

第29回衛星設計コンテスト ジュニア概要書

応募区分 ジュニアの部

1. 作品情報・応募者情報

作品名 Sustainable Constellations: <u>D</u> isposal <u>a</u> nd <u>R</u> euse with <u>T</u> ethered <u>S</u> ystems (DaRTS)
副題 衛星コンステレーションの非デブリ化及び再利用構想
学校名 渋谷教育学園渋谷高等学校

2. ミッションの概要

DaRTSは衛星コンステレーションの安全性を高め、持続可能な運用の実現を目指すシステムの構想である。導電性テザー(Electrodynamic Tether: EDT)を用いて運用中に機能低下や故障が発生した衛星を軌道から自律的に離脱させる。また、運用期間を終了した衛星からは太陽電池パドル(SAP)等の再利用可能な部品を取り外し、地上から打ち上げられた新しい衛星に軌道上で装着することで再利用する。その過程でSAPを失った衛星は、EDTを用いて軌道離脱を行い、安全に廃棄される。このように、DaRTSは衛星のデブリ化を防ぎ、宇宙での部品の再利用を可能にする。

3. 目的と意義

(a) 目的

我々は、宇宙開発における持続可能性の側面から、現在の衛星コンステレーション計画には次の問題があると考えます。(1)低軌道の混雑化により衛星の衝突とデブリが増加する。最大のリスクは、衛星の密集地帯で運用中の衛星が故障して制御不能になり、他の衛星と衝突して生じたデブリが、連鎖的に衝突を繰り返すことで急増するケスラー・シンドロームが発生することである^[1]。(2)衛星の運用年数が短いため、SAP等の長期使用可能な部品が分別されずに大量廃棄される。

よって、DaRTSの目的は、機能低下や故障が発生した衛星と運用を終了した衛星の迅速な安全廃棄による非デブリ化及び衛星部品の再利用で上記の問題を解決し、宇宙空間での安全性向上における運用者責任を果たし、循環型宇宙開発に寄与することである。本提案では例として、SAPのみ再利用する。

(b) 重要性・技術的意義等

我々は、低軌道におけるコンステレーションの非デブリ化及び持続可能な運用を達成するには、DaRTSのような大規模な計画が必要だと考える。また、大量な衛星部品の宇宙空間での再利用が可能になることで得られる長期的な経済効果は、循環型宇宙開発を促進する上で重要な要因となる。

DaRTSの技術的意義は次である。(1)EDTを伸展する衛星自律降下装置「EDT Anchor」を各衛星の底面に設置することで、迅速かつ安全に衛星を軌道から離脱させて廃棄する。(2)再利用する衛星部品を脱着可能で統一化された「再利用モジュール」に搭載して衛星に装着することで、運用期間を終了した衛星をそのまま廃棄せずに、再利用モジュールを取り外して新たな衛星に引き継ぐことが可能になり、宇宙空間での部品の調達・再利用を容易にする。(3)再利用モジュールの衛星間の受け渡しにテザー運搬機「Tethered Transport Vehicle: TTV」を使用することで、衛星には近距離ランデブー・ドッキング用のセンサやReaction Control System(RCS)等を搭載する必要がなく、コストも抑えられる。

したがって、DaRTSの仕組みと技術は、衛星コンステレーションだけでなく他のミッションでの応用も可能であるため、宇宙での部品再利用技術の更なる発展と普及を加速させると考える。

4. アイデアの概要

DaRTS導入で最も社会的・経済的効果が見込まれ、メガコンステレーションで先陣を切っているSpaceX社の「スターリンク計画」への導入を具体例としてミッション設計を行った。DaRTS導入後のスターリンク衛星は、通信や推進等を担当する衛星本体、本体底面に設置される衛星自律降下装置「EDT Anchor」、上面に結合している「再利用モジュール」で構成されている(図1)。DaRTSは大きく分けてEDTによる衛星の自律廃棄システムと衛星部品の再利用システムから構成される。

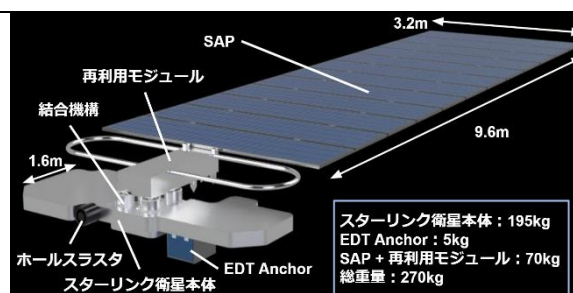


図1: SAPのみ再利用するDaRTS導入後のスターリンク衛星

(a) 衛星の自律廃棄システム

スターリンク計画では段階的に衛星が打ち上げられ、最終的に衛星42000基で運用される予定だが、打上げ済み衛星のうち既に2.5%が故障していると推測される^[2]。衛星のホールスラスタ (HET) が故障した場合、高度550kmの運用軌道から大気圏再突入までに最大5年かかる^{[1][2]}ため、デブリが急増し低軌道宇宙空間の安全が脅かされるリスクが高まる。よって、衛星は完全にシャットダウンしても、衝突を回避し、即座に軌道離脱を行う必要がある。

