

2E07 軌道上デブリへの接近ストラテジ

○山元透, 村上尚美, 中島悠, 山中浩二 (宇宙航空研究開発機構)

Approach Strategy to Orbital Debris

Toru Yamamoto, Naomi Murakami, Yu Nakajima, and Koji Yamanaka

Key Words: Active Debris Removal, Non-Cooperative Target, Space Debris, Rendezvous

Abstract

A way to prevent growth of space debris population is to remove existing large objects from low Earth orbit where collisions are most likely to occur. This paper addresses approach strategies, a basic scenario, and assessment of some key technical issues to achieve an approach to a non-cooperative target which is one of technical challenges of an active debris removal mission.

1. はじめに

近年, 宇宙デブリの問題は深刻に懸念すべき課題として認知されるようになってきている. 仮に人類が今日からロケット打ち上げを停止しても, 既に混雑軌道のデブリ密度は十分に高く, デブリどうしの衝突によりデブリ数は増え続けるとの予測が支配的である. Liou¹⁾ は, 環境改善のためには, 大量の小型デブリの発生源となる潜在的確率が高い「混雑軌道に存在する大型デブリ」の積極的除去 (ADR: Active Debris Removal) が効果的であり, デブリ増加に歯止めをかけるためには, 年に 5 機程度の除去が必要であると主張している. 有望な除去対象は, 衝突確率と重量の積が大きいデブリであり, 多くはロケットの上段である. ADR の方法は様々考察されており, スラスタ制御, 導電性テザー, イオンビーム照射などによりデブリを減速させ再突入時期を早める方法が代表的である. ADR の実現のためには, 除去衛星がデブリに接近し, 何らかの作業を行う必要がある.

デブリは誘導制御分野の用語で「非協力的ターゲット」に相当し, 接近は技術的課題が多い. デブリは接近・捕獲をサポートする姿勢・軌道制御ができず, 航法を容易にする通信機能, 画像マーカ, レーザリフレクタ等を具備していない. 事前軌道情報, デブリの表面光学特性, 太陽光方向変化による可視性の変動など, 協力的ターゲットよりはるかに大きい不確定性の幅に対処する必要がある. これが非協力的ターゲットへの接近の特徴であり, ETS-VII, HTV で実現されてきた協力的ターゲットへのランデブから一段階進んだ技術的チャレンジが必要である.

本論文では, 著者らが検討した非協力的ターゲットへの接近戦略を示す. 概略の接近シナリオ, 相対

航法手段, 安全な接近軌道の設計について述べたあと, 接近シミュレーションとその結果について説明し, 得られた知見と今後の課題について議論する.

2. 接近シナリオ

遠方から除去衛星がデブリ (ロケット上段) に接近し, PAF 部に何らかのデブリ除去デバイスを取り付け, 離脱するミッションを考える. 図 1 に, 著者らが検討した接近シナリオの概略を示す.

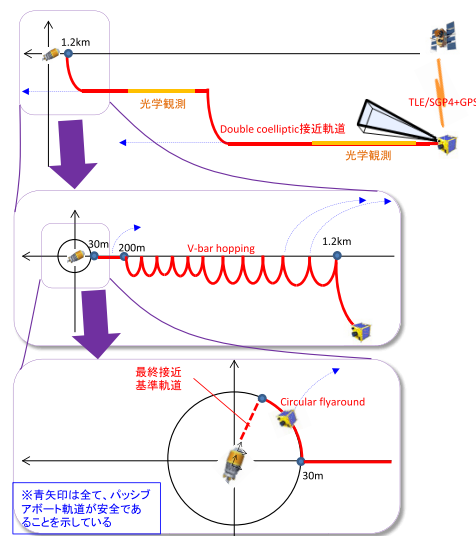


図 1 接近シナリオ概略

デブリに接近するにあたり, 事前の軌道情報としては JSpOC が提供する TLE 等の地上レーダによる軌道決定値に頼ることになる. 除去衛星側はオンボード GPS 航法を利用する. これらの絶対航法値をもとにランデブ運用を行い, デブリの想定位置分散範囲が相対航法センサの視野範囲に入るように接近し, デブリを航法センサで検出する. 検出距離は

