

1C14 デブリ捕獲機構の検討

○中西 洋喜 河本 聡美（宇宙航空研究開発機構）

Analysis of Debris Capture Mechanisms

Hiroki Nakanishi and Satomi Kawamoto (JAXA)

Key Words: Space Debris, Debris De-orbit, Space Robot

Abstract

The number of space debris is increasing and become hazard for all of satellites including the ISS. In order to maintain the orbital environment, the active de-orbit of the debris is necessary. For safety and economy, the operation should be done by unmanned robot. However, it is include some technical difficulties. In this paper, the target capture which is one of the challenging issue of the robotic debris de-orbit is described.

1. はじめに

宇宙利用の拡大に伴い、スペースデブリの数は増大の一途をたどっており、その数はカタログ化されているものだけでも15,000個を超えている。[1] これはもはや人工衛星をはじめとする宇宙機ミッションにとって看過できないレベルであり、国際宇宙ステーションでは、年10回以上のデブリ衝突回避マヌーバが実施され、デブリ化した衛星が運用中の衛星に衝突するという事故も実際に発生している。[2]

このようなリスクを低減するためのスペースデブリ対策としては「デブリ発生抑止」と「デブリ除去」が重要である。前者に関しては、今後打ち上げる衛星に自力でデオービットを行う機能を付加することや、それを義務付ける国際ルール作り、軌道上サービスによる衛星の修理、寿命延長などがこれまでも検討されてきており、実現に向けたアクションが始まっている。一方、後者に関しては、宇宙飛行士やロボットによりデブリを捕捉し強制的にデオービットする方法が現状としてはもっとも有望視されているが、非常に危険かつ高度な作業であり、多大なコストを必要とすることから、あまり接触的に検討されていなかった。基本的には、「デブリのこれ以上の発生を抑止することにより、少なくとも現状を維持し、既存デブリに関しては、大気抵抗などによる受動的なデオービットに期待する」という方針が効率的であると考えられてきた。

ところが、最近のデブリ研究により、衛星が過密化している軌道では、仮にこれ以上の衛星打ち上げが無かったとしても、デブリ同士の衝突によりデブリが増え続けると指摘されている。[3] すなわち、現状の宇宙環境を維持するだけでも既存のデブリを積極的に除去していく必要があるということであり、現在世界的に「デブリ除去」の技術や実施の枠組み等の検討が開始されている状況である。

デブリの除去を継続的に実施していくためには、安全及びコストの面から無人の軌道上作業ロボットで行うことが必須であると考えられるが、実現には多くの技術的な課題がある。その中の大きな一つが、非協力ターゲット

トであるデブリを安全かつ確実に捕獲する技術である。ここで非協力ターゲットとは、専用の被把持機構を持たず、姿勢が制御されていない状態の捕獲対象のことを指す。現状、このようなターゲットの無人宇宙機による捕獲は成功例がなく、早急な技術確立が必要である。

本稿では、デブリ捕獲技術に関する要求や必要技術の整理、および具体的な検討例について紹介する。

2. デブリ除去ミッション

2.1. 除去対象

スペースデブリ様々な形状、大きさのものが存在しており、すべてのデブリに対応できる捕獲・除去機構を実現することは現実的ではなく、特定のグループのデブリに特化したものを検討することが技術的にもコスト的にも効率的である。現在優先的に除去すべきデブリは、衝突事故が起きた場合に衝突対象に対する被害が大きく、かつ多数の小型デブリを発生させてしまう可能性が高い大型のデブリである。これらは主に大型ロケットの上段部や運用を終了した大型衛星により構成されており、形状を特定しやすく姿勢も比較的安定しているものが多い。従って、このようなデブリで過密状態の軌道にあり、かつ姿勢が安定しているものから順番に除去していく事を想定する。ここでは、捕獲機構を検討するにあたり、想定するターゲットの条件を以下のように設定した。

