

# 地球低軌道における能動的デブリ除去の効果について<sup>\*1</sup>

## Benefits of Active Debris Removal on the LEO Debris Population

眞庭 知成<sup>\*2</sup>・花田 俊也<sup>\*3</sup>・河本 聡美<sup>\*4</sup>  
Kazuaki MANIWA, Toshiya HANADA and Satomi KAWAMOTO

**Key Words:** Orbital Debris, Modeling, Space Environment, Simulation, Active Debris Removal

**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, a great deal of fragments can be expected to be created by explosions and collisions. In spite of prevention of satellite and rocket upper stage explosions and other mitigation measures, debris population in low Earth orbit may not be stabilized. To better limit the growth of the future debris population, it is necessary to remove the existing debris actively. This paper studies about the effectiveness of active debris removal in low Earth orbit where the collision rate with and between space debris is high. This study does not consider economic problems, but investigates removing which debris may stabilize well the current debris population based on the concept of Japan Aerospace Exploration Agency.

### 記号の説明

$R$ :	摂動関数
$\bar{R}$ :	摂動関数の長周期項及び永年項
$P$ :	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
$\Delta V$ :	重複体積
$p$ :	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

現在までの宇宙活動により多くのスペースデブリが発生してきた。この数は年々増加しており、2009年2月に発生した米露の通信衛星の衝突破砕のように、デブリと運用中の衛星や有人宇宙機などの衝突破砕が発生することで、持続可能な宇宙開発に支障をきたすのではないかと懸念されている。現在の状況を放置しておく、近い将来に爆発

破砕や衝突破砕により多数のデブリが発生すると予想されている。破砕により生じたデブリが新たな破砕を連鎖的に発生させて、指数関数的にデブリの数が増加するかもしれない。Kessler<sup>1)</sup> や Eichler and Rex<sup>2)</sup> の計算によると、すでに高度 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るといわれている。ここで臨界密度とは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空間密度である。つまり、臨界密度を超えるということは、衝突破砕により生じる新規デブリが大気圏などに消滅するデブリより多く、新規にロケット打ち上げを行わない状態でもデブリが増加し続けることを意味する。

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<sup>3)</sup>。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<sup>4)</sup> (EDT, Electro-Dynamic tether) 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。

本研究ではデブリの衝突率が高い地球低軌道 (LEO, Low Earth Orbit) における ADR の効果についての解析を行う。本研究では、ADR を行う際に必要なコストについては考慮していないが、どの条件を満たすデブリを取り除くのが最も軌道環境の保全に効果的であるのか解析を行う。

\*1©2009 第6回宇宙環境シンポジウム

\*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研究院航空宇宙工学部門

\*4宇宙航空研究開発機構研究開発本部

米航空宇宙局 (NASA, the National Aeronautics and Space Administration) ではすでに Liou により衝突の危険性が高いデブリを除去した場合の軌道環境推移がシミュレーションされている<sup>5)</sup>。しかしながら、この研究ではデブリを取り除く手法については議論されていない。一方、JAXA では導電性テザーを用いたデブリ除去の手法については研究されているが、このデブリ除去システムを使用した場合のデブリ抑制効果についてのシミュレートは行われていない (表 1 参照)。従って、本研究では、JAXA 河本の方針に沿って導電性テザーを用いた場合の ADR の効果の解析を行う。

表 1. Current state of ADR and objective of this study.

	Method	Simulation	
JAXA	○	TBD	Objective of this study →
NASA	TBD	○	

## 2. 低軌道地球環境推移モデル

ADRのシミュレーションには、JAXA が九州大学と共同開発した低軌道地球環境推移モデル 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 では太陽及び月による引力、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 年毎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<sup>6)</sup>を用いて新規の破片を発生させている。以下に鳴海<sup>7,8)</sup>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ため重要ではなく、長周期の変化及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 周期分積分したものを 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。太陽輻射圧及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<sup>7,8)</sup>を参照のこと。

2.2 破砕モデル 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、Bess<sup>9)</sup> のモデル、McNight<sup>10,11)</sup> のモデル、Su<sup>12)</sup> のモデル、Yasaka and Ishii<sup>13)</sup> 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 標準破砕モデルを用いて、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 標準破砕モデルは過去の 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。

