

博士論文

スペースデブリ除去のための統合的システムの提案と

そのフェージビリティに関する研究

河本 聡美

目次

目次	i
図目次	iv
表目次	vi
略語	vii
第1章 序論	1
1.1. 研究の背景	1
1.2. 過去の研究の概要	2
1.3. 本研究の目的	4
1.4. 本研究の構成	5
第2章 スペースデブリ問題の現状および除去に対する要求事項の整理	7
2.1. デブリ問題の現状	7
2.2. デブリ除去統合的システム提案に向けた考察	15
2.3. デブリ除去統合的システムを検討する上での必要条件	18
2.4. デブリ除去の要求事項	20
2.5. デブリ除去の非技術的課題	29
2.6. デブリ除去の開発ステップ	31
2.7. 本章のまとめ	33
第3章 デブリ除去システムコンセプトの提案	35
3.1. デブリ除去要素技術の課題	35
3.1.1. 非協力対象への接近	35
3.1.2. 捕獲	36
3.1.3. デオービット	40
3.1.4. 導電性テザー (EDT) について	42
3.1.5. 除去方式について	44
3.1.6. 提案する低コストデブリ除去システム	45
3.1.7. 本章のまとめ	47
第4章 デブリ除去実現のための技術課題の解決方法	49
4.1. 非協力接近技術	49
4.2. 捕獲	50
4.3. EDTによる軌道降下	52
4.4. 衛星システム	52

4.5.	本章のまとめ	55
第5章	デブリ除去用導電性テザーのシステム検討	57
5.1.	EDT 研究および軌道上実証の先行例について	57
5.2.	デブリ除去用 EDT の構成	58
5.2.1.	ベアテザー	58
5.2.2.	リール、放出機構	59
5.2.3.	電子源	61
5.3.	EDT システムの課題	61
5.4.	EDT システムの課題解決方法案	63
5.5.	本章のまとめ	68
第6章	導電性テザーの数値シミュレーションによる実現可能性の検証	69
6.1.	数値計算のためのモデル	69
6.1.1.	座標系	69
6.1.2.	運動方程式	69
6.1.3.	テザーモデル (離散質点モデル)	72
6.1.4.	テザー伸展モデル	74
6.1.5.	巻き癖モデル	75
6.1.6.	衛星姿勢	75
6.1.7.	二次元 OML モデル (電子収集モデル)	76
6.1.8.	電子源からの電子放出	79
6.1.9.	環境モデル (プラズマモデル、地磁場モデル、重力場モデル)	79
6.1.10.	温度計算モデル	80
6.2.	EDT 物理特性取得のための試験について	80
6.3.	数値計算におけるパラメータ	80
6.3.1.	テザー	80
6.3.2.	デブリ	81
6.3.3.	デブリ除去衛星	81
6.3.4.	軌道	82
6.3.5.	その他の条件	82
6.4.	数値計算の結果	82
6.4.1.	定常状態	82
6.4.2.	テザー振幅抑制	88
6.4.3.	衝突回避運用	95
6.4.4.	制御落下	97
6.4.5.	軌道やテザースペックによる推力の変化	98

6.4.6.	システム要求仕様の決定方法.....	101
6.4.7.	EDT システムのデブリ除去への適用可能性のまとめ	102
6.4.8.	デブリ除去以外の応用例.....	103
6.5.	本章のまとめ.....	104
第7章	結論と今後の課題.....	105
7.1.	本論文の結論.....	105
7.2.	今後の課題	108
Appendix		110
A.1.	EDT のパラメータ取得試験について	110
A.1.1.	強度および剛性.....	110
A.1.2.	減衰率.....	114
A.1.3.	巻き癖.....	115
A.1.4.	熱光学特性.....	118
A.1.5.	熱膨張率	120
A.1.6.	放電、電子収集.....	121
A.1.7.	伸展抵抗計測試験、放出試験	121
A.1.8.	超高速衝突.....	128
A.1.9.	取付部試験.....	129
A.2.	軌道上実証実験.....	132
A.2.1.	実証実験の目的および概要.....	132
A.2.2.	実証実験の結果.....	134
謝辞		136
参考文献		137
関連発表論文等		144
関連特許		144

目次

図 1-1 本論文の構成	6
図 2-1 カタログ化物体の推移[22]	8
図 2-2 デブリ種類別による重量[22].....	8
図 2-3 カタログ化物体の高度別分布 (LEO~GEO)	9
図 2-4 カタログ化物体の高度別分布 (LEO)	9
図 2-5 デブリ数の予測[2].....	11
図 2-6 今後打上がらない場合のデブリ数の予測.....	12
図 2-7 デブリ除去した場合としない場合のデブリ数の予測	13
図 2-8 大規模コンステレーションを想定した推移予測例.....	14
図 2-9 デブリ除去の有無によるデブリ対策のコスト	19
図 2-10 デブリサイズ毎のフラックス	20
図 2-11 デブリ種類による除去効果の推移予測	21
図 2-12 今後 100 年に予測されている軌道高度別衝突回数[40]	22
図 2-13 今後増加が予測されている高度分布[40]	23
図 2-14 国別除去対象デブリ	24
図 2-15 デブリを年間2個、5個、8個除去した場合の推移予測.....	26
図 2-16 100 個のデブリを除去した場合の推移予測	27
図 2-17 高度を変化させた場合の累積衝突率の変化.....	28
図 3-1 ライトカーブの例	38
図 3-2 ドイツ TIRA レーダーでの H-IIA 上段の姿勢観測例	38
図 3-3 伸展ブーム機構による PAF の捕獲	40
図 3-4 25 年以内の軌道寿命にするために必要な増速度	41
図 3-5 EDT の原理	43
図 4-1 光学シミュレータ	49
図 4-2 PAF 方向への回り込み	50
図 4-3 伸展ブーム捕獲機構の数値解析[56]	51
図 4-4 石定盤上での捕獲後ダイナミクス評価.....	51
図 4-5 伸展ブーム機構サイジング[56].....	52
図 4-6 デブリ除去衛星のシーケンス	54
図 4-7 デブリ除去衛星の検討例[68]	54
図 4-8 デブリ除去衛星の打ち上げ形態の例[68].....	55
図 5-1 ベアテザー断面周辺のシーケンス.....	58
図 5-2 テザーリール機構の方式.....	59
図 5-3 ロケット上段デブリにテザーの一端を取り付けた後のテザー伸展.....	60
図 5-4 ロケット上段デブリにテザーがまきついた場合の例	60

図 5-5 網状テザー	64
図 5-6 無結節網	65
図 5-7 集束テザー	66
図 5-8 製作された集束テザー	67
図 6-1 数値シミュレーションの座標系	69
図 6-2 テザー質点モデル	72
図 6-3 テザー伸展モデル	74
図 6-4 巻き癖モデル	75
図 6-5 テザー電位および電流の概念図	76
図 6-6 ベアテザー正電位部の電位電流分布	77
図 6-7 電子源からの電子放出モデル	79
図 6-8 地磁場履歴	84
図 6-9 プラズマ密度履歴	84
図 6-10 テザー電位分布	85
図 6-11 電位履歴(0~6000 秒間)	85
図 6-12 電位履歴	86
図 6-13 電流履歴(最大電流1A のケース)	86
図 6-14 ローレンツ力履歴	87
図 6-15 面内・面外振動角履歴	87
図 6-16 テザー温度履歴	88
図 6-17 テザー振動の向きによる電流制御	89
図 6-18 テザー制御タイミングの例	89
図 6-19 振幅 10 度に制御する場合のテザー振動角と電流制御タイミング	90
図 6-20 振幅 10 度に制御する場合の電流履歴	90
図 6-21 振幅 10 度に制御する場合の面内振動角履歴	91
図 6-22 各振幅における電流制御あり・なしの場合のローレンツ力累積	91
図 6-23 電流制御による面内振動角履歴	92
図 6-24 電流制御有無による高度履歴	93
図 6-25 デブリ除去衛星のスラスタによるテザー振動角への影響	94
図 6-26 テザー振幅による相対速度	95
図 6-27 テザー運用中の振動状態と、カタログ物体通過範囲	97
図 6-28 制御落下のための、テザーの回転と回転後に推力を与えたときの挙動	98
図 6-29 EDT 推力の軌道による比較	99
図 6-30 テゼースペックの変化による推力の変化	100
図 6-31 時期による推力の変化	101

図 A.1-1	インストロン試験機(左)およびタブで固定したテザー試験片(右)	110
図 A.1-2	テザーの引張試験結果例[93].....	111
図 A.1-3	高温でのテザー引張試験[93].....	111
図 A.1-4	高温におけるテザー引張試験結果[93]	112
図 A.1-5	低温試験[93]	112
図 A.1-6	低温におけるテザー引張試験結果[93]	113
図 A.1-7	テザーに荷重を加えた後に除荷、再印荷した場合の応力-歪み線図[95]	114
図 A.1-8	テザーに吊るした錘および錘に付けられた加速度計[87].....	114
図 A.1-9	アルミワイヤ網状テザーの加速度計出力電位[87].....	115
図 A.1-10	テザー種類・長さによる減衰率[87].....	115
図 A.1-11	テザーによる巻癖の振動測定概要図[87].....	116
図 A.1-12	テザー巻き癖の張力と伸び率の関係[87]	117
図 A.1-13	テザー巻き癖の減衰率(リール直径 68mm) [87]	117
図 A.1-14	熱光学特性計測試験片.....	118
図 A.1-15	真空チャンバ内模擬太陽光照射試験の試験片[96].....	119
図 A.1-16	真空チャンバ内模擬太陽光照射時の温度計測試験結果[96].....	120
図 A.1-17	テザー線膨張率	120
図 A.1-18	自然落下によるテザー伸展[99]	121
図 A.1-19	自由落下によるテザー伸展におけるテザーの引っかかり[99]	122
図 A.1-20	回収装置によるテザー伸展[102]	123
図 A.1-21	回収装置によるテザー伸展(伸展角度がある場合)[102]	123
図 A.1-22	テザー伸展速度 v 、テザー伸展方向角度 θ と伸展抵抗の相関[102].....	124
図 A.1-23	テザー伸展シミュレーションの例[102]	125
図 A.1-24	真空中における振動試験[103]	126
図 A.1-25	バーバーポールブレーキのブレーキ力計測試験[104]	127
図 A.1-26	バーバーポールブレーキを用いた場合の伸展履歴[104].....	127
図 A.1-27	デブリ衝突によるテザー切断範囲	128
図 A.1-28	超高速衝突試験の供試体	129
図 A.1-29	取り付け部の運動の例.....	130
図 A.1-30	取付部試験概念図(上)および試験装置(下)	131
図 A.2-1	HTV 搭載 EDT 実証実験	133
図 A.2-2	HTV 搭載 EDT 実証実験の構成図.....	134

表目次

表 2-1	デブリのサイズごとに考える対策とその評価	17
-------	----------------------------	----

表 2-2 優先すべきデブリ除去の対象と方針	20
表 3-1 デブリの捕獲方法案.....	39
表 3-2 各推進系による必要重量等の比較	41
表 A.1- 1 熱光学特性計測結果.....	118

略語

ADEOS	Advanced Earth Observing Satellite
ADR	Active Debris Removal
EDT	ElectroDynamic Tether
ESA	European Space Agency
FEC	Field Emission Cathodes
GEO	Geostationary Earth Orbit
GPS	Global Positioning System
HTV	H-IIA Transfer Vehicle
IADC	Inter-Agency Space Debris Coordination Committee
IF	InterFace
ISS	International Space Station
KITE	Kounotori Integrated Tether Experiments
LEO	Low Earth Orbit
MASTER	Meteoroid and Space Debris Terrestrial Environment Reference
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NEODEEM	Near-Earth Orbit Debris Environment Evolutionary Model
OML	Orbital Motion Limit
ORDEM	Orbital Debris Engineering Models
PAF	Payload Attach Fitting
PMD	Post Mission Deorbit
PTFE	Poly Tetra Fluoro Ethylene
SEDS	Small Expendable Deployer System
TiPS	Tether Physics and Survivability satellite
TIRA	Tracking and Imaging Radar
TSS	Tethered Satellite System

第1章 序論

1.1. 研究の背景

スペースデブリが宇宙開発利用に弊害をもたらす課題と指摘されて久しい。スペースデブリ（以下デブリ）とは、軌道上の不要な人工物体の総称であり、超高速で衝突することにより小さな破片でも宇宙機に多大な損傷を与え得るため、その増加が問題となっている。ここで改めて言うまでもなく、宇宙開発利用は衛星通信、測位、放送、気象観測等、今日の日常生活に不可欠なインフラとなっているだけでなく、安全保障上の重要性も昨今認識されている。さらに今後も、地球温暖化、エネルギー問題等の地球上の課題解決や、宇宙観光、人類の活動領域拡大等の様々な発展可能性を秘めている。その継続的利用に懸念をもたらすのが、デブリの増加である。詳細は第2章に述べるが、現在の宇宙開発利用においては既に、デブリの衝突による宇宙機の故障といった直接的な損害だけでなく、デブリ問題への対策としてデブリ衝突回避運用やデブリ防御設計、デブリ発生低減等が不可欠となっており、宇宙機設計や運用への影響、デブリ観測システムの構築等、無視することのできない多くの負担を与えている。また衝突回避も防御もできないサイズのデブリに対しては現状有効な対処方法がなく、衝突すれば宇宙機が損傷するリスクとして受容せざるを得ない。実際に、近年デブリの衝突あるいは衝突が疑われる事例が多数発生している。一方、ここ数年で小型衛星・超小型衛星の数は急増している。今後打上コストの低下や大規模コンステレーション計画等によりデブリの数はさらに増加していくことが懸念されており、このままこの問題を放置すれば、様々なデブリ対策コストが上昇して宇宙開発利用の優位性が揺らぎ、最悪の場合継続が困難になってしまう恐れすらある。

デブリ同士の衝突による衝突の連鎖、自己増殖による軌道上環境の悪化は古くから懸念されており[1]、2009年に実際に衝突事故が発生すると対策の必要性が強く認識された。また国際機関間スペースデブリ調整会議（Inter-Agency Space Debris Coordination Committee, IADC）では2013年、今後打ち上げられる物体に関してデブリ低減がよく実施されたとしても、既に軌道上に存在する物体同士の衝突によりその数が増加していくという点についての公式見解が報告された[2]。それに対し年間5個程度の大型デブリ除去を継続的に実施すればデブリの数を抑制できるとの研究結果も報告されている[3]。今後も宇宙開発利用をこれまでと同様の安全さで実施するためにはいずれデブリの除去が必要と言われ、世界でも長い期間研究が行われてきた。しかし技術的な課題および将来の展望が不明確なことから、未だに一つのデブリすら実際に除去されていない。

デブリ除去が実現しない理由の一つは、コスト的に見合わないとされていることである。デブリ除去技術そのものは、宇宙ロボティクスや推進系分野の新規技術として、あるいは小型衛星の実証ミッションとして、様々な技術的興味により新規アイデアも多数提案されてきたが、違う形状のデブリだったらどうするか、デブリが回転していたらどうか、確実性はどうか等の指摘を受け、それらに対応できるような完璧な技術を追い求める結果、システムが複雑化して高コスト化する傾向が高い。これは、デブリと言っても対象が様々であり、関連する技術も目的も非常に幅広いため、何をどのように除去する必要があるか、必要な要件は何かが明確でないことが原因の

一つであると考えられる。とあるデブリを一つだけ除去すればよいのなら、そのデブリを除去するのに最適な手法を議論できるが、そうではなく多数のデブリがあり、その中から選んで、それでも多数のデブリを除去しなくてはいけない場合、全てのデブリにおいて最適な手法は存在するとは限らない。現状の状況分析、除去すべき対象やその方策に関する統合的な研究が不十分であるために、議論がまとまらず、なかなか実証に着手できない。また、低コストの必要性が認識されないまま、様々な要求・目的が課された結果、宇宙機システムが大型化、複雑化し、高コストが原因で技術実証が頓挫する例が相次いでいる。そのような高コストの技術は、もし技術実証が実施されたとしても、将来的な実用段階においては誰が費用を負担するか等の問題があり、軌道上環境改善のために継続的に実施できるかという点では困難であると考えられている。

デブリ除去自体は新たな価値を生み出すものではないため、高コストを負担してまで積極的にデブリ除去を実施したいという者・国はない。特に、これまでデブリを多数発生させてきた宇宙開発先進国ほど、多数のデブリを除去する巨額のコスト負担を懸念して、消極的になっている。しかしこのままこの問題を放置すれば、いわゆる「公共地の悲劇」となって将来宇宙が今までと同じような安全さ・コストで利用できなくなり、宇宙開発利用をする全ての人にとって望ましくない状況に陥ってしまう。地上の環境問題と同様、規制や国際的な仕組みができれば、ビジネスになる可能性はあると認識されながら、そのようなルールが確立するまで長い時間が必要と考えられている。現時点では、例えデブリであっても他国の軌道上物体を許可なく除去できない等の法的課題等も存在しており、その不透明さが技術開発の機運を妨げている。それら法的課題が解決されないと、技術だけが確立されてもデブリ除去は社会的に実装できないが、技術が確立されていないためなかなかその議論も進んでいないという状況にある。そのため、デブリ除去は必要だが実現困難と問題が先送りされ、デブリ除去をせずにデブリの数が増加しても当面は許容せざるを得ないとして、どこまで許容できるかの議論や、デブリ発生低減策の強化が議論されているのが現状である。

1.2. 過去の研究の概要

過去よりデブリ問題の根本的な解決策としてデブリ除去技術について検討されてきた。効率がよいデブリ除去が必要との認識も当初からあり、1980年頃には米航空宇宙局（NASA）はスペースシャトルで打ち上げる再使用型の複数デブリ除去[4]を検討している他、1990年代よりドイツ Braunschweig 工科大学は導電性テザー（ElectroDynamic Tether, EDT）によるデブリ除去ミッションを提案している[5]。デブリ除去衛星だけでなく、地上からのレーザー照射によるデブリ除去も古くから検討されている[6]。欧州宇宙機関（ESA）のRObotic GEostationary orbit Restorer（ROGER）での網やテザー付き捕獲機構による静止軌道デブリの捕獲[7]、NASA のハッブル宇宙望遠鏡修理ミッション用に開発された接近用センサや捕獲技術を利用したデブリ除去技術の検討[8]、情報通信研究機構（NICT）の小型衛星による軌道上保全システム[9]等、軌道上サービスの一分野としても様々な提案がなされてきた。しかしいずれも、技術的あるいは費用的に実現困難と考えられ、具体的な実証まで至らなかった。ドイツ航空宇宙センター（DLR）は

軌道上サービスやデブリ除去の技術実証機 *Deutsche Orbital Servicing Mission*(DEOS)で、ロボットアームによる捕獲実証等を目指していたが[10]、高コストが課題となり 2014 年 Phase B にて終了した。また ESA のクリーンスペースイニシアチブの中では、*e.Deorbit* というミッションで数年前に運用終了した ESA の観測衛星 *Envisat* の除去技術実証が検討されてきた[11][12]。*Envisat* は 8 トンと大型で、回転もしている複雑な形状の衛星であり、長い太陽電池パネルを回避しながら捕獲し、制御落下させることを目指し、2 トン級の衛星についてのシステム検討が進められた。また網・鉚・ロボットアーム・テントクル（触手）等様々な捕獲機構が試作・試験された。ESA は *Envisat* が除去できれば他のデブリも除去できるという難易度の高いフラグシップミッションとして定義していたが、コストに関する要求は明確でなかったため、捕獲機構の冗長構成要求や安全要求も高く、400M ユーロ以上の費用がかかるとされ、開発中にさらにコストが膨れ上がると懸念されて計画通りに開発に着手できなかった。例え実証実験が行われたとしても、このような高コストでは継続的なデブリ除去は不可能であると受け止められている。

一方、いくつかデブリ除去技術の実証計画もあるが、実証計画があるものは部分実証もしくはサブスケールのみである。欧州連合 (EU) は第 7 次枠組み計画 (*Seventh Framework Program, FP7*) 等で宇宙輸送、宇宙技術の新しいコンセプトを募集し、多数のデブリ除去関連研究を採択した。*Surrey* 大学を中心とするグループは、2018 年に打ち上げた小型衛星を用いて、鉚や網による自ら放出した模擬デブリの捕獲技術実証や、大気抵抗増大してデオービットするための膜面展開の技術実証等を計画している[13]。スイス連邦工科大学ローザンヌ校 (EPFL) はキューブサットによるキューブサット捕獲実証 *Clean SpaceOne* を検討中である[14]。またアストロスケール社は今後打ち上げる宇宙機 (準協力対象) に対する除去サービス、すなわち今後打ち上げられる宇宙機のミッション終了後デオービットサービス (*End-of-life* サービス) を検討し、小型衛星による実証実験 *ELSA-d* を予定している[15]。しかし、後述の通り小型のデブリを除去しても軌道上環境改善の効果は小さいため、大型のデブリを除去する必要があるが、小型デブリの除去技術はそのまま大型デブリ除去に適用できるかは示されていない。大型デブリ除去の場合、捕獲機構の展開の複雑さや剛性の不足、センサの計測範囲、軌道変換に必要なエネルギー、推進系への要求等、小型デブリ除去より難易度が高いことが多い。デブリが増加しているので除去しなくてはいけない、という短絡的な考えで除去できるものを除去することを目的とするのではなく、何を目的として何をどのくらい除去する必要があるのか、という点について、十分に検討する必要がある。さらに、デブリ除去は様々な技術の統合が必要であり、軌道上サービス等とも関連が深いため、目的が混在しやすい。米国 *Experimental Spacecraft System(XSS) -11* 等による非協力接近技術、ロシアによる非協力接近実証、中国のデブリ除去実証実験等も報告されているが、詳細は明確になっておらず、これらはデブリ除去が主目的というよりは、軍事技術の獲得が目的であると考えられている。このようにデブリ除去を目的にした技術あるいは関連する技術は多くの研究がなされているものの、目的が様々であってどうするのが最適か議論が収束しておらず、実際の大型デブリ除去の実例はない。

デブリ除去を低コスト化するための一つの方策としては、導電性テザー (EDT) システムが提案されてきた。特に、宇宙プラズマから電子をテザーで直接収集するベアテザー[16]を用いた EDT システムは、小型軽量かつデブリへの取り付けの難易度も比較的低いと期待され、また複雑な推力ベクトル制御なしで軌道降下させることが可能であるため、宇宙機のミッション終了後デオービットや、デブリ除去の高効率推進系として有望と期待されてきた。例えば米国 Tethers Unlimited 社は導電性テザーパッケージの Terminator tether を提案し、宇宙機重量の 2%程度の質量でデオービットが可能と示しているが、磁場モデルに関してはダイポールモデルを用いていたこともあり、極軌道については適用外としていた[17]。また NASA の導電性テザー技術実証実験 Propulsive Small Expendable Deployer System(ProSEDS)は、ロケット上段から 5km の導電性のベアテザーを伸展し、ロケット上段の軌道を降下する実証実験を予定していた。しかし 5km の導電性テザーを伸展する重力傾斜力を稼ぐために 10km の非導電性テザーを伸展する予定であり、ちょうどスペースシャトルの事故を受けて安全要求が高まったタイミングもあって、長いテザーが伸展直後に宇宙ステーションと干渉する懸念から伸展開始高度が大幅に下げられることになったため、科学的価値の高いデータが十分得られないとの判断やスケジュールの遅れから、キャンセルされてしまった[18]。米国 Star 社が提案している導電性テーパーテザーによるデブリ除去システム ElectroDynamic Delivery Experiment(EDDE)は、高効率での軌道降下だけでなく軌道上昇や軌道面変換が可能であり、複数デブリ除去によりデブリ除去が低コストで可能と主張しているが、回転させるテザーの安定性や推力の発生等の実現性が十分に示されていない[19]。一方、テザーが微小デブリ衝突により切断する確率に関するスタディが IADC でも実施され、低軌道におけるシングルラインあるいはダブルラインのテザーの切断確率は高いとの結果が示された[20]。このように、EDT はデブリ除去用のデオービット推進系として有望であると考えられながら、高軌道傾斜角で十分な推力が得られるか、軌道上で安定的に運用できるか等、実現性が不明であったことや、微小デブリ衝突によるテザーの切断や、運用衛星への影響等の課題があり、実現されていなかった。

1.3. 本研究の目的

そこで本論文では軌道上環境改善のためのデブリ除去の要求を整理し、デブリ除去実現のための統合的システムを提案する。本研究においては、デブリ除去実現のための課題として大きく二つの課題を識別し、それらの課題解決策を提案することを目的とする。一つ目は、軌道上環境改善のために必要な、低コストデブリ除去システムの要求をまとめ、その開発方針を提案することである。二つ目は、低コストデブリ除去実現のための一方策として、EDT システムについて、課題解決策を提案し、デブリ除去システムのフィージビリティを示すことである。

そのために、まずデブリ環境の現状、デブリ対策の状況に関して背景として整理した後、デブリ除去の統合的システムを提案し、その検討上必要となる要件を明確化する。またデブリ除去実現のための課題について整理し、デブリ除去を実現するためのシナリオ、開発ステップを提案する。本論文では主に、既に軌道上にあるデブリを対象とする。今後打ち上げられる宇宙機の除去

や軌道上サービスに関しては、波及効果として扱い、デブリ除去の実現がそれらに対しどのような影響を与えるのかを考察する。そしてデブリ除去に必要な技術のフィージビリティについて明らかにする。

次に、二つ目の課題として、低コスト化に有望と考えられる EDT の実現可能性を検討する。EDT の課題およびその課題解決策を示し、EDT がデブリ除去に適用可能であることを示す。地上実験結果に基づく詳細数値計算を行い、課題解決が可能なこと、システム仕様の設定方法を示す。これらにより、200kg 級の相乗り可能な小型衛星という、欧米に比べ 1/10 以下の低コストデブリ除去システムを提案し、デブリ対策技術において世界をリードすることを目指す。

1.4. 本研究の構成

本論文の前半部分においては、二つの課題のうちの一つ目として、軌道上環境改善のために必要な、低コストデブリ除去システムの要求をまとめ、その開発方針を提案する。第2章ではまずスペースデブリ問題の状況について整理する。軌道上のデブリ分布、デブリ対策の現状、および現在の環境に基づき将来の環境がどのように予測されているかといった研究の背景を示し、除去の必要性について述べる。そしてどのようなデブリをどう除去する必要があるかという除去の要求、除去の対象、課題について整理し、除去実現のための条件、対応方針、開発ステップを提案する。第3章では軌道上環境改善のために必要な大型デブリ除去のためのデブリ除去システムのシーケンスを示し、必要となる各要素技術、およびシステム技術の課題を整理する。必要となる要素技術として、非協力接近技術、捕獲技術、デオービット技術についてそれぞれの課題を整理し、デオービット用の推進系が衛星システムや捕獲機構に大きな影響を与えること、および、デオービット用の推進系の一例として EDT 技術について述べる。そして EDT を利用した低コストデブリ除去システムコンセプトの提案を行う。第4章ではデブリ除去に必要な各技術、および衛星システムのフィージビリティについて述べる。

第5章からは、本論文の二つの課題のうちの一つ目として EDT システムの課題およびその解決方針について述べる。まず、捕獲技術や衛星システムに大きな影響を持つデオービット技術として、EDT 技術について構成や課題について述べる。そして課題解決策として、網状テザーや集束テザー等の切断しないようにするための方策、他の運用衛星に対する影響を低減するための方策や、衝突回避や制御落下の運用方法について提案する。第6章では EDT のシミュレーションによりデブリ除去システム実現の可能性を検証する。まず EDT の課題に対するシミュレーション結果を示し、EDT のダイナミクスを考慮して提案した解決策が実現可能であるか検証する。そしてその結果を用いて、システム要求仕様の設定方法や、EDT のデブリ除去システムへの適用性について示す。第7章はまとめである。

以上をまとめると、本論文の構成は図 1-1 のようになっている。

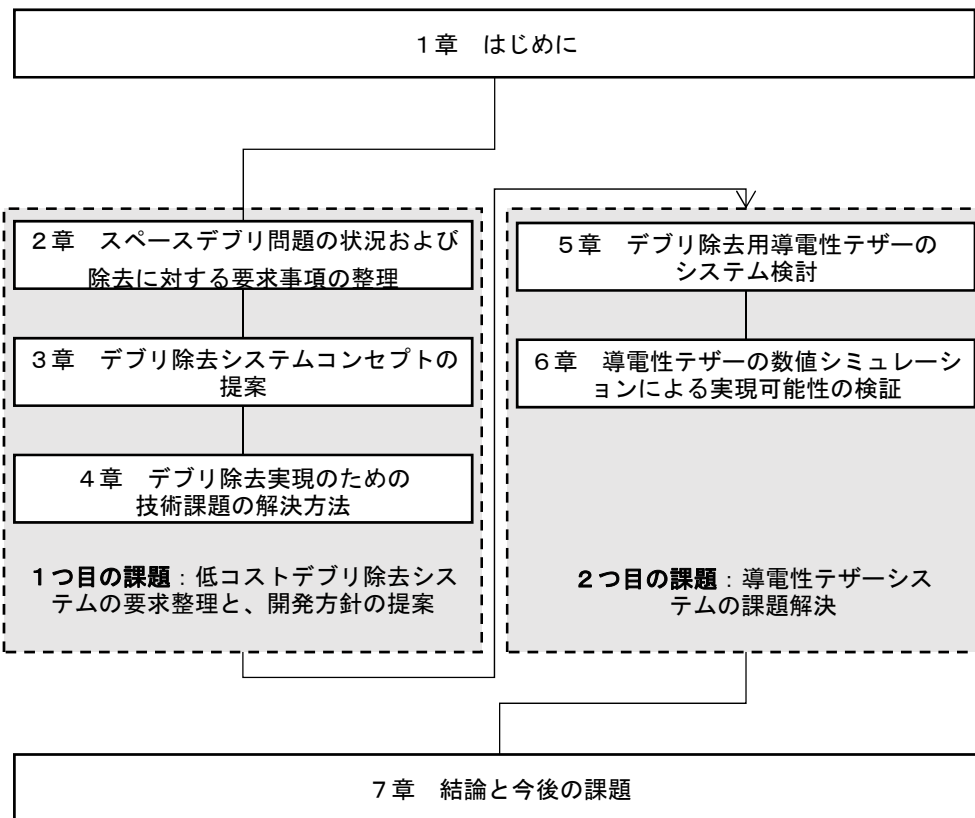


図 1-1 本論文の構成

第2章 スペースデブリ問題の現状および除去に対する要求事項の整理

本章ではまず背景としてデブリ問題の現状を述べた後、本論文の主題二つのうちの一目として、軌道上環境改善のために必要なデブリ除去の統合的システムを検討する上での要件を明確化し、開発方針を提案する。まずデブリ問題の現状や、デブリ問題をそのまま放置するとどのような問題があるのか、持続的宇宙開発のためには何が必要であるかについてまとめ、デブリ除去統合的システム提案に向けた考察を行う。そして、デブリ除去の対象や開発ステップ等を設定し、低コストのデブリ除去統合的システムを提案する。

2.1. デブリ問題の現状

デブリには使用済みの人工衛星やロケット上段だけでなく、ミッション遂行上宇宙機から放出された物体、爆発や衝突により発生した破片等、様々なサイズ、材質の物が存在する。2018年現在、カタログ化物体（地上から観測・追跡され、起源が同定されている低軌道（LEO）約10cm以上、静止軌道（GEO）約1m以上の物体。運用中の宇宙機約2000個を含む）は19000個以上[21]となっており（図2-1）、総重量は7000トンを超えるとされている（図2-2）[22]。1cm以上のデブリは50～70万個、1mm以上のデブリは1億個以上存在していると考えられている[23]。宇宙機もデブリも低軌道では秒速7～8kmで地球を周回しているため、デブリが衝突する場合は秒速10～15kmもの超高速で衝突することになる。そのため1cm級デブリが衝突すると宇宙機に壊滅的な破壊を与え、1mm級でもハーネス他クリティカルな部位に衝突すればミッション継続に支障をきたす損傷を与えるとされる。実際に衝突もすでに発生しており、1996年の仏衛星CERISEへの欧州ロケット上段破片の衝突や2009年の米通信衛星イリジウム33への露使用済み衛星の衝突等、カタログデブリの衝突は4回観測されている。その他にも、2017年ESAの衛星Sentinel-1Aでは電力低下と同時に姿勢変動、軌道変動が起こり搭載カメラで衝突痕が確認されたり、2013年エクアドルの小型衛星NEE-01 Pegasoや露小型衛星BLITS等、軌道が突然変動すると共に故障が発生する等、デブリとの衝突が疑われる事例が続いている。また例えばイリジウム通信衛星コンステレーションでは毎年約1機故障が発生している等、世界でも宇宙機の不具合等のイベントが発生しており、原因が不明のものはデブリの衝突が原因である可能性は否定できない。

図2-3、図2-4は、米国が観測して軌道を公開しているSpace Track[21]による、2018年9月時点の各高度における有効物体数（軌道高度毎の通過時間を考慮した物体数）である。このようにデブリの軌道高度分布は、低軌道、特に高度800～1000km付近が最も混雑している。静止軌道や、Global Positioning System (GPS)衛星等が使用する軌道周期12時間の軌道にもピークが見られる。デブリは特定の軌道傾斜角に集中しており、低軌道では軌道傾斜角が高いデブリが多いため、極付近においてほぼ前方から衝突する確率が高くなっている。それに対し、静止軌道や12時間軌道は軌道傾斜角が低い物が多く、軌道速度も低軌道に比べれば低いことから、密度の比以上に、衝突率は低軌道の方が高い。デブリが衝突すると、超高速衝突である故に単なる破壊に留まらず、爆発的な現象が発生する。特に、壊滅的破壊（Catastrophic collision）と呼ば

れる 40J/kg 以上の衝突の場合には、デブリ衝突の影響は宇宙機内部に留まらず四方八方に多数の破片が飛散するため、軌道上環境に大きな影響を与える[24]。数百 kg 級、数トン級の大型デブリ同士が衝突すると、10cm 以上級のデブリだけで数千個、1cm 級デブリは数十万個、それ以下の微小デブリはさらに多く発生すると考えられているため、軌道上環境保全のためには壊滅的破壊を防止することが特に重要である。

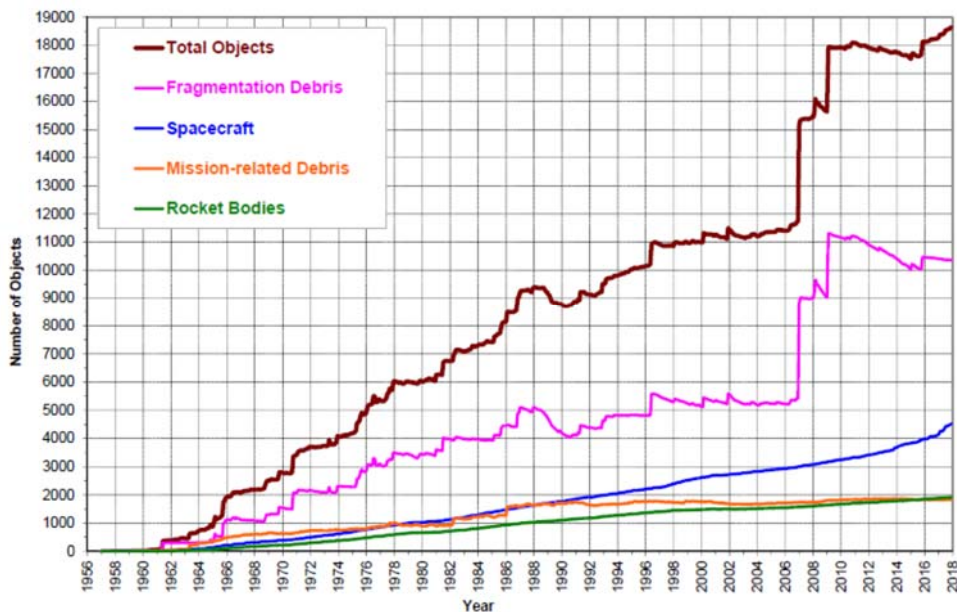


図 2-1 カタログ化物体の推移[22]

カタログ化物体とは、地上から観測・追跡されている、起源が同定されている物体のことで、運用中の宇宙機約 2000 個を含む。この他に起源不明物体等約 6000 個が追跡されているとされている。

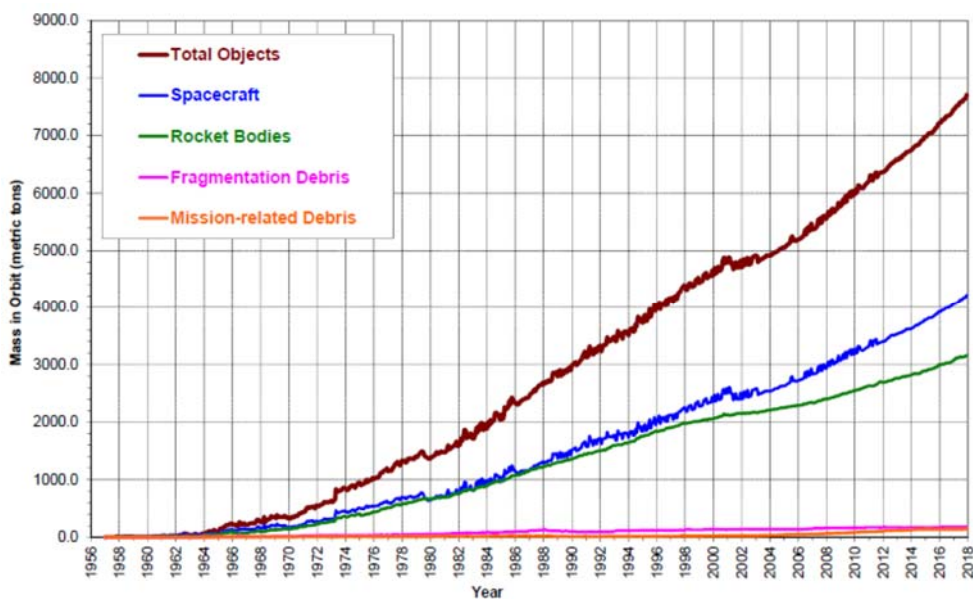


図 2-2 デブリ種類別による重量[22]

破片は数が多いが、質量は衛星・ロケット上段デブリがほとんどを占める。年々増加しており、抑制できていない。

破片も含めたカタログ物体は低軌道に広く分散し、特に衝突事故の起こった高度にピークがあるが、重量は大型のロケット上段デブリや衛星デブリが投入された軌道高度に多く存在している。ロケット上段デブリと衛星デブリの数は、それぞれ 2000 個程度、4000 個程度と、10000 個以上ある破片に比べて少ないが、質量はほとんどを占めている (図 2-2)。

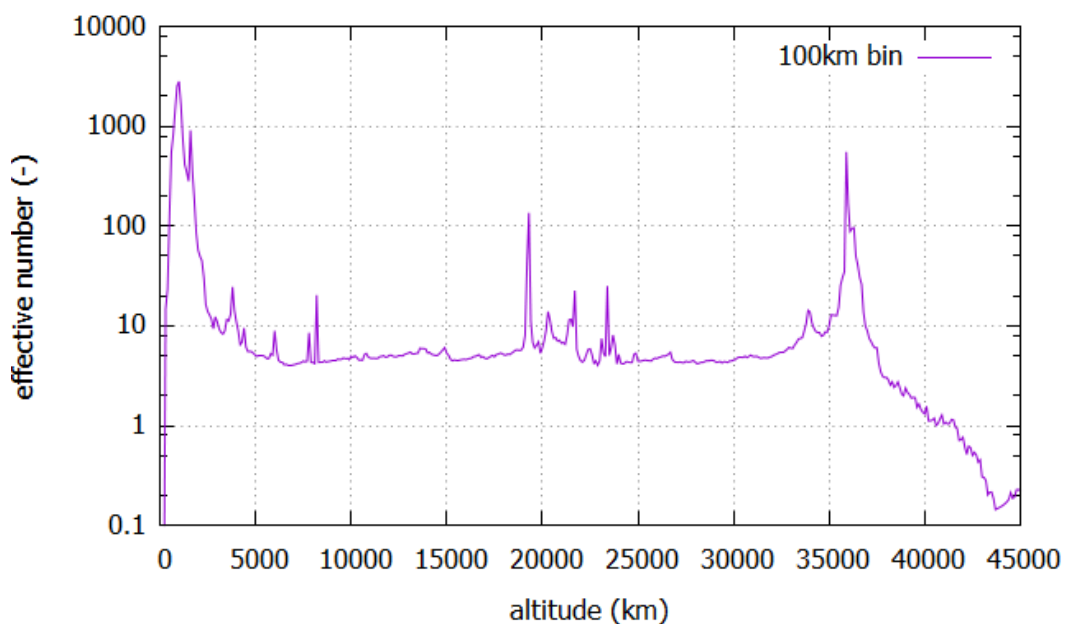


図 2-3 カタログ化物体の高度別分布 (LEO~GEO)

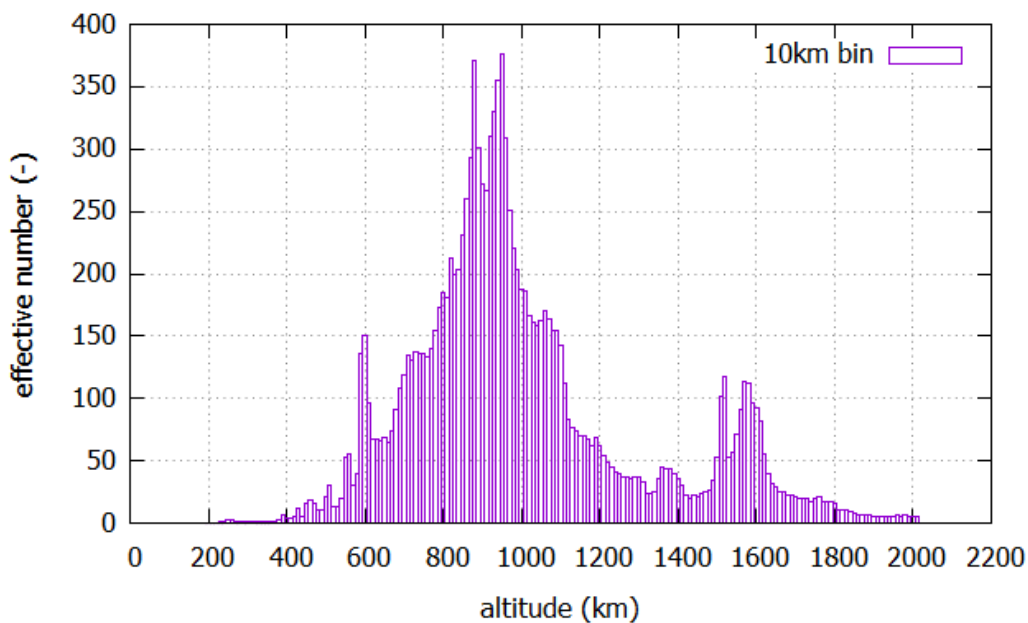


図 2-4 カタログ化物体の高度別分布 (LEO)

デブリ問題については、1967年に国際宇宙法学会(IISL)の総会で議論されたのを始め、1970年代には長友らが論文発表[25]、1981年アメリカ航空宇宙学会(AIAA)が声明書で警鐘をならし、国連宇宙平和利用委員会(UNCOPUOS)等で議論が開始されてきた。1993年には世界の主要な宇宙機関により国際機関間デブリ調整会議(IADC)が開催され、デブリおよびデブリ対策についての情報交換や議論を行い、デブリ低減策が検討されてきた。NASAは1995年にGuidelines and Assessment procedures for limiting orbital debris, NASA Safety Standard NSS 1740.14を発行し、爆発の防止や放出物の抑制、運用後の有用で高密度の軌道域からの軌道変換等を課してきた。我が国でも1996年に宇宙開発事業団(NASDA)においてデブリ発生防止標準NASDA-STD-18Aが発行され、宇宙航空研究開発機構(JAXA)に統合後はデブリ発生防止標準JMR-003として制定されている。その他、フランス国立宇宙研究センター(CNES)、ロシア、ESA等でも同様の発生防止標準が制定されている。また、IADCでは2002年にはデブリ低減ガイドラインが制定された[26]。IADCガイドラインの提出を受けて、2007年には国連宇宙平和利用委員会でデブリ低減ガイドラインが、2013年には国際標準化機構(ISO)でデブリ低減規格が制定された。これらのガイドライン等で、ミッション関連部品の放出抑制、破碎の防止、ミッション終了後の有用軌道からの離脱等の処置が推奨されるようになってきた。これまで発生されてきた破片の多くが破碎によって発生したものであることから、燃料の廃棄、バッテリーラインの切断等の破碎防止策が取られるようになってきているが、軌道上破碎は現在も継続しており防止できていない。長期的には、軌道上に残された物体の衝突により発生する破片が増加すると懸念されることから、有用軌道からの離脱が重要と考えられている。例えば静止軌道では、ミッション終了後に高度を約300km上昇させ墓場軌道に移動する手段がとられている。高度2000kmまでの低軌道に関しては、高度を低下させて大気抵抗により大気圏に再突入させることにより軌道寿命を制限することを主とする。一般的な宇宙機(面積重量比が $0.01\text{m}^2/\text{kg}$)であれば、高度650kmで25年程度、高度800kmだと200~300年程度、高度1000kmでは1000年程度の軌道寿命を有するが、ミッション終了後の軌道寿命を25年以下にすることが求められている(25年ルールと呼ばれる)。これらのデブリ低減策の効果については、デブリ数の今後の予測は推移モデルというモデルを用いて評価されている。デブリ推移モデルでは、低軌道10cm以上の物体の軌道を数百年にわたり伝播させ、衝突が予測される場合には破碎モデル[24]によりデブリを発生させることにより、今後のデブリ数を予測する。デブリ対策の有効性評価等には不可欠であるため、各宇宙機関独自のモデルを開発しており、日本ではJAXAと九州大学の共同研究により推移モデルNear-Earth Orbit Debris Environment Evolutionary Model(NEODEEM)を開発し運用している。25年ルールは、デブリ低減策が議論されていた1990年ごろに、推移予測によって、このまま宇宙開発利用を継続した場合はデブリの数が指数関数的に増加していくが、軌道寿命を25年以下にすれば今後のデブリ増加を十分下げられ、またそのデオービットに必要なリソースも許容できる範囲であるというバランスを考えて設定されたものである[27]。

また、微小デブリが衝突して宇宙機が故障すればこれらのミッション終了後のデブリ低減策

を実行できないことから、微小デブリが衝突しても故障しないように防護すること、例えばハーネス等の重要な部位を防護する等のデブリ防護対策も重要である。このように、今や宇宙機的设计段階においてもデブリ発生低減対策やデブリ防御対策が不可欠となっている。さらに、地上からの観測によりデブリとの衝突が予測される場合には、宇宙機が軌道変換能力を有していれば衝突回避運用も実施されている。大型のデブリが衝突すれば宇宙機が損傷を受けるだけでなく、多数のデブリを発生させる恐れがあるため、デブリを観測して軌道を予測し、衝突を回避することは重要である。国際宇宙ステーション（ISS）はこれまでに 20 回以上の衝突回避運用を実施したのに加え、衝突回避が間に合わないため宇宙飛行士が衝突に備えソユーズ宇宙船に避難したことも 4 回ある。無人衛星だと世界では 1 年間に 120 回以上の衝突回避運用が行われたとされている[28]。衝突回避のためには全世界で大規模な観測網が必要となっており、また宇宙機にとってもミッション中断等を伴う衝突回避運用は負担となっている。

図 2-1 のようにデブリ低減ガイドラインが制定された 1990 年代から 2000 年代頃はデブリの増加は抑制されていたかに見えたが、その後爆発や衝突が相次ぎ、依然として増加は抑制できていない。また重量は図 2-2 のように増加の一途を辿っていてデブリの増加は抑制できていないことが明らかであり、デブリ低減対策は取られるようになったものの、まだ持続的な宇宙開発利用が出来ているとは言いがたい状況である。

しかも、今後はすでに軌道上にあるデブリ同士の衝突によりデブリの数は自己増殖することが予測されている。軌道上においてデブリ同士が衝突すると破片が大量に発生し、衝突によるデブリの発生が大気抵抗によるデブリの減少の速度を上回ると、これ以上打ち上げを行わなくても、デブリの数が増加していく。この自己増殖（ケスラーシンドロームとも呼ばれる）が、すでに開始していると考えられている。図 2-5 は IADC における低軌道安定性に関するスタディ

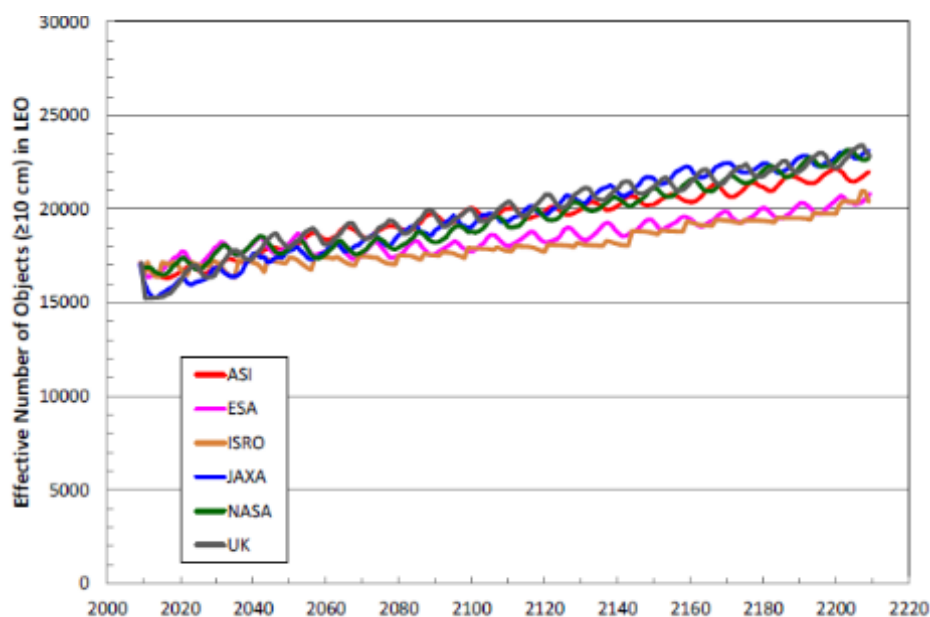


図 2-5 デブリ数の予測[2]

の結果である。NASA や JAXA を含む 6 機関が同一初期条件からの将来予測を行った結果、今後デブリ低減対策が十分遵守されたとしても（今後爆発は起こらない、ミッション終了後デオービットが 90%の割合で遵守される、今後の打上数は近年と同レベル、等とかなり楽観的な仮定をおいたとしても）、低軌道、特に 700~1000 km付近で今後 5~9 年に一度壊滅的な衝突が発生し、200 年間にわたりデブリの数が増加していく、という結果で一致した[2]。実際には軌道上の爆発事故も継続している上、現時点ではミッション終了後デオービットすべき宇宙機のうちミッション終了後デオービットを遵守している割合も 30~40%程度である[29]。さらに、今までは年間投入宇宙機数はせいぜい 100 機程度であったところ、近年は小型衛星だけで 100 機以上と小型衛星が急増しており、今後の打ち上げが増加すれば軌道上環境はさらに悪化する可能性もある。これから打ち上げる宇宙機に関しては、デブリの発生防止や衝突回避が当然必要であるが、それだけでは自己増殖は防止できない。図 2-6 のように今後一切の打ち上げをしない場合にも自己増殖が予測されており、NASA 等も同様の見解を示している[30]。衝突回避は運用衛星を防御するためには有効であるが、自己増殖を抑制するには十分ではない。衝突回避が実施できる運用中かつ軌道変換能力を持つ宇宙機はカタログ化物体の 1 割にも満たないためである。それに対し、既に軌道上にあるデブリの積極的除去（Active Debris Removal, ADR）を実施すれば、図 2-7 のようにデブリの増加を抑制することができる。図 2-7 は衝突率と重量の積が大きいデブリを毎年 1、3、5 個ずつ除去した場合の推移予測である。理想的に衝突率と重量の積の大きいデブリを除去できる場合、毎年 3 個程度除去できれば自己増殖を抑制できていることを示す。

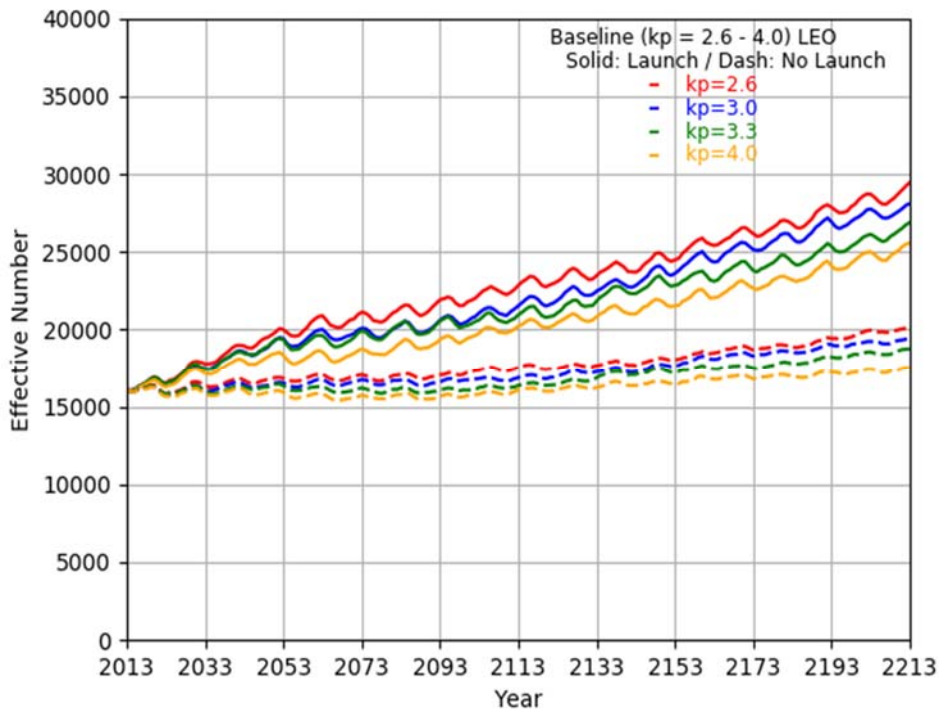


図 2-6 今後打上がない場合のデブリ数の予測

破線：今後打上がない場合のデブリ数の予測、実践：今後打ち上げる宇宙機の PMD 遵守率が 90%の場合。太陽活動によって増加率は変化するが、いずれの仮定でも増加することが予測されている。

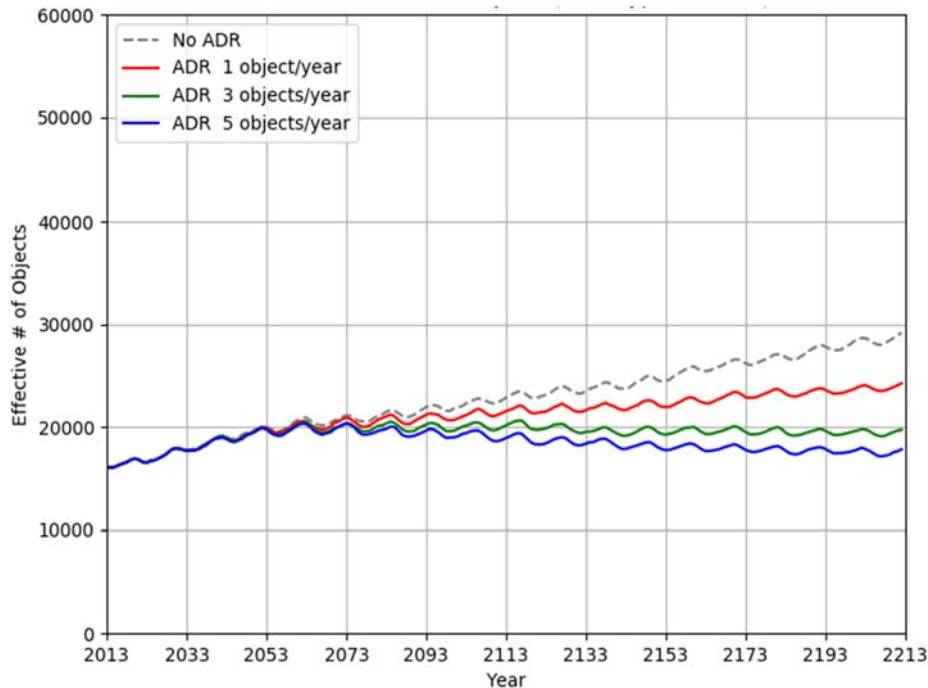


図 2-7 デブリ除去した場合としない場合のデブリ数の予測

デブリが自己増殖するといっても、図 2-5 のように 200 年で数割上昇するだけなら、今後も衝突回避運用を実施すれば問題ないという意見もある。しかし、推移予測は今後このように増加すると言う予測ではなく、あくまで平均的な増加傾向を示している。デブリの軌道はせいぜい数日程度しか精確には予測できないため将来の衝突を予測するのは困難であり、デブリ衝突は発生確率はまれだが発生すれば大きな影響を持つため、今後の軌道上環境を精確に予測することは不可能である。そのため、図 2-5 等は乱数の使用により衝突の有無を模擬するモンテカルロシミュレーションを行い、多数 (例えば 100 回) のシミュレーション結果の平均を示している。図 2-5 は、今後爆発なし、ミッション終了後デオービット (Post Mission Deorbit, PMD) 遵守率 90% という非常に楽観的な前提をおいたとしても、デブリが自己増殖する可能性が高いということを示しているのであって、これしか増加しないというわけではない。約 20 年前の予測結果では、現在のデブリの数は、参考文献[27]ではまだ 10000 個以下程度しかない予測になっていたように見えるが、実際には爆発・衝突の発生や打上の増加を受け、現在 23000 個を超えている。実際に衝突が起きれば 2、3000 個の破片が一気に増加し、もっと数が増加するケースもありうる。図 2-5 では平均的に、5～9 年に一度は壊滅的破砕が発生すると予測されているが、一度の壊滅的破砕により発生する 1cm 以上の破片は数十万個、1mm 以上の破片は数千万個とも予測される。発生したこれらの破片は、数百 m/s の相対速度を持って四方八方に飛散するため、その後の摂動もあって軌道全体に広がっていき、発生した後に除去することはもはや非常に困難である。破片は面積重量比が大きいため、大気抵抗により比較的早く落下するとはいえ、こ