- ターゲットは重量3~4[t]、数[m]~10[m]程度の寸法のロケット上段、もしくは大型衛星
- ターゲットの運動は最大1[deg/s]程度の単軸スピン、または重力傾斜による揺動運動

2.2. ミッション概要

このような大型デブリの作業ロボットを用いた除去ミッションについて、ターゲット近傍への接近完了後の作業シナリオとして以下を想定している。

1. 光学計測等による形状・運動の推定を行う。
2. 推定した運動に合わせて作業可能な距離まで最終接近する。

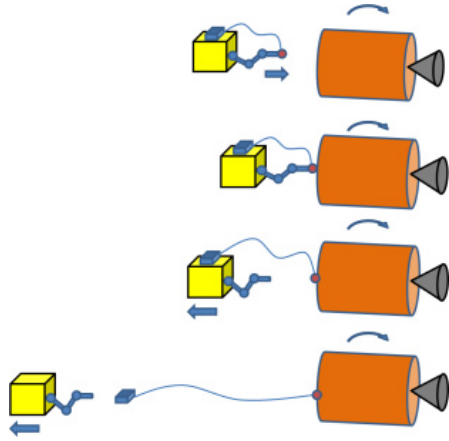


図1 デブリ除去シーケンス (近傍作業)

3. ターゲットにデオービット用デバイスを取り付ける。
4. ターゲット近傍から離脱する。
5. ターゲットは取り付けられた推進系により減速しデオービットされる。

デバイスの取付位置に関しては、修理・燃料補給作業などのような正確性は要求されない。従って、従来スペースシャトルで行われていた衛星修理のように捕獲、係留を行った後に精密作業をするのではなく、ある定められた範囲内にデバイスを直接押し付けるような動作で完了できる機構とすることにより、システム及び制御の低コスト化が期待できる。捕獲ミッションシーケンスのイメージを図1に示す。

ここでデオービットデバイスとしては、導電性テザー(EDT)や、低推力のスラスターなどを想定している。EDTは導電性のあるテザー(紐)が地球磁場を横切ることにより発生する誘導起電力とローレンツ力によって進行方向と逆方向に推力を発生するデバイスであり、推進剤が不要であること、原理的に進行方向と逆方向に力を発生する為制御が不要であること等の大きな利点がある。[4] スラスターを使用する場合は、スラスターをターゲットに固定してしまうと、推力をターゲット重心方向に発生させるように制御しないと回転運動が発生してしまい、減速方向への推力発生が困難となる。この問題は、スラスターとターゲットをテザーでつなぎ、進行方向と逆方向に牽引することにより回避することができる(但し、進行方向と逆方向に推力を発生するような制御は必要である)。また、作業ロボット自身がデオービットデバイスとなり、EDTの展開やスラスターによりターゲットとともに減速、デオービットを行うことも考えられる。

2.3. 作業時間の制約

また、これらの作業を安全に行うための制約の一つとして作業時間がある。基本的に接触を伴う宇宙機の動作であるため、その動作は完全にモニタされていることが望ましい。本作業は途中で中断・再開ができる性質のものではないため、1 可視の中で作業を完了する必要がある。従って、低軌道で作業をする場合は、直接可視でお

よそ10分以内に最終接近から離脱までを完了しなければならない。中継衛星を利用する場合は40分程度期待できるが、その分ミッションコストは増大する。

ターゲットが回転または大きな揺動をしている場合、可視時間以外にも把持動作に関する時間制約も存在する。ターゲットの回転軸に対して接近する場合以外のケースでは、デオービットデバイスの取付位置に対して常に相対停止するような制御は非常に困難であるため、相対的に動く取付位置が作業可能範囲内にある時間内に、作業を行う必要がある。

例として1[deg/s]でフラットスピニングしている長さ10[m]のロケット上段の先端部 (PAF部分) にデオービットデバイスを取り付けるケースを考える。この場合、図2に示すようにターゲット取付部の周速度に合わせて接線方向からフライバイすることにより、複雑なスラスター制御無に相対速度を落とすことが可能である。この際の相対位置、速度の変化を図3, 4に示す。仮に作業可能範囲が1[m]程度であるとすると、作業可能な時間は約30秒程度ということになる。