その方法として、衛星本体の底面に設置されたEDT Anchorが主導して軌道離脱を行う(図2)。EDT Anchorは衛星の機能低下(再利用には適さない場合)、システム異常、故障またはそれらの予兆を検知すると、衛星本体から離脱し、地球方向に3kmのEDTを伸展することで、EDTシステムを構成し、軌道離脱を行う。また、内蔵の通信機器でEDT Anchorが地上局と通信することで他の衛星やデブリを回避する。

EDTの推力は小さいため、衛星の制御落下はできない。しかし、スターリンク衛星は自然落下して大気圏で十分に燃え尽きる可能性が高い^[2]ため、制御落下させる必要はないと考える。故障せずにSAPの寿命を迎えた運用衛星も、EDT Anchorを利用して軌道離脱を行う。尚、EDT Anchorが故障した場合は、衛星は運用終了後にHETを噴射させて軌道から離脱し、大気圏に再突入する。

EDT Anchorの衛星本体への設置は比較的簡単で、軌道降下による燃料が不要なため、低コストで他の衛星にも導入しやすい。スターリンク衛星がEDT Anchorを利用すると、約28日で高度550kmの運用軌道から大気圏に再突入できる^[3]。尚、EDT Anchorの詳細は補足説明書で説明する。

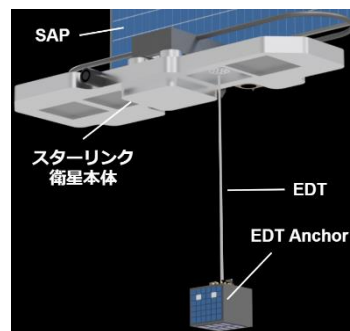


図2: EDT Anchorによる衛星の自律廃棄

(b) 衛星部品の再利用システム

① 終衛星の新衛星への接近

運用を終了する衛星(以下「終衛星」と称す)はSAPのみ搭載した再利用モジュール(以下「モジュール」と称す)を新たな運用衛星(以下「新衛星」と称す)に引き継ぐために、推定される新衛星の待機軌道要素を地上局から取得する。そして終衛星は運用軌道から、待機軌道よりも高度20km低く同一平面上のフェージング軌道にHETを噴射させて軌道変更を行う。この時、衛星の運用終了と軌道変更スケジュールを把握し、そのタイミングに合わせて新衛星を搭載した「放出機構」(図4)をロケットで地上から打ち上げ、待機軌道に投入する。モジュール受け渡しのスケジュールは、SAPの寿命と衛星の運用年数や不具合件数等を基に組まれる。スターリンク衛星の運用年数は約5年であるが^[1]、SAPは性能劣化を考慮しても、アニール処理の導入等も視野に入れることで30年程度の使用が見込めるため^[4]、SAPのみ搭載したモジュールは最大で5回再利用できる。

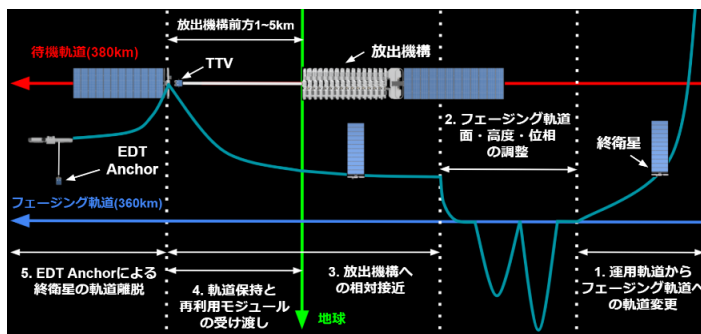


図3: DaRTSにおけるSAPの再利用システム全体像

次に、終衛星は放出機構、他衛星、地上局間の通信とGPS絶対航法により、放出機構の待機軌道上絶対座標を取得し、フェージング軌道面、高度、位相を調整しつつ衝突や混雑状況を回避する。そして、終衛星はGPS相対航法によって放出機構の相対座標・速度を取得し、HETを用いて待機軌道上の放出機構前方1~5kmへ相対接近する。待機軌道に乗ると、終衛星は姿勢制御系とHETを用いつつGPS相対航法によって放出機構との距離を保ち、相対速度が0になるように軌道を保持する。