これらの破片、特に、衝突回避も防御もできないクリティカルサイズのデブリが増加すると宇宙機にとって非常に危険である。またカタログデブリは衝突回避が出来ると言っても、破片デブリは精度良い軌道予測が困難であるため、衝突回避運用の回数が増えるとミッション運用にとって負担となる。またより小さいデブリ、多数のデブリを観測するためには、デブリ観測網も大規模化・高額化する。デブリ防護設計も宇宙機に負担を与える。デブリ衝突により故障した宇宙機のミッションを実行するためには、再度新規宇宙機を打ち上げるしかないが、故障した宇宙機がデブリとして軌道上に残されることにより環境はさらに悪化していく。

さらに今後はメガコンステレーションとも呼ばれる、数百～数千機の大規模衛星群も検討されている。数年前までは年間の投入宇宙機数は 100 機前後、運用宇宙機は 1000 機程度であったが、近年小型衛星が増加し、現在運用中の宇宙機は 2000 機程度となっている。しかしメガコンステレーションは一つのシステムだけで数百～数千機が想定されており、それらが実現すると軌道上環境は大きく変わる[31]-[34]。軌道上環境保全のためには、運用中の衝突回避やミッション終了後デオービットを確実に実施することが重要であるが、これまでと劇的に異なる低コストの衛星の故障率は高いことも懸念され、多くの故障衛星がたまと、その軌道における衝突が懸念される。図 2-8 は高度 1200km に 20 面の軌道面に各 50 機、合計 1000 機の宇宙機によるメガコンステレーションを想定した場合の物体数の予測である。2016 年から 30 年間の運用期間中、各衛星の運用寿命は 5 年として更新していくものと想定している。これらの衛星は 90% の確率でミッション終了後デオービットを実施したと仮定しても、運用中は物体数が大きく増加し、またメガコンステレーションの運用が終了した 2030 年以降もその影響が残り続けることが示唆されている。またミッション終了後デオービットの遵守率が下がると、デブリの数は大きく増加することが分かる。それに対し、デブリ除去が実現できれば、ミッション終了後デオービ

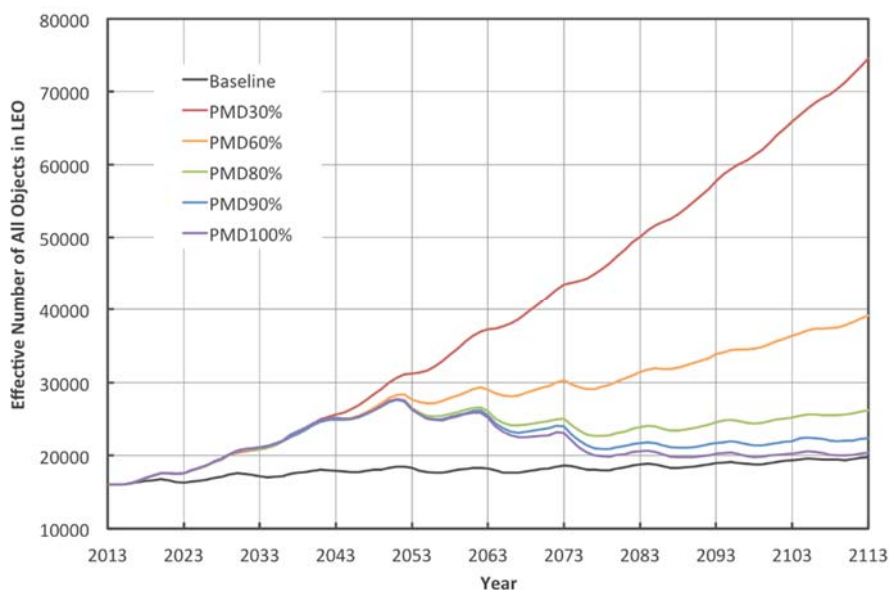


図 2-8 大規模コンステレーションを想定した推移予測例

メガコンステレーションのミッション終了後デオービット遵守率(PMD)が低いとデブリ数は大きく増加することが予測されている[34]。

ットの遵守率を上げるのと同様の効果が期待できる。特に、ミッション終了後デオービットに失敗してから5年以下等なるべく早期にデブリ除去ができれば、運用軌道の環境悪化を防ぐことができる[35]。

2.2. デブリ除去統合的システム提案に向けた考察

前項にて述べたとおり、デブリには様々な対策が必要となっているが、デブリのサイズごとに費用対効果を考慮した対策が必要である。表 2-1 は、サイズごとに取りうる対策を示している。現在は低軌道で 10cm 以上級、静止軌道で 1m 級のデブリが地上から追跡され、衝突回避運用が実施されている。観測技術の向上により、将来的には衝突回避もさらに小さいサイズに対しても実施することができるようになることが期待されているが、サイズが小さくなれば数はさらに増える。また、デブリの軌道予測においては、太陽活動に左右される大気密度や姿勢運動により変動する大気抵抗等、軌道予測誤差は完全にゼロにはできない。破片の場合は小さくて観測が難しい上、大気抵抗等の影響を受けやすく、形状や材質等も不明のため、特に予測が困難である。そのためせいぜい数 cm 以上級までが衝突回避が現実的なサイズと考えられている。もし、より小さいデブリまで観測し、軌道予測精度が悪いまま追跡するデブリの数が増えればそれ以上に衝突回避運用の回数が増え、宇宙機の運用に負担となる。また小さいサイズのデブリを追跡するための観測網も世界中に多数必要となる。

一方、1mm 以下等の小さいサイズのデブリ衝突に対しては、バンパーを設ける、冗長構成とする等、宇宙機にデブリ衝突耐性を持たせるデブリ防御設計が実施されているが、秒速 15km 程度で衝突するデブリの速度エネルギーは多大であるため、数 mm 以上のデブリを防御するのは、困難であると考えられる。有人宇宙機は 1cm 級のデブリ衝突まで防護できるものもあるが、通常の無人衛星にも同様のバンパーを設けるのはリソース的に難しい。光学系観測機器等、バンパーを設けることができないものもある。またメテオロイドは除去できないため、小さいサイズのメテオロイドが衝突する可能性を完全になくすことはできず、一定以上のデブリ防御設計はいずれにしろ必要である（大きなサイズに関しては、メテオロイドの衝突フラックスよりもデブリのフラックスの方が高くなっているため、メテオロイドの衝突は無視できるが、微小サイズに関してはメテオロイドの衝突フラックスは無視できない）。

このように、ある程度大きいデブリは衝突回避し、小さいデブリはバンパー等により防護することが有効であるが、その間のクリティカルサイズのデブリについては、衝突回避することも防護することも困難であるため、発生を防止することが重要となる。衝突回避も防護も出来ないクリティカルサイズデブリの発生源は、主に爆発および衝突である。そのため、爆発および衝突の危険性を有する大型デブリを混雑軌道に残さないことが重要となる。しかしすでに軌道上に存在するデブリに対しては、大気抵抗で減少していくのを待つか、積極的に除去するしかない。

デブリ除去は、それ自体が目的ではなく、今後継続的に宇宙開発利用が実施できることが目的である。そのため、全てのサイズのデブリを除去する必要があるというわけではなく、トータルのバランスを考えた上で費用対効果の高い対策を実施していく必要がある。まず微小デブリ等

破片サイズのデブリについては、1mm 以上のデブリは一億個以上あるとされており、軌道が分散しているため、一つ一つ除去するのは効率が悪い。例えば大面積低密度のスーパーを軌道以上に投入して衝突してきた微小デブリ捕捉するアイデアが提案されてきたが、意味のある数のデブリを除去するためには数百 km² 以上の非現実的な面積を必要とする[36]。また地上あるいは軌道上からレーザーを照射し、アブレーションを起こして除去する手法が検討されているが、小さいデブリほど検出や追尾が困難である。地上からの検出および追跡は距離が遠いことや大気の揺らぎの影響もある。またアブレーションを起こしてデブリの軌道を変換するためには大出力のレーザーを必要とするため、軌道上で対処するには電力的、熱的な問題が大きい。またデブリは超高速で運動しているため、精確に照射するのが困難であり、運用衛星に誤って照射しないための高信頼性や、宇宙兵器とみなされないような国際調整も不可欠であるため、継続的な実現はすぐには困難と考えられている。カタログ化破片を除去して衝突回避の回数を減らすためには、数千個以上の破片除去を実施しないと効果が明らかにならない。破片の軌道寿命は比較的短いから、カタログ化破片を除去するよりは衝突回避をより効率的に実施すること、および破片を発生させないことに注力した方が効率がよい。また微小デブリについても、除去よりも防御の効率化および発生防止に注力した方が効率がよい。クリティカルサイズのデブリは、現状は衝突する確率が低いからリスクとして許容し、これ以上の発生を防止することが重要である。そのため、将来のこれら破片の発生を防止するために、混雑軌道の大型デブリを除去することが効率的である。

ただし、デブリの衝突リスクは、現時点では混雑軌道の大型デブリでも、年間 0.1%程度以下であり、除去せずとも大気抵抗により軌道降下してやがては大気圏突入するデブリも多い。衝突して破片をばら撒いたとしても、発生した破片が二次衝突する可能性は、数年～数十年後に発生する可能性があるという程度であり、今後確実に衝突するというデブリは見極めが困難である。ケスラーシンドロームで衝突の連鎖が懸念されていると言っても、数十年、数百年かけて増加していく長期的な現象であり、ひとたび衝突が発生すれば発生した破片が次々に衝突して宇宙空間が使用できなくなる、というような急激な現象ではない。実際、イリジウム衝突事故や中国の衛星破壊実験により、5000 個以上のカタログ化破片が発生したが、10 年経ってもそれらの破片の二次衝突は観測されていない（小さな破片が衝突している可能性はあるが、地上から追跡できていないため、特定できない）。一つ一つのデブリの衝突率はそれほど高くはないが、数がたくさんあること、長期軌道上に留まることにより軌道上全体の環境悪化が懸念されている。そのため、大型デブリと言えど、特定のデブリについてどうしても除去しなくてはならないというわけではない。デブリを数個除去しただけでは統計的に効果が確認できない上、デブリ除去を例えば年間 5 個ずつ等継続的に実施したとしても、それでも衝突は発生し得るし、デブリ衝突による損害がゼロにできるわけではない。一回の衝突を防止するためには 10～50 個のデブリを除去しないといけないとの指摘もある[36]。デブリを多少除去してもその効果はすぐには分かりづらく、継続的に多数を除去しないといけないため、費用対効果を十分考慮する必要がある。

表 2-1 デブリのサイズごとに考える対策とその評価

◎：重点的実施、○：実施、△：費用対効果による、×：費用対効果が悪い

デブリ種類 対策	微小デブリ（～数 mm）	クリティカルデブリ（数 mm～数 cm@低軌道、数 mm～@静止軌道等）	カタログ化破片（10cm～@現在、2cm～@将来）	大型デブリ（衛星・ロケット上段等）
防護	◎なるべく効率のよい防護要	○なるべく損傷低減する技術	×エネルギー的に不可能	×エネルギー的に不可能
運用衛星による衝突回避	×観測・軌道予測困難	△観測・軌道予測困難	◎すでに実施されているが、より効率的な手法（真に必要なときのみの実施）要	
デブリ軌道変更による衝突回避	×観測・軌道予測困難	△費用耐効果が悪い、効果限定的（微小デブリ追跡等のコスト高に対し損失小）	△費用耐効果が良ければ（デブリ軌道変換コストと救える損失との比較）	△費用耐効果が良ければ（効果は大きい、軌道変換は困難）
発生防止	△費用耐効果が良ければなるべく発生防止。ジェッタは防止困難	○ミッションデブリ等はなるべく発生防止 （◎宇宙機・大型デブリの爆発・衝突防止により発生防止）	◎爆発防止・ミッション終了後デブリは破片デブリ発生低減効果大	
除去	×レーザー、スイーパー等による除去は費用耐効果が悪い	△レーザー、スイーパー等による除去は費用耐効果が良ければ	△レーザー等による除去は費用耐効果が良ければ	◎衝突等による破片デブリ発生低減効果大
（備考）	軌道寿命は短い。観測機器等にとってはクリティカルなので、なるべく低減するが環境悪化の支配的要因ではない。メテオロイド衝突は避けられない	衝突回避も防護も困難のため運用衛星にとって一番の脅威だが壊滅的破砕は起こさない。一度の壊滅的破砕で数十万個発生のため発生防止が効果的	衝突回避が可能。一度の壊滅的破砕により数千個発生。大型物体に衝突すれば壊滅的破砕を起こすのでなるべく衝突防止が必要	衝突回避が可能。カタログ破片以上に影響大。一度の破砕でクリティカルデブリを数十万個発生させる主発生源のため、爆発・衝突防止が重要

2.3. デブリ除去統合的システムを検討する上での必要条件

前項ではクリティカルサイズのデブリ発生防止のために、その発生源である大型デブリの爆発・衝突防止が重要であることを述べた。デブリ対策を検討する上では費用対効果、トータルでのバランスを考慮することが重要であり、やみくもにデブリを除去すればよいというものではない。ではデブリ除去の要求とは何か？ここではデブリ除去の統合的システムを検討する上での必要条件について検討する。

デブリ除去の最終的な目的は何であるかと言えば、コストに帰着すると考える。デブリの数を抑制しなくてはならない理由は、デブリ衝突による損傷あるいは衝突回避等のデブリ対策コストを低減するためである。そのため、デブリを除去しようとして別のサイズのデブリを発生させて、トータルのコストが高くなってしまいうのでは意味がない。図 2-5 や図 2-6 ではデブリの自己増殖によりカタログ化デブリの増加が懸念されていることを示した。しかし、だからと言ってカタログ化デブリを除去しなくてはならないというわけではない。参考文献[27]等では、20 年以上前から 25 年ルールを導入してもデブリの数は増加することが予測されていたが、許容可能であるとして、費用対効果を考えて 25 年ルールが策定された。カタログ化デブリが増加すること自体が許容できないわけではなく、爆発・衝突によって大量の破片が発生し、クリティカルデブリによる宇宙機の損傷コストも含めた、トータルのデブリ対策コストが増加することを防止する必要がある。デブリ対策のコストは多岐に渡るためその算出は非常に困難と言われているが、衝突回避も防御もできないデブリ衝突により発生するコストの試算として、例えば Braunschweig 工科大学によるものがある[37][38]。それによれば、デブリ衝突による宇宙機の損害コストは、このままこの問題を放置すると 2200 年時点で累積 120B ドル程度と予測されている。これはデブリの衝突により失われる宇宙機のコストだけであり、それ以外にも、衝突回避運用のためのコスト、運用を停止した間得られなかったデータによる損失、地上観測網整備費、宇宙観光等今は存在していないが将来実現するはずだった新規ビジネスが出来ない損失等、様々なコストが存在する。これらのコストの算出は非常に難しいが、デブリの増加に伴いコストが年々上昇していくと、他のインフラと比較して宇宙開発利用の優位性が低下し、宇宙開発を継続できなくなる恐れが生じる。参考文献[37]では、デブリ除去のコストを一機あたり平均 140M ドルと想定しているため、除去のコストが他の対策あるいは将来の損害額よりも上回っているが、除去のコストが大幅に低下できれば、損益分岐点は近い将来にすることが示唆されている。例えばデブリ除去コストを 1/10 の平均 14M ドルとできれば、低減のコストと同等レベルにでき、損益分岐点は数十年後になる。

このように、デブリ除去のコストが高く、デブリ衝突による損傷時に新たな宇宙機を打ち上げる等のデブリ除去しない場合のコストの方が安いのであれば、デブリ除去は実現しなくてよいことになってしまう。しかしデブリ対策のコストは年々上昇していく。デブリ除去を実施せず、デブリ対策コストが非常に増加してから、すなわちデブリ衝突により微小デブリが大量に発生してから対策を取ればよいという考えだと、微小デブリを除去する費用が許容できないほど高額、あるいは手遅れとなり、宇宙開発利用を継続できなくなる恐れがある。デブリ除去を実施す

ることにより、将来除去しない場合よりデブリ対策コストを安くできるなら、一時的には高くついても除去は実施するべきといえる。デブリ低減も同様に、将来のデブリ対策コストを低減するために有効な手段であって、かつ現在許容できるコストで実現できる対策が、デブリ低減ガイドラインとして制定されている。図 2-9 の左図は、デブリ除去のコストが高い場合で、デブリ除去しない場合のデブリ対策コストをデブリ除去した場合のコストが上回るのは、遠い将来になってしまう。それに対し、デブリ除去のコストが低くできれば、その損益分岐点は近い将来にすることができ、デブリ除去を行う根拠となる。デブリ除去の損益分岐点を早期にするために、また宇宙開発利用のために継続的に必要な維持コストを抑制するために、デブリ除去は低コストである必要がある。

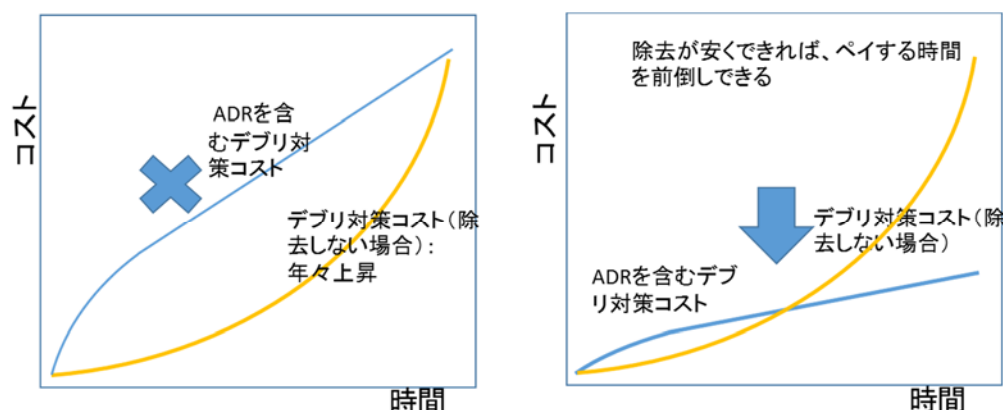


図 2-9 デブリ除去の有無によるデブリ対策のコスト

デブリ除去 (ADR) コストが高いと (左図)、除去しない場合のデブリ対策コストの方が長期にわたって低くなるため、除去しない方がよいということになる。ADR コストが低いと (右図)、除去する方がデブリによる累積コストを低下できるため、一時的に高くついても除去をすべきだということになる。

現在のデブリ対策コストはまだ許容可能なので、デブリ除去はしなくても大丈夫という考えもある。しかし、宇宙機に与える損害の主な原因である微小デブリの正確な状況や発生モデルはまだよく分かっていない。図 2-10 は NASA のデブリ環境モデル Orbital Debris Engineering Models (ORDEM) 3.0 および ESA のデブリ環境モデル Meteoroid and Space Debris Terrestrial Environment Reference (MASTER) 2009 による高度 800km、軌道傾斜角 98 度におけるデブリサイズ毎のフラックスである。mm サイズのフラックスは、地上からの観測が困難であるため不確実性が高く、ESA からの契約で Braunschweig 工科大が開発する MASTER2009 よりも NASA の ORDEM3.0 モデルの方が 100 倍近く大きい。また参考文献[39]ではロシアによるデブリサイズ毎の推移予測結果が示されている。このモデルでは、10cm 以上級デブリが 3 倍程度上昇する間に、mm サイズデブリは十倍以上に増加することが予測されている。このように現状は微小デブリの状況が不明確だが、増加が確認されてからデブリ除去に取り組むのでは手遅れになってしまうことから、なるべく早めにデブリ除去を開始する必要がある、そのためにも低コストが必要となる。デブリ除去は持続的宇宙開発に必要な維持費用であると考えられる。デブリ低減も同様に、将来のリスク低減のために現在コストをかけて環境を保護しようというものであり、初期はなかなか受け入れられなかったが、現在はその重要性が認識されるようになってきている。

デブリ除去も、デブリ低減と同程度の費用対効果であれば受け入れるべきと考えられる。米国等も、デブリ除去は技術的には可能であるが、コスト的に成立しない、と主張しており、デブリ除去の技術を開発すればよいのではなく、低コストのデブリ除去技術が必要となっている。

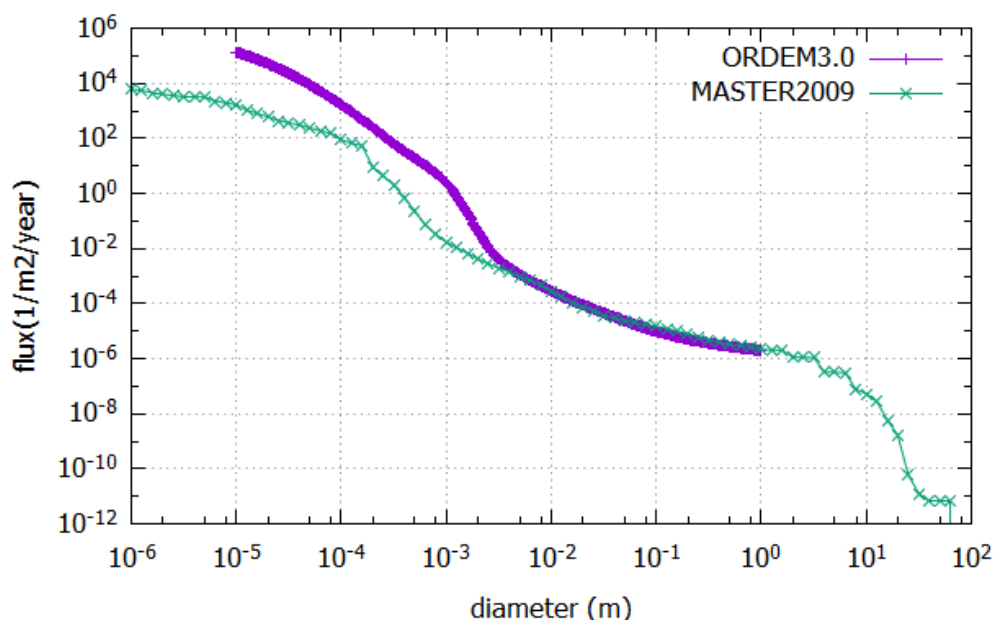


図 2-10 デブリサイズ毎のフラックス

NASA の ORDEM3.0 モデルは ESA の MASTER2009 モデルより mm サイズ付近のフラックスが 100 倍近く高い。

2.4. デブリ除去の要求事項

上記を踏まえ、デブリ対策コストを低減するためのデブリ除去の対象およびその実現方針として、表 2-2 のように設定する。理由については以下に述べる。

表 2-2 優先すべきデブリ除去の対象と方針

	優先すべき除去対象、方針	その他の候補
サイズ	大型デブリ	微小デブリ
軌道	低軌道の混雑軌道	静止軌道、中間軌道等
対象・種類	ロケット上段デブリ	衛星デブリ、破片デブリ
除去方法	デブリ除去衛星	スウィーパー、レーザー照射等
除去数	年間 5～10 個程度 あるいは既存デブリの 100～150 個程度	危険なもの数個では不十分であるが、一方で全カタログ化物体を除去する必要はない
除去先	十分低い高度（高度 650km 以下等） あるいは大気圏突入	高度 2000km 以上へのリオービットあるいは高度を数十 km 低下
範囲	限定的（低コスト、失敗のリスク）	汎用（高コスト）

除去すべきデブリのサイズ

前述のように、大型のデブリは現在追跡され衝突回避運用が行われていることが多い
ため、実際に宇宙機に被害を与えるのは衝突回避や防御ができないクリティカルサイズ
のデブリであるが、これらのデブリは多数あるため効率が悪い。それに対し、大型デブリ
同士が衝突すると多数の微小デブリを発生するため、衝突の可能性の高い大型デブリを
まず除去すべきと考えられている。微小デブリ除去の手段が実現すればもちろんよいが、
微小デブリだけを除去しても大型デブリの衝突が発生すればまた大量に微小デブリが発
生するため、根本的な問題解決としては軌道上に蓄積した重量を減少させる必要がある。
図 2-1 1 は、年間 5 個ずつ、大型デブリを除去した場合、破片だけを除去した場合の推
移予測である。破片だけを除去した場合でも、除去した数の分だけデブリ数は減少する。
また除去した数の分だけでなく、除去したことにより衝突が防止され、発生するはずだ
ったデブリの数が低減できるため、破片デブリを除去した場合でも除去した数以上の減
少が期待できるが、大型デブリの方がより多数のデブリを発生させるため、大型デブリ
を除去した方が効果大きい。この推移予測は 10cm 以上の物体の数についての予測で
あり、問題となる mm サイズデブリの推移については現状確度の高い予測は困難である
が、10cm 以上のデブリが多い場合 mm サイズのデブリも同様に多いと想定される。

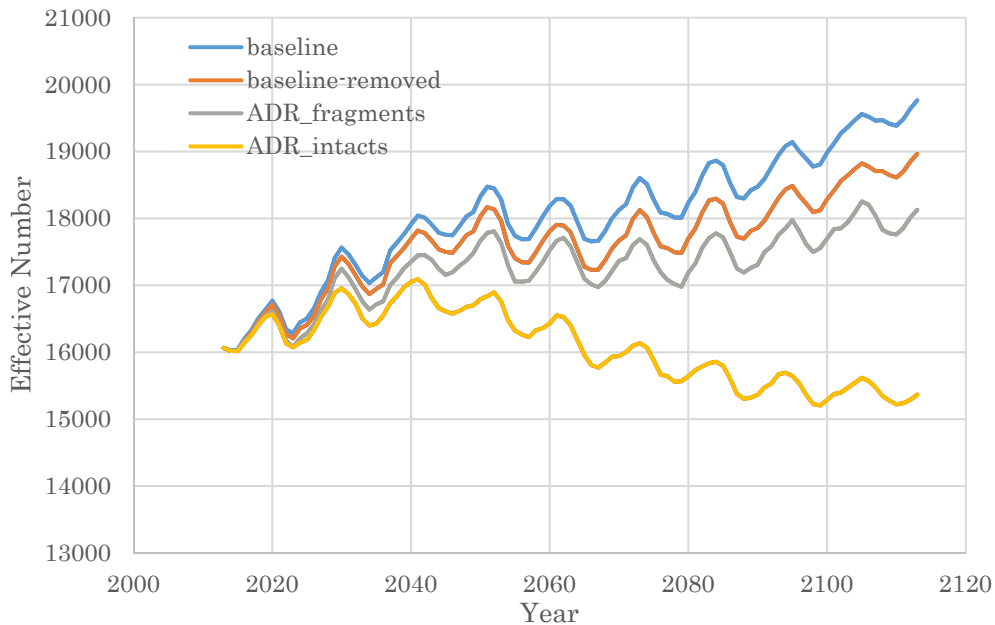


図 2-1 1 デブリ種類による除去効果の推移予測

大型(intact)デブリを除去した場合、破片(fragments)だけを除去した場合より効果が高い。除去しない場合
(baseline)と比べると、種類に関わらず除去した分だけ全体の数は減少する (baseline-removed) ため、
そこからの減少分が除去したことによる効果となる。

軌道

低軌道では5年から9年に一度の壊滅的衝突が予測されており、静止軌道より低軌道が緊急の対策が必要とされている。特に、衝突が多数発生すると予測されている混雑軌道（700～1000 km付近、太陽同期軌道や軌道傾斜角 83 度付近、74 度付近等）からの除去が必要と考えられている。図 2-1 2 は今後衝突が発生すると予想されている軌道である[40]。これらの衝突により、高度 700～1000 km 付近で特にデブリの増加が懸念されている（図 2-1 3）。静止軌道や 12 時間軌道はデブリ密度も軌道速度も低軌道に比べれば低いことから、衝突率は低軌道より低い。静止軌道では今後 100 年間に 1、2 回程度の衝突が予測されている。ただし静止軌道には大気抵抗がなく、発生したデブリは長期間軌道上に留まることから、衝突が発生しないようにすることは重要である。これまでも爆発が数回観測されており、一度でも衝突が発生したら静止軌道が使用困難になるわけではない。ただし、静止軌道では特定のデブリが繰り返し接近することにより、運用衛星に衝突回避の負担を与えており、衝突回避の負担を低減するためにデブリ除去が必要という意見もある。また静止軌道の方が商用化が進んでいることや、静止軌道のデブリを除去した場合にそのスロットが有効活用できるという視点から、ビジネスという観点では有望であると考えられる。

除去の対象・種類

推移モデルを用いた研究が多数行われている（[41]-[43]）。衝突率×重量が大きいものは発生させる破片の数の多いものという指標になるが、高度が低い場合は破片が発生しても比較的すぐに落下することから影響は限定的であり、影響が長期的に残る高度から

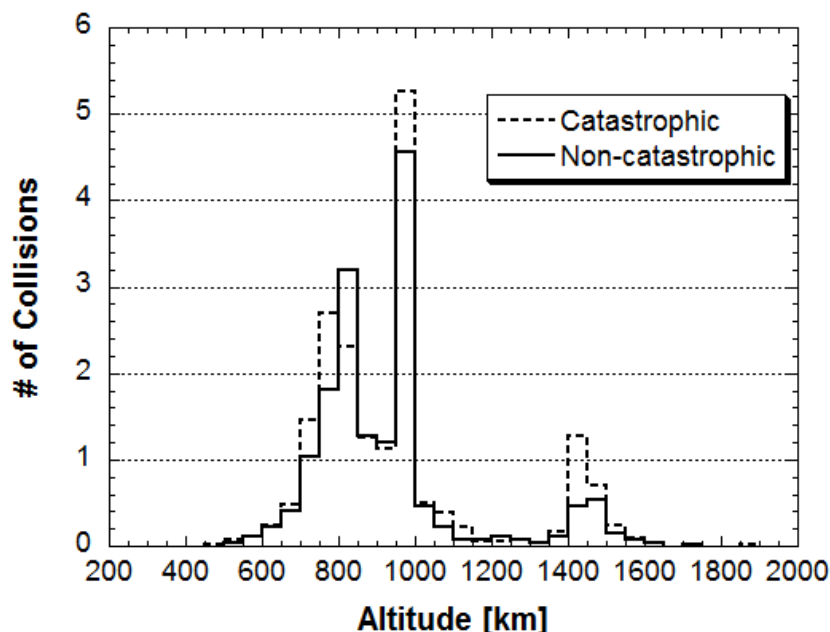


図 2-1 2 今後 100 年に予測されている軌道高度別衝突回数[40]

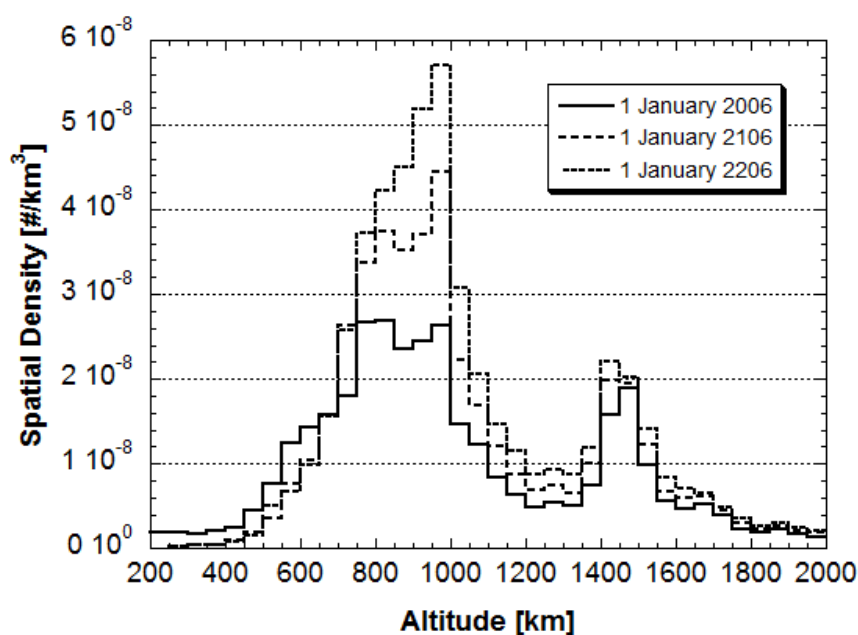


図 2-13 今後増加が予測されている高度分布[40]

除去すると効果が高い。将来発生する破片の数によるその発生起源のランキング[41]や、衝突の確率とその影響度を指標としているもの[42]、軌道高度や傾斜角によるインデックスを提案しているもの[43]等、様々な指標が提案されている。これらの指標において、いずれも混雑軌道にあるロケット上段デブリもしくは衛星デブリという大型デブリが除去すべき対象と考えられる。使用するモデル、データベースや評価手法等によって除去指標の順位は変動する上、少数のデブリを除去してもあまり環境改善効果はなく、継続的に多数のデブリを除去しないといけないことから、細かい順位に意味はなく、混雑軌道にある大型デブリ群がデブリ除去の対象となる。

図 2-14 は今後毎年衝突率×重量の大きい物体を年間 5 個ずつ除去した場合に除去された物体の国別数である。現在軌道上にある物体の中から除去すべき対象と判定された約 300 個の内訳を調べると、米露の宇宙機が多数を占める。そのため日本一国だけ除去を実施しても、環境改善効果はほとんど見られず、対処には国際的な取り組みが不可欠である。

衛星とロケット上段デブリは数としては衛星デブリが約 4000 個、ロケット上段デブリが約 2000 個であるが、重量的にはほぼ同程度存在している。そこでデブリ除去の対象としては、技術的難易度や機密性の問題からまずはロケット上段を提案する。ロケット上段の方が衛星デブリよりも適する理由として、下記のような点が上げられる。

- デブリ除去の効果が高い
 - ロケット上段は重量が大きいものが多く、毎年 5～10 個レベルを除去する場合には、ロケット上段を除去した方が環境改善効果が高いという報告がある[44]。

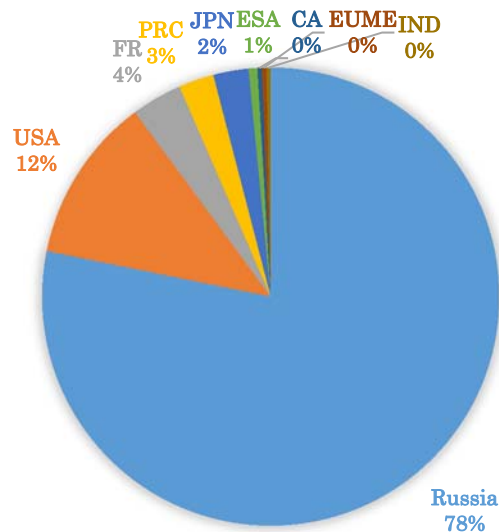


図 2-14 国別除去対象デブリ

- ロケット上段は形状が円筒形に近い似通った形状が多い
 衛星デブリは片翼太陽電池パドルや両翼パドル等、様々な形状があり、それぞれにあった捕獲方法を検討するのが困難である。それに対しロケット上段は形状が似通っており、衛星搭載部やノズル等、共通に検討できる部位を持っている。ほぼ同等の形状であるロケット上段のシリーズも多数軌道に残存している。
- 軸対称であるため、複雑なタンブリング等の姿勢運動を起こさない
 衛星デブリは三軸非対称であったり、長いパドルが空気抵抗や太陽輻射を受けて回転が励起され、複雑な回転運動をしているものもあることが報告されているが、ロケット上段デブリはほぼ軸対称であることが多いため、その姿勢運動はフラットスピンのみである。
- 衛星と違って長いパドルやアンテナ等接近の障害となる付属物を有さない
 長いパドルがあり回転している場合は、接触しないようにタイミングを図って接近する必要があるが、パドル等がないため、接近が比較的容易である。
- 視認性が安定している
 多層断熱材(MLI)で覆われている角型の宇宙機と違い、相対姿勢運動により見え方が急激に変動することが少ない。

- 渦電流による回転停止効果がある
金属製のタンクを有する場合、地磁場との干渉で、姿勢運動により発生した渦電流による回転停止効果が期待できる[45]。
- 機密性の問題が比較的少ない
軍事衛星等と異なり、ロケット上段であれば外観も公開されていることが多いため、他国が接近することが許容されやすいと考えられる。
- 落下溶融の問題がないロケット上段もある
大型のデブリは地上落下が問題となるが、小型のロケット上段には、落下中に大部分が溶融するため制御落下が不要と考えられるものがある。例えばロシアロケットCOSMOS-3M (SL-8) は、軌道上に300個近く存在しているが、ロシアは溶融すると主張している。実際に今までに300個近くが落下しているはずだが破片が地上で発見されたと言う報告がない（他のロケット上段は地上落下が報告されている例がある）。

・ デブリ除去の方法

前述の通り大面積低密度材料（スーパー）による除去や地上あるいは軌道上からのレーザー照射等による除去も提案されているが、これらの手法でロケット上段デブリのような大型のデブリに対処するのは現状ではエネルギー的に困難である。そのため、大型デブリを除去するためにはデブリ除去衛星を軌道に打ち上げ、接近して混雑軌道から除去することが必要と考えられる。また大型のスーパーや軌道上のレーザー照射衛星等を軌道に投入すると、それらが万が一故障した場合等には大型のデブリとなってしまうことから、なるべく規模の小さいデブリ除去衛星が望ましい。

・ 除去の数

大型デブリ除去の目的は、前述の通りクリティカルサイズのデブリの増加防止であるため、その発生源である大型デブリを除去する場合、必要除去数の明確化のためには本来クリティカルデブリの数を観測して議論する必要がある。しかし前述の通りその計測は困難であるため、当面はカタログ化デブリの数を目安とせざるをえない。カタログ化デブリもクリティカルサイズのデブリも、その発生源は大型デブリの爆発・衝突であるため、カタログ化デブリの数が増加している状況においては、クリティカルサイズのデブリも増加していると類推されるためである。将来的にクリティカルサイズのデブリの数についての知見が向上すれば、除去数も修正していく可能性はあるが、まずはカタログ化デブリの数を維持することを目標とする。

必要な除去デブリの数は、今後の打上やミッション終了後デオービットの遵守率等に大きく依存する。図 2-1 5 は今後も過去 8 年と同等の打上が継続する場合において、衝突率と重量の大きいデブリから、年間 2、5、8 個除去した場合の今後の推移予測である。カタログ化されている 20000 個以上のデブリを全部除去する必要はなく、混雑軌道の大型デブリを年間 5~10 個程度除去すれば現状の環境を維持可能と考えられている。また、図 2-1 6 は現在あるデブリのうち、混雑軌道の 100 個を除去した場合の推移予測を示している[46]。例えば高度 1000km、軌道傾斜角 83 度付近に多数密集しているロケット上段デブリを 100 個除去した場合、増加を大きく抑制できている。すなわち、今すでに軌道上にあるデブリから 100~150 個程度、今後も今までどおり打ち上げを継続する場合には、年間 5~10 個程度の大型デブリを除去すれば今後の増殖をかなり抑える

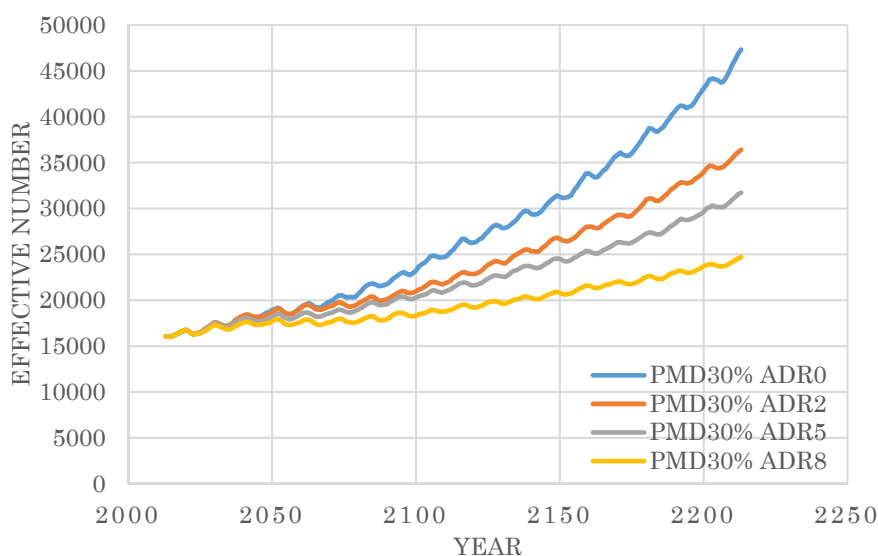
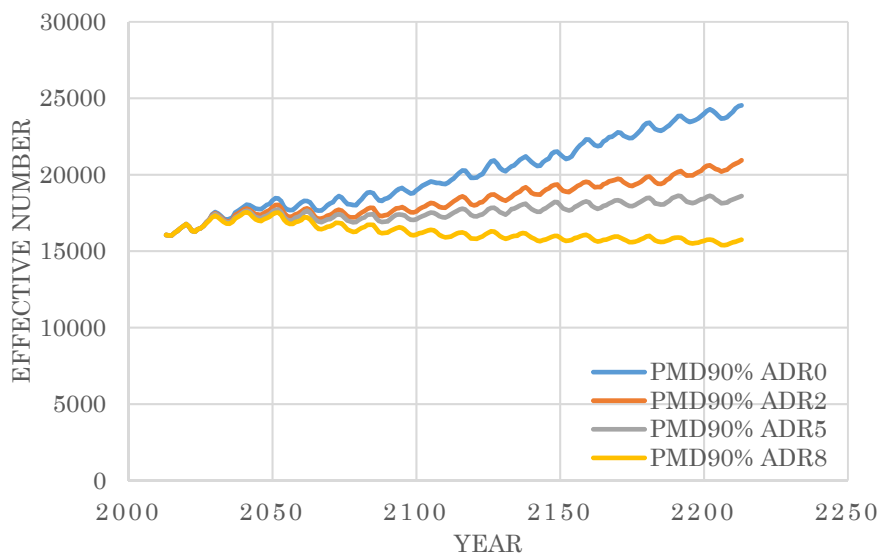


図 2-1 5 デブリを年間 2 個、5 個、8 個除去した場合の推移予測
上：PMD90%の場合、下：PMD30%の場合。PMD 遵守率が悪いと除去数が多くても増加する。

ことができると考えられている。このように、一番危険なデブリを1個だけ除去すればいいのではなく、継続的に大型デブリを除去しないといけないことから、どのデブリが一番危険であるかにこだわる必要はない。また、継続的にデブリを除去しないといけないので、技術的に難易度が高いデブリは後回しにすることも考えられる。様々な対象がありうるため、全てのデブリに最適な手法を追求する必要はなく、デブリに応じて手法は変更することを想定する必要がある。

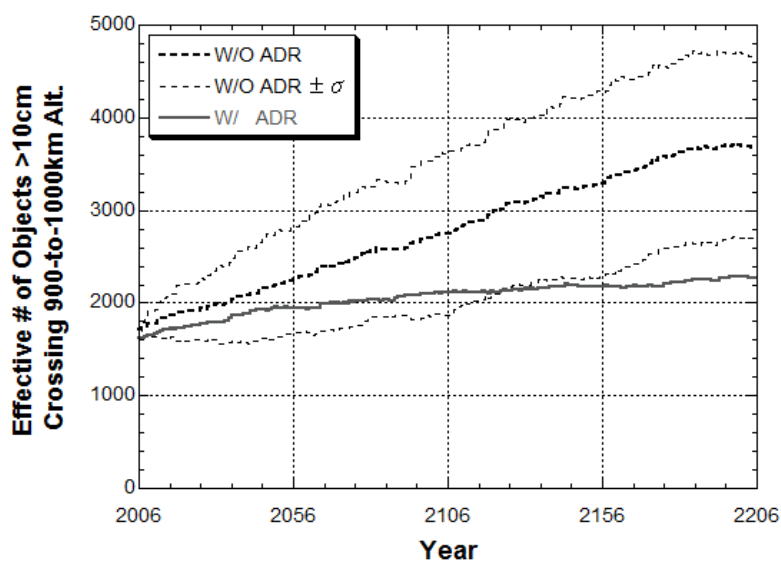


図 2-16 100個のデブリを除去した場合の推移予測

高度 1000km、軌道傾斜角 83 度付近のロケット上段 100 個を除去した場合、除去しない場合に比べてデブリ数の増加を大きく抑制することができる[46]。

除去先

低軌道の場合、デブリ除去のためには、混雑軌道のデブリを衝突確率が十分低い軌道まで低下させることが必要である。現在のデブリ低減ガイドラインでは高度 2000km までの低軌道が保護軌道とされているため、ミッション終了後に高度 2000km 以上の墓場軌道にリオービットする手法もとられてきた。しかし、墓場軌道が混雑して衝突が発生したりすればその影響は直下の低軌道にも及ぶ。高度が低い軌道であれば、大気抵抗が大きく軌道寿命が短いことから、衝突率が低だけでなく、万が一衝突が発生した場合でも、破片が比較的早く落下する。そのため、低軌道のデブリを除去するのであれば十分高度の低い軌道まで低下させる必要がある。高度としては、デブリ低減策の 25 年ルールと同様、軌道寿命を 25 年程度にすることが必要と考えられる。高度を数十 km 程度低下させただけでは、軌道寿命は下がるが、衝突率を十分低下させることはできないため、効果が不十分である。例として図 2-17 は高度約 800km にあるデブリの衝突率の累積を示したものである。高度を 100km 以上低下させると、軌道寿命が短くなるとともに衝突率

も下がっているが、高度を 50km 程度低下させただけでは、短期的には衝突率はむしろ増加している。また一個だけなら衝突率が多少下がる場合でも、多数のデブリが高度 700km に投入されるとそこで衝突が発生する恐れもあることから、一個だけの評価ではなく全体的な評価が必要であり、25 年ルール同様、650km 以下にすることが望ましい。

軌道上環境のためにはなるべく高度を下げることで、すなわち直接大気圏に突入させることが最も望ましい。ただし、大型のデブリあるいは溶融しにくい材料からなるデブリは、溶融せずに地表まで落下することが懸念される。そのため、これから打ち上げる大型の宇宙機に関しては大洋等の狙った場所に落下させる制御落下が実施される必要があるが、デブリ除去の場合の制御落下の必要性についてはまだ議論が収束していない。これから打ち上げられる物体に関しては、デブリ低減ガイドラインでは障害予測数が 10^{-4} 以上の場合には制御落下（コントロールドリエントリ）することが推奨されている。しかしすでに軌道上にある物体に関しては、放置しておけば数十から数百年後に落下するものの時期を早めることになるため、人口増加を考慮すると早期に落下されることは障害予測数を小さくできるという側面もある。制御落下には大型の推力を持つ推進系および大量の燃料が必要となり、技術的な難易度が大きくなる。一方、これまでに数千個の大型デブリ、数万個のカatalog化デブリが制御落下なしに再突入しているが、いまだに大きな地上被害は報告されていない。現在でも一週間に一個程度大型デブリが再突入しているため、デブリ除去により年間 5～10 個程度増加しても、元々落下しているデブリの量のばらつきの範囲程度であり、他のリスクに比べデブリの落下のリスクは許容できるとの議論もある。デブリ低減策は、デブリ環境に対する効果と、その負担が現実的に受入可能かどうかのバランスによって決められる。あまり大きな負担なく制御落下を実施できる

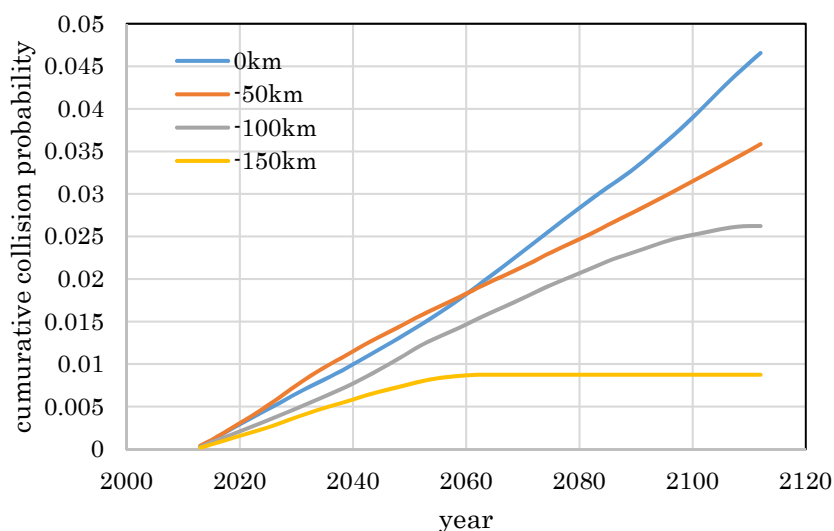


図 2-17 高度を変化させた場合の累積衝突率の変化

高度 800km の大型デブリの高度を 50km～150km 低下させた場合の累積衝突率の変化。高度を 100km 以上低下させた場合には、混雑軌道から外れるため軌道寿命が短くなるのに加え、衝突率が低くなるため、累積衝突率も低下できているが、高度を 50km 低下させたただだと、最初は累積衝突率はむしろ高くなってしまう。

のであれば当然実施した方がよいが、制御落下を要求するとデブリ除去技術の難易度が上がり、コストも上がると考えられ、デブリ除去の実現はますます遠のくと考えられている。そのため、将来的には制御落下により地上安全に配慮することが望ましいが、初期の段階では、すでに軌道上にあるデブリを除去する場合においては制御落下までを必須とはせず、混雑軌道から衝突率の低い高度まで移動させることを考える。なお倫理的な課題も指摘されているため実現性はまだ明確でないが、なるべく小さい推力・増速度で、なるべく傷害予測数を低下させるように落下させる「セミコントロールドリエントリ」についても検討が進められている[47][48]。

2.5. デブリ除去の非技術的課題

デブリ除去には技術的課題だけでなく非技術的な課題も多くある。本論文ではその解決方法は述べられないが、技術が確立されれば非技術的議論は一気に進むと宇宙法の専門家間で言われており、ここでは非技術的課題のうち技術的考察が必要となる点、あるいは技術開発に考慮が必要な点をまとめておく。

まず、デブリにも所有権があり、デブリといえど他国のデブリを勝手に除去できないという法的課題がある。2018年現在の国別デブリの数でみると日本起源のデブリは1、2%程度しか存在しないため、日本だけが自国のデブリを除去したとしても、その効果はほとんど確認できない。そのため、日本のデブリに限らず他国のデブリも除去しないと軌道上環境は改善できないが、勝手に除去することはできない。また現時点ではデブリ放置の非を問えないため、除去費用請求も不可能である。打ち上げたときは除去する義務はなかった上、除去する技術もないため、デブリを放置することが過失とは認められず、デブリが第三者に損害を与えたとしても損害賠償が認められるかは明確でないと考えられている。デブリ除去による環境保全のためには年間5～10個のデブリを継続的に除去しないといけない上、静止軌道と違って特定のデブリが干渉するわけではなく効果は短期的に見えづらい。静止軌道であれば、特定のデブリが何回も衝突回避運用を必要とすることがあるため、その特定デブリを除去して欲しい、という要望がある可能性があるが、低軌道の場合、数千個のデブリがあり、特定のデブリというよりは多数のデブリがあることが課題であるため、特定のデブリを除去して欲しいという要望は出にくい。また、現在、低減ガイドラインは義務ではないため、デブリを放置しても罰則があるわけではない。大規模コンステレーション衛星のように、社会的責任を問われる、あるいは認可の条件となれば、除去サービスが成立する可能性はある。しかしこれはあくまでこれから打ち上げる宇宙機に対してであり、既存デブリについては、除去サービスの成立は困難である。そのため、現状、各国が自国由来のデブリを自主的に除去するモチベーションはないといわざるを得ないが、このままこの問題を放置して軌道上環境が悪化すればいわゆる「公共地の悲劇」であり、どの国にとっても望ましくないことから、地上の環境問題と同様、国際的な取り組みが必要と考えられる。

一方、除去技術が確立されれば、軌道上にデブリを放置することの非を問えるようになる可能性がある。コスト的にも許容できる除去技術が存在するのに危険なデブリを軌道上に放置し、他

の宇宙機に損害を与えた場合には、賠償を求められるようになれば、デブリ除去が行われるようになる可能性がある。しかし、運用を停止した宇宙機でも、何かの役に立っている、と主張されれば、デブリを放置したわけではなくなってしまう。

デブリ除去の国際的な枠組みについては学会等で提案されているものもあるが、議論には非常に長くの時間がかかると考えられている。除去が開始される時期が遅れ衝突が発生してしまうと、発生してしまった破片デブリは除去が困難であるため、デブリの数は高止まりした状況になる。そのため、なるべく早くデブリ除去を開始する必要がある。また、デブリ除去は軌道上環境維持に不可欠な技術として、地上環境問題におけるゴミ回収や温暖化ガス排出権取引のように、将来事業になる可能性があるのではないかと考えられつつも、このように法的課題が解決していないため、民間事業者が自己投資して実施できないという状況である。議論を進めるためには、デブリの所有国（米露等）が継続的に除去してもよいと思えるくらいの低コストでの除去技術が必要である。

一方、デブリ除去技術が確立されれば、それは他国の宇宙機を使用不可能とする軍事技術とみなされかねないことにも注意が必要である。さらに、デブリ除去はデブリごとに状況が異なる難易度の高い技術である。もし除去に失敗した場合、地上落下した大型デブリが地上に損害を与えた場合等、責任の範囲が不明確であるという課題もある。超大型の宇宙機でデブリ除去を実施していた場合、いくら信頼性が高くても、例えば衝突回避も防御もできないサイズのデブリが衝突してミッション未達成となるリスクは残る。特に、デブリ除去が必要な混雑軌道ではそのような危険なデブリも多いと想定される。その場合、さらに危険な大型デブリを混雑軌道に放置することになる。デブリ除去の目的がクリティカルデブリの発生防止であることから、デブリ除去に失敗した場合でも、新たな大型デブリを混雑軌道に放置しないこと、破片を多数発生させるような爆発・衝突の恐れをできる限り低減することが通常宇宙機以上に要求される。

まとめると、非技術的な課題の例として下記のようなものがある。

- ・ デブリの定義が未確定
- ・ デブリであっても所有権があるため勝手に除去できない
- ・ 衝突等で損害を被っても責任が問えない
- ・ 除去のコスト負担者、コスト目標が不明確
- ・ ビジネスとして成り立つまでの時間が長い
- ・ 除去に失敗したときの責任、保険の適用可否が不明確
- ・ 軍事技術と認識される恐れがある

非技術的な課題が解決された場合には、デブリ除去をするインセンティブとしては、下記のような点が考えうる。すなわちデブリ除去が事業として成り立つ可能性があるため、その場合の競争力確保のためにも、低コストが重要である。

- ・ 損害賠償の免除

現在はデブリが衝突したとしても、損害賠償責任を負う可能性は低いとされているが、除去技術が確立されれば、危険なデブリを放置しておく過失が問われるようになる可能性があり、デブリを除去する、あるいはデブリ除去に合意して第三者が除去可能とすれば、損害賠償責任を免除される等のインセンティブが与えられれば、第三者によるデブリ除去が可能になるかもしれない。

- ・ 軌道スロットの優先的使用権の付加

軌道高度毎に、どのくらいの数まで物体が存在して許容できるかの議論が進んでおり、静止軌道のように、低軌道も将来的には軌道スロットが管理される可能性がある。その場合、除去を実施したら除去した分だけその軌道を優先的に使用できるようになれば、有用な軌道の除去が進められる可能性がある。

- ・ 社会的責任

除去しやすい宇宙機、除去を実施する事業者等に、社会的評価を与えるレーティングや、保険料率等の優遇が考えられる。また温暖化ガス同様、取り組みが進んだ国が評価され、逆に後ろ向きな国は批判されると想定される。

- ・ 技術・情報獲得、自国の産業振興（技術標準、軌道上サービス、安全保障への波及効果等）

デブリ除去や軌道上サービス等のルールを議論する団体が増加しており、デブリ除去技術を有する者の発言権が尊重されると想定される。

このように、低コストのデブリ除去技術が実現すれば、下記のような波及効果が期待できる。

- ・ デブリを放置することの責任が問われるようになり、これから打ち上げられる宇宙機のデブリ低減の遵守率も向上する。
- ・ 類似技術・ルールが適用されることにより、軌道上サービスが活性化する。
- ・ 万が一の失敗のときも、デブリ除去が可能であれば、デブリ低減の信頼性要求を下げることができ、チャレンジングな技術への挑戦が可能となる。

