

軌道上でのワイヤ駆動型テレスコピック
機構を用いたフリーフライング物体の
捕獲把持機構技術の研究

Study of Capturing and Grasping Mechanism Technology for
Free-Flying Object using Wire Driven Telescopic Actuation on Orbit

谷嶋 信貴

電気通信大学大学院

情報理工学研究科

博士（工学）の学位申請論文

2020年9月

軌道上でのワイヤ駆動型テレスコピック
機構を用いたフリーフライング物体の
捕獲把持機構技術の研究

Study of Capturing and Grasping Mechanism Technology for
Free-Flying Object using Wire Driven Telescopic Actuation on Orbit

博士論文審査委員会

主査 横井 浩史 教授

委員 明 愛国 教授

委員 小池 卓二 教授

委員 内田 雅文 教授

委員 金森 哉吏 准教授

著作権所有者

谷嶋 信貴

2020 年

Study of Capturing and Grasping Mechanism Technology for Free-Flying Object using Wire Driven Telescopic Actuation on orbit

Technologies for capturing and grasping the free-flying objects are essential for Active Debris Removal, On Orbit Servicing, and Docking mechanism for Free Flying Robot. Considering the use of those technologies on orbit, requirements could be defined as shown:

- Accept large miss alignment of relative position and attitude errors.
- Accept large errors of relative velocity and angular velocity.
- Prevent pushing away the target.
- Retry capability.
- Functions of continuous grasp and rigid docking.
- Realize the size, mass and system considering to use for spacecraft.

There 6 requirements can be classified into "Capturing requirements", "Grasping requirements" and "Requirements to actuation mechanism".

In this paper, caging-based capturing method is suitable to meet the capturing requirements. Caging configuration is satisfied by enclosing the target geometrically. Since the target is geometrically enclosed, this method can prevent pushing the target away even the contact dynamics between the target and mechanism are unknown. In addition, large miss alignment of relative position and attitude errors are acceptable by designing the larger caging area.

To meet the grasping requirements after capturing, the important requirement is to avoid undesired release of the target. Especially, considering the mission of "Active Debris Removal", "On Orbit Service", and "Docking mechanism for Free Flying robot", functions

that enables continuous grasp is important. To realize this function, form closure is selected as a grasping method.

At last, to realize introduced capturing and grasping method, actuation mechanism should be discussed. Since the caging and form closure are both method that enclose the target geometrically, it would be an unavoidable issue of size considering use for spacecraft. In this study, wire actuation is selected and wire driven telescopic actuation is designed to solve this issue.

In this paper, caging is selected as capturing method and form closure is selected as grasping method. Actuation mechanism using wires are introduced to realize the capturing and grasping technology. Docking mechanism for free-flying robot, Debris gripper for active debris removal, and versatile gripper for on orbit service are introduced, and these mechanisms and grippers are experimentally verified and showed that the introduced technologies are useful as technology to capture and grasp the free-flying object.

概要

本論文では、軌道上でのワイヤ駆動型テレスコピック機構を用いたフリーフライング物体の捕獲把持機構技術の研究を主題とし、宇宙空間という特殊環境において最適な捕獲方式、把持方式の検討と、それを実現するための駆動機構の検討、設計および実験による評価について述べる。宇宙空間における捕獲および把持は、特に「デブリ除去」、将来的な「軌道上サービス」、「フリーフライングロボットのドッキング」といった技術の実現に必要となり、その特殊な環境および用途から以下のような共通の要求が発生する。

- 広い誘導制御誤差を許容
- 広い速度/角速度誤差を許容
- 捕獲時の弾き飛ばしを防止
- 捕獲把持のリトライ性を有する
- 継続的な把持および剛な結合が可能
- 宇宙機への適応が可能なサイズ、質量、システム規模を実現

上記は主に捕獲に対する要求、把持に対する要求、駆動機構に対する要求へと分類ができる。

まずは捕獲要求に対する検討として、本研究はケーシングによる捕獲方式が適していると考えた。ケーシングとは接触前に幾何学的拘束を行うため、接触ダイナミクスに依存せずとも弾き飛ばしを防止することが可能であり、さらにケーシング領域を広くとることで緩い誘導制御要求が設定可能となる。

捕獲後の把持に対する要求は、意図しないリリースを発生させないという点にある。特に本研究の適応先でもある「デブリ除去」「軌道上サービス」「フリーフライングロボットのドッキング」のような捕獲後のタスクに有する期間を継続的に把持し続けられないといけない目的にはフォームクロージャのような接触ダイナミクスに依存する把持方式は不適であるため、フォームクロージャが選定された。

最後に、上記捕獲把持方式を実現する駆動機構が必須となるが、この捕獲把持方式はともに幾何学的拘束であるために捕獲機構のサイズが捕獲対象より大きくなるという課題がある。これはロケット打ち上げのためのサイズや質量制限がある宇宙機において解決が必須な課題である。本研究ではこの課題解決に対して高伸展率を実現可能なワイヤ伸展駆動方式に着目し、要求を満たすための機構としてワイヤ駆動型テレスコピック機構の提案、設計、実験的評価を行った。

本論文では、ケーシングによる捕獲、フォームクロージャによる把持を実現するための駆動機構としてワイヤ伸展駆動方式が適していることを明らかにし、ワイヤ駆動型テレスコピック機構を用いたフリーフライングロボットのドッキング機構およびデブリ除去、軌道上サービス、それぞれを目的とした捕獲把持機構の提案を行い、実験によりその有用性を示した。

目次

1	序論	1
1.1	背景	1
1.2	捕獲把持に対する要求	4
1.3	軌道上での捕獲把持を目的とした先行研究	7
1.4	本研究の目的	11
1.5	本論文の構成	12
2	捕獲把持手法の検討	13
2.1	はじめに	13
2.2	捕獲手法の決定	14
2.3	把持手法の決定	17
2.4	まとめ	20
3	ワイヤ駆動型テレスコピック機構	21
3.1	はじめに	21
3.2	駆動方式の決定	22
3.3	ワイヤ駆動型テレスコピック機構	25
3.3.1	概念設計	25
3.3.2	運動方程式の導出	29
3.3.3	宇宙仕様化検証に必要なデータ	31
3.3.4	張力計測手法	32
3.4	試験検証	34
3.4.1	ワイヤ駆動型テレスコピック機構試験モデル	34
3.4.2	ワイヤ組み込み式張力計	35
3.4.3	大気中の駆動試験結果	36
3.4.4	真空中の駆動試験結果	39
3.5	まとめ	44
4	フリーフライングロボットのドッキング機構	45
4.1	はじめに	45
4.2	ドッキング機構の提案	46
4.2.1	概念設計	46
4.2.2	許容誘導範囲領域の導出	49

4.3	試験方法の検討	55
4.3.1	試験方法トレードオフ	55
4.3.2	軌道上実証	57
4.4	試験検証	66
4.4.1	試験コンフィグレーション	66
4.4.2	試験結果	70
4.5	まとめ	73
5	デブリ除去を目的とした捕獲機構	75
5.1	はじめに	75
5.2	捕獲ターゲット	76
5.3	デブリ捕獲機構の提案	79
5.3.1	概念設計	79
5.3.2	許容誘導範囲領域の導出	83
5.4	発展形を目指した概念設計	91
5.5	試験検証	97
5.5.1	製作した実機	97
5.5.2	試験コンフィグレーション	100
5.5.3	試験結果	101
5.6	フルスケールモデル	105
5.7	まとめ	110
6	結論と今後の展望	111
6.1	結論	111
6.2	今後の展望	113
	参考文献	115

目次

2.1	ケーシング成立前	15
2.2	ケーシング成立後	16
2.3	フォースクロージャ	18
2.4	フォームクロージャ	19
3.1	ワイヤ駆動型テレスコピック機構のワイヤ取り回し図	27
3.2	2方向伸展の構成例	28
3.3	3方向伸展の構成例	28
3.4	ワイヤ駆動型テレスコピック機構の力模式図	29
3.5	張力計設置箇所	33
3.6	張力計原理	33
3.7	試験モデル	34
3.8	張力計の画像	35
3.9	張力計の画像	37
3.10	モータ動作セットアップ	37
3.11	大気中における伸展動作中の張力結果	38
3.12	トルクの測定値と算出値	38
3.13	チャンバー内試験の様子	40
3.14	2000mA 駆動時における伸展動作	41
3.15	大気環境、真空環境における伸展動作中の各張力比較	42
3.16	各動作電流値における大気中-真空中での平均定常伸展時張力の比較	43
4.1	球形状フリーフライングロボットのドッキング機構コンセプト	47
4.2	ワイヤ駆動型テレスコピック機構を用いた REDS の伸展状態	48
4.3	ワイヤ駆動型テレスコピック機構を用いた REDS の収縮状態 = 把持状態	48
4.4	平面におけるケーシング成立によるフリーフライング物体の移動範囲 制限の概念図	49
4.5	ケーシング成立条件を満たすリング径、ロボット径	51
4.6	ケーシング成立時にロボット中心が位置できる範囲	51
4.7	リング径 75mm における許容誘導制御範囲	53
4.8	リング径 100mm における許容誘導制御範囲	53
4.9	リング径 125mm における許容誘導制御範囲	54
4.10	リング径 150mm における許容誘導制御範囲	54
4.11	軽量空気浮上装置	58

4.12	空気浮上装置 空気回路図および質量表	58
4.13	空気浮上実験簡略図	60
4.14	空気浮上実験の様子	60
4.15	エアロックおよび抽出した特徴点	61
4.16	軌道上実験セットアップ簡略図	62
4.17	軌道上実験キャプション	62
4.18	形状ベースマッチングで用いた CAD および形状	63
4.19	マッチング結果例	63
4.20	+90deg 指令比較結果	64
4.21	+150mm 指令比較結果	64
4.22	(左) 光の反射の映り込み (右) 光の反射によるマッチングエラー	65
4.23	コンセプト確認用 REDS の概略図	66
4.24	コンセプト確認用 REDS の実機	67
4.25	実験セットアップ簡略図	69
4.26	実験イメージ	69
4.27	75mm リングによる捕獲把持実験結果	70
4.28	150mm リングによる捕獲把持実験結果	71
4.29	最終的な把持事象の簡略図	71
5.1	HIIA ロケット上段機概要	76
5.2	HIIA ロケット上段機全体をケーシングする例	77
5.3	HIIA ロケットにおける PAF 概要	78
5.4	PAF 種類イメージ	78
5.5	デブリ捕獲把持機構 CBDG コンセプト	79
5.6	CBDG を用いた想定シーケンス	80
5.7	デブリ捕獲把持機構 CBDG 収縮状態	82
5.8	デブリ捕獲把持機構 CBDG 伸展状態	82
5.9	ケーシング成立状態における PAF の稼働範囲	83
5.10	誘導制御範囲領域の算出に用いる座標系および形状の定義	83
5.11	L_{arm} 導出のための最短距離	84
5.12	PAF 中心可動範囲および座標定義	85
5.13	$\theta^i = 0\text{deg}$	87
5.14	$\theta^i = 5\text{deg}$	88
5.15	$\theta^i = 10\text{deg}$	88
5.16	$\theta^i = 15\text{deg}$	89

5.17 $\theta^i = 20\text{deg}$	89
5.18 SSRMS との比較（青円が SSRMS の許容誘導制御範囲）	90
5.19 フジツボ型、未広がり型 PAF 対応捕獲把持機構コンセプト CBDG-d	92
5.20 CBDG-d コンセプト実現のための駆動系	92
5.21 回転駆動系ワイヤ取り回し図	93
5.22 回転駆動系における各プーリ位置定義	93
5.23 回転駆動系を有する 2 方向伸展機構のワイヤ取り回し例	96
5.24 捕獲把持機構 CBDG-d CAD 図	97
5.25 CBDG-d 画像	98
5.26 モータ動作セットアップ	99
5.27 伸展動作結果	101
5.28 収縮動作結果	102
5.29 伸展動作中の回転角度結果	103
5.30 収縮動作中の回転角度結果	104
5.31 捕獲把持機構フルスケールモデル CBDG-BBM1 コンセプト	105
5.32 捕獲把持機構フルスケールモデル P_G ワイヤ取り回し図	106
5.33 捕獲把持機構フルスケールモデル CBDG-BBM1 CAD 図	107
5.34 CBDG-BBM1 画像	107
5.35 CBDG-BBM1 ルの伸展動作実験結果	108
5.36 捕獲把持機構フルスケールモデルのデモンストレーション	109

表 目 次

1.1	軌道上での捕獲把持を目的とした先行研究開発例の評価	7
3.1	駆動方式トレードオフ	23
4.1	試験方式トレードオフ	55

1 序論

1.1 背景

近年の宇宙開発において、フリーフライング物体の捕獲把持技術は「デブリ除去」、将来的な「軌道上サービス」、「フリーフライングロボットのドッキング」という場において需要が高まっている。まずはそれぞれの背景を基に、捕獲把持技術の必要性に関する記載を行う。

- デブリ除去における捕獲把持技術の必要性

現在、スペースデブリの問題は広く社会に注目されている。現在 10cm 以上のデブリは 13,000 以上が低軌道上において存在が確認されており、1cm 未満のサイズのデブリは低軌道において 500,000 以上が存在すると予想されている [1]。これらのデブリが軌道上を平均 10km/sec 以上の速さで飛び交っている [2]。当然、デブリの衝突により故障したと推測される事例や衝突確率が高いケースは存在し、報告されている [3]-[6]。さらに、D.Kessler らによって、軌道上に存在するデブリの数がスレッシュホールドを超えると、デブリの衝突によりさらなるデブリが発生するといった自己増殖発生の問題点も指摘されている [7][8]。

ここで問題となるのは、現段階の技術において観測ができない 10cm 未満のデブリである。これ以上の大きさのデブリであれば、地上からの観測によりデブリの軌道を予測し、衝突確率の高い宇宙機を回避マヌーバさせることで衝突の回避が可能となる。しかし、観測ができないデブリに関しては、現状は発生を抑えるしか打つ手がない。小さなデブリの発生メカニズムは、大型デブリの破損により発生する。すなわち、大型デブリを除去することが、小さなデブリの発生を抑えることに繋がる。シミュレーションにより大型デブリの除去が将来的な宇宙環境の安定化につながるといった解析結果も発表されている [9]。

小型のデブリはレーザー照射 [10]-[12] といった非接触による除去手法の研究、開発がされているが、エネルギーや除去までの時間、地球に落下させる際のコントロールドリエンタリを考慮すると、大型デブリには不適である。そのため、大型デブリの除去には軌道上での接触を伴う捕獲を行い、軌道変更をさせる際に継続的に把持しておくという一連の捕獲把持技術が必要不可欠である。

- 軌道上サービスにおける捕獲把持技術の必要性

衛星や宇宙機の開発、打上げは多くのコストが発生する [13]。また、無事に開発が完了しても、打上げや初期運用時の不具合により衛星そのものが使用できなくなっ

てしまうというリスクも存在する。無事に定常運用フェーズに入った後も、機器の故障や推進剤の枯渇等により衛星はいずれ運用終了となる。このような理由で運用終了となった衛星は、故障や問題を抱えている箇所以外は正常なことが多く、その故障個所のメンテナンスや、推進剤の補充により再度運用を見込めるケースが多い。このような需要に対して、軌道上においてメンテナンスや推進剤補給を行うミッション「軌道上サービス」がデブリ除去の次のステップとして注目を集めている [14][15]。

デブリ除去はデブリ化した宇宙機が他の衛星などに影響を及ぼさないために除去を行うミッションである。そして、要すれば除去した衛星の代替となる衛星を新規に打ち上げなければならない。しかし、軌道上サービスが実現すれば、衛星がデブリ化する前に適切な修理を行うことで、その衛星の長寿命化の実現ができる。様々な企業が数百、あるいは数千にも登る数の衛星を運用するメガコンステレーションシステムを計画している [16][17] 現在、意図しない故障を避けられない現状の衛星設計に対しては、このような軌道上サービスは非常に有効である。

そして、この軌道上サービスにも捕獲把持技術は必要である。衛星の故障モード次第では、例えば部品の換装であれば、故障箇所を取り外し、新規の部品を取り付けるといったマニピュレーション技術が必要となる。推進剤の補填には、補填用のノズルにアクセスし、推進剤を供給する必要がある [15]。このように、軌道上サービスは一般的に軌道上での接触を伴う作業が前提になっているため、軌道上サービスを実施する宇宙機が対象衛星を剛に捕獲把持する技術は必須である。

- フリーフライングロボットのドッキングにおける捕獲把持技術の必要性

国際宇宙ステーション (ISS) では、宇宙飛行士が常に常駐し、微小重力環境という地上では得られない非常に特殊な環境において日々様々なタスクを遂行し、様々な科学的成果を挙げている [18]。限られた人的、時間的リソース内でのタスクが求められる宇宙飛行士の作業時間 (クルータイム) は非常に貴重であり、このクルータイムを削減することが ISS の有効活用化につながる [19]。

