

スペースデブリの精密な軌道予測とアブレーション反力の最適な方向

柴田 一範¹, 内田 成明²

¹ 大阪大学レーザー科学研究所 (〒 565-0871 大阪府吹田市山田丘 2-6)

² (株)コヒーレントシステムズ (〒 302-0121 茨城県守谷市みずき野 2-12)

Precise Orbit Prediction of Space Debris and Appropriate Direction of Ablation Recoil

Kazunori SHIBATA¹ and Shigeaki UCHIDA²

¹ Institute of Laser Engineering, Osaka University, 2-6 Yamadaoka, Suita, Osaka 565-0871

² Coherent Systems Co., Ltd., 2-12 Mizukino, Moriya, Ibaraki 302-0121

(Received July 9, 2024)

Even space debris smaller than 10 cm can cause fatal damage to satellites. The number of such “lethal nontrackable” objects is estimated to be over a million. A laser-based active debris removal method can solve this problem. In this study, we show that the error in orbit prediction can be at most 2 cm in 30 seconds. We also show that taking the Moon’s gravity into account to the trajectory calculation improves the orbit prediction error about 20%. We also discuss the direction of the ablation recoil force. This direction is shown to be critical to the success of debris removal.

Key Words: Active debris removal, Lethal nontrackable, Ground-based laser, Laser ablation

1. はじめに

宇宙開発への需要と関心は年々高まり続けている。とくに、Starlinkに代表される衛星コンステレーションの実用化の結果、軌道上の人工衛星の総数、総重量は加速度的に増加している¹⁾。人工衛星が増加すれば、当然の結果としてスペースデブリ(以下単にデブリ)も増加する。現時点では、運用されている人工衛星が約1万機ある。デブリはそれよりもはるかに多い。地上から観測できる10 cm以上の大きさのものが約4万個あり、10 cm以下のものは100万個以上あると推定されている²⁾。デブリと人工衛星、またはデブリ同士の衝突によって、断片化されたデブリの再生産が起こる。もし全ての打ち上げを直ちに停止したとしても、数年間はデブリが増え続けると予想されている¹⁾。デブリの存在は人工衛星の運用に大きなマイナス要因である。実際、国際宇宙ステーションも1年に約1.4回のペースでデブリを回避するための軌道変更を行っている³⁾。しかし、そのような運用はほとんどの人工衛星にとって現実的ではない。従って、デブリを減らすことは、現時点において既に宇宙開発に欠かせない課題である。人為的にデブリを取り除くことを、Active Debris Removal (ADR)と呼ぶ。とくにレーザーを

照射することでデブリの軌道を変化させ、大気圏に突入させる方法を、本稿では「レーザーADR」と呼称する。レーザーによる軌道変更の手段として、レーザーアブレーションの反力がよく研究されている²⁾。本稿でもアブレーション反力の利用を前提に議論を行う。

レーザーADRがターゲットとして想定するデブリは、低軌道(Low Earth Orbit: LEO)に存在する、大きさ1 cmから10 cmのものである。この高度、大きさのデブリは地上からの観測、追跡、軌道予測が非常に難しい。従って、人工衛星に回避運動をとらせることができない。しかも、衝突時には時速60 kmの乗用車に匹敵する運動エネルギーが数cm²に集中し、人工衛星にとっては非常に危険である。そのため、このようなデブリはLethal Nontrackable (LNT)とも呼ばれる³⁾。

LNTは100万個以上あり、高度800 kmから1000 kmの領域に最も多く存在していると推定されている¹⁾。そのため、本研究でもこの高度のLNTを対象としたレーザーADRを考える。ただし、近年は状況が変化しつつある。StarlinkなどのLEOコンステレーションの利用が活発化しているため、将来的には高度400 kmから500 kmの領域のスペースデブリが最も深刻な問題になる可能性もある。

¹⁾ <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/quarterly-news/pdfs/ODQNv27i1.pdf>

²⁾ <https://sdup.esoc.esa.int/discosweb/statistics/>

³⁾ <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/quarterly-news/pdfs/ODQNv26i4.pdf>