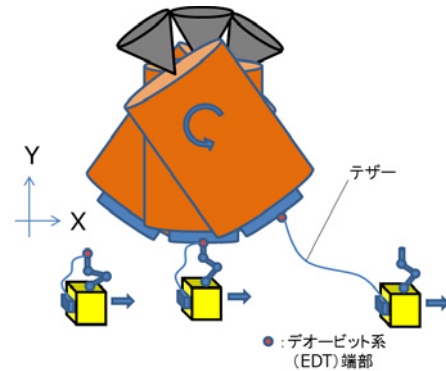


図2 取付目標点への接線方向アプローチ

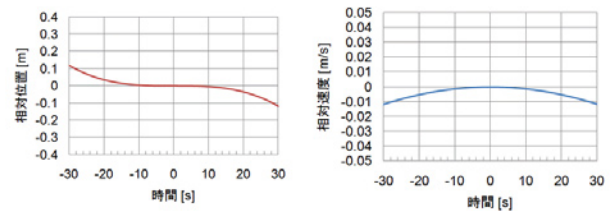


図3 取付目標点と手先の相対関係(X方向)

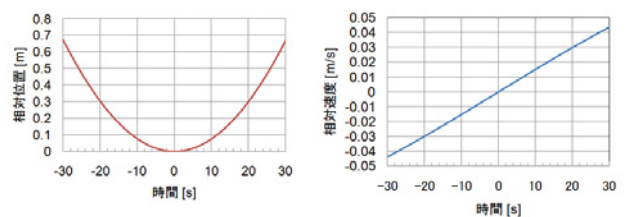


図4 取付目標点と手先の相対関係(Y方向)

3. ターゲットの把持

デブリ除去ミッションの実現のために必要不可欠な作業が、デオービット用デバイスの取付である。取付作業を行うシステムは2つの観点で検討する必要がある。一つは「如何にデバイスを取付位置まで運搬するか（デバイス運搬機構）」、もう一つは「如何にデバイスをターゲットに固定するか（デバイス固定機構）」である。ロボットアームで考えると前者はアームの構成、後者はエンドエフェクタの構成に相当する。ここで想定しているデオービットデバイスはいずれもターゲットへ固定するのはテザーの端点ということになるため、言い換えれば「テザーのついたエンドエフェクタで如何にターゲットを把持するか」ともいえる。把持が完了した後、把持部を運搬系（アームに相当）から切り離すことによりデオービットデバイスの固定は完了となる。

以下、これら二つの要素への要求をまとめる。

3.1. デバイス運搬機構への要求

デバイスをターゲット表面まで運ぶ機構は、ロボットアームやスラスト(後述の鉤を用いたケース)等が考えられるが、これらへの要求を整理すると以下のようになる。

- 初期接触およびデオービットデバイスの取付時に発生する接触力に耐える事ができ、位置決め精度が著しく損なわれない程度の剛性・ギア剛性/バックドライブ剛性(ロボットアームの場合)を持つこと。
- 限られた時間(2.3節)の中でデオービットデバイスを取付目標点に到達させること。
- 作業ロボット本体がターゲットに近づきすぎない、また作業範囲を広く取れるよう、ストローク長が十分にある事(1~2[m]程度)。
- 取付目標との相対速度を許容した上で目標点へデバイスを到達させることができること。(目標点の要求位置姿勢精度は把持機構に依存する)
- 上記を満たした上で、コスト削減のため、アクチュエータを極力減らし軽量化すること。

3.2. デバイス固定機構(把持機構)への要求

デブリデオービットデバイスをターゲット表面に固定する機構への要求は以下の通りである。

- 接触の衝撃に耐え、接触力を適切に吸収し、チェイサー・ターゲット双方に大きな外乱を及ぼさないこと。
- 限られた時間(2.3節)の中で固定動作が完了すること。
- デオービット時の発生推力およびターゲットのタンブリング遠心力に対して十分な固定力を有すること。
- 接触力による把持失敗(突き飛ばし)をしないこと(閉空間接触が可能であることが望ましい)
- 運搬機構による取付目標への接触・押し付けのみによって把持可能であること。
- 把持完了の過程で自動的に最適固定状態になること。

