地球低軌道における軌道環境の安定性について^{*1}

Instability of the Current Space Debris Population in Low Earth Orbit

眞 庭 知 成^{*2}・花 田 俊 也^{*3}・河 本 聡 美^{*4}

Kazuaki MANIWA, Toshiya HANADA and Satomi KAWAMOTO

Key Words: Orbital Debris, Modeling, Space Environment, Simulation

Abstract: Since the launch of Sputnik, orbital debris population continues to increase due to ongoing space activities, on-orbit explosions, and accidental collisions. In the future, it is expected that a great deal of fragments will be created by explosions and collisions. Thus, the number of space debris may increase exponentially (Kessler Syndrome). This paper analyzes the Kessler Syndrome using the Low Earth Orbital Debris Environmental Evolutionary Model (LEODEEM) developed at Kyushu University with collaboration from JAXA. The purpose of the study aims at understanding the issues related to space environment conservation. The results provide effective conditions of Active Debris Removal which is one of the space debris mitigation procedures.

記 号 の 説 明

R : 摂動関数

$\bar{R}$: 摂動関数の長周期項および永年項

P : 軌道周期

M : 平均近点離角

r : 軌道半径

U : 相対速度

C : 衝突率

A : 衝突断面積

V : 衝突球の体積

ΔV : 重複体積

m : 物体の質量 ($m_1 > m_2$)

p : 物体が衝突球内に存在する確率

下添字

p, a : 近地点, 遠地点

$\max, \min$: 最大値, 最小値

1, 2: 物体 1, 物体 2

1. 緒 言

現在「スペースデブリ」による宇宙環境の悪化は深刻化してきている。これまではスペースデブリの数が少なかったためにその存在が注目されることはなかったが、ロケット上段機体の爆発などにより加速的にその数が増加した。1990 年代にはスペースシャトルや回収された軌道上物体にスペースデブリの衝突痕が何度も確認され、その危険性

が認識され始めた。最近の例としては、2007 年と 2008 年に国際宇宙ステーション (ISS, International Space Station) において、スペースデブリとの衝突痕が確認されており^{1, 2)}、また、2009 年 2 月には運用中の人工衛星と運用が終了して放置されていた人工衛星が衝突し、多数のスペースデブリが発生した。これらのことから、スペースデブリが宇宙空間において危険な存在であることは疑いようのない事実である。2009 年 1 月 1 日現在で地上から観測可能なものだけでも 12,743 個の人工物体が軌道上に存在し³⁾、地上から追跡・検知が不可能な 1 mm 以上のものまで含めると推定では数千万個以上の物体が存在すると言われている。スペースデブリの発生源としては主に打上げによる人工物体の増加、衝突および爆発による破砕、また材料劣化による分離・離散がある。現在までに発生しているスペースデブリの多くは爆発や意図的破壊による破片であるが、衝突による破砕も北米国航空宇宙防衛司令部 (NORAD, North American Aerospace Defense Command) のカタログに 4 件記載されている⁴⁾。また、破片消滅に関しては、地球の大気抵抗による落下、人為的な回収や軌道離脱が考えられるが、現状は大気抵抗による落下のみに頼っている状態である。また、スペースデブリの消滅速度と生成速度が釣り合ったときのデブリ空間密度を臨界密度と呼び、衛星を打ち上げただけで何も低減対策を施さなかった場合に自然に物体数が増えていくか減っていくかを表す指標となる。Kessler⁵⁾ や Eichler and Rex⁶⁾ の計算によると、第 1 図に示すように、高度 1,000 km 付近と 1,500 km 付近では既に臨界密度を超えている可能性があり、数値シミュレーションでの検証が必要である。この現象は最初に指摘した米国航空宇宙局 (NASA, National Aeronautics and Space Administration) の研究者の名前 (D. J. Kessler) にちなみ、ケスラーシンドローム (Kessler Syndrome) と呼ばれてい