特にあらゆる作業の共通タスクとなっているビデオ撮影およびセットアップのクルータイム削減を目的として、NASA からは Astrobee[20]-[22]、ESA からは CIMON[23]、JAXA からは IntBall[24] といったフリーフライングロボットが研究、開発され、実際に打ち上げられて運用されている。これらのロボットの形状や仕様には差はあれど、どのロボットも共通して、「クルーが撮影や準備に要する作業をフリーフライングロボットで代替する」という目的を持っている。また、クルーの支援以外として、フリーフライング物体の姿勢制御系の研究や教育目的として NASA から SPHERES も打ち上げられている [25] ことから、宇宙開発分野においてフリーフライングロボットの注目

や需要が集まっていることが分かる。

Astrobeeは独自のドッキングステーションを有しているが[26]、CIMONやIntBallはドッキングステーションを有しておらず、現状は撮影作業準備や各種メンテナンス、電力の充電等、ロボットがタスクを始める前にクルーによるセットアップ作業が必要となっている。完全なるロボットの自律化のためにも、ロボットが自律的にドッキングステーションにアプローチし、捕獲され、メンテナンスや充電といったドッキングステーションの捕獲把持技術は必要である。

このように、デブリ除去や軌道上サービス、フリーフライングロボットの分野において、フリーフライング物体の捕獲把持技術が求められている。

1.2 捕獲把持に対する要求

このようにデブリ除去や軌道上サービス、フリーフライングロボットの分野において求められる捕獲把持技術だが、軌道上における実績は少なからず存在する。例えば、スペースシャトルのロボットアームは軌道上において人工衛星をキャプチャするために使用され [27]、Canadarm2 は ISS への補給船のキャプチャをはじめとし [28][29]、ISS の継続的な運用において非常に重要な役割を果たしている [30]-[32]。スペースシャトルはハッブル宇宙望遠鏡へ 4 度アクセスを行い、スペースシャトルのロボットアームを用いたキャプチャや宇宙飛行士の船外活動による軌道上サービスを成功させている [33]。これらのような有人宇宙開発の現場のみならず、ETS-VII のような無人機による自律的なロボットアームおよびグリッパーによるランデヴドッキング実験も行われた [34]-[36]。

しかし、これらの実績において実証された軌道上における捕獲把持技というのは、全て協力的ターゲットに対する捕獲把持である。上記における捕獲把持実績は、ターゲットには誘導制御誤差を極力少なくするために、相対位置姿勢検出のためのターゲットマーカが装着されている。しかし、デブリ除去や軌道上サービスを目的とした際、既に打ち上げられてデブリ化あるいは故障した宇宙機は当然捕獲を考えて設計されたものではないためにターゲットマーカは存在しない。そのため、必然的に誘導制御誤差が大きくなってしまい、それに伴い誘導制御速度/角速度も大きくなってしまう。

また、フリーフライングロボットにおいても、船内の気流といった外乱が発生する中での精細な制御は非常に難しい。Astrobee も、ドッキングステーションの許容位置姿勢誤差内に誘導するために推力を大きくしたため、CIMON や IntBall と比較して大型化している。また、ドッキング時の精細な位置姿勢制御のためだけに追加のセンサを必要としており、システムの複雑化の原因となってしまう [26]。そして、ドッキングステーション専用のインタフェースが必要となり、汎用性にも欠ける。

このように、フリーフライング物体の捕獲把持においては、誘導制御誤差を広く設定が可能であり、なおかつ速度/角速度誤差の許容値も大きいシステムが求められる。

さらに、フリーフライング物体の捕獲の際には、弾き飛ばしを防ぐ必要がある。地上と宇宙との最大の相違点は重力の有無である。地上において台に置かれた物体をエンドエフェクタにより捕獲しようとした際、エンドエフェクタ-ターゲット間の位置姿勢誤差により意図しない接触が発生したとしてもターゲット-台間の摩擦によりターゲットはその場に居続け、最終的になじむように捕獲が可能となる。しかし、無重量空間においてはターゲットはフリーフライング状態にあり、エンドエフェクタ-ターゲット間の位置姿勢誤差により意図しない接触が発生してしまうと、ターゲットをそ

の場に留めさせ続ける力が存在しないために弾き飛ばしが発生してしまう。これがデブリ除去や軌道上サービスの場合は、弾き飛ばしにより意図しない軌道の変化が発生し、最悪他の宇宙機との接触によりデブリの発生原因となってしまう可能性がある。フリーフライングロボットにおいても、弾き飛ばしにより発生した速度を相殺する推力を出した後、再びドッキングステーションへアプローチするといったステップが発生してしまう。

そして、本論文の背景を持つ捕獲把持機構には、リトライ性は必須である。意図しない外乱等により捕獲が失敗してしまうケースにおいて、リトライ性の有無はミッションの成功率に直結する。また、より効率的にデブリ除去、軌道上サービスを実施するためにも、1機の宇宙機が複数機の対象へアクセスし、捕獲把持できることは必須である。フリーフライングロボットのドッキング機構としても、継続的に使用され続けるために、ドッキング回数に制限がないことは必須項目である。

さらに、捕獲後の運用を考慮すると、継続的な把持が可能であることが重要項目となる。デブリ除去の際の、捕獲後の軌道変更時にせっかく捕獲した対象を取り零してしまうようなことがあれば、再度捕獲を行う運用が必要になる。軌道上サービスやフリーフライングロボットのドッキングシステムにおいても、把持状態でマニピュレータによる各種メンテナンスや、充電等のタスクを実施するため、確実なミッション遂行のためにも継続的な把持は必須となる。さらに、デブリ除去のためのコントロールドリエンタリや軌道上サービスのメンテナンス作業を考慮すると、衛星-対象物体の結合が柔軟構造物だと、系全体の制御やメンテナンスのためのマニピュレーションが非常に困難となるため、剛な結合が望ましい。

これらのような要求を満たす捕獲把持のシステムが求められているが、これは宇宙機への搭載が必須となるため、打上げが十分に可能な質量やサイズ、システム規模に抑える必要がある。そして、このような捕獲把持システムの機構技術には、真空環境や低温、高温環境、放射線耐性といった、宇宙で使用することが可能なコンポーネントから構成されている必要がある。

以上の要求を、下記のとおりまとめることができる。

1. 広い誘導制御誤差を許容
2. 広い速度/角速度誤差を許容
3. 捕獲時の弾き飛ばしを防止
4. 捕獲把持のリトライ性を有する
5. 継続的な把持および剛な結合が可能

6. 宇宙機への適応が可能なサイズ、質量、システム規模を実現

この上記6項目の要求を満たす捕獲把持機構技術が、「デブリ除去」、将来的な「軌道上サービス」、「フリーフライングロボットのドッキング」を汎用的に実現可能とする技術となる。

1.3 軌道上での捕獲把持を目的とした先行研究

本稿 1.2 章にも記載されているとおり、軌道上の捕獲把持の実績は存在する。ドッキングという観点で見れば、特に有人宇宙開発の分野で多く見られ、古いものではジェミニ計画から、現在では ISS など、事例も非常に多く存在している [37]-[45]。

しかし、運用中における人の判断を必要としない、主にデブリ除去や軌道上サービスを目的とした軌道上捕獲把持のために研究開発が行われている例も多く存在する。それらの先行研究例をまとめ、本稿 1.2 章の要求を元に評価を行い表 1.1 としてまとめた。また、比較として現在 ISS で無人機のドッキングとして使用されている ISS Grapple Fixture も載せている。

表 1.1: 軌道上での捕獲把持を目的とした先行研究開発例の評価

名称	方式	捕獲把持対象	許容誘導 制御誤差	許容誘導制御速度
ヤモリグリッパ	ヤモリテープ	非協力物体	100mm 70deg	500mm/sec (条件あり)
Clamping Mechanism	機械式捕獲	非協力物体	61mm	2mm/sec 0.1deg/sec
Experimental Module Manipulator	ロボットアーム	協力物体	40mm 4deg	0.17mm/sec 0.02deg/sec
Tether-Net	ネット捕獲	非協力物体	2000mm 20deg	射出時距離に依存
Harpoon by ESA	鉋方式	非協力物体	45deg (条件あり)	射出時距離に依存
ISS Grapple Fixture	ロボットアーム	協力物体	100mm 4deg	122mm/sec

	弾き飛ばし の防止性	リトライ性	継続的な把持 剛結合	宇宙機への 適応性
ヤモリグリッパ	無	有	不可	可
機械式捕獲機構	有	有	可	可
Experimental Module Manipulator	有	有	可	可
Tether-Net	無	無	不可	可
Harpoon by ESA	無	無	可	可
ISS Grapple Fixture	有	有	可	可

ヤモリが垂直の壁の自由自在に動けるのは、ヤモリの皮膚-壁間にファンデルワールス力という力が働いているためである。この力を人工的に発生させることを目的とした、ヤモリの皮膚を模したヤモリテープが研究開発されている [46]-[48]。そして、このヤモリテープを用いて軌道上のデブリ除去を目的としたグリッパが多く研究開発されている [49]-[51]。粘着テープのような使用方法ができるにもかかわらず、吸着力の変化をさせずに複数回の吸着が可能でありリトライ性は有しており、真空環境での試験も完了しているため、実用化に近い。しかし、このヤモリテープを用いたヤモリグリッパは捕獲の成功率が誘導制御速度/角速度誤差に強く依存し、捕獲失敗時には弾き飛ばしを発生させてしまう。また、分子間力による吸着が把持力であるために把持力が他の手法と比較して弱く、把持中の衛星の推力噴射等による力により取りこぼしが発生してしまう可能性がある。また、ヤモリグリッパによる把持状態での軌道上サービスやフリーフライングロボットのメンテナンスは取りこぼしの可能性が発生してしまうために不適であると考えられる。

ESA の Clamping Mechanism のような機械的なグリッパーによる捕獲把持が検討されている研究も存在する [52]。これはロボットアーム等を介さずに、直接捕獲衛星が対象を捕獲するものである。このような機械式捕獲の方式を有するグリッパーは、他にも [53]-[56] が存在する。モータ駆動のために駆動速度が自由となり、結果として許容速度/角速度誤差を広くする設計が可能となり、リトライも可能である。ケーシングによる捕獲のために弾き飛ばしの発生をさせないコンセプトのもの存在する。その性質から、軌道上サービスへの適応やフリーフライングロボットのドッキング機構への適応にも向いている。しかし、確実な捕獲のためにサイズが大きくなり、ロケットでの打上げ能力ギリギリの設計とした際には許容誘導制御誤差が比較的狭くなってしまいう傾向にある。また、把持をし続けるためにはモータに電力を供給し続ける必要があり、意図しない電力遮断により取りこぼしが発生してしまう可能性が存在する。

[57] は、ロボットアームとグリッパの組み合わせに関する捕獲手法である。このようなロボットアームを用いた方式は他にも [58]-[60] といったものがある。精細な位置合わせはロボットアームを用いるために許容誘導制御誤差は広く設定可能であり、ロボットアームの駆動速度によって許容速度/角速度も広い。しかし、グリッパー単体としてみると、位置姿勢誤差合わせはロボットアームに頼る部分が大きいため誘導制御誤差は小さくなる。また、ロボットアームによる軌道上での捕獲把持はおもに軌道上サービスへの適応を前提としたものが多く、そのためエンドエフェクタに捕獲把持されるためのグリッパ部やマーカが用意されており、非協力対象への適応は難しい。宇宙機への適応を考えると、ロボットアームに用いられるモータおよびセンサは非常に多くなり、質量、電力制限が厳しく、捕獲や把持のみを目的としたシステム

としては、シンプル性が乏しいために宇宙機には不適である。

[61]のようにネットにより捕獲する、といった手法も存在する。ネット投擲による軌道上での捕獲把持は古くから検討されており、主に非協力対象の捕獲把持、除去のみを目的とした場合としては非常に有力である [62]-[67]。これはネットを広げた状態で射出し、捕獲する手法であるために許容誘導制御誤差、許容速度/角速度はともに広く設定可能である。また、実際に軌道上での協力物体の捕獲実験も実施されている。しかし、ネットの射出手法のためにリトライ性は乏しい。また、捕獲把持後の対象の運動の推定が非常に困難であるため、軌道上サービスのような捕獲後のマニピュレーションやフリーフライングロボットへの適応は難しい。

[68]は鉤のような鋭利な先端を有する形状を射出し、ターゲットの構造部を貫くことで捕獲把持する手法である [69]-[71]。これは射出速度が速いために許容速度/角速度誤差は広く設定可能であり、捕獲後の把持に関しては非常に強い結合力を発揮することが可能である。小型軽量のために、宇宙機への搭載も容易である。しかし、捕獲の成功率はターゲットへの入射角度に強く依存するため、許容誘導制御誤差は大きくない。また、失敗時は射出のエネルギーを弾き飛ばしとして使用してしまうため、リスクが大きい。また、捕獲が成功したとしてもターゲットを破損させるような把持手法のため、軌道上サービスやフリーフライングロボットのドッキング機構としての使用は向いていない。

伸展バネによる捕獲把持手法も提案されている [73]。これは、十字に伸展する伸展バネにより、デブリを捕獲する手法である。誘導制御誤差は広く設定可能で、バネの伸展速度も速いために許容速度/角速度誤差を広く設定可能である。また、バネの伸展率が高いために小型化が可能であり、打上げ時のサイズ要求も心配ない。ただし、この機構はバネの解法により駆動するため、一度駆動させたらリトライさせることができなくなってしまう。また、捕獲に成功した後の把持状態は、バネの剛性が弱いために取りこぼしの可能性が発生してしまうということと、軌道上サービスのような把持状態におけるマニピュレーションに向いていない。また、フリーフライングロボットのような物体の捕獲へも適応はできないものとなっている。

[72]は現在ISSにおいて使用されているランデブードッキングのエンドエフェクタである。それぞれの捕獲把持手法と比較してみると、Clamping Mechanism や Experimental Module Manipulator のような捕獲方式と誘導制御誤差が大きく変わらない。また、本機構は後述するケーシングによる捕獲を可能としているが、ケーシング成立状態では速度誤差が捕獲の可否に依存しない。これらに対して、Tether-Net や Harpoon、十字伸展方式は教養誘導制御誤差が大きくなっている傾向がみられる。捕獲把持という観点だけで評価するのであれば、非協力対象に対して人の運用判断を必

要とする Grapple Fixture 以上の誘導制御範囲を有する点は非常に評価ができるが、反面、これらは弾き飛ばしの防止性がなく、リトライ性もないために、これらの捕獲把持機構を使用するミッションの信頼性は、それ以外と比較しても低くなってしまふ。これらのことから、非協力物体を対象としているにもかかわらず Grapple Fixture のような誘導制御誤差を有しており、なおかつデブリ除去や軌道上サービス、への適応が可能であり、フリーフライングロボットを汎用的に捕獲できるような手法は未だに研究されていないことが分かる。

1.4 本研究の目的

フリーフライング物体の捕獲把持技術は多く研究されているが、デブリ除去のような非協力物体の捕獲把持、将来的な軌道上サービスへも適応が可能であり、フリーフライングロボットを汎用的に捕獲できるような手法、というものは未だに研究されていない。

本論文では、これらの捕獲把持技術として必要となる下記の要求を満たすことが可能な捕獲把持技術に関する提案を行う。

1. 広い誘導制御誤差を許容
2. 広い速度/角速度誤差を許容
3. 捕獲時の弾き飛ばしを防止
4. 捕獲把持のリトライ性を有する
5. 継続的な把持および剛な結合が可能
6. 宇宙機への適応が可能なサイズ、質量、システム規模を実現

要求実現のための捕獲手法および把持手法をそれぞれケーシング手法、フォームクロージャ手法が最適であることを結論づけ、その捕獲把持手法を実現することが可能であり、なおかつ宇宙機への適応が可能な構成とするための最適な駆動機構としてワイヤ駆動型テレスコピック機構の提案を行う。捕獲把持手法、提案した駆動機構をコンセプトとしたデブリ除去や軌道上サービスを目的とした捕獲把持機構、フリーフライングロボットのドッキング機構を目的とした捕獲把持機構を提案し、実験を行うことで本研究の捕獲把持機構技術が有用であることを証明する。

1.5 本論文の構成

本論文は全6章の構成になっている。

1章を序論とし、本研究の大元の目的となっている、フリーフライング物体の捕獲把持技術が求められている背景を説明するとともに、先行研究を交えながらこの背景から解決すべき課題について記載されている。その上で課題解決に必要な要求を識別し、本研究の目的を述べている。

第2章では、第1章で述べられた要求を実現するための捕獲手法、把持手法として、ケージング手法、フォームクロージャ手法がそれぞれ最適であることを述べている。

第3章では第2章で決定した捕獲把持手法を実現するために解決すべき課題を識別し、トレードオフによりワイヤ伸展方式が最適であることを結論付けた。ワイヤによる伸展機構としてワイヤ駆動型テレスコピック機構の設計案が提案され、部分試作が行われた。そして製作した機構の宇宙への適応が可能であるということを、実際の真空チャンバー内における真空実験により証明した。

第4章では、第2章で決定された捕獲把持手法、第3章で決定された機構方式をもとに、フリーフライングロボットのドッキング機構を提案した。誘導制御範囲を導出手法を提案し、実際の実機への適応を目的としたモデルケース解析を行った。その導出手法で問題がないことを空気浮上定盤による実験で証明するとともに、本章で提案したドッキング機構が有用であることを証明した。