2. レーザーADR

2.1 概要

レーザーADRの流れを Fig. 1 に示す。LNT の発見には人工衛星を用いる。事前情報は何もないので、偶発的な発見からミッションスタートとなる。1秒程で複数回の位置測定を行う。最後の測定時刻を時間の原点に取り、測定データから初期位置と初期速度を推定する。その初期値を用いた数値計算で軌道を予測し、軌道離脱用のレーザーを発射する方向、タイミングを決める。もし数値計算で予測した軌道と本当の軌道の誤差がデブリサイズよりも小さければ、軌道離脱レーザーをデブリに当てることができる。軌道離脱レーザー装置の配備先としては、地上と宇宙空間の両方が考えられている。十分強いレーザーがデブリ表面に集光されると、アブレーションが発生する。その反力でデブリの軌道は変化する。レーザーの強度を調整して十分な速度変化を与える。ミッションスタートからデブリの軌道変化までの経過時間は長くても1分程度を想定する。

速度変化後の軌道の近地点高度を200 km以下にできれば、あとは大気に衝突する断熱圧縮でプラズマ化されて分解される。その際、デブリは地球を一周する前に落下するので、他の人工衛星に衝突する可能性は十分低いと期待できる。

2.2 レーザーADRの長所と課題

レーザーADRが他のADRの方法⁴⁾に比べて最も優れている点は、システムが破損しない限り何度でもデブリを除去できることである。例えば大型デブリを除去する方法として、捕獲用の人工衛星を打ち上げ、デブリ確保後に一緒に地球に落下するものがある。この方法は、一個のデブリに一個の新しい人工衛星が必要になる。また、小型デブリの除去方法としてテザーを接続したりイオンを衝突させるものがある。これらは、搭載しているテザーやイオンの量で除去できるデブリの個数が決まる。100万個以上あると推定されるLNTの除去には、費用の面でもレーザーADRが最も現実的である。

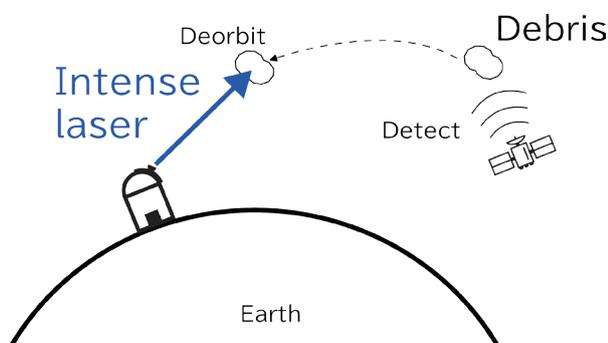


Fig. 1 Concept of laser ADR. A small debris object is accidentally detected by a searching satellite. Its trajectory is numerically predicted. Finally, a ground-based intense laser is focused on the debris surface, resulting in deorbiting.

宇宙輸送の観点からも、レーザーADRには大きなメリットがある。Fig. 1のシステムで、打ち上げた探査衛星はその周辺のデブリを探す。そのため、他の人工衛星との衝突を回避しながら目標デブリにランデブーするなどの複雑な軌道遷移が不要である。また、特定の方向に向けておく必要もない。そのため、軌道遷移、姿勢制御の推進剤を最大限に温存でき、長期間の運用が期待できる。

しかし、レーザーADRを実用化するためにクリアすべき技術的な課題は多い。大まかに言えば、軌道離脱用のレーザーをデブリに照射できるか？と、確実に地上に落下する軌道に遷移させられるか？の二つに分けられる。本稿では、それぞれから一つのトピックに注目する。前者については、軌道予測の正確性を議論する。地上レーザー装置とデブリの距離は800 km以上離れており、デブリの飛行速度はおおよそ7.5 km/sである。もしトラッキングデータを元にデブリの照射方向を決めると、光が800 kmを走る2.67ミリ秒の間に、デブリは20 mも移動する。従って、データを元に照準を合わせるのではなく、正確な軌道予測によってどのタイミングでデブリがどこにいるかを把握する必要がある。しかしながら、デブリは太陽の光圧など大きさが不明瞭な摂動を受けるため、精密な軌道計算は不可能である。そのため、計算で予測した位置と実際の位置の誤差が、デブリのサイズよりも小さいことを保証する必要がある。もう一つのトピックは後者からで、デブリの速度変化の方向に関する議論である。レーザーの照射とアブレーションが実現すれば、デブリの速度は変化する。しかし、速度変化の方向によって近地点高度は大きく変わる。つまり、デブリ除去が達成できるかが変わってくる。どの方向に速度変化を与えるべきかについて議論する。