終衛星の推力を10mNとすると、高度550kmの運用軌道から高度380kmの待機軌道に遷移するには約30日かかる^[5]。

② 放出機構とテザー運搬機「TTV」によるモジュールの受け渡し

新衛星を電磁石で固定した構造である放出機構(図4)にはモジュールを終衛星から新衛星に引き渡す役割を果たすTTVが設置されている。TTVは搭載の5kmのテザーによって放出機構後部にある直方体のバス部の上面に繋がっている。運用中に故障した衛星、またはSAPの寿命を迎えた衛星の代替基としてSAPを装備したモジュール搭載衛星が放出機構バス部の側面に搭載され、これらは放出機構、TTV、新衛星に給電する。また、軌道維持用HETは放出機構バス部の底面に搭載される。

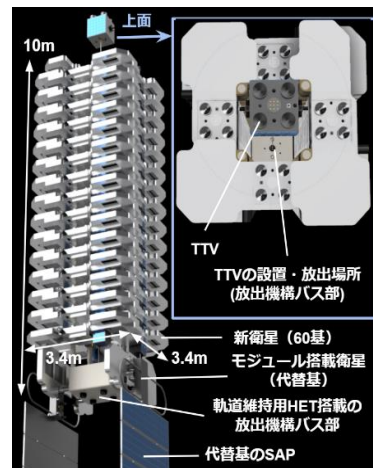


図4: 放出機構の概観

TTVはばねによって放出機構バス部の上面から放出され、搭載のテザーを伸展させ、GPS相対航法と搭載のFlash LiDARと単眼カメラにより、終衛星へ相対速度2m/sで接近する(図5.1)。TTVは終衛星後方30mまで接近すると、テザーを伸展しつつ姿勢を制御し、コールドガスを噴射させて、単眼カメラを用いて相対速度0.05m/sで終衛星へ最終接近し(図5.2)、電磁石の補助のもと終衛星のモジュールと結合する。

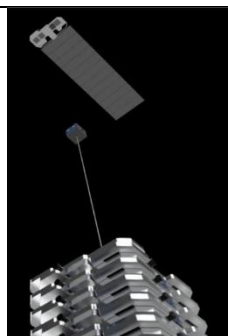


図5.1: TTVの放出機構から終衛星への接近

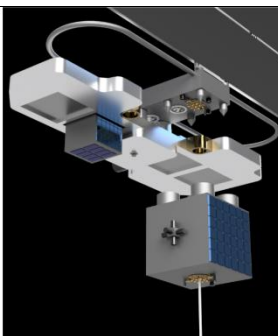


図5.2: TTVの終衛星への最終接近

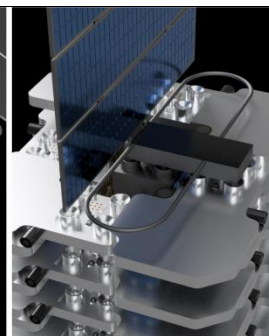


図5.3: TTVの新衛星とのモジュール結合

終衛星がモジュールから離脱し、TTVがモジュールと合体した状態で伸展したテザーを巻き取り、Flash LiDARで放出機構との距離と視線方向を計測し、再接近する。TTVが放出機構前方30mまで接近すると、放出機構の先端にある新衛星は、搭載の単眼カメラでモジュールの6自由度を推定する。そして、終衛星がそのデータをTTVに送信することで、TTVはモジュールを新衛星へ最終接近させて安全に結合させる(図5.3)。TTVはモジュールから離脱すると、Flash LiDARを利用しつつテザーを巻き取ることによって、相対速度0.05m/sで放出機構バス部の上面に戻る。新衛星は放出機構から離脱し、運用軌道に遷移する。TTVは全ての新衛星にモジュールを渡すまでこのプロセス(図5.1-5.3)を繰り返す。

TTVの放出、最終接近、結合において、放出機構は新衛星の通信機器と姿勢制御系、そしてバス部搭載のHETを用いて、GPS相対航法によって軌道を保持しつつ姿勢を制御するが、放出機構自体はTTVに接近しない。高精度ドッキング用センサやRCSであるコールドガススラスタを搭載したTTVのみが接近と結合を行うことで、全ての衛星にドッキング用機材を搭載するより全体の質量・コストが劇的に抑えられ、効率性の向上につながる。尚、TTVの接近及びモジュールの結合方法は補足説明書で説明する。

