

NASA 標準破砕モデルの低速衝突への適用性の検討^{*1}

第2報：静止軌道上物体間における最大衝突速度の考慮

Examining of the Collision Breakup Model between
Geostationary Orbit ObjectsThe Second Report: Consideration of the Maximum Collision Velocity
between Geostationary Earth Orbit Satellite波多 英 寛^{*2}・花 田 俊 也^{*3}・赤 星 保 浩^{*4}・八 坂 哲 雄^{*3}・原 田 昭 治^{*4}

Hidehiro HATA, Toshiya HANADA, Yasuhiro AKAHOSHI, Tetsuo YASAKA and Shoji HARADA

Key Words: Breakup Model, Fragment Creation, Geostationary Earth Orbit, Low-Velocity Collision, Orbital Debris

Abstract: This paper will examine the applicability of the hypervelocity collision model included in the NASA standard breakup model 2000 revision to low-velocity collisions possible in space, especially in the geosynchronous regime. The analytic method used in the standard breakup model will be applied to experimental data accumulated through low-velocity impact experiments performed at Kyushu Institute of Technology at a velocity about 300 m/s and 800 m/s. The projectiles and target specimens used were aluminum solid balls and aluminum honeycomb sandwich panels with face sheets of carbon fiber reinforced plastic, respectively. Then, we have found that a kind of lower boundary exists on fragment area-to-mass distribution at a smaller characteristic length range. This paper will describe the theoretical derivation of lower boundary and propose another modification on fragment area-to-mass distribution and it will conclude that the hypervelocity collision model in the standard breakup model can be applied to low-velocity collisions possible with some modifications.

記 号 の 説 明

A : 平均断面積, m^2
 A/M : 面積質量比, m^2/kg
 $D_{A/M}(\lambda_C, \chi)$: 面積質量比分布
 $D_{\Delta V}(\chi, \nu)$: 放出速度分布
 L_C : 特性長さ, m
 M : 質量, kg
 $N(L_C)$: 累積個数分布
 $N(x, \mu, \sigma)$: ガウス (正規) 分布
 x, y, z : 破片サイズ (z : 破片厚さ), m
 $\chi = \log (A/M)$
 V : 速度, m/s
 ΔV : 放出速度, m/s
 $\lambda_C = \log (L_C)$
 μ : 平均
 ν : $\log (\Delta V)$
 ρ : 密度
 σ : 標準偏差

 θ : 衝突角度

soc : Satellite Orbital debris Characterization Impact Test

COLL : collision test

1. 緒 言

宇宙空間には人類に必要不可欠な宇宙構造物が多々存在している。例えば、天気予報・通信などに広く利用されている静止衛星や、外宇宙の観測など多くの貴重な観測データを取得しているハッブル宇宙望遠鏡などの各種宇宙天文台、また、宇宙輸送を行うスペースシャトルなど数多く挙げることができる。このように人類の生活基盤には宇宙空間が必要不可欠となっているが、近年、宇宙開発を阻害する要因として、増加し続けるスペースデブリの衝突による有益宇宙構造物の損失が危惧されるようになった。

衝突速度は、2 物体間の速度ベクトルの違いによって定義される。地球低軌道では、軌道速度が 7 km/s 程度であること、また、あらゆる方向から飛来してくることから、宇宙構造物との衝突速度は最大で 14 km/s にも達する。この速度域で宇宙構造物に衝突すると、衝突時に高圧・高温になるため液化・気化し、微小なデブリでさえ致命的な損傷を起こし得る。加えて衝突時に発生する多数の破片 (二次デブリ) が、他の軌道にある有益宇宙構造物に衝突する二次災害の可

^{*1} © 2005 日本航空宇宙学会
平成 16 年 6 月 17 日原稿受理

^{*2} 熊本大学

^{*3} 九州大学大学院

^{*4} 九州工業大学

能性も否定できない．このような超高速衝突現象は Bess¹⁾，Nebolisine ら²⁾，Kling^{3,4)}，Johnson⁵⁾，McKnight ら^{6,7)} など数多くの研究者により解明されてきた．実際問題として，建設中の国際宇宙ステーションなどの有人宇宙構造物には防御構造（耐デブリ用バンパ）が用いられているが，人工衛星などの無人宇宙構造物には，コスト・重量を抑えるために耐デブリ用のバンパを搭載せずに，リスクを踏まえた運用が行われている．