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とする。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。第一のフィルタとして、2 軌道の近地点と遠地点の値を比べている (図 1 参照)。

$$r_{p \max} - r_{a \min} < d \quad (2)$$

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。

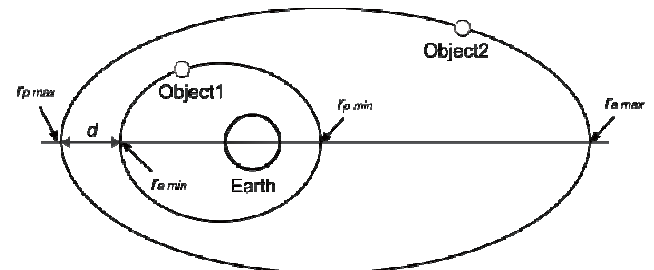


図 1 Filter of the distance between orbits (perigee and apogee).

第二のフィルタとして、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 (図 2 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.

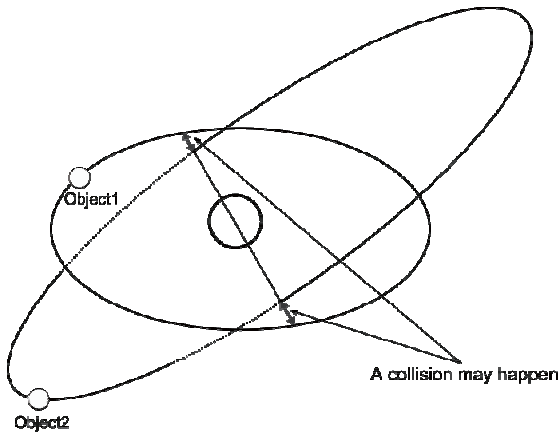


図 2 Filter of minimum distance between orbits.

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 (図 3 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. 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, 数密度及び相対速度の積で与えられ, 物体は衝突球の重な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.

$$C_{12} = \frac{p_2 \Delta V}{V} \frac{p_1}{V} A_{12} U_{12} \quad (3)$$

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

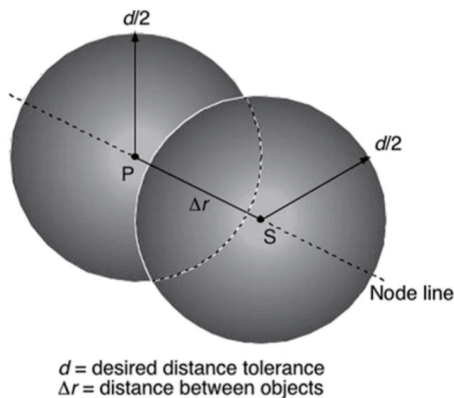


図 3 Overlapping area of two spheres.

### 3. シミュレーション

**3.1 JAXA コンセプト** JAXA による ADR のコンセプトについて始めに述べる. 現在, JAXA は EDT を用いたデブリ除去の手法について研究を進めている. EDT はテザーに電流を流すことで推力を発生させることができ, 推進薬を必要としない軌道変換の手法として, デブリ除去に期待されている. 現在までに, JAXA は EDT を 25 年ルールの実現できない衛星への搭載や EDT を搭載した小型副衛星を用いて 1 個のデブリを捕獲, 落下する衛星を提案している. 将来的には複数のデブリを取り除くため EDT のパッケージを複数搭載した大型衛星も視野に入れている. EDT の運用における制約上, 除去可能なデブリのサイズはレーダ断面積 (RCS, Radar Cross-Section)  $0.5\text{m}^2$  以上の物体が候補である. また, RCS が  $0.5\text{m}^2$  以上のデブリの高度分布と軌道傾斜角分布から以下の領域がデブリ除去候補として挙げられた (表 2 参照).

表 2 Debris removal candidate.

	Altitude	Inclination
I	700-1000 km	98-100 degrees
II	900-1000 km	83 degrees
III	1400-1500 km	74, 83, 52 degrees