③EDT Anchorによる終衛星の自律廃棄

終衛星はSAPを失うとHETを利用できないため、EDT Anchorによる軌道離脱が行われる。高度380kmの待機軌道からスターリンク衛星が自然落下で大気圏に突入するのに数カ月かかると推測される^[6]が、EDT Anchorを用いれば約15日に短縮される^[3]。よって、1基の衛星において①～③に約45日かかる。

5. 得られる成果

- ・衛星コンステレーションでEDT Anchorを活用し、安全性を高めた速やかな軌道離脱を実現する。
- ・衛星部品をモジュールに搭載することで、宇宙空間での部品の再利用・調達を可能にする。
- ・複数の再利用部品をまとめて1つのモジュールに搭載することで部品の一括引き渡しが可能になり、他の衛星部品も長寿命化すれば、再利用部品としてモジュールへの搭載も可能である。
- ・DaRTSをスターリンク計画に導入し、70kgのSAPのみ搭載したモジュールの寿命を30年と想定すると、概算で打上げ費用が総額316億ドル(通常約17.4%)削減できる(詳細は補足説明書で説明する)。DaRTSを他の衛星運用にも導入することで、さらなる経済効果が期待される。

6. 主張したい独創性または社会的な効果

- ・DaRTSではメガコンステレーションを対象としているため、再利用先の衛星が大量に確保され、さらにモジュールの統一化が可能である。よって技術面・資金面の双方において現実的である。
- ・衛星を「デブリのリスク要因ではなく、宇宙で調達可能な部品」と捉える発想の転換が独創的である。DaRTSの仕組みと技術が進化し転用され、コスト削減効果も重なり、宇宙開発が加速する。
- ・宇宙空間の安全性確保という運用者責任は、SDGsの目標12「つくる責任 つかう責任」の宇宙での実践である。持続可能な宇宙開発を体現化するDaRTSは、責任ある宇宙開発に対する地球市民の理解と協力を得る上で重要であり、大きな社会的効果が期待される。

7. 謝辞

本研究において、JAXAの馬場満久氏には、EDT、軌道設計、ミッション設計全般にわたり、多大なるご指導をいただきました。東京理科大学理工学部電気電子情報工学科の木村真一教授にはミッション設計のアドバイスをいただきました。京都大学生存圏研究所生存圏電波応用分野の篠原真毅教授にはSAPと宇宙太陽光発電に関するアドバイスをいただきました。ManaiのJaya Ramchandani先生には、研究全体でのアドバイスをいただきました。この場を借りて、皆様に深くお礼申し上げます。

以上

補足説明書

Sustainable Constellations: Disposal and Reuse with Tethered Systems (DaRTS)

1 衛星の自律廃棄システム

EDTは、テザーの一端にあるコレクタが周辺プラズマから電子を収集し、片端にあるエミッタが電子を放出すると、プラズマ間に電氣的閉回路が形成され、テザーに流れる電流が地磁気と干渉し、ローレンツ力を発生させる仕組みである^{[3][7]}。EDTの電子収集性能と生存確率を考慮し、3kmのφ0.15mm径アルミワイヤー6本・φ0.1mm径のステンレスワイヤ3本から構成されるネットタイプペアテザーを電子コレクタとする。作動ガスが不要で、消費電力の低いカーボンナノチューブ電界放出型電子源(FEC)^[8]を電子エミッタとし、EDT下端に装着されているEDT Anchorに搭載する(図1)。EDT AnchorはEDTを地球方向に伸展することで、テザーに反地球方向の0.3Aの電流が流れ、衛星の進行方向に逆らうローレンツ力が発生し、衛星を減速させ、軌道から離脱させる。

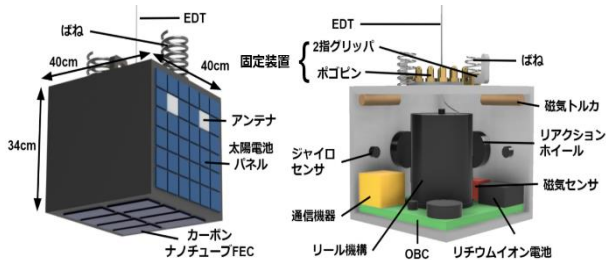


図1: EDT Anchorの外部と内部(搭載機器配置)