一方，静止軌道上の物体間の衝突を考えると，その軌道の特性から衝突速度は最大 800 m/s であり，静止遷移軌道上の物体との干渉を含めても，衝突速度は最大 1,500 m/s⁸⁾ である．このため静止軌道上での衝突は，低軌道における衝突とはダイナミクスが異なる．すなわち，衝突したデブリは液化・気化することなく，宇宙構造物を破壊する．このような速度域は，銃弾や砲弾などの飛翔速度と近いので，軍事関係の研究では行われている⁹⁾ が，対象としている飛翔体や標的が，宇宙構造物に用いられるような材料とは異なるため，別途研究が必要であった．

原田¹⁰⁾，後藤¹¹⁾ は宇宙構造物に対する低速衝突現象を理解するため，衛星の構体パネルやアンテナ鏡面に用いられるアルミのハニカムを炭素繊維強化プラスチックの表皮で挟んだパネルをターゲットに，硬球を衝突させて観測を行った．衝突速度域は，現存する静止軌道上物体の中で最も頻度の高い相対速度である 100～300 m/s を中心としている．

著者らは，原田，後藤が得た実験データを，NASA がその標準破砕モデルを構築する際に用いた手法に基づいて解析し，標準破砕モデルと比較した．その結果，NASA 標準破砕モデルは，超高速衝突実験から導出されたモデルでありながら，低速衝突実験と比較的よく一致し，わずかな修正で低速衝突にも適用できることが分かった．この解析手法と比較結果については前報⁸⁾ にて報告した．

前報以来，著者らは，実験速度域を，静止軌道上物体の最大衝突速度である 800 m/s にまであげて，実験を続けてきた．その実験から新たな知見が得られた．この知見について，本報では報告する．

2. NASA 標準破砕モデル^{8,12)}

前報⁸⁾ にも，NASA 標準破砕モデルを記載したが，読者の便宜を図って，再度記載する．なお，詳細は Johnson ら¹²⁾ を参照されたい．

NASA 標準破砕モデルは従来の破壊モデルとはまったく異なるものである．従来のモデルでは破片の質量とサイズには互換性があったが，面積質量比の導入に伴いこの互換性を喪失し，そのため特性長さが独立の変数としてモデル化されている．ここで特性長さ L_C とは

$$I_C = \frac{1}{3}(x + y + z) \quad (1)$$

として定義されている．

2.1 サイズ分布 静止軌道上における衛星に対するスペースデブリとの衝突を考える際，小さな物体による衝突

の大部分は部分破壊（Non-catastrophic）なものであると定義される．また，大きな物体との衝突であれば，その衝突は完全破壊（Catastrophic）なものと定義され，衝突した 2 物体は完全に破砕されてしまうものとする．衝突が完全破壊か部分破壊であるかは，2 物体のうち小さな物体が有する衝突時の運動エネルギーを大きな物体の質量で除算して得られる比によって判断され，この比が 40 J/g 以上であれば完全破壊であり，40 J/g より小さければ部分破壊であると定義される．Solwind ガンマ線スペクトロメータ衛星（1979 年打ち上げ，アメリカ）を標的に用いた軌道上衝突実験や，実機に近い衛星を用いて実施された SOCIT（Satellite Orbital debris Characterization Impact Test）を含む，これまでに実施された種々の超高速衝突実験の結果から，衝突によって発生する破片の累積個数は次式で表されている．

$$N(L_C) = 0.1(M)^{0.75}(L_C)^{-1.71} \quad (2)$$

この式 (2) をサイズ分布として用い， M は完全破壊では 2 物体の総質量と定義され，部分破壊においては小物体の質量と衝突速度の 2 乗との積として定義される．また，小さな物体は衝突により完全に破砕されると仮定され，破片質量に加えられる．