第5章では、デブリ除去を目的とした捕獲把持機構の提案を行った。第4章で確認された誘導制御範囲の導出手法により本捕獲機構の捕獲可能範囲を算出した。さらに、捕獲把持対象の汎用性や将来的な軌道上サービスへの発展を目的とした捕獲把持機構を提案し、スケールモデルの製作を行うことで提案した駆動系が設計どおり動作することを実験的に証明したとともに第3章で提案した駆動設計の発展形を示した。また、デブリ除去を目的とした捕獲把持機構のフルスケールモデルを製作し、実際に想定デブリであるロケット上段の捕獲把持実験および動作試験を行うことで、捕獲機構が実際に使用しうることを確認した。

第6章では結論と今後の課題が記載されている。本論文により、軌道上でのワイヤ駆動型テレスコピック機構を用いたフリーフライング物体の捕獲把持機構技術の開発に成功した。これにより、デブリ除去、軌道上サービスやフリーフライングロボットのドッキング機構の実現が可能であることを示した。今後の展望では、フリーフライング物体のより確実な捕獲把持を実現するための、特に許容誘導制御誤差の緩和を目指すことと、実際の軌道上で使用する捕獲機構の開発を行っていくことを述べた。

2 捕獲把持手法の検討

2.1 はじめに

本章では、第1章で定義された要求を実現するための捕獲手法、把持手法に関して論ずる。

ここで、捕獲手法に関連する要求は下記の3項目が該当する。

1. 広い誘導制御誤差を許容
3. 捕獲時の弾き飛ばしを防止
4. 捕獲把持のリトライ性を有する

把持手法に関する要求は下記の2項目が該当する。

4. 捕獲把持のリトライ性を有する
5. 継続的な把持および剛な結合が可能

本章では、2.1章に本章の説明を、2.2章では捕獲に関連する要求を満たすことが可能となる捕獲手法を選定し、2.3章では把持に関連する要求を満たすことが可能となる把持手法を選定する。そして、本章のまとめとして2.4章が記載されている。

2.2 捕獲手法の決定

第1章で定義された捕獲把持機構への要求の中で、捕獲手法に関連する要求は下記の3項目である。

1. 広い誘導制御誤差を許容
3. 捕獲時の弾き飛ばしを防止
4. 捕獲把持のリトライ性を有する

ここで、「広い誘導制御誤差が設定可能」という項目と、「捕獲時に弾き飛ばしを発生させない」という項目が宇宙でのフリーフライング物体の捕獲において重要になる。非協力対象となったデブリや故障衛星、制御力や精細な制御が苦手なフリーフライングロボットは、特に捕獲時の捕獲機構-ターゲット間の位置姿勢誤差が大きくなりがちである。そして、ターゲットの質量や表面状態といった、接触のダイナミクスに重要なパラメータが未知な状態でも、確実な捕獲の成功が求められる。このような課題に対して有効なのが、ケーシングという捕獲手法である [74]-[77]。ケーシングとは、図.2.1 のとおりターゲットへの接触の前に幾何学的な拘束を発生させ、ターゲット-捕獲機構の位置姿勢の制限を行う手法である。接触前に幾何学的な拘束を行うため、弾き飛ばしを発生させないことが可能となる。また、図.2.2 のとおり、幾何学的拘束によるターゲットの移動制限範囲を大きくとることで広い誘導制御誤差を許容することが可能となる。

捕獲に対する最後の要求である「捕獲把持のリトライ性を有している」という項目だが、これは言い換えると、捕獲の際に駆動系の消耗品を使用するか、捕獲の際にターゲットを傷つけることがないか、という点である。ネットや、十字伸展バネのような歪エネルギーを開放することで駆動を行うメカニズムや、鉬方式のような対象へ貫通することで捕獲する手法はこの要求を満たすことができないが、ケーシング手法はモータ駆動でも十分に実現が可能であるため、ケーシング手法はこの要求も満たしていると言える。

以上のことより、本論文における捕獲把持機構の捕獲手法として、ケーシングを用いることを決定した。

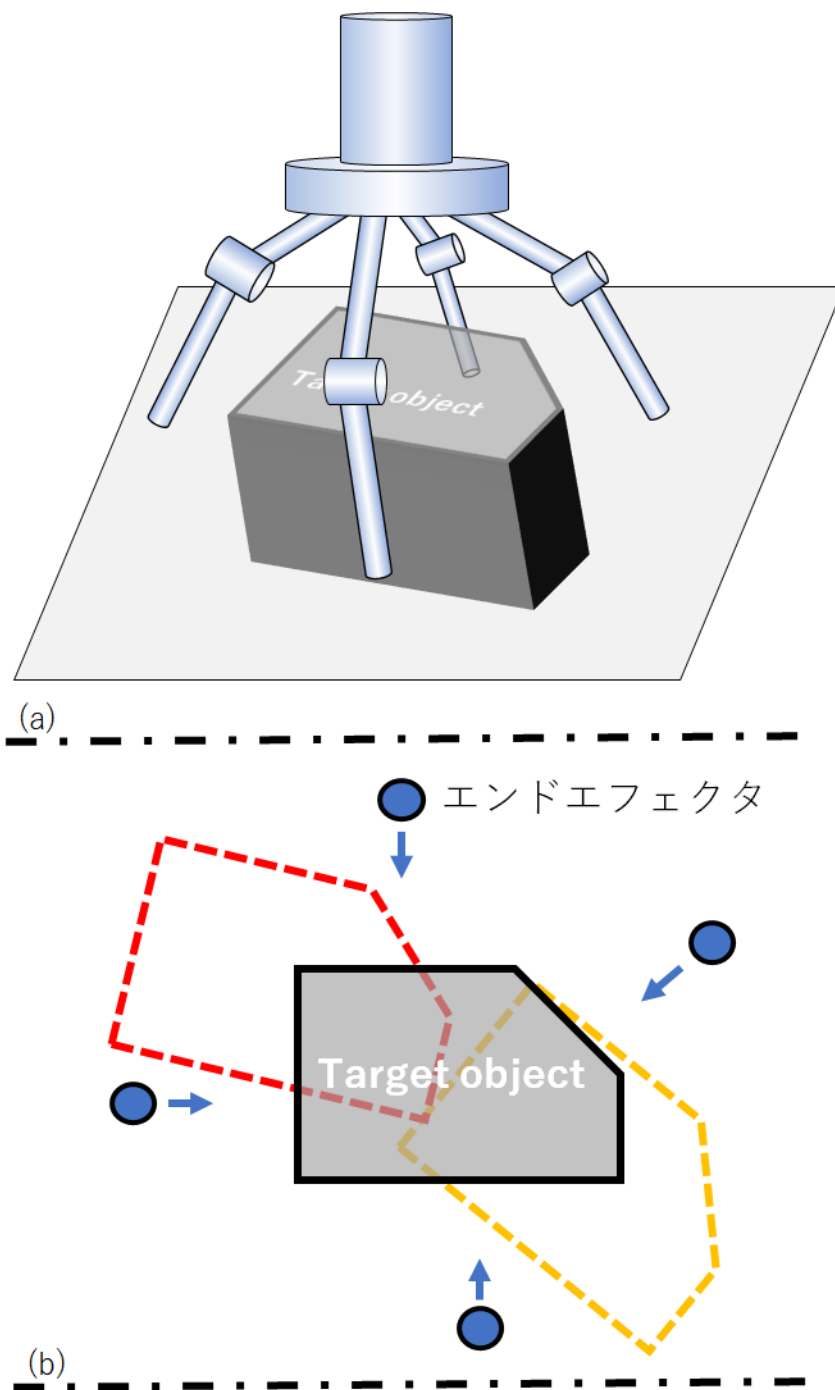


図 2.1: (a) ケージング成立前の状態例 (b)2次元上の簡略図。幾何学的な移動制限が成立しておらず、エンドエフェクタ間にターゲットがすり抜けられる隙間が存在する。

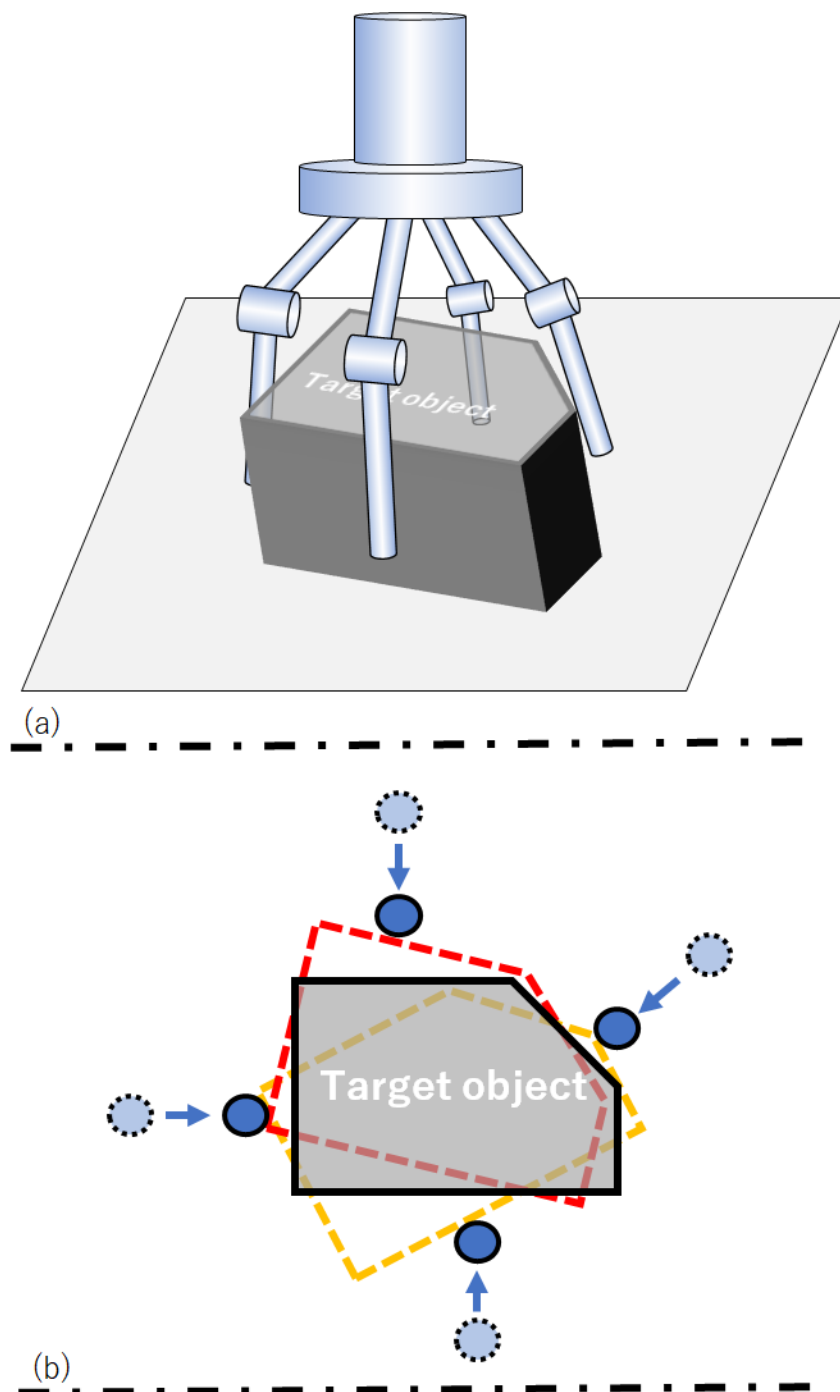


図 2.2: (a) ケージング成立の状態例 (b) 2次元上の簡略図。エンドエフェクタはターゲットに接触することなく、ターゲットの可能移動範囲を制限している。

2.3 把持手法の決定

第1章で定義された捕獲把持機構への要求の中で、把持手法に関する要求は下記の2項目である。

4. 捕獲把持のリトライ性を有する
5. 継続的な把持および剛な結合が可能

ここで、「継続的な把持が可能であること」という項目が宇宙という特殊環境でのフリーフライング物体の捕獲において重要になる。

一般的に、把持手法は大きく分けてフォースクロージャ、フォームクロージャの2パターンが考えられる [78][79]。フォースクロージャは図.2.3のように、捕獲機構-ターゲット間の力関係により拘束を行う手法であり、フォームクロージャは図.2.4のようにターゲットを捕獲機構が幾何学的な拘束を行うことにより把持を行う手法である [78]-[80]。ここで重要となるのは、捕獲手法同様に非協力物体の場合は捕獲把持機構-フリーフライング物体間の接触ダイナミクスが不明なことである。図.2.3のような摩擦による拘束や、磁石のような場の力が発生できる把持力が未知な以上、本手法は選定ができない。半面、フォームクロージャであれば幾何学的な拘束を行うため、接触ダイナミクスに対する制限がなく、本研究における把持手法に適している。

