関して「1Hz 以上の振動に対してダイラタンシーを示す(硬化する)」としているため、打ち上げの際には弾性材料として解析を行うことができる可能性が高い[6]。

設営に関しては、今までのシールドの展開作業と同様に EVA を想定する。ただし扱いが困難である点から、緩衝材は CFRP コンテナが完成後別途注入する必要があると考える。この点に関しては専用の解析ソフトによる粘弾性体モデルを用い

での解析・各種定量化が必要となる。

6. 技術的課題

(1) 理想的な緩衝材料の開発

本稿で採用した窒素・シリコン系材料も含め、最も宇宙空間で安定な緩衝材を開発または選定する必要がある。分子間の物理的現象によって引き起こされるダイラタント特性(材料膨張性)のみならず、化学結合の利用を視野に入れ、あらゆる材料の組み合わせを検討する必要がある。

(2) 高速衝突のモデル化

Whipple shield などの設計に用いられる Cour-Palais 方程式やその改修型の大半は高速衝突実験の結果より実験的に求められたものである。これらと同様の手法を用いて粘弾性材料が高速衝突によってどのように反応するかをさまざまなパラメーターの変更とともに実験的に観測する必要がある。これらのデータは、飛散を食い止めるために材料に必要な特性や緩衝材層の正確な必要厚さを定量化するために重要となる。

8. まとめ

(1) Whipple shield 中の強化材料及び後方壁の代替として、CFRP の内部コンテナによって拘束された粘弾性緩衝材の層を設置する。これにより、以前から確認されていた高エネルギー帯での衝突に対しての高い貫通抑止能力を得つつ、シールド内の内部破壊を低減することによって持続可能性を高める。

(2) バンパーを二重にし、これらを二重反転させる。これにより衝突確率の分散を図り、極デブリ環境下での脅威を和らげる。

●Bibliography

- [1]IADC Protection Manual version 5.0, 2012
P1-1~1-4
- [2]NASA Meteoroid/Debris Shielding
TP-2003-210788
P22, 32, 57, 58
- [3]Naval Postgraduate School Hypervelocity
Impact Analysis of ISS Whipple Shield and
Enhanced Stuffed Shield
P6, 32
- [4]Space Safety Magazine
<http://www.spacesafetymagazine.com/space-debris/kessler-syndrome/iridium-33-cosmos-2251-years-later-learned-then/>
- [5]法政大学/ISAS/JAXA 「液体を用いたスペースデブリシールドの CFRP 構成の検討」
- [6]スナッチ・クレイ取扱説明書 BX-0109-01
P2
- [7]NASA MMOD Shield Ballistic Limit Analysis
Program TM-2009-214789
P9, 17, 25
- [8]オイレス工業株式会社 HP 軸受け製品
<http://www.oiles.co.jp/bearing/>