3. 軌道予測の誤差の大きさ

3.1 軌道誤差の上界

$t \geq 0$ でのデブリの位置を $\mathbf{r}(t)$ とし、単位質量あたりの力を \mathbf{F} とする。 \mathbf{F} は時刻 t に陽には依存せず、 $\mathbf{F}(\mathbf{r}, \mathbf{r}')$ と書ける。プライムは時間微分を表す。太陽の光圧、空気抵抗など、一部の力はその形を正しく与えることができない。そこで、 $\mathbf{F} = \mathbf{F}_1 + \mathbf{F}_2$ と分割する。形が既知の \mathbf{F}_1 だけを使って軌道を予測する。計算で予測する位置を $\mathbf{s}(t)$ とすると、 $\mathbf{s}'' = \mathbf{F}_1(\mathbf{s}, \mathbf{s}')$ である。軌道予測の誤差とは、実際の位置と予測した位置の差 $|\mathbf{r}(t) - \mathbf{s}(t)|$ である。この大きさを評価するために、三つの定数を導入する。形が分かっている力 \mathbf{F}_1 に対しては、位相空間上の任意の2点 $(\mathbf{x}, \mathbf{x}')$ および $(\mathbf{y}, \mathbf{y}')$ に対して $|\mathbf{F}_1(\mathbf{x}, \mathbf{x}') - \mathbf{F}_1(\mathbf{y}, \mathbf{y}')| \leq L|\mathbf{x} - \mathbf{y}| + M|\mathbf{x}' - \mathbf{y}'|$ が成り立つ L, M を使用する。一方で、形が分からない \mathbf{F}_2 は何らかのモデルを用いて計算し、 $|\mathbf{F}_2| \leq A$ なる定数 A を用いる。

位置の差 $|\mathbf{r}(t) - \mathbf{s}(t)|$ および速度の差 $|\mathbf{r}'(t) - \mathbf{s}'(t)|$ に関する微分不等式を導くことができる。微分不等式の解を、対応する微分方程式の解で抑える定理⁵⁾を使うことで、次を得る⁶⁾。

$$|\mathbf{r}(t) - \mathbf{s}(t)| \leq \frac{A}{L} \left(\frac{-\lambda_- e^{\lambda_+ t} + \lambda_+ e^{\lambda_- t}}{\sqrt{M^2 + 4L}} - 1 \right) \quad (1)$$

ここで、初期位置と初期速度の誤差は0であると仮定した。また、 $\lambda_{\pm} = (M \pm \sqrt{M^2 + 4L})/2$ である。

3.2 高度 800 km ~ 1000 km での評価

デブリに働く外力 $\mathbf{F}_1, \mathbf{F}_2$ を具体的に評価し、 L, M, A の値を求める。そして軌道誤差の上界の時間変化を調べる。外力として考慮する必要があるのは地球、太陽、月の重力、空気抵抗、太陽及び地球からの光圧、デブリ本体からの熱輻射である。それ以外の力、例えば金星の重力や一般相対論の補正項の影響、は無視できるくらい小さい。本稿では地球の重心を空間座標の原点とし、地球と共に回転する座標系で考える。見かけの力として遠心力とコリオリ力を考慮する。オイラー力は非常に小さいとみなして無視する。デブリは高度 800 km から 1000 km の範囲にあるとする。代表的な表面積 S_d と質量 m_d の比 S_d/m_d については、1 円玉のような LNT を想定し $S_d/m_d \leq 0.1 \text{ m}^2/\text{kg}$ のみを考える。

地球の重力は、 $1/r$ の形の主要項だけでなく、高次の項まで考える必要がある。地球重力のポテンシャルの高次項は次のように展開される。

$$-\frac{\mu}{r} \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=0}^n \frac{a_0^n}{r^n} (C_{nm} \cos m\psi + S_{nm} \sin m\psi) \bar{P}_{nm}(\cos\theta) \quad (2)$$