2.6. デブリ除去の開発ステップ

これまで述べた通り、低コストのデブリ除去技術が重要であるが、デブリには様々な形状や重量がある。軌道も様々であるし、回転状態も様々である。これら全てに汎用的に対応できる技術を開発するのは大型化・高コスト化する傾向がある。また非技術的課題として述べたとおり、今は他国のデブリを除去することは出来ないため、日本のデブリだけを考えると数が限られ、一度に多数を除去することはすぐには出来ない。そこでまずは対象を限定して、低コストのデブリ除去技術を確立し、徐々に範囲を拡大する方針を提案する。最初は対象が限定されていても、デブ

リ除去衛星が実現すれば、様々な知見や技術が積み上げられ、捕獲方法等を変更していくことにより、徐々に範囲を拡大していくことが出来ると期待できる。まずは姿勢運動の比較的安定したロケット上段等についてなるべく低コストで実現できる捕獲技術・軌道降下技術を選択し、衛星システム技術を確立した後に、衛星デブリ、回転しているデブリ等、難易度の高いデブリに対処するために、捕獲機構や軌道降下技術を変更していく。さらに、静止軌道のデブリや破片デブリ等に範囲を拡大していく。軌道環境改善のためには、前述の通り毎年5～10機程度を継続的に除去しないといけないため、特殊な形状・難易度の高いデブリは断念するもしくは後回しにして、比較的難易度の低い対象から除去していくことが重要であると考えられる。特定のデブリを除去しなくても、衝突する可能性が高い周辺のデブリの密度を低下させることにより、衝突率を低下させることも可能である。

比較的難易度が低いデブリをなるべく低コストで除去する技術の実証が出来れば、デブリを除去する国際的枠組み等、法的課題の解決や、市場の創出についても議論が進むと期待できる。ただし議論が実際に進められるためには、複数のデブリに対応でき、環境改善効果がある技術が確立される必要がある。環境改善効果の乏しい小型デブリを除去するだけのスケラビリティのない除去デモンストレーションや、少し軌道をずらしただけの不十分なデモンストレーション、特殊な例1個しか除去できない限定的なデモンストレーションでは不十分である。また高コスト過ぎて継続性が見込めない技術でも不十分である。もし継続的に実現しそうなデブリ除去技術が確立されれば、波及効果としてこれから打ち上げる宇宙機のミッション終了後デオービットの補助、もしくは軌道上サービスへの展開も考えられる。今後打ち上げる宇宙機のミッション終了後デオービットは当然必要であるが、100%の成功は困難であると考えられ、高い信頼性を要求するとコスト等のリソースが増大する。それに対し、デブリ除去技術があればミッション終了後デオービットの要求を緩和できると期待できる。ミッション終了後デオービットの補助の場合は、捕獲用IFを設ける等半協力的対象とできる可能性はあるが、接近・捕獲等の要素技術は、既存デブリ除去の技術が応用できる。燃料補給による延命、軌道投入に失敗した宇宙機の軌道修正等、いわゆる軌道上サービスも、技術の類似性は高く、デブリ除去が継続的に実施されて技術が積み重ねられれば、軌道上サービスも活性化すると期待できる。軌道上サービスも、コスト的に成立するのが困難と考えられなかなか実現していなかったが、軌道上サービスにより、故障衛星の修理が出来るようになれば、低コストで打ち上げ、軌道上でチャレンジングな技術を試すことができ、様々なアイデアやプレーヤーが出現し、宇宙開発が活性化することが期待される。ただし、軌道上サービスの場合には、対象宇宙機を破壊してはいけないという点がデブリと異なり、信頼性が必要となる。逆にミッション終了後デオービットサービスや軌道上サービスが実現した後に、既存デブリ除去技術へと技術が波及する可能性もあるが、コストの負担者が明確なそれらのサービスと異なり、コスト負担者が不明確な既存デブリ除去の場合は、単に技術的な成立性だけではなく低コストが重要となる。

衛星システムの信頼性については、デブリ除去が成功するための最低限の信頼性は必要であるが、最初からあまりに高い信頼性を要求すると高コスト化が懸念される。まずは低い軌道で実

証し技術を確立すること、万が一失敗したときに影響を限定的にすること、等も含め、トータルのコストで評価することが必要と考える。その観点からも、まずは小型低コストのデブリ除去衛星で比較的容易なデブリを対象とすることにより、なるべく要求技術レベルを下げること、万が一失敗した時に小型衛星しか軌道上に放置しないようにすることが有効であると考え。失敗したときに軌道上環境に大きな影響を与える、超大重量の宇宙機を混雑軌道に投入するのは注意を要する。デブリ除去が必要な混雑軌道では衝突回避も防護も不可能な危険なクリティカルデブリも多いと想定されるため、それらの衝突による故障のリスクは避けようがない。そのため信頼性を100%にすることは不可能であり、その場合さらに危険な大型デブリを混雑軌道に放置することになる。サイズによっては、万が一の失敗の時は除去されやすくすることについても検討する必要がある。失敗したときはリトライすることも考慮し、トータルのコストが最適になるような信頼性を設定する。

2.7. 本章のまとめ

本章では、デブリ問題の現状やデブリ除去に必要な条件を整理し、継続的な大型デブリ除去の必要性や、除去の要求、開発ステップ等の方針について述べた。

まずスペースデブリ問題の状況として、カタログ化されているデブリの数の分布や動向、超高速衝突の危険性、実際に衝突が発生していること等について述べた。デブリの軌道分布としては、低軌道の700kmから1000km付近が特に混雑しており、特定の軌道傾斜角に質量が集中している。またデブリ対策として国内外にデブリ低減ガイドラインが策定されており、衝突回避、防御設計等がすでに実施されているが、運用者にとって負担になっている。そしてこれ以上軌道上環境を悪化させないためにはデブリ発生低減策が重要であるが、すでに低軌道の混雑軌道では、これから打ち上げる宇宙機が十分デブリ低減策をとったとしても、既に軌道上にある物体同士の衝突により数が増加するケスラーシンδροームが発生していると考えられている。さらに、近年小型衛星が急増していること、メガコンステレーションと呼ばれる、さらなる大規模衛星群が計画されているため、継続的な宇宙開発のためには、デブリ除去が有効であることについて述べた。

次に、デブリ除去統合的システム提案に向けた考察を行った。デブリ対策として、デブリサイズ毎に考える対策とその有効性について評価し、衝突回避や防御設計等の効率化と共に、衝突回避も防御もできないクリティカルサイズのデブリの発生防止のために、大型デブリの除去が効果的であることについて述べた。そしてデブリ除去統合的システムを検討する上での必要条件として、デブリ対策のコストについて分析し、デブリ除去のコスト成立性について考察した。デブリ除去をすることにより別のサイズのデブリを発生させたり、デブリ除去自体のコストが高くて、トータルのコストがかえって高くなるならデブリ除去をする意味はなくなる。すなわち、単にデブリ除去の技術を開発すればよいだけではなく、大型デブリ1個当たりの除去費用は欧米の検討する除去費用（平均140Mドル）の十分の一程度等の低コストである必要があることを述べた。デブリ対策コストを低減するためのデブリ除去の対象およびその実現方法として、サイズ、軌道、種類、除去方法等を設定した。また、所有権や除去費用等の非技術的課題について

も、技術的検討に考慮すべき点について述べた。

そしてそれらの要求、方針を考慮した上で、デブリ除去システムの開発ステップとして、最初から汎用のシステムを目指すのではなく、比較的難易度の低い対象から低コストでの除去技術を確立して除去対象を徐々に拡大していく方針について述べた。すなわち、低軌道混雑軌道のロケット上段デブリを、デブリ除去衛星で捕獲・軌道変換するというように、対象を限定して、低コストのデブリ除去技術を確立する方針を提案した。

次章ではこれらを踏まえて低コストデブリ除去システムコンセプトを提案する。

第3章 デブリ除去システムコンセプトの提案

前章では、継続的な宇宙開発利用のためには低コストでの大型デブリ除去が必要なことを述べ、デブリ除去の対象や対応方針について述べた。除去すべき対象としては、混雑軌道の大型デブリの中でも、まずは機密性の問題が比較的少なく、形状がシンプルで除去が比較的容易と考えられるロケット上段を想定する。すなわち、数百 kg から数トンのロケット上段デブリを、衝突確率が高い混雑軌道である高度 800～1000km 付近から高度 650km 以下等の十分衝突率が低い軌道に降下させることを想定する。そのためにはデブリ除去衛星を近傍に打ち上げ、非協力対象であるデブリに接近し、推進系を取り付け、デオービットする必要がある。本章ではこれらの技術的な課題、およびその課題に対する技術候補、衛星コンセプトについて述べる。

3.1. デブリ除去要素技術の課題

まず、デブリ除去の技術課題を大きく分けて、非協力対象への接近、捕獲、軌道変換と分類した場合の、課題についてまとめる。その後、これらを解決するための手段の一つとして、EDT 技術について述べる。

3.1.1. 非協力対象への接近

大型デブリは地上からの観測により軌道が追跡されており、大体の軌道位置は予測可能ではあるが、観測誤差や軌道伝播モデル誤差等により予測誤差は残る。そのためデブリ除去衛星はデブリを軌道上でも観測しながら、衝突しないように接近する必要がある。デブリに接近する際の課題として、下記のような点がある。

- ・ 非協力対象である

接近対象が協力的対象である場合、リフレクタ等を用いた高精度の距離測定、または直接通信により、相対位置・姿勢を制御しながら接近することができるため、国際宇宙ステーション (ISS) へのランデブー・ドッキング等、リフレクタやマーカを有する協力的対象に対する接近技術は十分確立されているが、デブリはリフレクタ・マーカ等を有しないため正確な相対位置・姿勢等の計測が困難である。特に、長期間軌道上に放置されたデブリは、環境劣化や微小デブリ衝突等により、形状や状況が変化していたり、不明だったりする可能性もある。

- ・ 光学環境が厳しい

地上の工場内等、環境が十分よく制御されている場合には、画像処理等により相対距離・位置を計測しながら自動的に捕獲する技術も確立されているが、宇宙環境では大気散乱や壁面反射がない暗黒宇宙で一方向から強烈な強さの太陽光が照射され、また太陽方向が軌道周回により時々刻々変化するという、自動計測には不利な環境である。日陰中には画像が取得できない、投光機はリソース上利用可能範囲が限られる等の問題がある。また広大な真空の

暗黒空間や地球アルベド等、地上で完全な模擬は困難な環境である。

- ・ 軌道周回速度が速い

はやぶさ等の探査機において、非協力対象である小惑星への接近技術も確立されているが、デブリ除去の場合は地球周回軌道上で太陽方向が短期間のうちに変動する、対象が人工物で姿勢変動により見え方が急激に変動する等の問題がある。順光・逆光・日陰等の様々な条件で連続的に成立しないといけない。

- ・ リソース制約が大きい

宇宙空間でも、リフレクタを必要としない大出力のランデブーセンサによる非協力接近技術等、非協力対象についてもすでに実証例はあるが、軍事技術であると考えられ、詳細は不明である。デブリ除去の場合は軍事技術と違って、コストや重量・電力等のリソース制約が大きいいため、低コスト化、小型軽量化、低電力化等が課題となる。遠距離において対象が点光源として撮像される場合には、その方向の履歴から距離を推定する **Angles-Only-Navigation** が、物体が形状を持って撮影される数 km 以近からは光学カメラ等を用いた物体視航法による相対距離の推定が検討されているが、計算機の能力に限られることが多い。また通信時間も制限されるため、地上からの介在も困難である。さらに近距離では、赤外線カメラや投光機、レーダ等も検討されているが、使用可能距離に制約がある。

- ・ 地上試験が困難

遠距離から近距離までの広い空間が必要になり、壁や床等の影響を排除できない等、地上においてこれらの一連の試験を実施するのは困難である。

3.1.2. 捕獲

近傍に接近してから軌道を変換するための捕獲技術には下記のような課題がある。なおデブリ除去において、イオンビームを照射して押していく等で推力を伝える場合には必ずしも捕獲は必要ないが、後述の通り大きな増速度 (ΔV) を遠隔で与え続けるのは困難であることから、ここでは捕獲する場合の課題について述べる。

- ・ 捕獲のためのインターフェース (IF) がない

ブームやパドルの根元等、捕獲しやすいような形状を持つデブリもあるが、捕獲のための IF ではないため、強度が不足する、あるいは重心との位置関係が考慮されていない等の問題がある。軌道上で長年放置されたものは、強度等が保証できなかつたり、形状が変化している場合もある。また、デブリの形状は様々であるため、汎用に捕獲する手法は複雑化する傾向にある。

ロケット上段の衛星搭載部 (Payload Attach Fitting, PAF)あるいは衛星のロケット搭載

IF は、強度が保証されており、類似の形状が多いというメリットがあるが、ロケット上段の PAF には、衛星を放出するためのスプリングやそのための機器等、付属物が多いため、付属物によらず捕獲する機構は大型化・複雑化する恐れがあり、またそれらを避けながらエンドエフェクタで捕獲するのは高い計測精度および制御精度が必要となる。またロケットの号機によっても構成が微妙に異なるという問題もある。ロケットのノズルも、比較的形状が似通っているが、強度部材ではないため、強度が保証されないこと、および、燃焼後の状況が不明という問題がある。

- 姿勢が制御されておらず、回転している可能性もあるが詳細が不明

非協力対象は、姿勢制御されていないため回転している可能性がある。地上からは、光学望遠鏡による光度変化（ライトカーブ）の観測や、レーダによる観測例があり、例えば図 3-1 は光学望遠鏡によるライトカーブ[49]、図 3-2 はドイツの Tracking and Imaging Radar (TIRA)レーダ[50]による H-II 上段の観測例である。回転していると思われる観測例もあるが、低軌道の物体は回転していない物が多いと報告されている。ただしライトカーブの変動がなかったものが急に変動するといった現象も観測されており、その実態は十分に解明されていない。またリフレクタを有する宇宙機のレーザーレンジングによる計測例もある[51]。Envisat の計測例では、回転周期が徐々に減速していると評価されている。TIRA レーダの観測でも、低軌道の物体の回転は徐々に止まると報告されている[50]。ロケット上段については、地磁場との干渉により回転が止まるとの研究がある[45]。TIRA レーダで観測された H-IIA 上段も、重力傾斜安定しているように観測されている。外部から力を加えることで回転を停止させる技術も提案されている[52]~[54]。

- サイズが大きい

大型デブリは数 m のサイズを持つ。例として H-IIA 上段は、直径約 4 m、長さ約 10m であり、全体を包み込むように捕獲するためには巨大な捕獲機構が必要となる。巨大な捕獲機構を展開する場合には、複雑な展開機構が必要になったり、剛性が不足したりする可能性がある。また極近傍に接近して捕獲する場合には、センサの視野に全体が入らず相対位置・姿勢計測が困難になる場合がある。また方向によっては、地上との通信が遮られたり、ターゲットの影に入ってしまう発電ができなくなったり視認性が不足するという問題もある。

- 地上試験が困難

いずれの方法も、これら捕獲の試験、特に、捕獲中、捕獲後のダイナミクス等の確認のためには、数百 kg~数トンの物体の無重量空間中の運動を模擬する必要がある、実物大の模型を使って地上試験を実施するのは非常に困難である。

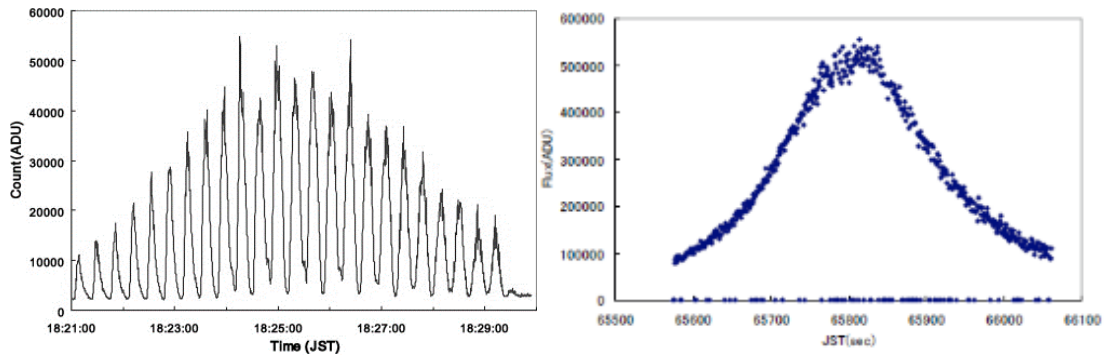


図 3-1 ライトカーブの例
 左：回転していると考えられる例[49]、右：回転していないと考えられる例

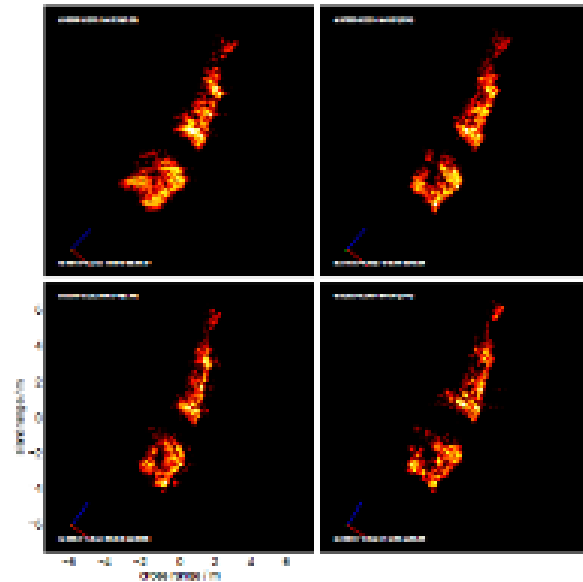


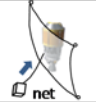
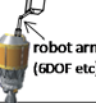
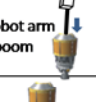
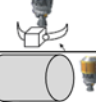


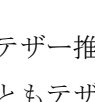
図 3-2 ドイツ TIRA レーダーでの H-IIA 上段の姿勢観測例
 約 12 秒毎の観測例。ノズルを天頂側に向けた状態ではほぼ重力傾斜安定しているように観測されている。

- ・ 押して力を伝える場合等は、剛に固定する必要がある等要求が大きい
 デブリを軌道変換するには、押すか牽引するか、遠隔でレーザー等照射する等で力を伝える必要があり、力の伝え方により要求が異なる。力を押して伝える場合、力の方向、姿勢を制御しないとデブリを回転させてしまい、減速するための推力を正しく伝えられない恐れがある。固体モータによる衛星と独立したミッション終了後デオービット技術を実証した D-Orbit 社の D-SAT は、重心管理に問題があったとされ、軌道を降下させるはずのところ、逆に上昇させてしまった[55]。そのため力を押して与える場合には、剛に結合するような捕獲およびその後の精確な制御が必要となる。力をテザー等を介して牽引して伝える場合には、推力の方向さえ正しく制御されれば、デブリの姿勢は多少変動しても牽引できる。しかし、軌道上では鉛直方向なら重力傾斜安定するが、速度方向にテザーを牽引するのは不安定であり、牽引しているテザーがたるんでデブリとデブリ除去衛星が衝突したりしないように、テ

ザーを制御する必要がある。テザーの挙動は張力がかかっている状態であれば比較的予想がしやすいが、たるんだ状況では巻き癖等モデル化しづらい微小な力が働くため、正確な運動の予測は困難である。また取り付け位置が固定されていないとデブリの姿勢運動の予測も困難である。

このように、捕獲はデブリ除去の中でも最も対象による不確実性が高く、難易度も高い。捕獲を簡易的に出来るかどうか、デブリ除去を低コスト化できるかどうかのキーとなる。デブリの捕獲方法の例として、表 3-1 のように、網や鉆、ロボットアームによる把持等、様座万手法が提案されてきた。どの手法が最もよいかは、対象および評価軸によって大きく異なる。対象をロケット上段デブリとした場合については、表 3-1 のように考察している。

表 3-1 デブリの捕獲方法案

手法	概念図	内容	長所	短所	備考、ロケット上段の場合
網		ターゲットを覆う網(ネット)を掛け、ターゲットを包み込む	形状・姿勢を問わない 一定距離から操作可能 正確な位置・姿勢制御不要	解析・地上試験共に困難 確実性に難、母機側の捕獲中ノ捕獲後の衛星制御難	ロケット上段は10m級なので網展開が困難 エアバス試験中。CNESは反対。EDDE等も提案
把持 (ロボットアーム高精度型)		ロボットアーム+エンドエフェクタによりターゲットを把持する	地上試験等が比較的やりやすい。ロボットアームに実績。失敗した場合に繰り返し対応が可能。ロボットアームは応用範囲広い	精度の良いターゲット運動推定・位置制御が必要、把持対象選定に難、重量・コスト高	ロケット上段の場合、PAFに機構があるため捕獲場所に難
引掛(ロボットアーム簡易型)		ロボットアーム(伸展ブーム)等により引っ掛ける	地上試験等が比較的やりやすい。ロボットアーム(伸展ブーム)に実績。低コスト。正確な位置・姿勢制御不要	ターゲットに引っ掛ける場所が必要	ロケット上段の場合、PAF内部に取付可能。PAF内部が大きいので精密な位置制御が不要
大型爪把持(テナタクル)		大型の爪で、ターゲットを挟み込む。制動する。確実にターゲットを把持するように爪は大型にする	形状・姿勢を問わない 正確な位置・姿勢制御不要	大型展開機構が必要。展開後の剛性が必要	ロケット上段は10m級なので困難。スイス大学は超小型衛星に対し提案
母機取り込み		ターゲットを母機内に取り込み捕獲する。捕獲後は母機の姿勢制御系で回転を停止する。	形状・姿勢を問わない 正確な位置・姿勢制御不要	母機寸度が大きい、取り込み(固定)方法に難	ロケット上段は10m級なので困難
鉆		ターゲットに固体モータ等で加速した鉆を打ち込み、ストップで固定	一定距離から操作可能。 精密な距離制御が不要	鉆射出の反力、打ち込み方向精度必要。破片発生の有無、二液タンク隔壁損傷の場合爆発の危険	ロケット上段の場合水素タンクが大きく、厚みも薄い エアバス試験中
接着剤		ターゲットに接着剤で接着する	ある程度の面積の取付場所があれば接着可能。操作中の位置保持制御不要で前進のみで可	凹凸面、MLIやPIF等の脆い素材には不向き。接着力を軌道変換中保持可能か検証が困難	重心はトラス部のあたりにある。PIFは軌道上で劣化している恐れ

後述のテザー推進は、鉛直方向に重力傾斜力で安定させることができるため、取り付け位置を固定せずともテザーが外れないように引っかかりさえすればよい。そのため、正確な捕獲位置制御を必要としない手法が検討できる。開口部のある PAF を有するロケット上段については、図 3-3 のような伸展ブームを引っ掛ける方法を提案する[特許第 6245549 号][56][57]。PAF は剛な構造であり捕獲に適するが、PAF の周りには衛星押し出しのためのスプリング等付属物があり、PAF 自体を挟んで捕獲する場合には付属物を避けながら捕獲しなくてはならないため、細かい制御が必要と考えられてきた。一方、大きな開口部にブームを挿入し、中で展開することにより、PAF 周辺の付属物の影響を受けずに、また外れないように引っ掛けることが出来る。その場合には、開口部は 1m 程度あり十分大きいので、相対位置・姿勢が多少ずれていても問題な

く捕獲できると期待できる。

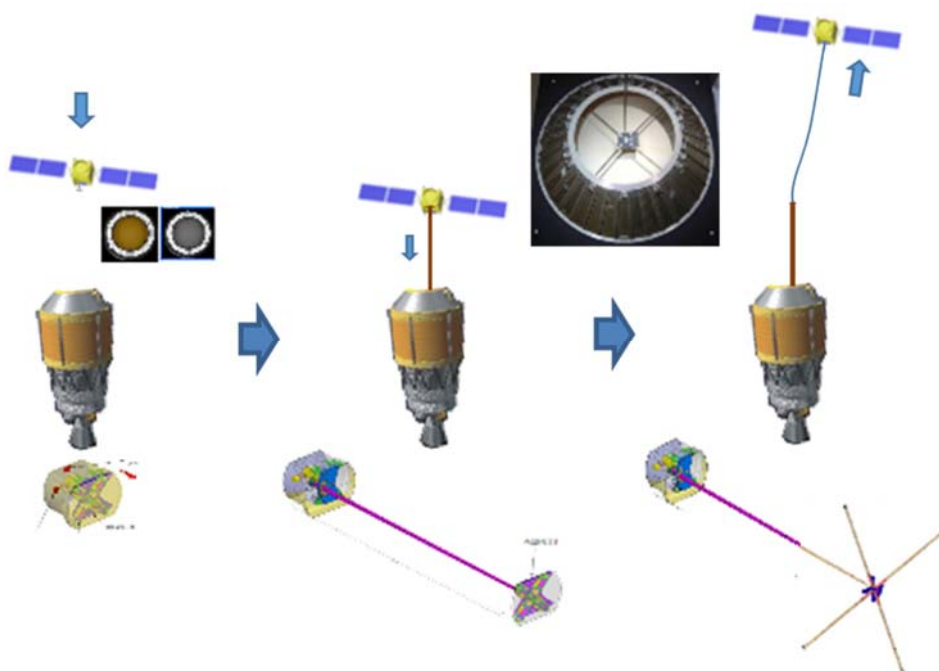


図 3-3 伸展ブーム機構による PAF の捕獲

左：デブリ除去衛星はロケット上段の PAF から約 2m の地点で、PAF の円環を画像処理により相対位置・姿勢を計測する。中：捕獲可能範囲になったら伸展ブームを伸展させて PAF の中に先端を入れる。右：先端の伸展ブーム 4 本を伸展し、PAF の中に引っ掛けたら、伸展ブームの根元を切り離し、離脱する。

3.1.3. デオービット

デブリ除去衛星はデブリを混雑軌道からデオービットする際には下記のような課題がある。

- ・ 大きな増速度が必要

除去対象があるのは高度 800km~1000km 付近等の混雑軌道であり、軌道高度が比較的高いため、衝突確率の十分小さい軌道に軌道変換するためには比較的大きな増速度 (ΔV) が必要となる。例として、軌道寿命が 25 年以下となるように近地点を降下させるために必要な ΔV は、図 3-4 のようになる (円軌道になるように軌道降下する場合はさらに多くの ΔV が必要)。デブリの軌道変換のための推進系としては、化学推進や電気推進、大気抵抗増大型、EDT 等がある。例として、大型デブリを除去するために必要な燃料は表 3-2 のようになる。大型デブリの例として、ロシアのロケット上段 COSMOS 3M(SL-8)および日本起源の運用停止衛星である Advanced Earth Observing Satellite (ADEOS)を想定した例を示している。従来型推進系では多くの推進剤が必要であり、デブリ除去衛星が大型化して打上コストもかかる。制御落下を実施する場合には、落下分散を十分抑制するための大推力およびさらに多くの燃料が必要となる。電気推進の場合は電力および駆動時間が制約となる。大型の電気推進は kW 級の大電力を必要とするため太陽電池パドルやバッテリー等が大型化する。小型のホールスラスト等 200~300W 級の物もあるが、推力は小さいため、長期間運用

が必要になると、ヘッド部の寿命が問題となる。膜面展開等による大気抵抗増大型の場合、運用が必要なくデブリに取り付けさえすればよいという利点があるが、高度が高くなるほど大気抵抗は小さくなるため、あまり高度が高いと非現実的な大きさの面積が必要となり、700km 程度までが限界と考えられている。また高度が高いと、大面積が必要となり、衝突確率は上がると共に、25 年等の長期間をかけて軌道降下させる場合の軌道環境改善効果は限定的であることが示されている。EDT の原理や課題については次項で述べる。

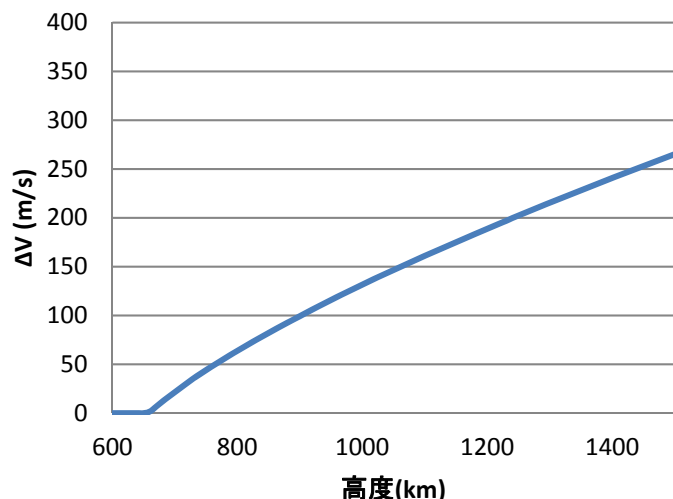


図 3-4 25 年以内の軌道寿命にするために必要な増速度

表 3-2 各推進系による必要重量等の比較

			一液式推進システム(ヒドラジン)	固体ロケットエンジンシステム	ホールスラスタ	空気抵抗増大型	EDT
重量増加※	COSMOS 3Mの場合*	全増加分	106.1[kg]	106[kg]	43.5[kg]	672m ² (0.48m ² /kg)が ^δ 必要	約30-50[kg]
		うち推薬分	98.8[kg]		20.9[kg]		-
	ADEOSの場合☆	全増加分	126.6[kg]	126[kg]	44.2[kg]	230m ² (0.068m ² /kg)が ^δ 必要	約30-50[kg]
		うち推薬分	115.9[kg]		21.6[kg]		-
長所	実績多 制御落下可(重量はさらに増)		シンプル	比推力高	シンプル運用不要	推薬・大電力不要 取付容易 再突入まで可	
課題	比推力低 推力ベクトル制御剛な取付要		推力ベクトル制御/スピニアップ要 スラグがデブリとなる問題 剛な取付要	所要電力大 長期間運用の寿命 推力ベクトル制御剛な取付要 制御落下不可	高高度、大型衛星には巨大な面積要 面積維持要 長期間要	デブリによる切断運用衛星へのリスク 高軌道傾斜角での推力制御落下可否	

ただし、

※ EDT 以外は 25 年以内の再突入を仮定（円軌道の場合高度約 630 km）

* 1400kg@1000km、83deg を仮定。COSMOS 3M(SL-8)は混雑軌道に 300 個近く存在するロシアロケット上段であり、デブリ除去対象として有望

☆ ADEOS あるいはロケット上段：3400kg@800km、98deg を仮定。

- ・ 推力ベクトル制御が必要

必要増速度が大きいため、一瞬で力を与えて終わりではなく、正しい方向に力が与え続けられるように制御をする必要がある。固体モータのように大きな推力を与える場合でも一定時間以上が必要であるため、重心がずれてしまうと、デブリを回転させてしまい、軌道降下させずに望ましくない方向の推力を与えてしまう恐れがある。

- ・ ターゲットが大きいため、時間がかかる

ターゲットの重量が大きいため、推力が小さい場合には長時間が必要となり、長時間の寿命が必要となる。またターゲットを直接捕獲する場合にはターゲットの影になったりするため、発電量や通信に支障が出る場合がある。軌道降下中に衝突回避が必要になる場合がある。

これら軌道降下用の推進系の推力の大きさや推力方向制御等によって捕獲（推進系取付）の要求が変わる上、必要燃料量や必要電力等は衛星設計に大きな影響を与えるため、軌道変換技術はデブリ除去衛星システムを左右するキーとなる。

3.1.4. 導電性テザー（EDT）について

デブリ除去のための軌道変換用の推進システムの一候補として、導電性テザー（EDT）システムの作動原理について図 3-5 に示す。

ある軌道上において長さ $L[\text{m}]$ の導電性のテザーを伸展すると、重力傾斜によって軌道半径方向（地球方向へ鉛直）に伸びた状態で振動する。テザーの方向成分ベクトルを $\mathbf{L}[\text{m}]$ とすると、地球磁場 $\mathbf{B}[\text{T}]$ の中を、地球磁場に対する速度 $\mathbf{v}[\text{m/s}]$ で運動することにより、テザーには誘導起電力 Emf

$$\mathit{Emf} = \mathbf{L} \cdot (\mathbf{v} \times \mathbf{B}) \quad [\text{V}] \quad (1)$$

が生じ、周囲のプラズマ電位（宇宙空間の電位）に対してテザーの上部（地球と反対側）は正に、下部（地球側）は負に帯電する。ここで、テザー上端で周囲のプラズマより電子を収集しテザー下端で電子を放出すると、周囲のプラズマを介した電氣的閉回路が形成されテザーに電流 $I[\text{A}]$ が流れる。この電流と地球磁場との相互作用によってローレンツ力 \mathbf{F}

$$\mathbf{F} = I\mathbf{L} \times \mathbf{B} \quad [\text{N}] \quad (2)$$

が発生し、軌道運動方向に対して負の推力が得られる。このように、軌道運動を利用して発生する自動的なブレーキ力を利用するため、効率よく軌道降下することができる。

なお軌道降下する際同時に、電子の循環により電力を得ることができる（発電モードとも呼ばれる）。この電力はシステムの軌道エネルギーの損失によって発生するものである。逆にバッテリー等の電源系により誘導起電力に打ち勝つだけの起電力を与えることができれば、電流の流れる方向が発電モードとは逆向きとなる。この場合、テザーは軌道運動方向に対して正の方向にローレンツ力を発生し推進することができる（推進モード）。

上記説明は軌道傾斜角が $0 \sim 90$ 度の場合を想定しており、軌道傾斜角が 90 度以上の場合には上

記のテザー上下の位置関係は逆になる。以下、全ての記述についても同様である。

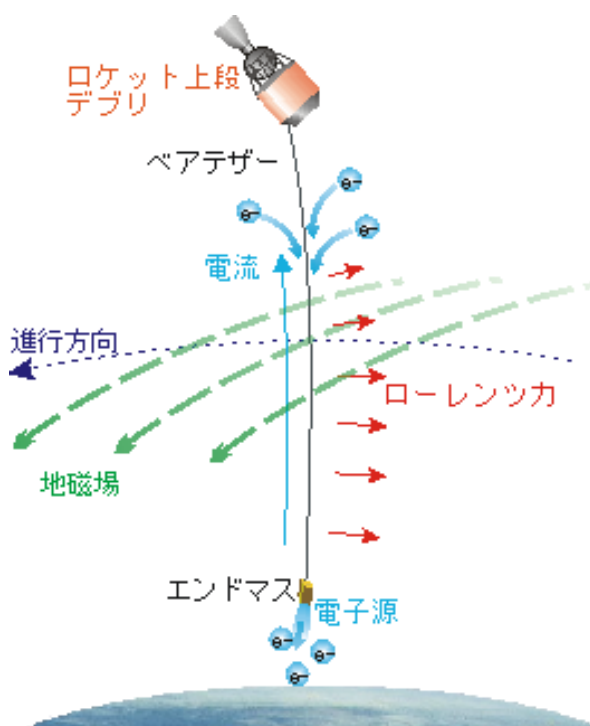


図 3-5 EDT の原理

このように、EDTは、地磁気との干渉を利用することにより、推進薬や大電力を使用せずに軌道降下が可能であるため、特に必要 ΔV が大きい軌道変換を行うとき、重量でのメリットが大きい。EDTは微小推力であるため、軌道降下は数ヶ月といった時間をかけて行うことになるが、大きな取付強度を要求しないため、デブリへの取付が容易というメリットもある。混雑軌道の大型デブリを除去するためには大きなトータルインパルスを与える必要があるため、正しい方向に推力を与え続けないと軌道降下させるはずが逆に軌道上昇してしまったりする恐れがある。そのため、大きな推力の推進系を使用する場合、デブリの重心を通るように、また安定して推力が伝えられるように推進系をデブリにしっかりと固定しなくてはならないが、自律あるいは遠隔操作に頼らざるをえない宇宙ロボットを用いてそのような捕獲、固定を行うのは容易ではない。しかし、EDTであれば、微小推力である上、デブリが多少回転や振動していても重力傾斜力によりテザーが自動的に鉛直方向に安定し、誘導起電力を利用する場合には推力も軌道降下方向にしか働かない。そのため、テザーの一端を固定するのみなので、デブリの重心位置に係らず捕獲しやすい場所にテザーを取り付ければよく、外れさえしなければ剛に取り付ける必要もないため、簡易的な技術でも実現可能であると考えられる。デブリが姿勢運動を行っている状態でも、デブリにテザー一端を取り付け、テゼースプールを衛星側に搭載した状態で遠ざかっていくことによりテザーを伸展すれば、デブリの姿勢運動に大きな影響を受けることはない。伸展初期は重力傾斜力が小さいため、デブリが姿勢運動をしているとテザーが巻きつく可能性はあるが、

伸展抵抗が十分小さいテザースプールからテザーを伸展する場合、テザーがほどける速度が速くなるだけで、衛星に直接力が伝わるわけではない。テザーが十分伸展されれば、重力傾斜力によりテザーに張力が働くため、デブリに巻きついたテザーはほどけると期待され、しばらくテザーが巻きついたりほどけたりを繰り返す可能性はあるが、徐々に減衰していくと期待される。そのため、必ずしもデブリの回転を止める必要はなく、テザーの一端を外れないように取り付けさえできればよい。ただし、デブリと接触して切断しないように、デブリ近傍のテザーは補強しておく必要がある。

3.1.5. 除去方式について

デブリに接近・捕獲・デオービットするための衛星システムとして、1機の除去衛星でデブリを複数除去するか、1個除去するか、等も検討の余地がある。また複数デブリに対処する場合に、デブリに軌道変換用の「デオービットキット」を取り付けて自機は離脱し、次のデブリに向かう方式と、デブリと共に軌道降下し、デブリを切り離して再度軌道上昇し、次のデブリに向かう方式もある。EDTの場合、小型軽量化が可能であるため、デブリ除去衛星もデブリと一緒に軌道降下する使い捨て型のデブリ除去小型衛星の他、小型のEDTキットを多数搭載したデブリ除去衛星が、EDTキットをデブリに取り付けて回るという多数除去衛星も実現の可能性はある。さらに、誘導起電力を利用して電流を流せば軌道を降下させるだけでなく、誘導起電力に打ち勝つだけの電力を利用して逆向きに電流を流せば、軌道上昇も可能である。そのため、将来的には1機のデブリ除去衛星がデブリを捕獲して軌道降下したら、デブリを切り離し、また軌道上昇して別のデブリを捕獲する、という複数デブリ除去もありうるが、誘導起電力に打ち勝つだけの電力供給や、高電圧印加に起因する問題等、複雑になり難易度が上がる。また、デブリが密集している軌道傾斜角、軌道面は存在するため、そのような軌道では複数のデブリに対応できる可能性はあるが、軌道傾斜角や軌道面が大きく異なるデブリの間を軌道変換するのは、非常に大きな ΔV が必要となり実現困難である。コスト的には複数デブリ除去の方が効率がよい可能性もあるが、大量の燃料あるいはデブリ軌道変換用キットを搭載した大型衛星は、万が一失敗した際に大量のデブリを発生させる危険な大型デブリになる恐れがある点に注意が必要である。また、捕獲対象を限定せず、接近、離脱を繰り返すことのできる汎用・高機動的な宇宙機は軍事技術とみなされる点にも注意が必要である。

参考文献[58]は、実際のデブリ分布を考慮した場合に、1機のデブリ除去衛星が1個のデブリを除去するか、多数のデブリを除去するか、推進系として何を使うか等で必要な衛星システム重量を計算し、衛星のコストは重量に依存するという仮定のもと、1個あたりのデブリ除去に必要なコストを計算している。その結果、1機のデブリ除去衛星で1個のデブリをEDTで除去する方式は、コストが低く出来ることを示している。小型のホールスラストでもコストは低く出来るが、ホールスラストの寿命が10000時間以上必要となっており、現時点では実現の目処が立っていない。そこで、まずは1機で1つのデブリをEDTで除去するなるべく小型低コストの衛星システムを検討する。1機のデブリ除去衛星で複数個のEDTを搭載し、複数デブリを除去する

場合も低コストにできる可能性がある。しかし、国際的な枠組みが成立するまで日本起源のデブリを対象とする場合、近くの軌道面に複数デブリが存在しないため、まずは1機で1つのデブリを除去する低コスト小型衛星を検討する。将来的には複数デブリ除去が可能になる可能性がある。

3.1.6. 提案する低コストデブリ除去システム

これまでに述べたデブリ対象、除去方式に関する考察をふまえ、まずは下記のようなデブリ除去システムを検討する。

- ・ 姿勢が比較的安定した、PAFを有するロケット上段を対象とする
PAFは各ロケットでも共通化されているため、他国のロケットでも似たPAFがありうる。PAFを有さないロケット上段、あるいは衛星デブリ等については、次のステップとする。PAFを有するロケット上段を対象を絞ることにより、他国の宇宙機を除去できる軍事技術と勘違いされないという利点もある。
- ・ 1機のデブリ除去衛星で1個のデブリを除去する
将来的には1機のデブリ除去衛星で複数個のデブリを除去することもありえるが、最初なるべく小型低コストのデブリ除去衛星で1個のデブリを除去する。小型衛星とすることで、万が一の失敗時にも、環境に与える影響を小さくすることができる。
- ・ 相乗り等で打ち上げ、軌道面が近いところにあるデブリを対象とする
打上コストは一般に高額であるため、デブリ除去衛星を単独打上とすると、全体コストが高くなってしまう。しかし太陽同期軌道等の混雑軌道には今後も打上の機会があると考えられるため、今後打ち上げられる衛星の相乗りとして安価に打ち上げることを想定する。太陽同期軌道等、軌道傾斜角はある程度密集しているが、デブリになった後は軌道が制御されていないため、昇交点赤経はずれているものあり、軌道面は様々である。そこでなるべく昇交点赤経の近いデブリを対象とする。昇交点赤経の数度の範囲であれば、軌道摂動の違いを利用して数ヶ月待機することによって軌道面を合わせることもできる。
- ・ GPSによる位置計測、次いで軌道上観測情報を用いてデブリに接近する
デブリ地上観測結果からデブリの軌道を予測し、デブリ除去衛星のGPS受信機を用いて近傍に移動する。デブリの太陽光反射が計測できる数十kmの距離からは、軌道上観測情報を用いて相対位置を評価しつつ、徐々にデブリに接近する。
- ・ テザーの一端を、剛でなくて構わないので外れないように引っ掛ける
デブリの姿勢は完全に停止していなくてもよいのでタイミングを図ってPAF部に接近し、

テザーを引っ掛ける。EDT は従来型推進系と異なり、微小推力であること、重力傾斜安定が期待できること、推力ベクトル制御が不要であることから、重心を管理して剛に捕獲する必要はなく、開口部のある PAF を利用して、テザーの一端を外れないように引っ掛ける。

- ・ テザーを伸展し、EDT 推力によってデブリの高度を下げる

テザーの一端をデブリに取り付けた状態でテザーを伸展する。テザースプールを衛星側に搭載してデブリから遠ざかっていくことで、デブリの姿勢運動にもあまり影響を受けずにテザーを伸展できると期待できるため、デブリの姿勢を完全に停止させる必要はない。テザー伸展後は、デブリ除去衛星と共にデブリの高度を下げる。必要であれば十分高度が下がった後にデブリを切り離す、あるいはデブリ除去衛星のスラスタを用いてセミコントロールドリエントリを行う。

上記はあくまで、最初のステップとして除去対象を絞って低コストで除去を開始するために提案する手法であり、除去対象が異なったり、違う要求が追加されたりすれば、当然上記とは異なる方式が最適となりうる。例えば爆発の危険性が高く至急除去が必要な対象や確実な制御落下が必要な対象は、大推力の化学推進で落下させた方がよいし、静止軌道のデブリは低軌道と違って地磁場も小さく利用しにくいことから電気推進の方が適すると考えられる。静止軌道の場合にはリオービットに必要な ΔV が低軌道に比べ小さいため、イオンビーム等を照射することで捕獲せずに押していくこと等も考えられる。

本方式と今まで提案されてきたデブリ除去システムとの比較は下記の通りである。コストの比較は本来容易ではないが、重量および技術の難易度がコストに関連が深いと考えられるため、それらを総合的に判断して、低コストに出来ていると考える。

- ・ 従来型推進系を利用する大型デブリ除去衛星

化学推進を用いると、推進剤だけで数百 kg が必要となり、またしっかり捕獲して制御しないといけないため捕獲が困難で、衛星が大型化・高コスト化していた。例えば ESA の e.Deorbit では、2 トン級の衛星となり、ロケット単独打ち上げが必要となっていた。その結果、コストは 500 億円規模と考えられていた。またそれだけの大型衛星が万が一ミッションに失敗すると環境に大きなインパクトを与えるため、高信頼性が要求されます高コスト化していた。さらに、軍事技術との関連を疑われる恐れがあった。

- ・ 従来型推進系を利用する小型デブリ除去衛星

従来型推進系の小型デブリ除去衛星は、推進剤を数十 kg しか搭載できなかった。これでは大型デブリの軌道をせいぜい数十 km 程度しか低下させることしか出来ないため、環境改善効果は限定的だった。また小型デブリを対象とする場合は、環境改善効果が限定的だった。捕獲やその後の推力ベクトル制御についても、実現性等の課題を有していた。

- ・ 電気推進を利用する大型デブリ除去衛星

電気推進は高効率であるため、推薬量は小さくすることができるが、数百 W～数 kW の大電力を必要とするため、衛星は小型化が困難で 500kg～1 トン級の衛星になる傾向があった。また大型電気推進はコストが高かった。捕獲やその後の推力ベクトル制御についても、実現性等の課題を有していた。

- ・ 電気推進を利用する小型デブリ除去衛星

小型衛星に搭載できる小型電気推進は、寿命に課題があり、十分な軌道降下ができなかった。また小型電気推進と言っても、少なくとも 2、300W 級の電力を必要とするため 200kg 級衛星での実現は困難で、500kg 級の衛星になっていた。また捕獲やその後の推力ベクトル制御についても、実現性等の課題を有していた。

3.1.7. 本章のまとめ

本章では、軌道上環境改善のために必要な大型デブリ除去のためのデブリ除去システムのシーケンスを示し、必要となる各要素技術、およびシステム技術の課題を整理し、低コスト小型衛星のコンセプトを提案した。デブリ除去に必要な要素技術として、非協力接近技術、捕獲技術、デオービット技術についてそれぞれの課題を整理し、デオービット用の推進系が衛星システムや捕獲機構に大きな影響を与えること、および、デオービット用の推進系の一例として EDT が課題解決に有望であることを述べた。また、1 機のデブリ除去衛星で何個のデブリを除去するか等のデブリ除去の方式について、軌道やデブリサイズによるコストを比較すると、EDT を用いたデブリ除去衛星で 1 個のデブリを除去する手法が低コスト化に有効であることを述べた。これらの考察から、1 機の小型デブリ除去衛星を相乗り等で安価に打ち上げ、軌道面が近いところにあるデブリを対象とすることを想定した。そして初期の段階では、姿勢が比較的安定した、PAF を有するロケット上段を除去対象とし、GPS による位置計測、次いで軌道上観測情報を用いてデブリに接近、テザーの一端を、剛でなくて構わないので外れないように引っ掛け、その後テザーを伸展し、EDT 推力によってデブリの高度を下げる、という低コスト小型衛星のコンセプトを提案した。またその他のシステムと比較することにより、コストや軌道上改善効果の面で妥当であることを示した。次章で提案したコンセプトのフィージビリティについて述べていく。

第4章 デブリ除去実現のための技術課題の解決方法

前章ではデブリ除去の課題を述べた上で、対象を絞った低コストのデブリ除去衛星について提案した。すなわち、比較的姿勢の安定した開口部のある PAF を有するロケット上段を対象とし、相乗り等安価な打上が可能な小型衛星で、デブリに接近し、PAF に伸展ブームを取り付け、EDT を伸展し、EDT 推力により軌道低下するというデブリ除去ミッションである[59]。本章においてそのミッションの技術課題の解決方法について述べる。

4.1. 非協力接近技術

非協力対象であるデブリへの接近技術は、数値シミュレーションにより誤差分散を評価し、対応可能なセンサを切り替えながら接近できることが示されている[60][61]。対象デブリの軌道は、地上観測により軌道が追跡されており、衝突回避運用のための評価によれば、その予測精度はよければ数百 m、悪くても数 km の精度である。数 m 級の対象に太陽光が照射されていれば、数～数十 km 以遠でも恒星よりも明るく観測される。対象が点状に観測されている距離からは、相対距離が計測できないが、方向履歴から相対距離を推定する **Angles-Only-Navigation** と呼ばれる手法が検討されている。また接近時に誤って対象に衝突しないように **1 Fail Safe** とし、万が一スラスト推力が発生できない状況になっても衝突しないようにパッシブアポートできるように接近すること等が提案されている。数百 m (カメラによっては数 km) の距離から、デブリは点ではなく物体形状が観測でき、観測サイズから相対距離を推定できる。低コストの光学カメラ等は既に多数検討されたり軌道上実証されている[62]。太陽光の方向によって、半月状等に観測されるが、アルベド光も含め、どのように観測でき相対距離が正しく推定できるかは、光学シミュレータと呼ぶ、光学暗室で模型を用いて評価している[59] (図 4-1)。デブリへは速度方向反

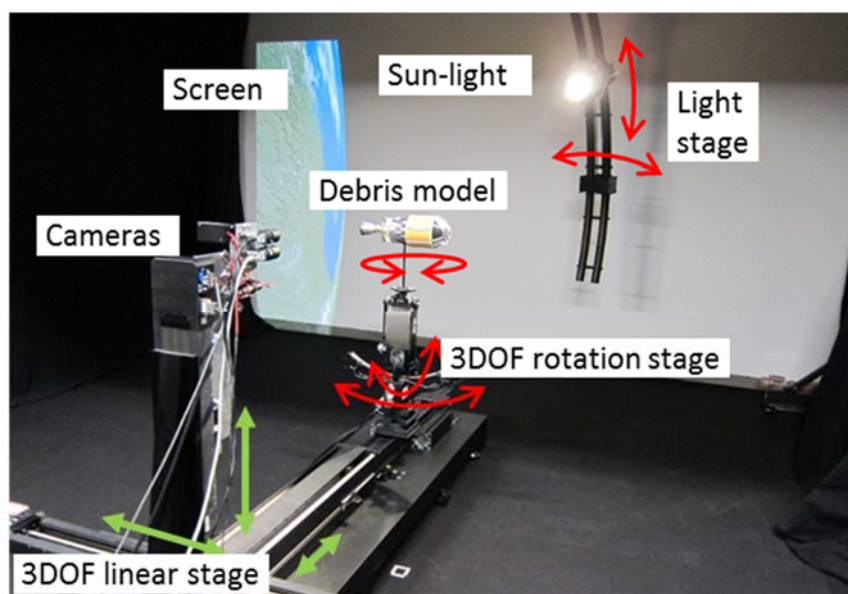


図 4-1 光学シミュレータ

暗室内で設定した軌道の条件における太陽方向やデブリ姿勢運動を駆動し、背景に映る地球を投影することによって、軌道上での撮像時を模擬した光学条件で撮像することができる。

対側から接近し、約 30m 地点でいったん停止し、対象の運動を計測し、PAF の方向を予測して、PAF 側に回り込む運用を想定している（図 4-2）。対象の姿勢運動については、単眼視あるいはステレオ視による姿勢の推定や、姿勢運動の評価手法が検討されている[63][64]。運動の計測については地上の介在も許容する。非協力接近技術については、協力対象への接近のように確立はされていないが、以降の捕獲ほど難易度は高くないと考えられている。また対象によって大きく変わるものではなく、センサとして何を使用するか、どこまで自律運用を行うか、等が検討事項となる。

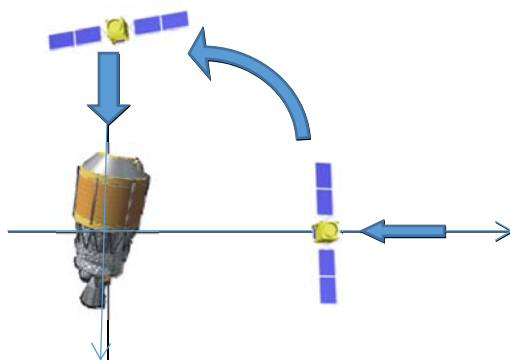


図 4-2 PAF 方向への回り込み

4.2. 捕獲

開口部のある PAF を有するロケット上段について、伸展ブームを引っ掛ける手法について検討した[56] [57]。PAF は剛な構造であり捕獲に適するが、衛星を放出するためのスプリングやそのための機器等、付属物が多く、またロケットの号機によっても構成が微妙に異なる。そこで、大きな PAF の開口部にブームを挿入し、中で展開することにより、付属物によらず、また外れないように引っ掛けることができる。特に、たけのこばねを利用した伸展ブームを用いると、2m 程度の伸展ブームを 1 秒以下の短時間で伸展することができ、相対位置が 30cm 程度ずれても、また相対姿勢が数度ずれても問題なく捕獲することができる。地上の暗室において、模擬太陽光を照射し PAF の円環を画像処理により抽出することにより、十分な精度で計測できることを評価している。捕獲実行可能の判断をしてから捕獲完了までが短時間であるため、長時間相対位置・姿勢制御しなくてよい。また 2m 程度の距離から捕獲が可能であるため、通常の光学カメラでも全体を観測して計測が可能である。至近距離で計測する場合はセンサ視野に全体が入らないため、どこを計測しているのか分からず計測が困難になる可能性がある。上述の相対位置・姿勢誤差があっても、伸展ブーム機構により PAF に引っ掛けることができることを数値シミュレーションにより確認している（図 4-3）。テザーの平均張力は 10N 程度であるが、テザー伸展終了時にブレーキによる張力がかかる可能性がある。模擬 PAF に静的な荷重を印加した場合、50N 程度の力がかかっても外れないことを荷重試験により確認している。動的な挙動については石定盤上に空気浮上させた模擬デブリ除去衛星での捕獲挙動を評価している。捕獲後に相対

位置・姿勢のずれにより伸展ブームに荷重がかかるが、予期せぬ挙動によりブームが外れたりせず相対運動が安定化することが確認できている（図 4-4）。このような伸展ブーム機構は、図 4-5 のように 15kg、380×280×280mm 程度で実現可能と考えられている。

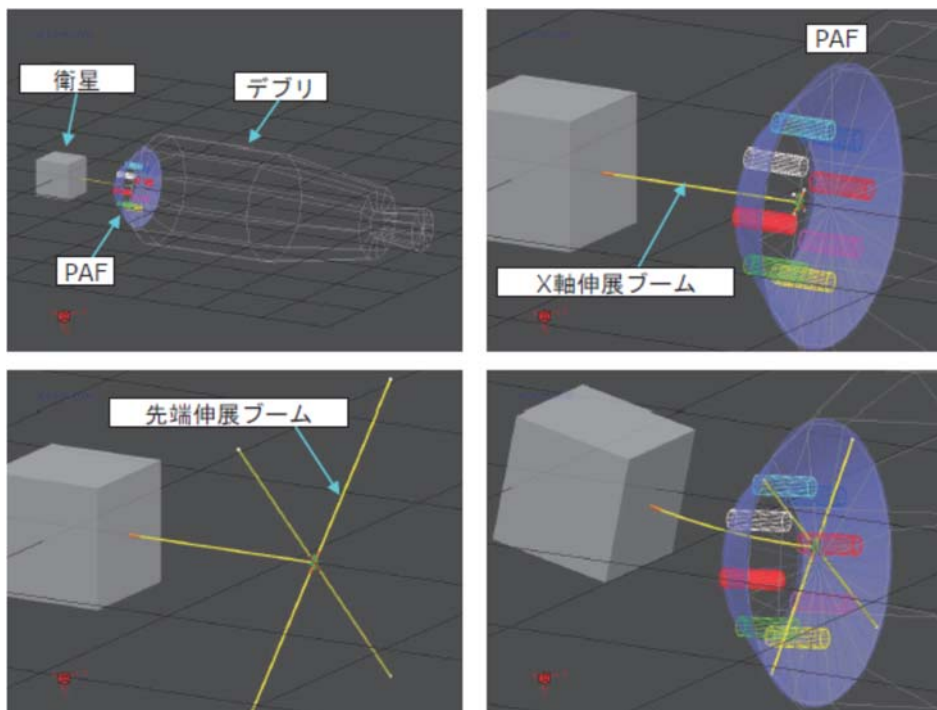


図 4-3 伸展ブーム捕獲機構の数値解析[56]