- 取付姿勢の許容範囲が大きいこと(粘着球のように姿勢を問わないものが最適)
- 上記を満たした上で、コスト削減のため、アクチュエータを極力減らし軽量化すること。

ここで閉空間接触とは接触を行う前に把持対象をあらかじめ囲い込むなどして接触力が発生しても物理的に把持対象が把持機構から離れないようにしてから接触を行う把持方法のことであり、宇宙ステーション等で用いられている専用把持・被把持機構は閉空間接触が実現されるように設計されている。

3.3. デバイス取付箇所・方法

デバイス固定機構を検討するにあたり、まずターゲットのどこに固定するかを決定する必要がある。専用の被把持機構を持たないデブリは、いずれかの機体構造を利用して固定を行わなければいけない。この場合、デバイス設置個所に求められる条件として以下が挙げられる。

- 掴みやすい位置にあること
- 把持力・接触力に対して十分な強度を持つこと
- 掴みやすい形状であること
- 認識しやすい形状・色であること

これらを満たす有望な箇所として図5に示すものが挙げられる。以下、各構造と検討中の把持法について紹介する。

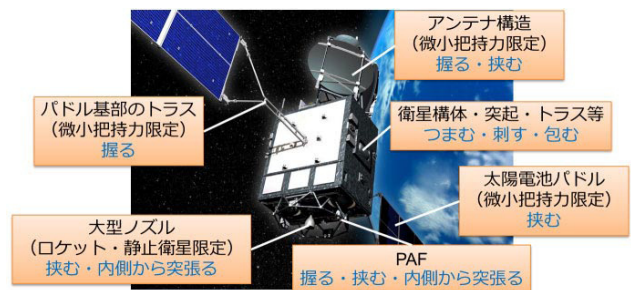


図5 非協力ターゲットの被把持箇所候補

3.3.1. PAF(Payload Attach Fitting)

PAFは衛星打ち上げ時にロケットと衛星を接続する機械的インターフェースであり、図5のようなトラス状のものや、円筒状のものが存在するが、基本的に規格化されており多くの機体で共通の構造が期待出来る。非常に剛性が高く、ロケット、衛星共に比較的アクセスしやすい位置に存在することからもっとも有望な取付箇所であるといえる。例としてH-IIAロケットのPAF部分の写真を図6に示す。画面中心の開口している円錐台状の部分がPAFである。

PAFにデオービットデバイスを適切に取り付ける方法としては、トラスであれば、ハンド状の機構で握ることが可能である。但し、運搬機構によってトラスに対してデバイスの位置姿勢を適切にコントロールする必要がある

るが、なじみ機能を持ったグリッパー等を用いることにより姿勢要求を緩和できる可能性がある。また、円筒タイプの場合は、淵を挟む、円筒の内側から突張る方法等が考えられる。淵を挟む方法は、トラスを握る場合と近い動作となるが、PAFの外縁部は細かな突起の存在など複雑な形状をしており、安定した把持の実現は困難である。現在、筆者らは後者の手法に着目し検討を進めている。円筒内部に伸展式ロボットアームを伸ばし、内部でデバイス固定部を展開することにより内側から固定を行う。把持のイメージを図7に示す。H-IIやH-IIAの場合、図6のように入口よりも内部が広い構造となっている為、展開が完了すれば抜け落ちることが無くなる。また、入口部も直径1[m]程度あり、この中にアームが入るようにするだけで良いので、アームの位置制御への要求は比較的低い。