^{*1} © 2010 日本航空宇宙学会

平成 21 年 5 月 27 日原稿受付

^{*2} 九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻

^{*3} 九州大学大学院工学府航空宇宙工学部門

^{*4} 宇宙航空研究開発機構研究開発本部

第 1 図 デブリの臨界密度⁵⁾
斜線部分でケスラーシンドロームが
発生していると予測されている。

る。現在のところ増加し続けているスペースデブリの低減策として、分離時などでの部品放出、残留燃料の放出や電池の破裂防止、運用を終了した衛星を低軌道では大気抵抗により 25 年以内に自然落下する軌道、静止軌道では高度が 300 km 以上離れた墓場軌道へそれぞれ運用軌道から移行させる PMD (Post-mission Disposal) が勧告されている。しかしながらこれらの対策だけではスペースデブリの増加速度が遅くなるだけであり、宇宙環境の保全には不十分であると指摘されている⁷⁾。スペースデブリ発生および増加を十分に防ぐために、デブリ除去衛星などを打ち上げて能動的にデブリを取り除く ADR (Active Debris Removal) が必要であるとも指摘している。実際、宇宙航空研究開発機構 (JAXA, Japan Aerospace eXploration Agency) ではマイクロリムーバや導電性テザーを用いたスペースデブリ除去システムの検討が行われている⁸⁾。ADR の有効性については、NASA がスペースデブリ推移モデル LEGEND (a LEO-to-GEO Environment Debris model) を用いてシミュレーションを行っている。それによると、PMD などの従来議論されてきたデブリの低減方法ではデブリの増加を 75% 程度にしか抑えることができないという。しかしながら、PMD に加えて年間 5 個のペースで衝突破砕の危険性の高いデブリを取り除くことで、低軌道の環境を現在のデブリ密度程度に保持できる⁷⁾。この結果を受け、国際機関間スペースデブリ調整委員会 (IADC, Inter-Agency Space Debris Coordination Committee) では ADR の有効性を各機関のスペースデブリ推移モデルを用いて確認することとなった。JAXA では九州大学と共同開発したスペースデブリ推移モデルで参加している。ADR の有効性についてのシミュレートに先立ち、今後、デブリの自己増殖が発生するという共通認識を持つため各機関の推移モデルでケスラーシンドロームの解析を行うことになった。ADR を効果的に行う条件を議論する上でもケスラーシンドロームの詳しい解析が必要である。そのためスペースデブリ推移モデルを用いたシミュレートにより、新規にロケットの打上げを行わないシナリオで長期間にわたるデブリ密度の推移につい

ての解析を行うことが本研究の目的である。今回、IADC の出力要求である衝突と高度の観点からと独自に軌道傾斜角の観点から軌道環境の安定性 (ケスラーシンドロームが発生するかどうか) についての解析を行い、その結果を基に ADR のより効率的、効果的な条件について議論する。

2. 低軌道地球環境推移モデル

ケスラーシンドロームの解析には、JAXA が九州大学と共同開発した低軌道環境推移モデル LEODEEM (Low Earth Orbital Debris Environment Evolutionary Model) を用いる。LEODEEM とは、近地点高度 2,000 km 以下、サイズ 1 cm 以上の物体の軌道環境の推移を予測することが可能なスペースデブリの環境予測モデルである。LEODEEM では太陽および月による引力、大気抵抗、地球の非球体性、太陽輻射圧による摂動を考慮して軌道計算を行い、1 年ごとに衝突率を計算している。軌道上物体の爆発・衝突破砕が発生した場合は、NASA 標準破砕モデル⁹⁾ を用いて新規の破片を発生させている。昨年度までは破片をパラメータで分類していた。この方法は宇宙機やロケット上段機体といったインタクト (無傷) な物体はそれぞれ個別に計算をして、ミッション関連物体や破砕により発生した破片などの小さな物体については、近地点高度 r_p 、遠地点高度 r_a 、軌道傾斜角 i および弾道係数 BC の 4 つのパラメータで分類を行い、ほぼ同一の軌道上に存在する破片ごとにグループ分けを行う方法である。これにより軌道計算は代表破片のみを取り扱えばよく、計算時間が短縮できる。本年度 LEODEEM を改良し、予測する軌道物体の下限サイズを自由に設定できるようにした。また、これまでは軌道上物体の種類によってパラメータで分類するか個別に計算するかを判断していたが、今回、すべての軌道上物体に対して一律に 10 cm のサイズを基準に分類し、10 cm 以上の物体に対してはすべて個別に軌道計算を行うようにした。これにより、10 cm 以上の破片も個別に計算できるため、より正確な軌道環境の推移を予測することが可能となる。今回、10 cm 以上のデブリを対象に解析を行ったため、すべての軌道上物体に対してグループ分けは行わず、個別に軌道計算を行った。以下に鳴海^{10, 11)}に基づいて、LEODEEM に用いられている軌道計算、衝突計算、破砕モデルについて簡単に述べる。詳細は鳴海を参照のこと。