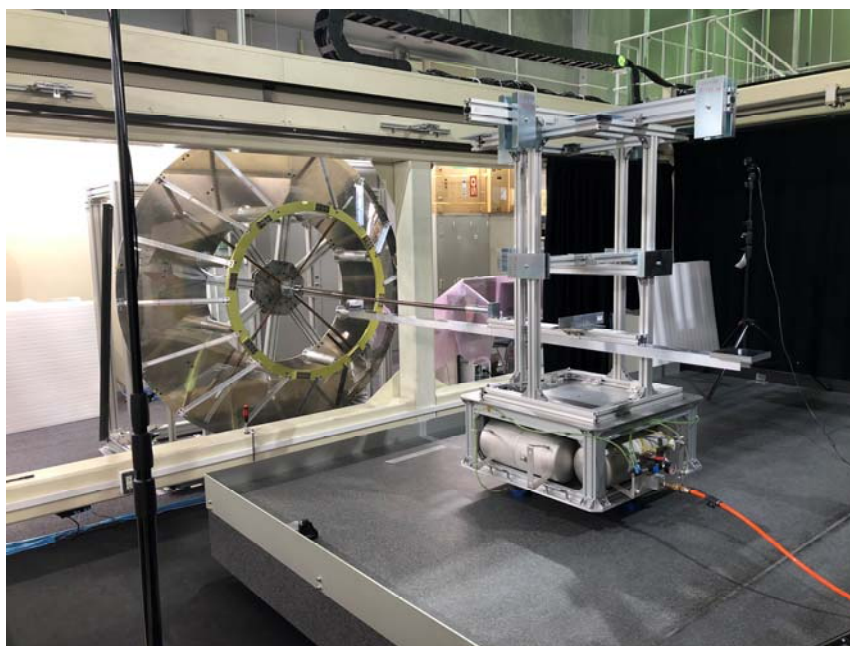


図 4-4 石定盤上での捕獲後ダイナミクス評価

模擬 PAF に伸展ブームを引っ掛けた状態で模擬衛星が石定盤上を空気浮上して運動しても、ブームが外れたりしないかを確認した。

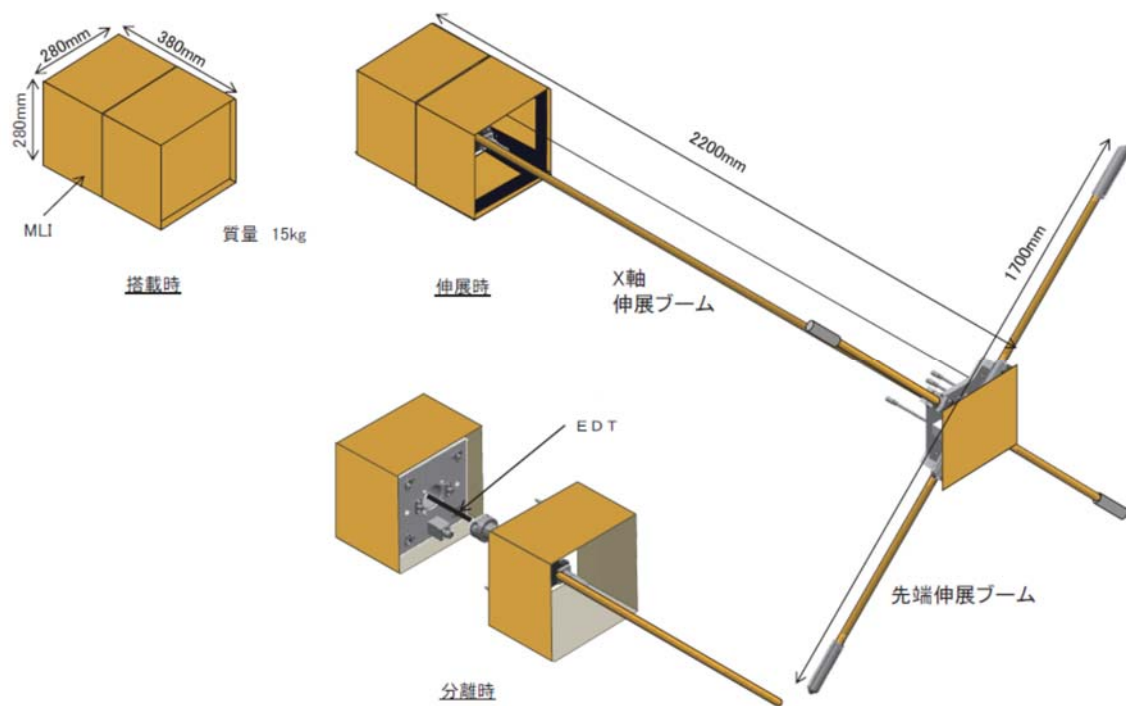


図 4-5 伸展ブーム機構サイジング[56]

PAF を有さない対象については、パンチャー機構（接触状態からの鉋先打込機構）、ロケット上段の PAF あるいはノズルを捕獲可能な伸展機構等が検討されている[65]-[67]。軽量型ロボットアームや網、接着剤等も検討されている。

4.3. EDT による軌道降下

EDT は 3.1.4 項に述べたとおり、デブリ除去を実現するために有効と考えられる高効率推進系であるが、これまで軌道上で動作した実績がなく、課題もあげられているため、数値シミュレーション、実験により評価する必要がある。本件については本研究の二つの課題のうちの一つと設定し、詳細は次章に述べる。

4.4. 衛星システム

もし EDT が実現できれば、下記のようなミッションシーケンスを実行する衛星システムによりデブリ除去が実現できる（図 4-6）。

- ・ 相乗り等で軌道投入、チェックアウト
- ・ GPS 受信機で得られた自機の位置情報、地上観測で得られた対象の位置情報を元に、距離数十 km 程度からデブリの太陽光反射を点として捕捉、方向履歴から距離を推定しながら徐々に接近
- ・ 物体視によりさらに接近し、速度方向後方、距離約 30m で相対停止

- ・ 対象デブリの運動を評価し、PAF 方向に回り込むパスを検討
- ・ PAF 上方に回り込み
- ・ PAF の円環を画像処理により抽出して相対位置・姿勢を計測しつつ、接近
- ・ 光学環境が模擬しやすい日陰中に投光機を使用して相対距離・姿勢を推定しつつ、距離約 2m で伸展ブーム機構により PAF を捕獲
- ・ 伸展ブーム機構を切り離してロケット上段から上方に遠ざかることでテザーを伸展
- ・ EDT 推進によりデブリと一緒にデブリ除去衛星も軌道降下
- ・ 十分低い高度に到達したらミッション終了。オプションで制御落下

後述の EDT の数値シミュレーション結果から必要サイズを検討した結果、接近、捕獲、デオービットのためのミッション機器は計約 70kg、50W であり、200kg 級小型衛星に必要な機器が搭載可能と検討されている（図 4-7）。また、かさ上げ PAF 内への搭載やクラスタ打上、相乗り打上が可能であると検討されている（図 4-8）[68]~[70]。デブリ除去衛星は他の観測衛星等との相乗りあるいはクラスタ複数打上として打ち上げられ、付近にある大型デブリを除去することを想定する。混雑軌道はよく利用される軌道であるため、今後の打上の機会も多いと考えられ、付近に大型デブリが存在していると期待できる。ランデブーに必要な燃料は、軌道傾斜角がほぼ同一であれば、昇交点赤経が多少異なっても、軌道高度を変化させて摂動により昇交点赤経が変動するのを待つことにより、現実的な ΔV で行うことができる。日本のデブリに限定すると、タイミングを図ってようやく 1 つ大型デブリが近傍の軌道面に存在する程度であるが、外国のロケット上段も対象となれば、付近に複数のデブリが存在すると期待できる。なお今後は、打ち上げたロケット上段や、打ち上げの主衛星は自らミッション終了後デオービットをするものと想定されるため、打上毎にデブリ除去衛星を相乗りさせれば、近傍のデブリを 1 個ずつ減らしていくことができる。

なお、テザーを伸ばすべき向きは、軌道傾斜角によって異なる。地磁場による誘導起電力の向きを考慮すると、軌道傾斜角が 90 度以下の場合にはデブリ除去衛星（電子源）が地球側である必要があり、軌道傾斜角が 90 度以上の場合にはデブリ除去衛星が反地球側である必要がある。そのため、ロケット上段がほぼ重力傾斜安定している場合には、PAF にテザーを取り付けた後にその PAF の向きと反対側にテザーを伸展する必要がある可能性がある。その対策として、一つの考え方は、ロケット上段の姿勢を地上等から事前に観測し、PAF がその後の伸展に適した向きにあるロケット上段を除去対象として選ぶということである。もう一つの考え方は、望ましい方向と逆向きに伸展した後に、デブリ除去衛星のスラスタを用いてテザーを回転させ、デブリ除去衛星の位置関係を反対にすることである。例えば、太陽同期軌道のようにデブリ除去衛星を反地球側に伸展したい場合に、PAF が地球側を向いていたとする。もしくは、ロケット上段がゆっくり回転していてタイミングによっては望ましい反地球側で捕獲できなかったとする。デブリ除去衛星が地球側を向いている PAF を捕獲した場合でも、まずは地球側にデブリ除去衛星を伸展する。そしてテザー伸展が終了した後に 6.4.4 項で述べるようにスラスタを用いてテザ

一を回転させ、デブリ除去衛星が反地球側になったところでもう一度スラスタにより相対速度を減らせば、反地球側で停止することができる。あるいは、テザーを伸展しながら望ましい方向にテザーを伸展することもありうる。PAF が地球側を向いている場合、デブリ除去衛星は最初は地球側に遠ざかるが、やがてコリオリ力により軌道進行方向前方になるため、そのままデブリの軌道進行方向前方を通過して反地球側に伸展する。その場合テザーは弛むことになるが、やがて重力傾斜力で鉛直方向に張力が発生するため、ロケット上段の姿勢もテザーの張力により鉛直方向に安定すると期待できる。

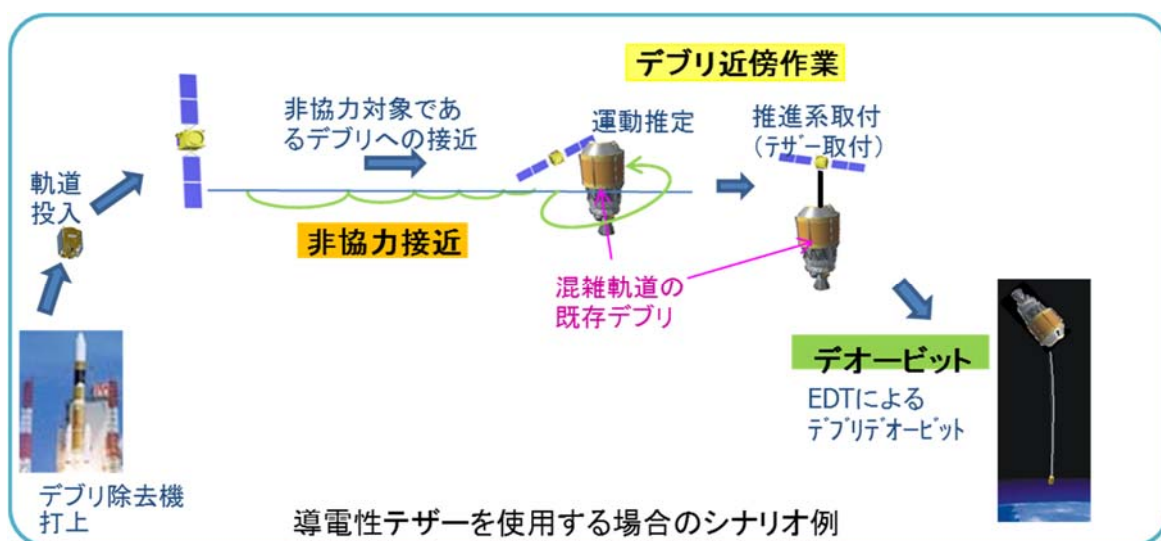


図 4-6 デブリ除去衛星のシーケンス

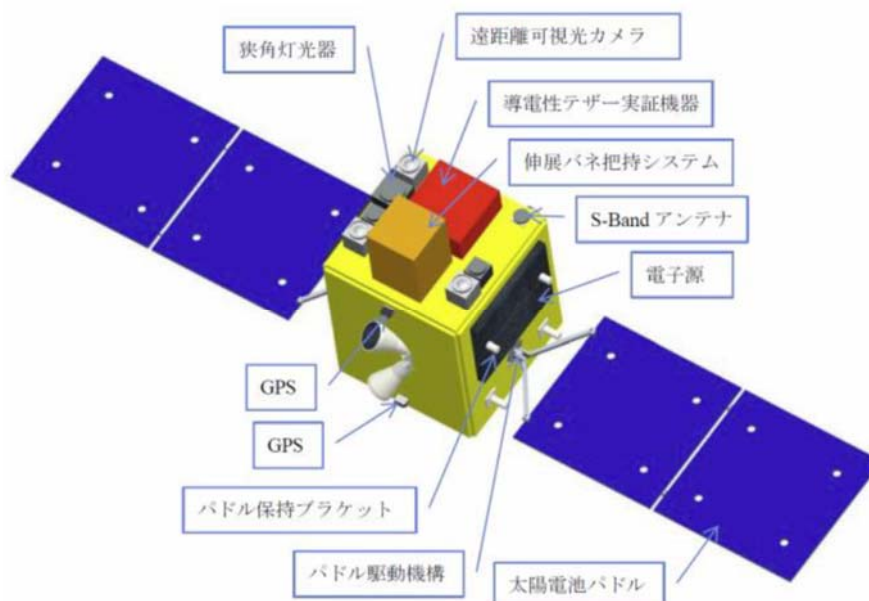


図 4-7 デブリ除去衛星の検討例[68]

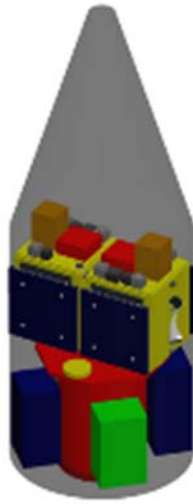


図 4-8 デブリ除去衛星の打ち上げ形態の例[68]

4.5. 本章のまとめ

本章では、低コストデブリ除去に必要な各要素技術、衛星システムのフェージビリティについて述べた。まず非協力接近技術については、数値解析や、対象の見え方を模擬した実験を利用して検討がなされていることを述べた。PAFにEDTの一端を引っ掛ける手法としては、たけのこばねを利用した伸展ブームを用いることで、相対位置・姿勢の計測・制御精度が悪くても、実現可能であることを述べ、数値シミュレーションや地上実験で検討されていることを述べた。また衛星システムとして、これらのミッション機器を搭載しても、200kg級衛星で実現できることを紹介し、かさ上げPAF内に搭載した相乗り打上や、クラスタ打上等が可能と考えられていることを述べた。軌道変換技術として、EDT技術については本研究の二つの大きな課題のうちの一つであると認識し、次章にて詳しく述べる。

第5章 デブリ除去用導電性テザーのシステム検討

前章では、提案したデブリ除去システムに必要な技術のフィージビリティについて述べた。非協力接近技術については数値解析や実験で検討が進められているが、衛星システムの規模や捕獲等の技術要求には軌道降下技術の選択が大きな影響を与える。そして EDT が実現すればその取付のための捕獲技術や相乗り可能な小型衛星システムが実現することを述べた。そこで本章では、本論文における二つ目の課題として、デブリ除去システムのキーとなる EDT システムについて、まず過去の先行例、構成、課題について述べ、その課題解決方針を提案する。

5.1. EDT 研究および軌道上実証の先行例について

過去サイエンス目的の EDT 実験により、スペースシャトルから被覆テザーを介して球状コレクタを放出した Tethered Satellite System(TSS) -1,1R、ロケット上段から 500m の被覆テザーを伸展し両方向に電流を流した Plasma Motor Generator(PMG)、観測ロケットにおける EDT 実験等、軌道上でテザーに電流が流せたことは実証されているが、推力の発生は確認されていない[71]-[74]。非導電性のテザーとしては、Small Expendable Deployer System(SEDS) -1 および SEDS-2 において小型のスプールリールから約 20km のテザーが伸展された[75]が、SEDS-2 は伸展から約 1 週間で切断し、微小デブリもしくはメテオロイド衝突によるテザー切断の可能性が認識された。1996 年に打ち上げられた Tether Physics and Survivability satellite(TiPS) は、デブリ衝突による切断を避けるため構成を工夫した非導電性の 4 km テザーであり、10 年間切断せず軌道上を周回した。これにより、テザー構成を工夫することで、十分な寿命を持つテザーが実現できることを示した。これまで実証された EDT は主にサイエンス目的であり、小型軽量である必然性はあまりなかったため、電子収集のために球状コレクタ、もしくはホローカソードを用いていた。また電子源としてホローカソードや電子銃等、複雑な構成や大電力を必要としていた。しかし低コストのデブリ除去のためには小型軽量の EDT が不可欠である。1993 年に Sanmartin によってベアテザーが提案され[16]、ベアテザーであればテザー端に電子収集のための機器が不要であり、プラズマ密度の変動に対しても効率よく電子収集可能であるため、デブリ除去のような小型軽量化に有望と考えられたが、軌道上における電子収集は確認されていない。

デブリ除去用の EDT は、ドイツ Braunschweig 工科大学等で数値計算が実施され、燃料を必要としない EDT は低コスト化に寄与できると提案されてきた[76]-[79]が、実際に試作・試験を行ったものは少なかった。小型衛星・超小型衛星のミッション終了後デオービット用としては、米 Tethers Unlimited 社の Terminator Tether/ Terminator Tape[17][80]が販売されており、1 つはすでに打ち上げられているが、軌道情報も非公開であり、実証結果は報告されていない。香川大の Space Tethered Autonomous Robotic Satellite(STARS)-2[81]は JAXA が提供した 300m のベアテザーを搭載して超小型相乗り衛星として 2014 年に打ち上げられた。衛星の不具合によりテザー伸展が確認できなかったが、軌道降下速度は他の小型衛星に比べ早かった。軌道降下速度から推測された面積質量比からは、テザーが伸展された可能性があるが、伸展特性や電流が流

せたかどうかについての情報は確認されていない。米国では、ロケット上段から EDT を伸展する ProSEDS において様々な数値シミュレーションが実施された[18]。機器も開発されたが、打ち上げ直前にスペースシャトル事故を受けて宇宙ステーションに対する安全要求が高まり、キャンセルとなった。その後も米国では EDT 実証実験が検討され、数値シミュレーションが実施されているが、まだ実証されていない。米国 Naval Research Laboratory (NRL) の 3U キューブサットから 1km の EDT を伸展し、軌道降下・上昇を実証することを計画している Tether Electrodynamic Propulsion CubeSat Experiment (TEPCE) [19] は 2019 年に打上を予定している。また低仕事関数材料を利用した EDT[82]他、世界でもデオービット用の EDT が検討されている。

5.2. デブリ除去用 EDT の構成

EDT システムには導電性のテザーおよび、周辺プラズマと電子の授受を行うためのプラズマコンタクタが必要となる。また打ち上げ時、テザーを収納するためのリール機構、軌道上で伸展するための放出機構が必要となる。本項では、デブリ除去用に必要となる機器構成等について述べる。

5.2.1. ベアテザー

ベアテザーとは被覆のないテザーのことであり、周囲のプラズマから直接電子(およびイオン)を収集することができる[16]。テザーには地磁場を横切って軌道周回することにより電位差が生じるため、プラズマ空間より電位が高くなる側において、プラズマ中の電子を収集することができる。収集できる電子量は、電位やプラズマ密度によって変動し、6.1.7 の二次元 Orbital Motion Limit (OML) 理論によって計算できる。図 5-1 のように、ベアテザーは長いテザーの周りにシースができるため、従来電子収集に用いられてきた球状コレクタやホローカソードよりも電子収集効率がよく、プラズマ密度が変動しても、比較的安定的に電子収集することができる。

テザーに対する要求としては、張力により切断しないだけの強度、電流を流すための導電性、巻きつけておいた状態から軌道上で伸展するための柔軟性(伸展抵抗が小さいこと)、微小デブリ衝突による切断を防止するためのデブリ衝突耐性等があげられる。軽量とするためにアルミワイヤを用いると強度が不足するため、高強度繊維で補強するが、非導電性の部位があると電位

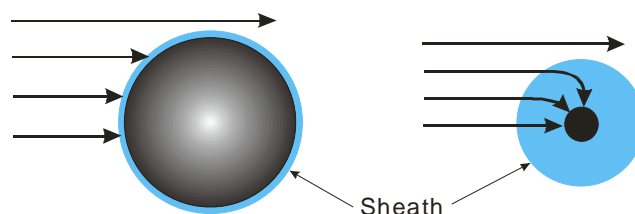


図 5-1 ベアテザー断面周辺のシース

三次元形状の球状コレクタ(左)の場合に比べ、ベアテザー断面(右)の場合、長いテザーに沿ってシースが出来るため、効率よく電子を収集することができる。

が発生した場合、周辺プラズマと導電部、非導電部の接触部分において、トリプルジャンクションにより放電が発生する恐れがあるため、非導電性の繊維ではなく導電性の繊維を使用する必要がある。

5.2.2. リール、放出機構

数 km 級の長さが必要となるテザーは、打上時には収納しておくリールが必要となる。リールには、図 5-2 のように大きく分類してドラム式およびスプール式がある。ドラム式はテザー伸展方向と直行する軸周りにテザーを収納し、テザー伸展と共に回転する方式であり、スプール式は固定式でテザー巻き取り軸方向にテザーを伸展する方式である。ドラム式は TSS 等で採用されたが、ドラムの摩擦によってドラムを搭載している衛星にドラムの回転と逆向きのトルクが発生したり、ドラムの回転速度とテザーの伸展速度が一致しないとテザーが絡んだり挟まったりする恐れがある。スプール式は軌道上で伸展後テザーの再巻き取りが行えないというデメリットはあるが、構造がシンプルで SEDS 等で多数の実績がある[71][75]。しかしそのまま巻き取ったテザーをスプール式リールから伸展すると、テザーに捻れが生じる。テザーが捻れていると、伸展後にテザーシステムがテザー軸周りに回転し、テザーに弛みを与えたり、デブリ除去衛星に回転トルクを与えてしまう。そこでテザーをあらかじめ捻りながら巻き取り、伸展により発生する捻れとキャンセルするようにすることにより、伸展時に捻れを与えないようにすることができる。

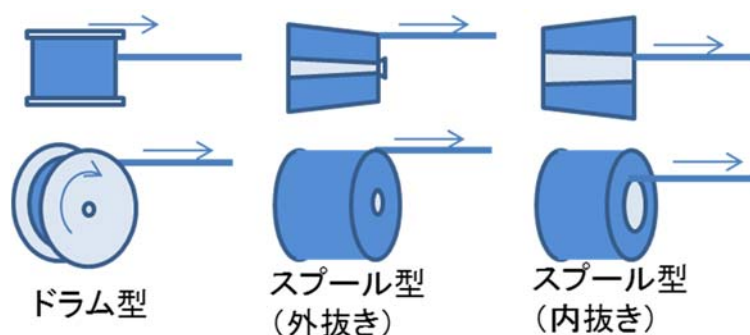


図 5-2 テザーリール機構の方式

リールは、デブリの姿勢運動の影響を受けないようにするために、デブリから放出されるデブリ除去衛星側に搭載する。すなわち、テザーの一端が取り付けられたデブリ側から、テザーリールが遠ざかっていき、テザーは解けながら伸展されていく (図 5-3)。デブリ側はテザーの一端が固定されているだけなので、デブリの姿勢運動によってデブリにテザーが巻きつくようなことがあったとしても、テザースプールはテザーをほどこきながらどんどん遠ざかっていくため、伸展を継続することができる。デブリが姿勢運動を行っていてテザーが巻きついた場合、テザーが伸展するにしたがってテザーには重力傾斜力が発生するため、デブリの姿勢運動は徐々に抑えられ、やがてテザーが解ける。図 5-4 はロケット上段が各軸 2.5deg/sec の初期角速度を持つ

ていたとし、テザーはロケット上段に接触するとその点からずれないという簡易的なモデルを用いた場合のロケット上段へのテザー巻付きの例である[83]。最初の数百秒は重力傾斜力が弱い
ため、ロケット上段にテザーが巻きついているが、やがてそのテザーは解けていく。ロケット上
段に接触してもテザーが切断されないようにするため、端の 100m 程度を補強する必要がある。

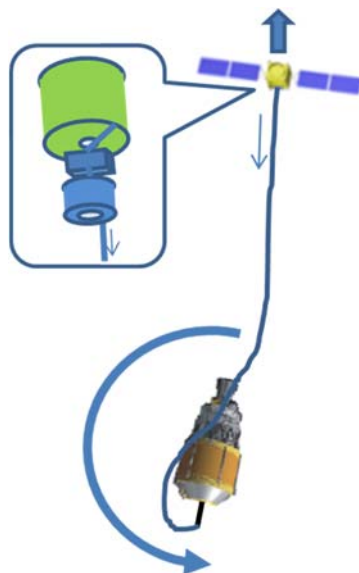


図 5-3 ロケット上段デブリにテザーの一端を取り付けた後のテザー伸展

テザースプールはデブリ除去衛星側に搭載されているので、デブリが姿勢運動をしてもテザーが解けるだけであまり影響を与えない。

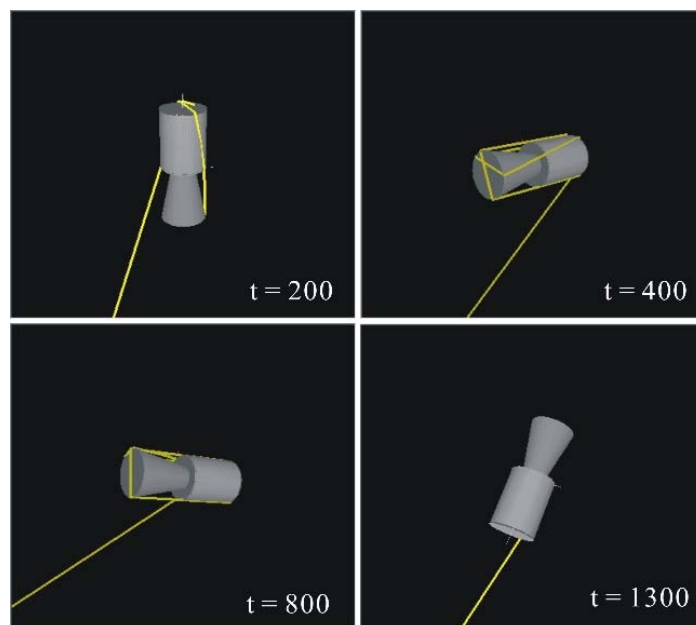


図 5-4 ロケット上段デブリにテザーがまきついた場合の例

テザーが伸展し重力傾斜力が大きくなるとテザーに張力が発生し、回転は徐々に止まり、テザー巻付きもやがて解ける[83]。

テザーの伸展速度は、テザーがリールからほどける際の伸展抵抗により徐々に落ちていくが、やがてテザーが十分伸展されると重力傾斜力により伸展が加速されていく。そのまま伸展すると、テザー伸展終了時に過大な張力が発生し、テザーが縦振動を起こしたり、コリオリ力により大きな面内振動が発生しテザー運動が不安定化する恐れがあるため、ブレーキ機能により伸展速度を抑制しながら伸展する必要がある。重力傾斜力が小さい伸展初期には、テザー伸展が途中で停止してしまう恐れがあることから、伸展抵抗低減のために内抜き式のスプール式リールが適している。伸展初速を与えるためには、バネ等を用いた放出機構、あるいは端衛星のスラスタを用いる。初期のテザーの伸展抵抗が大きいと、大きな伸展初速を与える必要があり、放出機構あるいは端衛星の推進系に対する要求が大きくなってしまう。逆にある程度伸展した後は、重力傾斜による過大な伸展加速を防止するため、伸展抵抗を大きくするあるいはブレーキ機構を用いる必要がある。そこで伸展初期のテザーは内抜き式スプールリールを用い、数百 m 分が初期伸展リールから解けた後に、ブレーキを介しながら本体リールから残りのテザーがほどけるようにする。10km 級テザーを巻いたときの本体リールのサイズは、 $\phi 30\text{cm} \times$ 高さ 30cm 程度の体積となる[84]。

5.2.3. 電子源

テザーに電位差が発生すると、質量の小さい電子はベアテザーによりプラズマ中から効率よく収集できるが、イオンは質量が大きく多くは収集できない。また光電子等の放出も多少は期待できるが、効率よくテザーに電流を流すためには、テザーの電位が低い側にプラズマ空間に対して電子を放出する電子源が必要となる。電子源としては、これまでホローカソード、電子銃等が使用されてきた実績があるが、作動ガスや大電力が必要であり、小型軽量化が困難だった。それに対し電界放出型電子源（FEC、Field Emission Cathodes）は、微小ギャップ間に高電圧を印加して導体表面に強電界を加え、トンネル効果により電子が電位障壁を通り抜けて放出されるという作動原理であり、作動ガスや大電力が不要である[85]。作動ガス不要のため、バルブやタンク等が不要となり小型軽量化・低コスト化が期待できる他、暖気運転不要、低電力作動、高信頼性等の利点を有する。一方で地上ではプラズマの模擬が困難であり、軌道上での動作実績は十分でなく、特に、原子状酸素等の軌道上環境による寿命が懸念されていた。また空間電化制限を受けるため、最大電流量に応じた面積が必要となる。

電界放出型電子源は、ギャップ間を管理した微細加工は必要であるが、特別な材料や製造工程を必要とするものではないため、コスト的にも問題とならない。宇宙空間で作動した実績が十分になかったが、A.2 に示すとおり、軌道上実証による動作も確認でき、軌道上環境耐性についても評価ができています。

5.3. EDT システムの課題

EDT システムには前章に述べたような小型軽量、シンプル、取り付けが容易、推力ベクトル制御が不要等の利点によりデブリ除去を低コスト化できる可能性がある一方で、下記のような

問題点がある。

- ・ 実績のない新規技術であり、地上試験が困難
無重力・真空中での数 km 級テザーの伸展は地上では模擬できない。またテザーダイナミクス評価における重力傾斜力やコリオリ力等の軌道運動の影響や、プラズマ空間中の電子収集・放出も地上では模擬できないため、地上でテザーの挙動について試験で確認ができない。また電子源からの電子放出についても、プラズマの地上模擬は困難である。そのため部分的に試験を行い、数値シミュレーションで評価する必要がある。地上試験や数値シミュレーションでも評価が困難な点については、軌道上実証を実施する必要がある。
- ・ 微小推力であるため、大型デブリ除去が現実的な時間で出来るか不明
特に軌道傾斜角が高い場合には、軌道低下に寄与する方向の推力を発生するための軌道面外方向磁場が小さくなるため、軌道降下能力が低下することが懸念されている。そのため、詳細モデルを用いた数値シミュレーションで軌道降下能力を評価する必要がある。
- ・ 長く、細いため微小デブリ衝突による切断の可能性が高い
十分な推力を得るためには数 km 級の長さのテザーを伸展する必要があるが、小型軽量とするためにはテザーの太さは mm 級である必要がある。軌道上ではデブリが超高速で衝突するため、シングルラインのテザーだと、テザー太さより小さいサイズのデブリがかすただけで切断される可能性がある[20]。約 20km のテザーを伸展した米国の SEDS-1 は約一週間で切断し、その原因として微小デブリ衝突が疑われている。そのためテザーをテープ状やブレード状、網状にする等、長寿命テザーが提案されているが、そのようなテザーが安定して製作・巻取り・伸展できるかという課題がある。
- ・ 運用衛星に対する衝突の可能性
数 km 級のテザーが軌道上周回することになり、運用衛星に衝突の危険性を与える可能性がある。運用衛星側が衝突回避運用を行う場合には、軌道予測が必要であり、テザー衛星の挙動、推力を予測する必要がある。他の運用衛星側が衝突回避運用する場合には、地上から観測されるのは端衛星であるため（テザーは非常に細いが、長い場合には観測できるという報告もあり、TSS や TiPS テザーは地上から観測できたと報告されている[71]）、端衛星の重量比によりテザーシステムの重心（軌道運動に従うのはテザーシステムの重心である）を推定する必要がある。
またテザーシステムが故障してしまったり、テザーが切断してしまった場合のデブリ除去衛星が接続していない側のテザーは、早急な軌道降下も衝突回避運用もできなくなってしまう。なおテザーは一般には細い構造のため、運用衛星に衝突してもテザー側が切断するため衛星内部への損傷は限定的であり、多数破片を発生するような壊滅的破壊は発生させ

ない。

- ・ 微小推力であり制御落下が困難

EDT の推力は小さいため、通常の制御落下のように、地上安全のために限定された領域に落下させることが困難である。特に、制御落下を実施する低高度においては、EDT の推力より空気抵抗の方が大きくなるため、その誤差範囲に埋もれてしまい、落下位置を制御することが困難である。そのため制御落下を行うためには EDT の推力以外に、ある程度の推力を持つスラスタを搭載することが必要となる。なお、これから打ち上げる宇宙機の場合にはデブリ低減ガイドラインにより制御落下が要求されるが、すでに軌道上にあるデブリの除去の場合には、前述の通り制御落下が必ず要求されるかは明確になっていない。

5.4. EDT システムの課題解決方法案

前項にて述べた課題の解決方法として、下記を提案する。

- ・ 実績のない新規技術であり、地上試験が困難

部分的に地上試験で確認し、地上で試験できないダイナミクスや軌道変換能力等は数値シミュレーションで評価する。また、軌道上でないと評価できない事項については、軌道上実証実験によって評価する。数値シミュレーションについては、第6章にて述べる。軌道上実証については、宇宙ステーション補給機こうのとりの (H-IIA Transfer Vehicle, HTV) を利用して HTV 搭載導電性テザー実証実験 (Kounotori Integrated Tether Experiments, KITE) を実施した。詳細は A.2 項にて述べる。

- ・ 微小推力であるため、大型デブリ除去が現実的な時間で出来るか不明

磁場やプラズマモデル等の環境、テザーの振動等をなるべく詳細に考慮した数値シミュレーションで評価する。磁場やプラズマ密度は軌道周回により時々刻々変動しているため、固定の代表値を用いて推力を評価すると、実際とは大きく異なってしまう可能性があるため、軌道位置による変動も考慮した数値シミュレーションを行う。特に、磁場をダイポールモデル等の簡易的なモデルで計算すると、高軌道傾斜角ではほとんど推力が発生しないが、実際には磁場は地軸に対して傾いているため、一日周期でも変動するため、推力を発生すると期待できる。また、軌道傾斜角の高い軌道では極域付近で大きな鉛直方向成分の磁場を有するが、テザーが面外方向に傾いていれば、速度方向の推力を発生すると期待できる。そのため、鉛直方向に姿勢が固定しているテザーを想定せず、テザーの振動についても考慮したシミュレーションを行う。

- ・ 長く、細いため微小デブリ衝突による切断の可能性が高い

一部を弛ませた無結節網にすることにより微小デブリ衝突による切断可能性を低下する

網状テザーを提案する（図 5-5）[特開 2007-131124、登録 4543203 宇宙用テザー]。網であれば、一部が切断した場合でも、同じ区面の網糸が残存していれば、テザーとしての機能を残すことができる。衝突による切断確率はデブリ環境モデルを用いて評価する。また、網目の長さを変えることにより、一部の網糸をたるませ、幅を持たせることが可能であるため、複数本の網糸がデブリにまとめて切断されるのを避けることができる（図 5-6）。幅を持たせることにより、電子収集性能も向上できる。網ではなくテープ状にすることも可能であるが、テープはスプール式のリールから伸展すると、テープに捻れが生じてしまう。網状テザーの場合、束ねた状態では捻ることも可能であるため、捻りながら巻き取り、伸展したときに捻れがキャンセルするようにすることで、捻れなく伸展することが可能である。網は、結び目のない無結節網とすることにより、結び目のかさばり、伸展時の絡まり、結び目における強度低下等を回避することができる。

無結節網は、アルミワイヤや高強度繊維を撚り合わせて製作できる。電気を流すためには、重量あたりの導電率が優れるアルミワイヤを用いた。アルミワイヤは 1000 番台の純アルミニウムに近い材質だと導電性と加工性に富むが、真空凝着の恐れがあるため、導電率が 1000 番台に準じて高く、細いワイヤ状に加工できる 6063-O のアルミワイヤを用いた。また製網時に折れない伸び率が必要であるため、焼き鈍し加工を行った。アルミワイヤの直径は、細いワイヤを多く束ねた方が柔軟性に優れるため、太さは $\phi 0.15\text{mm}$ とした。アルミワイヤだけだと強度が不足するため、高強度繊維を追加して強度を向上させた。高強度繊維として非導電性繊維を追加すると電位がかかったときに放電を起こす恐れがあるため、導電性アラミド繊維を用いた。これらアルミワイヤや導電性アラミド繊維を撚り合わせた「子糸」を 2 本撚り合わせてできる「網糸」7 本から成り、両端の 2 本の網糸がその他の網糸よりも長さが長いことにより弛みを持たせた無結節網とした。子糸 2 本を撚り合わせる際に隣り合う網糸の子糸と交差させることで、結び目の無い結節を持つ網にすることができる。

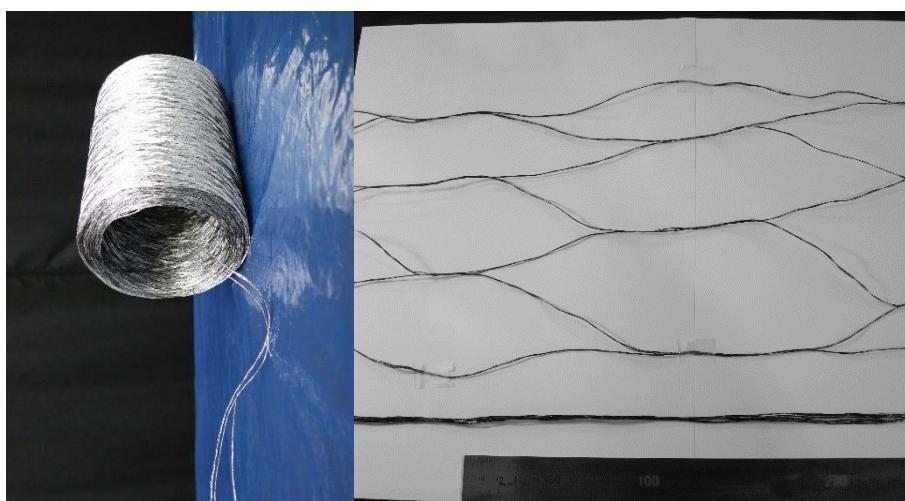


図 5-5 網状テザー

左：テザースプール、右上：強制的に広げた状態の網状テザー、右下：通常時のテザー[86]

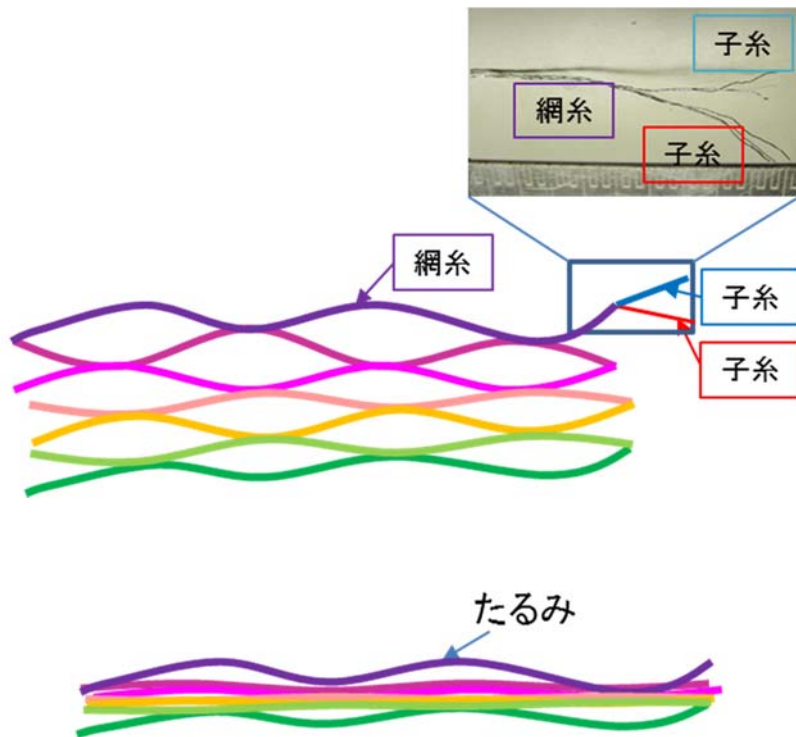


図 5-6 無結節網

上：強制的に広げた状態、下：通常状態のテザー。端の2本の網糸が他の網糸よりも長く弛むため、張力印加により網目がつぶれてしまっても幅を持たせることが可能。

このような無結節網の網状テザーは、魚網の製網機械・技術を用いて製作、巻き取りすることにより、長いテザーを安定した品質・低コストで製網・巻き取りすることができる。

このような網状のテザーであれば、切断する確率を低減し、寿命を長くできると期待できる[86]。デブリモデルは NASA や ESA により公開されているが、特に微小デブリに関しては観測情報が乏しいためモデルによる違いが大きい。NASA のデブリモデル ORDEM3.0 の方が mm サイズ級のデブリのフラックスが ESA のデブリモデル MASTER2009 より大きい、m 級のデブリについては ESA の MASTER2009 の方がフラックスが高くなっている。このようなデブリフラックスを仮定し、網糸が切断するデブリサイズ、デブリの通過範囲を超高速衝突試験で評価した結果を用いて網の切断寿命を評価した結果、7 網糸であればいずれのモデルにおいても、数ヶ月程度のミッションで 90% 程度の寿命が期待できる。なお MASTER2009 の方で顕著であるが、網糸数を増加しても軌道寿命が増加できないのは大きなサイズのデブリがテザーをまとめて切断する確率が小さくないからである。MASTER2009 を使用した場合、10cm 以上のデブリによる切断確率が高くなっているため、もし衝突回避運用を実施できれば、切断確率を低下することができる。

- ・ 運用衛星に対する衝突の可能性

衝突回避運用について検討する。デブリ除去衛星がテザーに接続された状況であれば、デ

デブリ除去衛星の GPS 受信機やスラスタが使用できるため、衝突が予測される場合に、端衛星のスラスタもしくは電流オンオフ制御によって軌道をずらし、衝突回避運用を行う[特開 2016-002813]。テザー端衛星に推力を付加すると、テザーの振動状態に影響を与える。推力が大きすぎると、テザーが回転してしまい、安定な鉛直状態を保てなくなる可能性もある。そのため、テザーの安定性を維持できるか推力範囲については数値シミュレーションで確認する。タイミングをうまく図って軌道速度方向逆向きに推力を与えることにより、衝突回避をすると同時にテザーの振動状態を低減し、さらに同時にデオービット時間短縮に寄与するように軌道降下をさせることもできると期待できる。

電流のオンオフ制御により軌道位置を制御することも期待できる。デブリ除去衛星が接続され、電子源を搭載している EDT の場合には電流を制御することができる。推進系の中には小まめなオンオフが困難な物もあるが、前述した電界放出型電子源の場合は、オンオフ制御をすることにも問題がない。電流をオフにしておくことにより、期待されるローレンツ力が発生せず、軌道の位相をずらすことができる。

また、万が一故障や切断して重力傾斜力が失われた場合には、テザーがまとまるようなクセをつけた「集束テザー」を提案する[特願 2017-2181064] (図 5-7)。網を製網する際に、ピアノ線等の捻り剛性の高い線を入れておくことで、製網時の撚りによってキンクしようとするため、張力が失われると集束する。図 5-8 は製作された集束テザーの一例であり、張力があれば通常のテザーのように伸展できるが、張力が失われると、網目が開き、ひっくり返るようになってコンパクトにまとまる。キンクの仕方は製網時の撚りのバランスによって調整でき、コイル状にまとまる例や網目を開く例等もできる。ある程度の張力で網目を開くことにより、電子集性能や微小デブリ衝突耐性を高くすることも期待できる。伸展直後の重力傾斜力が小さい時に集束テザーが集束してしまうと問題である場合は、伸展数十か

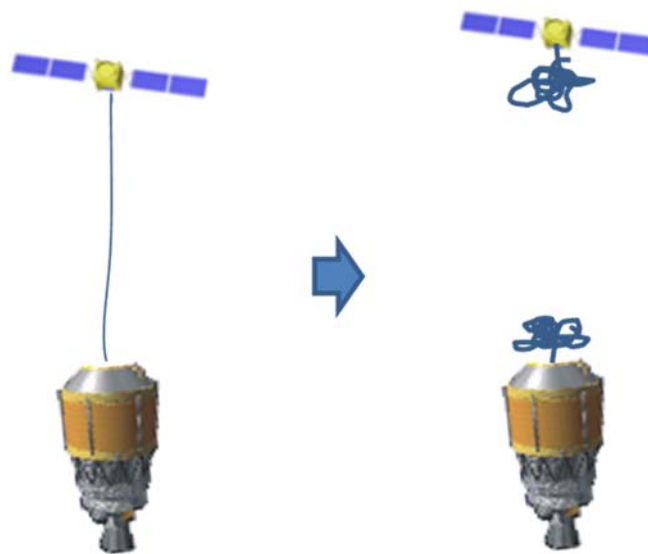


図 5-7 集束テザー

重力傾斜力があるときは伸展しているが、網を構成する繊維に撚り剛性の高いワイヤ等を入れておくことで、重力傾斜力が失われるとキンクすることによりコンパクトにまとまる。

ら数百 m 分は通常のテザーとしてなるべく伸展抵抗が小さい内抜きテザースプールから伸展し、ある程度テザーが伸展し、重力傾斜力が大きくなってからブレーキ力をかけながら集束テザーを伸展することで、張力をかけながら伸展することができる。

デブリ除去衛星の故障時には、軌道上でしばらく時間が経つと環境劣化等によって自動的に切断する機構をデブリへの取り付け部に入れておくことで、デブリからテザーを切り



図 5-8 製作された集束テザー

上：網目がひっくり返るようにまとまる例、中：コイル状にまとまる例、下：網目が開く例

離し、集束させる。例えば原子状酸素等で消散するカーボンナノチューブ紡績糸等で固縛することで、一定時間経過後に自動的に切断させることができる。またデブリと切り離されたテザー単体は大きな面積重量比を持つため、大気抵抗により通常のデブリより 100 倍以上早いスピードで落下すると期待できる。このように集束テザーを使用することで、万が一軌道上にテザーが残された場合でも、他の運用宇宙機に与えるリスクを低減することができる。

- ・ 制御落下

EDT の推力によって軌道高度が十分低下した後に、端衛星のスラスタによって落下位置を制御する。テザーの推力によって十分低い高度に到達した後、テザー端衛星のスラスタによりテザーを鉛直方向から速度方向に回転させ、テザーを介して牽引することにより速度方向に推力を与えて制御落下する方式が考えられる[特開 2016-002813]。デブリの密集した高い高度から直接テザー牽引により推力を与える場合には、長期間推力を与えたり、推力を停止した後にテザーの挙動が不安定化する恐れがあり制御が必要となるが、高度が十分低いところから大推力を与える場合には、推力を与える期間が限定的であり、推力によりリエントリ軌道に入った後のテザーの挙動が不安定化しても問題ないという利点がある。また、従来の制御落下（コントロールドリエントリ）のように、大推力で落下区域に落下させるのではなく、比較的小さな推力のタイミングを図ることで傷害予測数を低下できる区域に落下させるセミコントロールドリエントリと呼ばれる手法で、推力を小さくするあるいはテザーの切り離しタイミングを図ること等で、必要推力を低減できる可能性がある。

上述の課題解決方策の実現性を評価するため、EDT の発生推力、ダイナミクス等について、次章の詳細数値シミュレーションにおいて確認する。

5.5. 本章のまとめ

本章では、二つの課題のうちの二つ目、EDT システムの課題およびその解決方針を提案した。まず EDT の構成、過去の先行例について述べ、実績のない新規技術であり、推力の大きさ等デブリ除去への適合性が不明であるという課題があることについて述べた。EDT には、高軌道傾斜角で推力が小さいこと、切断可能性が大きいこと、衝突回避や制御落下が困難であること等の技術的課題があった。そこで、テザーの試験により取得したパラメータや、磁場・プラズマ密度等のモデルを使用した、詳細数値シミュレーションにより評価することを提案した。また微小デブリの切断や、故障時における運用衛星に対する負担の解決方法としては、網状テザーや集束テザーについて提案した。衝突回避や制御落下のために、デブリ除去衛星のスラスタを用いることを提案し、ダイナミクスの評価のためには、詳細数値シミュレーションが必要であることを述べた。詳細数値シミュレーションについては、次章にて述べる。

第6章 導電性テザーの数値シミュレーションによる実現可能性の検証

EDT の課題として挙げた通り、テザーの挙動や推力の予測は地上試験では困難であるため、数値計算により評価する必要がある。本章ではまず数値計算のためのモデル、パラメータについて述べる。そして推力履歴や電位等の数値計算結果を示し、テザーダイナミクスを考慮した衝突回避運用等、前章に述べたテザーの課題解決が可能であることを示す。さらに軌道やパラメータ等の影響についてまとめ、デブリ除去に適用可能であること、およびそれらの結果を元にデブリ除去衛星のシステム仕様設定方法について述べる。

6.1. 数値計算のためのモデル

柔軟構造で、曲がったり傾いたりするテザーの運動を模擬するために、テザーを多数の質点がばねとダッシュポッドで接続されたものとモデル化し、その質点にかかる力を計算してそのダイナミクスを評価する。

6.1.1. 座標系

テザーの各質点の運動は、系の重心を原点とする地球周回座標系（ヒルの座標系、図 6-1 の x^h, y^h, z^h ）で計算する。ここでは地球中心方向を $-y^h$ 方向、軌道面内で y^h 軸に直行し衛星周回方向を逆向きが正となるような方向を x^h 方向、軌道面外方向を z^h とする。

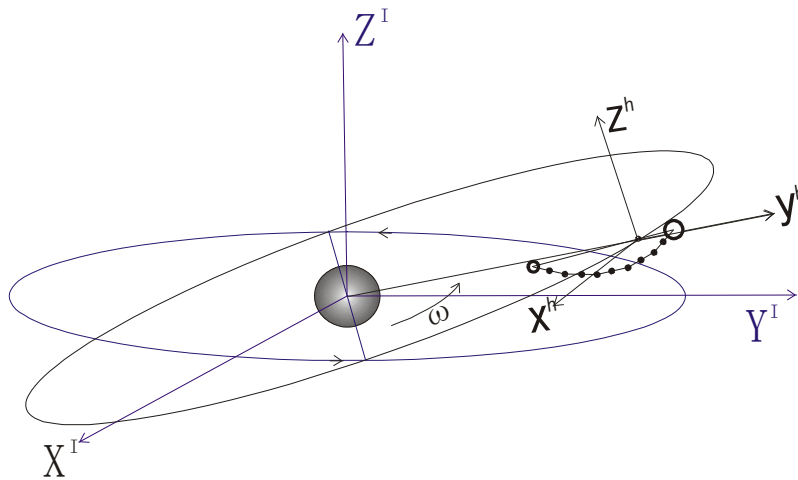


図 6-1 数値シミュレーションの座標系

6.1.2. 運動方程式

質点の運動方程式はラグランジュ方程式により導出する。今、慣性座標系 (X^I, Y^I, Z^I) における質点 i の位置ベクトル R_i 、速度ベクトル \dot{R}_i について、

$$\begin{aligned} R_i &= R_o + p_i \\ \dot{R}_i &= \dot{R}_o + \dot{p}_i + \dot{\theta} \times (R_o + p_i) \end{aligned} \quad (3)$$

R_o : 慣性座標系における質量中心の位置ベクトル

p_i : 質量中心からみた質点 i の位置ベクトル

$\dot{\theta}$: 軌道角速度ベクトル

が成り立つ。質量中心回転座標系における質点 i の速度ベクトル \mathbf{R}'_i は、

$$\mathbf{R}'_i = \begin{pmatrix} 0 \\ \dot{r} \\ 0 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \dot{x}_i \\ \dot{y}_i \\ \dot{z}_i \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\theta} \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} x_i \\ y_i + r \\ z_i \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{x}_i - \dot{\theta}(y_i + r) \\ \dot{y}_i + \dot{r} + \dot{\theta}x_i \\ \dot{z}_i \end{pmatrix} \quad (4)$$

r : 軌道半径

$\begin{pmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{pmatrix}$: 質量中心回転座標系での質点 i の位置ベクトル

よって質点 i の運動エネルギー K_i は

$$\begin{aligned} K_i &= \frac{1}{2} m_i |\mathbf{R}'_i|^2 \\ &= \frac{1}{2} m_i [\dot{x}_i^2 + \dot{y}_i^2 + \dot{z}_i^2 + \dot{\theta}^2 \{x_i^2 + (y_i + r)^2\} + 2\dot{\theta} \{x_i(\dot{y}_i + \dot{r}) - \dot{x}_i(y_i + r)\} + \dot{r}^2 + 2\dot{y}_i\dot{r}] \end{aligned} \quad (5)$$

m_i : 各質点の質量

となる。次に質点 i の重力によるポテンシャルエネルギー U_i は、

$$U_i = -\mu_e \left(\frac{m_i}{R_i} \right) = -\mu_e m_i [x_i^2 + (y_i + r)^2 + z_i^2]^{-\frac{1}{2}} \quad (6)$$

μ_e : 地球の重力定数 (= 3.986×10^5 [km³/sec²])

となる。

質点 i のラグランジュ関数 L_i は、

$$\begin{aligned} L_i &= K_i - U_i \\ &= \frac{1}{2} m_i [\dot{x}_i^2 + \dot{y}_i^2 + \dot{z}_i^2 + \dot{\theta}^2 \{x_i^2 + (y_i + r)^2\} + 2\dot{\theta} \{x_i(\dot{y}_i + \dot{r}) - \dot{x}_i(y_i + r)\} + \dot{r}^2 + 2\dot{y}_i\dot{r}] \\ &\quad + \mu_e m_i [x_i^2 + (y_i + r)^2 + z_i^2]^{-\frac{1}{2}} \end{aligned} \quad (7)$$

である。ラグランジュ方程式は一般化座標 q 、一般化力 Q として、次式によって求められる。

$$\frac{d}{dx} \left(\frac{\partial L_i}{\partial \dot{q}} \right) - \frac{\partial L_i}{\partial q} = Q_i \quad (8)$$

よって、

$$\begin{aligned} \ddot{x}_i &= (y_i + r)\ddot{\theta} + 2(\dot{y}_i + \dot{r})\dot{\theta} + x_i\dot{\theta}^2 - \mu_e x_i [x_i^2 + (y_i + r)^2 + z_i^2]^{-\frac{3}{2}} + \frac{Q_{xi}}{m_i} \\ \ddot{y}_i &= -\ddot{r} - x_i\ddot{\theta} - 2\dot{x}_i\dot{\theta} + (y_i + r)\dot{\theta}^2 - \mu_e (y_i + r) [x_i^2 + (y_i + r)^2 + z_i^2]^{-\frac{3}{2}} + \frac{Q_{yi}}{m_i} \\ \ddot{z}_i &= -\mu_e z_i [x_i^2 + (y_i + r)^2 + z_i^2]^{-\frac{3}{2}} + \frac{Q_{zi}}{m_i} \end{aligned} \quad (9)$$

外力が加わると、系の重心はこの回転座標の原点からやがて離れていく。そこで、ローレンツ

力、空気抵抗等による軌道の摂動はガウスの惑星方程式を使用して軌道要素の変化を計算し、軌道を変化させたタイミングでヒルの座標を取り直し、系の重心が原点に戻るようにして計算を行った。

$$\begin{aligned}
 \frac{da}{dt} &= \frac{2}{na} \left(R \frac{ae}{\eta} \sin f + S \frac{a^2 \eta}{r} \right) \\
 \frac{de}{dt} &= \frac{\eta}{na} \{ R \sin f + S (\cos f + \cos u) \} \\
 \frac{di}{dt} &= \frac{r}{na^2 \eta} W \cos(f + \omega) \\
 \frac{d\sigma^I}{dt} &= -\frac{1}{na} \left(\frac{2r}{a} - \frac{\eta^2}{e} \cos f \right) R \\
 &\quad - \frac{\eta^2}{nae} \left(1 + \frac{r}{p} \right) S \sin f \\
 \frac{d\omega}{dt} &= \frac{\eta}{nae} \left\{ -R \cos f + S \left(1 + \frac{r}{p} \right) \sin f \right\} \\
 &\quad - \frac{r \sin(f + \omega)}{na^2 \eta} W \cot i \\
 \frac{d\Omega}{dt} &= \frac{r \sin(f + \omega)}{na^2 \eta \sin i}
 \end{aligned} \tag{10}$$

ただし、

$$\begin{aligned}
 n &= \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \\
 \eta &= \sqrt{(1-e^2)} \\
 p &= (1-e^2)a \\
 \frac{d\sigma^I}{dt} &= \frac{d\sigma}{dt} + \dot{t} \frac{dn}{dt}
 \end{aligned}$$

R : 外力の動径成分

S : 外力の軌道面内において動径に垂直な成分

W : 外力の軌道面に垂直な成分

a : 軌道長半径

e : 軌道離心率

i : 軌道傾斜角

Ω : 昇交点経度

ω : 近点引数

σ : 平均近点離角

f : 真近点離角

u : 離心近点角

6.1.3. テザーモデル（離散質点モデル）

テザーはその質量や柔軟性を考慮するために、図 6-2 のように多数の質点がバネとダッシュポットで接続されたものとモデル化した。そして空気抵抗やローレンツ力等の力も、各質点に分散してかかるものとして計算を行った。本来、連続体であるテザーの微小な曲げ剛性や部分的な巻癖等のモデル化困難な力を考えると、無重量空間中の網状テザーの細かい挙動は予測困難であるが、重力傾斜力が働いた状態ではテザーは鉛直方向に安定しようとするため、このような離散質点モデルで全体的な挙動の評価が可能となる。逆に言えば、重力傾斜が働かない状態等の長期的な安定性は保証するのが困難であるため、そのような状態で使用しないことが重要となる。