100-300km 程度が想定される。この時点ではデブリ画像は点であるため、情報としては方角しか得られない。角度情報のみによる相対航法（Angles-Only Navigation (AON)）により、間接的に相対軌道を推定し、接近しつつ精度を上げていく。コストが許せば LIDAR による直接距離計測も実施する。

1km 程度からデブリの大きさが搭載カメラで視認できる。この時点から既知のロケット上段形状とのマッチングを用いた物体視航法が実施でき、直接的な相対軌道推定が可能になる。航法精度を確認しつつ V-bar 上を接近し、30m 点にて停止する。30m はロケット上段がカメラ視野に十分おさまる距離である。

V-bar 上 30m 点で相対静止し、デブリ詳細画像を継続的に取得して、デブリの姿勢運動推定を実施する。推定結果からロケット上段 PAF 部の運動を予測し、除去衛星の最終接近トラジェクトリを生成する。

準備が整いしだい、30m 点を出発し、PAF 部直上付近に移動する。ここでロケット上段重心に対する誘導から PAF 部への相対誘導に切り替え、PAF 部へ向け降下し、PAF 部追従制御により相対静止する。相対静止状態の確認後、デブリ除去デバイスの取り付け作業を開始する。取り付け後、安全に離脱する。

以上で概略を述べたシナリオはまだ荒削りなもので、今後の検討の出発点と位置付けている。以下の 3～4 項で、このシナリオを構成する個別の検討内容について詳しく説明する。

3. デブリの軌道決定、相対航法

3.1. デブリの軌道決定

デブリへの接近の検討にあたり、事前の軌道情報である地上レーダによる軌道決定の精度をおさえておく必要がある。JSpOC 提供の TLE の精度は JAXA²⁾、DLR³⁾等の調査から概ね表 1 に示す程度である。

表 1 TLE/SGP4 の精度イメージ (括弧内: 伝播時間)

	Radial/Cross-track	Tangential
High solar activity	0.5-1km	2.5km(1day) 18km(4day)
Low solar activity	0.5-1km	1.5km(1day) 4km(4day)

JSpOC の TLE は、更新の頻度やタイミングが管理できない点が短所である。この問題点は、ミッション上クリティカルな期間についてデブリの軌道決定が可能なレーダ局 (国内: 上斎原, 海外: 独 TIRA 等) の協力を仰ぐことで緩和できる。独 TIRA は 24 時間後の Tangential 方向誤差が 400m 以下程度の軌道情報が提供できることが報告されている。⁴⁾

相対航法開始以前に、絶対航法値のみで接近できる限界距離の目安は、大雑把な目安としては事前軌道情報精度の 10 倍程度と考える。

3.2. 相対航法センサ

デブリに利用できる相対航法センサとしては、可視光カメラ (VISCAM)、赤外線カメラ (IRCAM)、レーザレーダ (LIDAR) が考えられる。LIDAR には、距離計測のみの LIDAR, scan 型 LIDAR, flash 型 LIDAR がある。これらの特徴を表 2 にまとめた。

表 2 各種の相対航法センサ方式の特徴

	日陰計測	距離計測		方角計測	姿勢計測
		遠	近		
VISCAM	×	×	○	○	○
IRCAM	○	×	○	○	○
LIDAR	距離計	○	○	×	×
	scan 型	○	○	○	△
	flash 型	○	×	○	○

VISCAM は高感度で、かつ太陽という強力な光源を照明に利用するため、照明条件、反射特性が良ければかなり遠距離からの検知が可能である。Orbital Express では 500km まで検知できている。⁵⁾ 但し日陰中は使えず、照明条件に著しく影響を受ける点が短所である。IRCAM は日陰中でも計測でき、照明条件に影響を受けにくく安定していることが長所である。Orbital Express ではミッションを通じて最も信頼できる相対航法手段であった。⁵⁾ LIDAR は遠距離でも距離計測ができ、安全な接近に有効である。scan 型, flash 型等の距離画像が取得可能なタイプは距離計測だけでなくデブリの姿勢推定にも使える。調達可能な LIDAR には、距離計としてはやぶさ/はやぶさ 2 搭載品, scan 型として HTV のランデブセンサ, flash 型として Space-X Dragon の Dragoneye 等がある。一般に、宇宙用 LIDAR は高額な点が短所である。