**3.2 シミュレーション条件** 過去の研究で, JAXA がデブリ除去を行う領域の候補として挙げた上記の 3つの条件の中でどの条件が最も効果的にデブリ低減が行えるか LEODEEM を用いて解析を行った. この解析は LEO における軌道環境の安定性のシミュレーションを基に行われたものである. この解析から II の領域において最もデブリ除去の効果がある可能性が高いことが分かった. しかしながら ADR を行うことで将来の軌道環境がどのように影響するのかはまだ議論していない. それゆえ, 今回のシミュレーションでは ADR を行った場合 (W\_ADR シナリオ) と行わなかった場合 (W/O\_ADR シナリオ) を比較して ADR が LEO の軌道環境へどのような影響があるのかを明らかにする. 解析の手法としてシミュレーション開始 (2006 年 1 月 1 日) と同時に 100 個のデブリを取り除き, 200 年間のデブリ推移を計算する (図 4 参照). 毎年ごとに一定数のデブリを取り除いた方がより現実的であるが, JAXA の ADR コンセプトの効果を確認することが目的であるため, 今回はこの条件でデブリ除去を行う. ADR を行った場合と行わなかった場合を同じ条件で比較するため, 以下を W\_ADR シナリオ, W/O\_ADR シナリオ共通の初期条件として用いる.

- 初期値として IADC から配布されているデータベースを使用 (実際の観測データを基に MASTER 2005<sup>14)</sup> で作成された 2006 年 1 月 1 日時点で LEO を通過する 10 cm 以上の物体のデータ)
- 2006 年 1 月 1 日からシミュレーションを開始
- シミュレーション期間は 200 年間

- 新規打ち上げによるデブリ増加は無いと仮定
- 爆発による破砕は完全に抑制されていると仮定
- 10 cm 以上の物体に対して衝突計算を行う
- 衝突破砕により発生するデブリは NASA 標準破砕モデルを使用して予測
- 60 回のモンテカルロシミュレーションを行う

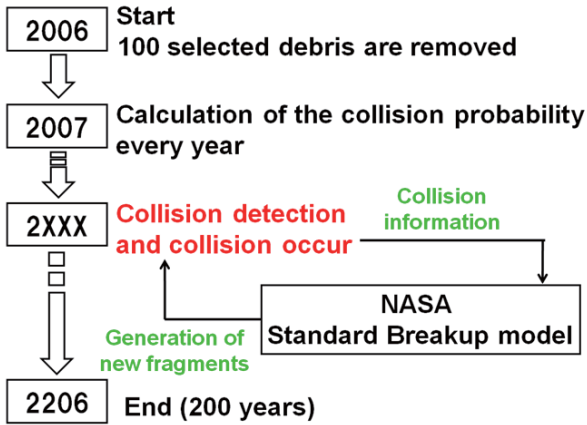


図 4 Flows of simulation.

以下に ADR により初期値から取り除くデブリの条件について記す。以下の条件を満たすデブリのうち、面積の大きいものから 100 個取り除く。

- デブリ面積 > 0.5 m<sup>2</sup>
- 軌道傾斜角 83 度
- 高度 900 km - 1000 km
- 離心率 < 0.01

4. シミュレーション結果

この章では LEODEEM を用いた ADR シミュレーションの解析の結果について議論する。図 5 は両シナリオにおける、高度 200-2000 km を通過するデブリの推移を表している。2206 年の W\_ADR シナリオのデブリ総数は W/O\_ADR シナリオと比較して 2206 個減少している。これは W/O\_ADR シナリオの -1σ とほぼ同じである。次に、W/O\_ADR シナリオで最もデブリ増加の激しかった高度である 900-1000 km を通過するデブリ推移を解析した。図 6 は両シナリオにおける、高度 900-1000 km を通過するデブリの推移を表している。この図から 2206 年における W\_ADR シナリオのデブリ数は W/O\_ADR シナリオにおける -1σ のデブリ数と比較して十分に下回っていることが読み取れる。デブリはわずかながら増加し続けているがこれら 2 つの図から ADR の効果を定性的に確認できた。図 7 で 10 cm 以上の物体のデブリの密度分布の比較を行っている。図 7 から W\_ADR シナリオで高度 700-1300 km の範囲でデブリ密度が減少していることが読み取れる。特に W/O\_ADR シナリオで最もデブリ増加が発生していた高度 900-1000 km において顕著にデブリ密度が低減された。加えて、ADR を行うことでどの高度においても極端にデブリ密度が増加していない。

ADR の効果を定量的に示すため、新たに Effective Reduction Factor (ERF) というパラメータを以下のように定義する。

$$ERF = \frac{\text{ADR により低減したデブリの数 (2206 年)}}{\text{ADR により取り除いたデブリ数}} \quad (4)$$

表 3 は W\_ADR シナリオの ERF を表している。ERF の値は 28 である。このパラメータの意味するところは 1 個のデブリ除去につき、2206 年において 28 個のデブリが低減できることを意味する。