EDT Anchorは上面にばねと固定装置となるポゴピンと2指グリッパが設置され、衛星本体の底面にある磁気コネクタを2指グリッパでつかみ、固定される。また、EDTは、スプールリールとDCモータから構成されるリール機構に巻かれている。EDT Anchorは機械学習を用いて衛星のシステム異常・機能低下を検知したら、固定装置の2指グリッパが外され、DCモータを駆動することにより、ばねで押し出され、重力傾斜力によってEDTを地球方向に安定して伸展する(図2)。

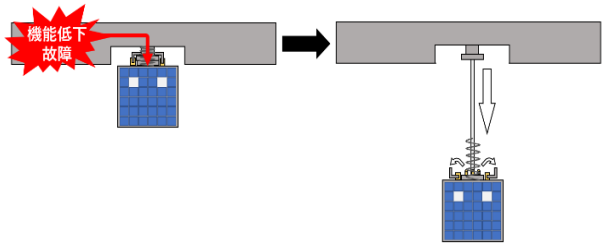


図2: EDT Anchorによるシステム異常・機能低下検知とEDT伸展

EDT Anchorは、宇宙空間のプラズマ密度や地磁場等の変化によるEDTの振動を抑えるために、EDTの印加電圧・電流を制御し、衛星全体の姿勢を安定させる必要がある^[7]。よって、EDTの端をそれぞれ衛星本体とEDT Anchorに電氣的に接続させる。また、EDT AnchorはFECのゲート電流・電圧を適正值に保ちつつ定期的に姿勢情報と磁気センサの計測値を地上局にダウンリンクする。地上

局は軌道から離脱している他の衛星のEDT Anchorの計測値やGPS情報等を基に、EDT Anchorに軌道制御や姿勢制御等のコマンド信号をアップリンクする。EDT Anchorは地上局に従い、EDTの電流をコントロールすることで衛星の軌道を制御する。

EDT Anchorは低軌道を周回しているため、太陽光が毎周期の半分しか届かない。また、小型衛星用の太陽電池パネルを使用しているため、発電量が少ない。だが、姿勢安定や軌道制御を最小限に止めることで、電力消費を抑える。必要最低限の電力を日照時間で二次電池に確保できると考える。

2 衛星部品の再利用システム

2.1 結合機構の概要

モジュールにはSAP等の再利用可能な部品が搭載され、衛星本体及びTTVと結合するため、モジュールには衛星結合機構とTTV結合機構が設置される(図3)。TTV結合機構はTTVに結合・離脱する装置(図3左側)であり、再帰性反射マーカ、ARマーカ、逆反射鏡が設置されている。衛星結合機構はモジュールを衛星本体に結合・離脱する装置(図3右側)で、再帰性反射マーカとARマーカが設置されている。衛星とTTVは搭載のモジュール結合機構(図4、図5)をモジュールの衛星結合機構とTTV結合機構に結合し、モジュールを電氣的に接続して操作する。

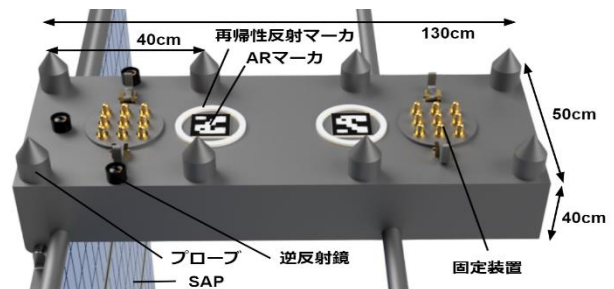


図3: モジュールのTTV結合機構(左側)と衛星結合機構(右側)

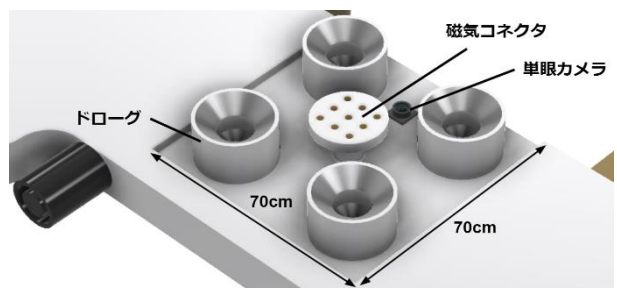


図4: 衛星のモジュール結合機構

結合機構には、Autonomous Assembly of a Reconfigurable Space Telescope(AAReST)における電磁石ドッキング技術^[9]を一部採用する。結合ポートには、円錐の窪みがあるドローグとコーン型のプロープの2種類がある。ソレノイドでそれぞれのポートに磁界を作り、Hブリッジ回路でソレノイドの引斥力・PWM周波数を制御