以上のことより、本論文における捕獲把持機構の把持手法として、フォームクロージャを用いることを決定した。

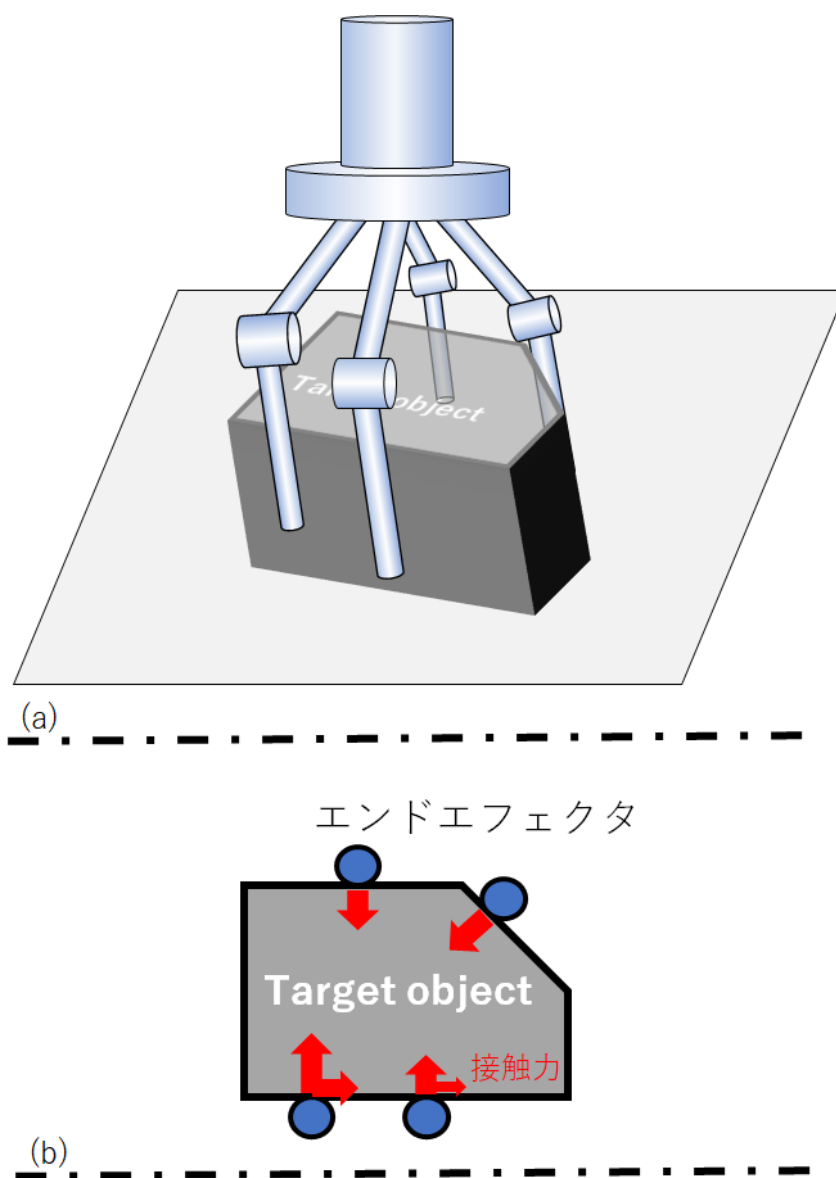


図 2.3: (a) フォースクロージャ成立の状態例 (b)2次元上の簡略図。接触力（垂直応力、摩擦等）の力のつり合いによる把持が完了している。

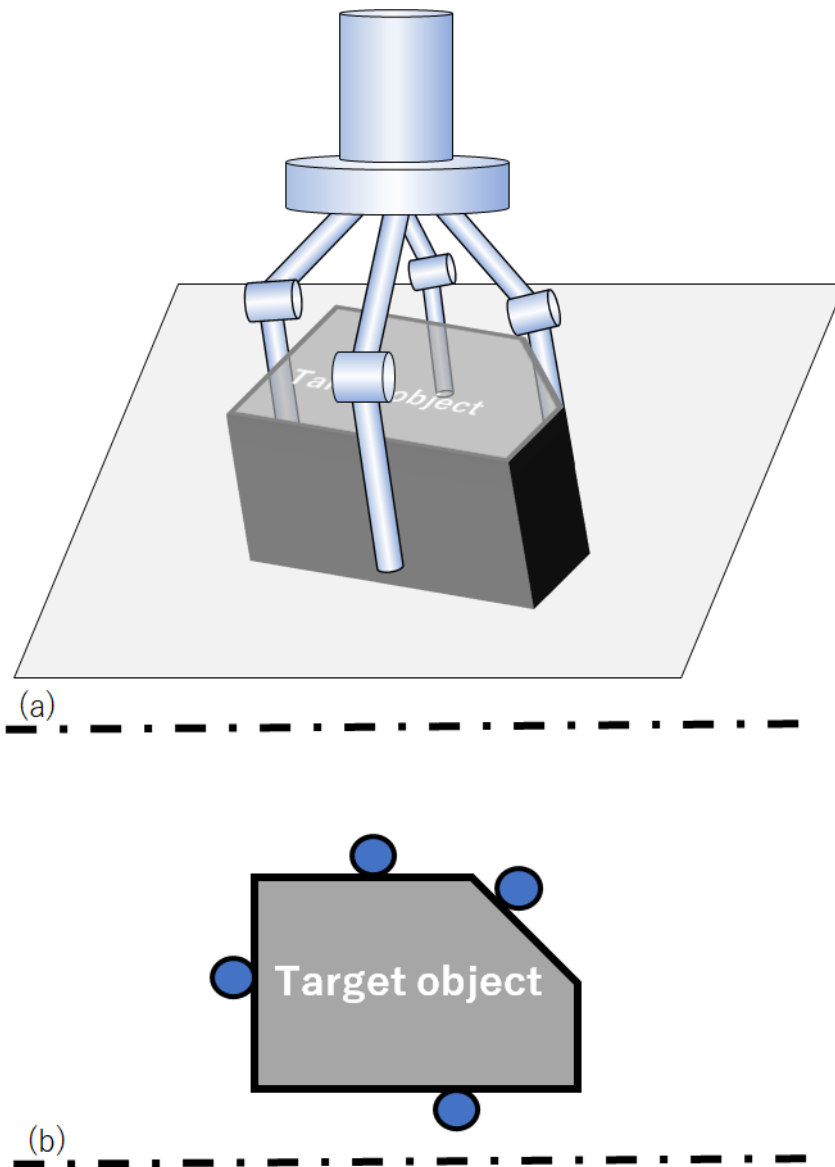


図 2.4: (a) フォームクロージャ成立の状態例 (b)2次元上の簡略図。幾何学的な拘束による把持が完了している。

2.4 まとめ

以上のことから、本研究で求められている捕獲把持機構には、下記記載の手法がそれぞれ選定された。

- 捕獲手法：ケージング手法
- 把持手法：フォームクロージャ手法

3 ワイヤ駆動型テレスコピック機構

3.1 はじめに

本章では、第1章の要求を満たし、なおかつ第2章の捕獲、把持手法の実現が可能な駆動機構の検討を行う。第1章の要求の中で、駆動機構に関連する要求は、下記4項目である。

2. 広い速度/角速度誤差を許容
4. 捕獲把持のリトライ性を有する
5. 継続的な把持および剛な結合が可能
6. 宇宙機への適応が可能なサイズ、質量、システム規模を実現

トレードオフの結果より、モータ駆動プーリおよびワイヤによる伸展駆動機構が本研究の駆動機構として選定された。本章では、フリーフライング物体の捕獲把持を目的としたワイヤ駆動型テレスコピック機構の設計を行う。また、宇宙という環境の大きな特徴でもある真空環境でも動作を可能とさせるために重要となるパラメータが摩擦であることを運動方程式の導出から導き出し、実際に真空試験による検証を行うことで、本章で提案するワイヤ駆動型テレスコピック機構の有用性を証明する。

3.2 駆動方式の決定

非協力物体の駆動機構としては、伸展駆動機構が重視される。そして伸展駆動機構は、様々な方式が存在する。その中で、本捕獲機構の駆動方式として選定するための評価基準は、それぞれの要求に対して下記のとおり紐づけることができる。

2. 広い速度/角速度誤差を許容

高速な伸展が可能か (速度)

4. 捕獲把持のリトライ性を有する

リトライが可能なアクチュエータ、機構設計となっているか

5. 継続的な把持および剛な結合が可能

伸展時に、収縮方向への外力が加わった際の座屈防止のため、駆動系設計が断面 2 次モーメントに影響を与えないか (剛性)

アクチュエータ電源 OFF 時でも、継続的な把持が可能な設計ができるか

6. 宇宙機への適応が可能なサイズ、質量、システム規模を実現

軽量の設計が可能か (質量)

打上げ時の耐振動性および衛星マヌーバ時に影響を与える質量特性を低減するため、収縮時に小体積となる設計が可能か (容量)

少ないアクチュエータ数で実現できるか (アクチュエータ数)

宇宙環境で使用が可能か (宇宙仕様化)

上記の項目において、伸展駆動機構のトレードオフを行った結果が表.3.1 である。小型衛星によるミッションの実現を想定し、500kg クラスの衛星の打ち上げが可能なイプシロンロケットの径が 2.6m[81] に対し、大型衛星の打ち上げが可能な HII-B のフェアリング直径が 5.1m[82] であることから、伸展率に関するトレードオフの選定基準としては、最大伸展後長さが、自身の最小収縮状態長さから 2 倍以上が達成できる (伸展率 200%以上) ものとした。駆動源としてモータ等の電力を用いた駆動源を選定し、空気圧や油圧等の宇宙空間で用いるためにはシーリング等の対策が必要な駆動方式は選定候補から除外した。

回転式のモータを用いる駆動方式における速度評価は、ピッチ $p=3$ および回転軸径を 50mm の同一とし、回転速度 360deg/sec 時の伸展速度を評価項目とした。剛性に関しては駆動系設計の断面 2 次モーメントへの影響の有無を評価項目とした。容量に関しては最小収縮時から最大伸展時に長さ方向以外の寸法の変化が発生するか、という点を評価項目とした。アクチュエータ数は上記の伸展率を達成するために必要な

表 3.1: 駆動方式トレードオフ

	速度	剛性	容量	アクチュエータ数	宇宙仕様化
パンタグラフ式	設計に依存	可	直交寸法が変化	1	無
リニアアクチュエータ	NA	可	無	2	無
ボールねじ	3mm/sec	可	無	2	無
STEM	157mm/sec	不可	無	1	無
ベルト	314mm/sec	可	無	1	有 (ベルト)
ワイヤ	314mm/sec	可	無	1	無

アクチュエータ数であり、宇宙仕様化は駆動部品に暴露環境での使用が困難である物品の有無という点を評価項目とした。

パンタグラフ方式 [77][83] の駆動機構はアクチュエータ数が少なく、アクチュエータおよびリンク機構で構成されているために宇宙仕様化も可能である。しかし、設計速度がリンクの長さに依存し、高速を求めるためには収縮時における伸展方向に対する直交方向の長さあが大きくなり、容量の増大化につながってしまう。

リニアアクチュエータ [86]-[86] を組み合わせた方式は、軽量化が可能であるとともに容量も小型かつ収縮時の容量変化を発生させない設計が可能である。また部品点数も少なく、アクチュエータの選定によっては速い伸展速度での駆動設計も可能である。しかし、200%以上の伸展速度を目指す場合には、伸展したアクチュエータの先に、追加でアクチュエータが必要であるためにアクチュエータ数が多くなってしまう。

ボールねじ [87]-[89] は、部品点数も少なく設計することが可能であり、宇宙仕様化も容易である。しかし、ボールねじの伸展方式上、高速な伸展速度を発揮することが難しい。また、リニアアクチュエータと同様に、200%以上の伸展率を目指す場合には、伸展したアクチュエータの先に追加でアクチュエータが必要となる。

STEM は軽量の設計が可能である [90][91]。また、収納時における容量が少なく、アクチュエータ数も1つでよい。さらに Rex-J の実験において宇宙での使用実績もある。しかし、その性質から駆動系設計が断面2次モーメントに影響を与え、伸展方向に対する力に弱く座屈の発生が抑えられず、本捕獲機構の駆動方式としては不向きである。

ベルト方式 [92] は高速な伸展が可能である。質量も比較的軽量に設計ができ、収納時の容量変化も発生しない。アクチュエータ数も1式で200%の伸展率を実現可能である。しかし、ベルトはゴム素材を使用しているために宇宙環境での使用は劣化やアウトガスの観点から使用ができない。ベルトをチェーンに置き換えた伸展駆動機構も構成可能だが、チェーンによる部品点数の増加から質量が大きくなる。

以上のことより、本研究に用いる伸展駆動機構としては、ワイヤ&プーリを用い

た駆動方式を選定した。

3.3 ワイヤ駆動型テレスコピック機構

3.3.1 概念設計

ワイヤによる伸展機構は地上での使用を目的としたものとして [93][94] のように開発例はあるが、伸展機構の駆動系が宇宙仕様化できるか、特に真空環境下でも問題なく動作するか、という点に関しては議論が進んでいない。また、宇宙仕様を想定したワイヤを用いた伸展機構も存在するが [95] その目的から捕獲のようなロボティクス技術への適応を考えたときには、伸展速度的にも強度的にも非力であり、本章における駆動方式の要求を満たすことができない。そこで本章では、宇宙仕様化という観点を念頭におき、本論文の要求を達成することが可能なワイヤによる伸展駆動機構としてワイヤ駆動型テレスコピック機構の設計を行い、摺動部を多く含む本機構の駆動系は宇宙空間の特有な真空環境下においても動作特性に影響を与えないか、最適な設計および機器選定により本機構の駆動系が宇宙仕様化が可能であるか、ということを実験的に検証することとした。

本章で開発する伸展駆動機構への駆動要求として、小型衛星による大型衛星の捕獲を可能とするために伸展率が 200%以上であること。非協力対象の回転角速度がレートダンブ後に約 0.1deg/sec [96] に対して 500kg 級の小型衛星の可能姿勢変更角速度が 1deg/sec [97] であり、伸展中の相対角速度変化による発生誤差を 10 %以内に収めるために、1sec 以内で伸展が完了することを要求として設定した。

図.3.1 が本章で提案するワイヤ駆動型テレスコピック機構のワイヤ取り回し構成である。

ベース段が固定されており、ベース段には P_G および P_1 の 2 式のプーリが設置されている。 P_G がモータ駆動を行うプーリであり、 P_1 はその従動プーリである。ベース段のプーリにはワイヤ W_{Bt} および W_{Bb} が使用されており、 W_{1b} は 1 段目に接続されている。

1 段目はベース段とは伸展方向に直動するスライダレールで接続されている。1 段目にもベース段同様に P_2 および P_3 の 2 式のプーリが設置されているが、これらはともに従動プーリである。 P_2 - P_3 間はワイヤ W_{1t} および W_{1b} で接続されており、 W_{1t} はベース段に、 W_{1b} は 2 段目に接続されている。

2 段目は 1 段目とは伸展方向に直動するスライダレールで接続されている。 W_{1b} と接続されているため、 W_{1b} に連動して動作する段となっている。この 2 段目の手先に、エンドエフェクタの目的となる捕獲や把持を行う構造部が接続される。

P_G に接続されたモータが図.3.1 中において CW 方向に角速度 ω_G で回転すると、

P_G の半径が r_G のとき、 W_{Bb} が

$$\omega_G * r_G = v_1 \quad (1)$$

上記 (1) 式のとおり v_1 で +X 方向に動作する。ここで、 P_2 および P_3 は 1 段目に接続されているために v_1 で +X 方向に動作するが、 W_{1t} はベース段に接続されているため、動作はしない。ただし、1 段目座標で見たときには W_{1t} は -X 方向に v_1 の速さで動作しており、 P_2 および P_3 を通して同一とみなされる W_{1b} は +X 方向に v_1 の速さで動作する。

$$v_1 * 2 = v_2 \quad (2)$$

ここで、ベース段座標で見たときに W_{1b} の速さ v_2 は上記 (2) 式のとおり v_1 の 2 倍の速度で動作することとなる。そして、 W_{1b} に接続されている 2 段目は、 W_{1b} と同じ速度 v_2 で動作することとなる。

そのため、 P_G によるモータの回転速度と 2 段目の伸展動作速度は (1) および (2) より下記の関係となる。

$$\omega_G * r_G * 2 = v_2 \quad (3)$$

なお、本章における W_{Bt} と W_{Bb} は説明のために記号として分けているが、実際にはプーリを介した 1 本のワイヤとして構成が可能である。同様に W_{1t} および W_{1b} にもこの関係が成り立つ。

この構成は片側にのみ伸展する機構となっているが、 P_G を共通化することで、図.3.2 および図.3.3 のように 1 アクチュエータにより 2 方向、3 方向へ伸展する伸展駆動機構としても構成可能となる。宇宙機への適応を考えた際、伸展駆動動作中の重心の変化は極力少ない方がよく、また宇宙機の姿勢制御の観点から慣性モーメントを極力小さくするために、1 方向への伸展駆動機構としての使用ではなく、図.3.2 および図.3.3 のように 2 方向、3 方向といった伸展駆動機構としての使用が最適である。

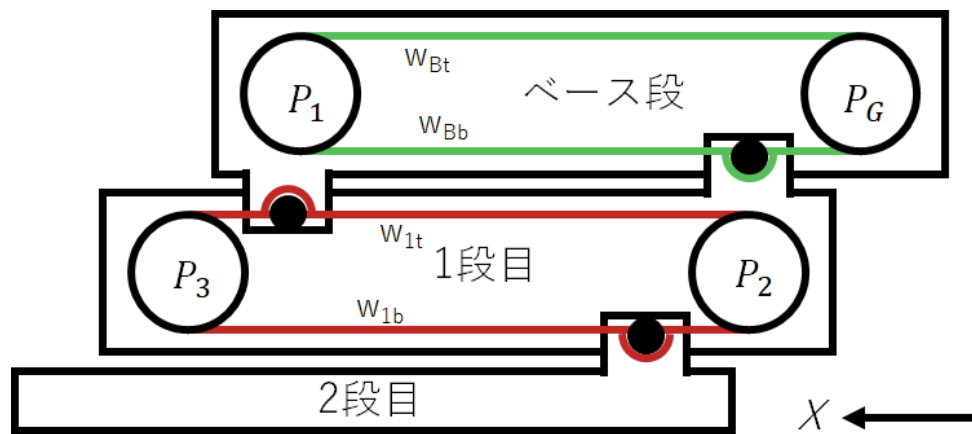


図 3.1: ワイヤ駆動型テレスコピック機構のワイヤ取り回し図

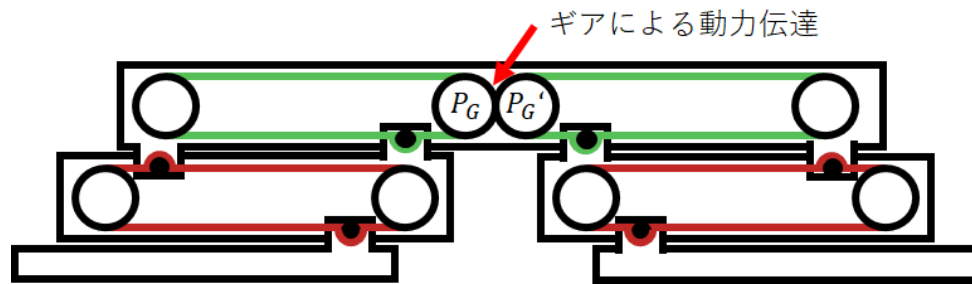


図 3.2: 2 方向伸展の構成例

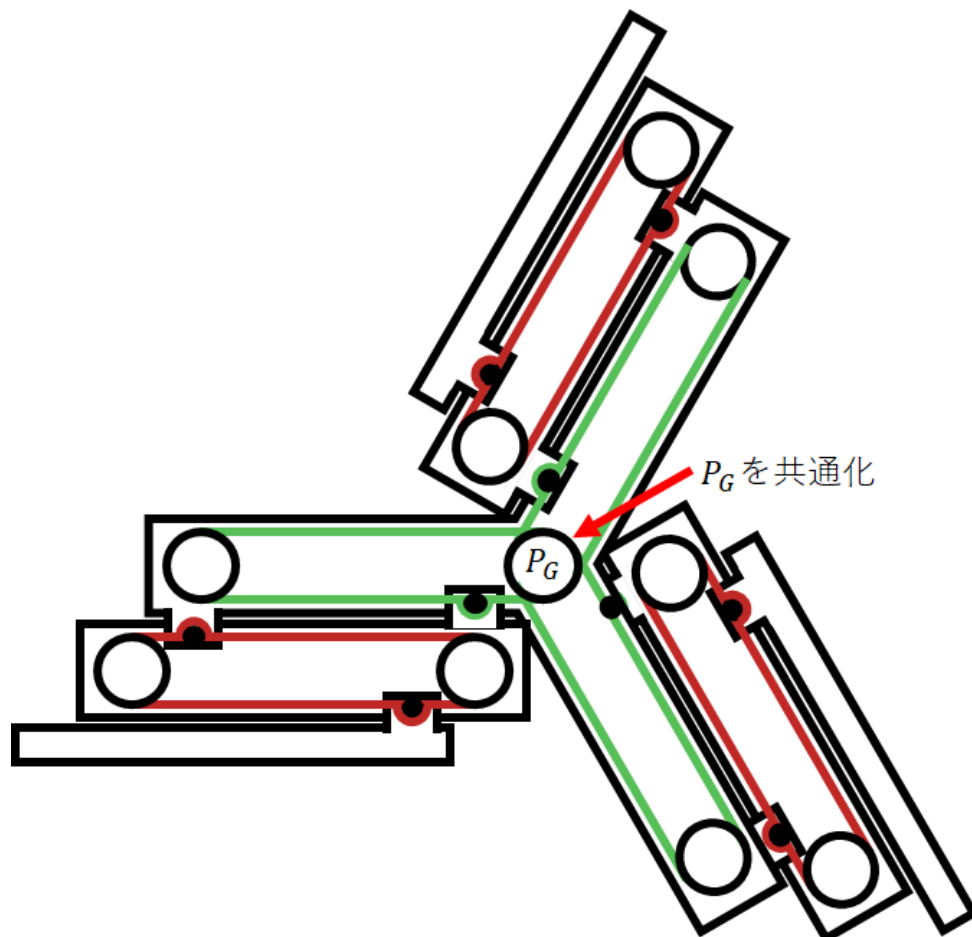


図 3.3: 3 方向伸展の構成例

3.3.2 運動方程式の導出

次に、ワイヤ駆動型テレスコピック機構の運動方程式を、摩擦やプーリによる慣性モーメントの影響を考慮しながら、導出する。なお、プーリ-ワイヤ間の滑りは発生しないものとし、ワイヤの伸びおよび曲げ剛性も無視するものとする。また、宇宙での使用を想定し、重力項は含めない。