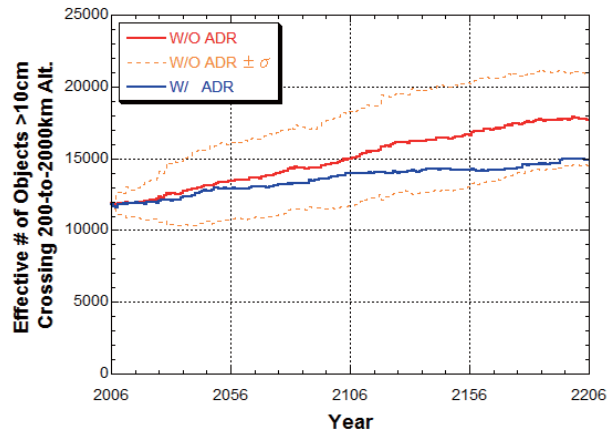


図 5 Future debris growth crossing 200-2000 km altitude of “W\_ADR” and “W/O\_ADR” scenarios. Each curve is the average of 60 LEODEEM Monte Carlo runs based on no new launches assumption.

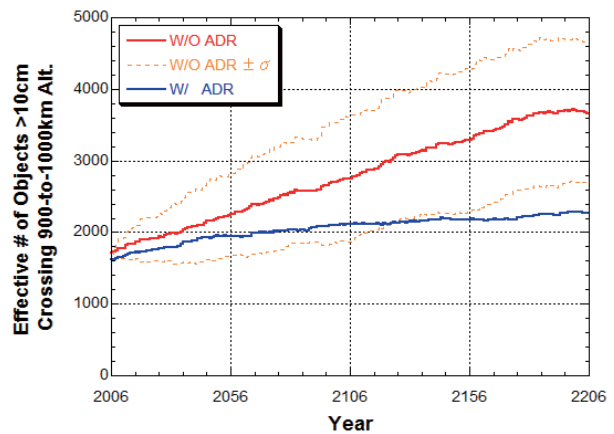


図 6 Future debris growth crossing 900-1000 km altitude “W\_ADR” and “W/O\_ADR” scenarios. Each curve is the average of 60 LEODEEM Monte Carlo runs based on no new launches assumption.

表 3 The Effective Reduction Factors (ERFs) for the 10 cm and larger LEO populations from the ADR scenarios.

	With ADR scenarios
Number of LEO objects Removed via ADR (A)	100
Reduction of LEO objects by 2206 (B)	2794
ERF by 2206 = (B) / (A)	27.9

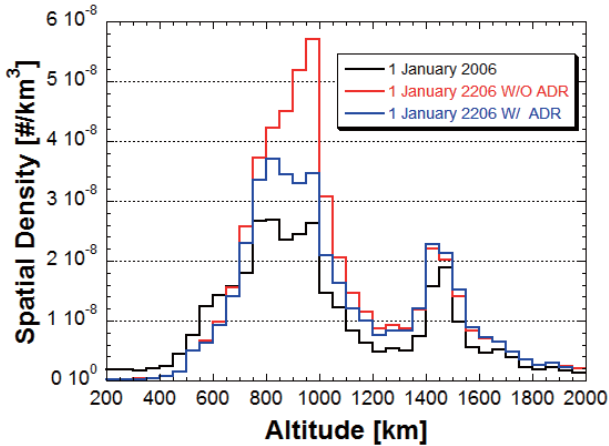


図7 Comparison of spatial density distributions for objects 10 cm and larger “W\_ADR” and “W/O\_ADR” scenarios .

次にデブリの衝突破砕の観点から W\_ADR シナリオと W/O\_ADR シナリオの比較を行った。衝突破砕の累積回数を図8に示す。図8より ADR を行うことで200年間で累計10.3回の衝突破砕が抑制されていることが読み取れる。また、他に特記する点として衝突破砕の発生頻度が挙げられる。図中の点線は両シナリオにおいて平均1回の衝突破砕が発生する年を基準とした線形の標準線を示している。W/O\_ADR シナリオでは基準線を上回って増加している衝突破砕が W\_ADR シナリオでは徐々にこれを下回っている。この基準線を下回るということは今後の衝突破砕の発生率が低下していることを意味しており ADR を行ったことによりこの基準線を下回することは ADR の有効性について議論するとき重要である。この結果を基に衝突破砕が発生する高度についての解析を行った。