2.1 軌道計算 軌道計算の方法については、環境推移モデルのような長期間の軌道要素の変化をみる場合、物体の短周期運動は軌道周期に近い場合重要ではなく、長周期の変化および永年変化である線形項のみが必要になる。そこで LEODEEM では軌道要素変化の時間平均をモデルに組み込み、破片の軌道を計算している。地球の非球体性については J_2 項、 J_3 項、 J_4 項までを考慮し、重力ポテンシャルを軌道 1 周期分積分したものを Lagrange の惑星方程式に代入することで、軌道要素の時間平均された時間変化率を取り出している。

$$\bar{R}_i = \frac{1}{P} \int_0^P R_i dt = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} R_i dM \quad (1)$$

太陽と月の引力については距離による2次近似の厳密な積分値を導出し、摂動関数を1周期積分したものをLagrangeの惑星方程式に代入することで時間平均値を取り出している。太陽輻射圧および大気抵抗についても、Gaussの惑星方程式を用いて軌道要素の変化率を導出している。短周期項も含めた数値解析による軌道計算では一般的に数秒から数分といったオーダーのステップで計算を行うことが普通であるが、LEODEEMで使用している短周期項などを取り除いた解析的手法では最大5日程度のステップで計算が可能である。5日超のステップになると月の引力による摂動を正しく計算できなくなることから（月の公転周期が約27.32日であるため）、本研究でも計算ステップを5日としている。LEODEEMに用いられる軌道計算法の妥当性については鳴海^{10, 11)}を参照のこと。

2.2 破碎モデル 爆発・衝突によって新たに発生した破片の特性については、Bess¹²⁾のモデル、McKnightら^{13, 14)}のモデル、Su¹⁵⁾のモデル、Yasaka and Ishii¹⁶⁾のモデル、NASAのモデルなど、様々なものが存在しているが、LEODEEMではNASA標準破碎モデルを用いて、その個数、質量、サイズ、面積質量比、ならびに放出速度を計算している。NASA標準破碎モデルは過去のSolwindガンマ線スペクトロメータ衛星を標的に用いた軌道上衝突実験、および実機に近い衛星を用いて地上で実施された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を基に構築されたモデルであり、面積質量比などの分布は正規分布で表わされている。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ている。

$$\begin{aligned} \frac{m_2 U_{12}^2}{m_1} &\geq 40 \text{ [J/g]} && \text{Catastrophic} \\ \frac{m_2 U_{12}^2}{m_1} &< 40 \text{ [J/g]} && \text{Non-catastrophic} \end{aligned} \quad (2)$$

2.3 衝突計算 2物体間の衝突率を計算する方法を示す。まず物体間の最小距離が衝突限界距離 d より小さくなった際に衝突の可能性が考えられると仮定する。また、すべての組み合わせについて衝突率を計算すると膨大な計算量となるため、衝突率を計算していく際に2つのフィルタを用いて衝突しそうな組み合わせを取り除いている。第1のフィルタとして、2軌道の近地点と遠地点の値を比べている（第2図参照）。

$$r_{p \max} - r_{a \min} < d \quad (3)$$

長半径の大きい方の軌道の近地点距離と長半径が小さい方の軌道の遠地点距離との差が、衝突限界距離よりも大きくなる場合は衝突する可能性はないと考える。このフィルタは閉じた軌道ならば軌道平面が異なっても使用することが可能である。

第2図 遠近地点フィルタ

第3図 軌道間最小距離フィルタ

第2のフィルタとして、2つの軌道間距離が最も小さくなる場所の距離を算出する。2物体の距離が最小になる位置は2つの軌道面が交差する直線状にあることがほとんどであり、それに当てはまらないものに関しては無視できるほど衝突率が低いため、そのことを用いて軌道間最小距離計算を行う（第3図参照）。従って、軌道間距離が衝突限界距離より大きな場合には衝突の可能性がないとする。