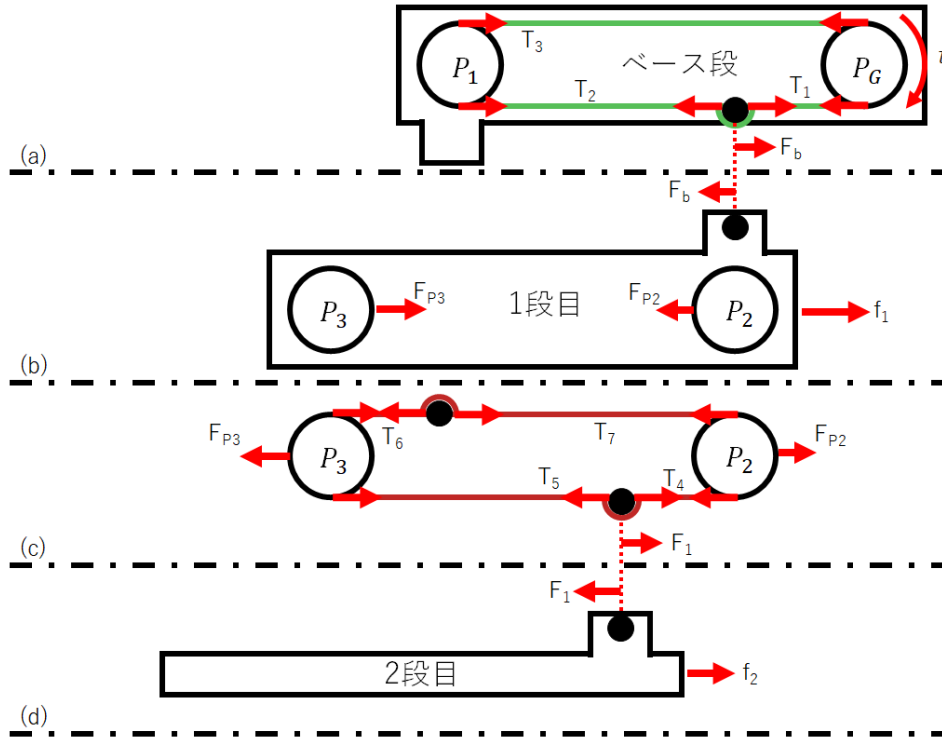


図 3.4: ワイヤ駆動型テレスコピック機構の力模式図

ここで、図.3.4(a)~(d) に関してモータ発揮トルクを τ 、ベース段に取り付けられている P_G および P_1 の半径を共に r_b 、慣性モーメントをそれぞれ I_G 、 I_1 、1 段目の P_2 および P_3 の半径を共に r_1 、慣性モーメントをそれぞれ I_2 、 I_3 とする。プーリの回転摩擦をそれぞれ f_{pG} 、 f_{p1} 、 f_{p2} 、 f_{p3} 、ベース段-1 段目間摩擦を f_1 、1 段目-2 段目間の摩擦を f_2 とする。また、1 段目および 2 段目の質量を m_1 および m_2 とすると、それぞれ次の式が成り立つ。

$$I_G \frac{d^2\theta_G}{dt^2} = r_b(T_1 - T_3) + \tau - f_{PG} \quad (4)$$

$$I_1 \frac{d^2\theta_1}{dt^2} = r_b(T_3 - T_2) - f_{P1} \quad (5)$$

$$F_b = T_2 - T_1 \quad (6)$$

$$m_1 \frac{d^2x_1}{dt^2} = F_b - F_{P3} - F_{P2} - f_1 \quad (7)$$

$$F_{P2} = T_4 + T_7 \quad (8)$$

$$F_{P3} = T_5 + T_6 \quad (9)$$

$$I_2 \frac{d^2\psi_2}{dt^2} = r_1(T_4 - T_1) - f_{P2} \quad (10)$$

$$I_3 \frac{d^2\psi_3}{dt^2} = r_1(T_6 - T_5) - f_{P3} \quad (11)$$

$$F_1 = T_5 - T_4 \quad (12)$$

$$m_2 \frac{d^2x_2}{dt^2} = F_1 - f_2 \quad (13)$$

そして、上記 (4)~(13) 式をまとめると、(14) 式の運動方程式が導出される。

$$\begin{aligned} \tau = & r_b \left(m_1 \frac{d^2x_1}{dt^2} + 2m_2 \frac{d^2x_2}{dt^2} \right) + I_G \frac{d^2\theta_G}{dt^2} + I_1 \frac{d^2\theta_1}{dt^2} \\ & + \frac{r_b}{r_1} \left(I_2 \frac{d^2\psi_2}{dt^2} + I_3 \frac{d^2\psi_3}{dt^2} \right) + f_{PG} + f_{P1} \\ & + \frac{r_b}{r_1} (f_{P2} + f_{P3}) + f_1 + 2f_2 \end{aligned} \quad (14)$$

3.3.3 宇宙仕様化検証に必要なデータ

駆動部品において、宇宙仕様化を目指すにあたり摩擦項目が大気中と真空中において差異が生じる点であり、注意すべき点である [98]。今回に関しては、運動方程式 (14) より、静止状態からの駆動においては

$$\tau > f_{PG} + f_{P1} + \frac{r_b}{r_1}(f_{P2} + f_{P3}) + f_1 + 2f_2 \quad (15)$$

を満たす必要がある。このとき、回転摩擦項および摺動摩擦項は静止摩擦を表す。

また、本論文 1 章より、速い駆動速度が求められる本機構において、式 (15) に含まれる動摩擦の取得は重要である。しかし、動摩擦力は接触状態に強く依存するとともに、動作中の摩擦力取得は使用センサが動作に影響を与える可能性が強く、取得が困難である。ここで筆者らは、式 (4)~(13) に再度着目した。基本的には全ての摩擦項を含む式は張力の足し算引き算で構成されている。そのため、摩擦が影響を大きく与える項目は各ワイヤに発生する張力であり、大気中動作および真空中動作における張力を比較することで、動作特性を比較できると結論づけた。

3.3.4 張力計測手法

$T_1 \sim T_7$ の張力を取得するためには、図.3.5 のように張力発生箇所すべてに張力計を配置する必要がある。この実験システムの構築が可能となれば、動作中のそれぞれの張力計が計測した力をモニタリングすることで動作中の張力が取得可能となる。

しかし、張力計のためのセンサが動作特性を取得する際に動作を阻害あるいは影響を与えるようなことがあってはならない。そのため、このワイヤ駆動型テレスコピック機構への張力計は、ワイヤへの組み込み性、小型軽量であるために伸展動作の阻害および影響が少ない、という観点から、図.3.6 のような構成とした。アルミで製作された歪ゲージ貼付ジグに歪ゲージを貼り付ける。このジグの両端に通し穴を設置し、それぞれワイヤ端末処理のリングにボルトナットにより固定した。張力により発生するアルミ製ジグの歪量を歪ゲージにより計測し、あらかじめキャリブレーションにより取得した応力-歪特性を元に張力を測定する方式である。

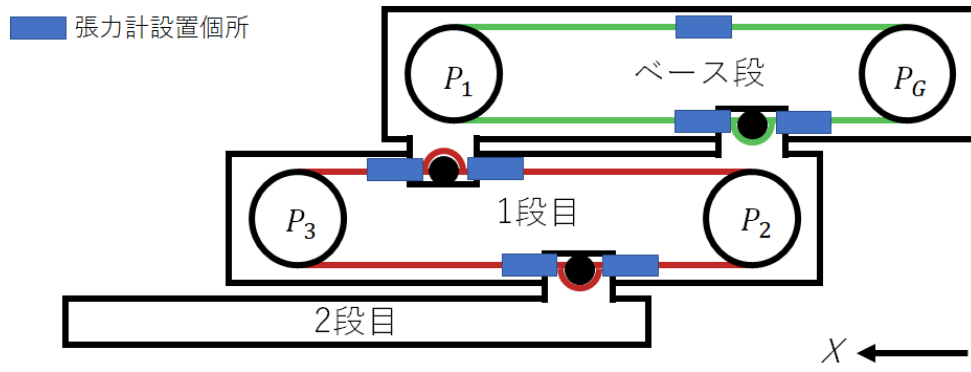


図 3.5: 張力計設置個所

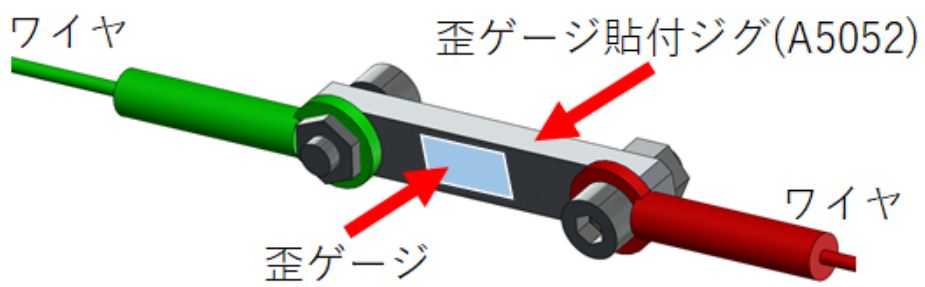


図 3.6: 張力計原理

3.4 試験検証

3.4.1 ワイヤ駆動型テレスコピック機構試験モデル

図.3.1 の設計を元に製作した試験モデルを図.3.7 に示す。

モータはブラシレスDCモータ (Maxon 社製: ECXSP22M、ギア比 172:1) にエンコーダを装着して使用し、出力軸は無限回転トルクメータ (ユニパルス社製: UTMII-5Nm) を通して P_G に装着することで、 τ の真値を計測できる構成とした。プーリ径は、それぞれ $r_b = 25\text{mm}$ 、 $r_1 = 6.5\text{mm}$ とした。ワイヤはプーリ径に対して (13) で提案されている径を満たすものを選定し、それぞれベース段ワイヤ=1.2mm、1 段目ワイヤ=0.75mm とした。ワイヤはともにステンレスワイヤである。スライダレール (THK 社製: LM ガイド HSR10R2C1ME+275LPM) は内部に宇宙用グリース (共同油脂社製: スペースルブ MU) を充填したものを使用し、真空環境で使用可能なオイルレスベアリング (JTEKT(KOYO) 社製: SE6202ZZSTPRC3YS) (JTEKT(KOYO) 社製: SE6201ZZSTPRC3YS) をそれぞれベース段のプーリ、1 段目のプーリに使用した。

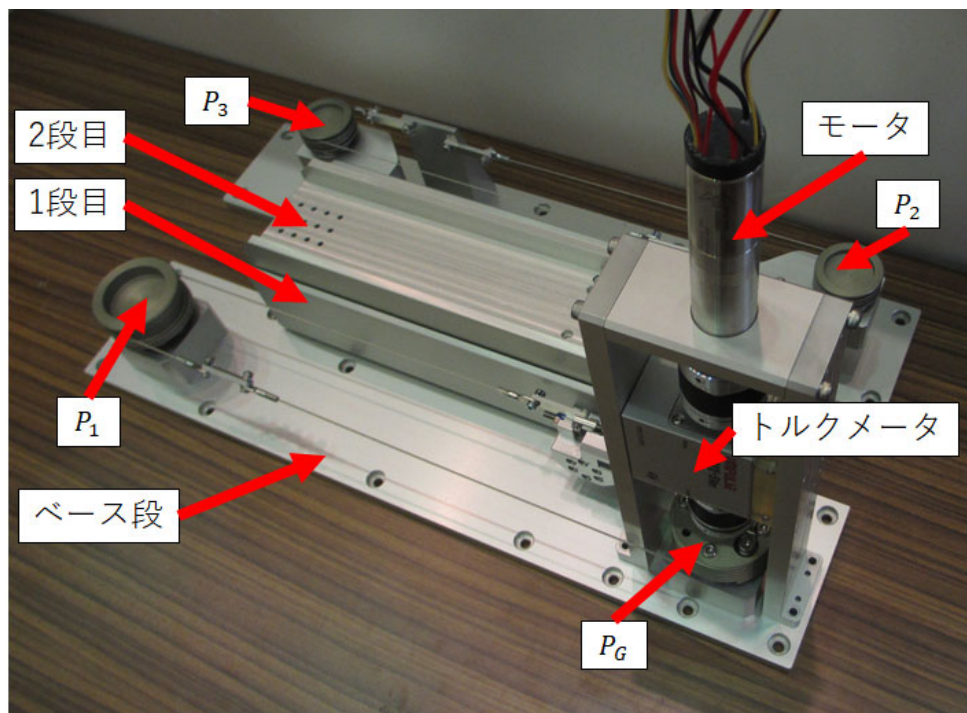


図 3.7: 試験モデル

3.4.2 ワイヤ組み込み式張力計

図.3.6 の張力計に用いた歪ゲージ（共和電業社製：KFGS-2-120-C1-23L5M3R）の歪データをアンプ（キーエンス社製：NR-ST04）をとおしてPCで計測、記録できる構成とし、これにより動作中の歪を 20kHz で取得が可能となった。張力計のキャリブレーションは、既知である数種類の錘を吊るすことにより、張力計ごとの応力-歪特性を取得し、試験中に取得した歪をオフラインで応力へ変換した。図.3.8 はキャリブレーション後に W_{Bl} に組み込まれた張力計の図である。

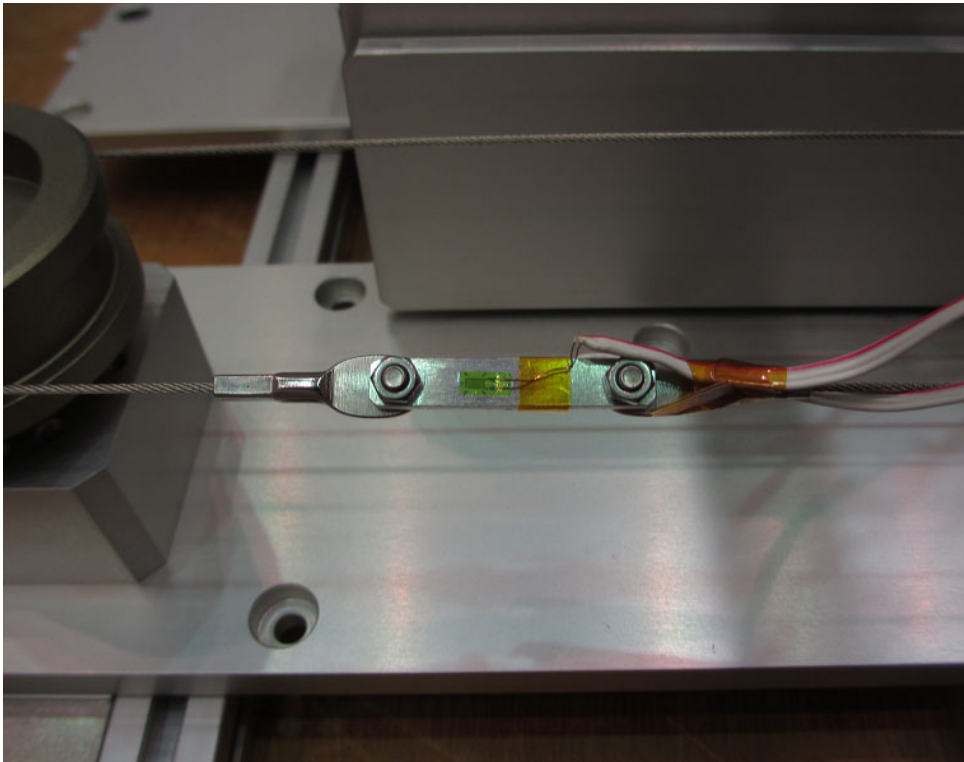


図 3.8: 張力計の画像

3.4.3 大気中の駆動試験結果

図.3.7の試験モデルに、図.3.5のとおりに張力計を配置した状態の画像が図.3.9である。そして、図.3.10がモータ動作のコンフィグレーションである。モータユニット（モータ、エンコーダ、ギア）をモータドライバに接続し、PCによる制御およびエンコーダ値の取得を行った。このコンフィグレーションにおいて、モータを一定電流（2000mA）で動作させたときのそれぞれの張力が図.3.11である。モータ回転開始を0secとし、0.2secまでは静止摩擦やガタ等の吸収により発生する局所的なピークが見られる。その後は2段目に設置されているストッパーに接触するまで定常的な伸展動作を行っている。0.6sec近辺で見られるピークは接触力により各ワイヤに発生する張力であり、0.7secあたりからは跳ね返り等も完了し、伸展動作停止状態となる。しかし、モータは電流制御を続けているため、それ以降は静止状態における張力が測定できていることが分かる。そして、実験データおよび(4)式から算出されたトルクと、トルクメータから測定されたトルクを比較したグラフが図.3.12である。張力計から算出された τ がトルクセンサによる測定値の誤差がトルクセンサの定格値に対して1%未満であったことと、動作トルクに対して f_{PG} が非常に小さいことが図.3.12から読み取れる。最大伸展時の物理的なストッパーに接触した際の接触力発生時に、ピーク値が算出値と測定値とで差異が発生しているが、これはトルクメータの測定レンジが5Nmまでであったためであり、ピーク値以外はトルクに差異がないことから、本章にて提案したワイヤ組み込み式張力計においてワイヤ駆動型テレスコピック機構の各張力を問題なく測定できることを証明した。