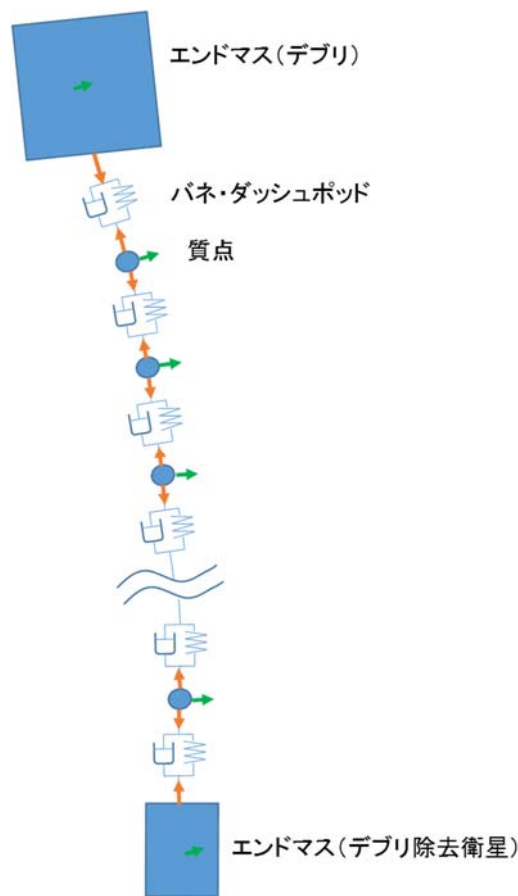


図 6-2 テザー質点モデル

i 番目のテザーセグメントのばねによる力 F_{spring_i} は

$$F_{spring_i} = k_i(l_i - l_{org_i}) \frac{(R'_{i+1} - R'_i)}{|R'_{i+1} - R'_i|} \quad (11)$$

k_i : i 番目のテザーセグメントのばね定数

l_i : i 番目のテザーセグメントのばね長さ $= |R'_{i+1} - R'_i|$

l_{org_i} : i 番目のテザーセグメントのばね自然長

ただし、ばねが自然長より伸びている場合のみ働くものとし、自然長より短い場合は反力は働かないものとする。またばね定数 k_i は下記のように計算される。

$$k_i = \frac{E_i A_i}{l_{org,i}} \quad (12)$$

E_i : i 番目のテザーセグメントのヤング率

A_i : i 番目のテザーセグメントの断面積

i 番目のテザーセグメントのダッシュポッドによる力 $F_{dashpod,i}$ は、両側の質点の相対速度のうち、質点間方向成分のみが働くものとする。

$$F_{dashpod,i} = c_i (\dot{\mathbf{R}}'_{i+1} - \dot{\mathbf{R}}'_i) \cdot (\mathbf{R}'_{i+1} - \mathbf{R}'_i) \frac{(\mathbf{R}'_{i+1} - \mathbf{R}'_i)}{|\mathbf{R}'_{i+1} - \mathbf{R}'_i|^2} \quad (13)$$

c_i : 各テザーセグメントの減衰係数

ただし、質点間方向のみの運動に対する減衰にすると、それに直行する相対速度が減衰せず、質点間距離がほとんど変わらないまま各質点が交互に横方向の振動を持つモードが発生してしまうため、テザーの全体的な運動に大きな影響を与えないレベルの微小な横振動の減衰率も設定する。

ローレンツ力は電流と地球磁場の相互作用により発生する。セグメント i に流れる電流ベクトル \mathbf{I}_i は各セグメントの電流 I_i を用いて

$$\mathbf{I}_i = I_i \frac{(\mathbf{R}'_{i+1} - \mathbf{R}'_i)}{|\mathbf{R}'_{i+1} - \mathbf{R}'_i|} \quad (14)$$

と得られる。従って、セグメント i に作用するローレンツ力ベクトル $\mathbf{F}_{lorentz,i}$ は、セグメント i における地磁場 \mathbf{B}_i として、

$$\mathbf{F}_{lorentz,i} = |\mathbf{R}'_{i+1} - \mathbf{R}'_i| (\mathbf{I}_i \times \mathbf{B}_i) \quad (15)$$

として求められる。ここで、電流値および地球磁場は後に述べる電流分布および地球磁場モデルから得られる。

大気抵抗は、以下の式で示される。大気密度は後に述べる大気モデルより得られる。

$$\mathbf{F}_{airdrag,i} = \frac{1}{2} C_d \rho_i(h) A_i |\mathbf{V}_{orb,i}| \mathbf{V}_{orb,i} \quad (16)$$

C_d : 大気抵抗係数

$\rho_i(h)$: i 番目の質点 (高度 h) での大気密度

A_i : 進行方向に垂直な断面積

$\mathbf{V}_{orb,i}$: 軌道速度

ローレンツ力や空気抵抗等、テザーセグメントにかかる力は、各セグメントの両側の質点に

1/2 ずつ分配して力がかかるものとする。

6.1.4. テザー伸展モデル

テザーの伸展は質点を追加することで模擬した。テザーリールを搭載したエンドマスと、エンドマス直近の質点との距離が伸展に伴い伸びていき、ある一定距離を越えると新たな質点が追加されるものとする（図 6-3）。新たに追加される質点は、その直前までエンドマス直近の質点の相対速度のエンドマス方向成分を持つ。新しい質点を追加すると同時に、エンドマスの重量は質点分だけ減少させる。また追加される質点とリール搭載衛星の運動量を保存するようにする。

伸展し終わった質点間には通常のテザーと同様に、ばねとダッシュポッドから発生する張力が働くとするが、リールを搭載した質点およびそれに一番近い質点には、テザーをリールからほどこくときに発生する伸展抵抗がかかるものとする。

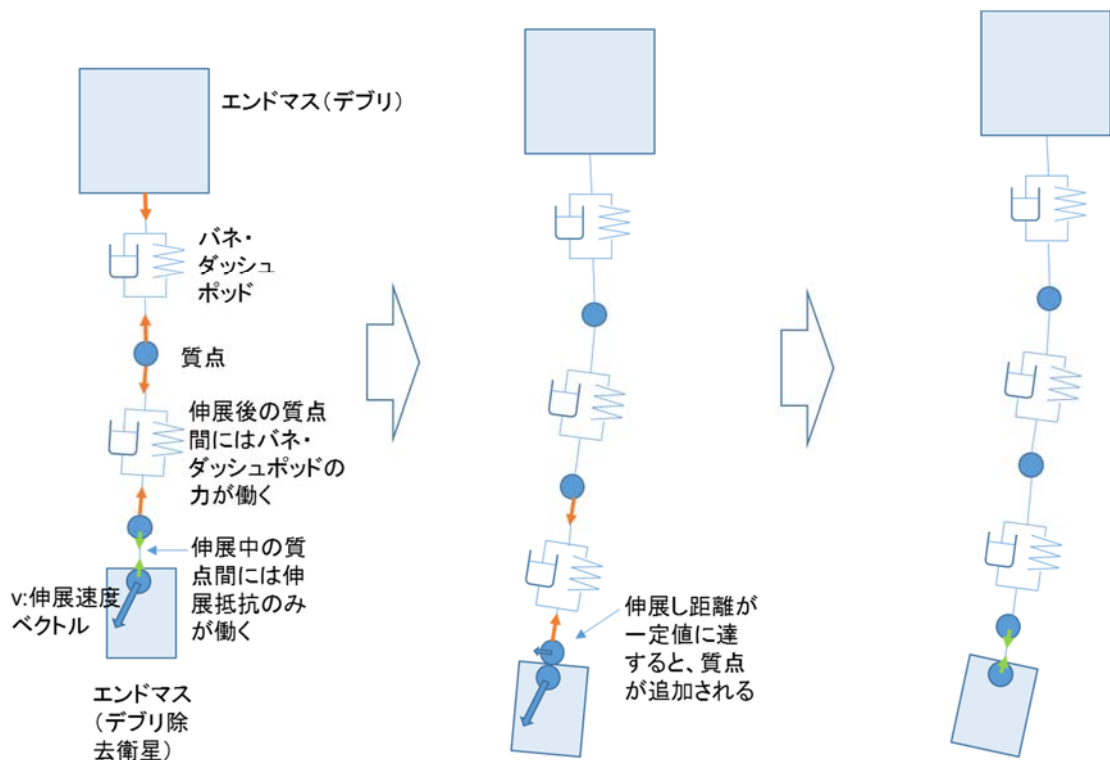


図 6-3 テザー伸展モデル

$$\mathbf{V}_{new} = (\mathbf{V} \cdot \mathbf{e})\mathbf{e} \quad (17)$$

\mathbf{V}_{new} : 新しく繰り出される質点の速度

\mathbf{V} : 伸展速度（リールに一番近かった質点の相対速度）

\mathbf{e} : リールに一番近い質点の相対位置の単位ベクトル

6.1.5. 巻き癖モデル

テザーの巻き癖とは、金属製のテザーをリールに巻きつけておくことで発生するバネ状の形状のことであり、非常に弱いばねのような挙動を示す。巻き癖は張力が小さいときのみ発生し、テザーにある程度張力がかかればこの巻き癖は伸ばされ、テザー本来の張力が発生する。巻き癖は、巻き癖の縮み割合、巻き癖のバネ定数、巻き癖の減衰率でモデル化する（図 6-4）。巻き癖はテザーが巻かれていた直径に依存するため、実際にはテザーの根元と先端で変化するが、参考文献[87]によりその影響は小さいことが確認できているため、ここでは一定値とする。

巻き癖のモデルとして、質点間のテザー長（ $L_{nominal}$ ）と巻き癖の縮み割合（巻き癖率と呼ぶ） $coiling_ratio$ ($0 < coiling_ratio \leq 1$) を新たに設定する。 $L_{nominal}$ にこの $coiling_ratio$ を乗じた長さを巻き癖の自然長（ $L_{nominal}^{\prime}$ ）とする。子衛星と隣接する質点の距離がこの $L_{nominal}^{\prime}$ を超えたら新たな質点が放出されるようにして伸展を模擬する。

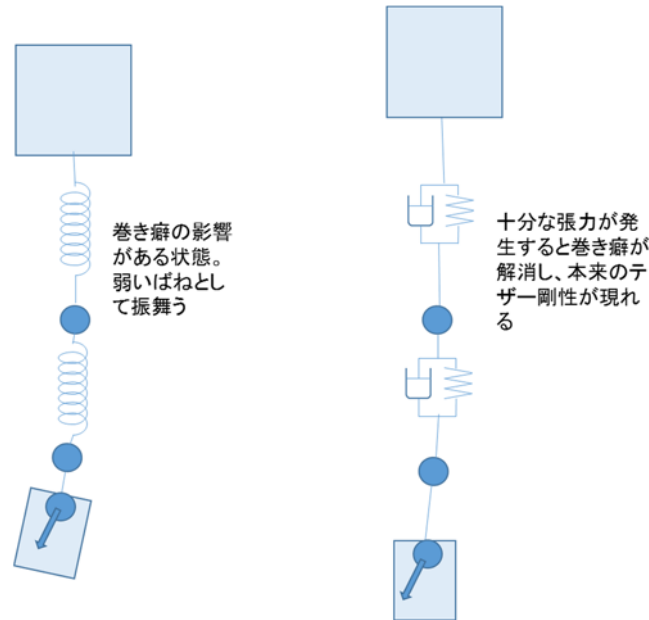


図 6-4 巻き癖モデル

左：巻き癖により、弱いばねとして振舞う場合。右：張力がかかり、巻き癖は消えてテザー自体のばね・ダッシュポッドが働く場合

6.1.6. 衛星姿勢

衛星姿勢は剛体として計算し、衛星上の一点にテザーを取り付ける取付点を定義する。テザーの張力はその取付点に作用し、衛星は並進および回転運動を行う。

$$\frac{d\mathbf{H}}{dt} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} = \mathbf{M} \quad (18)$$

$\boldsymbol{\omega}$: 衛星の角速度ベクトル = $(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$

\mathbf{H} : 衛星の角運動量ベクトル = $\mathbf{I} \cdot \boldsymbol{\omega}$

\mathbf{M} : 衛星に作用するトルク

\mathbf{I} : 衛星の慣性モーメント

$$\begin{aligned}
 \dot{q}_1 &= \frac{1}{2}(q_2\omega_z - q_3\omega_y + q_4\omega_x + q_2\omega) \\
 \dot{q}_2 &= \frac{1}{2}(-q_1\omega_z + q_3\omega_x + q_4\omega_y - q_1\omega) \\
 \dot{q}_3 &= \frac{1}{2}(q_1\omega_y - q_2\omega_x + q_4\omega_z - q_4\omega) \\
 \dot{q}_4 &= \frac{1}{2}(-q_1\omega_x - q_2\omega_y - q_3\omega_z + q_3\omega)
 \end{aligned}
 \tag{19}$$

(q_1, q_2, q_3, q_4) : 衛星のクォータニオン

6.1.7. 二次元 OML モデル (電子収集モデル)

テザーには誘導起電力により、周辺プラズマとの電位差が生じるが、電位が高い部分で電子収集が行われ、電位が低い部分ではイオンが収集される。イオンは電子に比べると質量が大きいため、イオンの収集はわずかであり、プラズマと同電位の点から電流はほぼ一定 (微減) となる (図 6-5)。この電子収集のモデルは、二次元 Orbital Motion Limit (OML) 理論を用いている。まず、テザー電位がプラズマ電位に対して正となる部分についてのみ考える。

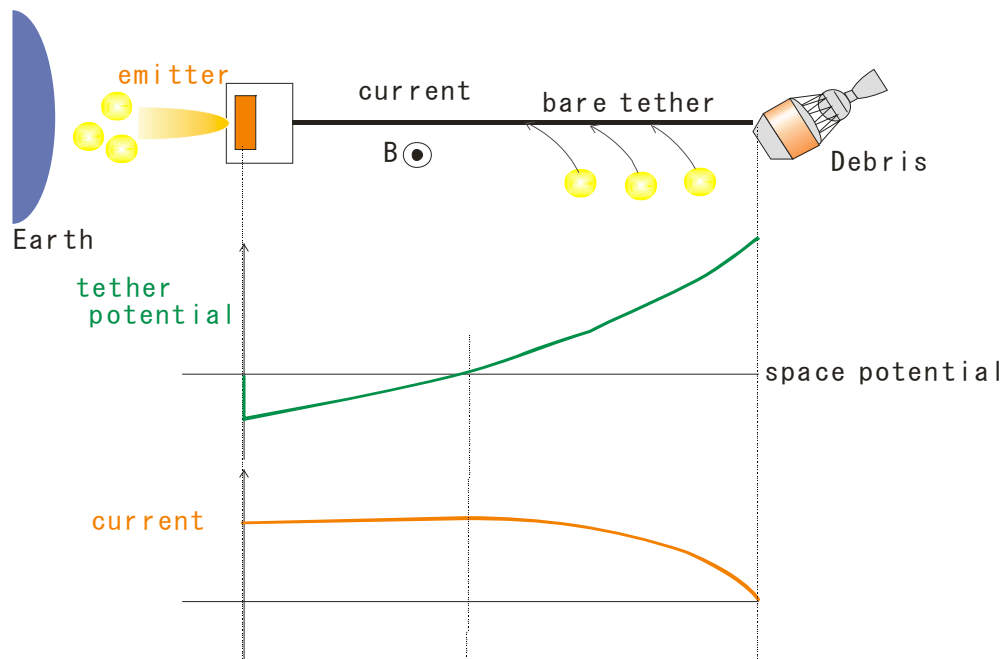


図 6-5 テザー電位および電流の概念図

図 6-6 のように、プラズマに対する電位が 0 となる地点を $x=0$ とし、テザーの単位長さあたりの収集電流を $j_c(x)$ [A/m] とすると、

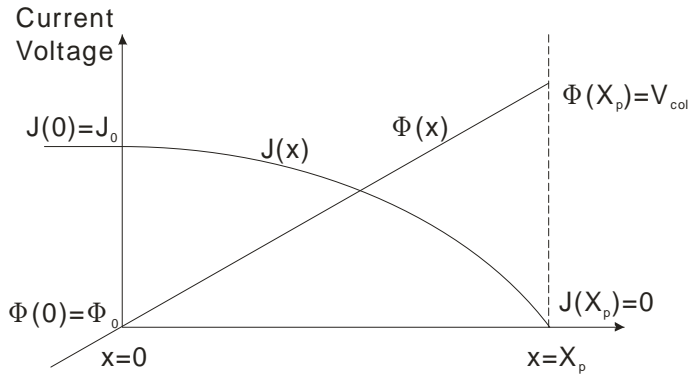


図 6-6 ベアテザー正電位部の電位電流分布

$$\begin{aligned}
 j_c(x) &= j_{2D-OML}(x) \cdot \pi d \\
 &= \frac{en_p}{\pi} \left(\frac{2e\phi(x)}{m_e} \right)^{\frac{1}{2}} \pi d \\
 &= en_p d \left(\frac{2e\phi(x)}{m_e} \right)^{\frac{1}{2}}
 \end{aligned} \tag{20}$$

j_{2D-OML} : 二次元 OML 理論による収集電子電流密度 [A/m²]

d : テザー直径 [m]

e : 素電荷 [C]

n_p : プラズマ数密度 [/m³]

ϕ : プラズマ電位に対するテザー電位 [V]

m_e : 電子質量 [kg]

となる。ただし、上式中の二次元 OML 理論の電流の式は以下の条件

$$e\phi \gg kT_e \tag{21}$$

k : ボルツマン定数 [J/K]

T_e : プラズマ電子温度 [K]

が成り立つ場合のみ有効である。(20) において、

$$a = en_p d \left(\frac{2e}{m_e} \right)^{\frac{1}{2}} \tag{22}$$

と置くと

$$j_c(x) = a\phi(x)^{\frac{1}{2}} \tag{23}$$

また、位置 x におけるテザー電流 J は定電流部の電流を J_0 として、

$$J(x) = J_0 - \int_0^x j_c(x) dx \tag{24}$$

となる。一方、位置 x におけるテザー電位 ϕ は、

$$\phi(x) = v_{emf} x - r_t \int_0^x J(x) dx \quad (25)$$

v_{emf} : 単位長さあたりの誘導起電力 [V/m]

r_t : 単位長さあたりのテザー抵抗 [\square/m]

となる。これらの式によって、正電位部の電位電流特性が決まる（以下では (x) の標記を省略）。

(23) を (24) に代入して x で微分すると、

$$\frac{dJ}{dx} = -a\phi^{\frac{1}{2}} \quad (26)$$

(25) を x で微分すると、

$$\frac{d\phi}{dx} = v_{emf} - r_t J \quad (27)$$

(26)、(27) から dx を消去すると、

$$-a\phi^{\frac{1}{2}} d\phi = (v_{emf} - r_t J) dJ \quad (28)$$

両辺積分して、 c_1, c_2 を定数として

$$-\frac{2a}{3}\phi^{\frac{3}{2}} + c_1 = v_{emf} J - \frac{r_t}{2} J^2 + c_2 \quad (29)$$

ここで、 $\phi=0$ のとき $J=J_0$ であるため、

$$c_1 - c_2 = v_{emf} J_0 - \frac{r_t}{2} J_0^2 \quad (30)$$

これを (29) に代入すると、テザー電位 ϕ はテザー電流 J の関数として次式で表される。

$$\phi = \left[\frac{3}{2a} \left\{ \frac{r_t}{2} (J^2 - J_0^2) - v_{emf} (J - J_0) \right\} \right]^{\frac{2}{3}} \quad (31)$$

また、ベアテザー端の電位 V_{col} はそこで $J=0$ であるため、

$$V_{col} = \left[\frac{3}{2a} \left\{ -\frac{r_t}{2} J_0^2 + v_{emf} J_0 \right\} \right]^{\frac{2}{3}} \quad (32)$$

(31) を (23) に代入すると各位置での j_c が求まり、これを (24) に入れることで電位・電流・位置の相関を得ることができる。

テザー電位がプラズマ電位に対して負となる部分（電子エミッタに近い側）については、上記と同様にイオンが収集される。イオンの重量は電子に比べて大きいため、電子源から電子を放出しない場合には、ほとんどの電位は負に沈み、わずかなイオンが収集される。なお、スペースシ

ヤトルから球状コレクタで電子収集した TSS-1 でも予測されていた電流より多くの電流が収集された。そのため、実証実験の結果により電子収集性能は評価、モデル化する必要がある。

数値シミュレーションにおいてはテザーは離散質点でモデル化しているため、この電流・電位についても離散的に計算している。プラズマに対してテザーの電位は、収集する電子・イオン、および放出する電子のバランスによって決まると考えられる。そこで数値シミュレーションではまず電子源の無い側のテザー端においてある電位を仮定して、次々に隣り合う質点の電位・その間に流れる電流を計算し、電子源側のテザー端において流せる電流になるようにイタレーションしてプラズマに対する電位を設定している。次項に示すように、電子源から放出できる電子の量はプラズマに対する電位によって決まることから、例えばもし電子源側のテザー端において放出できる電子量より多くの電子が収集されている場合にはプラズマに対するテザーの電位を少し下げて再計算し、電子源から放出できる電子量とバランスするようにしている。

6.1.8. 電子源からの電子放出

電子源からプラズマ中に放出できる電子は、電子源の電位に依存する。電子源がプラズマに対し十分低電位であれば、ゲート電極に電圧を印加することにより電子をプラズマ中に放出できるが、あまり電位が低くない場合には放出した電子が宇宙機に戻ってきてしまいプラズマ中に放出できない。後述の軌道上実証における結果も踏まえ、図 6-7 のような、 $-5V$ 以下で電子放出が可能となり、 $-100V$ で完全に放出できるモデルを使用する。

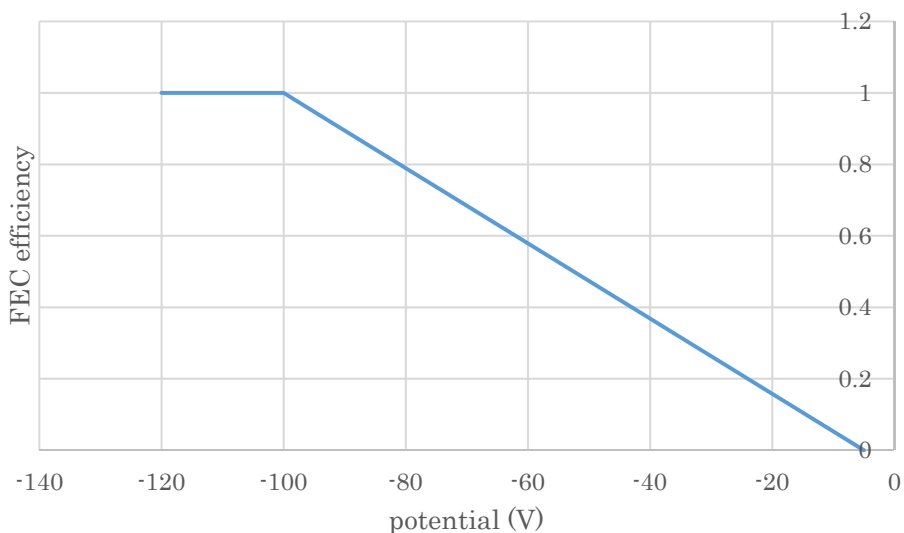


図 6-7 電子源からの電子放出モデル

6.1.9. 環境モデル（プラズマモデル、地磁場モデル、重力場モデル）

詳細評価のため、下記モデルを用いた。

- ・ プラズマ密度： International Reference Ionosphere(IRI) 2016

- ・ 磁場： International Geomagnetic Reference Field(IGRF)-12 (10*10 次)
- ・ 大気モデル： NRL Mass Spectrometer Incoherent Scatter Radar Extended Model(NRLMSISE)-00
- ・ 地球重力ポテンシャル： Earth Gravitational Model(EGM) 96(10*10 次)

6.1.10. 温度計算モデル

温度計算には、太陽入熱、アルベド、地球赤外、ジュール熱、電子収集熱、空力加熱を考慮した。それぞれの入熱・排熱が各質点にあり、質点間で熱伝達するものとする。テザーの温度変化によりテザーが伸縮するだけでなく、EDT では温度による導電率が変化するものとした。導電率が変化することによって電子収集性能が大きく変化する。

6.2. EDT 物理特性取得のための試験について

数値計算に必要な各種パラメータを得るために、下記のような試験を実施し、それによって得られた結果をシミュレーションにて使用した。詳細は A.1 を参照のこと。

- ・ 強度および剛性：引張試験（常温・高温および低温）
- ・ 減衰率：加速度計による振動計測
- ・ 巻き癖率：巻き癖率、巻き癖のばね定数、減衰率評価試験
- ・ 熱光学特性：真空中模擬太陽光照射における温度計測、 α 、 ϵ 計測（推定）
- ・ 熱膨張率：熱膨張率計測
- ・ 伸展抵抗：放出試験、テザー巻き取り試験による力センサでの伸展抵抗評価

熱容量や温度による導電率の変化は、アルミニウム等の材料物性値を用いた。重量や直径は試作したテザーを実測した。その他微小デブリ衝突によるテザーの切断確率評価（寿命評価）のための超高速衝突試験や、放電が起こらないことの確認のための放電試験、真空固着やテザー付け根での繰り返し曲げによる破損の確認のための真空チャンバ内の試験等を実施した。

6.3. 数値計算におけるパラメータ

前項のような試験から得られたテザーのパラメータおよび、デブリ除去衛星のパラメータとして、以下の値をノミナル値とする。軌道やテザースペック等の各種パラメータを変更させた場合の結果は 6.4.5 項にて比較する。

6.3.1. テザー

まずテザーについては図 5-5 のような網状ベアテザーを仮定した。電流を流すためのワイヤとしては、重量あたりの導電率が高いアルミニウムを、強度を向上させるためには導電性のアラミド繊維を用いた。微小デブリの衝突による切断確率を低減するために、たるみを持たせた網状テザーとし、網糸は 7 本とした。網の結節部における接触抵抗を低減させるために、アルミニウ

ムの周りに銅でカバーした、銅クラッドアルミワイヤを用いている。

テザーのパラメータは下記のように設定した。

- ・ テザー長 : 10 [km]
- ・ テザー直径 : 0.0032 [m]
- ・ 線密度 : 2.5 [g/m]
- ・ 剛性 : 13 [Gpa]
- ・ 減衰率 : 縦方向 0.01、横方向 10^{-5}
- ・ 電気抵抗 : 400 [Ω]
- ・ 熱伝導率 : 147.386 [W/mK]
- ・ 比熱 : 863.71 [J/(kg·K)]
- ・ 熱膨張率 : 25.0×10^{-6}
- ・ 太陽光吸収率 α : 0.9
- ・ 垂直赤外放射率 ε : 0.68
- ・ 巻癖率 : 1.0
- ・ 伸展抵抗 F_{deploy} は A.1 項で述べる試験に基づき、速度およびエンドマス姿勢に依存した力とする。

$$F_{deploy} = 0.0047v + 0.027\theta + 0.0033 \text{ [N]} \quad (33)$$

v : テザー伸展速度、

θ : リールからテザーが伸展する角度

- ・ テザー質点数 : 21

6.3.2. デブリ

下記のような大型ロケット上段を仮定する。

- ・ 重量 : 3400 [kg]
- ・ 慣性モーメント : (17000, 6500, 17000) [kgm²] (ただし定常状態のシミュレーションにおいては高速化のため質点として扱い、姿勢運動は無視した)
- ・ 断面積 : 34 [m²]
- ・ 熱容量 : 3.06×10^6 [J/K]
- ・ 太陽光吸収率 α : 0.48
- ・ 垂直赤外放射率 ε : 0.81

6.3.3. デブリ除去衛星

下記のような小型衛星を仮定する。

- ・ 重量 : 150 [kg]
- ・ 断面積 : 1.5 [m²]
- ・ 熱容量 : 3.6×10

- ・ 5 [J/K]
- ・ 太陽光吸収率 $\alpha : 0.48$
- ・ 垂直赤外放射率 $\varepsilon : 0.81$

6.3.4. 軌道

軌道による違いは後ほど調べることにし、まずは推力が小さくなると懸念される高軌道傾斜角の混雑軌道の例として、高度 800km、軌道傾斜角 98 度の太陽同期軌道を仮定する。その場合、発生する誘導起電力の向きから、電子源を搭載しているデブリ除去衛星が反地球側に伸展する必要がある。軌道傾斜角 90 度以下の軌道では、デブリ除去衛星が地球側になる。

- ・ 長半径 : 7178 [km]
- ・ 離心率 : 0.0
- ・ 軌道傾斜角 : 98.0 [deg]
- ・ 近地点引数 : 180.0 [deg]
- ・ 昇交点赤経 : 180.0 [deg]
- ・ 平均近点角 : 0.0 [deg]

6.3.5. その他の条件

軌道計算を行う時期としては、平均的な太陽活動であった 1999 年を仮定する。時期やその他のパラメータによる影響は、後ほど考察する。テザーは鉛直方向に伸展した状態からシミュレーションを開始する。運動方程式は 4 次のルンゲ=クッタ法により積分した。

- ・ 時期 : 1999 年 4 月 10 日 0 時 0 分 00 秒
- ・ テザーダイナミクス時間刻み : 0.001 [sec]
- ・ 軌道・電流・温度計算時間刻み : 1 [sec]
- ・ テザー振動状態 : 面内・面外とも 0 [deg] (鉛直状態)

6.4. 数値計算の結果

EDT 動作時の定常状態、および課題解決策がダイナミクスの問題ないかどうか確認するための数値計算の結果について、以下に示す。

6.4.1. 定常状態

高度 800km、軌道傾斜角 98 度の軌道における、磁場、プラズマ密度履歴は図 6-8、図 6-9 の通り。EDT 動作時の数値計算結果は軌道等によって異なるが、ここではまず高軌道傾斜角における推力が十分かどうかを確認するために、高軌道傾斜角の例を示している。EDT 推力においては、軌道降下に寄与するのは主に磁場の面外成分であるが、高軌道傾斜角では磁場の面外成分は小さい。また地磁場が地軸と傾いており、地球が自転しているため、軌道周期による変動に加えて一日周期の変動が見られる。軌道傾斜角 90 度以上であるため、面外磁場は負の時間帯が

多いが、正の値を持つ時間帯も若干あり、その間は誘導起電力の向きが逆向きになる。軌道傾斜角 90 度以上の場合、反地球側に電子源を搭載すると想定しているため、誘導起電力の向きが想定と逆になっている時間帯は電子源から電子は放出できない。電子源はない状態となるが、イオンが収集されるためわずかな電流が流れることになる。時刻 0 秒後、1000 秒後、2000 秒後等のタイミングでのテザーの電位分布は、図 6-10 の通り。デブリ側、除去衛星側の電位は図 6-11、図 6-12 の通り。電流、発生するローレンツ力は図 6-13、図 6-14 の通り。このように得られる電流や推力は、磁場、プラズマ密度の変化によって大きく変動する。通常状態のテザーの振動は図 6-15 の通り、面内振動周期は軌道周期の約 $1/\sqrt{3}$ で、面外は軌道周期の約 $1/2$ で振動する。数値計算はテザー鉛直状態から開始しているが、ローレンツ力・空気抵抗等の分布力がテザーに発生すると、系の重心はテザー長さの中心ではなく重いデブリ側にあるため、テザーを回転させるトルクが働く。テザーが傾くと重力傾斜力により、鉛直状態に戻ろうとする。面外の振動周期は軌道周期の約 $1/2$ であるため、軌道周期であるローレンツ力・空気力等が働くと、共鳴して増加していく。しかしテザーの内部摩擦等による減衰力があるとテザーの振動は減衰していく。4km の非導電性テザーである TiPS は伸展直後に約 47 度の面内振動角があったが、3 ヶ月後には 12 度に減衰した[71]。テザーの減衰率は A.1.2 の実験結果を考慮しているが、精確な計測が困難であるため、ここでは不安定にならないか厳しい側の評価するため、小さな値（縦振動 0.01、横振動： 10^{-5} ）を仮定している。

テザーの温度履歴は図 6-16 の通り。電子収集やジュール熱に比べ太陽光照射による影響が大きく、日陰では温度が下がるが食明けで温度が上がり、テザーの傾きが太陽光方向に対して垂直になったときに最大熱入量となり温度最大となる。そして太陽直下点近傍になると、鉛直方向姿勢に近いテザーへの入射量が減少するため温度が下がるが、再び太陽光方向に対して垂直になるときに温度が上昇するため、一軌道周回で二山形状となる。この温度変化により、テザーの自然長は数十 m 伸縮しているが、ダイナミクス的には大きな影響はなかった。

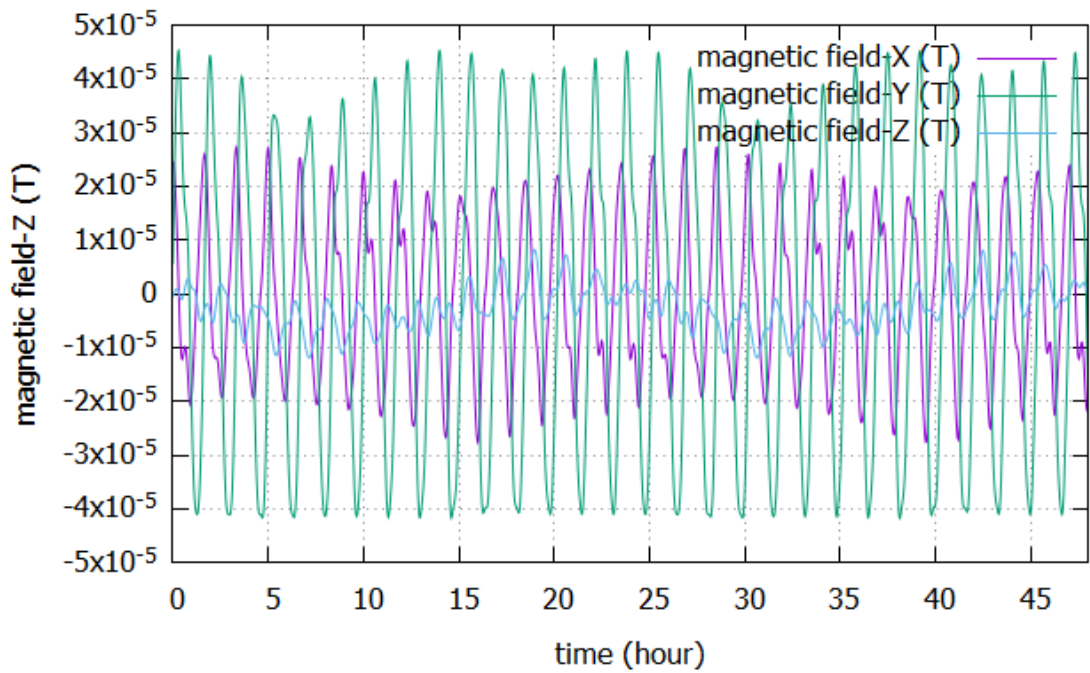


図 6-8 地磁場履歴

主に磁場の軌道面外成分 (Z 方向成分) が鉛直状態のテザーに流れる電流との干渉で軌道降下するための推力を発生させるが、高軌道傾斜角では面外成分が小さい。また地球自転の影響で1日周期で面外成分が正になる時間と負になる時間が存在する。

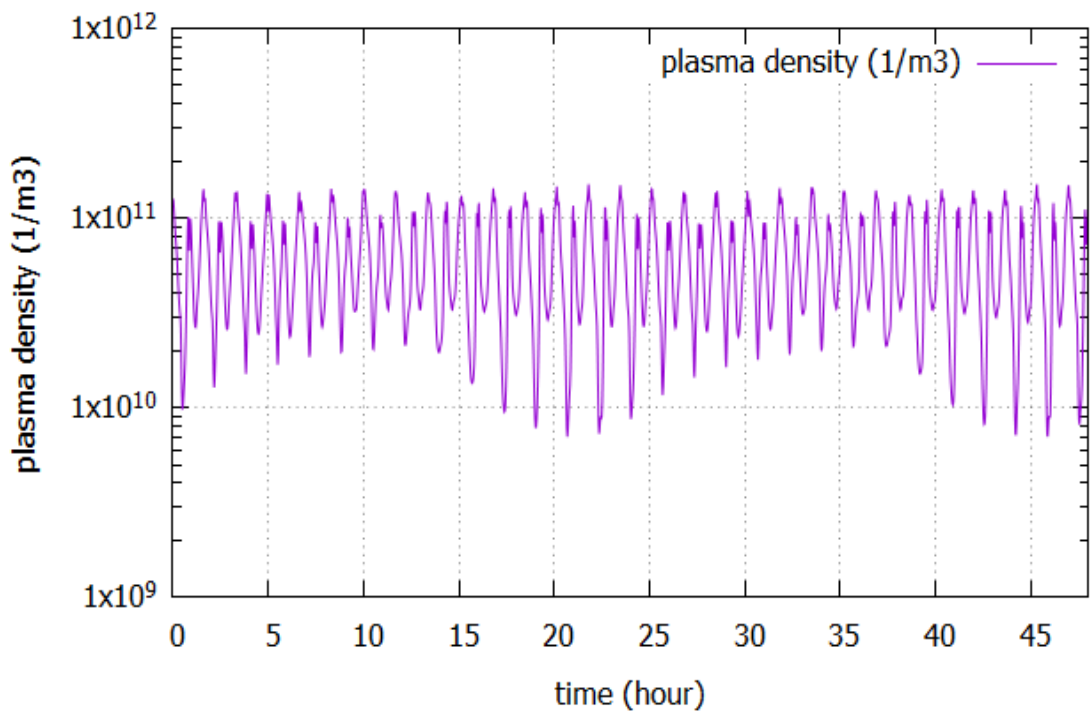


図 6-9 プラズマ密度履歴

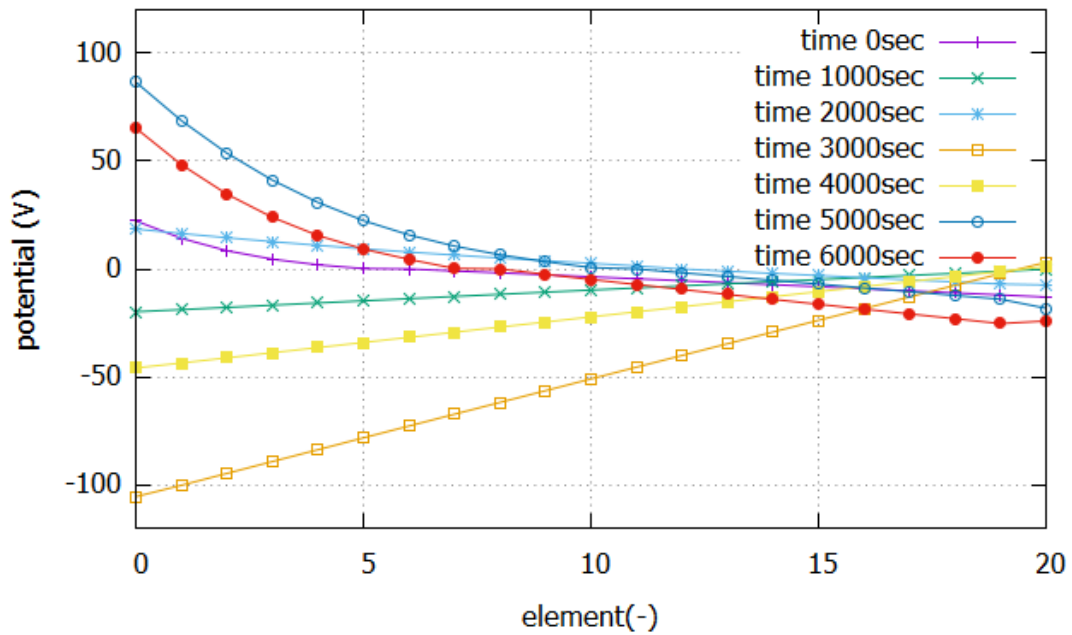


図 6-10 テザー電位分布

横軸のエレメント 0 番がデブリ側、エレメント 20 番がデブリ除去衛星側。図 6-11 から分かる通り、時刻 0, 2000, 5000, 6000 秒のタイミングではデブリ側の電位が正でデブリ除去衛星側が負の電位を持つが、1000, 3000, 4000 秒のタイミングでは誘導起電力が逆向きのためデブリ除去衛星側の電位が正となり、電子源から電子を放出できない。

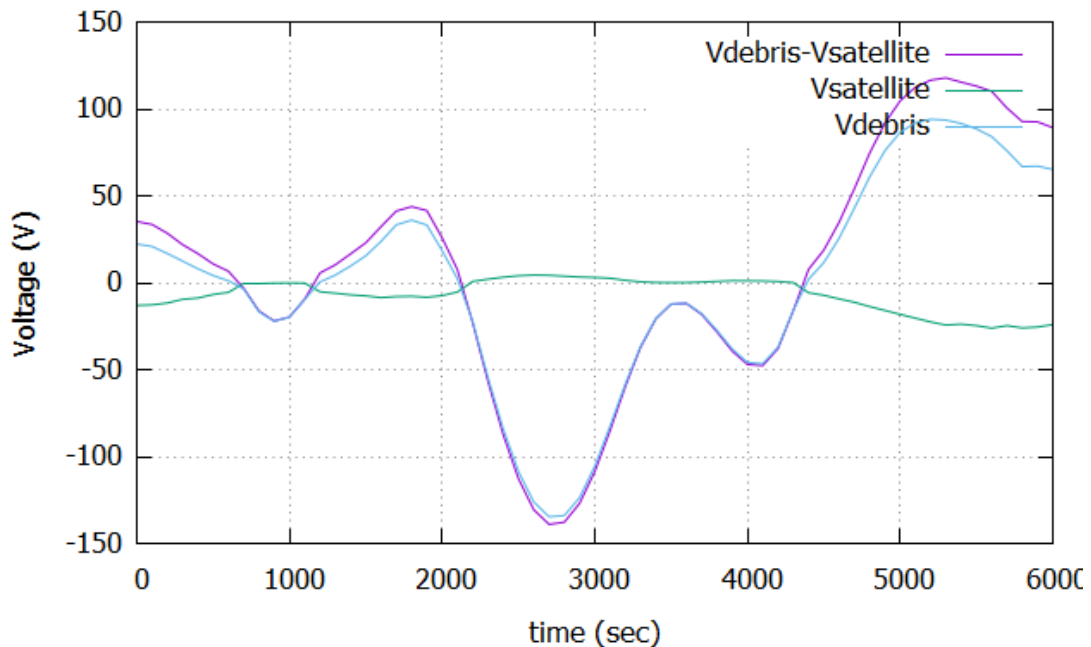


図 6-11 電位履歴 (0~6000 秒間)

デブリ除去衛星側の電位($V_{\text{satellite}}$) およびデブリ側の電位(V_{debris})の差($V_{\text{debris}} - V_{\text{satellite}}$)は誘導起電力によって発生した電位差からテザー電流を流すことにより電圧降下している。

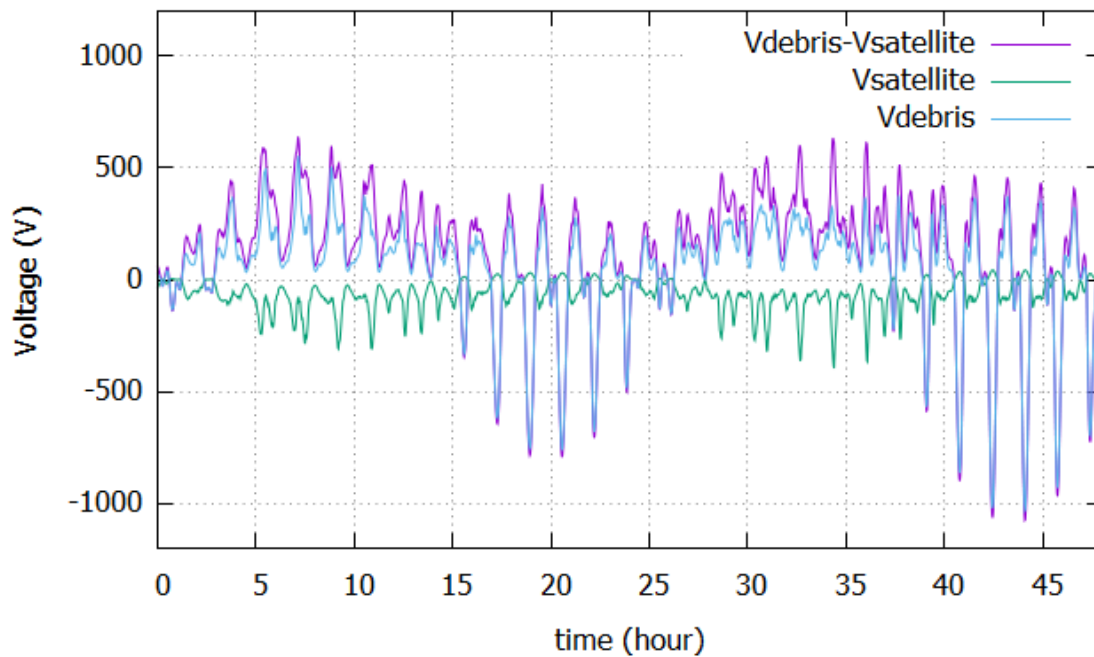


図 6-12 電位履歴

図 6-8 で磁場の面外成分が正になっている時間帯ではデブリ除去衛星側の電位が正となる。

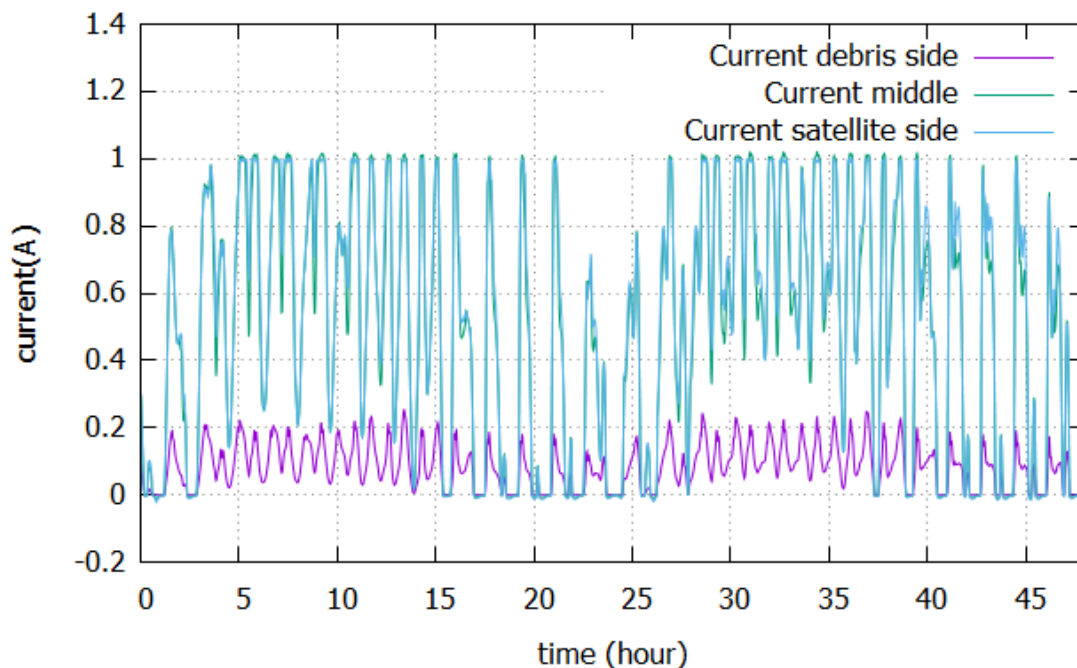


図 6-13 電流履歴 (最大電流 1A のケース)

デブリ側に一番近い質点での電流(Current debris side)から電流が増加し、デブリ除去衛星での電流(current satellite side)では 1A の最大電流に達しているタイミングもあるが、面外磁場が正となっている時間帯はほとんど電流が流せない。

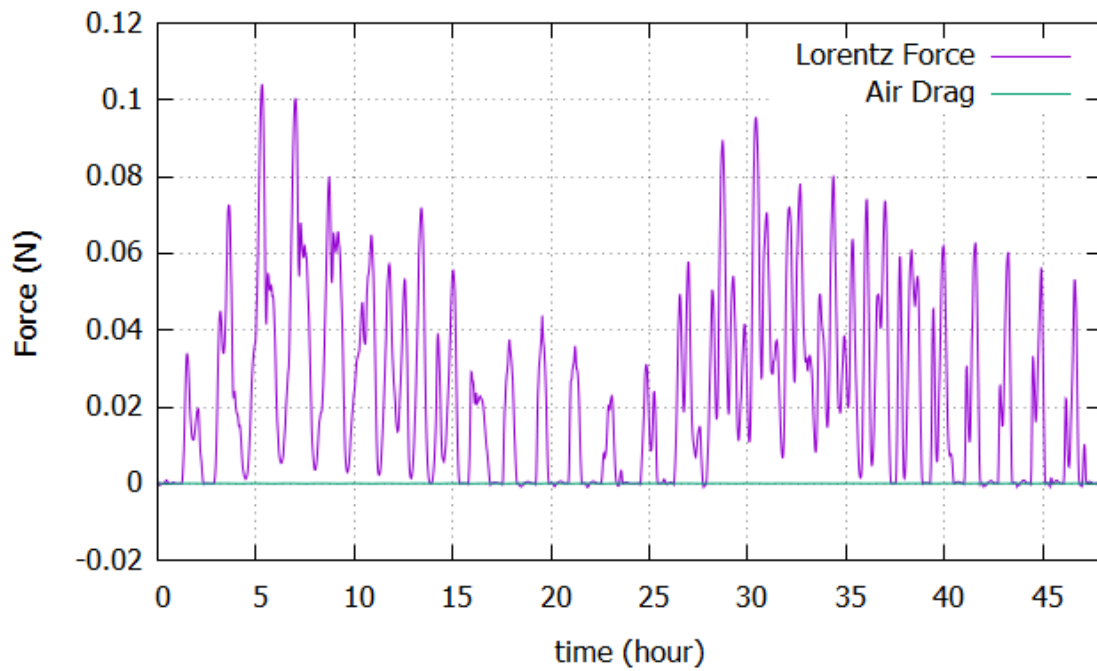


図 6-14 ローレンツ力履歴

軌道降下に寄与する軌道面内速度方向反対向きのローレンツ力の履歴。地磁場の面外成分が正の時間帯は電流が流せていないので推力も発生していない。テザーに振動が発生してテザーが面外に傾くと、鉛直方向磁場との干渉でも軌道降下に寄与するローレンツ力が発生する。

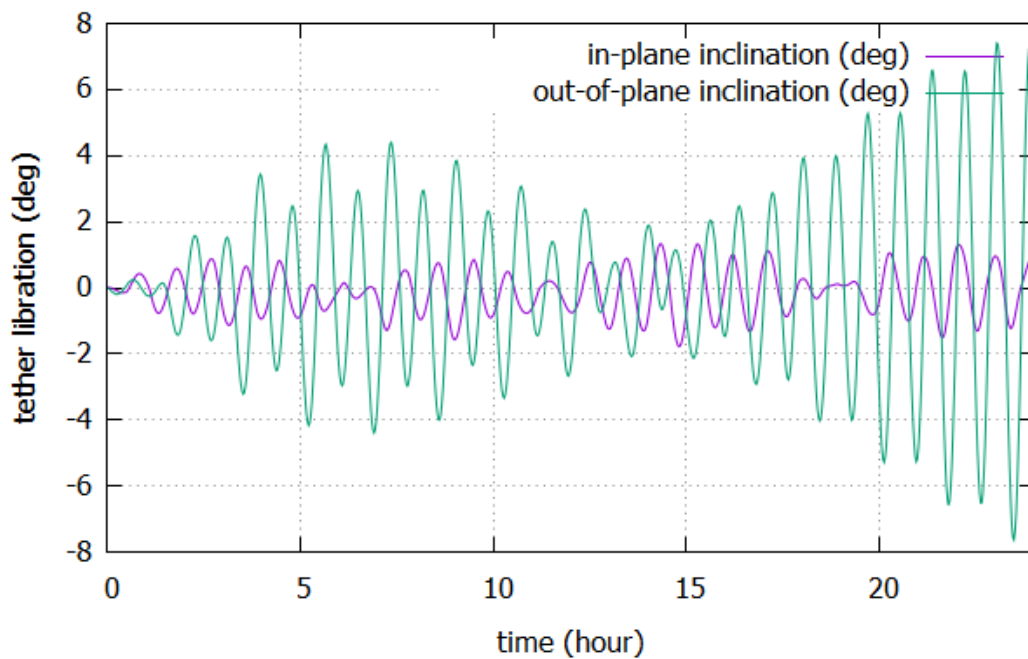


図 6-15 面内・面外振動角履歴

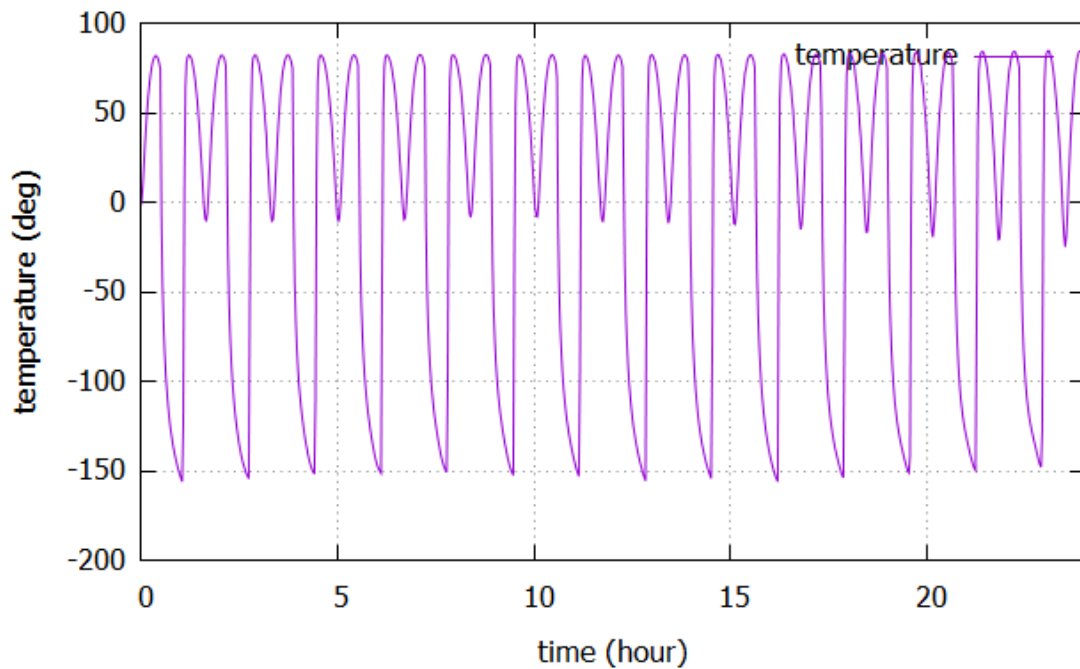


図 6-16 テザー温度履歴

6.4.2. テザー振幅抑制

テザーの面外振動周波数は軌道周期の約 1/2 であり、空気抵抗や推力等軌道周期ごとの外力が加わると、テザー振幅が徐々に拡大していく。この拡大速度がテザーの減衰に比べ大きいと振幅は拡大し、大きくなりすぎる場合は、やがて回転を始めてしまう可能性があるため、タイミングを図って電流をオンオフするか、端衛星のスラスタを動作させ、振幅を抑制する。

テザーにローレンツ力が働くと、図 6-17 のように、トルクとしてテザーを回転させるため、テザーを傾ける方向にローレンツ力が働くタイミングで電流を流すのを停止し、テザーの振動の向きが逆向きになった場合には電流を流すとテザー振動を低減することができる。図 6-18 はテザー振動角による電流オンオフタイミングの例を示す。テザー面内振動角が 5 度、10 度、20 度の状態から開始して、それぞれ振動角が ±5 度、±10 度、±20 度を超えたら振幅抑制をすることとした場合、いずれもシミュレーション開始直後以外は振幅抑制制御が必要だが、その後は数日に一度制御が必要となるだけである。振幅 10 度の場合の、テザー振動角と電流制御タイミングを図 6-19 に示す。振幅が 10 度を超えている 0.1 日後頃までと、0.3 日後付近で、ローレンツ力（軌道速度と反対方向）と同じ向きにテザーが振動している場合（面内振動角が減少している期間）は電流をオフとしている。図 6-20 のように元々磁場の向き等によって電流の値は変動しているが、振幅抑制制御により電流が流れない時間帯が生じている。その結果、振幅は図 6-21 のように、振幅 10 度以下に制御される。制御をしない場合は、振幅が徐々に拡大していく。図 6-22 は振幅 5 度、10 度、20 度で電流制御あり・なしの場合のローレンツ力累積であり、振幅抑制をすることにより電流が流せない時間帯が多少発生するのでローレンツ力累積は

減少するが、その減少分よりも、面内振動角が 20 度と大きい場合は 5 度や 10 度の場合よりローレンツ力が減少している。これはテザーが傾いていると誘導起電力が減少してしまい、軌道低下に有効なローレンツ力が低下してしまうからである。そのため、電流制御によって面内振動角を小さめに維持した方が軌道低下速度は早くなる。