2.2 面積質量比分布 面積質量比分布は，特性長さ L_C が 8 cm より小さな物体に対して，超高速衝突実験より次式で表されている．

$$D_{A/M}^{\text{SOC}}(\lambda_C, \chi) = N(\chi, \mu^{\text{SOC}}(\lambda_C), \sigma^{\text{SOC}}(\lambda_C)) \quad (3)$$

ここで

$$\begin{aligned} \mu^{\text{SOC}}(\lambda_C) &= \begin{cases} -0.3 & \lambda_C \leq -1.75 \\ -0.3 - 1.4(\lambda_C + 1.75) & -1.75 \leq \lambda_C < -1.25 \\ -1.0 & \lambda_C \geq -1.25 \end{cases} \\ \sigma^{\text{SOC}}(\lambda_C) &= \begin{cases} 0.2 & \lambda_C \leq -3.5 \\ 0.2 + 0.1333(\lambda_C + 3.5) & \lambda_C > -3.5 \end{cases} \end{aligned} \quad (4)$$

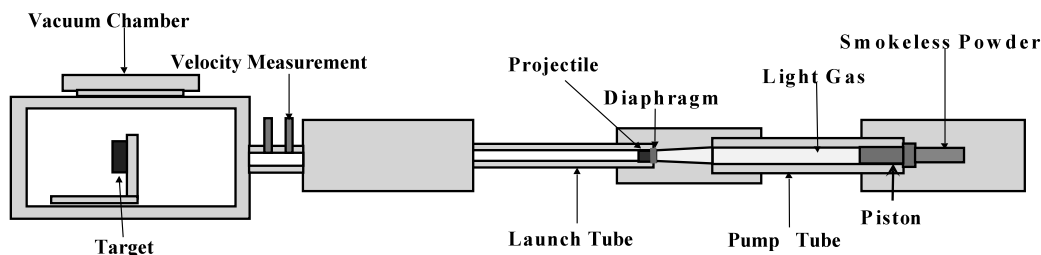
この分布は宇宙構造物やロケットブースタの爆発により発生する小さな破片についても適用される．

2.3 平均断面積 衝突により発生した破片の平均断面積 A_x は特性長さ L_C のみの関数で表される．特性長さが 1.67 mm 以下の物体の形状は立方体であると仮定されている．また，特性長さが 1.67 mm 以上の物体に関しては正方形板を仮定し，厚さは正方形の 1 辺の 0.26 乗に比例するものとしている．

$$\begin{cases} A_x = 0.540424 \cdot L_C^2, & \text{where } L_C < 0.00167 \text{ m} \\ A_x = 0.556945 \cdot L_C^{2.0047077}, & \text{where } L_C \geq 0.00167 \text{ m} \end{cases} \quad (5)$$

質量への変換は次式で行うことができる．

$$M = A_x / (A/M) \quad (6)$$



第 1 図 二段式軽ガス銃

2.4 放出速度分布 L_C のかわりに独立変数として A/M を用いると, ΔV は正規分布として次式で表すことができる.

$$D_{\Delta V}^{\text{COLL}}(\chi, \nu) = N(\nu, \mu^{\text{COLL}}(\chi) \sigma^{\text{COLL}}(\chi)) \quad (7)$$

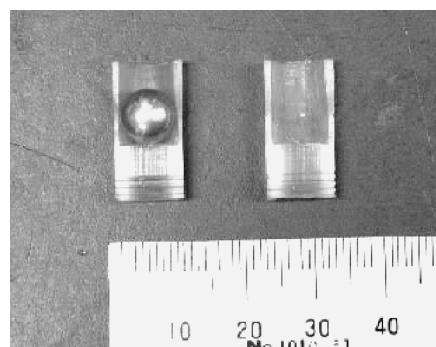
ここで

$$\begin{aligned} \mu^{\text{COLL}}(\chi) &= 0.9\chi + 2.9 \\ \sigma^{\text{COLL}}(\chi) &= 0.4 \end{aligned} \quad (8)$$