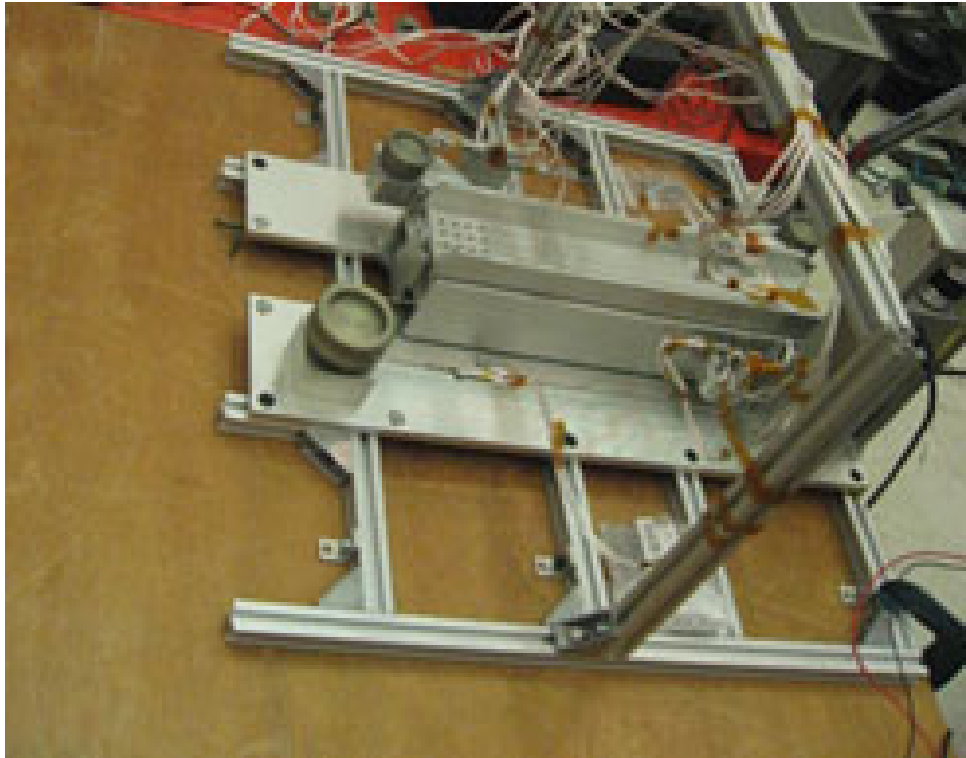


図 3.9: 張力計の画像

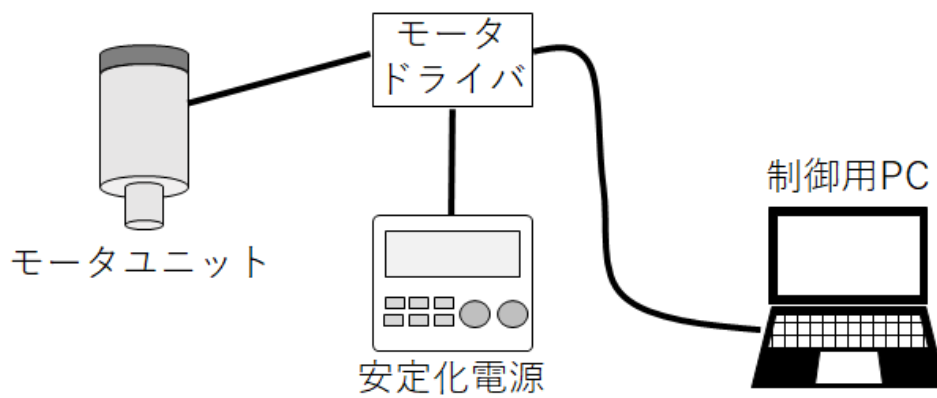


図 3.10: モータ動作セットアップ

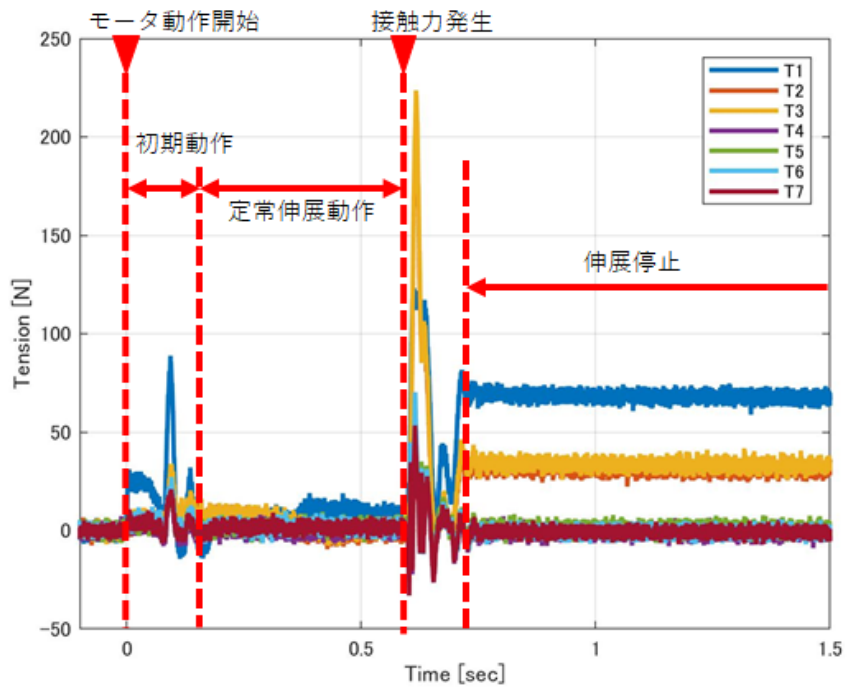


図 3.11: 大気中における伸展動作中の張力結果

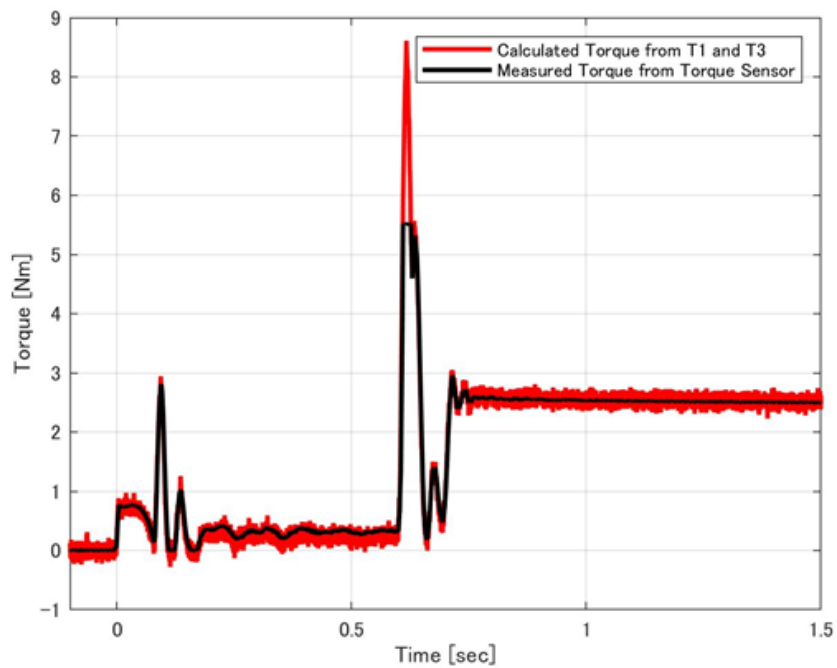


図 3.12: トルクの測定値と算出値

3.4.4 真空中の駆動試験結果

確認した計測系を用いて、次の真空中動作試験を実施した。前述の試験コンフィグレーションから回転トルクメータを外し、真空引きしたチャンバー内での動作試験を行った。Fig.3.13(a)は真空チャンバー内で張力取得をしながら動作試験を行っている様子であり、(b)は真空チャンバー試験中での最小収縮状態、最大伸展状態の画像である。チャンバー内の温度は室温、真空度は 10^{-2} Paであった。

Fig.3.14はモータを2000mAで電流制御した際の伸展長さであり、モータのエンコーダ値から取得したデータである。最小収縮状態の長さが327mmに対して伸展長さが約410mmという結果を見てもわかる通り、真空チャンバー内での動作において伸展率200%を達成していることが分かる。

そして、Fig.3.15が $T_1 \sim T_7$ の真空中-大気中の張力を比較したグラフである。真空中においても定常伸展動作中では摩擦力が時間とともに変化していないことから、工業製品であるスライダレールが機能する範囲で使用する場合はグリスの変更、ベアリングはオイルレスのものを選定することで宇宙仕様化が可能であることが確認された。また、図.3.16は電流制御のモータ電流を600mAから2000mAまで200mA刻みで伸展動作をさせた際に発生した $T_1 \sim T_7$ の定常伸展動作時の大気中、チャンバー内の平均張力結果比較である。ここで最も大きな差となったのは1600mA駆動時における T_6 の差だが、この時に T_6 が示した真空チャンバー内動作時の張力は3.82Nであり、1600mAのモータ駆動時における摩擦を無視した場合の T_6 が取れる最大張力は7.62Nである。モータの発揮トルクとしては未だに倍近くのマージンを残しているため、大気中-真空中の動作における摩擦の差分は選定モータに対して十分低い値であると言えることが可能である。また、 T_6 で発生した張力が同一ワイヤである T_5 にロスなく反映された場合においても、 T_5 により発生するスライダレールへのモーメントは0.38Nmであり、選定されたスライダレールの許容モーメントである12.3Nmを十分に下回り許容範囲内であることから、スライダレールは機能し続けることが確認できた。さらに、 T_5 および T_6 により発生する F_{P3} に関しても、1600mA時は7.65Nであり、ベアリングの許容ラジアル荷重である205Nと比較して十分に低いことが確認できた。これらのことから、スライダレールが機能している範囲内で使用する場合は宇宙仕様化はグリスの変更で可能であり、ベアリングに関しても選定として問題がなかったことが今回の真空中での動作試験により確認できた。

以上のことから、適切な設計および機器選定により本伸展機構の駆動系が要求を満たし、なおかつ真空環境下においても動作特性に差がなかったことから、本機構の宇宙仕様化が可能であることを証明した。