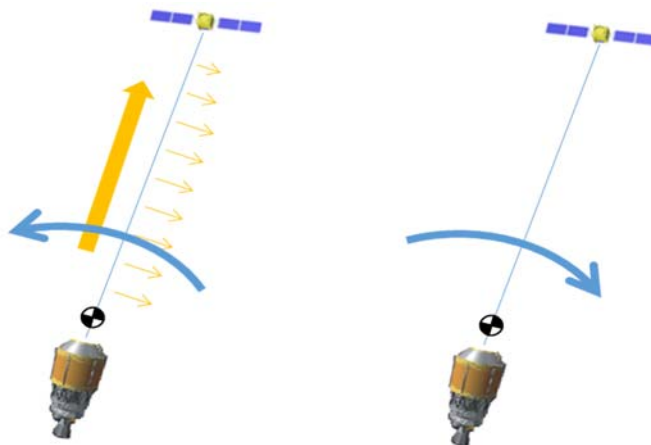


図 6-17 テザー振動の向きによる電流制御

ローレンツ力の向きと逆向きにテザーが振動しているタイミング（左図）では電流を流し、ローレンツ力の向きと同じ方向にテザーが振動しているタイミング（右図）では電流を停止することでテザー振幅を低減する。

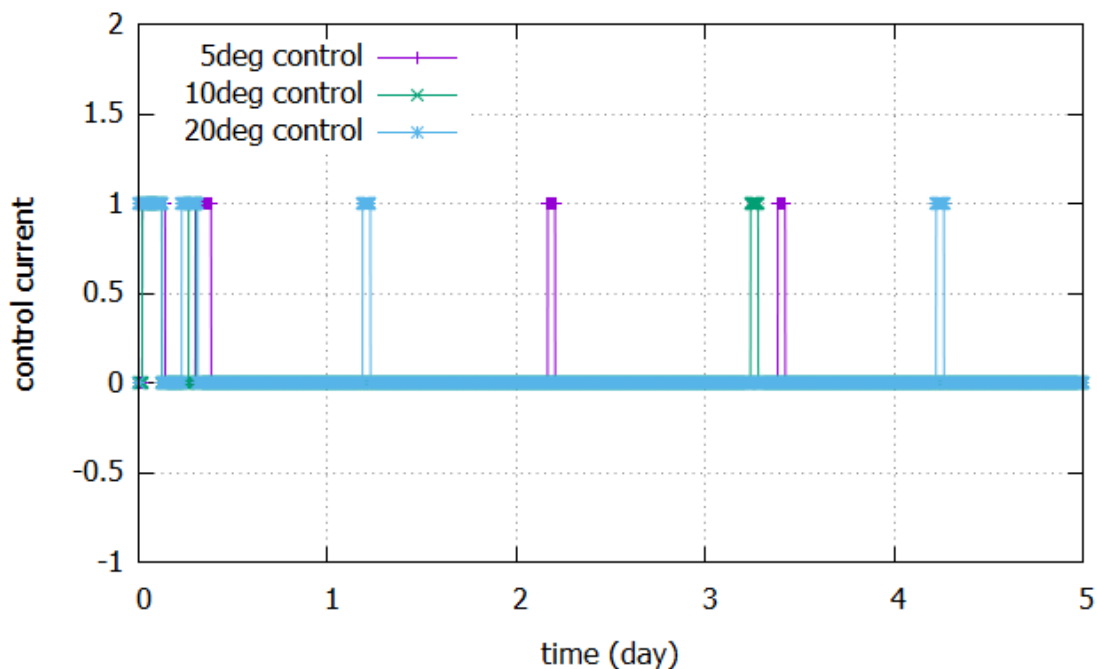


図 6-18 テザー制御タイミングの例

1: 制御中、0:制御無。テザー面内振動角が±5度、±10度、±20度を超えたら振幅抑制をすることとした場合、いずれもシミュレーション開始直後以外は振幅抑制制御が必要だが、その後は数日に一度制御が必要となるだけである。

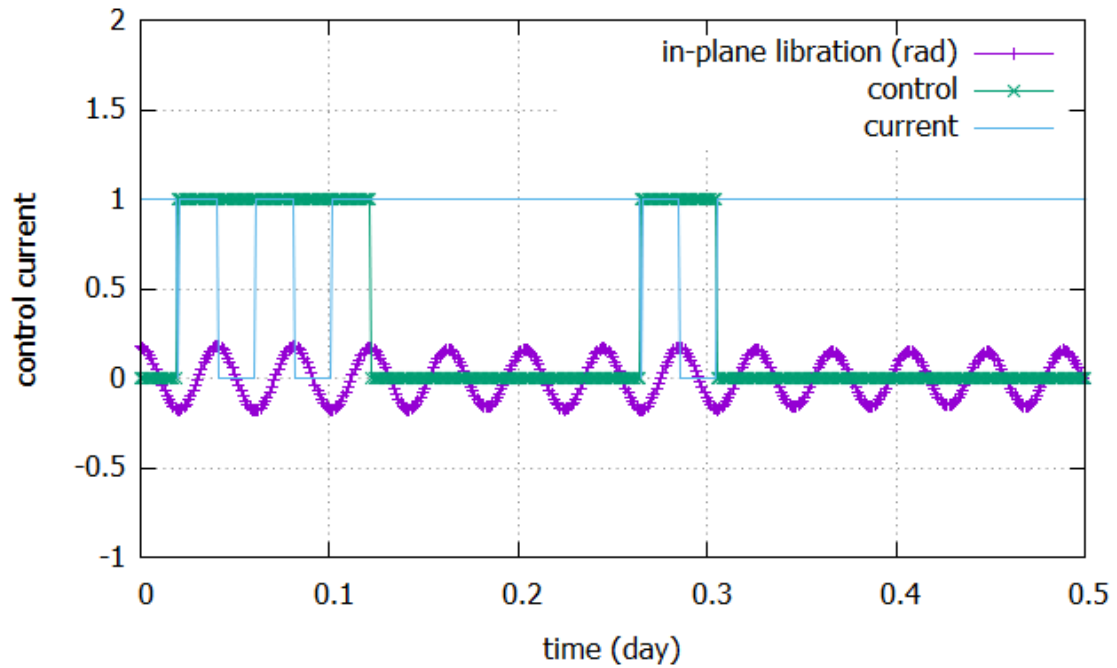


図 6-19 振幅 10 度に制御する場合のテザー振動角と電流制御タイミング
 振幅が 10 度を越えた場合に制御することとし、その間は、テザー振動が増加しているタイミ
 ングでは電流を流すが、減少しているタイミングでは電流をオフにしている。

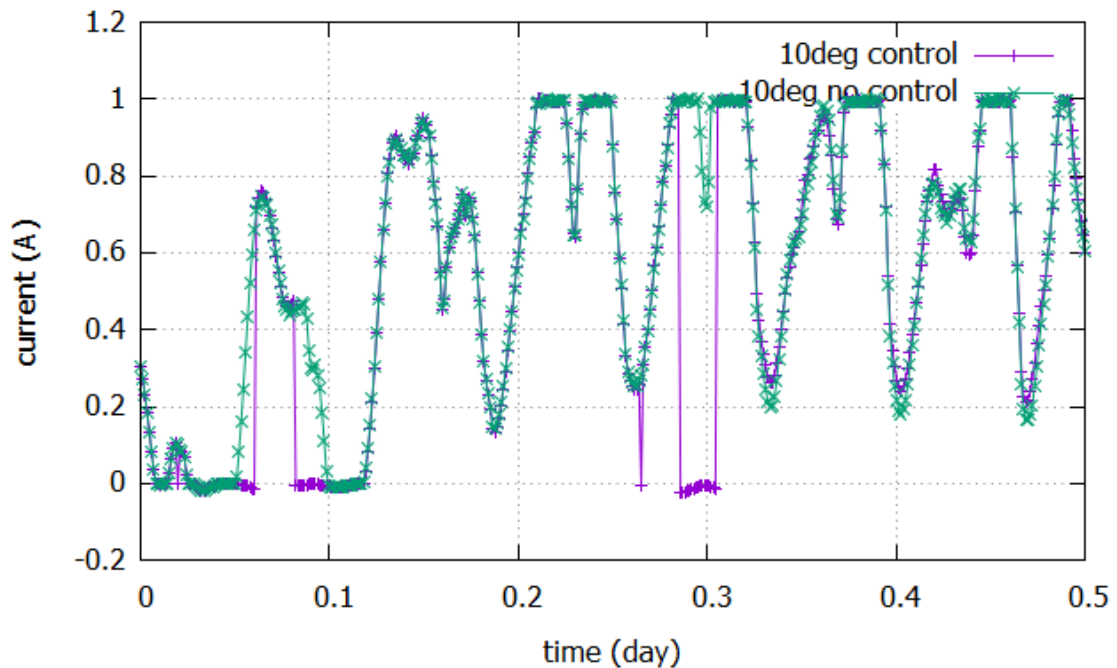


図 6-20 振幅 10 度に制御する場合の電流履歴
 テザー振幅制御のためにオフにしている時間の他にも磁場の向きで電流がほとんど流れ
 ていないあるいは逆向きに電流が流れている時間帯がある。

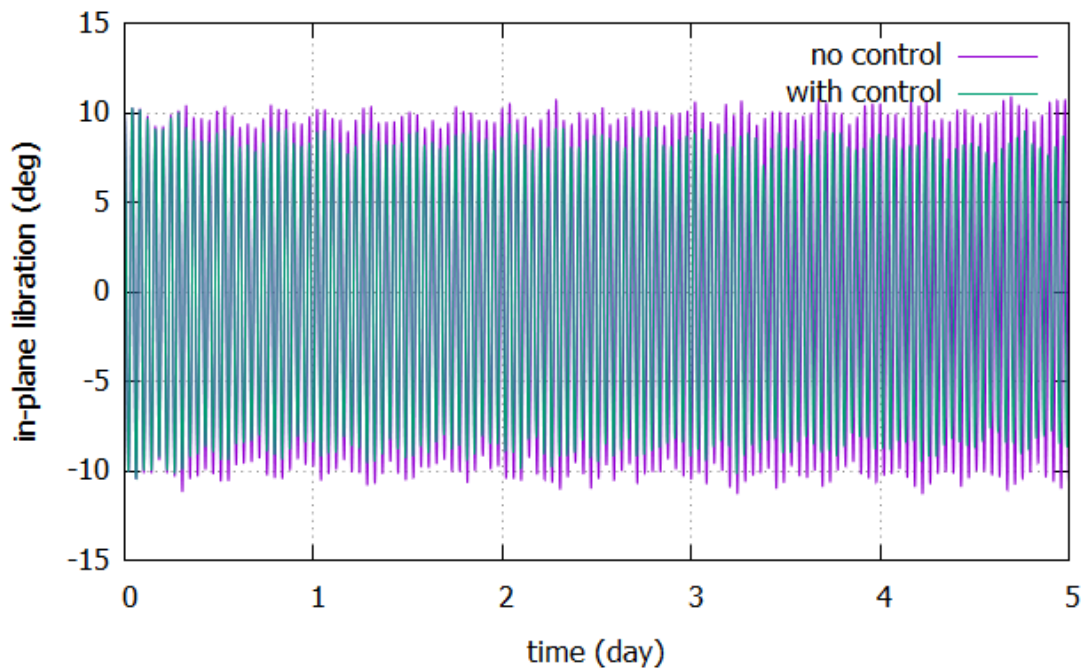


図 6-2-1 振幅 10 度に制御する場合の面内振動角履歴
 制御しないと振幅が徐々に拡大していくが、制御すると振幅拡大を抑制することができる。

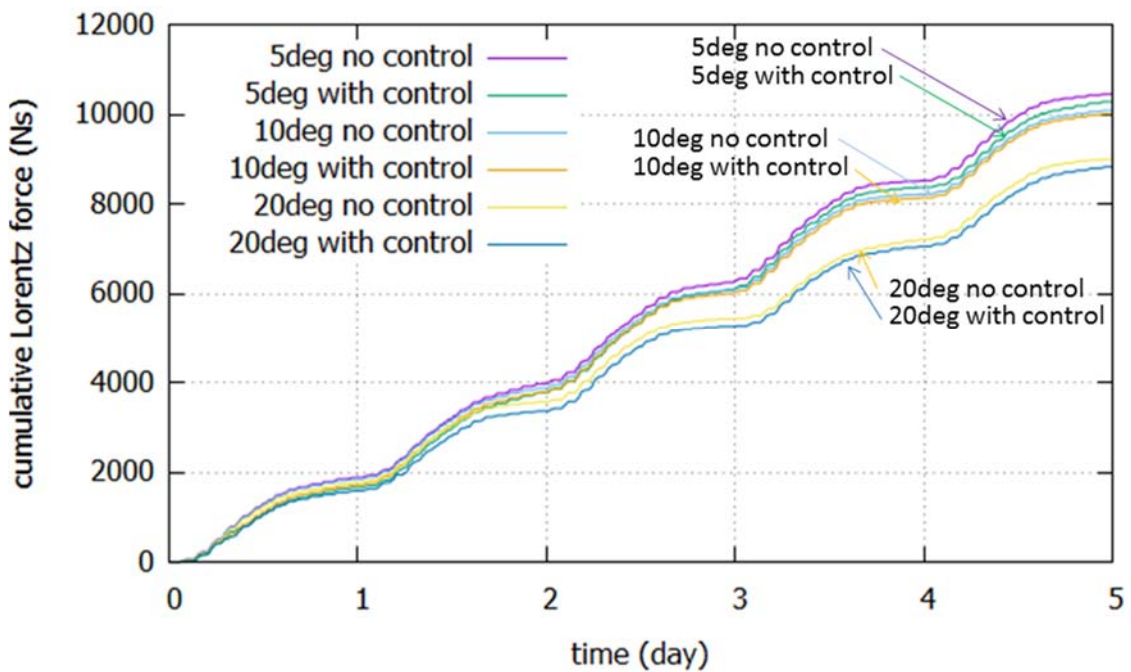


図 6-2-2 各振幅における電流制御あり・なしの場合のローレンツ力累積
 振幅 5 度、10 度、20 度で振幅制御をする場合、電流が流せない時間帯が多少発生するので、同じ振幅で電流制御なしの場合に比べるとローレンツ力累積は減少するが、その減少分よりも、面内振動角が 20 度と大きい場合は誘導起電力が小さくなるため、5 度や 10 度の場合よりローレンツ力が減少する。

図 6-2 3は高度 800km から軌道降下する場合において、振幅を制御しなかった場合と、電流制御により制御した場合の面内振動角履歴である。何も制御しないと面内振動角は 50 度程度まで大きくなる可能性があるが、振動が発散して回転を開始するほどではないことが分かる。これは振動角が大きくなると、重力傾斜力により鉛直方向に戻ろうとする力が加わるのに加え、テザーに発生する誘導起電力が小さくなるからである。さらに大きな電流を流し続けるとテザーが回転してしまう可能性があるため、そのような場合には電流制御あるいはスラスタによるテザー振動角制御が必要となる。この例では、テザー振動角が 0.2rad 以上になった場合に電流制御を実施し、その結果振動角を維持することができていることがわかる。またその時の軌道高度履歴を図 6-2 4 に示す。電流制御によりテザー振動角を小さく維持した方が誘導起電力およびローレンツ力が大きくなるため、軌道降下はむしろ早くなっている。

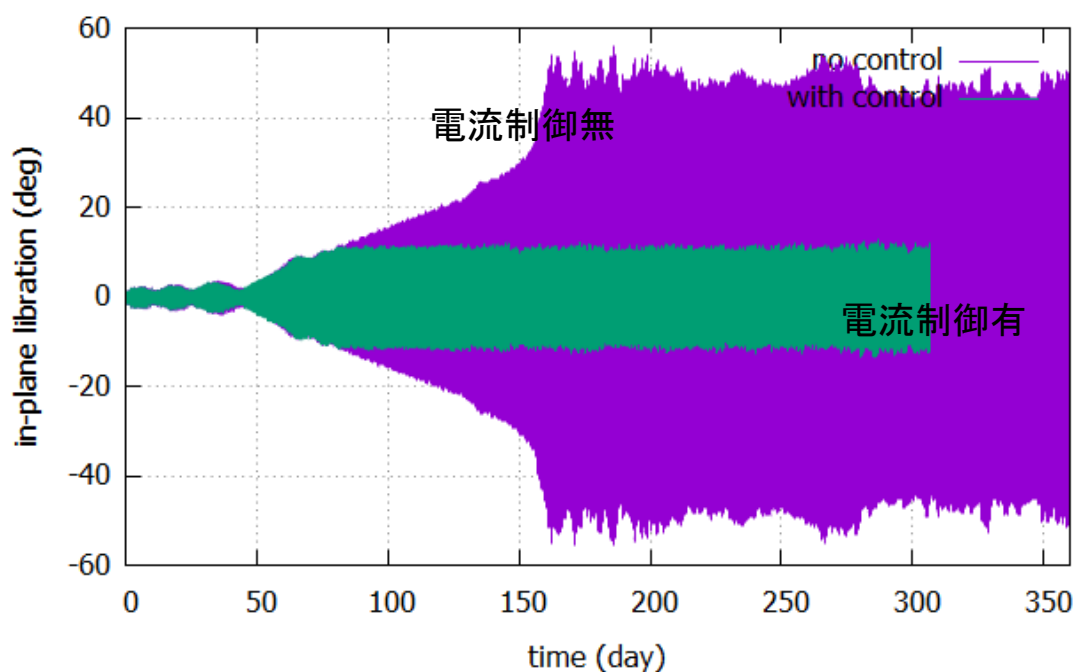


図 6-2 3 電流制御による面内振動角履歴

電流制御しない場合は 160 日後程度には振幅が 50 度程度に拡大してしまっているが、回転を始めるほどではない。

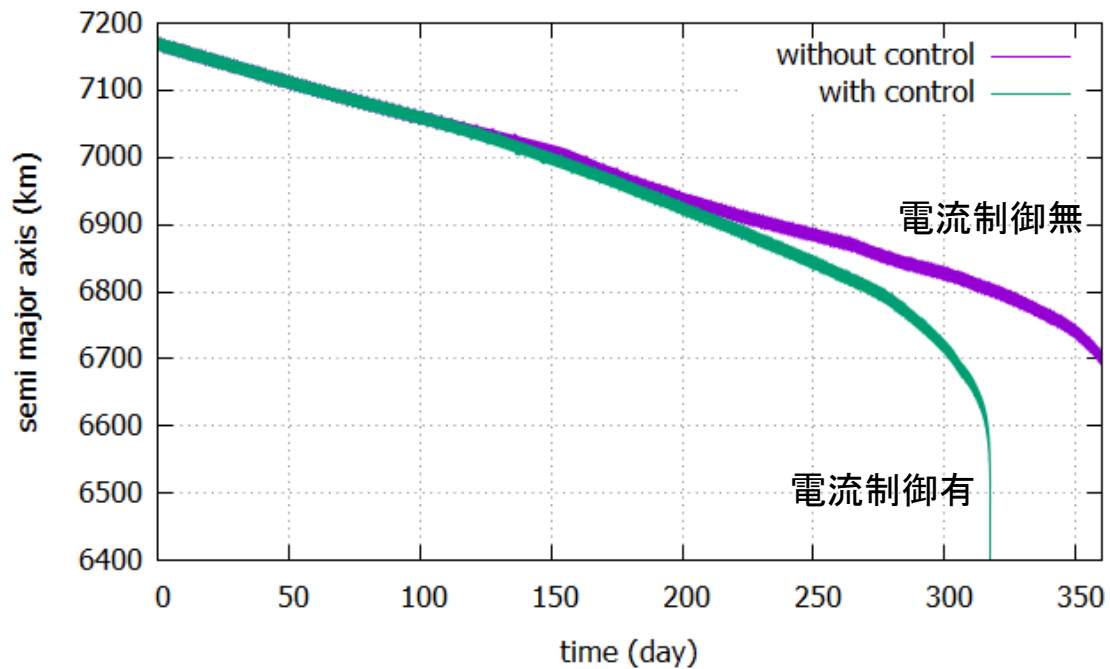


図 6-24 電流制御有無による高度履歴

電流制御した場合の方が振幅を抑えられるため、早く軌道降下することができている。図 6-23 の通り、軌道降下を開始して 80 日後くらいからテザー振幅に差が出ているため、軌道降下速度にも差がつき始めている。

電流制御だけでなく、テザー端衛星のスラストによっても、テザー振動角を制御することができる。図 6-25 は 10 度の面内振動がある状態で、デブリ除去衛星に速度方向反対向き、すなわち軌道降下する向きに $\Delta V=0.5\text{m/s}$ 、 0.1m/s の推力を与えた場合の振動角の変化である。 0.1m/s を与えた場合にはテザーの振動角を低減できている。 0.5m/s を与えた場合には振動角が増加しているが、再び鉛直方向になるテザー振動の半周期後にタイミングを図って再び推力を与えれば、振動角を低減することができる。なおここで示している振動角とは、テザー端のデブリとデブリ除去衛星をつないだ線と鉛直方向とのなす角であり、デブリ除去衛星がスラストを用いるとテザーが多少たわむ可能性があるが、重力傾斜力により戻るため、安定性には特に問題はなかった。

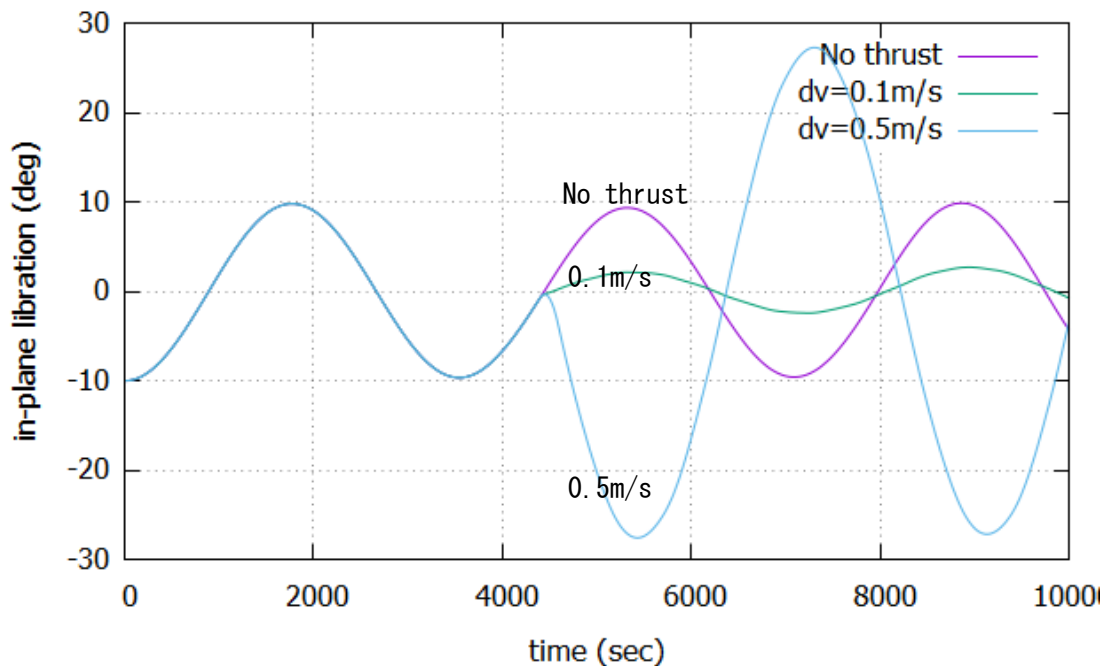


図 6-25 デブリ除去衛星のスラストによるテザー振動角への影響
時刻約 4500 秒でテザーが鉛直方向になったタイミングでデブリ除去衛星のスラストにより 0.1m/s もしくは 0.5m/s の推力を付加すると、テザー振動状態が変化する。

推力を与えた場合のテザー振動角の変化は、テザー振動によるデブリ除去衛星の相対速度から予測することができる。テザーが振動していると、その最大振幅に応じて、テザーが鉛直になったときの相対速度は大きくなる。面内振動の相対速度は図 6-26 のようにテザー最大振幅およびその時の振動角によって変動する。最大振幅が 10 度のときはテザーが鉛直状態になったタイミングでは士約 3.4m/s の相対速度を持っている。この時、デブリも含めた系全体に $\Delta V=0.1\text{m/s}$ を与えると、デブリ除去衛星は系の重心に対し 2.4m/s の速度を持つため、図の矢印のように、最大振幅が約 3 度の振動に遷移する。 $\Delta V=0.5\text{m/s}$ を与えた場合には、同様に 11.8m/s の速度を持つため、逆向きの振動位相で最大振幅が約 27 度の振動に遷移する。テザーを不安定なタンブリング状態にならないように与えられる速度は 50 度の振動状態を逆向きの位相にする場合で、約 30m/s の相対速度、系全体としては約 1.3m/s の ΔV を与えることができる(例えば、50 度の振幅でテザーが軌道運動速度方向に振動していて鉛直方向になったタイミングで、軌道運動と逆向きにその 2 倍の速度を与えると、位相が反対の同程度の振動状態になる)。

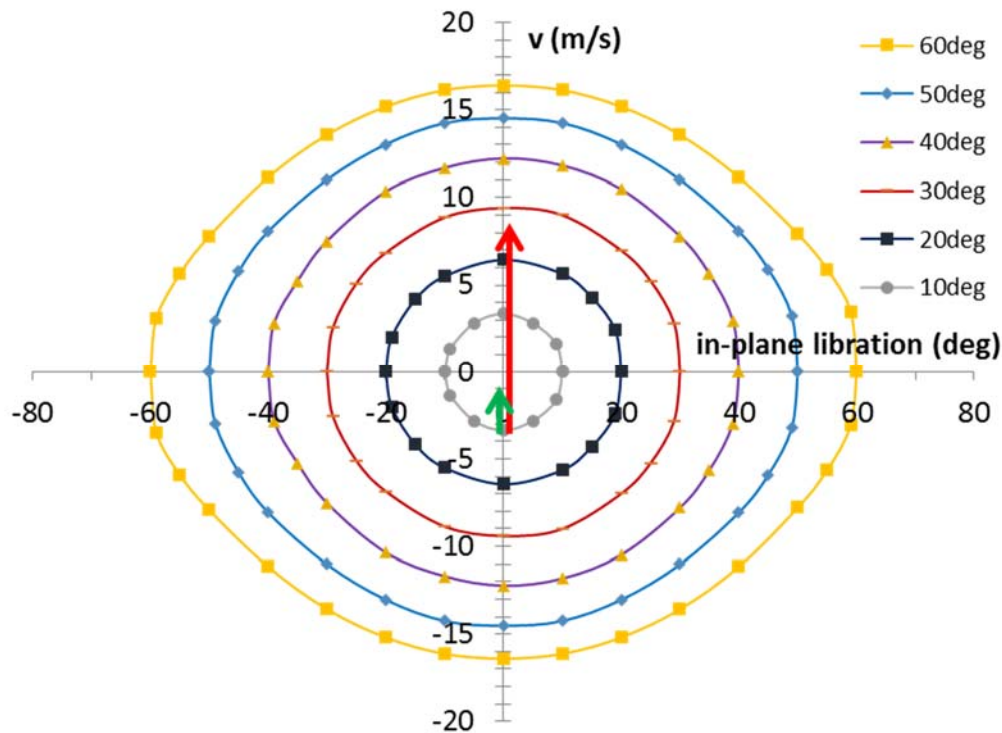


図 6-26 テザー振幅による相対速度

テザー最大振幅が 10 度でテザーが鉛直状態になったタイミングでは土約 3.4m/s の相対速度を持っているため、デブリ除去衛星は系の重心に対し 2.4m/s の速度を与えると、図の緑色矢印のように、最大振幅が約 3 度の振動に遷移する。同様に 11.8m/s の速度を与えると、赤矢印のように逆向きの振動位相で最大振幅が約 27 度の振動に遷移する。

6.4.3. 衝突回避運用

EDT で軌道降下中のデブリ除去衛星とデブリが、カタログ物体と干渉しそうになったら、衝突回避運用ができるか検討する。前項にて示したとおり、テザー端の衛星がスラスタを用いるとテザーの振動状態に影響を与えるが、タイミングを図ることで軌道降下させながら、テザー振動角を抑制し、かつ衝突回避に必要な推力を与えることができる。パッシブに軌道降下するだけの EDT システムの方がより簡便で低コストであるが、デブリ除去衛星が接続された状態で運用していれば、デブリに接近・捕獲するとき利用した GPS 受信機やスラスタを有しているため、衝突回避運用が可能になるというメリットがある。EDT の発生推力による軌道予測がどの程度精確にできるかは実証実験により示す必要があるが、カタログ物体と干渉しそうになったらタイミングを図って推力をあたえるもしくは電流を切り替えて、干渉しないように軌道をずらしながら高度を降下させて行くことができると期待できる。

高度 800km から低下するケースについて、実際のカatalog物体の軌道要素を用いて接近解析を行ったところ、2018 年 8 月現在軌道要素が入手できる物体 17063 個のうち、図 6-27 のような高度 12km、半径 5km の円柱内を通過するカatalog物体の数は、100000 秒で 4 回、500000 秒で 18 回であった。テザーがカatalog物体に衝突する確率は、デブリ環境モデル (NASA の

ORDEMあるいはESAのMASTER)を用いると、2020年の高度800km、軌道傾斜角98度軌道で、約0.1回/年程度である。テザーは衝突しても切断するだけで壊滅的破砕は起こさないため、デブリおよびデブリ除去衛星の高度差±1km、半径5km以内のみについて考えると、100000秒間に2回、500000秒間に4回であった。この頻度で衝突回避運用を実施するのは非現実的であるため、デブリ側にもGPS受信機を搭載するあるいはデブリ除去衛星のGPS計測値からテザー振動もあわせて推定する等で、テザーの傾きも評価し、もう少し接近範囲を絞る必要があると考えられる。デブリ除去衛星は、軌道周回する系全体の運動と、テザー振動の複合した運動をするため、デブリ除去衛星のみのGPS計測値を用いても、カルマンフィルタ等で軌道運動およびテザー振動を推定することができる[88]。なおEDTがこの時間内に通過する高度762km～806kmに存在するカタログ物体6503個のうち、破片が5373個と80%以上を占める。デブリを放置した場合は、200～300年にわたり混雑軌道に存在するのに対し、EDTを用いて除去する場合は混雑軌道に存在するのは数ヶ月程度である。デブリ環境モデルMASTER2009を用いて計算すると、10kmのテザーに衝突する確率は0.1回/年程度であるが、テザーは衝突した場合切断するので壊滅的破砕を発生させない。デブリあるいはデブリ除去衛星に衝突すると壊滅的破砕を発生させる可能性はあるが、その衝突率は通常のデブリ・運用衛星(衝突回避不可能な小型衛星)と同等である。大型デブリが衝突して壊滅的破砕を起こすと、数十万個のmm～cm級破片を発生させる。前述の通り、デブリの数が多く、軌道上に滞在する期間が長いことがデブリ環境を悪化させる原因であるため、一時的なEDTのリスクと、このまま大型デブリを長期間放置するリスクと比較して考えるべきと考える。なお、他の運用衛星が、衝突回避運用のできないテザー衛星を衝突回避する場合には、テザーの軌道が予測できる必要があり、そのためには系の重心を推定する必要がある。地上からは少なくともテザー端の物体は観測できると期待されるが、図6・27等から分かるとおり、テザーは重心を中心にほぼたるまずに振動を行うため、テザー端物体の重量比が分かれば重心は推定できる。

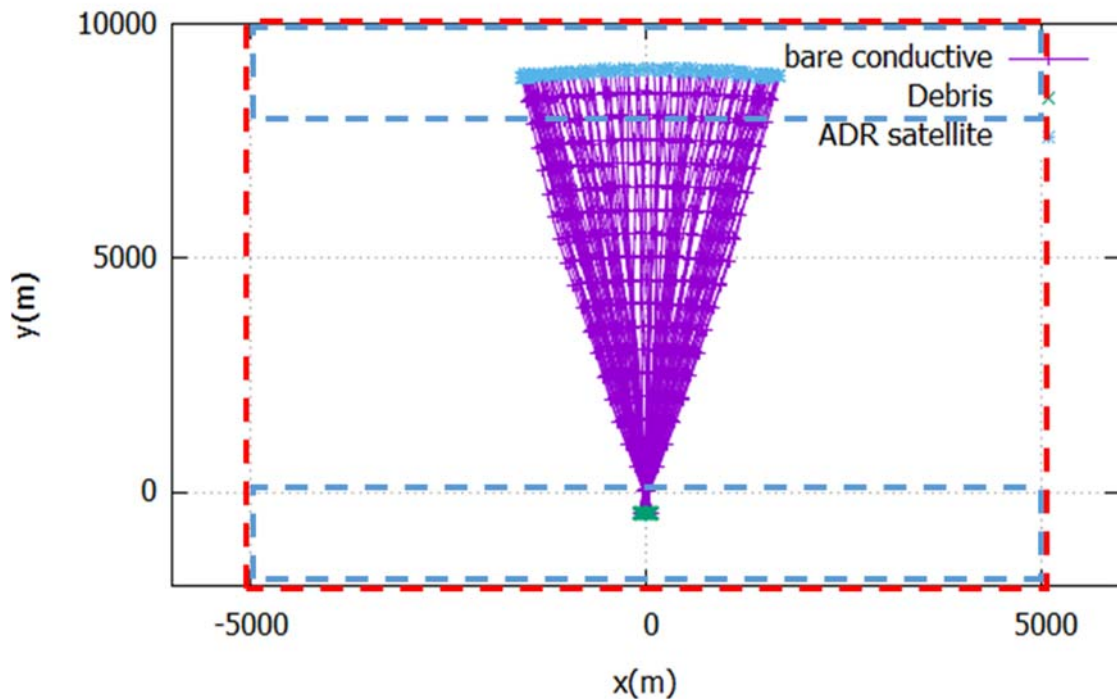


図 6-27 テザー運用中の振動状態と、カタログ物体通過範囲

テザーが振動している状態でも、テザーはあまり弛まず振動するため、デブリ（図の下側の緑色の点）とデブリ除去衛星（上側の水色の点）の質量比で内分した点が系の重心となっている。

EDT システムの衝突回避のためには、軌道予測が精度よくできるかが課題となるが、EDT の推力はプラズマ密度や大気抵抗等、太陽活動によって変動するため、精確な予想は困難であると推測される。そこで衝突回避を実施するための EDT の運用方法としては、EDT の予定軌道を設定しておいて、その予定よりも推力が大きい場合にはしばらく電流をオフにして予定軌道を辿るような運用が必要になると考えられる。そしてカタログ物体との接近が予測される場合には、電流をオフにするもしくはデブリ除去衛星のスラスタを用いて接近しないように回避することが必要となる。

なお今後打ち上げる宇宙機がミッション終了後デオービットのために EDT を使用する場合についても、一時的に衝突の数が増加したとしても、EDT により軌道寿命を低減した方が、将来のデブリ数は抑制できることが推移モデルにより示されている[89]。これはテザーに衝突したとしても壊滅的破砕のように多数の破片を発生させないためであり、壊滅的破砕を起こさないような部材を用いた膜面展開についても同様である。短期的な衝突回避の負担と長期的な軌道上環境改善効果とのバランスは、EDT の実用段階には議論が必要な点である。

6.4.4. 制御落下

EDT の推力により十分高度が低下してから、反速度方向に推力を与えることにより鉛直方向であったテザーを回転させ、テザーが鉛直方向から局所水平方向になったときにテザーを介し

て速度方向反対向きに大推力を与えることにより、制御落下に必要な大きな加速度を与えることができる。テザー速度方向に推力を与えた場合は、重力傾斜力によるテザー姿勢が安定化されないため、長期間推力を与え続けたり、推力不可を停止した場合には、不安定になる可能性があるが、十分高度が低下してから大推力を与えた場合であれば、落下軌道に入った後のテザーのダイナミクスは考慮しなくてよい。図 6-28 は高度 250km にて、 $\Delta V=3.0\text{m/s}$ を与えてテザーを回転させ、その約 800 秒後にテザーが水平方向になったタイミングで $\Delta V=40\text{m/s}$ を与えている。推力は宇宙ステーション補給機 HTV の制御落下等と同等程度の落下域に落下させるための加速度を仮定し、ここでは 250N のスラスタを仮定している。大推力を与えると、テザーは引き伸ばされ、縦振動が生じており、また重力傾斜力による安定化するための復元力は働いていないため、長時間にわたって水平方向推力を与え続けるのは困難である。しかし再突入軌道に入った後であればやがて大気圏突入するだけなので、テザーの安定性は考慮しなくてよい。

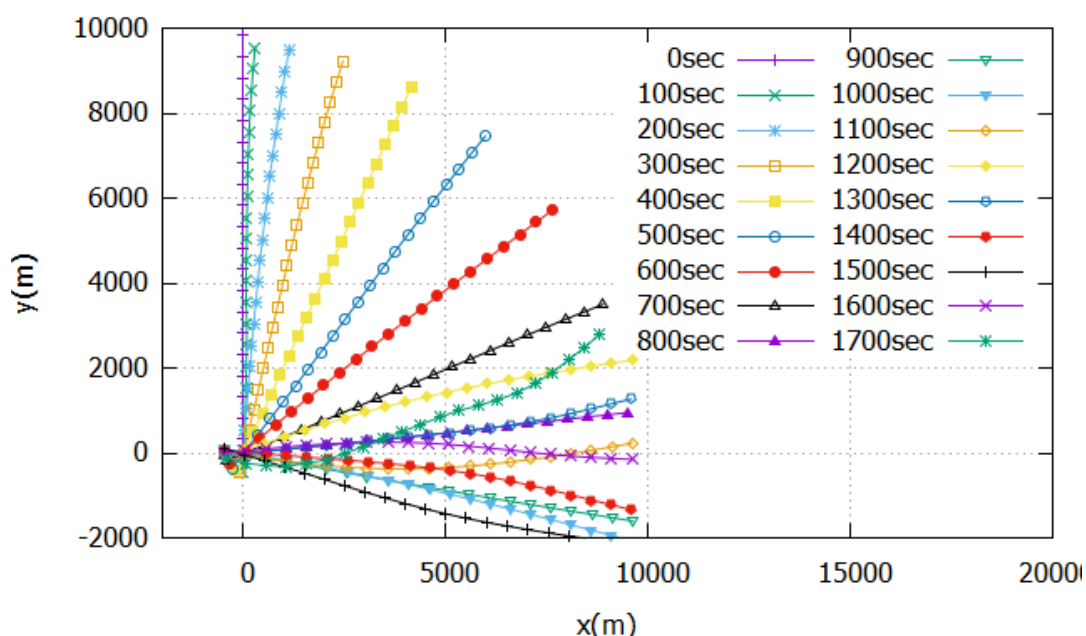


図 6-28 制御落下のための、テザーの回転と回転後に推力を与えたときの挙動
時刻 0 秒にて、 $\Delta V=3.0\text{m/s}$ を与えてテザーを回転させ、その約 800 秒後にテザーが水平方向になったタイミングで $\Delta V=40\text{m/s}$ を与えることにより、系に制御落下に必要な大推力を与えている。いきなり大推力を与えると、テザーが高速で回転してしまい、必要な推力を与えることが出来ないが、先に小さな推力を当てることで大推力を与えることができる。

6.4.5. 軌道やテザースペックによる推力の変化

ベアテザーにより収集できる電流は、プラズマ密度や地磁気の大きさ、すなわち軌道や、テザーの長さや直径等により変化する。そこで、軌道を変化させたときの EDT の平均推力を計算した。EDT の推力はテザーの振幅にもよるため、鉛直方向から開始したシミュレーションでは、平均推力としてシミュレーションを開始してから 5 日 (43200 秒) 間の平均推力を用いた。EDT 推力は、図 6-29 に示すように、軌道高度・傾斜角によって異なり、高高度、高軌道傾斜角は

ど推力が小さくなってしまいます。しかし、完全にゼロになるわけではなく、ある程度の推力が期待できる。

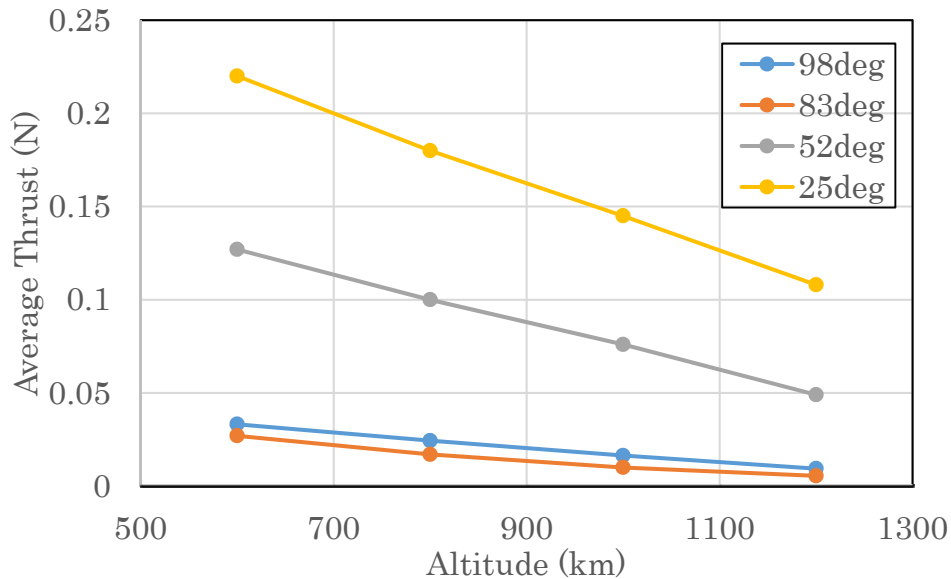


図 6-29 EDT 推力の軌道による比較

この平均推力を用いると、対象とするデブリをデオービットさせるのに必要な時間が計算できる。図 6-24 は高度 800km、軌道傾斜角 98 度の軌道から、日本の運用停止衛星である ADEOS レベル (3400kg) のデブリを軌道降下した場合の軌道高度変化である。デブリを混雑した軌道から軌道寿命 25 年以下となる軌道 (高度 650km とした。ただしこれは円軌道にある Area-to-Mass が 0.01m²/kg の通常衛星の場合であり、テザーの場合 Area-to-Mass が大きいいため、実際には 25 年以下で大気圏突入する) まで移動することを目的とすると、ADEOS レベルを軌道降下するのに必要な時間は約 4 ヶ月である。大気圏突入するまでに必要な時間は 1 年弱となる。他にも除去対象として、衝突のリスクが高く、数が多いデブリの例として、高度 1000km 付近、軌道傾斜角 83 度付近の 1400kg ロケット上段 (SL-8) や、高度 840km、71 度付近の 8000kg 級ロケット上段 (SL-16) 等がある。高度 1000km、軌道傾斜角 83 度の場合、推力は小さくなるが、重量が 3400kg に対し 1400kg と小さくなるため、同様に 1 年強で大気圏突入できると考えられる。軌道傾斜角 71 度では、推力は大きくなるが重量が 8000kg と重いため、やはり 1 年強で大気圏突入できると考えられる。

次に、テザーの長さ、直径、導電率、熱光学特性による平均推力の変化を図 6-30 に示す。長さを変化させる場合、比例以上に推力が変化する。推力は長さ×電流に比例するが、電流も長さが長いほど誘導起電力、すなわち電位差が大きくなり、多くの電子を収集できるからである。デブリ衝突による切断確率もテザー長に比例して変化するが推力はそれ以上に変化するため、テザーが長い方がミッション成功率は上がる (切断確率は下がる) ことになる。直径を変化させ

た場合というのは、網やテープ等、テザーの形状を工夫して直径を変化する場合を想定し、電気抵抗は変えずに直径だけを変化させている。直径が大きくなると、OML理論により収集できる電子が増加するため、推力は大きくなる。テザーをなるべく薄く、幅広い形状にすると、推力も大きくなると同時にデブリ衝突による切断率も低下できる。導電率を変化させた場合というのは、直径は変えずに導電率のみを変化させた場合である。導電率がよくなると、電流が流れた場合の電圧降下が小さくなるため、誘導起電力が電子収集に効率的に使えるようになり、推力が増加する。熱光学特性を変化させると、太陽光照射によるテザーの温度が変化し、それによって導電率が変化するため推力に影響がある。すなわち、太陽光吸収率に対して輻射率の小さいテザーは、温度が高くなり電気抵抗が大きくなるため、推力が小さくなってしまう。

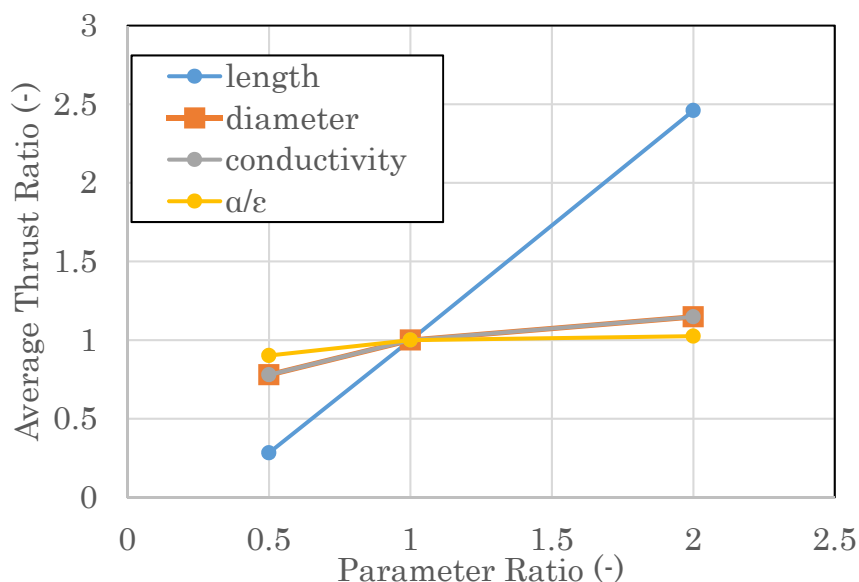


図 6-30 テザースペックの変化による推力の変化

次に時期による変化について述べる。上記の結果は、平均的な太陽活動時における性能であり、太陽活動によってプラズマ密度等が変動すると EDT の性能も変動する。図 6-31 は各時期における平均推力の変化である。このように太陽活動最大・最小時には、性能が約+10%~20%程度変動する。

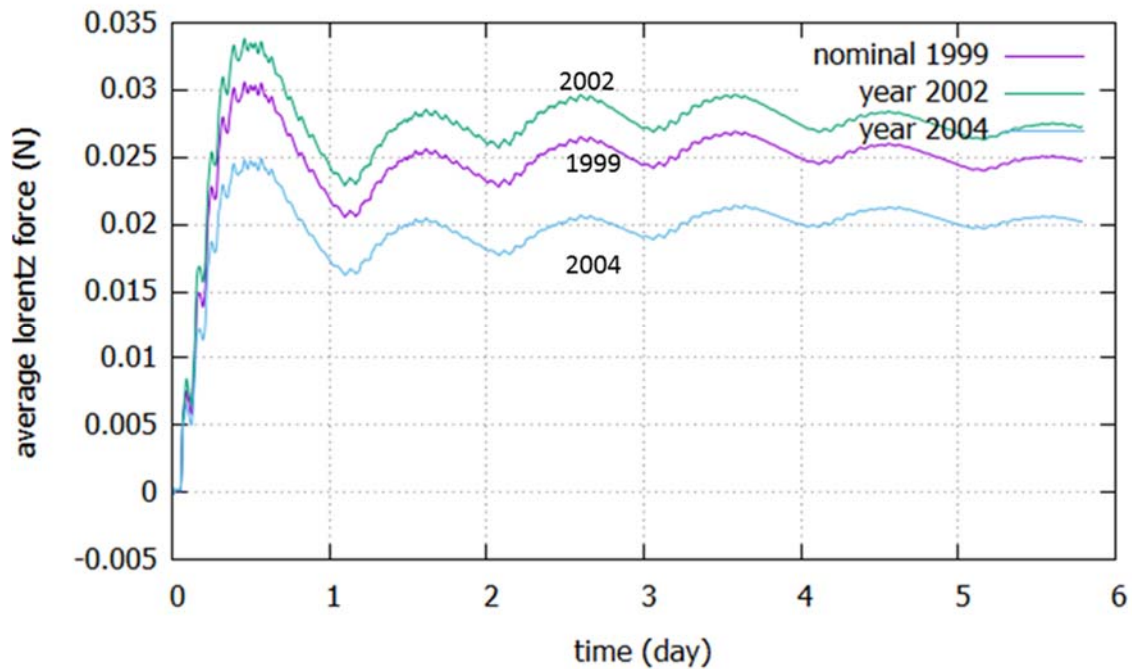


図 6-31 時期による推力の変化

太陽活動が極大に近かった 2002 年ではプラズマ密度が一番高く、推力が一番大きくなる。太陽活動が極小に近かった 2004 年では推力が一番小さくなる。

6.4.6. システム要求仕様の決定方法

上記の結果から、テザーのサイズを軌道や対象デブリによって決定する方法について述べる。一般に、テザーが長く直径が大きいほど大きな推力を得ることができるが、その分重量・体積も大きくなってしまふ。また短い、細いテザーでは、推力が小さく軌道変換に時間がかかるためデブリやマイクロメテオロイドの衝突による切断確率が大きくなり、ミッション成功率が下がる。そのため、テザーのサイズは軌道や対処デブリ、電子放出の性能、要求軌道移行時間等によって適切に選定する必要がある。まずデブリ衝突による生存確率という観点でのミッション成功率を考慮しながら、重量もしくは体積等を決定するという手順を踏むことになる。すなわち、仮定したテザーで軌道変換に必要な時間および生存確率を計算し、要求生存率より低ければ、軌道変換能力を増大させる必要がある。テザー形状を変化させることによるテザー直径の増加は、体積に問題がないのであれば、重量を変化させずに平均推力および生存確率を増加させることができるため、一番望ましい。コーティング等により熱光学特性を改善し、テザー温度の上昇を抑え、導電率を向上させることも有効である。これらによる平均推力の増加が不可能であれば、テザー長もしくは導体断面積の増加を検討する。テザー長を長くすると、単位時間あたりの切断率は増加するが、ミッション期間が長さの 2 乗近くに反比例して短縮されるため、デオービット完了までの生存確率は上昇することになる。ただし、テザー長を長くすると電圧が上昇する等の問題もあるため、最大で 10km 程度としている。電圧は誘導起電力により決定されるため、低高度、低軌道傾斜角では高電圧が心配されるが、それらの軌道では推力が大きいためテザー長さを必

要としない。逆にテザーを短くし過ぎると、重力傾斜力が低下しテザーの安定性が低下することや、ミッション期間が増加すること等も考慮する必要がある。

プラズマ密度、磁場ともに太陽活動等により大きく変動するため推力は大きく変動すること、デブリのフラックスにもモデルにより1桁から2桁の違いがある等不確定性が大きいことから、対象デブリによってテザーのスペックを細かく変える必要はなく、大型衛星は数km級、小型衛星は数百m級、という何段階かのテザーを検討すれば十分であると考えられる。対象衛星の重量、軌道によってミッション期間が多少増減するだけである。

電流を流すためには電子源において電力が必要である。流れる電流は磁場、プラズマ密度の変動により、一定値ではなく大きな変動を伴い、平均電力は最大電力と異なる。最大電力は最大電流のときに必要となるが、最大電流値は電子源の面積によって決まる。最大電流値を制限すると電子源の重量、面積を削減することができるが、推力は必ずしも最大電力値に比例しない。例として、最大電流を1Aとすると、必要電力は最大166W程度、電子源に必要な面積は0.5m²となる。図6-13のような電流履歴の場合、平均必要電力は約108Wとなる。これらが衛星システムにとって許容できない場合、電流を流す時間を減らす、あるいは電子源のサイズすなわち、最大電流値を変更してシミュレーションにより電流や推力履歴を評価する。電力が厳しい場合は、軌道降下のための推力が大きくできるタイミングだけ電流を流すように電子源を制御すること等が考えられる。重量あるいは電子源面積が厳しい場合は、電子源サイズを小さくし、例えば最大電流量を0.5Aとすると、必要面積や最大電力は最大電流量に比例するが、平均必要電力および平均推力は最大電流量に比例せず、平均必要電力は1Aの場合の約80%である約85W、平均推力は約2/3となる。

6.4.7. EDT システムのデブリ除去への適用可能性のまとめ

以上のような詳細数値シミュレーションにより、前述のEDTの課題について、下記のように対策が可能であることを示した。

- ・ 実績のない新規技術であり、地上試験が困難である。
部分的に試験で確認し、地上試験で取得したパラメータを用いた詳細数値シミュレーションで評価する方法について述べた。詳細モデルを用いた数値計算の結果、10km級のテザーで混雑軌道の大型デブリを1年程度という現実的な期間で落下できることを示した。またテザーの安定性等に問題ないことを確認した。
- ・ 長く、細いため微小デブリ衝突による切断の可能性が高い
網状テザーにすることで微小デブリ衝突による切断可能性を低下できることを示した。また網状テザーであっても、スプールリールに巻き取り可能であること、捻りながら巻き取ることで、捻れなく伸展できることを示した。

- ・ 運用衛星に対する衝突の可能性
 テザー衛星の衝突回避運用のためには、テザー電流のオンオフ、あるいはテザー端衛星のスラスタにより軌道変更を行うことができることを示した。また故障時あるいは切断時等、重力傾斜力が失われたときにテザーがまとまる集束テザーについて提案した。
- ・ 微小推力であり制御落下が困難
 テザー端衛星のスラスタでテザーを回転させた後に、速度方向反対向きに推力を加えることにより、大推力を与える方法を提案し、制御落下の可能性を示した。

このように、EDT の課題として挙げられた点については、数値シミュレーションもしくは要素の試作・試験によりフェージビリティを示すことができた。EDT の開発コストとしては、ベアテザー、リール、電子源等、特殊な材料や大規模・複雑な製造工程を必要とするものではなく、魚網の製網機械等を利用することも出来たため、A.2 の実証実験においても地上試験による評価分を含めても数百万円～数千万円程度のコストでの製作が可能であった。EDT がデブリ除去に適用可能であると、取付のための捕獲技術を簡素化することができ、また燃料や大電力が不要であるため、衛星システムも小型軽量化することができ、デブリ除去を低コストで実現することが可能となる。

6.4.8. デブリ除去以外の応用例

EDT には、デブリ除去やサイエンスミッション以外にも、下記のような応用例が考えられる[90]。

- ・ 軌道上昇：デブリ除去の場合は誘導起電力を利用して軌道降下するのみだったが、電力を与えて逆向きに電流を流せば軌道上昇ができる。米国等では大型宇宙機の軌道維持に提案されてきた[91]。
- ・ 発電：発生する誘導起電力を利用すれば、電力を取り出して使用することが可能である。これは軌道の位置エネルギーを電力エネルギーに変換することに相当する。
- ・ 惑星探査：木星等磁場のある惑星でも利用可能である。例として木星の場合、地球の約2万倍の磁場を持ち、衛星イオ（木星半径 $R_j=71492\text{km}$ として $5.9R_j$ の位置にある）からのプラズマ供給もある。木星の場合、自転速度が速い（自転周期 9.925 時間）ため、磁場の回転速度の方が軌道周回速度を上回り、 $2.2R_j$ 以上の軌道半径では誘導起電力を利用して電流を流すと軌道上昇する。そのため、木星軌道への投入や、投入後の軌道変換、発電等に使用できる可能性がある[92]。

6.5. 本章のまとめ

本章では、試験で獲得したパラメータを用いた EDT の詳細数値シミュレーションにより前章にて述べられた課題について検討した。EDT の課題を解決するための EDT の数値計算方法、パラメータ取得方法について説明し、数値計算結果から、推力が十分出ること、衝突回避運用等が可能であること等、課題を解決できることを示した。まず、EDT の数値シミュレーションのためのモデルについて、離散質点をばねとダッシュポッドで接続したものと模擬し、地球周回軌道上での運動方程式について述べた。そして電子収集のモデル(二次元 OML 理論)や、電子源からの電子放出モデル、使用した環境モデル等について述べた後、数値計算におけるパラメータについてまとめ、数値計算の結果を示した。EDT の推力は、磁場やプラズマ等により複雑に変動すること、テザーに振動が発生すること等を示した。また、衝突回避運用のために、テザー端に接続されたデブリ除去衛星のスラスタを使うと、テザーにどのような影響が与えられるかを評価した。その結果、デブリ除去衛星のスラスタによりテザー振動に影響を与えるが、タイミングを図って推力を与えれば、テザーを不安定にすることなく推力を付加できることを示した。また、推力によりテザーを回転させ、水平方向にきたタイミングで大きな推力を与えることで、制御落下を実現する可能性を示した。テザーを水平方向に牽引すると、重力傾斜力による安定化ができないため、テザーの振動や予期せぬ運動を発生させる恐れがあるが、落下軌道に入った後であればテザーが不安定化しても問題ないため、EDT の推力で十分高度を低下させてから大きな推力を与えることで、制御落下を実現する可能性を示した。そして、軌道やテザースペックによる推力への影響について考察した。軌道は高度が高いほど、軌道傾斜角が高いほど推力が低下することが確認されたが、太陽同期軌道等の極軌道でも推力はゼロではないため、大型デブリ除去が可能であることを示した。例として、高度 800km の 3400kg 級デブリは 1 年以下程度で軌道降下できることを示した。高度 1000km 付近、軌道傾斜角 83 度付近の 1400kg 級デブリ、あるいは高度 850km、軌道傾斜角 71 度付近の 8000kg 級デブリ等の、除去すべき対象と考えられているデブリも、同様に 1 年強程度で除去することができる。さらに、テザーの長さや直径等のパラメータによる推力の影響、太陽活動の時期による影響等についても述べた。これらの結果から、除去対象の軌道や重量により、適切な期間でデオービットできるようにテザースペックを変更し、必要重量や電力を求めるというデブリ除去衛星のシステム要求仕様設定方法を示した。これらにより、EDT の課題として挙げられた点について、数値シミュレーションもしくは要素試作・試験によりフィージビリティを示した。