3. 衝突実験

3.1 実験装置 第 1 図に衝突実験を行うのに使用した九州工業大学の二段式軽ガス銃を示す¹³⁾. 二段式軽ガス銃は, 火薬の燃焼ガス圧により音速の速い軽ガスを圧縮し, その圧縮ガスを使って飛翔体を加速するため最高 10 km/s 程度の飛翔体速度を得ることができ, 超高速衝突実験, 高圧実験, 衝撃波実験など様々な研究分野において用いられている. 二段式軽ガス銃は, 火薬室, 圧縮官, 高圧カップリング部, 発射管そしてターゲットが配置される資料室から構成される. また発射時には, 無煙火薬, ピストン, 飛翔体が装填され, 水素, ヘリウムなどの軽ガスが圧縮官に充填される. 九州工業大学の二段式軽ガス銃は全長 12 m, 圧縮官の寸法は直径 28 mm, 長さ 3 m, 発射管の寸法は直径 10 mm, 長さ 2 m である. 通常二段式軽ガス銃は飛翔体を 2 km/s 以上に加速するが, 本実験では 300 ~ 800 m/s 程度の飛翔体速度が必要である. そこで, 発射管内に装填する飛翔体の位置を変更することにより, 加速距離の減少, 衝撃波の伝播距離の増加によって飛翔体速度を 300 m/s まで自由に設定することに成功した. この方法は, 火薬量に変わる速度調整の方法であり, 軽ガスにヘリウムよりエロージョンの起こりにくい水素を用いた実験において, 速度低下が必要な場合にこの方法を利用することができる. 飛翔体はスペースデブリを模擬した直径 7.9 mm のアルミ球を用いた. 飛翔体が球であるため, 第 2 図に示すようなサボを併用する. サボは 2 つに分割されており, 飛翔体と共に加速する. そして, 発射管出口からサボは分離を始めサボトラップで回収され, 最終的に飛翔体のみがターゲットに衝突する. サボを 2 分割しているため, 加速中に発射管内にて剪断が起こる可能性がある. そこで, 剪断が起こらないようにピンを設けている.

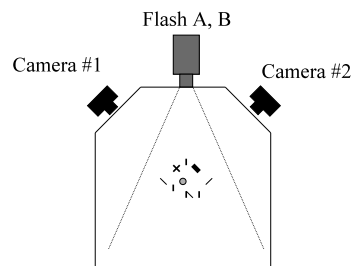
3.2 ターゲット ターゲットとして, 第 1 表に諸元を示すようなアルミハニカムを 2 枚の炭素繊維強化プラスチック



第 2 図 サボ

第 1 表 ターゲットの諸元

Size	100 × 100 mm
Skin plate	CFRP (Cross material 3 ply)
Honeycomb core	A3/16-5052-0.015 P (t = 10 mm)
Adhesion bond	Pre-preg and Honeycomb core FM123-2LVCM 0.045PSF Honeycomb core FM410-1



第 3 図 撮影システム

クス (CFRP) の表皮で挟んだパネルを用いる. これは静止軌道における典型的な衛星の太陽電池サブストレート, 主構造体パネル, アンテナ反射鏡面などに用いられるパネルである. ターゲットは観測室内に飛翔体と垂直に衝突するように設置する.

3.3 計測システム 第 3 図に示すように衝突現象の観察には, 直行するように配置された 2 台の CCD カメラと, 遅延時間が設定された 2 台のフラッシュを使用する. 第 2 表に使用した CCD カメラ, 第 3 表にフラッシュの諸元を示す.

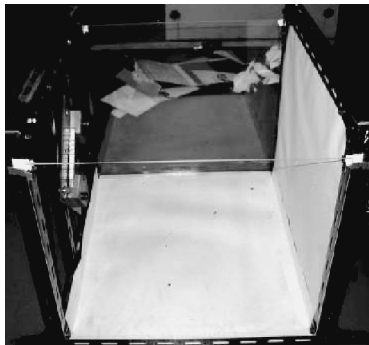
CCD カメラは実験の直前にパルプ状態に設定し, 飛翔体がターゲットの直前に設置されたワイヤーを切断した時の

第2表 CCD カメラの諸元

Product	EOS D30 Canon
Light-sensitive elements (pixels)	2160 (H) × 1440 (V)
Exposure time	Bulb photography