図 2 に相対航法センサの運用イメージを示す。

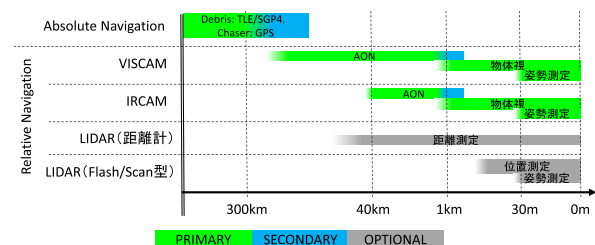


図 2 相対航法センサの運用イメージ

VISCAM が最も遠距離でデブリを検出できる。続いて 40km 程度⁶⁾で IRCAM がデブリを検出する。AON による相対航法で、物体視が可能となる 1km 程

度まで接近する．それ以降は物体視により相対航法を行う．30m 以近からデブリの姿勢推定を行う．

コスト、リソースが許せば、LIDAR を搭載する．高出力パルスレーザを具備した距離計タイプの LIDAR ならば数十 km 以上の距離から直接的な距離計測が可能で、安全な接近に大きく貢献する．flash/scan 型 LIDAR を搭載できれば、近距離での相対航法のロバスト性が増すほか、特に 30m 以近での姿勢推定が容易になり、有利である．

3.3. Angles-only navigation

遠距離では、VISCAM、IRCAM の画像にデブリは点として映る．このとき得られる情報はデブリの方角の情報のみである．三次元的な位置情報を直接得ることができない．角度情報の履歴と相対軌道運動モデルを使い、相対軌道を推定する手法を Angles-Only Navigation (AON) という．非協力的ターゲットへの接近では、主に遠方域ランデブにおいて、AON は重要な航法手段である．

AON は時々刻々の観測量に可観測性を保証する情報量がなく、運動モデルを利用した間接的な推定を行うので、可観測性の議論が重要になる．一般に HILL 方程式の CW 解から得られる自然な運動には同じ角度計測履歴を再現できる無数の相似な相対軌道群が存在する (例：図 3 上)．従ってある角度計測履歴に対し相対軌道を一意に決められない (= 可観測性がない) ように見える．しかし、HILL 方程式は実際には軌道の円弧に沿った Curvilinear (CVL) 座標系まわりに線形化している．一方で、画像による角度情報は Radial-Tangential-Normal (RTN) 直交座標系における方角を測定している．ゆえに、CVL 座標系上で完全に相似になる相対軌道群は、RTN 座標系上では相似にならず、角度情報から区別が可能である (= 可観測性がある) (例：図 3 下)．

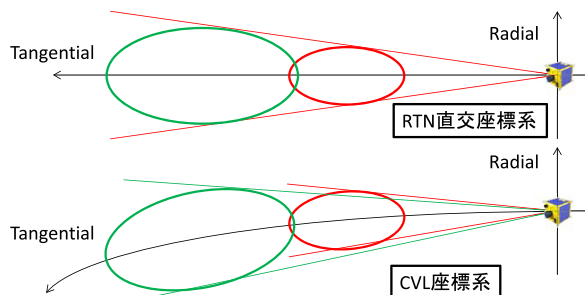


図 3 AON の可観測性の概念図

CVL 座標系と RTN 座標系は距離が遠いほど乖離するので、遠方であるほど可観測性が高い．逆に、近傍では可観測性が低下する．従って、近傍においては軌道マヌーバを行なって AON の可観測性を励起

し、航法精度を維持する必要がある．既知の増速量のマヌーバを実施し、その結果予測される相対運動の変化と、前後の角度計測履歴を比較することで、相対軌道推定が可能となる (= 可観測性が出る)．

AON は相対軌道要素を状態量、角度計測値を観測量とした、拡張カルマンフィルタで実装できる．⁷⁾

$$\mathbf{x} = [\delta a, \delta e_x, \delta e_y, \delta i_x, \delta i_y, \delta u]^T$$