ここで、 $\mu = 3.986 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$ は地心重力定数、 $a_0 = 6378 \text{ km}$ は地球の半径、 \bar{P}_{nm} は規格化されたルジャンドル関数、 θ は天頂角で ψ は方位角である。係数 C_{nm}, S_{nm} の値は高次項の寄与を表し、重力場のモデルに依存する。本稿では Earth Gravitational Model (EGM) 2008⁷⁾ を採用する。EGM2008 では、 $n = 2190$ までの係数が与えられている。計算に使う高次項が少ないほど軌道計算の所要時間は短縮できる。一方、高次の項を含めた方が軌道誤差は小さくなると考えられる。そこで、地球重力の主要項と $n \leq N$ までの高次項を \mathbf{F}_1 に含めて、軌道誤差が N にどう依存するかを調べる。

遠心力とコリオリ力も \mathbf{F}_1 に含む。地球重力の $n \geq N + 1$ の項と他の全ての外力を \mathbf{F}_2 に含む。 \mathbf{F}_2 に含まれる地球重力以外の摂動で一番強いのは太陽光、地球の照り返し、地球からの赤外輻射による光圧である。光圧による加速度はデブリの質量、形状、寸法に依存し、モデル化されている⁸⁾。本計算では最大値が決まればよい。その最大値は $(8W/3c) \cdot (S_d/m_d)$ で与えられる。ここで W は放射のフラックスで、 c は真空中での光速である。フラックスの最大値 $W = 2105.2 \text{ W/m}^2$ と $S_d/m_d = 0.1 \text{ m}^2/\text{kg}$ を代入して、 $1.873 \times 10^{-6} \text{ m/s}^2$ を得る。次が月の重力で、 $1.7524 \times 10^{-6} \text{ m/s}^2$ である。太陽の重力、モデルを用いた空気抵抗⁹⁾ およびデブリからの熱輻射⁸⁾ の寄与は、一桁小さい。これら五つの外力の A への寄与は、 $5.80 \times 10^{-6} \text{ m/s}^2$ で与えることができる。

$N = 0, 20, 40, 60, 80$ での軌道誤差の上界の時間変化を Fig. 2 に示す。 $N = 0$ は、地球重力の主要項のみを \mathbf{F}_1 に

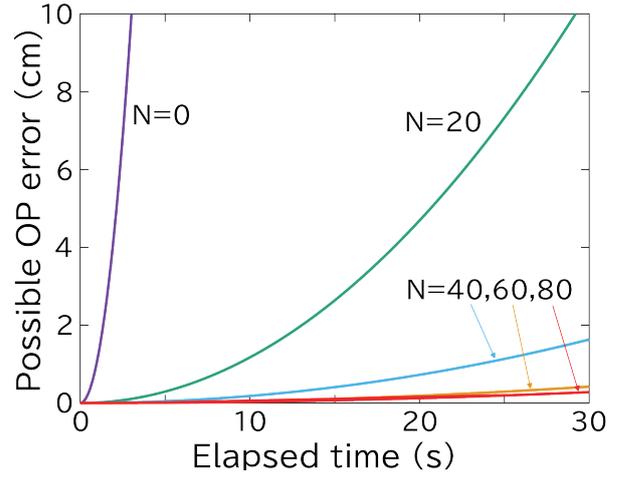


Fig. 2 Time dependence of possible OP error. The results for $N = 0, 20, 40, 60, 80$ are shown. As N increases, the OP error decreases.