第3表 フラッシュの諸元

Product	MF-80 MFL-81S spot light Sugawara Laboratories Inc.
Flash time	under 2 ms
Flash jitter	under 1 ms
Flash pulse interval	least time 10 ms



第4図 回収箱

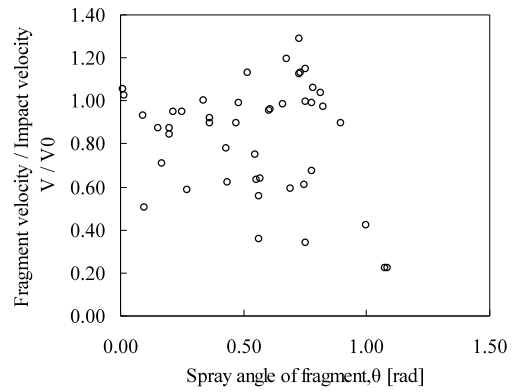
信号により、オシロスコープからトリガ信号がフラッシュに送られ2台のフラッシュが連続して光る。これにより、1枚の画像に、一定の時間間隔を持った破片の像が得られ、2枚の画像(計4個の像)から衝突により発生した破片の3次元画像を作成することにより、3次元速度データを得ることができる。

また、撮影区間通過後の破片を回収している。衝突速度800 m/s 近傍においては衝突後に発生する破片の回収効率を良くするために、第4図に示すような回収箱を設置して、回収を行っている。

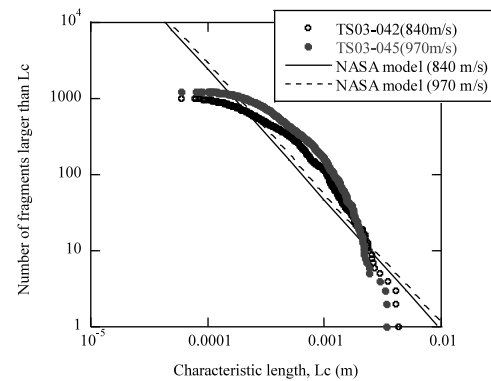
4. 実験結果の考察及び検討

本実験では、破片を撮影した画像と、回収した破片の2つが得られる。撮影した画像より破片の速度を計測し、回収した破片よりその破片のサイズ、質量を計測する。衝突速度970 m/s の時の3次元速度データを第5図に示す。これより、破片速度は衝突速度の0.2~1.3倍であることが分かる。300 m/s における実験の場合に計測した二次元速度¹⁴⁾と比較してもこの破片速度は妥当であると考えられる。

現有する秤量器の限界により0.1 mg 以下の破片は秤で量れない。そのため、破片の質量を求めるのに計測器を使わずに計測した破片サイズよりその質量を求めた。これらの破片はCFRPの破片が大半を占め、破片の形状が繊維状であることより形状を直方体として質量を算出した。これらの結果をNASA 標準破砕モデルと同様の手法で評価し、



第5図 3次元速度-飛散角



第6図 サイズ分布

サイズ分布、平均断面積、面積質量比分布、速度分布について検討を行う。

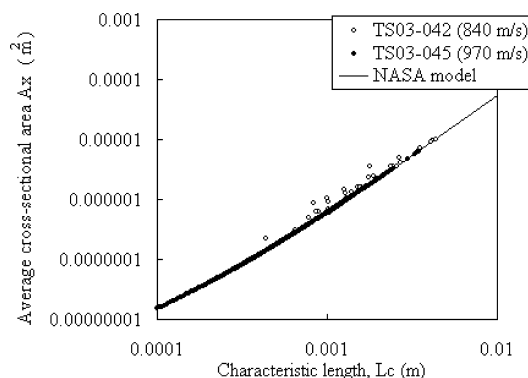
4.1 サイズ分布 衝突実験後のターゲットを観察すると、飛翔体はターゲットを貫通し、衝突部近傍のみを破壊している。また、衝突部近傍以外では損傷がないため、部分破壊と考えられる。よって式(2)において、変数 M は飛翔体の質量と衝突速度の2乗の積で与えられることになる。また、飛翔体は破砕されずに回収されたので、 M には飛翔体の質量を含まないとする。実験結果と式(2)に示したNASA 標準破砕モデルとの比較を第6図に示す。第6図より式(2)を用いて評価を行った結果は、NASA 標準破砕モデルとよく一致している。