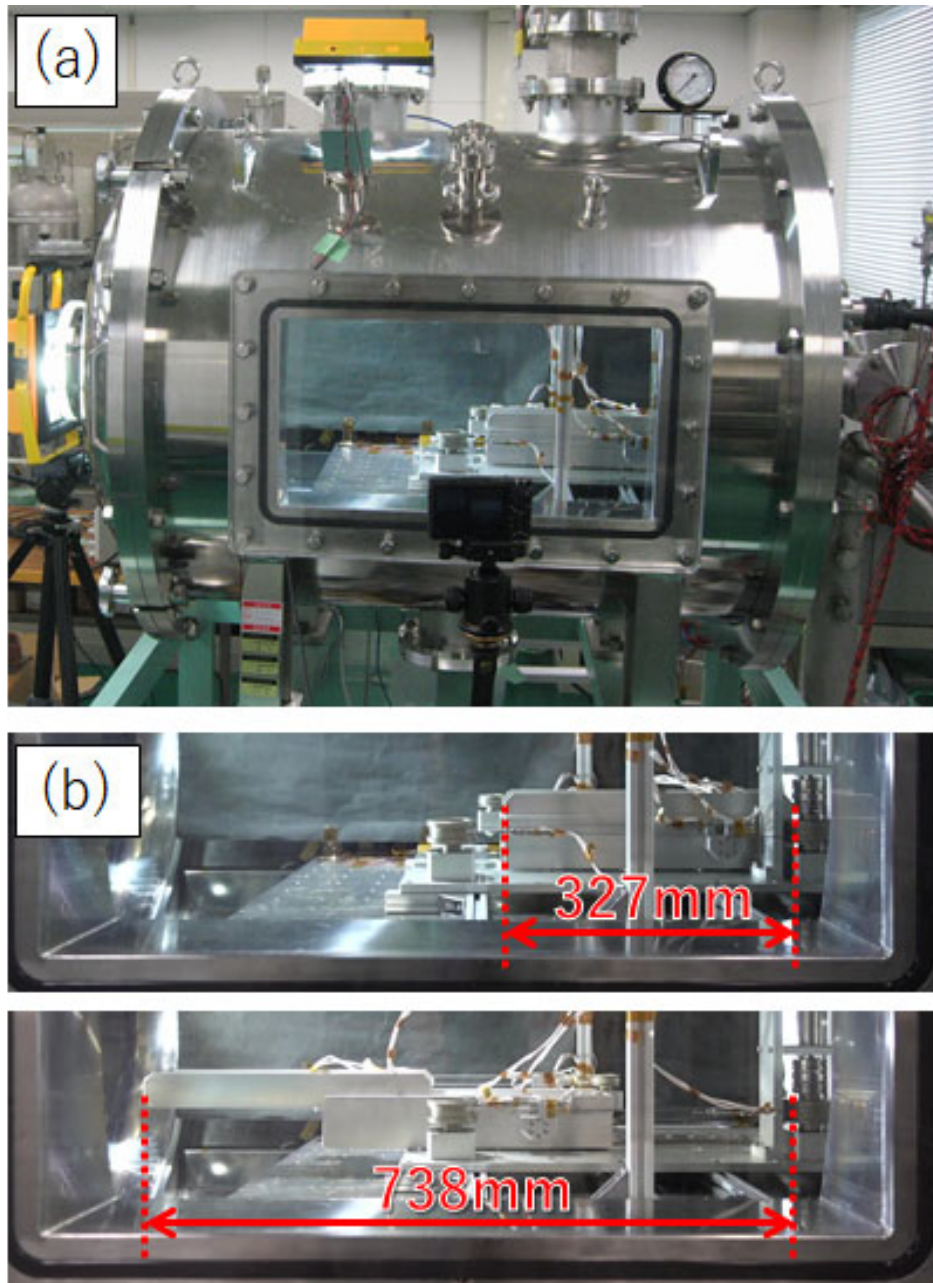


図 3.13: チャンバー内試験の様子

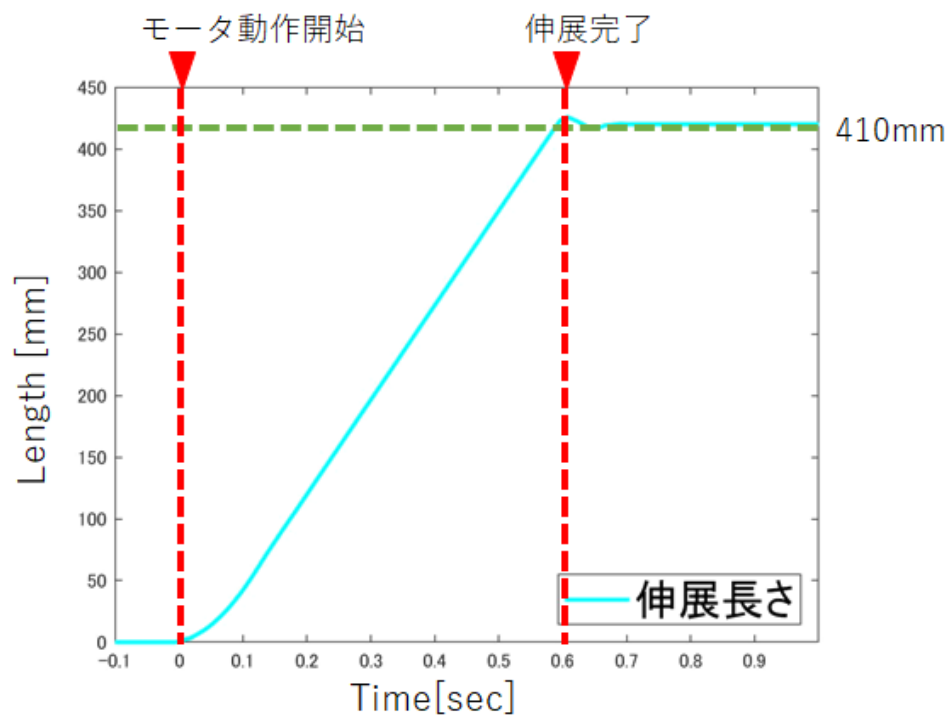


図 3.14: 2000mA 駆動時における伸展動作

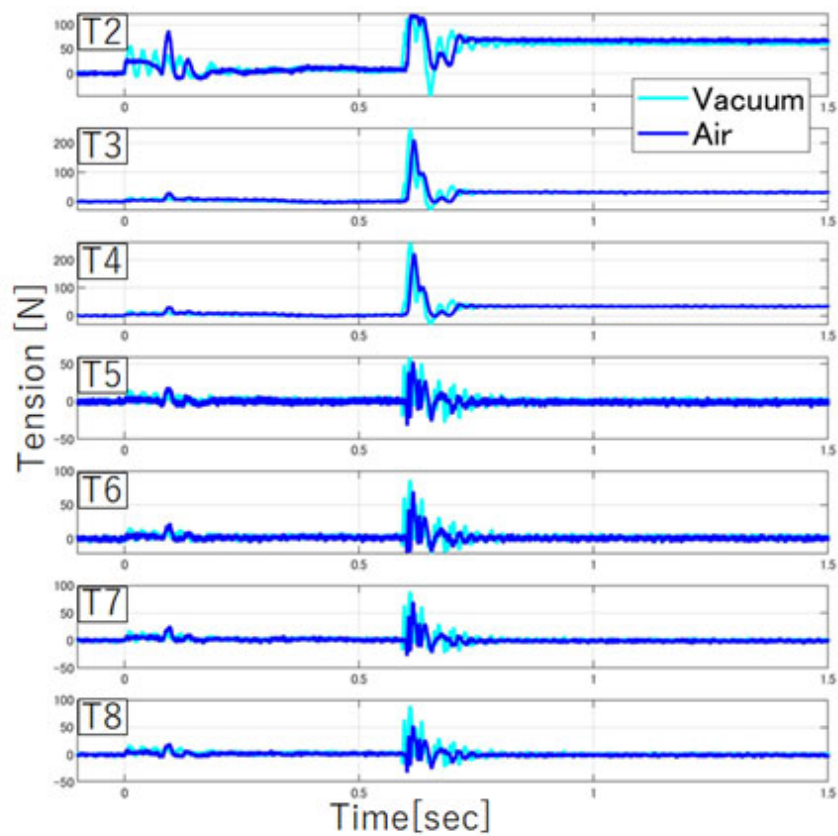


図 3.15: 大気環境、真空環境における伸展動作中の各張力比較

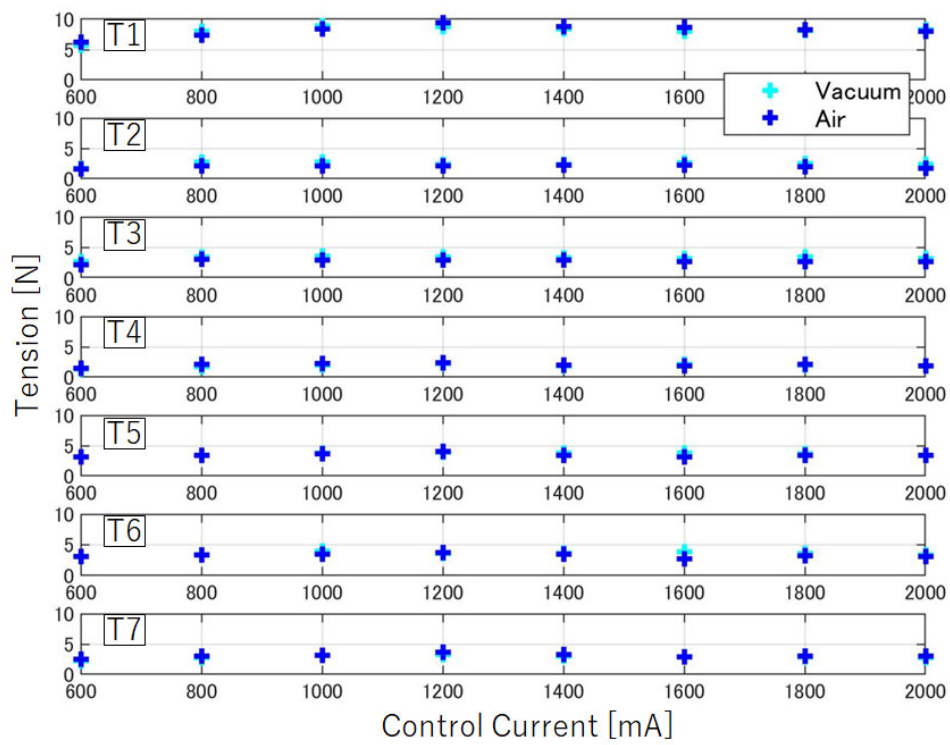


図 3.16: 各動作電流値における大気中-真空中での平均定常伸展時張力の比較

3.5 まとめ

本章では、非協力物体捕獲把持技術として重要な役割を果たす伸展機構に対して必要な要求を明示し、その要求を満たすためにワイヤ駆動型テレスコピック機構が提案され、その設計および運動方程式を導出した。

運動方程式から、本駆動機構が真空中での動作特性に影響を与えうる項目を明示し、大気中および真空中の動作特性を比較するために最適なデータが張力であることに着目した。そして張力を取得するために最適な取得手法を提案し、実験により提案したデータ取得手法が問題なく実現できることを証明した。

真空中の実験において、真空中の動作でも要求を満たしていることを確認した。また、提案した取得手法により取得した大気中および真空中における張力データを比較することでワイヤ駆動型テレスコピック機構の駆動系が適切な設計および機器選定により宇宙仕様化可能であることを証明した。

4 フリーフライングロボットのドッキング機構

4.1 はじめに

本章では、本稿 2 章の捕獲把持手法要求を満たし、なおかつ本章 3 章で提案されたワイヤ駆動型テレスコピック機構を用いたフリーフライングロボットのドッキング機構を提案する。

フリーフライングロボットは、6 軸位置姿勢制御を行う、小型軽量かつ高強度化を目的として、外郭が球形状である傾向にある。本章では、球形状を想定したフリーフライングロボットのドッキング機構を提案する。

第 1 章で整理された要求のうち、下記の項目は 1 章および 2 章において解決策および設計手法が提示されている。

2. 広い速度/角速度誤差を許容
3. 捕獲時の弾き飛ばしを防止
4. 捕獲把持のリトライ性を有する
5. 継続的な把持および剛な結合が可能
6. 宇宙機への適応が可能なサイズ、質量、システム規模を実現

しかし、下記項目に関しては、第 2 章でケーシング手法により達成可能であると記載されているが、具体的な数値を求めるための設計手法はそれぞれの捕獲把持機構で必要になる。

1. 広い誘導制御誤差を許容

本章では、上記のとおり球形状を想定したフリーフライングロボットのドッキング機構 Ring Enclosing Docking System (REDS) を提案し、REDS 方式による誘導制御範囲を導出する。そして、導出した誘導制御範囲を実験的に証明することで REDS がフリーフライング物体の捕獲把持要求を満たしていることを証明する。

4.2 ドッキング機構の提案

4.2.1 概念設計

本稿第2章より、捕獲手法はケーシング手法であり、把持手法はフォームクロージャ手法である。球形状のフリーフライングロボットを本捕獲把持手法で行うコンセプトとして、図.4.1のような一对のリング形状でロボットを挟み込むような方式を提案する。(Ring Enclosing Docking System(REDS))

まず、フリーフライングロボットは図.4.1(a) および (b) のとおり、自力で REDS の誘導制御範囲内へ位置取る。その後、同期して挟み込むようなリングを、フリーフライングロボットが誘導制御範囲内に入った状態で動作させ、(c) のように接触前にケーシングを成立させる。ケーシングを成立後は継続して一对のリングを動作させ続けることで、最終的に (d) のようにフォームクロージャが成立する。動作が非常にシンプルのため、モータは電流制御のみでよい。また、捕獲把持の成功あるいは失敗に関しても、モータの回転数を見るだけで判断できるため、複雑なセンサやシステムが不要なシンプルな構成をとることが可能である。また、モータに無通電状態で OFF になるブレーキや、駆動ギア-モータ間にセルフロック性を有するウォームギアのような機構部品を追加することで、モータ電源 OFF 状態でもリリースのしない、継続的な把持が可能なシステムとなる。

REDS のコンセプトの実現には、一对のリングの同期した直動動作が必要になる。そこで、第3章で提案した図.3.2 の機構を用いることで、より高い伸展率実現のために収納状態の小型化が可能となり、本捕獲機構を宇宙機のような衛星に搭載するケースを考慮しても、慣性モーメントを低減できることから非常に有用である。伸展状態および収縮状態の概念図が、それぞれ図.4.2 および図.4.3 である。

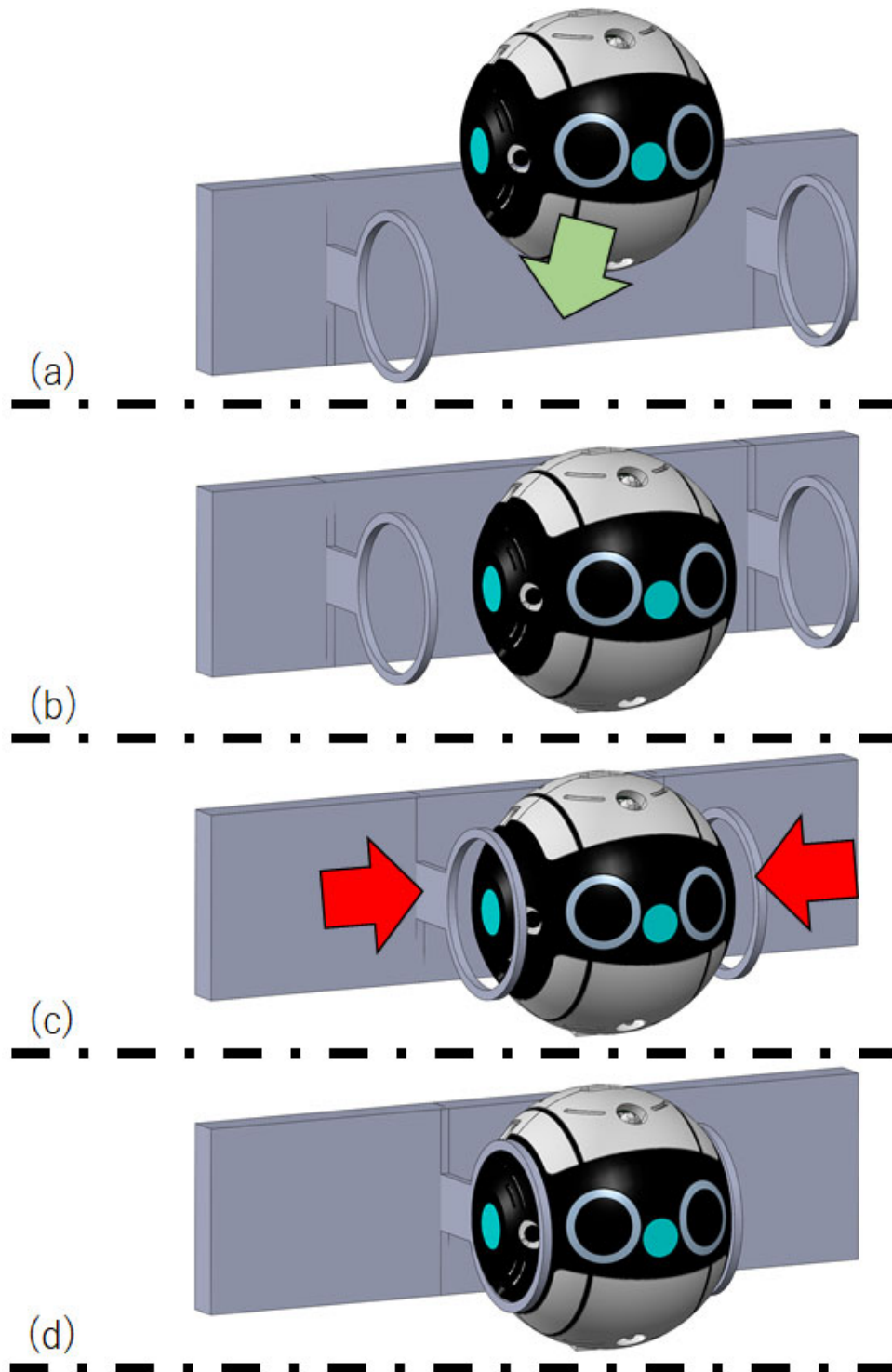


図 4.1: 球形状フリーフライングロボットのドッキング機構コンセプト

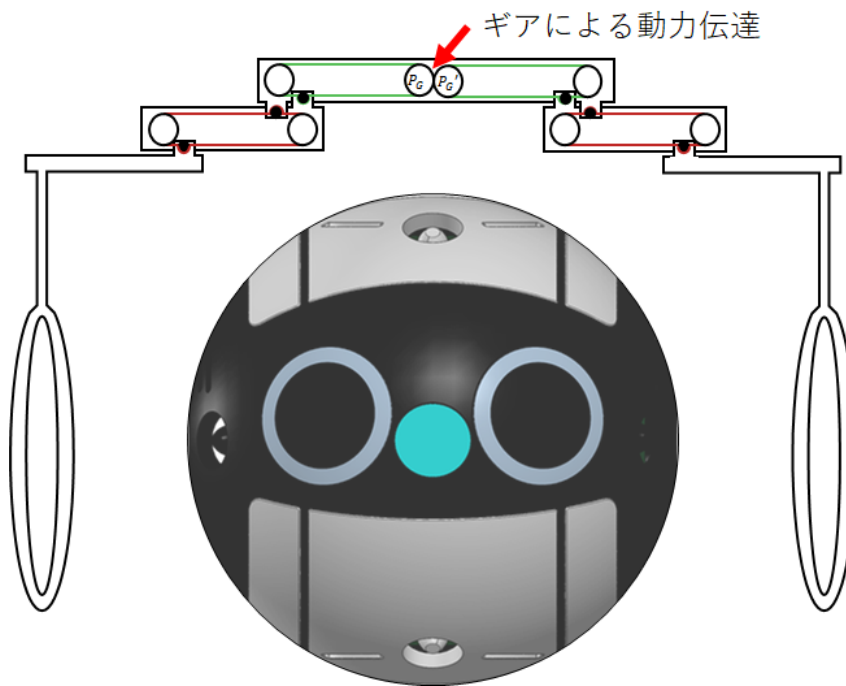


図 4.2: ワイヤ駆動型テレスコピック機構を用いた REDS の伸展状態

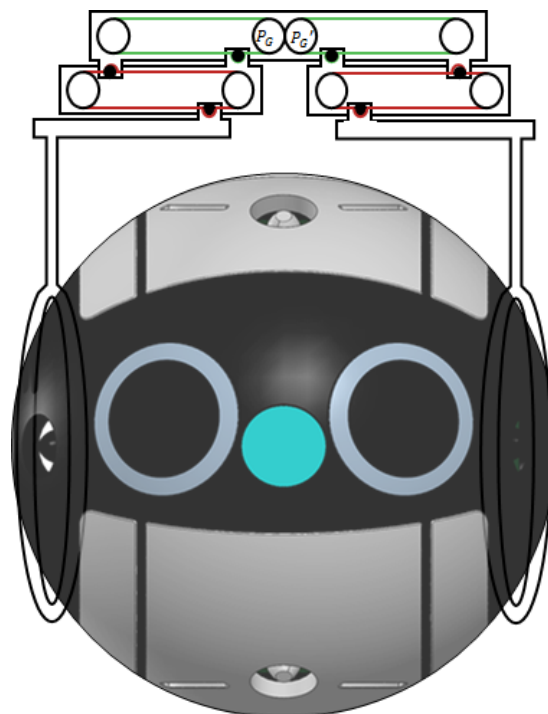


図 4.3: ワイヤ駆動型テレスコピック機構を用いた REDS の収縮状態 = 把持状態

4.2.2 許容誘導範囲領域の導出

フリーフライング物体のケーシングが成立しているとき、フリーフライング物体は幾何学的に移動範囲の制限がなされており、その移動範囲から外にでることはできなくなる。

しかし、図.4.4のように制限された範囲からは出られないものの、その中では任意の場所に位置することが可能である。そして、この位置することが可能となるエリアが今回必要となる誘導制御範囲となる。図.4.4のように、ケーシング成立時に位置することが可能な範囲に存在すれば、ケーシング成立までは捕獲把持機構との接触は発生しない。ケーシングが成立した後は、ケーシングの定義のとおりフリーフライング物体はその範囲外へ出ることができないため、弾き飛ばしは発生しないケーシングによる捕獲が可能となる。すなわち、ケーシング領域が許容誘導制御範囲であり、ケーシング領域を広くとることで許容誘導制御範囲を大きくとることが可能となる。