$$\mathbf{z} = h(\mathbf{x}) = [\eta, \phi]^T$$

$$\eta = \text{atan}(u_x^{CAM}/u_z^{CAM}), \phi = \text{asin } u_y^{CAM}$$

$$P_k^+ = (I - KH) * P_k^-$$

$$K = P_k H^T (H P_k H^T + R)^{-1}$$

$$\mathbf{x}_{k+1} = \Phi(t_{k+1}, t_k) \mathbf{x}_k$$

$$P_{k+1} = \Phi P_k \Phi^T + Q$$

$$\mathbf{x}_k^+ = \mathbf{x}_k^- + K(\mathbf{z} - h(\mathbf{x}_k^-))$$

但し、

$$\mathbf{r}^{CAM} = C_{RTN}^{CAM} C_{CVL}^{RTN} C_{REL}^{CVL} \mathbf{x}, \mathbf{u}^{CAM} = \mathbf{r}^{CAM} / \|\mathbf{r}^{CAM}\|$$

$$H = \partial h / \partial \mathbf{x}$$

である．このフィルタの可観測性は、

$$G = \begin{bmatrix} H\Phi(t_0, t_0) \\ \vdots \\ H\Phi(t_n, t_0) \end{bmatrix}$$

としたとき行列 $G^T G$ の rank を調べることで判断できる．一例として $\mathbf{x}_0 = [-3\text{km}, 0, 0, 0, -75\text{km}]^T$ つまり除去衛星が 3km 低い高度を 75km 後方から飛行するケースについて軌道 1 周回のデータから rank と cond (条件数：逆行列の精度の指標) を調べた結果を表 3 に示す．

表 3 AON の可観測性の確認

CVL⇒RTN 変換	$\text{rank}(G^T G)$	$\text{cond}(G^T G)$
なし	5	8.2 ¹⁹
あり	6	2.7 ⁶

CVL⇒RTN の座標系変換を実装しないと rank=5 となり可観測性がないが、実装すると rank=6 つまりフルランクとなり可観測となっている．条件数は 10¹⁶ 程度が可観測の限界である．前述した円弧の効果が AON に可観測性を与えていることが分かる．

3.4. 物体視による航法

デブリに近づくと画像上で点ではなく大きさや形状が認識できるようになる．除去対象のデブリの形状は既知なので、見かけの大きさから距離が計測できる．画角が 12deg 程度のカメラの場合、1km 程度の距離から物体視が可能となり、時々刻々の計測値から直接距離を推定できるようになる．但し、宇宙空間には大気がなく、環境光が存在しないため、太陽光の影は漆黒となり、VISCAM では半月のように

部分的な像しか得られない。ゆえに、既知のロケット上段形状情報とのマッチングを用いた画像処理が必要である。IRCAM の場合は、常に全体像が見えるため、安定した画像処理が比較的容易に可能である。

4. 相対接近軌道

4.1. 遠方域ランデブ軌道

遠方域ランデブの相対接近軌道は、AON の精度が十分確保できること、衝突の観点で安全であることを、推進消費量に無駄のないこと、運用しやすいことを考慮して設計する必要がある。AON は、古くはジェミニ、最近ではスペースシャトルでも主要相対航法手段として用いられてきた。AON を考慮した接近軌道は大別して 2 タイプに分けられる (図 4)。ノミナル軌道に V-bar 上ホールドポイントを設ける Stable-Orbit Rendezvous (SOR) タイプと V-bar ホールドポイントを設けず共軌道から近傍に投入する Dual-Coelliptic Rendezvous (DCR) タイプである。

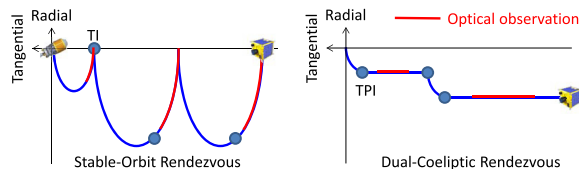


図 4 SOR と DCR の概念図

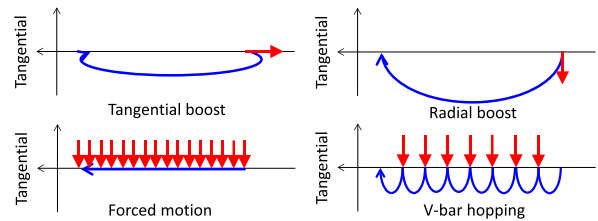
スペースシャトルの歴史を振り返ると、初期は DCR が使用されていたが、1983 年頃から SOR に変更している。⁸⁾ 現在米国が開発中の Orion では、この 2 タイプがトレードオフされ、DCR が選択されている。⁹⁾ HTV はこの折衷案 (前半は DCR、後半は SOR) と言える。SOR はノミナル相対接近軌道上に V-bar ホールドポイントがあり、ここではほぼ無制限に時間調整ができる点が長所である。ターゲット到着時刻に厳しい制約がある (例: ISS ミッション) 場合に有効であり、HTV で後半が SORなのは主にこの理由による。接近軌道の遠地点高度がターゲットと同じため、除去衛星の故障等で Passive Abort (PA) した場合 V-bar 方向にドリフトして衝突に至る危険性が比較的高い。一方、DCR は軌道高度差があるため、PA が常に安全という長所がある。到着時刻の調整は 2 つの共軌道の高度や時間の増減で可能だが、調整能力に限界がある点が短所である。