含むことを意味する。

予想されるように、より高次の項を用いた軌道計算の方が、軌道誤差が小さい。もしレーザーの照射が 30 秒後なら、 $N = 40$ 以上の計算では軌道誤差を 2 cm 以下に抑えることができる。一方、 $N = 0$ すなわち主要項だけを軌道計算に使う場合、数秒で誤差上界が 10 cm を超える。これは、デブリ表面へのレーザーの集光が保証できないことを意味している。

ここまでの計算では、地球の重力のみを \mathbf{F}_1 に含めた、 \mathbf{F}_2 に含めた力でも、その形が分かっているものを \mathbf{F}_1 に含めることで誤差精度が改善することがある。想定している状況では、地球重力以外の摂動で二番目に大きい寄与をなす月の重力 \mathbf{a}_m の式の形は既知である。そこで、これを \mathbf{F}_1 に含めたときの誤差精度の改善を調べる。その結果が Fig. 3 の実線である。地球重力は $N = 60$ 次まで \mathbf{F}_1 に含めた。

月重力を \mathbf{F}_2 に含む破線の結果 (\mathbf{a}_m in \mathbf{F}_2) と比較して、軌道誤差の上界はおよそ 20% 小さくなっている。LNT の中でも 1 cm 程度の小さめのデブリや、1 cm 未満のデブリの除去を実現するためには、月の重力も軌道計算に考慮した方が良いことが分かる。

これらの計算によって、高度 800 km から 1000 km にある 10 cm 程度のデブリに対して、軌道予測をベースにしてレーザーを集光できることが示された。

4. $\Delta\mathbf{V}$ の方向

4.1 方向ごとに必要な $\Delta\mathbf{V}$ の大きさ

外力の作用が十分短い時間で完了するとき、その外力の影響を速度の変化分 $\Delta\mathbf{V}$ で議論することが多い。ここでも、レーザーアブレーションの反力の作用は、十分短い時間で完了すると仮定する。 $\Delta\mathbf{V}$ が 0 でなければ、デブリの力学的エネルギーが変化し、従って軌道も変化する。しかし、デブリ除去の観点からは、これだけでは不十分である。デブリを地球の大気圏に落下させるには、空気

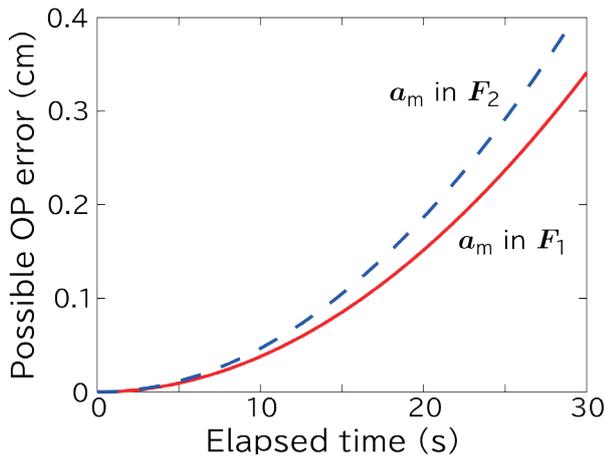


Fig. 3 Influence of the Moon's gravity a_m . The solid and dashed curves are the results when a_m is included in F_1 or F_2 , respectively. The error accuracy is improved, i.e., the solid curve is about 20% smaller than the dashed curve.

抵抗が十分大きい高度までデブリを移動させる必要がある。その高度の目安は 200 km である。従って、 ΔV によって変化したデブリの軌道の近地点高度が 200 km 以下になればよい、と定式化できる。

ΔV の方向が、近地点高度にどう影響するかを調べる。近地点高度の議論では、距離スケールが 6000 km ほどで、時間スケールはデブリが地球を一周する時間としておよそ 100 分程度である。そのため、外力としては $1/r$ に比例する地球重力の主要項だけを考えても差し支えない。

デブリの元々の軌道は高度 1000 km の円軌道とする。つまり、軌道半径は $a = 1000 + a_0$ である。速度変化が生じる直前のデブリの位置を r_0 、速度を v_0 とする。それぞれの方向の単位ベクトルを \hat{r}_0, \hat{v}_0 とする。地球重心が座標の原点なので、 \hat{r}_0 はデブリの動径方向である。円軌道では、これらは直交する。 \hat{r}_0 と \hat{v}_0 の張る平面が軌道平面であり、 $\hat{l} = \hat{r}_0 \times \hat{v}_0$ は角運動量の方向を表す。この三つの方向の成分を用いて、速度変化を

$$\Delta V = V_r \hat{r}_0 + V_v \hat{v}_0 + V_l \hat{l} \quad (3)$$

と書く。この速度変化による新しい軌道の長半径を \tilde{a} 、離心率を \tilde{e} とすると、近地点高度は $\tilde{a}(1 - \tilde{e}) - a_0$ となる。具体的に与えると、

$$\frac{1 - \sqrt{\gamma^2 + \gamma^2 \delta + \delta^2}}{1 - \gamma^2 - \delta} a - a_0 \quad (4)$$