これらのフィルタを用いることにより、大幅な計算時間の短縮が可能であることがわかっている。衝突率の計算は上記の2つのフィルタを通過した、軌道間最小距離の近い2物体間で計算を行う。計算には気体分子運動論を応用させた手法を、衝突球（第4図参照）に適用した方法を用いる。ここで衝突球とは軌道上物体を中心に直径が衝突限界距離の球のことを表している。軌道決定の誤差や摂動などから、衝突球の内部で衝突が起こる可能性があると考えられる。ある1個の物体がその他の物体と衝突する確率は、断面積、数密度および相対速度の積で与えられ、物体は衝突球の重なり合った部分で衝突することになり、物体がその部分に存在する時間、断面積、相対速度を考慮することにより最終的に衝突する確率が算出される。

$$C_{12} = \frac{p_2 \Delta V}{V} \frac{p_1}{V} A_{12} U_{12} \quad (4)$$

最終的に算出された衝突率と乱数¹⁷⁾を比較することで衝突が起きたかどうかを判定する。

第 4 図 衝突球

d : desired distance tolerance,
 Δr : distance between objects.

3. シミュレーション

3.1 シミュレーション条件 上で述べたような、軌道計算、破碎モデル、衝突計算などをモデルとして組み込み、シミュレーションを開始する。今回、ケスラーシンドロームの解析には新規にロケットの打上げを行わないシナリオで行う。さらに、軌道上での爆発破碎は完全に抑制されていると仮定する。これは、実際には軌道上での爆発破碎や新規ロケットの打上げが行われているが、デブリの増加原因を衝突破碎のみに限定することで、現状の地球軌道環境が安定であるのか不安定であるのかを議論するためである。また、シミュレーション期間は 2006 年 1 月 1 日から 200 年間とし、60 回のモンテカルロシミュレーションを行う。モンテカルロシミュレーションにおける計算回数については、異なる乱数のシードを用いたモンテカルロシミュレーションを 30 回程度行えば十分であることは Liou¹⁸⁾ などによって明らかにされているので、十分な計算回数である。シミュレーションの初期条件として、IADC がこの研究のために用意したデータを使用する。このデータは実際の観測データを基に ESA (European Space Agency) の環境モデル MASTER 2005 で作成された、2006 年 1 月 1 日時点での 10 cm 以上の近地点高度 2,000 km 以下のスペースデブリのデータである。このデータは軌道上物体の種類、質量、断面積、軌道要素をまとめたデータであり、本研究ではこのデータを初期条件として読み込み、10 cm 以上の軌道上物体について解析を行う。第 5 図は今回のシミュレーションの流れを表している。

3.2 計算結果 第 6 図は 2006 年、2106 年、2206 年それぞれにおけるデブリ密度分布を表したグラフである。デブリの密度作成にあたって、それぞれの軌道上物体は離心率を持っているためただ単純に近地点距離のみではデブリの高度を決めることができない。そのためデブリが地球を 1 周する間にそれぞれの高度に滞在する時間を基に密度分布を作成した。ケスラーシンドロームが発生すると予測されている高度 900 ~ 1,000 km と 1,400 ~ 1,500 km を比較すると両方の高度で今後 200 年間の間にデブリが自己増殖

第 5 図 シミュレーションの流れ

第 6 図 デブリ密度分布 (10 cm 以上)

している。加えて、900 ~ 1,000 km の高度でよりデブリの増加が著しいことが読み取れる。この結果から高度 900 ~ 1,000 km における軌道上物体の種類別の推移について解析を行うと第 7 図のようになる。シミュレーション条件として新規打上げ、爆発破碎がないと仮定しているため、初期状態で支配的であった無傷の物体数と爆発破碎由来の破片はシミュレーション期間の経過とともに減少しているが、それ以上に衝突破碎由来の破片が増加しているため、デブリの数が増加している。それにより今後、高度 900 ~ 1,000 km の軌道環境は衝突破碎由来の破片が支配的になると予測できる。

第 8, 9 図は 200 年間のモンテカルロシミュレーションを通じての衝突破碎の累積数を表している。このグラフから完全破壊による衝突破碎、部分的破壊による衝突破碎、合わせて 35 回以上が今後 200 年間で発生することがわかる。また、グラフ上の点線は衝突破碎が 1 回発生する年を基準とした基準線である。この基準線から完全破壊による衝突、部分破壊による衝突両方の衝突破碎とも増加傾向にあることが読み取れる。さらにグラフから完全破壊による衝突の回数の増加に比べて部分破壊による衝突の回数の増加のほうが大きいことも読み取れる。これは衝突を繰り返すことでサイズの小さい破片の割合が大きくなっているためだと考えられる。そのため小さい破片では衝突の規模が小さく