非協力的ターゲットへの接近の特徴は、相対航法の精度や安定性の確保が難しい点である。また、AON 利用中は Tangential 方向の航法誤差が比較的悪いことが想定される。ゆえに遠方域ではターゲットと同じ高度をとらないことが安全確保上妥当である。よ

って遠方域ランデブでは DCR を基本的な相対軌道とし、物体視による直接距離計測が可能となる 1km 程度までは V-bar より低い高度を飛行する方針とする。

4.2. V-bar 接近軌道

物体視による距離計測が可能となる 1km 程度からは、V-bar 上を 30m 点まで接近する。V-bar 上を移動する軌道としては、図 5 に示す 4 つの選択肢が考えられるが、PA の安全性、誘導誤差分散、消費 ΔV の観点で、スペースシャトル等で用いられた V-bar hopping が最適と考える。



	PA 安全性	誘導誤差 分散	消費 ΔV
Tangential boost	×	△	○
Radial boost	△	△	○
Forced motion	○	○	×
V-bar hopping	○	○	△

図 5 V-bar 接近軌道のトレードオフ

4.3. ロケット上段 PAF 正面への回り込み軌道

V-bar 上の 30m 点からロケット上段の PAF 正面に回りこむ。ロケット上段の姿勢運動状態が課題となる。渦電流トルク等の効果で十分にエネルギーが消散している個体ならば、重力傾斜安定により、水平面に対し直立した姿勢を中心に小さく揺動している可能性が高い (但し不確実性が高く今後調査が必要)。Natural motion football 軌道 (2:1 の楕円) はフライアラウンドの検討でよく登場するが、PA に至るとターゲット周りに滞留する軌道となり衝突の危険性が高い。真円に連続制御で押し付ける Forced motion circular 軌道の方が、もともと不自然な軌道に押し付けている状態なので、図 6 に示すようにどの時点で機能停止しても PA 軌道が安全で有利である。 ΔV 量は比較的多いが、相対距離が 30m と近く、さらに近傍オペレーションは短時間であるので問題にならない。ゆえに Forced motion circular 軌道が妥当と考えた。

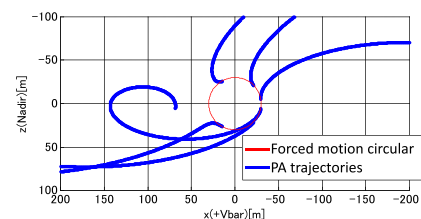


図 6 Forced motion circular 軌道の PA 安全性

5. 接近シミュレーション

5.1. シミュレーションのシナリオ

以上の検討を踏まえ、接近シミュレーションを実施した。本論文で扱うシナリオの範囲は、遠方域から V-bar 上 1km 点投入までとした。シミュレーションで着目したポイントは、DCR と SOR の比較と、各種相対航法センサ（VISCAM, IRCAM, LIDAR）が相対航法に与える影響の比較である。表 4 にシミュレーションのケースを示す。

表 4 シミュレーションケース

	軌道	VISCAM	IRCAM	LIDAR
case1	DCR	○	×	×
case2	SOR	○	×	×
case3	DCR	○	○	×
case4	DCR	○	○	○