4.2 平均断面積 平均断面積を評価するために、次式を用いて算出を行う。

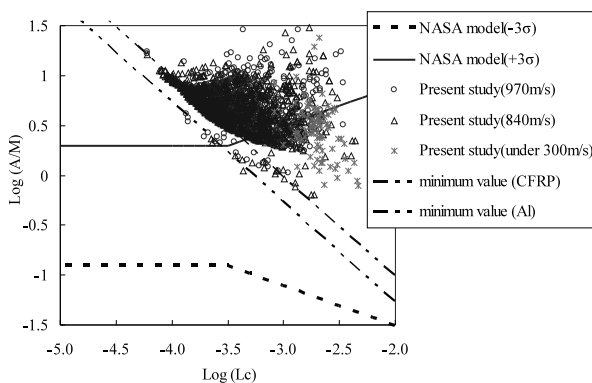
$$A_x = \frac{1}{2}(L_C^2 + 2L_C \cdot z) \quad (9)$$

式(9)は板状の破片を想定し、NASA 標準破砕モデルで使われた算出式である。式(9)を用いて評価した結果を第7図に示す。第7図より式(9)を用いて評価を行った結果は、NASA 標準破砕モデルと非常によく一致している。先に述べたようにこの実験による破片は板状であるため、式(9)を用いて平均断面積を評価するのは妥当であると考えられる。

4.3 面積質量比分布 式(9)を用いて算出した平均断面積を、破片の質量で除算して得られる面積質量比の分布をNASA 標準破砕モデルと共に第8図に示す。大部分を占め



第 7 図 平均断面積



第 8 図 面積質量比分布

る破片が NASA 標準破砕モデルよりも高い値を示している。これはターゲットに CFRP プレートが用いられていることが影響しているためであり、CFRP の密度はアルミニウムなど金属よりは低く、同体積のものでは質量は小さくなる。また、先にも述べたように CFRP プレートは繊維を編んだプレートによる積層構造であるため、発生する破片としては金属の破片では余りない長方形の薄いプレート状の物体が多い。同じ特性長さ（3 辺の和が同じ）において、直方体（3 辺の内一番小さな辺が厚さ方向とする）は厚さが薄くなるほど、平均断面積の低下率に対して、体積の低下率の方が大きくなる。これらが NASA 標準破砕モデルとの差になっていると考えられる。また、第 8 図より、実験結果において特性長さと同面積質量比に関係があるように見える。

ここで、式 (9) における特性長さと同面積質量比との関係について検討を試みる。面積質量比は平均断面積を質量で除算した数値である。その平均断面積が式 (9) で算出できる破片に対し、その質量は

$$M = \rho \cdot L_C^2 \cdot z \quad (10)$$

で算出できると著者らは考えた。従って、面積質量比は

$$A/M = \frac{L_C/z + 2}{2\rho \cdot L_C} \quad (11)$$

で与えられる。分母に密度があるため、材料により分布が

変わることを示している。

ここで、特性長さの定義より $L_C/z \geq 1$ 。従って

$$A/M \geq 1.5/(\rho \cdot L_C) \quad (12)$$

式 (12) は、与えた密度および特性長さに対し、最小値が存在することを意味する。式 (12) を用いて計算した結果を第 8 図中に示している。また、密度としては、CFRP、Al の 2 種類を用いた。ここで CFRP の密度としては CFRP プレートの密度ではなく、CFRP 繊維としての密度を用いた。実際の CFRP プレートは複数の CFRP 繊維を織り、樹脂を含浸させて作られる。そのため CFRP プレートの密度は CFRP 繊維の密度よりも小さくなる。しかし、最小ラインを引くためには下方に評価する方が良いため、ここでは CFRP 繊維の密度を用いた。