となる。ここで、 $\gamma = V_r/v_0, \delta = 2V_v/v_0 + (V_r^2 + V_v^2)/v_0^2$ である。この式から次のことが読み取れる。 ΔV の方向が軌道面に垂直 ($V_r = V_v = 0$) であれば、近地点高度は $a - a_0$ のまま変化しない。また、 ΔV が加速方向 ($V_r = V_l = 0$ かつ $V_v > 0$) でも、近地点高度は $a - a_0$ である。一方、 ΔV の方向が動径方向 (正負いずれでも)、または減速方向 ($V_r = V_l = 0$ かつ $-2v_0 < V_v < 0$) であれば、近地点高度は $a - a_0$ よりも小さくなる。

ΔV の方向の影響を調べるため、 ΔV の大きさを一定に

する。近地点高度を ΔV の各成分で偏微分すれば、近地点高度を最小にするためには $V_l = 0$ が必要であることが分かる。我々は効率よくデブリを除去したいので、 ΔV の方向として軌道面内だけを考えればよい。そのために、角度パラメータ ϕ を導入する。 \hat{r}_0 正方向を $\phi = 0$ とし、反時計回りに角度を定める。例えば、 $-\hat{v}_0$ 方向は $\phi = 3\pi/2$ である。つまり、 $V_r = |\Delta V| \cos \phi$ および $V_v = |\Delta V| \sin \phi$ である。このとき、近地点高度の ϕ 依存性を示したのが Fig. 4 である。 ΔV の大きさは、 $-\hat{v}_0$ 方向のときに近地点高度が 200 km になるように、213.8 m/s に設定した。このグラフから、 ΔV の方向によってデブリが実際に除去できるかどうかが大きく違うことが分かる。とくに、 $\phi = 3\pi/2$ でなければ近地点高度は 200 km を上回り、デブリ除去ができないことが分かる。

別の視点からは、 ΔV の方向に応じてデブリ除去に必要な ΔV の大きさが変化する、と言える。例えば、 ΔV が減速 ($-\hat{v}_0$) 方向なら、 $|\Delta V| = 213.8$ m/s で近地点高度を 200 km に変化させることができる。一方で、 ΔV が動径 (\hat{r}_0) 方向なら、近地点高度を 200 km に減少させるためには $|\Delta V| = 893.9$ m/s が必要であり、およそ 4 倍に達する。これは、集光するレーザーのエネルギーもおよそ 4 倍大きい必要があることを意味する。従って、 ΔV の方向つまり ϕ をコントロールすることが重要になる。 ΔV をレーザーアブレーションの反力で与える場合、その方向はレーザーが当たるデブリ表面の法線内向き方向となる。デブリの発見と同時に、表面形状や自転状態も取得できれば、 ΔV のコントロールは可能になると期待できる。具体的にどのような光学系で達成できるかは、レーザー ADR 実現のための重要な課題である。

4.2 必要なレーザーエネルギーの見積もり

大気による散乱で、回折限界よりも 3 倍程度ビーム径が広がると仮定する¹⁰⁾。アブレーション閾値を 10^8 W/cm²、アブレーションによる運動量変換効率を 10^{-5} Ns/J、デブリの高度を 1000 km とする。 ΔV の方向は

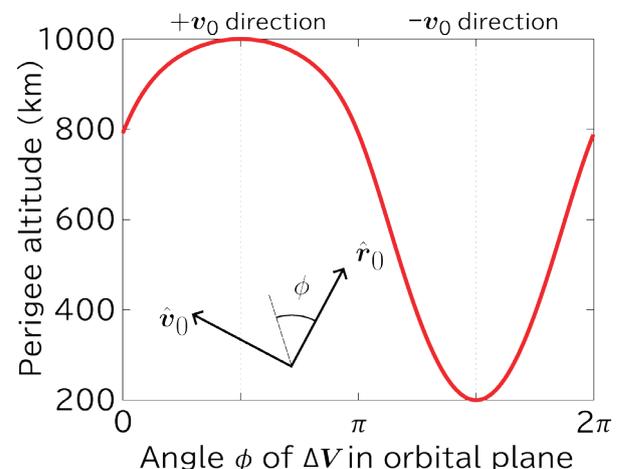


Fig. 4 ϕ dependence of the perigee altitude after the laser irradiation. The angle of ΔV is very important to achieve debris removal.