第7図 高度 900～1,000 km におけるデブリ数の推移

第9図 部分破壊による衝突破砕の累積回数と基準線との比較

第8図 完全破壊による衝突破砕の累積回数と基準線との比較

第10図 完全破壊，部分破壊による衝突破砕の高度分布

なるため部分破壊衝突の割合が増加すると考えられる。このことは第6図におけるデブリ密度分布からも考えることができる。なぜならば、衝突破砕の回数は増加傾向にあるのに対して、デブリ総数の増加量は徐々に減少している。つまり衝突破砕1回で10 cm以上のデブリ発生量が減少していることを示している。以上のことから、軌道上物体のサイズが小さくなることで、衝突の規模が小さくなっていると考えられる。

第10図はシミュレーション期間全体における衝突の高度分布を表している。衝突の高度分布と第6図のデブリ密度分布を比較するとシミュレーションにおいて、衝突破砕のほとんど起こっていない高度1,100～1,300 kmにおいてもデブリの数が増加している。この増加の原因としてデブリが衝突した際、様々な離心率を持ったデブリが生じるためだと考えられる。つまり高度900～1,000 kmでの衝突により周辺の軌道環境にも影響を与えて、悪化させるということである。したがって、900～1,000 kmの衝突を防止することでその軌道の環境だけでなく、周辺軌道の環境悪化の防止になると予測できる。また高度800 km付近の太陽同期軌道でも複数回の衝突が発生しており、軌道環境の悪化に影響を与えていると考えられる。

次に、軌道傾斜角の観点からケスラーシンドロームの解析を行う。第11図は高度200～2,000 kmにおけるデブリの傾斜角分布を表している。このグラフより初期値においてデブリの数が最も多い軌道傾斜角83度付近で大幅なデブリ増加が発生していることが読み取れる。加えて、軌道傾斜角72度付近でも増加がみられるが、その増加量は軌道傾斜角83度と比較すると限定的である。この結果からデブリの密度分布を軌道傾斜角82～84度とそれ以外に分けて解析を行った(第12, 13図参照)。このグラフから高度900～1,000 kmのデブリを増加させる最大の要因が軌道傾斜角83度にあることが読み取れる。また、その他の傾斜角では高度750 km以下の低軌道を除いてどの高度でもほぼ一定数のデブリを増加させている。さらにその増加量も限定的である。以上のことから高度900～1,000 kmで軌道傾斜角83度のデブリが最もデブリの自己増殖に関与することが明らかとなった。これは特定の高度と軌道傾斜角上に一定密度を超えるデブリが存在すると大幅な自己増殖が発生することを意味する。すなわちデブリの増加防止のためにはこの条件のデブリを集中して除去することが効果的であると考えられる。

第 11 図 デブリの軌道傾斜角分布

第 12 図 軌道傾斜角 82 ~ 84 度におけるデブリ密度分布

第 13 図 軌道傾斜角 82 ~ 84 度以外のデブリ密度分布

4. 結 言

今回、サイズ 10 cm 以上の軌道上物体に対して新規にロケットの打上げ、軌道上での爆発破砕がない条件で低軌道環境推移モデル LEODEEM を用いたケスラーシンドロームの解析を行った。解析の結果から以下の結論が導き出せる。

1) 完全破壊の衝突破砕、部分破壊の衝突破砕ともに今

後 200 年間で主に高度 700 km から 1,000 km の間で発生し、衝突破砕由来の破片がデブリの半数を占めるようになる。ケスラーシンドロームが発生すると予測されている高度 1,400 km から 1,500 km においてもデブリの増殖がみられたが限定的である。

2) デブリの衝突破砕の発生頻度は今後増加傾向にある。

3) 衝突破砕で生じたデブリは衝突した高度だけでなく、様々な離心率を持つことで周辺の高度の軌道環境をも悪化させる。

4) デブリは高度 900 km から 1,000 km の間で軌道傾斜角 83 度付近で大幅に増加する。軌道傾斜角 83 度付近以外の軌道傾斜角のデブリ増加は軌道傾斜角 83 度付近と比較して限定的である。このことは特定の高度と軌道傾斜角上に一定密度を超えるデブリが存在すると大幅な自己増殖が発生することを意味する。