し、ポートの姿勢・位置を修正することでソレノイドが正確に引き合って結合する。ドロッグがプローブと同じ極を作ることでポート同士が反発し、離脱する。この仕組みを採用する理由は次である。(1)ポート同士がオフセット45度以下、距離0.6m以内なら引き合う^[9]。(2)ポート間の引斥力が制御できる。(3)ポートの技術が比較的軽量で低コストかつシンプルである。

しかし、ドロッグとプローブが結合しても導電性接着剤を使用しないと電気はポート間に流れず、しっかり固定できない。よってドロッグ側には磁気コネクタ、プローブ側にはEDT Anchorと同様の固定装置を設置する。ポート同士が結合した後、磁気コネクタとポゴピンを電磁石によって接続させ、2指グリッパで結合を固定させる。

衛星とTTVのモジュール結合機構のポートをドロッグ、モジュールの衛星とTTV結合機構のポートをプローブとする。

2.2 TTVの概要

TTVの上面はモジュール結合機構であり、底面にはEDT Anchor及びモジュールと同様の固定装置が搭載される(図5)。TTVは放出機構バス部の上面に設置され、放出機構と電気的に接続されている。TTVは底面の2指グリッパを放出機構から外すことで、ばねによって相対速度2m/sで終衛星に向けて放出される。放出されたTTVは常に放出機構と通信する。

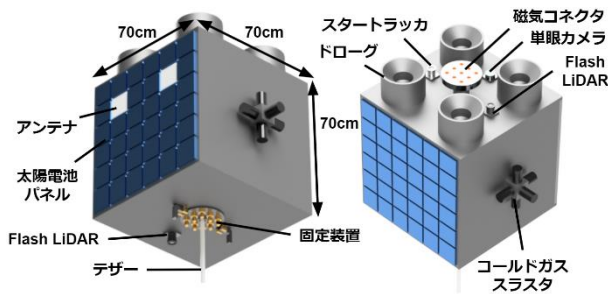


図5: TTVの外部(搭載機器配置)

リール機構には5kmのブレイデッドタイプテザー、リール、DCモータ、ロータリエンコーダ、張力計、ブレーキ機構が搭載され、TTVは常にリールの回転数及びテザーの張力を計測し、モータの回転数・方向を制御する。テザーの伸展と張力を素早く制御することでTTVは姿勢を安定しつつ終衛星に接近し、衝突を防ぐ。また、TTVはスタートラッカとジャイロセンサで姿勢を検出し、リアクションホイールで姿勢を制御し、磁気トルカでリアクションホイールの角運動量を下げてアンローディングを行う。終衛星への最終接近用のRCSであるコールドガススラスタの推進剤は圧縮窒素ガスを使用する。

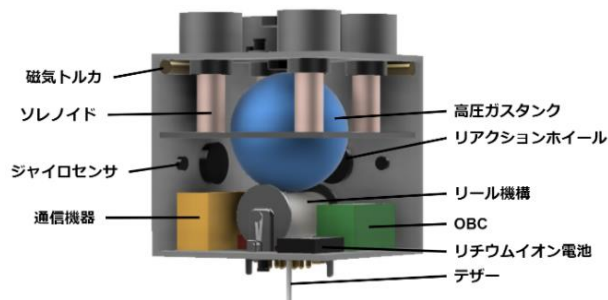


図6: TTVの内部(搭載機器配置)

2.3 再利用のプロセス

終衛星が相対接近し、待機軌道に乗り、軌道保持を行い、TTVと通信し始めると、TTVは終衛星に向けて放出機構バス部の上面から放出され、GPS相対航法によって終衛星へ相対速度2m/sで接近する(図7-①)。

この時、TTVはテザーの伸展速度を調整し、姿勢を検出して制御する。Flash LiDARからレーザー光をモジュールのTTV結合機構の逆反射鏡に照射し、反射光を受信し、往復経過時間からモジュールの距離と視線方向を計測する。また、単眼カメラで再帰性反射マーカを検出し、モジュールの位置を推定する(図7-②)。

TTVは終衛星後方30mに達すると、テザーの伸展にブレーキをかけ、コールドガスを噴射し、ゆっくりテザーを伸展し、姿勢を制御し、終衛星へ相対速度0.05m/sで最終接近する。終衛星との衝突を防ぐためにTTVはテザーを巻き取り、後退する。TTVは単眼カメラでモジュールのTTV結合機構搭載のARマーカを認識し、画像処理によってモジュールの6自由度を推定しながら、終衛星へ再度最終接近する。距離が0.6mまで縮まると、TTVと終衛星は通信しながらそれぞれの結合ポートに磁界を作り、制御することで、適した位置で結合する(図7-③)。