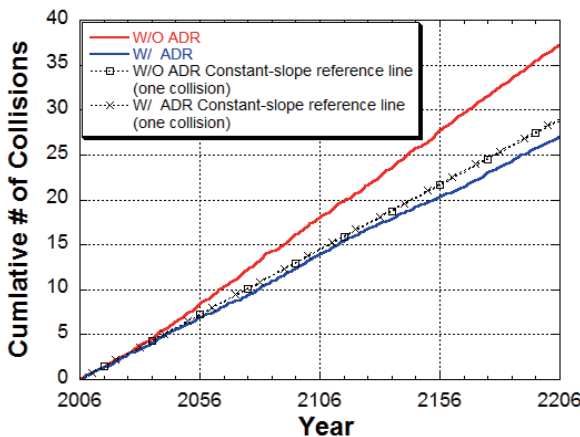


図8 Comparison of the cumulative number of collisions “W\_ADR” and “W/O\_ADR” scenarios. Each curve is the average of 60 LEODEEM Monte Carlo runs based on no new launches assumption.

図9はシミュレーション期間200年間における衝突破砕が発生した高度分布を表している。図より W/O\_ADR シナリオでは高度950-1000 km の間で多く

の衝突破砕が発生していることが読み取れる。一方、W\_ADR シナリオではその高度において衝突破砕が抑制されている。W\_ADR シナリオで発生した衝突破砕の多くは除去高度より低い高度で発生している。以上のことから衝突高度の観点からも ADR の効果が確認できる。

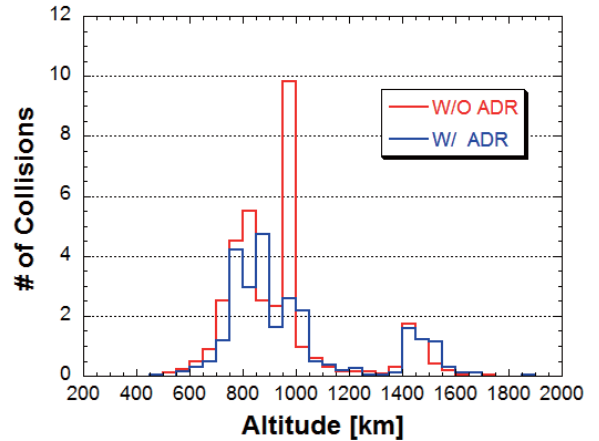


図9 Comparison of predicted collision locations “W\_ADR” and “W/O\_ADR” scenario.

表4は累積衝突回数に関する ADR の効果を定量的に表している。この表の最後の行は衝突破砕を1回抑制するのに必要なデブリ除去数を示している。W\_ADR シナリオでは2206年において9.7個のデブリ除去につき1回の衝突破砕を抑制していることがわかる。

表4 Effectiveness of active debris removal in terms of the predicted cumulative collisions in the environment.

	With ADR scenarios
Number of LEO objects	100
Removed via ADR (A)	100
Reduction in cumulative collisions by 2206 (C)	10.3
(A) / (C)	9.7

最後に軌道傾斜角の観点から両シナリオの比較を行った。ADR で取り除いたデブリの条件から、軌道傾斜角82-84度とそれ以外に分けて ADR の効果について解析を行った。軌道傾斜角82-84度に存在する10 cm以上のデブリ密度分布を図10で比較している。図10は W/O\_ADR シナリオにおいて高度900-1000 km で軌道傾斜角82-84度のデブリ密度が極端に増加していることを示している。しかしながらデブリ除去を行うことで W\_ADR シナリオではデブリ密度の増加はデブリ除去を行った高度900-1000 km を中心にほぼ全高度において抑制されている。このことは JAXA の方針によるデブリ除去により衝突破砕のリスクから LEO の軌道環境を保護できることを意味している。次に軌道傾斜角82-84度以外のデブリについて解析を行った。軌

道傾斜角 82-84 度以外に存在する 10 cm 以上のデブリ密度分布を図 11 で比較している。この図から W\_ADR, W/O\_ADR 両方のシナリオでデブリの増加は限定的であり、さらにシナリオ間でほとんどデブリ密度の変化は見られない。