今回、デブリの自己増殖はみられたがケスラーの予測にみられるような指数関数的な増加はみられず、むしろわずかながら増加の割合が減少していた。原因として、本研究は 10 cm 以上のデブリしか存在しないと仮定をしているためだと考えられる。デブリの発生ルーチンでも 10 cm 未満のデブリは取り除いている。そのため軌道上物体に危険を及ぼす可能性のある 10 cm 以下のデブリまで考慮していない。NASA 標準破砕モデルでは衝突破砕の際にサイズの小さいデブリほど多く発生するため、より小さいサイズまで考慮すればより多くの衝突破砕が発生し、デブリが多く発生するのは明らかである。加えて、今回は衝突破砕のみを考慮したが現実には新規打上げや軌道上での爆発破砕も行われている。したがって、この結果のみで指数関数的な増加は発生しないと結論付けることはできない。しかしながら、現状の軌道環境で 10 cm 未満のデブリを取り除いた条件においても、デブリの自己増殖が発生するのは解析したデータから明らかである。そのため今回のシミュレーションで最も顕著にデブリの衝突、増加がみられる、高度 900 km から 1,000 km の間で軌道傾斜角 83 度等のデブリや太陽同期軌道に存在するデブリを能動的に除去する必要がある。今後この条件でデブリを除去した場合の低軌道宇宙環境への影響についてシミュレートを行い、JAXA が検討しているデブリ除去衛星の効果についても議論を進めたい。

参 考 文 献

- 1) United Nations Adopts Space Debris Mitigation Guidelines, Orbital Debris Quarterly News, **11**, 4 (2007), pp. 3-4.
- 2) United Nations Adopts Space Debris Mitigation Guidelines, Orbital Debris Quarterly News, **12**, 3 (2008), pp. 3-6.
- 3) Fengyun-1C Debris: Two Years Later, Orbital Debris Quarterly News, **13**, 1 (2009), p. 2.
- 4) Accidental Collisions of Cataloged Satellites Identified, Orbital Debris Quarterly News, **9**, 2 (2005), p. 1.
- 5) Kessler, D. J.: Collisional Cascading: The Limits of Population Growth in Low Earth Orbit, Adv. Space Res., **11**, 12 (1991), pp. 63-66.
- 6) Eichler, P. and Rex, D.: Chain Reaction of Debris Generation by Collisions in Space—a Final Threat to Spaceflight? Acta Astronautica, **22** (1990), pp. 381-387.
- 7) Liou, J.-C. and Johnson, N. L.: An Assessment of the Cur-

- rent LEO Debris Environment and What Needs to Be Done to Preserve It for Future Generations, ISTS 2008-r-2-29 presented at the 26th International Symposium on Space Technology and Science, Hamamatsu, Japan, 2008.
- 8) Kawamoto, S.: Strategy for Active Debris Removal Using Electrodynamic Tether, ISTS 2008-r-2-26 presented at the 26th International Symposium on Space Technology and Science, Hamamatsu, Japan, 2008.
 - 9) 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.
 - 10) 鳴海智博: 地球低軌道におけるスペースデブリの環境推移モデル, 平成 19 年度九州大学博士論文, 2008.
 - 11) 鳴海智博, 花田俊也, 河本聡美: 地球低軌道スペースデブリ環境における推移モデル, *宇宙技術*, **7** (2008), pp. 11–17.
 - 12) Bess, T. D.: Mass Distribution of Orbiting Man-Made Space Debris, NASA TN D-8108, 1975.
 - 13) 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 Corp., Contract NAS 9-19215, Alexandria, VA, 1995.
 - 14) 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 Corp., Contract NAS 9-19215, Alexandria, VA, 1995.
 - 15) Su, S.-Y.: The Velocity Distribution of the Collisional Fragments and Its Effect on the Future Space Debris Environment, *Adv. Space Res.*, **10** (1990), pp. 389–392.
 - 16) Yasaka, T. and Ishii, N.: Breakup in Geostationary Orbit: A Possible Creation of a Debris Ring, Proceedings of the IAA held in Conjunction with the 42nd IAC, Montreal, Canada, 1991, pp. 203–216.
 - 17) Press, W. H., Teukolsky, S. A., Vetterling, W. T. and Flannery, B. P.: Numerical Recipes in C++: The Art of Scientific Computing, Second ed., Cambridge University Press, New York, 2005.
 - 18) Liou, J.-C.: A Statistical Analysis of the Future Debris Environment, *Acta Astronautica*, **62** (2008), pp. 264–271.