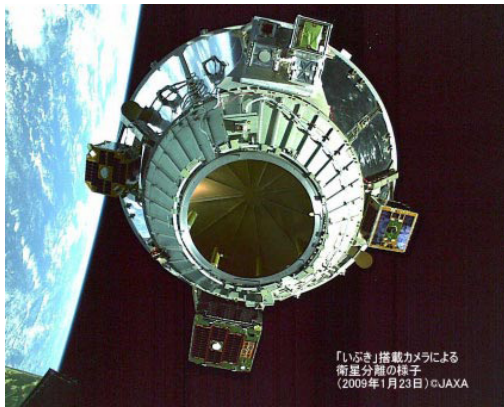


図6 H-IIA ロケットの PAF

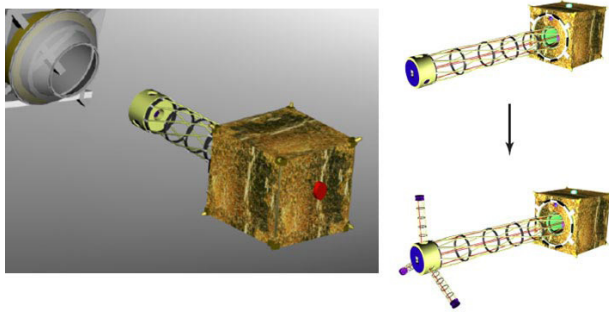


図7 PAFの内側からの把持

3.3.2. 構体部

衛星やロケットの構体部（本体部）は他の端部よりも剛性が高く、ここを直接把持・固定することが可能であれば、有望なデバイス設置個所と言える。把持方法としては、大型の機構で全体を包み込むまたは握る、鉗状のデバイスを刺す(図8)などが考えられる。前者のケースは非常に大型の把持機構が必要となるため、作業ロボットの規模増大を如何に抑えるかがポイントとなる。図9は、伸展ブームを用いた展開式アームによる衛星把持の検討例である。[5]

また、後者は、スラスタ等で推進する鉗を射出しターゲットの構体に刺突させ内部で展開することによって脱落を防ぎ固定を完了する方法である。運搬を含むデバイス取付作業自体が非常に短時間で済むため、作業時間の制約に強く、位置姿勢のコントロールについても鉗の打ち出し精度が確保されれば、アームほど複雑な制御は要求されない。また、構造も射出機構と鉗のみでシンプルである。但し、刺突に伴うターゲットの破壊、破片の飛散のリスクを如何に0にするかが実用化へのポイントとなる。筆者らは、刺突しやすく破片飛散リスクが比較的低いと考えられるロケット上段の水素燃料タンクを取付目標とし、命中・刺突特性等や破片発生防止法についての検討を現在進めている。

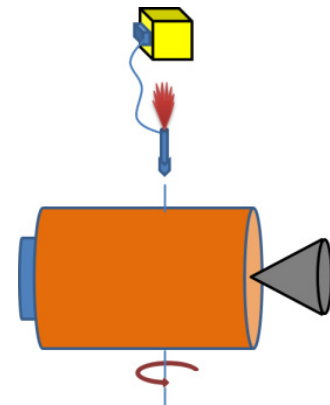


図8 鉗を用いたターゲット把持

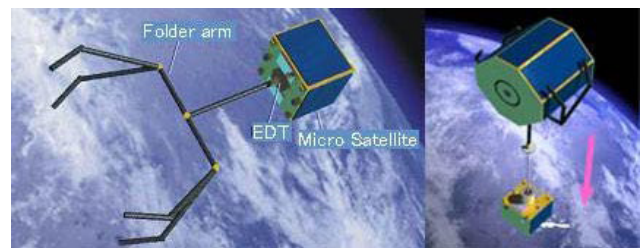


図9 伸展ブームを用いたターゲット把持

3.3.3. スラスタノズル

ロケット上段や静止衛星の場合、典型的な共通構造としてロケットノズルが挙げられる。これはブルームによる外乱やコンタミを防止する観点から、機体の突出した部分にあることが多く、比較的アプローチしやすい。また、その基部は推力を受け止めるため、剛性も高く、非協力ターゲットの非把持点として有望である。但し、ノズルそのものの剛性は低いいため、淵などを強い力で把持することは困難である。これまで、先端が展開するプローブをノズルスロートの奥まで挿入し内部から固定する手法等が提案されている。[6] この手法は、プローブ周囲に複数のレンジセンサなどを配置することにより、固定完了の直前まで非接触状態を保ち、閉空間接触把持を実現することも期待できる。また、力センサと手先インピーダンス制御を用いてノズルの内側をガイドとしてなぞり