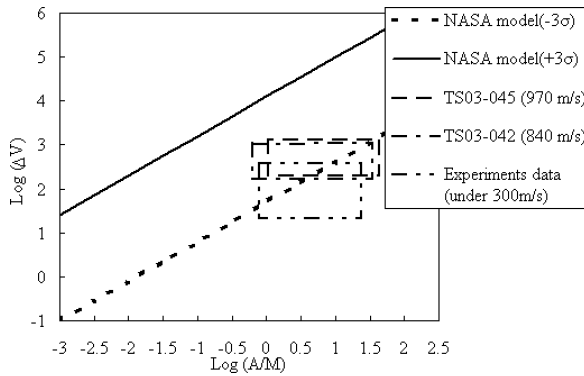
第 8 図より、式 (12) によって描かれた直線の傾きと分布が集中している部分の傾きが同様な傾向を示しており、さらに、この直線は分布よりも面積質量比が小さい値を示している。第 8 図において、特性長さが 0.000278 m 以下については、密度として Al を用いて評価した最低値と NASA 標準破砕モデルの上限が逆転している。この部分においては、NASA 標準破砕モデルは適用範囲外になると考えられる。また、破砕破片の材質として密度の大きい Fe としても、面積質量比を低めに評価してしまう領域が存在するため、特性長さの小さい領域について、NASA 標準破砕モデルの改良を行う余地があるのではないかと考える。改良時には式 (11) を考慮し、破片形状の分布、かさ密度分布をモデルに取り入れれば、上下限を設定することができる。

4.4 速度分布 破砕破片の速度が第 5 図より 0.2~1.3 倍と分かるが、それらの破片個々の大きさや質量などといった情報の対応は行えていない。しかし、第 5 図と第 8 図の情報から、実験における破片の速度と同面積質量比が分かるので、速度分布において実験結果が存在する領域を予測することはできる。第 9 図に NASA 標準破砕モデルと共に実験結果が存在する可能性がある領域を示す。第 9 図中における長方形に囲まれた領域は実験結果が存在する可能性がある領域であり、破片の速度と同面積質量比の最大、最小値より描かれている。

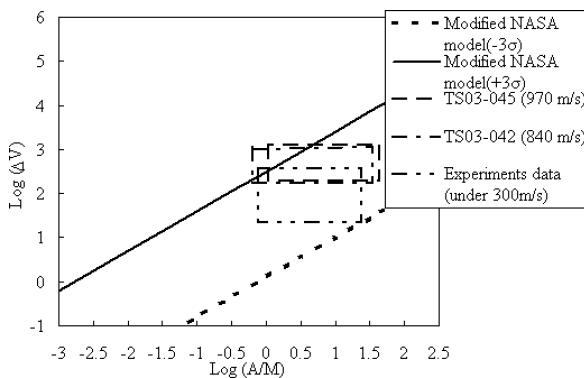
第 9 図より秒速 800 m/s 近傍では一部分の破砕破片が NASA 標準破砕モデルと一致している。しかし、大部分の実験結果は NASA 標準破砕と一致していない。第 8 図より、低速衝突において NASA 標準破砕モデルは面積質量比について過小に評価していることになる。第 10 図に、前報にて提案した修正式

$$\begin{aligned} \mu &= 0.9\chi + 1.3 \\ \sigma &= 0.4 \end{aligned} \quad (13)$$

との比較を示す。第 10 図より、大部分の実験結果とよく一致していることが分かる。また、面積質量比が小さい部分においては破片数が少ないので、領域外に存在する破片数は少ないと考えられ、この修正したモデルで十分表せてい



第9図 放出速度分布 (修正前)



第10図 放出速度分布 (修正後)

ると考えられる。ただし、300 m/s と 800 m/s の実験結果より、これ以上の破片速度に適用するためにはさらなる検討が必要だと考える。

5. 結 言

この論文では、静止軌道上において起こりうる最大衝突速度である 800 m/s 近傍の衝突速度を含んだ衝突実験を用い、その実験により得られた結果を NASA 標準破砕モデルによって解析し、NASA 標準破砕モデルとの比較を行った。以下に今回の実験により得られた知見を示す。