第7章 結論と今後の課題

7.1. 本論文の結論

近年スペースデブリの増加が宇宙開発における問題となっており、これから打ち上げる宇宙機のデブリ低減策に加えて、既に軌道上にあるデブリの除去が必要と考えられている。世界でもデブリ除去技術について様々な研究開発が実施されてきたが、デブリ除去の実例はない。その理由として考えられるのは、①除去すべき対象やその方策に関する統合的な研究が不十分であるために除去システムが大型化・複雑化する傾向にあり、コスト的に成立しないこと、②低コスト化するための方策として導電性テザー（EDT）システムが提案されてきたが、実現性が不明であること、の二点である。そこで本研究では、デブリ除去実現のための統合的システムを提案し、EDTを核として実現する際のフィージビリティを検討している。具体的には、上記の2点の課題に対し、①軌道上環境改善のために必要な低コストデブリ除去システムの要求仕様をまとめ、開発方針を提案し、②小型軽量の相乗り衛星で実現するためのEDTシステムに関する課題解決策を示している。

一つ目の課題①除去すべき対象やその方策に関する統合的な研究が不十分であるために除去システムが大型化・複雑化する傾向にあり、コスト的に成立しないこと、に関しては、まずデブリ問題の現状およびその対策について整理し、必要な大型デブリ除去システムの条件、除去の対象、方針についてまとめた。除去の目的としては、クリティカルデブリの発生を防止することであるため、混雑軌道にある衝突確率の高い大型デブリとした。低コスト化するために汎用の除去技術ではなく、比較的容易な対象として、姿勢の安定した日本起源のロケット上段から開始して、徐々に範囲を広げていく方針を提案した。そしてその実現に必要なデブリ除去システムの課題についてまとめ、衛星システムや捕獲機構に大きな影響を与えるデオービット用の推進系として、EDTを提案した。EDTが成立すれば、捕獲等も含め小型衛星で実現でき欧米に比べ1/10以下の低コストデブリ除去システムが成立することを示した。

二つ目の課題②低コスト化するための方策としてEDTシステムが提案されてきたが、実現性が不明であることに関しては、4つの課題に対し課題解決策を提案し、デブリ除去に適用可能であることを示した。まずテザーが長いことに起因する微小デブリによる切断や運用衛星への負担という課題に対しては、網状テザーや集束テザー等の新規アイデアを提案した。そして高軌道傾斜角等の推力が不明であることに対しては、試験に基づいたパラメータを用いた詳細数値シミュレーションにより、EDTが除去すべき混雑軌道の大型デブリを現実的な時間で軌道降下可能なことを示した。また同じく数値シミュレーションによって制御落下や衝突回避の実現可能性を示した。さらにテザーの長さや直径等のパラメータによる推力の影響等についての結果から、システム要求仕様の決定方法について述べ、200kg級相乗り可能な小型衛星が成立することを示した。これにより、将来のデブリ対策コスト低減に寄与する低コストのデブリ除去を提案している。

各章でのまとめは以下の通りである。

まず第2章ではデブリ問題の現状やデブリ除去に必要な条件を整理し、継続的な大型デブリ除去の必要性や、除去の要求、開発ステップ等の方針について述べた。まずスペースデブリ問題の状況として、デブリの数・重量が増加していること、超高速衝突するため mm サイズ級のデブリでも危険なこと、実際に衝突が発生していることを述べた。デブリの軌道分布としては、低軌道の 700km から 1000km 付近が特に混雑しており、特定の軌道傾斜角に質量が集中している。またデブリ対策として国内外にデブリ低減ガイドラインが策定されており、衝突回避、防御設計等がすでに実施されているが、運用者にとって負担になっている。そしてこれ以上軌道上環境を悪化させないためにはデブリ発生低減策が重要であるが、すでに低軌道の混雑軌道では、これから打ち上げる宇宙機が十分デブリ低減策をとったとしても、既に軌道上にある物体同士の衝突により数が増加するケスラーシンδροームが発生していると考えられている。さらに、近年小型衛星が急増していること、メガコンステレーションと呼ばれる、さらなる大規模衛星群が計画されているため、継続的な宇宙開発のためには、デブリ除去が有効であることについて述べた。

次に、デブリ除去統合的システム提案に向けた考察を行った。デブリ対策として、デブリサイズ毎に考える対策とその有効性について評価し、衝突回避や防御設計等の効率化と共に、衝突回避も防御もできないクリティカルサイズのデブリの発生防止のために、大型デブリの除去が効果的であることについて述べた。そしてデブリ除去統合的システムを検討する上での必要条件として、デブリ対策のコストについて分析し、デブリ除去のコスト成立性について考察した。デブリ除去をすることにより別のサイズのデブリを発生させたり、デブリ除去自体のコストが高く、トータルのコストがかえって高くなるならデブリ除去をする意味はなくなる。すなわち、単にデブリ除去の技術を開発すればよいだけでなく、大型デブリ 1 個当たりの除去費用は欧米の検討する除去費用（平均 140M ドル）の十分の一程度の低コストである必要があることを述べた。デブリ対策コストを低減するためのデブリ除去の対象およびその実現方法として、サイズ、軌道、種類、除去方法等を設定した。また、所有権や除去費用等の非技術的課題についても、技術的検討に考慮すべき点について述べた。

そしてそれらの要求、方針を考慮した上で、デブリ除去システムの開発ステップとして、最初から汎用のシステムを目指すのではなく、比較的難易度の低い対象から低コストでの除去技術を確立して除去対象を徐々に拡大していく方針について述べた。すなわち、低軌道混雑軌道のロケット上段デブリを、デブリ除去衛星で捕獲・軌道変換するというように、対象を限定して、低コストのデブリ除去技術を確立する方針を提案した。

第3章では軌道上環境改善のために必要な大型デブリ除去のためのデブリ除去システムのシーケンスを示し、必要となる各要素技術、およびシステム技術の課題を整理した。必要となる要素技術として、非協力接近技術、捕獲技術、デオービット技術についてそれぞれの課題を整理し、デオービット用の推進系が衛星システムや捕獲機構に大きな影響を与えること、および、デオービット用の推進系の一例として EDT が課題解決に有望であることを述べた。また、1機のデブ

リ除去衛星で何個のデブリを除去するか等のデブリ除去の方式について、軌道やデブリサイズによるコストを比較すると、EDTを用いたデブリ除去衛星で1個のデブリを除去する手法が低コスト化に有効であることを述べた。これらの考察から、1機の小型デブリ除去衛星を相乗り等で安価に打ち上げ、軌道面が近いところにあるデブリを対象とすることを想定した。そして初期の段階では、姿勢が比較的安定した、PAFを有するロケット上段を除去対象とし、GPSによる位置計測、次いで軌道上観測情報を用いてデブリに接近、テザーの一端を、剛でなくて構わないので外れないように引っ掛け、その後テザーを伸展し、EDT推力によってデブリの高度を下げる、という低コスト小型衛星のコンセプトを提案した。またその他のシステムと比較することにより、コストや軌道上改善効果の面で妥当であることを示した。

第4章では第3章で提案したコンセプトについて、それぞれの技術のフィージビリティについて検討し、非協力接近や捕獲等の要素技術のフィージビリティが検討されていること、EDTが実現すれば低コストの衛星システムが成り立つことについて述べた。非協力接近技術については、数値解析や、対象の見え方を模擬した実験を利用して検討がなされていることを述べた。PAFにEDTの一端を引っ掛ける手法としては、たけのこばねを利用した伸展ブームを用いることで、相対位置・姿勢の計測・制御精度が悪くても、実現可能であることを述べ、数値シミュレーションや地上実験で検討されていることを述べた。また衛星システムとして、これらのミッション機器を搭載しても、200kg級衛星で実現できることを紹介し、かさ上げPAF内に搭載した相乗り打上や、クラスタ打上等が可能と考えられていることを述べた。

第5章では、二つの課題のうちの二つ目として、EDTシステムの課題およびその解決方針を提案した。まずEDTの構成、過去の先行例について述べ、実績のない新規技術であり、推力の大きさ等デブリ除去への適合性が不明であるという課題があることについて述べた。EDTには、高軌道傾斜角で推力が小さいこと、切断可能性が大きいこと、衝突回避や制御落下が困難であること等の技術的課題があった。そこで、テザーの試験により取得したパラメータや、磁場・プラズマ密度等のモデルを使用した、詳細数値シミュレーションにより評価することを提案した。また微小デブリの切断や、故障時における運用衛星に対する負担の解決方法としては、網状テザーや集束テザーについて提案した。衝突回避や制御落下のために、デブリ除去衛星のスラスタを用いることを提案し、ダイナミクスの評価のためには、詳細数値シミュレーションが必要であることを述べた。

第6章では試験で獲得したパラメータを用いたEDTの詳細数値シミュレーションにより前章にて述べられた課題について検討した。まず、EDTの数値シミュレーションのためのモデルについて、離散質点をばねとダッシュポッドで接続したものと模擬し、地球周回軌道上での運動方程式について述べた。そして電子収集のモデル(二次元OML理論)や、電子源からの電子放出モデル、使用した環境モデル等について述べた後、数値計算におけるパラメータについてまとめ、

数値計算の結果を示した。EDT の推力は、磁場やプラズマ等により複雑に変動すること、テザーに振動が発生すること等を示した。また、衝突回避運用のために、テザー端に接続されたデブリ除去衛星のスラストを使うと、テザーにどのような影響が与えられるかを評価した。その結果、デブリ除去衛星のスラストによりテザー振動に影響を与えるが、タイミングを図って推力を与えれば、テザーを不安定にすることなく推力を付加できることを示した。また、推力によりテザーを回転させ、水平方向にきたタイミングで大きな推力を与えることで、制御落下を実現する可能性を示した。テザーを水平方向に牽引すると、重力傾斜力による安定化ができないため、テザーの振動や予期せぬ運動を発生させる恐れがあるが、落下軌道に入った後であればテザーが不安定化しても問題ないため、EDT の推力で十分高度を低下させてから大きな推力を与えることで、制御落下を実現する可能性を示した。そして、軌道やテザースペックによる推力への影響について考察した。軌道は高度が高いほど、軌道傾斜角が高いほど推力が低下することが確認されたが、太陽同期軌道等の極軌道でも推力はゼロではないため、大型デブリ除去が可能であることを示した。例として、高度 800km の 3400kg 級デブリは 1 年以下程度で軌道降下できることを示した。高度 1000km 付近、軌道傾斜角 83 度付近の 1400kg 級デブリ、あるいは高度 850km、軌道傾斜角 71 度付近の 8000kg 級デブリ等の、除去すべき対象と考えられているデブリも、同様に 1 年強程度で除去することができる。さらに、テザーの長さや直径等のパラメータによる推力の影響、太陽活動の時期による影響等についても述べた。これらの結果から、システム要求仕様の決定方法について述べた。すなわち、除去対象の軌道や重量により、適切な期間でデオービットできるようにテザースペックを変更し、必要重量や電力を求めることができる。このように、除去すべき大型デブリを現実的な時間で除去可能なことや、網状テザーや集束テザー等の切断しないための方策、衝突回避や制御落下の運用方法の解決策を示した。これらにより、200kg 級の相乗り可能な小型衛星という、欧米に比べ 1/10 以下の低コストデブリ除去システムを提案した。

7.2. 今後の課題

本論文では、EDT を核としたデブリ除去衛星のフィージビリティについて検討し、数値シミュレーションで検証した。また軌道上実証により一部を確認した。今後の課題として以下のものがあげられる。

- ・ 軌道上実証による技術の実証
非協力接近技術や捕獲技術も含め、軌道上実証による技術の検証が不可欠である。特に EDT の伸展や振動等の軌道上ダイナミクス、衝突回避のための軌道予測等はモデルの妥当性評価、詳細化が不可欠である。
- ・ その他の対象の除去技術
比較的簡単な対象として、ロケット上段デブリの除去について検討したが、他国の

ロケット上段については情報が不十分なこともあり、新たな技術の確立が必要になると考えられる。またロケット上段デブリだけでなく、軌道上改善効果の大きい衛星デブリも除去するためには、複雑な形状や姿勢運動のデブリ捕獲が必要になる。

- ・ デブリ除去実現のための、法的課題等非技術的課題
技術が実証されても、継続的にデブリ除去が実施されないと、軌道上環境は改善できない。継続的にデブリ除去が実施されるためには、法的課題や国際的枠組み等の課題が残る。
- ・ デブリ除去および EDT システムの運用方法
EDT システムの衝突回避や制御落下等については、数値シミュレーションにより実現可能性を示したが、実際の運用の際には、どこまで要求するのかは運用の複雑さやコスト等と許容するリスクとのバランスも含め議論が必要となる。

このように、本研究の最終的な目的であるデブリ問題の解決のためには検討すべき課題はまだ大きいですが、限定的だとしてもデブリ除去実現に向かった一歩が進められ、持続可能な宇宙開発により次世代に負の遺産を残さないようになっていくことを期待する。また、高信頼性の確実な宇宙開発ばかりでなく、失敗したら除去すればよいことで、チャレンジングな技術に取り組み宇宙開発が活性化されるような流れが出来ていくことを期待している。

Appendix

A.1. EDTのパラメータ取得試験について

EDTの数値シミュレーションで必要になるパラメータ取得やEDTシステム成立の確認のために、以下のような試験を実施した。

A.1.1. 強度および剛性

A.1.1.1. 試験方法

テザーの強度試験には万能試験機（島津製作所製オートグラフ 精密万能試験機 AG-50KNDもしくはインストロン製精密万能試験機 5582型）を使用して試験を行い、強度および剛性を確認した（図A.1-1）[93]。テザー強度のみを多数計測する場合には空気キャプスタン式糸つかみ具で固定し、強度および剛性を計測する場合には、テザーの両端にタブを接着して引張試験を実施した。



図 A.1-1 インストロン試験機(左)およびタブで固定したテザー試験片 (右)

A.1.1.1. 試験結果（常温）

例として、A.2の軌道上実証実験 KITE で用いたテザー（アルミワイヤおよびステンレス繊維から成る三網糸のテザー）の引張試験結果は図A.1-2の通り。テザーを構成するアルミワイヤ等が徐々に切断するため、段階的に強度が落ちていく。

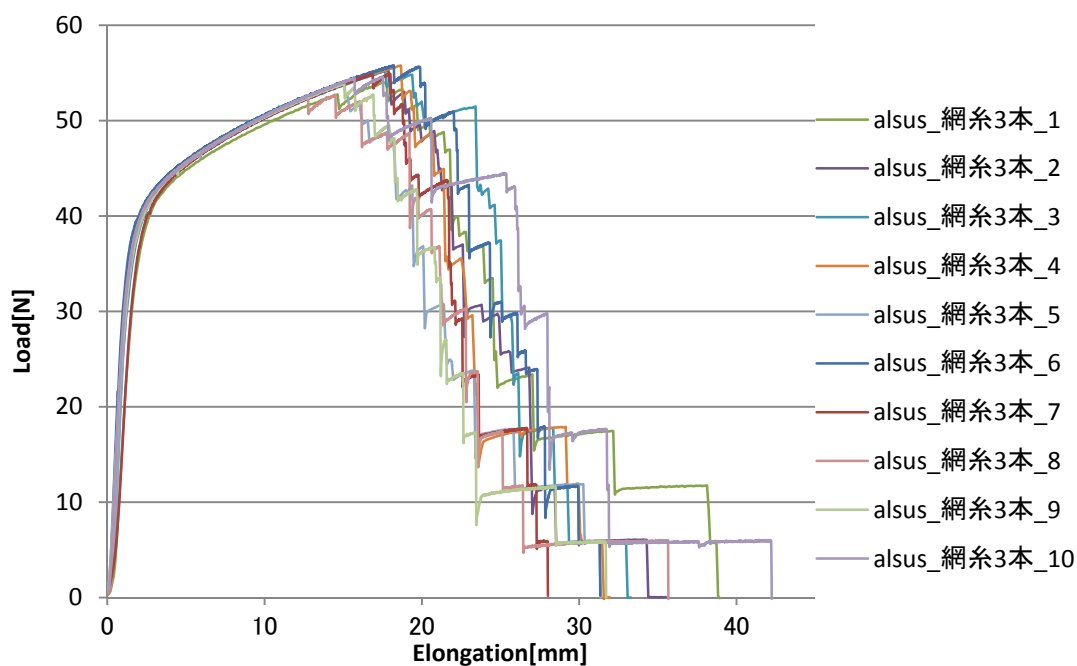
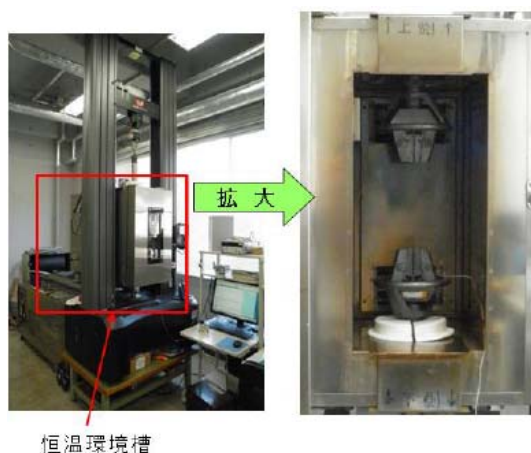


図 A.1-2 テザーの引張試験結果例[93]

この他にも、振動試験・熱真空試験・放出試験実施後のテザーや、キンクしたテザー、一部損傷したテザー、損傷後に補修したテザー等の評価も実施し、強度に問題ないことを確認した[94]。

A.1.1.2. 高温下および低温下における引張強度試験

高温および低温下での強度への影響を調べるため、恒温槽内で引張試験を実施し、温度 300°C 以上（ただし軌道上では最高でも 100°C 程度と考えられている）、低温（-90°C）における強度を計測した（図 A.1-3～図 A.1-6）。高温の場合は、ステンレスのタブを Aremcobond 社製の 1 液性エポキシ接着剤のアレムコボンド 570 で接着した。その結果、高温では常温に比べて引張強度が小さくなり剛性も低下することが分かった。



恒温環境槽

図 A.1-3 高温でのテザー引張試験[93]

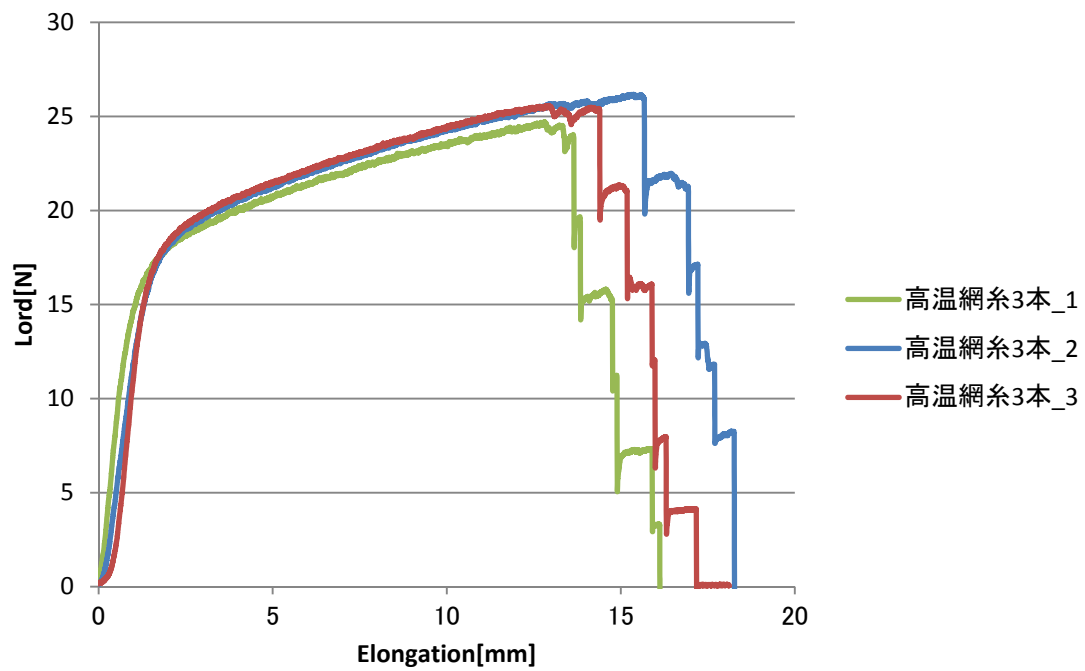


図 A.1-4 高温におけるテザー引張試験結果[93]

また-90℃以下の低温における試験では、常温に比べて引張強度が大きくなることが分かった。



図 A.1-5 低温試験[93]

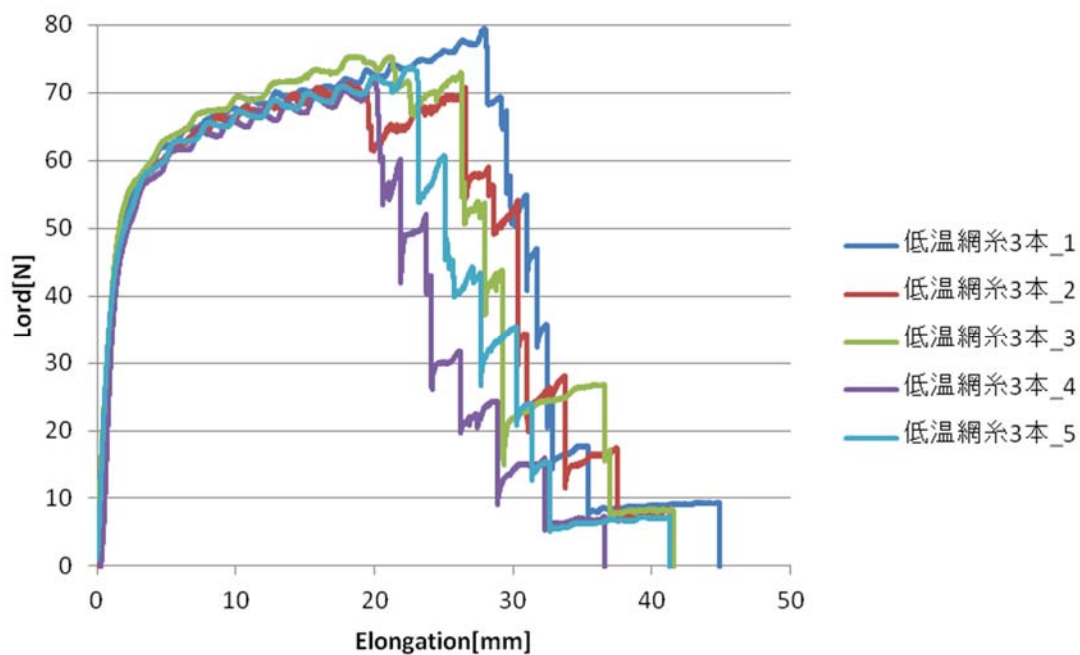


図 A.1-6 低温におけるテザー引張試験結果[93]
 グラフが波打っているのは恒温槽の冷風吹き出しによるもの

A.1.1.3. 非線形性の影響

引張試験結果から分かるとおり、テザーは撚り線構成であるため初期伸びがあり、また塑性変形後に切断に至るため、力と伸びは比例ではない非線形性を示す（図 A.1-7）。また塑性変形後は歪みも残留する。そのため、非線形性や残留歪みもを考慮した非線形バネモデルでテザーダイナミクスを評価した結果、伸展急停止時等、大きな張力がかかる場合は非線形性を考慮しないと挙動が異なることが確認されたが、張力が大きくないケースにおいては大きな違いがないことが確認された[95]。また、空気浮上させたエンドマス之急停止した場合や、錘を落下させて衝撃荷重を与えた場合等、テザーは大きく塑性変形し、線形モデルだと切断荷重に達する場合でも、実際には塑性変形して切断しない場合もあることが確認された。

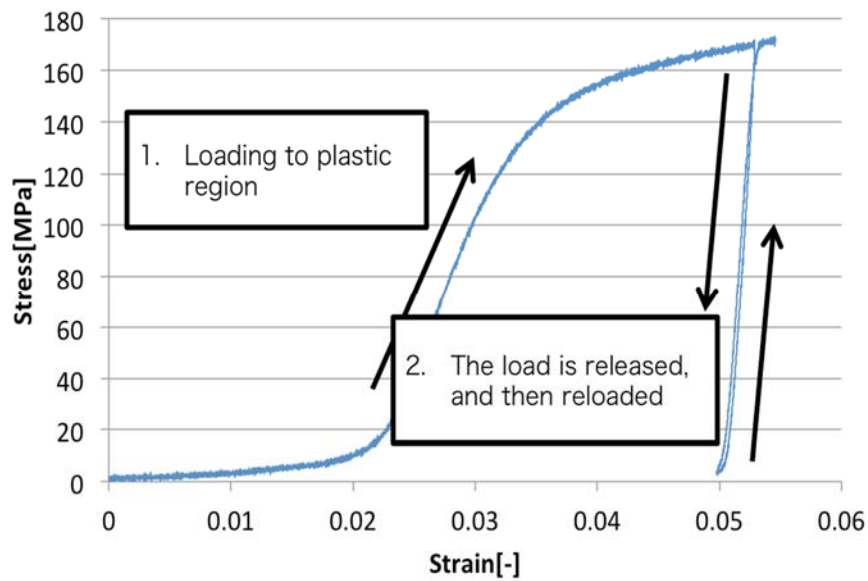


図 A.1-7 テザーに荷重を加えた後に除荷、再印荷した場合の応力-歪み線図[95]

A.1.2. 減衰率

図 A.1-8のようにテザーに 1 kgのおもりを付けて縦方向に吊り、加速度計で縦振動を計測して、加速度計により計測された振動履歴から最小二乗法で減衰率を評価した (図 A.1-9)。テザーの種類は、ケブラー撚り線、アルミワイヤのみからなる網状テザー、カーボン繊維とアルミワイヤからなる網状テザーとし、ケブラー撚り線については長さを 2、6、10m の長さについてそれぞれ計測を実施した。その結果、減衰率は長さによらず、素材によると考えられ、アルミワイヤからなる網状テザーの場合、減衰率は 0.02 程度であると考えられる (図 A.1-10) [87]。



図 A.1-8 テザーに吊るした錘および錘に付けられた加速度計[87]

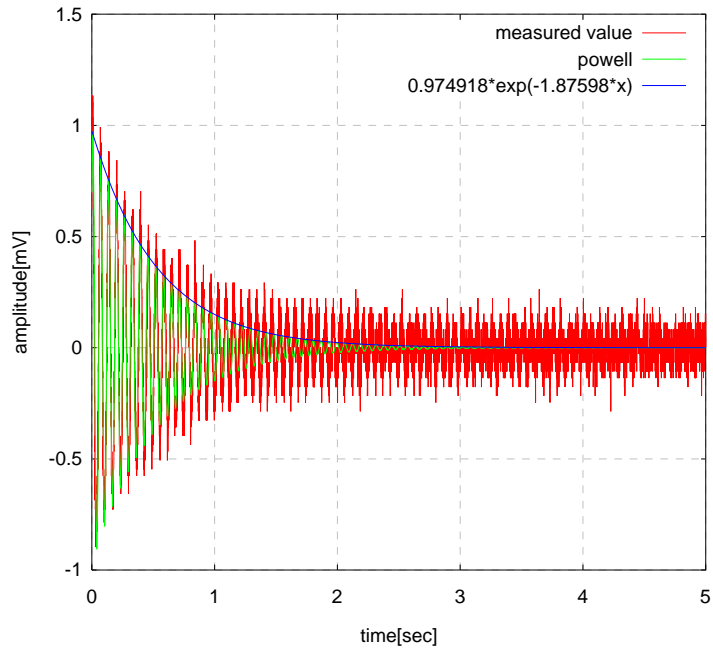


図 A.1-9 アルミワイヤ網状テザーの加速度計出力電位[87]

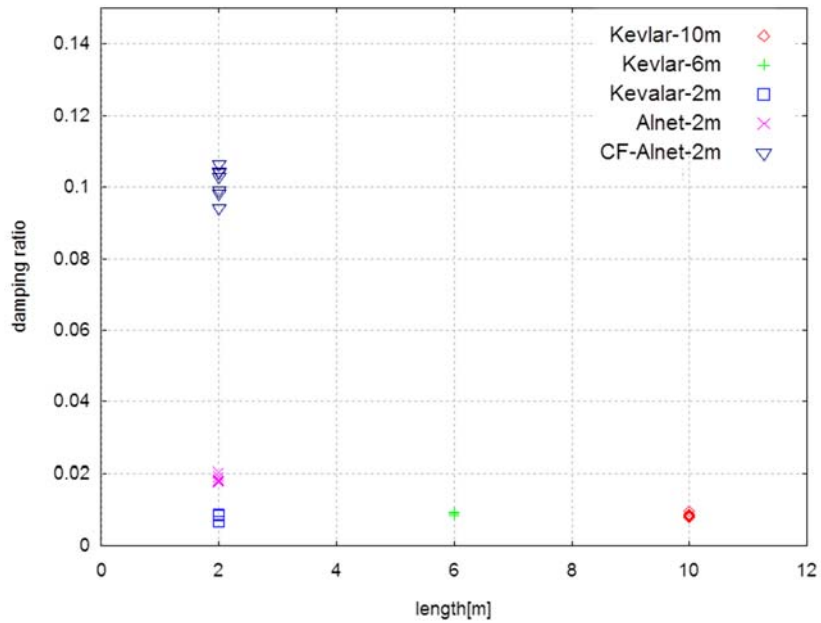


図 A.1-10 テザー種類・長さによる減衰率[87]

A.1.3. 巻き癖

テザーの巻き癖とは、金属製のテザーをリールに巻きつけておくことで発生するバネ状の形状のことであり、非常に弱いばねのような挙動を示す。ただしある程度張力がかかると巻き癖は

消失し、テザー本来の剛性を示す。テザーの巻き癖を調べるために、テザーを実際にリールのよ
うな筒に巻きつけておいた後に解き、どの程度の直径、縮み量になるかを評価した。巻き癖は巻
きつけておいた際の直径に依存し、より細い直径に巻きつけておいた場合にはより強い巻き癖
が発生する。巻き癖のバネ定数、減衰率を求めるために、巻き癖を付けたテザーに軽い錘を吊る
してその挙動を計測した（図 A.1-11～図 A.1-13） [87]。

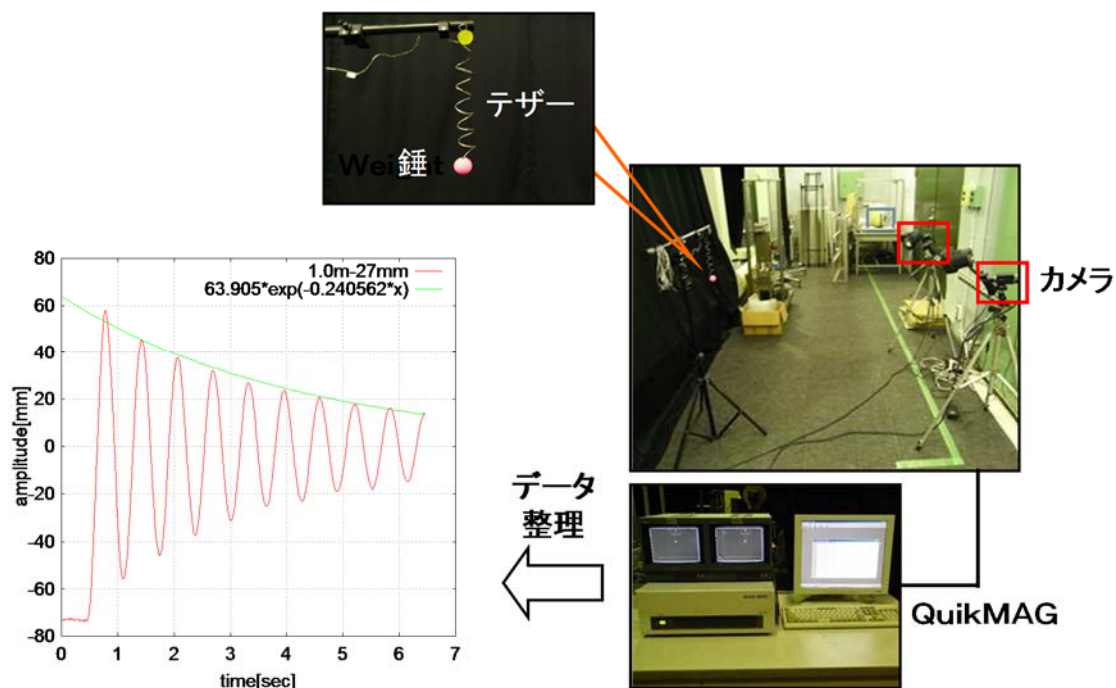


図 A.1-11 テザーによる巻癖の振動測定概要図[87]

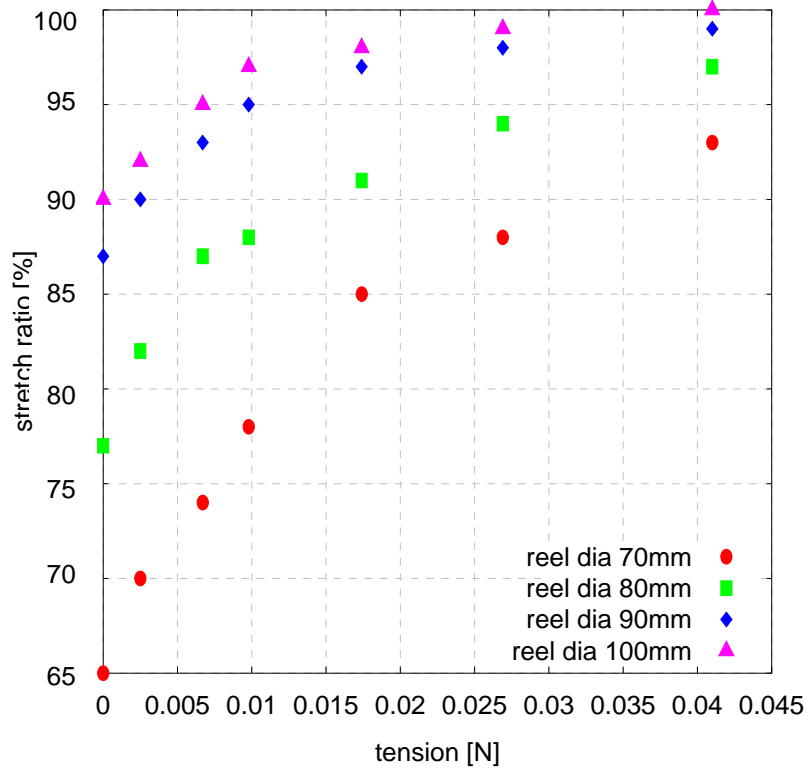


図 A.1-12 テザー巻き癖の張力と伸び率の関係[87]

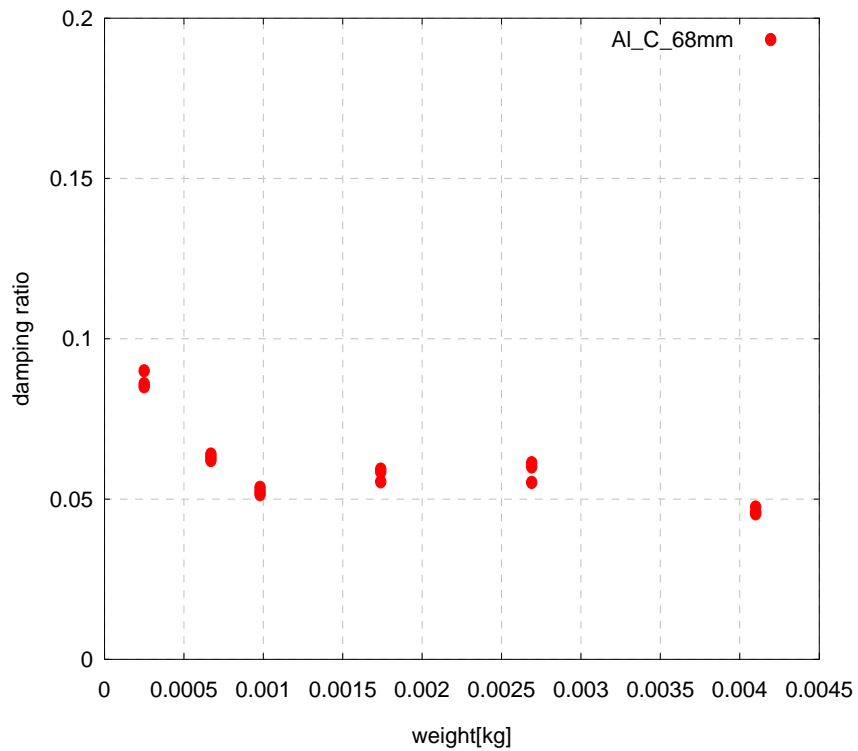


図 A.1-13 テザー巻き癖の減衰率 (リール直径 68mm) [87]

A.1.4. 熱光学特性

テザーの熱光学特性は、**図 A.1-14**のような試験片を用いて評価した。テザーは細い線状であり計測に不向きであるため、多数を束ねて計測した。テザーは KITE 実験で用いたアルミニウムとステンレスからなるテザーを用いた。また真空凝着防止のために二酸化モリブデンを用いた導電性潤滑剤 (HMB-4AG10) の有無で比較した。その結果、**表 A.1-1**のような結果を得た。



図 A.1-14 熱光学特性計測試験片

表 A.1-1 熱光学特性計測結果

供試体		太陽光吸収率(α_s) U-4100			垂直赤外放射率(ϵ_N) TESA2000			平均	
		1回目	2回目	3回目	1回目	2回目	3回目	α	ϵ
ペアテザー※	潤滑被膜なし	0.557	0.557	0.557	0.449	0.449	0.450	0.555	0.468
		0.553	0.553	0.553	0.487	0.488	0.487		
	潤滑被膜(HMB-4AG10)あり	0.849	0.849	0.849	0.776	0.775	0.775	0.850	0.795
		0.852	0.851	0.851	0.815	0.815	0.816		
アルミ6063板	潤滑被膜なし	0.232	0.232	0.232	0.044	0.043	0.043	0.239	0.044
		0.245	0.245	0.245	0.045	0.045	0.046		
	潤滑被膜(HMB-4AG10)あり	0.915	0.915	0.915	0.825	0.824	0.823	0.914	0.835
		0.912	0.912	0.912	0.845	0.845	0.845		
ステンレス304板	潤滑被膜なし	0.521	0.521	0.521	0.327	0.326	0.327	0.523	0.324
		0.525	0.525	0.525	0.321	0.321	0.320		
	潤滑被膜(HMB-4AG10)あり	0.898	0.898	0.898	0.787	0.787	0.787	0.899	0.787
		0.899	0.899	0.899	0.787	0.786	0.787		

※蛍光灯の光が見えない程度まで試料を密集させて測定。

しかし、本来平面以外の供試体での正確な測定は困難で、結果の信頼性は低いため、さらに真空環境下で太陽光を模したキセノンランプを照射して、平衡温度に達した時のテザーの温度を計測する試験を実施した。本試験では、非接地シース型熱電対を用いて**図 A.1-15**のようなテザ

一の温度を計測した結果、図 A.1-16のような温度となった。ここでは、デブリ除去衛星での使用を想定したアルミワイヤと導電性アラミドからなるテザー、KITE で使用されたアルミワイヤとステンレスを用いたテザー、KITE のテザーに Poly Tetra Fluoro Ethylene (PTFE)系の潤滑剤を塗布したもの、二硫化モリブデン系の潤滑剤を塗布したものの温度変化について示す。この結果からさらに、熱電対やテザーを保持しているケブラーからの熱の逃げ、テザー間の輻射等も考慮して補正した[96]。



図 A.1-15 真空チャンバ内模擬太陽光照射試験の試験片[96]

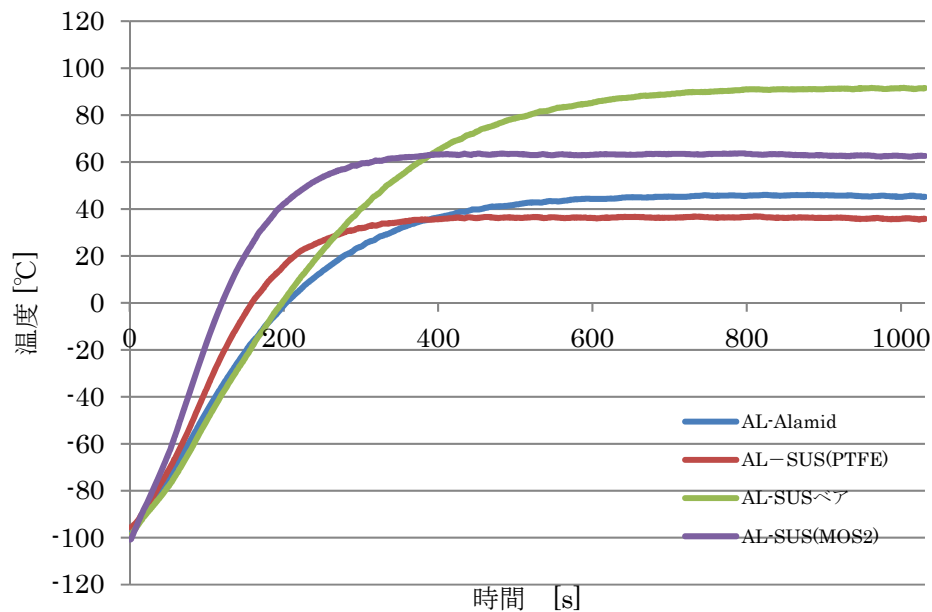


図 A.1-16 真空チャンバ内模擬太陽光照射時の温度計測試験結果[96]

A.1.5. 熱膨張率

熱膨張率は熱機械分析装置（TMA）により計測した。長さ 10mm の供試体を用いて、1.47N のプリロードをかけた状態での-140°Cから 300°Cまでの計測結果は図 A.1-17のようになり、近似直線より、熱膨張係数は約 $0.26 \times 10^{-4}/\text{deg}$ となった。

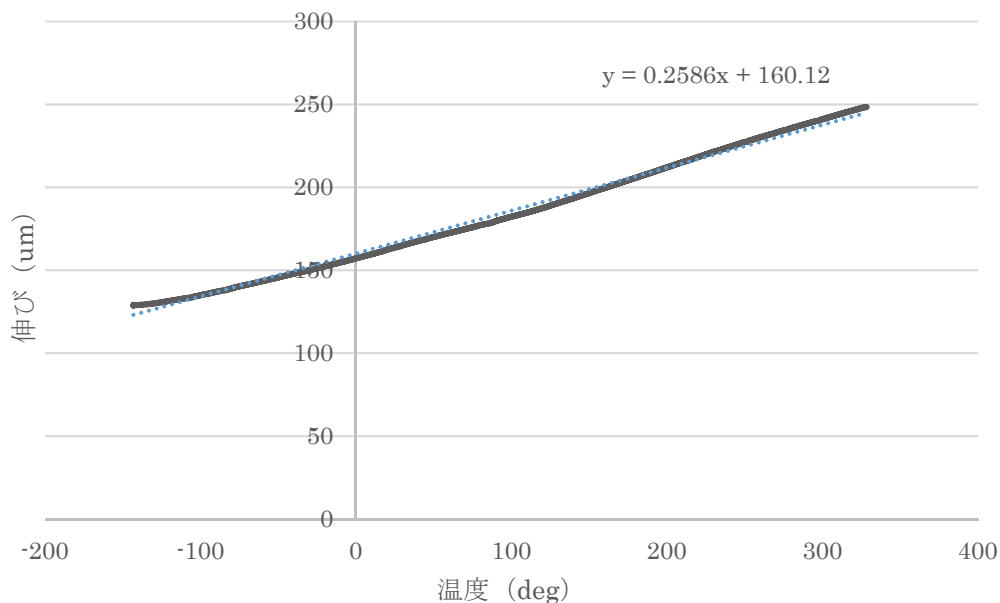


図 A.1-17 テザー線膨張率

A.1.6. 放電、電子収集

プラズマ中において低電位の導電性部位と接触した非導電性の部位があるとトリプルジャンクションにより放電が起こる可能性があるため、放電が起こらないことをプラズマチャンバ内にて確認する必要がある。またプラズマ中における高電位での電子収集がどの程度できるか、テザーに電圧を印加して試験する必要がある。放電試験および電子収集については九州工科大学の低地球軌道環境模擬チャンバにて、テザーに電圧を印加して試験を実施した。電子収集試験においては、実際には長いテザーであるところ、大きさに制限のあるチャンバ内で短いテザーで試験をするため、端効果やプラズマに与えてしまう擾乱により評価が困難であるが、長さを変えたテザーを試験することで補正等を行った。電圧を大きくすることにより収集電流が大きくなることを確認した[97]。

また、ケブラー等非導電性の繊維や導電率を変えた導電性テクノローラ等でアルミワイヤを補強したテザーの放電試験を行った[98]。その結果、電気抵抗率が $10^0 \Omega m$ 程度の繊維であればほとんど放電が起こらなかったが、 $10^4 \Omega m$ 程度の繊維では-200V 程度から放電が発生した。また非導電性の繊維に金属メッキをした繊維や、製作時に潤滑油が付着していたテザーも放電が発生した。潤滑油は熱処理すればほとんど放電が起こらないことを確認した。

A.1.7. 伸展抵抗計測試験、放出試験

A.1.7.1. テザー自由落下による伸展抵抗計測

まず図A.1-18のようにケース出口を下向きにしたリールケースを外部のフレームと高感度力学センサで繋いで吊り下げ、リールケース出口からテザーが伸展された際に生じる伸展抵抗を力学センサで計測した[99]。

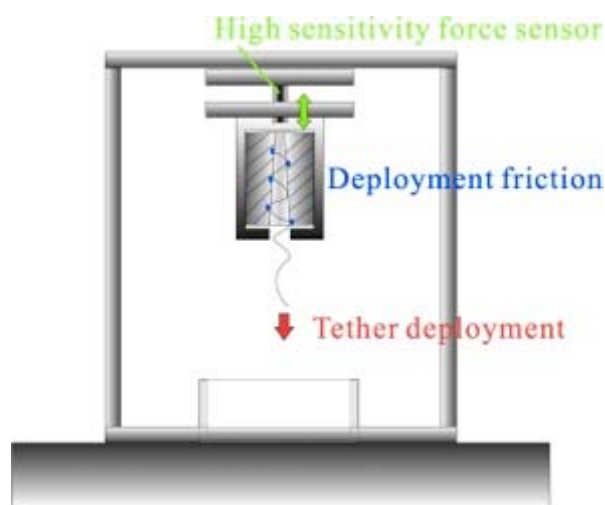


図 A.1-18 自然落下によるテザー伸展[99]

高さ 1.5m にあるリールケース出口からテザー一端を一度引き出すと、テザーはそのまま解け続けて落下する。解けた部分のテザーが重力で下方向に引かれるため解け続けるが、伸展抵抗がリールケース出口ー地面間のテザーが重力で引っ張られる力とつりあったときに一定速度で伸展し続けると考えられる。力センサによる質量減少分の計測により、伸展速度は約 4~5m/s と推測される。

この実験で得られた伸展抵抗を図 A.1-19 に示す。伸展抵抗は一定の値を示すのではなく、振動している。この振動周期は伸展の際にテザースプールからテザーが剥がれる点の上下に伴って伸展抵抗が変動する傾向があることが確認された。また、伸展停止は、リールケース上端面とスプールの間、エンドマスベースプレートとスプールの間、あるいはテザースプール壁面のテザー同士の間隙に挟み込まれることによって生じることが確認された (図 A.1-19)。これらの引っ掛かりを外すためには通常の伸展抵抗よりも大きな張力が必要であり、この計測での最大値は約 0.24N となった。軌道上で伸展中にこのような引っ掛かりがあった場合、スプールからテザーが解けるのは停止する可能性があるが、エンドマスは運動し続けているためテザーが引き伸ばされ、やがて大きな張力がかかると、引っ掛かりが外れて伸展再開すると考えられる。

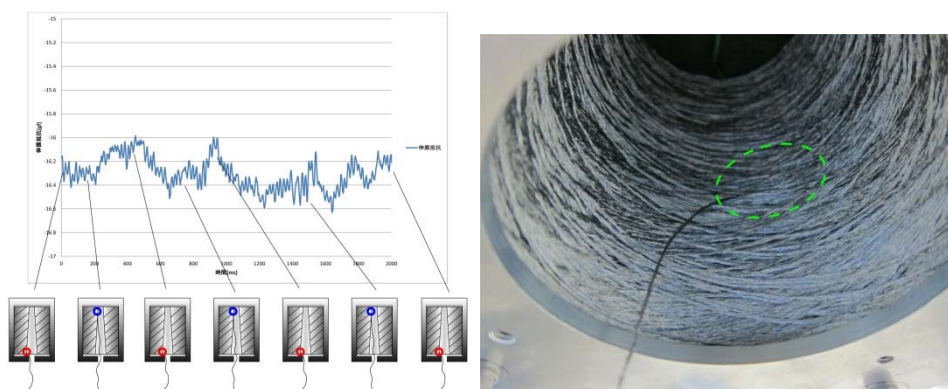


図 A.1-19 自由落下によるテザー伸展におけるテザーの引っかかり [99]

A.1.7.2. 回収装置による伸展抵抗計測

図 A.1-20 に示すようなテザー回収機構と高感度力学センサを用いて伸展抵抗の計測を実施した [99]~[102]。速度可変で巻き取りできるテザー回収機構のドラムを一定速度で回転させることでリールケースからテザーを引き出して伸展させ、生じた伸展抵抗をリールケース下部に取り付けられた高感度力学センサで計測することができる。また図 A.1-21 のようにテザー引き出し方向を変えることにより、エンドマス姿勢が傾いてテザー伸展方向が θ となったときの伸展抵抗を評価できる。このときの伸展抵抗は次式から得られる。

$$F_{deploy} = \frac{F_{measure}}{\cos \theta} \quad (34)$$

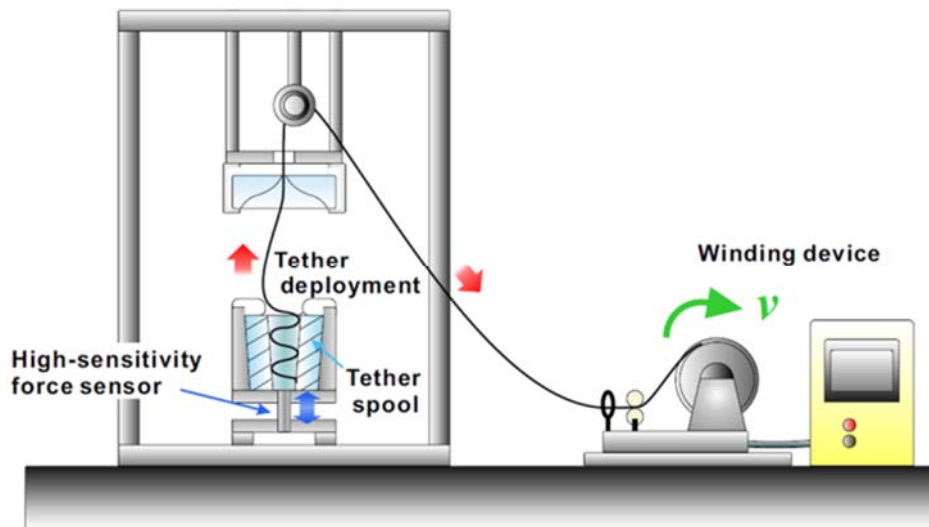


図 A.1-20 回収装置によるテザー伸展[102]

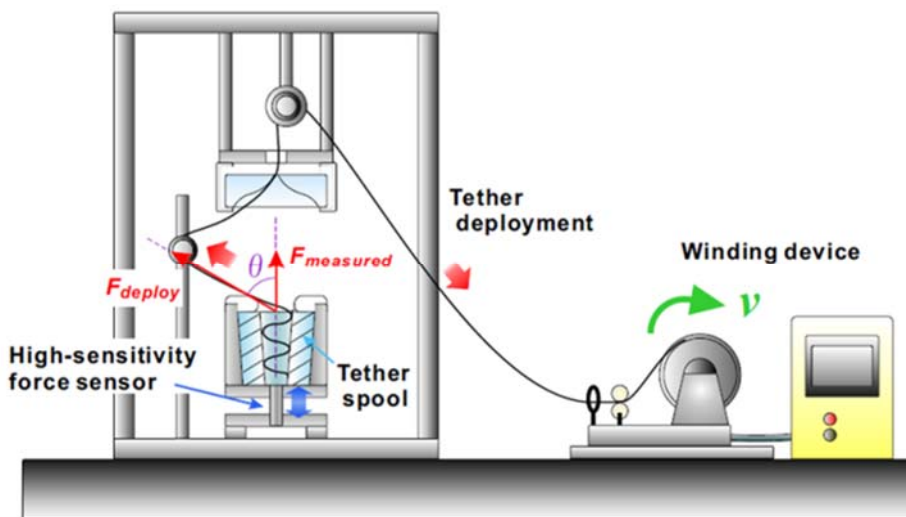


図 A.1-21 回収装置によるテザー伸展（伸展角度がある場合）[102]

伸展速度 0.99, 1.5, 2.0 [m/s]、伸展方向 0, 45, 60, 75 [deg]について、それぞれの伸展抵抗を計測した。図 A.1-22に結果を示す。伸展抵抗をテザー伸展速度 v 、テザー伸展方向角度 θ それぞれに線形な一次関数であると仮定して最小二乗法で近似すると次式が得られた。

$$F_{\text{deploy}1} = 0.0047v + 0.027\theta + 0.0033 \text{ [N]} \quad (35)$$

このモデル式を伸展抵抗のノミナル値としてテザー伸展可否の評価を実施する。ただし、ばらつきを考慮して、ばらつきの範囲を包含する安全側のモデル式を以下とする。

$$F_{\text{deploy}2} = 0.01v + 0.06\theta + 0.008 \text{ [N]} \quad (36)$$

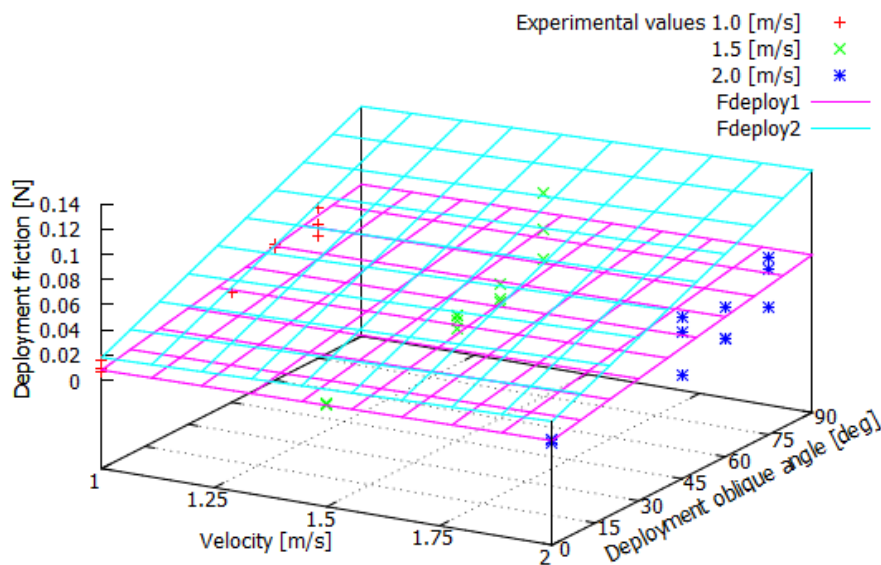


図 A.1-22 テザー伸展速度 v 、テザー伸展方向角度 θ と伸展抵抗の相関[102]

上記の伸展抵抗計測値はばらつきが非常に大きかった。これは、ほどける直前のテザーが重力により数周分巻き崩れてしまい、そのノイズをセンサが計測したり、巻き崩れてしまうことにより一定速度で巻き取るのが困難であったためである。重力のある地上でテザー伸展抵抗を計測する限界であり、伸展抵抗をパラメータとしてシミュレーションにより評価することとする。ただし、本試験でみられた重力によるテザーの巻き崩れは直前の数周分であり、テザースプール数層分が大きく巻き崩れて大きなだまができるようなことはなく、リールケース出口にだまがひっかかって伸展停止またはテザーを切断するような事象は起こっていないことを確認している。