5.2. シミュレーションモデル

シミュレーションモデルの概略を表 5 に示す。

表 5 シミュレーションモデル概略

軌道伝播	Geopotential: JGM3 20×20 Drag: Harris-Priester Solar radiation: Cylindrical shadow Luni-Solar perturbations: Analytical
VISCAM ¹⁰⁾	Noise: 0.1deg random (1σ) f=75, F=1, 640×480 CCD camera
IRCAM ⁶⁾	Noise: 0.1deg random (1σ) f=75, F=1, 640×480 IR camera
LIDAR ¹⁰⁾	Noise: 6m random (1σ) Peak power=1MW Receiver diameter=10cm, Sensitivity=0.4A/W
Debris optical property	Modified Phong model kd = 0.2, ks=0.5, n=28
Navigation	EKF to estimate relative elements Initial error: ada = 100m adex, adey, adix, adiy = 500m adu = 5000m
Guidance	Relative orbit feedback
Maneuver	Impulsive maneuver

航法センサとして VISCAM, IRCAM, LIDAR をモデル化した。計測精度および SN 計算モデルは現実的なハードウェアを参考に設定した^(6) 10)を参照)。LIDAR は距離計型とした。初期航法誤差は 3.1 項を参考に設定した。航法アルゴリズムは 3.3 項に示したものを実装した。誘導アルゴリズムは所望の時刻に所望の相対軌道要素を実現する ΔV を計算する、シンプルなターゲッティング則とした。

5.3. シミュレーション結果・考察

図 7～図 10 にシミュレーション結果を示す。全ケースで V-bar 上 1km 点への投入は成功した。

図 7 から、VISCAM は 70km 以遠の遠距離でも日照条件が良ければデブリを検出可能だが、日陰中は使えず、観測が途切れがちになることがわかる。図 8 から、DCR, SOR とともに、有効な観測が得られる度に、誤差の推定分散が小さくなり、接近に伴って徐々に誤差が収束している挙動が見て取れる。航法誤差の観点では DCR と SOR に大きな差はなく、AON の可観測性の観点ではどちらを選択しても良い。従って 4.1 項で述べたように安全性の観点から DCR を選択することが妥当であると確認できた。

図 9 から、IRCAM が 40km 付近から可視となり、その後は途切れずに有効観測が続いていることが分かる。IRCAM は日陰や太陽方向に影響されず、航法が安定していることが模擬されている。LIDAR（距離計）はピークエネルギー 1MW のパルスレーザを拡がり角を絞って送信する想定であるが、エネルギーを集中して照射するため有効距離が長く、70km 以遠でも距離計測が可能という結果となった。図 9 の結果は、デブリの光学特性、赤外輻射率、温度等の前提条件次第で大きく変わる。現時点では不確定性が高いため、今後、前提条件の調査検討が必要である。

図 10 から、IRCAM と LIDAR の有効性が分かる。case1 では、VISCAM の観測が断続的なため、かなり近距離になっても分散が大きいままとなっている。case2 では、IRCAM の寄与で 40km 以近では継続的に観測できており、近距離で高い航法精度が見込めることが分かる。case3 では、AON による間接的推定ではなく、LIDAR の距離情報により直接三次元的な位置推定が可能であるため、遠距離から近距離まで終始、高い航法精度が得られていることが分かる。LIDAR を利用すると、間接的な推定手法である AON に頼らずに済み、常に高い Tangential 方向の航法精度が得られるので、安全確保上はきわめて有利である。

6. まとめ

軌道上デブリへの接近は、協力的ターゲットよりはるかに大きい不確定性の幅に対処する必要があり、技術的チャレンジを要する。著者らは、相対航法および相対接近軌道の粗い検討を実施し、ベースラインとなる接近シナリオを構築した。

現状は、デブリの光学的特性、デブリの運動といった重要な前提条件の調査が不足しており、本論文の定量的結果は仮置きのもとと認識している。今後、これらの調査を進めるとともに、最も技術的難度の高い、30m 以近の領域における航法・誘導・制御・近傍作業の詳細検討を実施していく予定である。

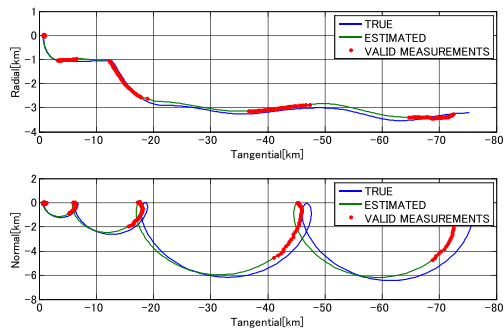


図 7 接近軌道 (真値, 推定値), 有効観測範囲
(上 : case1, 下 : case2)