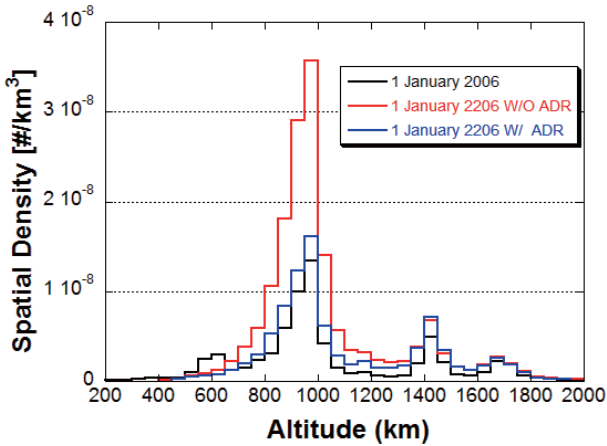


表 10 Comparison of spatial density distributions for objects 10 cm and larger “W\_ADR” and “W/O\_ADR” scenarios, inclination between 82 and 84 degrees.

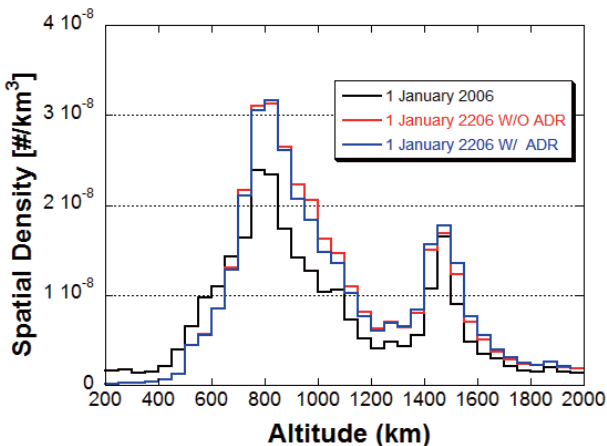


表 11 Comparison of spatial density distributions for objects 10 cm and larger “W\_ADR” and “W/O\_ADR” scenarios, inclination excluding between 82 and 84 degrees.

## 5. 結 言

今回, JAXA の方針に基づき, ADR の効果についての解析を低軌道環境推移モデル LEODEEM を用いて行った。解析の結果から以下の結論が導き出せる。

- 1) ADR を行わなければ今後、衝突破砕やデブリの数は増加し続ける。
- 2) ADR を行うことにより衝突破砕を抑制して、デブリの数を低減することができる。
- 3) デブリ除去を行うことでデブリの衝突破砕の発生頻度は除去を行わない場合と比較して減少する。

以上の結論より JAXA のコンセプトで ADR の有効性を確認できた。しかしながら、今回のシミュレーションでは 100 個のデブリをインパクトで取り除いており、また除去に伴う高度変化や除去時間についても考慮していない。今後は除去における高度変化を考慮して毎年一定数のデブリを除去する条件で、詳細な ADR の解析を行う予定である。

## 参 考 文 献

- 1) Kessler, D. J.: Collisional Cascading: The Limits of Population Growth in Low Earth Orbit, *Advances in Space Research*, **11** (1991), Issue 12, pp. 63-66.
- 2) 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.
- 3) Liou, J.-C. and Johnson, N. L.: An Assessment of the Current LEO Debris Environment and What Needs to be Done to Preserve it for Future Generations, ISTS 2008-r-2-29 presented at the 26<sup>th</sup> International Symposium on Space Technology and Science, Hamamatsu, Japan, June 2-6, 2008.
- 4) 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, June 2-6, 2008.
- 5) Liou, J.-C. and Johnson, N. L.: An Assessment of the Current LEO Debris Environment and What Needs to be Done to Preserve it for Future Generations, ISTS 2008-r-2-29 presented at the 26<sup>th</sup> International Symposium on Space Technology and Science, Hamamatsu, Japan, June 2-6, 2008.
- 6) 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), No.9, pp. 1377-1384.
- 7) 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
- 8) 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.
- 9) Bess, T. D.: Mass Distribution of Orbiting Man-Made Space Debris, NASA TN D-8108, Dec. 1975.
- 10) 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, Apr. 1995.
- 11) 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, July 1995.
- 12) 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.
- 13) 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, Oct. 5-11, 1991, pp.203-216.
- 14) Klinkrad, H., Michael Oswald, M., Stabroth, S., Wiedemann, C., Wegener, P. and Martin, C.: Final Report -Upgrade of the MASTER 2005 Model, European Space Agency, April 26, 20