ながら、細かい位置制御なしにノズルスロート奥までプローブを到達する手法も提案されている。[7](図10)

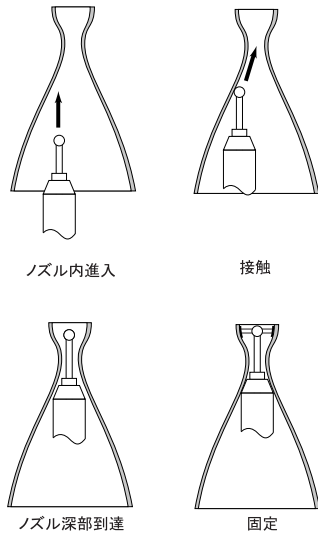


図 10 ノズルを用いたターゲット把持

3.3.4. 太陽電池パドルやパラボラアンテナ等の平板構造及びトラス

太陽電池パドルやパラボラアンテナは衛星本体から突出した構造物であり、ノズル同様アプローチしやすい対象である。しかし非常に剛性が低いため、把持及びデオービットで発生する外力が小さい場合のみ、被把持点として用いることが期待できる。EDTは発生力自体は非常に小さいため、これらへの取付には適していると考えられ、現在取付方法について検討を行っている。図11は高摩擦かつ広い接触面積を持った手先で挟み込むことにより、低集中荷重で確実な固定を実現する機構についての検討例である。本方式は、前節のノズルスカート部への取付に対しても有効であると考えられる。また、トラスに対しては、フック状の把持デバイスにより確実な固定が期待できるが、平板構造の内側に存在する為、作業中に他の構造に衝突するリスクは高くなる。

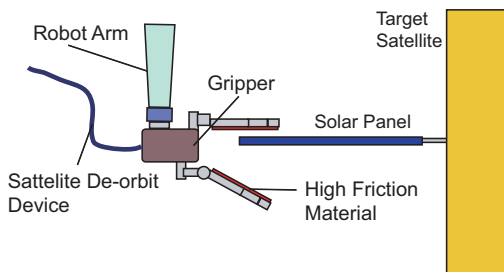


図 11 平板構造物把持機構の検討例

4. 結論

本稿では、故障衛星、ロケット上段部等のスペースデブリを除去する作業ロボット衛星の、把持、デオービットデバイス取付といった接触を伴う作業に関して、条件

および要求の整理、把持・取付手法および機構の検討状況について報告した。

参考文献

- [1] NASA The Orbital Debris Quarterly News 16-3 (2012, July)
- [2] “Satellites Destroyed in Orbital Collision,” Wall Street Journal, February 19, 2009
- [3] NASA The Orbital Debris Quarterly News 15 -1 (2011, Jan)
- [4] Kawamoto, S. Ohkawa, Y., et al. “Strategy for Active Debris Removal Using an Electrodynamic Tether,” Trans. JSASS Space Tech. Japan, 7, ists26 (2009), pp. Pr-2-7-Pr-2-12., 2009
- [5] Nishida, S., et al. “Space debris removal system using a small satellite,” IAC-06-B6.4.02, 2006
- [6] K. Landzettel, B. Brunner, G. Hirzinger, “The Telerobotic Concepts for ESS,” IARP Workshop on Space Robotics, Montreal, July 6-8, 1994.
- [7] K.Yoshida and H.Nakanishi, “Dynamics, Control, and Impedance Matching for Robotic Capture of a Non-cooperative Satellite”, RSJ Advanced Robotics Vol.18, No.2, pp.175-198, 2004.