レーザーの照射方向とみなし、必要な速度変化の大きさを $|\Delta V| = 890 \text{ m/s}$ とする。この条件下で、デブリ表面にプラズマを生成するためのレーザーの口径 D とパルス幅 τ の関係は $D^2/\tau > 1.2 \times 10^6 \text{ m}^2/\text{s}$ と見積もられる。例えば、数メートルの口径に対してマイクロ秒以下のパルス幅でよい。また、軌道離脱に必要なレーザーのエネルギーは $8.9 \times 10^7 \text{ J/kg}$ と見積もられる。

5. まとめ

LNT と呼ばれるスペースデブリを除去するために、レーザーを用いる方法が有望である。本稿では、レーザー ADR を実現するための課題を、軌道計算の観点から議論してきた。LNT は 1 cm から 10 cm と非常に小さく、さらに対地速度は 10 km/s にも達する。このようなターゲットにレーザーを集光し、アブレーションを起こして地上に落下させるのは、文字で書くほど容易な仕事ではない。精密な測定、軌道予測、レーザーの集光技術を確立すべきで、さらにその後、確実に大気圏に落下する保証も必要である。本稿ではこれらの課題の内、レーザーを当てるための軌道予測、そして地上に落下させるための速度変化 ΔV の方向の重要性について議論してきた。

本稿で議論しなかった重要な問題の一つに、軌道離脱レーザーの配備先がある。地上配備と宇宙空間配備を比較すると、前者のメリットはメンテナンスが格段に容易であることと、大電力を利用できることが挙げられる。一

方後者には、比較的近距离からレーザーを照射できる、大気による光路の変動が無視できる、デブリ前方からの照射で ΔV の方向を減速方向に向けやすい、というメリットがある。

本研究は、レーザー ADR の運用に向けたデブリ除去の軌道計算の基礎を提供した。レーザー ADR は膨大な数の LNT の除去に大きな貢献ができる。従って、実用化に向けて研究を進めていく価値のある問題である。

参考文献

- 1) M. Andrenucci, P. Pergola, and A. Ruggiero: *Active Removal of Space Debris, techreport 10-6411* (European Space Agency, Advanced Concepts Team, 2011).
- 2) C. Phipps, M. Birkan, W. Bohn, H. A. Eckel, H. Horisawa, T. Lippert, M. Michaelis, Y. Rezunkov, A. Sasoh, W. Schall, *et al.*: *Journal of Propulsion and Power* **26** (2010) 609.
- 3) D. McKnight: *In Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference (AMOS)* (Maui, Hawaii, 2010).
- 4) A. Ledkov and V. Aslanov: *Progress in Aerospace Sciences* **134** (2022) 100858.
- 5) N. Rouche: *Stability Problems* (Springer Berlin Heidelberg, Berlin, Heidelberg, 2011) p. 112-194.
- 6) K. Shibata and S. Uchida: *Acta Astronautica* **224** (2024) 281, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2024.08.016>.
- 7) N. K. Pavlis, S. A. Holmes, S. C. Kenyon, and J. K. Factor: *Journal of Geophysical Research: Solid Earth* **117** (2012).
- 8) J. A. Marshall and S. B. Luthcke: *Journal of Spacecraft and Rockets* **31** (1994) 99.
- 9) D. A. Vallado: *Fundamentals of Astrodynamics and Applications* (Microcosm, Hawthorne, CA, fourth edition, 2013).
- 10) T. Shirai: *Optics* **34** (2005) 581 (in Japanese).
白井 智宏: *光学* **34** (2005) 581.