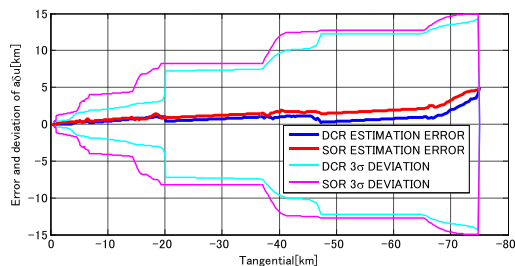


図 8 Tangential 方向距離推定誤差と 3σ 推定分散
(青 : case1, 赤 : case2)

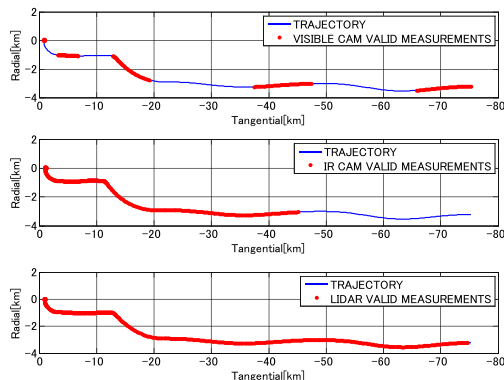


図 9 各センサの有効観測範囲
(上 : case1, 中 : case3, 下 : case4)

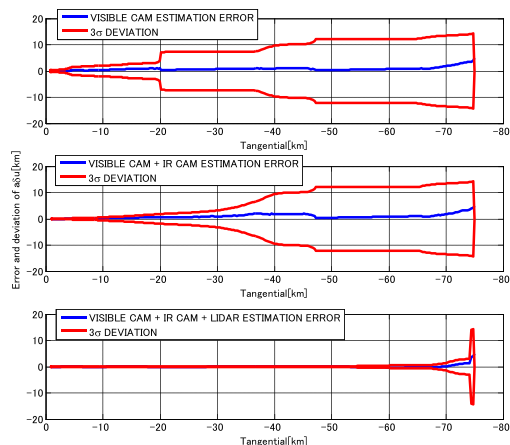


図 10 Tangential 方向距離推定誤差と 3σ 推定分散
(上 : case1, 中 : case3, 下 : case4)

参考文献

- 1) J.-C. Liou : An active debris removal parametric study for LEO environment remediation, Advances in Space Research Volume 47, Issue 11, 1 June 2011, pp.1865-1876.
- 2) 倉田育枝, 足立学, 矢里秀作, 亀山雅也, 松田郁未, 廣瀬史子, 工藤伸夫 : スペースデブリ軌道精度評価, 第 54 回宇宙科学技術連合講演会, 2010
- 3) Aida S., Kirschner M. : Collision Risk Assessment and Operational Experiences for LEO Satellites at GSOC, 22nd International Symposium on Space Flight Dynamics, 2011
- 4) Kahle R., Weigel M., Kirschner M., Spiridonova S., Kahr E., Letsch K. : Relative Navigation to Non-Cooperative Targets in LEO: Achievable Accuracy from Radar Tracking Measurements, 5th International Conference on Spacecraft Formation Flying Missions and Technologies, 2011
- 5) Leinz M., Chen C., Beaven M., Weismuller T., Caballero D., Gaumer W., Sabastanski P., Scott P., Lundgren M. : Orbital Express Autonomous Rendezvous and Capture Sensor System (ARCSS) Flight Test Results, Proc. SPIE 6958, Sensors and Systems for Space Applications II, 69580A, 2008
- 6) 村上尚美, 山元 透, 中島悠, 山中浩二 : デブリ接近における非冷却赤外カメラの有用性検討, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, 2013
- 7) Gaias G., D'amico S., Ardaens J. : Angles-only Navigation to a Non-Cooperative Satellite using Relative Orbital Elements, AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2012
- 8) Goodman J. : History of Space Shuttle Rendezvous and Proximity Operations, Journal of Spacecraft and Rockets, 43.5, 944-959, 2006
- 9) Brazzel J., et. al. : NASA CEV On-orbit GN&C Analysis, AAS Guidance and Control Conference, AAS-07-072, 2007
- 10) Toru Yamamoto, Naomi Murakami, Koji Yamanaka: Approach Strategy to a Non-Cooperative Target, Proceedings of the 5th Space Debris Workshop, 2013