そして、TTVは2指グリッパを閉じてモジュールを固定し、終衛星はモジュールから離脱する。TTVはテザーを巻き取り、TTV底面のFlash LiDARを用いて放出機構バス部の上面に設置されている逆反射鏡にレーザー光を照射し、放出機構の距離と視線方向を計測し、放出機構へ相対速度2m/sで帰還する(図7-④)。放出機構の最先端(最前列)にある新衛星はTTVが運搬するモジュールと結合するため、モジュール結合機構に設置されている単眼カメラを利用してモジュールの衛星結合機構の再帰性反射マーカを検出する。

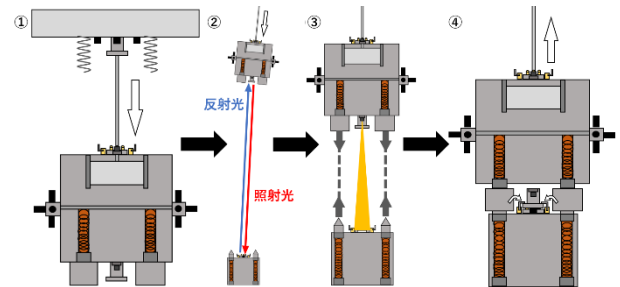


図7: ①TTVの放出機構からの放出と接近、②Flash LiDARによるモジュールの距離・視線方向の計測、③単眼カメラによるモジュールの6自由度の推定とTTVの最終接近、④TTVとモジュールの結合、そしてTTVの帰還

TTVは新衛星前方30mに接近すると、衝突を防ぐためにコールドガスを噴射させて前進し、再びテザーを巻き取り、モジュールを新衛星へ相対速度0.05m/sで最終接近する。この時、TTVはモジュールに接続しているため、姿勢を制御しつつモジュールの衛星結合機構を操作する。新衛星はモジュールの衛星結合機構のARマーカを認識し、モジュールの6自由度を推定する。よって、TTVと新衛星は双方の6自由度情報を共有することでTTVは姿勢を制御しつつ最終接近し、モジュールを上記と同様の方法(図7-③)で結合させて、モジュール受け渡しを行う。この過程で、放出機構は軌道維持と姿勢制御には、新衛星の姿勢制御系と放出機構バス部搭載のHETを利用する。

この後、TTVはモジュールと離脱し、放出機構の6自由

度を推定しつつテザーをゆっくり巻き取ることで、放出機構の元の設置場所へ相対速度0.05m/sで戻る。TTVは底面の固定装置を用いて放出機構に固定し、次の終衛星の放出機構への接近を待つ。新衛星はモジュールを受け取ると、放出機構から外れて、運用軌道に遷移する。

2.4 再利用によるコスト削減効果

DaRTSをスターリンク計画に導入した場合のコスト削減効果を試算する。条件は以下とする。

1	通常のスターリンク衛星の質量を260kgとする ^[1]
2	スターリンク計画の衛星総数を42000基とする ^[2]
3	30年に亘って5年ごとに42000基 ^[2] をFalcon 9で打ち上げる
4	SAP搭載モジュールの質量を70kgとする ^(注1)
5	衛星の運用年数を5年 ^[1] 、モジュールの寿命を30年とする
6	1回の打上げにつき衛星60基を1基の放出機構に搭載し、1機のFalcon 9に1基の放出機構を搭載する ^[10]
7	Falcon 9の打上げ費用はペイロード1kg当たり2720ドルとする ^[11]
8	衛星の運用軌道を高度550km、待機軌道を高度380km ^[10] 、フェージング軌道を高度360kmとする

9	衛星の運用軌道、待機軌道、フェージング軌道を同一平面上にある円軌道とする
10	衛星のHETの推力を1500sとする
11	衛星と放出機構の軌道維持・保持、衛星とTTVの接近に必要な燃料を0kgとする
12	DaRTS導入によるモジュール搭載衛星1基あたりの質量を270kgとする
13	追加ペイロードとして放出機構を構成するコンポーネントとTTVを合計300kgとする
14	Falcon 9の製造費と燃料費を考えないとする

(注1) 各衛星のSAPの表面積は30.72m²と推測でき^[1]、Spectrolab社の厚さ5.5mmの太陽電池パネルと厚さ6mmのカバーガラスは2.06kg/m²である^[12]。