1. NASA 標準破砕モデルのサイズ分布は衝突速度 800 m/s 付近の衝突実験データとよく一致している。

2. 特性長さ平均と平均断面積との関係は NASA 標準破砕モデルと衝突速度 800 m/s 付近の衝突実験データはよく一致している。

3. NASA 標準破砕モデルの面積質量比分布は低速衝突実験結果との一致は見られない。この相違は実験に使われたターゲットの材質による影響が大きいと考えられる。また、特性長さが小さい領域においては改良の余地があると考えられ、破片の形状、かさ密度分布を作成することができれば、本論文で求めた式で上下限を設定することができる。下限については最大密度を考慮することにより本論文中に示すことができており、衝突実験データの下限をよく

表している。

4. NASA の速度増分モデルは低速衝突実験結果との一致は見られない。そのため、低速衝突に対応するモデルを考える必要がある。前報にて報告した修正したモデル式の評価を行った結果は大部分の破片と一致している。ただし、破片の個別ごとについて速度を求められてはいないため、どの程度の破片が適応できていないかの評価を行うことはできない。

この論文では静止軌道上における破砕モデルとして、NASA 標準破砕モデルが適応できる可能性を示した。また、面積質量比において下限が存在することを示した。しかし、低速衝突における適応性の証明にはまだ不足であり、さらに新たなモデルを検討するためには多くの実験結果を評価していく必要がある。また、静止遷移軌道からのデブリを考慮すると静止軌道上で起こりうる最大速度は 1500 m/s であるため、この速度まで上げての実験を行い、破片の形状特性を求めることが今後の課題である。

参 考 文 献

- 1) Bess, T. D.: Mass Distribution of Orbiting Man-Made Space Debris, NASA TN D-8108, 1975.
- 2) Nebolisine, P. E., Lord, G. W. and Legne, H. H.: Debris Characterization Final Report, Physical Sciences Inc. Report No. PSI TR-399, 1983.
- 3) Kling, R. L.: Postmortem of a Hypervelocity Impact: Summary, CS86-LKD-001, Teledyne Brown Engineering, 1986.
- 4) Kling, R. L.: The Collision of Satellites 16937 and 16938: Debris Characterization, CS87-LKD-005, Teledyne Brown Engineering, 1987.
- 5) Johnson, N. L.: The Collision of Satellites 16937 and 16938: Preliminary Report, CS87-LKD-002, Teledyne Brown Engineering, 1987.
- 6) McKnight, D. S., Johnson, N. L., Fudge, M. L. and Maclay, T. D.: Satellite Orbital Debris Characterization Impact Test (SOCIT) Series Data Collection Report, Kaman Sciences Corporation, 1995.
- 7) McKnight, D. S., Johnson, N. L., Fudge, M. L. and Maclay, T. D.: Analysis of SOCIT Debris Data and Correlation to NASA's Breakup Models, Kaman Sciences Corporation, 1995.
- 8) 波多英寛, 倉員靖雄, 花田俊也, 赤星保浩, 八坂哲雄, 原田昭治: NASA 標準破砕モデルの低速衝突への適用性の検討, 日本航空宇宙学会論文集, **52** (2004), pp. 342-349.
- 9) 弾道学研究会編: 火器弾薬技術ハンドブック (改訂版), 防衛技術協会, 2003.
- 10) 原田新太郎: 静止軌道を想定したデブリ衝突の模擬実験, 平成 8 年度九州大学学士論文, 1997.
- 11) 後藤弘毅: デブリの飛散解析, 平成 9 年度九州大学修士論文, 1998.
- 12) Johnson, N. L., Krisko, P. H., Liou, J.-C. and Anz-Meador, P. D.: NASA's New Breakup Model of EVOLVE 4.0, Adv. Space Res., **28** (2001), pp. 1377-1384.
- 13) Akahoshi, Y., Sato, Y., Furukawa, K. and Hata, H.: Validity of Mixed Gas in Two-Stage Light Gas Gun, Proceedings of the 23rd International Symposium on Space Technology and Science, 2002, Vol. II, pp. 2372-2376.
- 14) Hata, H., Akahoshi, Y., Hanada, T., Kurakazu, Y., Yasaka, T. and Harada, S.: Measurement of Secondary Debris in High-Velocity Collision, The 10th International Space Conference of Pacific-Basin Societies (10th ISCOPS), 2003.