このようにして得られた伸展抵抗の式を用いて、伸展シミュレーションを実施している。例として、A.2にて述べる KITE 実験におけるテザー伸展シミュレーション結果は図 A.1-23の通り。リール側に初期角速度がある場合、リール側は回転するが、伸展抵抗により姿勢が戻ろうとする。リールの回転が大きい場合の伸展抵抗は、モデル化が困難であるため、どこまで回転するか調べるためにはリールを糸で吊り自由に回転できるような状態にしてテザーを伸展し、角速度を評価した。

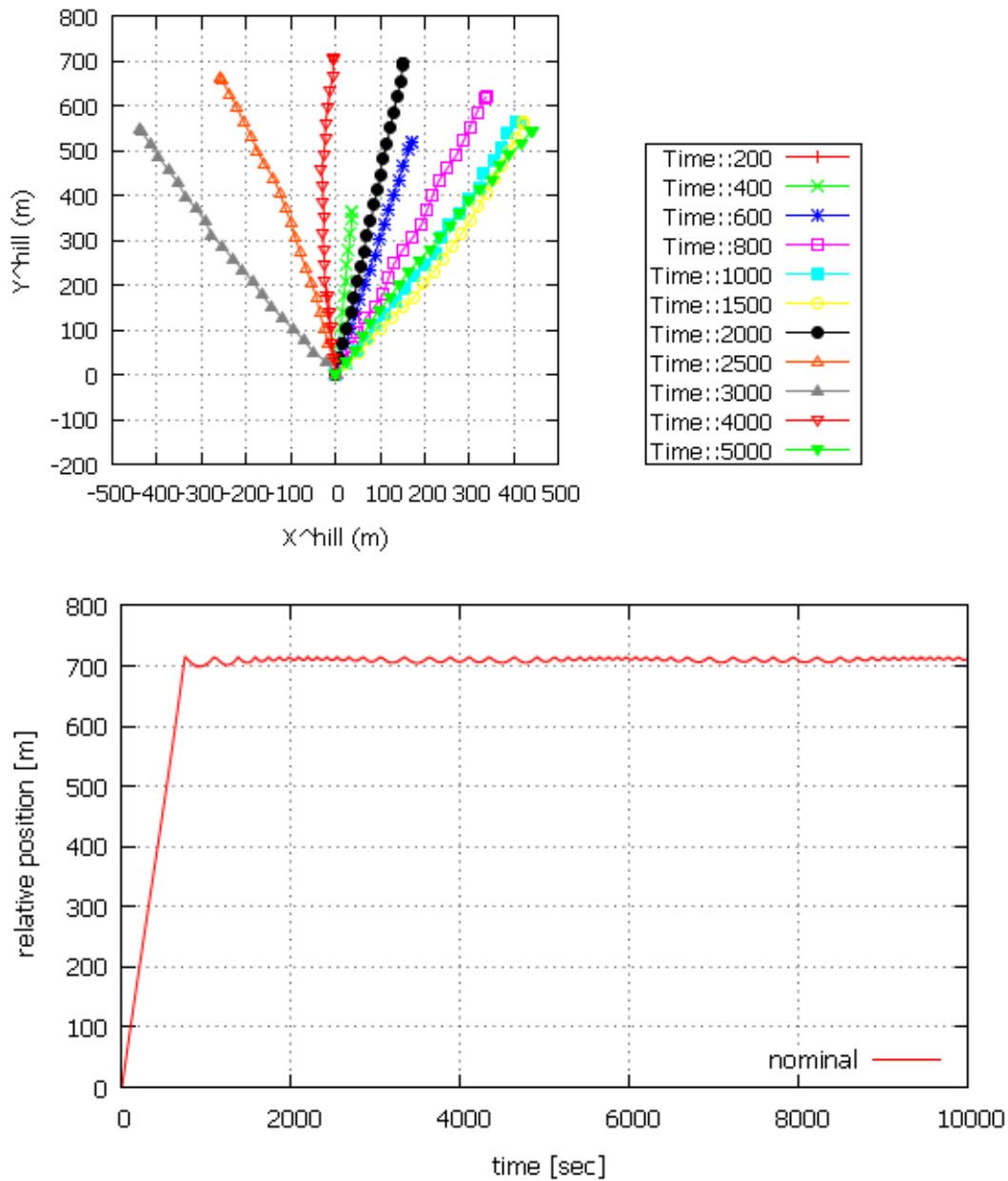


図 A.1-23 テザー伸展シミュレーションの例[102]
上：テザー形状、下：テザー長履歴

A.1.7.3. 真空固着

テザーは金属であり、真空中での振動等により最表面の吸着分子層や酸化層が失われ、凝着を起こすことが懸念される。そこで真空中での振動試験を実施し、その後放出試験を実施した。まず焼成膜のないテザーに関して真空中での振動試験を実施し、その後放出試験および全長にわたりテザーを解くことによりテザーの影響を評価した[103]。真空中での振動試験は、筑波宇宙センターの設備を用い、大気中および真空中にてランダム振動 (22.8Grms) にて3分間加振した(図 A.1-24)。このパラメータは MIL 規格(米国 Military Standard)を参考に選定しており、

本振動レベルは打上時に予想される振動レベル(5Grms 程度)に比べて十分大きい。また次に真空中にて正弦波振動 (5-30Hz : 5G0-p、30-100Hz : 4G0-p) にて 10 分間加振した。これは第 2 段エンジンの燃焼振動を参考にした。その結果、振動試験後でも特にテザーの巻き崩れやテザー伸展時の伸展不良等の問題がないことを確認した。ただし、リール芯には磨耗痕が発生したため、潤滑被膜を成膜することとした。またテザー同士およびテザーとその同種材の丸棒の組合せで真空中摩擦試験を行い、摩擦係数、摩擦挙動、摩耗といったテザーの摩擦・摩耗特性に関するデータを取得した。摩擦試験からは真空中での凝着力、摩耗の増大が確認された。また確実な伸展を期するため、テザーには二硫化モリブデン系焼成膜を成膜し、リール芯はタフラム処理を施すことにした。焼成膜テザーをタフラム処理を施したリール芯に巻きつけて上記と同じ真空中振動試験を実施し、問題がないことを確認した。



図 A.1-24 真空中における振動試験[103]

A.1.7.4. ブレーキ試験

テザーが長い場合は、重力傾斜力によりテザーの伸展速度は加速するため、テザー伸展終了時に張力のピークによりテザーが切断しないように、ブレーキにより伸展速度を制御する必要がある。ブレーキとしては後述の HTV 搭載 EDT 実証実験においては回転型のブレーキ[101]を、より長いテザーが必要なデブリ除去衛星の場合はバーバーポールブレーキ[104]等を想定してブレーキ力を評価した。図 A.1-25 はバーバーポールブレーキのブレーキ力計測試験のための装置である。バーバーポールのブレーキ力は、伸展速度 v_{deploy} と巻きつけ数 n の関数として、以下のように得られ、そのブレーキ力を想定した 10km のテザーの伸展履歴は図 A.1-26 のようになった。

$$F_{brake} = 0.024v_{deploy}e^{1.5n} \quad (37)$$

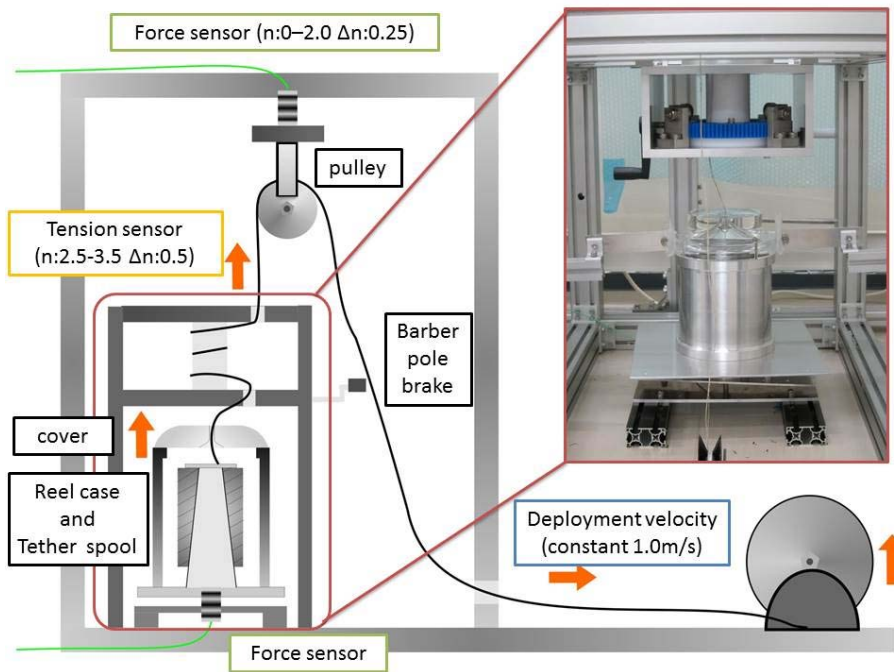


図 A.1-25 バーバーポールブレーキのブレーキ力計測試験[104]

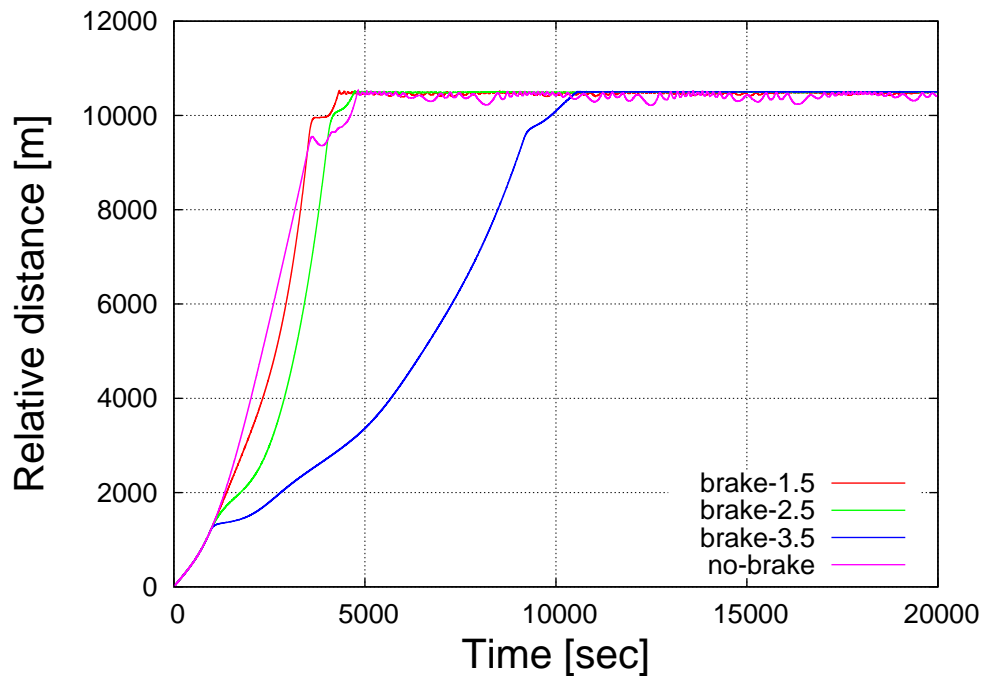


図 A.1-26 バーバーポールブレーキを用いた場合の伸展履歴[104]

A.1.8. 超高速衝突

テザーは非常に細い構造物であり、デブリの大きさを考慮すると、デブリの重心がテザーの幅より外側を通過する場合でも切断されうる。すなわち、図 A.1-27のように、大きさ D_d のデブリが、直径 D_t のテザーの衝突クリティカル範囲である D_{rc} より内側を通過するように衝突した場合にテザーが切断するものとする、デブリが通過すると切断する範囲である有効直径 D_e は、衝突するデブリのサイズによって変わる。そのため、デブリのサイズ毎に有効直径を計算し、その範囲を通過するデブリの衝突フラックスを積分することによりテザーの切断確率を評価した。テザーを切断する最小デブリサイズや衝突クリティカル範囲はテザーによって異なるため、超高速衝突試験を実施した[105]。

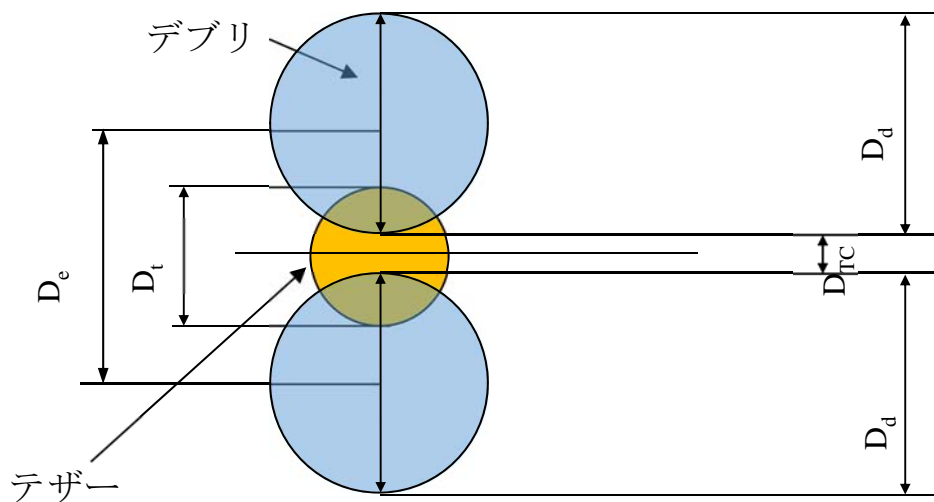


図 A.1-27 デブリ衝突によるテザー切断範囲

超高速衝突試験は、図 A.1-28のようにテザー網糸を多数並べ、微小デブリを模擬したプロジェクトイルをサボに詰めて散弾のように多数衝突させた。そして切断確率からどの程度の領域を通過した際に衝突するかを評価した。その結果、アルミワイヤ等の金属ワイヤを擦っているテザーの場合、化学繊維のテザーよりも切断されにくいことが分かった。取得された値を用いて網テザーの寿命を評価した[86]。

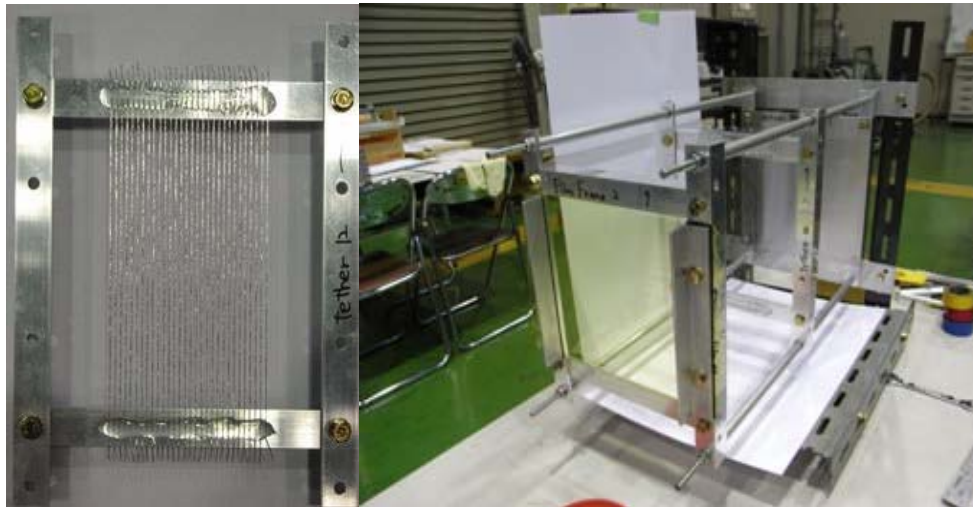


図 A.1-28 超高速衝突試験の供試体

左：テザー網糸を並べた供試体、右：フィルム、供試体、衝突痕確認用のプレートの順に並べた供試体全体
[105]

A.1.9. 取付部試験

テザー端衛星もしくはエンドマスとのテザー取付点では、テザーの面内・面外振動や端衛星の姿勢運動により、テザーが繰り返し曲げられるため、耐久性の評価を実施した。テザーは面内・面外に振動するが、その振動周期は異なるため、図 A.1-29のように振り子運動的もしくは円錐運動的に運動する。そのため、図 A.1-30のような振り子運動試験および円錐運動試験機を用いて、真空チャンバ内で耐久試験を実施した[106]。実際のテザーの振動は、面内約 4000 秒、面外約 3000 秒程度であるが、数秒の振動周期での加速試験とした。テザーの根元は繰り返し曲げにより損傷を受けないように曲率 10mm 程度と大きくとり、潤滑を施したが、真空中での接触により損傷が見られたため、PTFE のチューブで保護した。

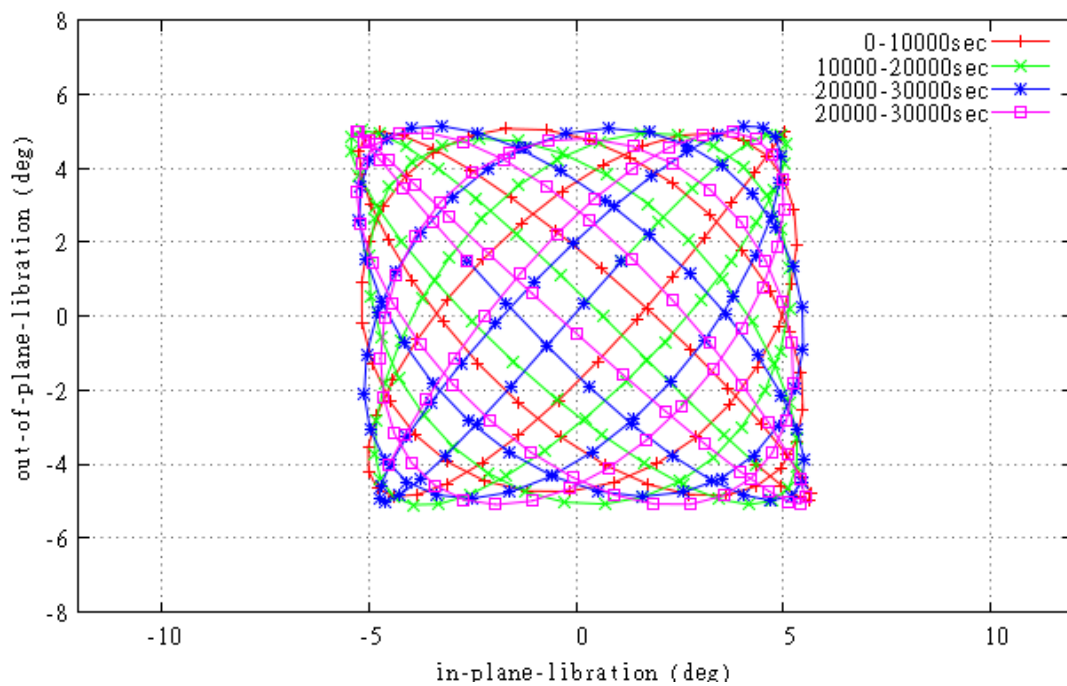


図 A.1-29 取り付け部の運動の例

テザー面内振動と面外振動の周期が異なるため、面内および面外の運動は振り子運動状になったり円錐運動状になったりする。

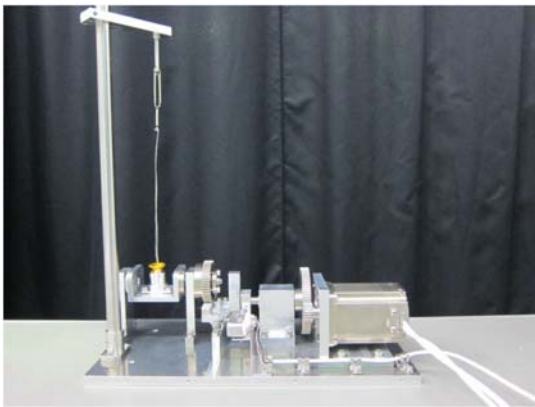
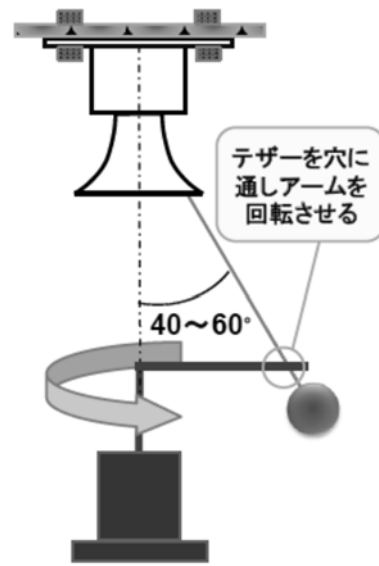
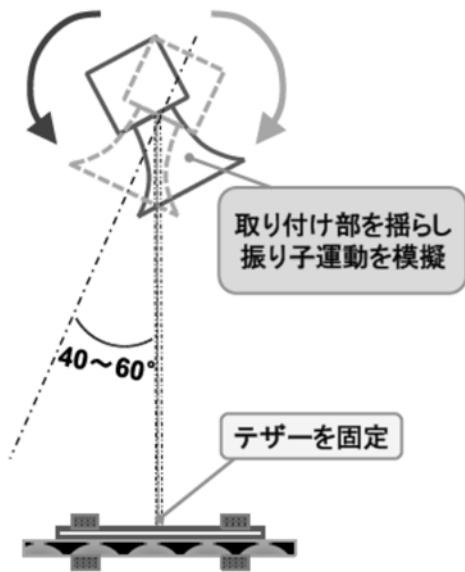


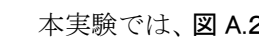
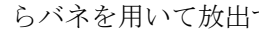
図 A.1-30 取付部試験概念図（上）および試験装置（下）
振り子運動試験（左）と円錐運動試験（右）[106]

A.2. 軌道上実証実験

EDT システムにおいて、軌道上でテザーを想定どおり伸展できるか、電流が実際にどのくらい流せるか等、実際にモデルが正しいか確認するためには軌道上実証が必要である。軌道上環境を模擬して地上試験を行っているが、軌道上環境の完全な模擬は不可能である。軌道上におけるテザーの伸展や伸展後の振動特性、電子収集や電子放出等の電流駆動特性を評価するために、軌道上実証実験 KITE (Kounotori Integrated Tether Experiments) を実施した。本章では EDT の軌道上実証について、軌道上実証が必要な理由、軌道上実証の目的、概要、結果について述べる。

A.2.1. 実証実験の目的および概要

テザーのダイナミクスや性能等については、A.1 にて述べたような試験で計測されたパラメータを用いて第6章のような数値シミュレーションにより評価していたが、真空・無重量ではない地上で数 km の長さのテザーの評価を行うのは困難である。特に伸展抵抗や減衰率等は、非常に小さい力であることから地上で精確に計測することが困難であり、軌道上実証によりその値や地上評価試験方法を確認する必要がある。またベアテザーで周辺プラズマからどの程度電子を収集できるか、電子源からどの程度電子を放出できるか、等の電気的特性についても、軌道速度を持ち、かつ非常に希薄なプラズマを地上試験で実現することは不可能であるため、地上では評価困難である。さらに、放電や固着等、厳しい側の評価でも発生しないと評価してはいたが、何らかの予期せぬ問題が起こる可能性も否定できない。そこで軌道上で実際にテザーを伸展し、伸展特性等の力学的特性を評価すること、およびテザーによる電子収集および電子源からの電子放出も含めた電流駆動特性を評価することを目的として、宇宙ステーション補給機こうのとり (H-II Transfer Vehicle, HTV) 6号機に EDT システムを搭載し、ISS 離脱後の一週間を使って実験を実施した[107]。

本実験では、 A.2-1 のように、700m のベアテザーを搭載したエンドマスを搭載し、HTV からバネを用いて放出することで、テザーを伸展する予定であった。 A.2-2 のように、エンドマスにリフレクタを搭載し、HTV が ISS にランデブーする際に使用するランデブーレーダにより伸展履歴や振動履歴を計測する予定だった。ランデブーレーダを利用することで、エンドマスには GPS 等の相対位置を計測するための計測装置や電源、通信機等を搭載する必要がなくなり、確実かつ低コストで実験が実施できる。またエンドマス放出時の様子と振動運動の様子はカメラでもモニタする。電解放出型電子源は HTV の推進モジュールに搭載した。電子放出に伴う HTV 自身の電位変動データおよび相互作用する周囲プラズマ特性データの取得を行うための静電プローブ機能付き帯電電位モニタや、発生するローレンツ力を算出するために磁気センサも搭載していた。エンドマスはバネにより約 1m/s で放出され、伸展抵抗により伸展速度が低下していくが、テザーが伸展することにより重力傾斜力が大きくなるとやがて伸展速度は増加する。テザーの終端 10m はブレーキリールに巻きつけられており、ブレーキ力により徐々に減速させることで、過大な張力でテザーが切断したり、エンドマスが跳ね返ったりしないようにした[102]。

軌道上でベアテザーの伸展および電子収集ができれば世界初であった。またテザー伸展後に面内で振動しているテザーをランデブーセンサの視野から外れないように HTV の姿勢を変動させて追従することや、その後 HTV のスラスタで振幅低減することを予定していた。さらに、タイミングを図って電子源をオンオフし、6.4.2 項と逆にテザーの振幅を徐々に拡大することにより EDT の推力を確認する予定だった[108]。電流は、搭載電子源のスペックから最大 10mA 級であり、700m のテザーであっても発生できるローレンツ力は HTV 全体に発生する空気抵抗の 1/100 程度であり、HTV の軌道の変化から推力を評価するのは困難であるが、電流が計測できれば磁場との干渉でローレンツ力が発生することは自明であり、推力を直接計測することは目的ではなかったが、軌道上で EDT のローレンツ力が計測できれば世界初であるため、テザー振動の変化を確認することでローレンツ力の評価を目指した。約一週間の実験後は、テザー根元に搭載したテザー切断機構でテザーを切断し、HTV は大気圏に再突入する予定であった。テザーを切断するのは、テザーを伸展した状態で再突入のための大推力を与えると、テザーが回転し、HTV にテザーやエンドマスが接触する可能性があったためである。

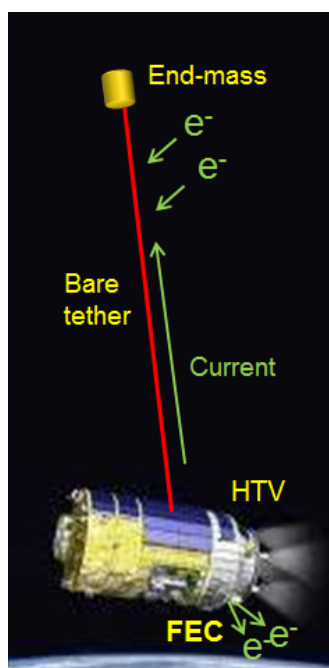


図 A.2-1 HTV 搭載 EDT 実証実験

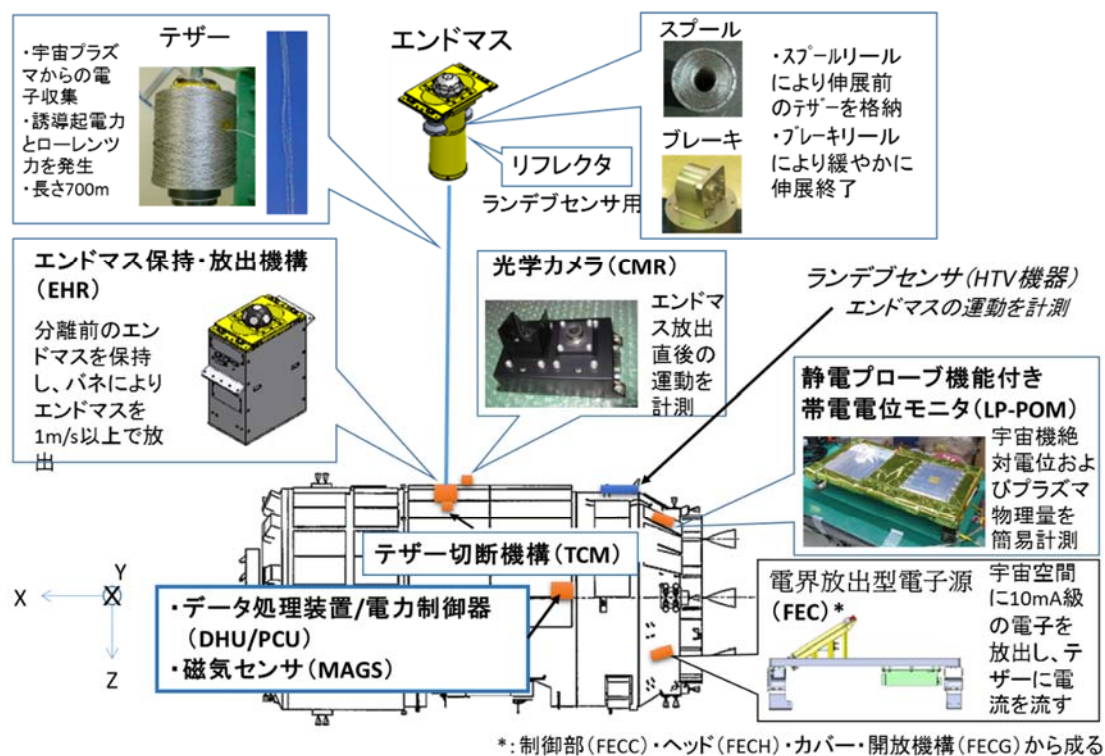


図 A.2-2 HTV 搭載 EDT 実証実験の構成図

A.2.2. 実証実験の結果

HTV 6 号機は 2016 年 12 月 9 日に打ち上げられ、ISS から離脱後の 2017 年 1 月に KITE 実験を実施した。エンドマス放出に先立ち、まずエンドマスを保持していた保持機構を分離する必要があったが、保持機構である 4 本の切り欠き付きのボルトのうちの 1 本が切断されなかったため、エンドマスを放出することができなかった。保持機構は打上時や ISS 周辺で予期せぬ放出を防ぐためにエンドマスをしっかりと保持するための機構であり、エンドマス放出のための放出機構（イジェクタ）とは別の機構である。ボルト切断は、ボルトに取り付けた形状記憶合金によってボルトを引っ張り、張力で切り欠き部を切断することにより行う予定だったが、ボルトのうちの 1 本が構造設計に起因して切断できなかったことが判明した。問題となった構造設計の一つ目は、エンドマスが安全に保持された状態にあることの把握および分離の確認を行う必要があり、ボルト切断時の倒れをスイッチにより検出する設計としており、ボルトを通す穴の直径を通常より大きくしていたことである。二点目はエンドマスの放出角度の精度を高めるために、分離部を拘束性の高い楔形状の凹凸（コニカル）で噛み合せていたことである。これらの設計により生じる構造の変形が、ボルトの切断に必要な張力を生じさせるための形状記憶合金の伸びを吸収する方向に重なり、十分な力がこのボルトに伝わらず、切断できなかったものと結論した。

テザーの伸展は確認できなかったが、電界放出型電子源からの電子放出や、プラズマ密度や電位の計測ができた。本来テザーから収集されるはずの電子は、太陽電池の陽極から集められたも

のと考えられるが、電界放出型電子源より電子をプラズマ中に放出し、HTVの電位が制御できることを確認した[109]。電子放出は地上試験よりも効率がよかった。そのため、電子源からの放出できる電流量について、周辺プラズマに対する電位による関数としてモデル化していたが、数値を見直し、前述の数値シミュレーションに反映させた。また電子源の原子状酸素による劣化等軌道寿命に関するデータも取得した。地上試験と比較することで、地上試験方法について評価が可能となった。

テザーについても、実際の軌道上での伸展はできなかつたため、目的としていた伸展抵抗や減衰率等の計測はできなかつたが、テザーの開発・試験を通して、安定的にテザーを製作・巻き取りしたり、製造時の瑕疵確認するための手法等を確立できた。テザーは伸展試験をしてしまうとそのまま搭載はできないため、毎回同じような伸展特性を持たせるためには毎回同じように巻き取りする必要があるが、巻き取り時の速度や張力について巻き取り要領を定め、巻き取り後のサイズや重量を計測することで、安定して巻き取ることが出来るようになった。また放出試験や伸展抵抗計測試験等の、試験手法を確立した。

謝辞

本論文をまとめるにあたり、大変お忙しい中ご指導いただきました東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻 中須賀真一教授および貴重なご助言をいただきました先生方に謹んで感謝の意を表します。

旧科学技術庁航空宇宙技術研究所あるいは宇宙航空研究開発機構にてご指導・一緒に研究を進めてくださった方々に感謝いたします。デブリに関して多くのご指導をいただいた木部勢至朗様、EDT の電氣的部分を担当をしてくださった大川恭志様を始めとする多くの皆様のおかげで研究を継続することができました。また一緒に研究や実験を進めてくださった技術研修生の方々のご協力なしには EDT の研究はできませんでした。デブリ推移予測については九州大学花田俊也先生および九州大学の方々と除去対象の議論等をさせていただきました。また無結節網に関する共同研究を行い無結節網を製作してくださった日東製網株式会社を始め、多くのメーカーの皆様の技術力により研究を進められたことに感謝いたします。

デブリ推移予測のデブリデータは、IADCにてESAより提供されたものを使用しています。

最後に、いつも協力してくれた家族や、研究をご支援してくださった全ての方に感謝いたします。

平成 31 年 2 月

参考文献

- [1] Kessler, D.: Collisional cascading: The limits of population growth in low Earth orbit, *Advances in Space Research* 11(1991), No. 12, pp. 63-66.
- [2] Inter-Agency Space Debris Coordination Committee (IADC) Working Group 2: Stability of the Future LEO Environment, 2013.
- [3] Liou, J.-C.: An active debris removal parametric study for LEO environment remediation, *Advances in Space Research* Volume 47, Issue 11, 1 June 2011, pp.1865-1876.
- [4] Kaplan, M.: A remotely controlled orbiting retriever, NASA CP-2360, pp.316-331, 1982.
- [5] Eichler, P.: Analysis of the necessity and the effectiveness of countermeasures to prevent a chain reaction of collisions, *Acta Astronautica*, **26**(1992), No.7, pp.487-495
- [6] Schall, W., Orbital debris removal by laser radiation, IAA-90-569, 1990.
- [7] Bischof, B., Kerstein, L., et al.: ROGER -Robotic Geostationary Orbit Restorer, IAC-03-IAA.5.2.08, 54th IAC, 2003.
- [8] McGuire, J.: NASA/GSFC Servicing System for On-Orbit Debris Removal, The International Conference on Orbital Debris Removal, 2009.
- [9] Kimura, S., Nagai, Y., et al.: POSSIBILITY OF SMALL SATELLITE SERVICING, 25th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS 2006-o-3-05v, 2006.
- [10] Reintsema, D., Thaeter, J., Rathke, A., Naumann, W., Rank, P., Sommer, J.: DEOS -- The German Robotics Approach to Secure and De-Orbit Malfunctioned Satellites from Low Earth Orbits, i-SAIRAS, 2010.
- [11] Biesbroek, R.: e.Deorbit – ESA's Active Debris Removal Mission, 7th European Conference on Space debris, 2017.
- [12] Estable, et al.: Definition of an Automated Vehicle with Autonomous Fail-Safe Reaction Behavior to Capture and Deorbit Envisat, 7th European Conference on Space debris, 2017.
- [13] Aglietti, G., Fellowes, S., et al.: REMOVEDEBRIS preliminary mission results, 5th European Workshop on Space Debris Modeling and Remediation, 2018.
- [14] Piguet, L., Richard-Noca, M., Juillard M.: Status of the development of the CleanSpace One System and Mission, 5th European Workshop on Space Debris Modeling and Remediation, 2018.
- [15] Okada, M., Okamoto, A., Fujimoto, K., Ito, M.: Maximizing Post Mission Disposal of MEGA Constellations Satellites Reaching End of Operational Lifetime, 7th European Conference on Space debris, 2017.
- [16] Sanmartin, J. R., Martinez-Sanchez, M. and Ahedo, E.: Bare Wire Anodes for Electrodynamic Tethers, *J. Prop. and Power*, 9, 38(1993), pp. 353-360.
- [17] Hoyt, R. and Forward, R.: The Terminator tetherTM: autonomous deorbit of LEO

- spacecraft for space debris mitigation, AIAA-00-0329, 2000.
- [18] Vaughn, J., Curtis, L., Gilchrist, B., Bilen, S., Lorenzini, E.: Review of the ProSEDS electrodynamic tether mission development, AIAA 2004-3501 JPC 2004.
- [19] Pearson, J., Carroll, J., and Levin, E.: Space Test of LEO Debris Removal, 1st IAA Conference on Space Situational Awareness (ICSSA), Orlando, FL, USA, 13-15 November 2017.
- [20] Pardini, C., Hanada, T., et al: Are de-orbiting missions possible using electrodynamic tethers? Task review from the space debris perspective, *Acta Astronautica* 60, 916 – 929, 2007.
- [21] SpaceTrack, <https://www.space-track.org/> (2018 年 9 月 18 日)
- [22] NASA Orbital Program: NASA The Orbital Debris Quarterly News 22 -1 (2018, Jan).
- [23] Flegel, S., et al.: Final Report, Maintenance of the ESA MASTER Model, 2011.
- [24] Liou, J.-C., Johnson, N., Krisko, P., Anz-Meador, P.: The new NASA orbital debris breakup model, *COSPAR Colloquia Series, Volume 15*, 2002, pp. 363-367.
- [25] Nagatomo, M., Matsuo, H. and Uesugi, K.: Some Considerations on Utilization Control of the Near Earth Space in Future, *Proc. 9th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS)*, Tokyo, 1971, pp. 257-263.
- [26] IADC Space Debris Mitigation Guidelines, IADC-02-01, Revision 1, 2007.
- [27] Krisko, P.H., Johnson, N.L., Opiela, J.N.: EVOLVE 4.0 orbital debris mitigation studie, *Advances in Space Research, Volume 28, Issue 9*, 2001, Pages 1385-1390.
- [28] Johnson, N.: Space Debris: A 50-year retrospective and a Look Forward, *IAC-11,A6,6,1,x12078*, 2011.
- [29] ESA Space Debris Office: ESA's Annual Space Environment Report, 2018.
- [30] Liou, J.-C.: An active debris removal parametric study for LEO environment remediation, *Advances in Space Research Volume 47, Issue 11, 1*, 2011, pp.1865-1876.
- [31] B. Bastida Virgili, H. Krag, H. Lewis, J. Radtke, A. Rossi: Mega-constellations, small satellites and their impact on the space debris environment,. *IAC-A6.2.4x34551*, 67th International Astronautical Congress, Guadalajara, Mexico, 26-30 September, 2016.
- [32] H.G. Lewis , J. Radtke , A. Rossi , J. Beck, M. Oswald , P. Anderson , B. Bastida Virgili , and H. Krag: Sensitivity Of The Space Debris Environment To Large Constellations And Small Satellites, 7th European Conference on Space Debris, 2017.
- [33] Kitajima, S.: Influences of MEGA Constellations on the Orbital Environment, *IAC-16, A6, 2, 5, x35062*, 2016.
- [34] Kawamoto, S., T. Hirai, S. Kitajima, S. Abe, and T. Hanada: Evaluation of Space Debris Mitigation Measures Using a Debris Evolutionary Model, *Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan*, Vol. 16 (2018) Issue 7 599-603.

- [35] Kawamoto, S., Higashide, M. et al.: Consideration on active debris removal target, 5th International Workshop on Space Debris Modelling and Remediation, 2018.
- [36] Wade Pulliam: Catcher's Mitt Final Report, DARPA report, 2011.
- [37] Wiedemann, C., et al.: The Cost-Effectiveness of Post-Mission Disposal Maneuvers, IAC-15.A6.8.4, 2015.
- [38] Wiedemann, C., Oswald, M., et al.: Cost and benefit analysis of space debris mitigation measures, *Acta Astronautica*, 63 (2008), pp. 136-145.
- [39] Nazarenko A.: PREDICTION OF NEAR-EARTH SPACE DEBRIS POPULATION AND FUTURE SPACE OBJECT DISPOSAL MEASURES, IAC-11.A6.4.2, 2011.
- [40] 眞庭知成、花田俊也、河本聡美: 地球低軌道における軌道環境の安定性について、日本航空宇宙学会論文集 Vol.58, No.674, pp.83-89, 2010.
- [41] Zemoura, M., Hanada, T., Kawamoto, S.: Removal targets' classification: how time considerations modify the definition of the index, *Advances in Space Research* 60(6), pp. 1163-1187, 2017.
- [42] Letizia, F., Colombo, C., Lewis, H. G. and Krag, H.: Extending the ECOB space debris index with fragmentation risk estimation, 7th European Conference on Space Debris, 2017.
- [43] Pardini, C., Anselmo, L.: Evaluating the environmental criticality of massive objects in LEO for debris mitigation and remediation, *Acta Astronautica* 145 (2018) 51–75.
- [44] Somma, G. L., Lewis, H. G., Colombo, C.: Space Debris: how to increase the active removal effectiveness via an altitude-shell-dependent approach, 5th European Workshop on Space Debris Modeling and Remediation, 2018.
- [45] Praly, N. Petit, N. Bonnal, C. and Laurent-Varin, J.: Study on the eddy current damping of the spin dynamics of spatial debris from the Ariane launcher, 4th European Conference for Aerospace Sciences, 2011.
- [46] Maniwa, K., Hanada T. and Kawamoto, S.: Benefits of Active Debris Removal on the LEO Debris Population, 27th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS2009-r-2-04, 2009.
- [47] Borobia, E. C., Frémeaux, C. Goester, J.: FAST RE-ENTRY DEORBITATION WITH ACCEPTABLE RISK LEVEL, 7th European Conference on Space Debris, 2017.
- [48] Bacon, J.: MINIMUM DV FOR TARGETED SPACECRAFT DISPOSAL, 7th European Conference on Space Debris, 2017.
- [49] Yanagisawa, T., Kurosaki, H.: Shape and motion estimate of LEO debris using light curves, *Advances in Space Research*, Volume 50, Issue 1, 1 July 2012, Pages 136-145.
- [50] Mehrholz, D.: Radar techniques for characterisation of space debris developed for the TIRA system, COSPAR 2000, B0.1-PE-0001, 2000.

- [51] Kucharski , D., Bennett , J., Kirchner , G.: Laser de-spin maneuver for an active debris removal mission- a realistic scenario for Envisat, Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference (AMOS), 2016.
- [52] Kawamoto, S., Kitagawa, S., Matsumoto, K.: Angular Momentum Reaction Using Mechanical Impulse for Uncontrollable Satellite Capturing, The Journal of space technology and science, Vol. 18 (2002) Issue 2 Pages 2_25-2_31
- [53] Yoshikawa, S. and Yamada, K.: Angular Momentum Control of Tumbling Spacecraft by Repetitive Impulses, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Guidance, Navigation, and Control and Co-located Conferences, 2007.
- [54] Nakajima, Y., Mitani, S., Tani, H., Murakami, N., Yamamoto, T. and Yamanaka, K.: Detumbling Space Debris via Thruster Plume Impingement, AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, AIAA 2016-5660, 2016.
- [55] Fanfani, A., Bevilacqua, M. et al.: The D-SAT Mission: an In-Orbit Demonstration of an Autonomous and Reliable Satellite Removal Technology, 5th European Workshop on Space Debris Modeling and Remediation, 2018.
- [56] Shibasaki, K., Oobayashi, W., et al.: Conceptual study of Mechanical and Sensing System for Debris Capturing for PAF, Proceedings of the 7th Space Debris Workshop, JAXA, pp.271-288, 2016.
- [57] Kubota, N., Enomoto, M., et al.: Conceptual Study of Mechanical and Sensing System for Debris Capturing for PAF, 30th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS2015-r-33, 2015.
- [58] Yamamoto, T., Okamoto, H., Kawamoto, S.: Cost analysis of active debris removal scenarios and system architectures, 7th European Conference on Space Debris, 2017.
- [59] Kawamoto, S., Ohkawa, Y., Okamoto, H., Iki, K., Okumura, T., Yasuhiro Katayama, Hayashi, M., Horikawa, Y., Kato, H., Murakami, N., Yamamoto, T., Inoue, K., Ohnishi, M.: Current Status of Research and Development on Active Debris Removal at JAXA, 7th European Conference on Space Debris, 2017.
- [60] Yamamoto, T., Murakami, N., Nakajima, Y., Yamanaka, K.: Navigation and Trajectory Design for Japanese Active Debris Removal Mission, 24th International Symposium on Space Flight Dynamics (ISSFD), 2014.
- [61] Murakami, N. and Yamamoto, T.: Rendezvous Strategy for the Active Debris Removal Missions, Proceedings of the 7th Space Debris Workshop, JAXA, pp.231-246, 2016.
- [62] Shoji, K., Narumi, T., et al.: DEVELOPMENT OF A CAMERA FOR AUTONOMOUS VISUAL GUIDANCE FOR SPACE DEBRIS REMOVAL, 65th International Astronautical Congress, IAC-14.A6.5.7, 2014.
- [63] Tomori, S., Yoshinaga, S., Kawamoto, S., Katayama, Y., Hayashi, M., Morino, Y.: An

- experiment of measuring position and attitude of space debris by stereo-vision in orbital optical condition, 7th European Conference on Space Debris, 2017.
- [64] Takahashi, I., Kato, H., Yamamoto, T., Hayashi, M., Kawamoto, S. and Takahashi, H.: MOTION ESTIMATION OF AXIAL SYMMETRY OBJECT FOR ACTIVE DEBRIS REMOVAL MISSION, 14th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space (i-SAIRAS), 2018.
- [65] Izumiyama, T., Sasagawa, C., et al.: Conceptual Study for Orbital Debris Removal System using small “Harpoon” , Proceedings of the 7th Space Debris Workshop, JAXA, pp.289-296, 2016.
- [66] Mataka, T., Akahoshi, Y., Koura, T., Kitazawa, Y., Shimamura, K., Izumiyama, T., Hashimoto, K., Kawamoto, S., Aoyama, J., Fukuta, T.: Evaluation of Harpoon Tips for Debris Capture, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan Vol. 14 (2016) Issue ists30 Pages Pr_33-Pr_37.
- [67] Tanishima, N., Hirano, D., et al.: Robot arm Concept and mechanism of the tendon actuated versatile debris gripper, Proceedings of the 2017 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics.
- [68] 廣田、渡辺他: デブリ除去衛星の小型化検討、第 60 回宇宙科学技術連合講演会 2F12, 2016.
- [69] 廣田、渡辺他: イカロスアダプタを使用した、デブリ除去衛星システムの実現性検討、第 61 回宇宙科学技術連合講演会 2K16, 2017.
- [70] 青木、内田他: デブリ除去システム実現に向けた初期検討、第 60 回宇宙科学技術連合講演会 2F13, 2016.
- [71] Cosmo, M.L., Lorenzini, E. C.: Tether in space handbook, Third edition, NASA Marshall Space Flight Center, 1997.
- [72] Usui, Abe, Sasaki, Oyama, et al.: Quick report on the fifth US-Japan tethered rocket experiment (CHARGE-2B), ISAS research note, 1992.
- [73] 渡部武夫, 藤井裕矩, 佐原宏典, 海老沼拓史, 小島広久: S520-25 号機観測ロケット実験におけるベア導電テープテザー展開実験, 宇宙技術, Vol11,pp.1-6(2012).
- [74] Stone, N., Wright, K., et al.: A Review of Scientific and Technological Results from The TSS-1R Mission, NASA/CP-1998-206900, Tether technology interchange meeting, pp.1-12, 1997.
- [75] Carroll, J. A. and J. C. Oldson, Tethers for Small Satellite Applications, Paper presented at the 1995 AIAA/USU Small Satellite Conference, Logan , Utah, USA, 1995.
- [76] Loftus, Kessler, and Anz-Meador: Management of the orbital environment, Acta Astronautica, a Vol. 26, No. 7, pp. 477-486, 1992.
- [77] Eichler, P. and Bade, A.: Strategy for the economical removal of numerous larger debris objects from Earth orbits, Acta Astronautica, 1993.

- [78] Johnson, Lorenzini, Gilchrist, Stone, Wright: Propulsive small expandable deployer system (ProSEDS) Experiment: mission overview and status, AIAA-2003-5094
- [79] Iess, L., C. Bruno, C. Ulivieri, U. Ponzi, M. Parisse, G. La neve, G. Vannaroni, M. Dobrowolny, F. De Venuto, B. Bertotti and L. Anselmo: Satellite De-Orbiting by means of Electrodynamic Tethers Part I: General Concepts and Requirements, *Acta Astronautica*, Vol. 50, No. 7, pp. 399-406, 2002.
- [80] Hoyt, R., Barnes, I., Voronka, N., Slostad, J.: The Terminator Tape™: A Cost-Effective De-Orbit Module for End-of-Life Disposal of LEO Satellites, AIAA Paper 2009-6733, Space 2009 Conference, Sept 2009.
- [81] Nohmi, M.: Planned Mission and Operation Result of Nano-Satellite STARS-II, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN, THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, Volume 14 Pages 53-58, 2015.
- [82] Sanchez-arriaga, G., Chen, X.: Modeling and Perspectives of Low-Work-Function Electrodynamic Tethers to Deorbit Space Debris, 7th European Conference on Space debris, 2017.
- [83] Ikeda, T., Yamagiwa, Y., Kawamoto, S., et al.: DEPLOYMENT OF ELECTRODYNAMIC TETHER USING SIMPLE REEL MECHANISM, 25th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS2006-s-03, 2006.
- [84] 壹岐、河本他: 導電性テザーシステムのサイジングおよび数値ミュレーションによるデブリ除去衛星設計要求の検討、第 56 回宇宙科学技術連合講演会、2C01、2012.
- [85] Ohkawa, Y. et al.: Research and Development of Carbon Nanotube Cathodes for Electric Propulsion, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, Vol. 8, No. ists27, pp. Pb_27-Pb_32, 2010.
- [86] 壹岐、奥村、他: 網状ベアテザーのデブリ衝突による切断耐性の解析評価、宇科連 2018-1C22.
- [87] 小林友樹: 小型衛星からのエレクトロダイナミックテザー伸展時のダイナミクスに関する研究、2008 年度静岡大学大学院修士論文
- [88] Kawamoto, S., Kikkawa, C., Ohkawa, Y., Nishida, S., Kitamura, S.: Control Technologies Required for Electrodynamic Tethers and Active Debris Removal, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan Vol. 8 (2010), No. ists27, pp. To_4_1-To_4_6.
- [89] Colombo, C., Rossi, A., et al.: EFFECTS OF PASSIVE DE-ORBITING THROUGH DRAG AND SOLAR SAILS AND ELECTRODYNAMIC TETHERS ON THE SPACE DEBRIS ENVIRONMENT, IAC-18-A6.2.8, 2018.
- [90] 河本、池田、他: 導電性テザーのダイナミクスとその応用例について、低推力研究会、低推力・連続加速を用いた宇宙ミッションに関する研究会論文集、2007.
- [91] Vas, I., Kelly, T. and Scarl, E.: Application of an Electrodynamic Tether System to Reboost the International Space Station, NASA/CP-1998-206900, Tether technology

- interchange meeting, pp.305-334, 1997.
- [92] Talley, C., Moore, J., et al.: Propulsion and power from a rotating electrodynamic tether at Jupiter, AIAA 2000-0326, 2000.
- [93] 木所美紀子: 導電性テザーの強度評価に関する研究、工学院大学 大学院 工学研究科 機械工学専攻, 2013 年度修士論文
- [94] 木所美紀子、小林光男、河本聡美、壹岐賢太郎: 導電性テザーの強度評価に関する研究、日本機械学会九州支部講演論文集 2014.67 巻 (2014)
- [95] Kudo, S., Yanagisawa, M., Kawamoto, S., Iki, K.: The Nonlinearity Character of The Electrodynamic Tether, 67th IAC, IAC-16,A6,IP,38,x33794, 2016.
- [96] 古賀悠斗: デブリ除去用テザーの温度による推力への影響について, 2013 年度早稲田大学卒業論文
- [97] 菅 祐志: 宇宙実証試験に向けたテザーの電圧電流特性の評価に関する研究, 2012 年度九州工業大学卒業論文
- [98] Kashihara, K., Cho, M., Kawamoto, S.: Ground Experiments and Computer Simulations of Interaction between Bare Tether and Plasma, IEEE Transactions on Plasma Science, vol. 36, issue 5, pp. 2324-2335, 2008.
- [99] Baba, M., Kawamoto, S., Morino, Y., Iki, K.: Investigation of On-Orbit Electrodynamic Tether Deployment by Ground Experiment and Numerical Simulation using a Detailed Friction Model, Proceedings of the International Astronautical Congress, pp. 6029-6037, 63rd IAC, 2012.
- [100] Baba, M., Kawamoto, S., Koga, Y., Iki, K., Morino, Y.: Ground Experiment and Numerical Simulation of Electrodynamic Tether Deployment Considering Satellite Attitude, 29th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS2013-d-35, 2013.
- [101] Iki, K., Kawamoto, S., Morino, Y.: Experiments and numerical simulations of an electrodynamic tether deployment from a spool-type reel using thrusters, Acta Astronautica, Vol. 94, Issue 1, Pages 318-327, January-February 2014.
- [102] Iki, K., Kawamoto, S., Ohkawa, Y., Okumura, T., Kawashima, K., Takai, M., Izawa, K., Matsumoto, K., Suzuki, S., Katayama, Y., Horikawa, Y., Inoue, K.: Expected On-orbit Tether Deployment Dynamics on the KITE Mission, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan Vol. 14 (2016) Issue ists30 Pages Pr_9-Pr_18.
- [103] Takahashi, A., Iki, K., et al.: Tribological Experiments for Deployment of Electrodynamic Tether System, 28th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS-2011-r-34, 2011.
- [104] Nozaki, K., Iki, K., Kawamoto, S., and Morino, Y.: Evaluation of a simple barber pole braking mechanism in the deployment of bare conductive tether for debris removal, 67th

IAC, IAC-16,C1,IP,8,x32713, 2016.

- [105] Yanagida A., Kawamoto, S., Higashide, M. et al.: Study of Hypervelocity Impact on Electrodynamic Tether for Tether Lifetime Evaluation, IAC-10.A6.3.8, 2010.
- [106] 石本智理: スペースデブリ除去システムの機械要素に関する研究、工学院大学 大学院工学研究科 機械工学専攻 2011 年度修士論文
- [107] Tsujita, D., Kasai, T., Uematsu, H., Harada, M., Fukatsu, T., and Sasaki, H.: Experiments Plan on the HTV, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, Vol. 12, No. ists29, 2014, pp. Tg_1-Tg_4. doi:10.2322/tastj.12.Tg_1.
- [108] Kawamoto, S., Ohkawa, Y., Iki, K., Okumura, T., Aoyama, J., Katayama, Y., Tsujita, D., Kasai, T., Uematsu, H., Inoue, K.: A Flight Experiment of Electrodynamic Tether Using HTV toward the Realization of Debris Removal, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan Vol. 14 (2016), No. ists30, pp. Pr_25-Pr_32.
- [109] Ohkawa, Y., Okumura, T., Horikawa, Y., Miura, Y., Kawamoto, S., Inoue, K., Field Emission Cathodes for an Electrodynamic Tether Experiment on the H-II Transfer Vehicle, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, Vol. 16 (2018) Issue 1 63-68.

関連発表論文等

- ・ Kawamoto, S., Kikkawa, C., Ohkawa, Y., Nishida, S., Kitamura, S.: Control Technologies Required for Electrodynamic Tethers and Active Debris Removal, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan Vol. 8 (2010), No. ists27, pp. To_4_1-To_4_6.
- ・ Kawamoto, S., Ohkawa, Y., Kitamura, S., Nishida, S.: Strategy for Active Debris Removal Using Electrodynamic Tether, Trans. JSASS Space Tech. Japan Vol. 7 (2009), No. ists26, pp. Pr_2_7-Pr_2_12.
- ・ Kawamoto, S., Makida, T., Sasaki, F., Ohkawa, Y., Nishida, S.: Precise Numerical Simulations of Electrodynamic Tethers for an Active Debris Removal System, Acta Astronautica, 59 (2006) pp.139-148.

関連特許

- ・ 特願 2018-197238、網、テザー收容装置及び網の製造方法、河本 聡美、壹岐 賢太郎 (JAXA)、鈴木 勝也 (日東製網)
- ・ 特願 2017-2181064、テザー及びテザー收容装置、河本 聡美、壹岐 賢太郎 (JAXA)、鈴木 勝也 (日東製網)
- ・ 特開 2016-002813、スペースデブリの軌道降下方法、軌道降下システム、及び、人工衛星の軌道変換方法、軌道変換システム、河本 聡美、大川 恭志、壹岐 賢太郎 (JAXA)
- ・ 特開 2016-068730、登録 6429109 (平 30.11.9) デブリ除去装置及びデブリ除去方法、森

初男、泉山 卓、橋本 こずえ (IHI)、河本 聡美、平子 敬一 (JAXA)

- ・ 特開 2014-228025、登録 6245549 (平 29.11.24)、デバイス固定装置およびこれを備えるデバイス、中西 洋喜、河本 聡美、仁田 工美 (JAXA)、久保田 伸幸、榎本 雅幸 (KHI)
- ・ 特開 2007-131124、登録 4543203 (平 22.7.9)、宇宙用テザー、河本 聡美、西田 信一郎 (JAXA)、小林 重久 (日東製網)
- ・ 特開 2006-321374、登録 4604215 (平 22.10.15)、テザー伸展装置、西田 信一郎、河本 聡美 (JAXA)