Edelbaumの式から、通常のスターリンク衛星に必要な ΔV は約306m/sであり、DaRTS導入後の衛星に必要な ΔV は約190m/sであり、ツィオルコフスキーの公式から、通常のスターリンク衛星が必要とする燃料は約5.5kg、DaRTS導入後の衛星は約3.5kgと算出できる^[5]。よって、表1の条件より、30年間で通常のスターリンク計画と比較して約17.4%の質量が削減されることから、約316億ドルのコスト削減効果が見込まれる(表2)。また、DaRTSを他の衛星運用にも導入することで、潜在的にさらなる経済的効果が期待できる。

表2: DaRTSの累積質量及びコスト削減効果 (対スターリンク通常計画比)

フェーズ (注1)	①通常の累積 質量[t]	②通常の累積金額 [百万ドル]	③DaRTS採用時の 累積質量[t]	④DaRTS採用時の 累積金額[百万ドル]	質量差[t] =③-①	DaRTS採用時のコスト 削減効果[百万ドル] =④-②
1	11,149	30,324	11,487	31,244	338	920
2	22,297	60,648	20,243	55,062	-2,054	-5,586
3	33,446	90,972	29,000	78,881	-4,445	-12,092
4	44,594	121,296	37,757	102,699	-6,837	-18,597
5	55,743	151,620	46,514	126,517	-9,229	-25,103
6	66,891	181,944	55,270	150,336	-11,621	-31,609

(注1) 1フェーズあたり5年で計6フェーズ。SAPの寿命の30年にわたって、5年ごとに42000基打ち上げる計画。

3 参考文献

- [1] Arroyo-Parejo, C. A., Sánchez-Ortiz, N., & Domínguez-González, R. (2021). Effect of Mega Constellations on Collision Risk in Space. *8th European Conference on Space Debris*. <https://conference.sdo.esoc.esa.int/proceedings/sdc8/paper/246/SDC8-paper246.pdf>
- [2] McFall-Johnsen, M. (2020, November 3). About 1 in 40 of SpaceX's Starlink satellites may have failed. That's not too bad, but across a 42,000-spacecraft constellation it could spark a crisis. *Business Insider*. <https://www.businessinsider.com/spacex-starlink-internet-satellites-percent-failure-rate-space-debris-risk-2020-10>
- [3] Iess, L., Bruno, C., Ulivieri, C., Ponzi, U., Parisse, M., Laneve, G., Vannaroni, G., Dobrowolny, M., De Venuto, F., Bertotti, B., & Anselmo, L. (2002). Satellite de-orbiting by means of electrodynamic tethers part i: General concepts and requirements. *Acta Astronautica*, 50(7), 399-406. [https://doi.org/10.1016/s0094-5765\(01\)00180-1](https://doi.org/10.1016/s0094-5765(01)00180-1)
- [4] “宇宙で太陽光発電を行い、マイクロ波で地球に送る——京大・篠原教授が挑むワイヤレス給電の近未来”。IBM. 2017-01-05. <https://www.ibm.com/blogs/think/jp-ja/mugendai-6252-interview-microwave-power-supply/>, (参照2021-10-29)。
- [5] Kluever, C. A. (2011). Using edelbaum's method to compute low-thrust transfers with earth-shadow eclipses. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics: A Publication of the American Institute of Aeronautics and Astronautics Devoted to the Technology of Dynamics and Control*, 34(1), 300-303. <https://doi.org/10.2514/1.51024>
- [6] Kennewell, J., (1999), “Satellite orbital decay calculations”, IPS. Radio and Space services, The Australian Space Weather Agency, Sydney.
- [7] 岡原卓矢, 鈴木秀明, 齊川秀司, 中島博文, 鴨志田和彦, 坂本拓史, 藤井健太, 食野吉史. “電気力学テザー—実証衛星「Pisces」”. 衛星設計コンテスト設計の部, 2011.
- [8] 井本伸, 田中善信, 島田温子, 大川恭志, 河本聡美, 松井信, 山極芳樹. “軌道上実証実験を想定した電界放出カソードの性能評価”. 宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2014-01-16/17.
- [9] *AAReST Satellite Missions*. (n.d.). eoPortal. Retrieved June 25, 2021, from <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/a/aarest>
- [10] *Starlink Satellite Missions*. (n.d.). eoPortal. Retrieved June 29, 2021, from <https://eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/s/starlink>
- [11] Jones, H. W. (2018). The Recent Large Reduction in Space Launch Cost. *48th International Conference on Environmental Systems*. <http://hdl.handle.net/2346/74082>
- [12] Spectrolab. (2010). *Space Solar Panels*. Retrieved November 3, 2021, from <https://www.spectrolab.com/DataSheets/Panel/panels.pdf>