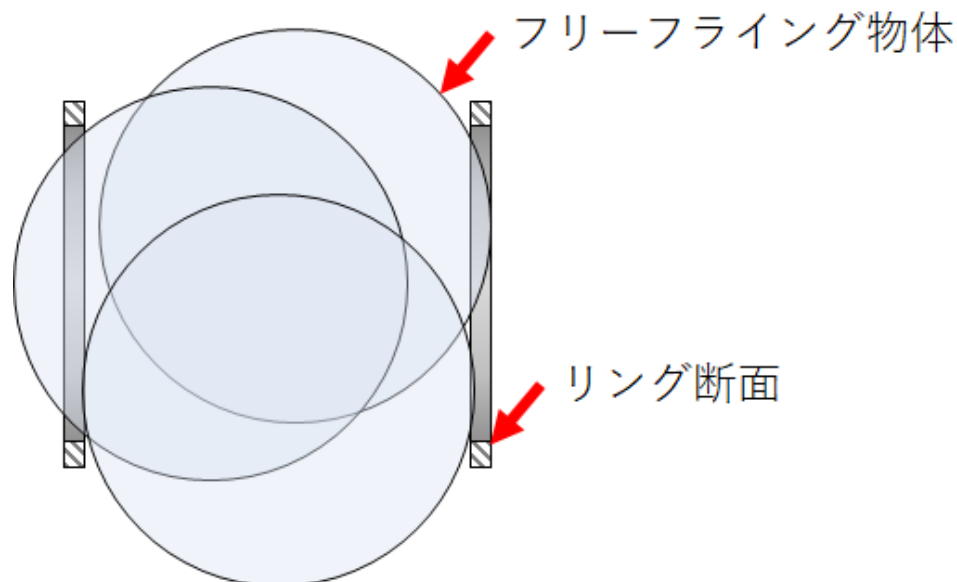


図 4.4: 平面におけるケーシング成立によるフリーフライング物体の移動範囲制限の概念図

ここで、本章で提案した REDS の誘導制御範囲領域の導出を行う。

フリーフライングロボットは球形状であり、ドッキング機構がロボットと接触する部分はリング形状であることから、ケーシング成立条件は下記のように記載ができる。

- 図.4.5 のとおり、リング径 d_R はロボット径 d_f よりも小さいサイズである必要がある。

$$d_R < d_f \quad (16)$$

- 図.4.5 のとおり、フリーフライングロボットを挟み込む一対のリング間距離はロボット径より小さくなっていること。

$$L_R < d_f \quad (17)$$

- 図.4.6 のとおり、ロボット中心の位置 x_f 、 y_f および z_f が一対のリングで構成される円筒内に位置していなければならない。

$$-\frac{1}{2}L_R < x_f < \frac{1}{2}L_R \quad (18)$$

$$y_f^2 + z_f^2 < \left(\frac{1}{2}d_R\right)^2 \quad (19)$$

上記の式 (16)~(19) を満たしているとき、ケーシングが成立していることとなる。

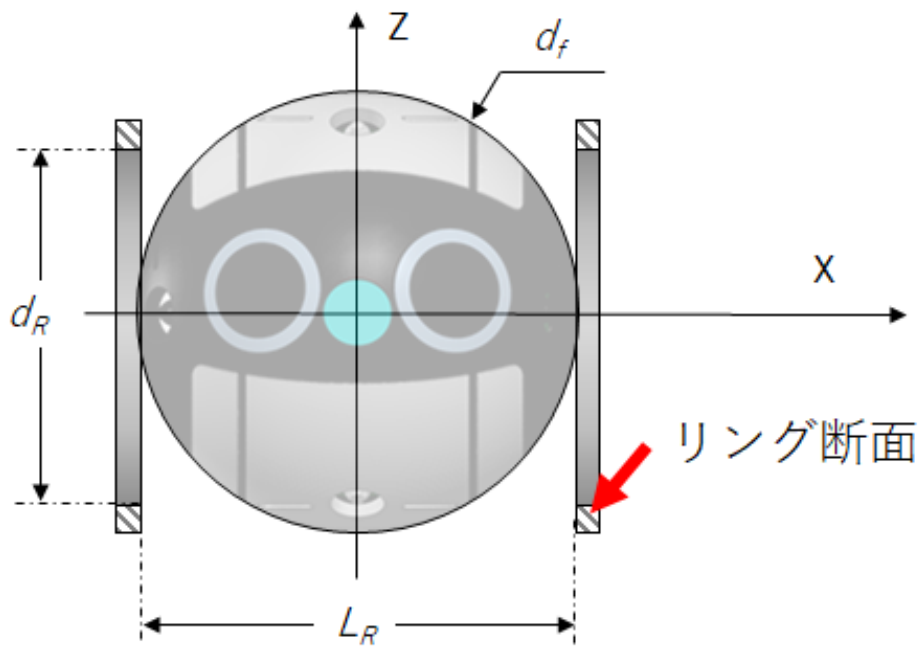


図 4.5: ケージング成立条件を満たすリング径、ロボット径

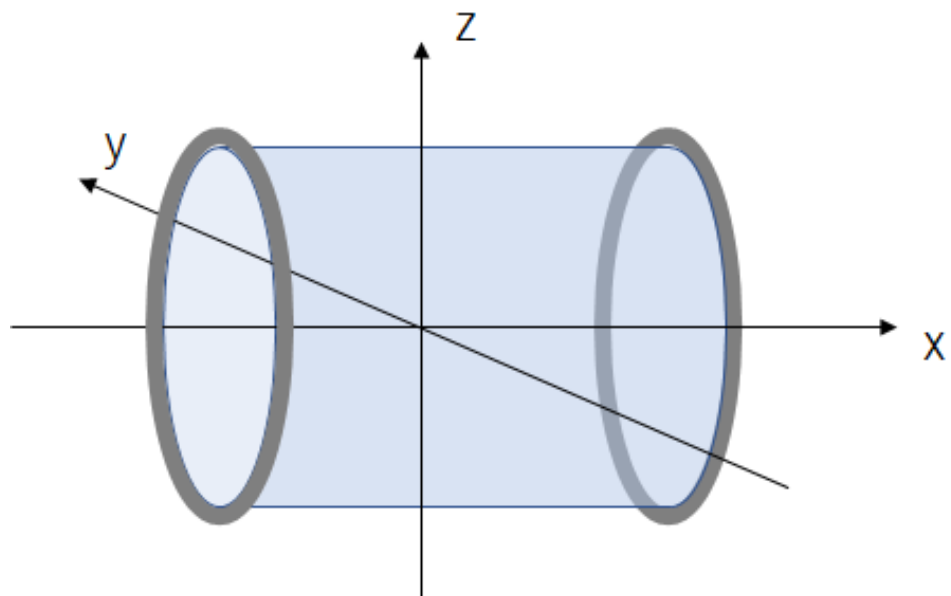


図 4.6: ケージング成立時にロボット中心が位置できる範囲

ケーシングが成立していても、ケーシング範囲内においてロボットは任意の位置をとることができる。xz 平面においてケーシング成立時におけるロボット中心が位置取り可能な範囲は下記のとおりとなる。

$$(x_f - \frac{1}{2}L_R)^2 + (z_f - \frac{1}{2}d_R)^2 < (\frac{1}{2}d_f)^2 \quad (20)$$

$$(x_f + \frac{1}{2}L_R)^2 + (z_f - \frac{1}{2}d_R)^2 < (\frac{1}{2}d_f)^2 \quad (21)$$

$$(x_f - \frac{1}{2}L_R)^2 + (z_f + \frac{1}{2}d_R)^2 < (\frac{1}{2}d_f)^2 \quad (22)$$

$$(x_f + \frac{1}{2}L_R)^2 + (z_f + \frac{1}{2}d_R)^2 < (\frac{1}{2}d_f)^2 \quad (23)$$

すなわち、上記記載の式 (20)~(23) が REDS における許容誘導制御範囲である。

ロボット径 d_f を 200mm とし、リング径 L_R をそれぞれ ψ 75mm、 ψ 100mm、 ψ 125mm、 ψ 150mm として計算した誘導制御領域のシミュレーション結果が図.4.7~4.10 のとおりである。そしてシミュレーション結果からもわかる通り、REDS におけるフリーフライング物体の捕獲のための許容誘導制御範囲は、リング径の大きさに依存することが分かる。理論上はロボット径 d_f を超えないサイズ 200mm のリングも選定が可能であり、なおかつリング径が許容誘導制御範囲も大きくなるが、把持状態におけるリング間距離が非常に短くなってしまい、把持が不安定になるおそれがあるために L_R の最大値を ψ 150mm として設定した。

Astrobee のドッキング時に求められる位置決め精度は 10mm 以内である [21]。これに対して、リング径 100mm の時点で十分に満たしており、リング径 150mm においては \pm 20mm 以上の誘導制御誤差に対応していることから、REDS がフリーフライングロボットに対して非常に誘導制御要求を緩和して設定することが可能であることが分かる。

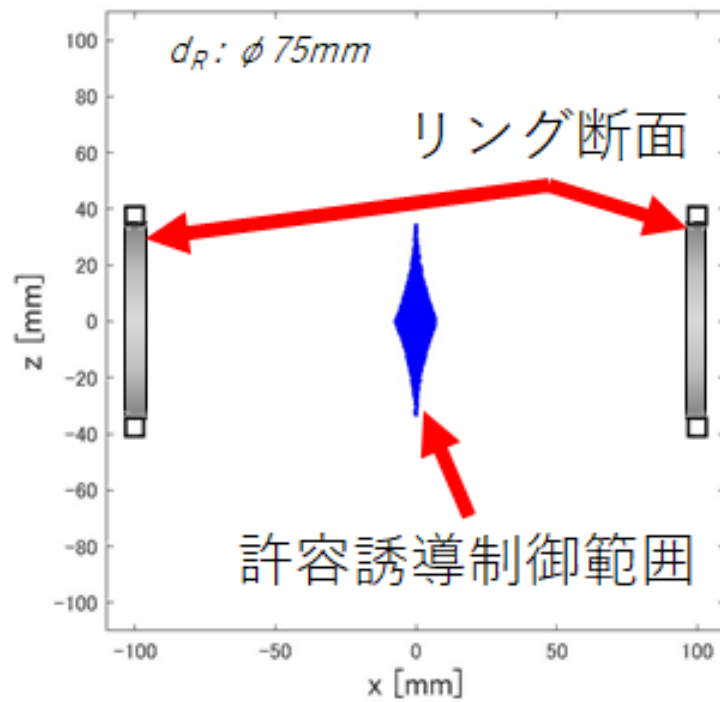


図 4.7: リング径 75mm における許容誘導制御範囲

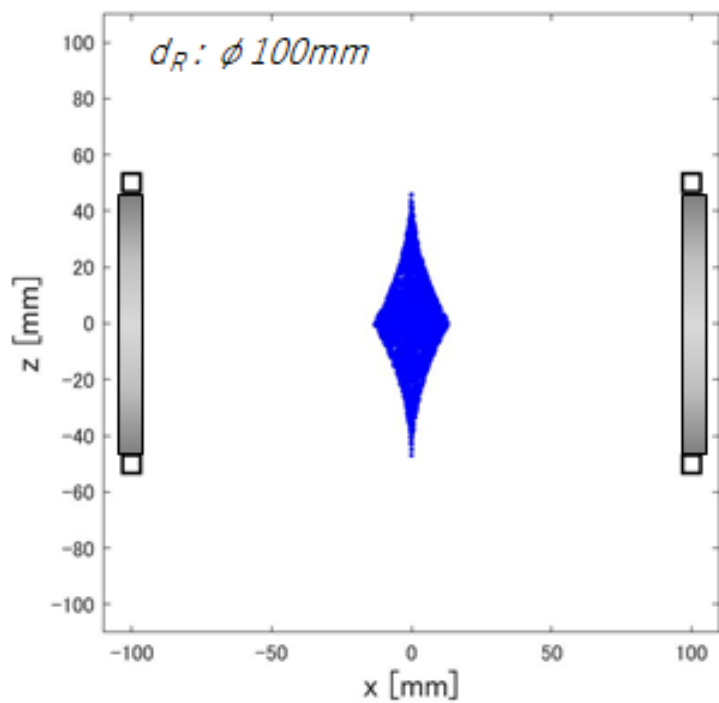


図 4.8: リング径 100mm における許容誘導制御範囲

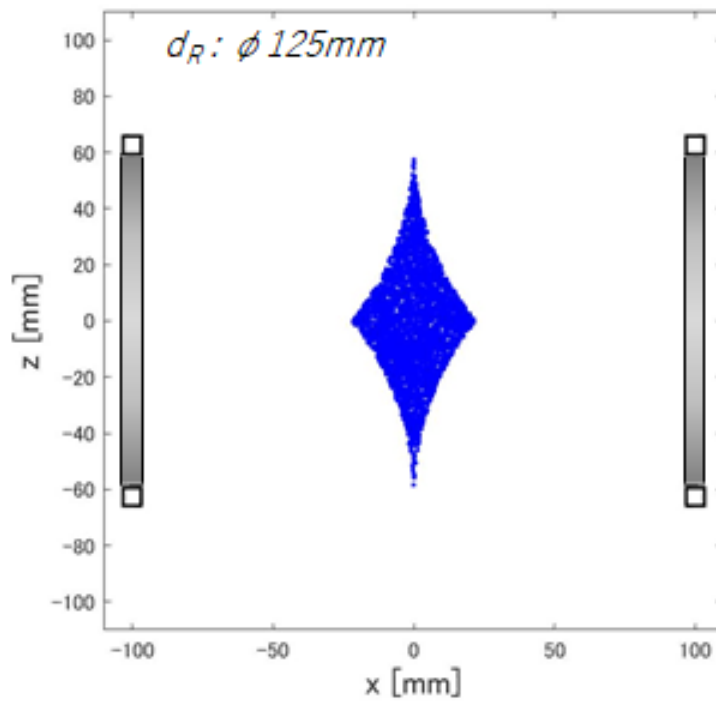


図 4.9: リング径 125mm における許容誘導制御範囲

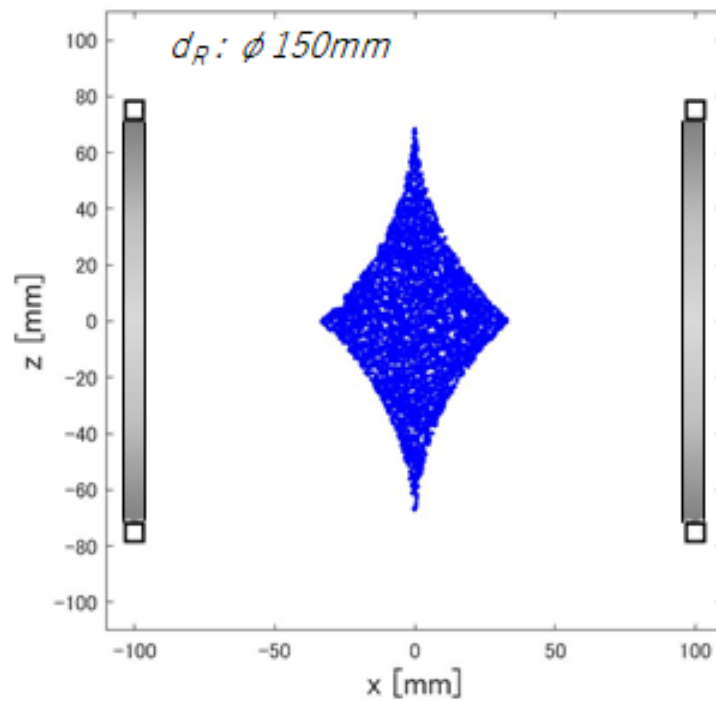


図 4.10: リング径 150mm における許容誘導制御範囲

4.3 試験方法の検討

4.3.1 試験方法トレードオフ

前項で導出した誘導制御範囲の確認実験のための、試験手法を検討を行う。対象が2~3kg程度のフリーフライングロボットであり、捕獲可否の試験を実施する必要性から、本試験には下記の項目が求められる。

- 軌道上ダイナミクスの模擬精度（模擬精度）

フリーフライング物体を取り扱う REDS は、軌道上の無重力環境を模擬できる試験系であることは必須項目であり、その試験系がいかに関ダイナミクスに影響を与えないか、という点が重要である。

- 試験セットアップに要する時間（時間）

捕獲可否試験のためには複数回の試験回数が想定されるため、1回の試験系セットアップに要する時間は重要な項目になる。

- ダメージリスク（ダメージ）

時間同様、複数回実施するために1度の試験毎に試験系を再構築することは時間的にも費用的にも現実的ではなく、同じデバイスを用いて実験が可能となる試験系である必要がある。

以上の3項目が、本ドッキング機構の誘導制御範囲確認実験において重要となる条件である。

フリーフライング物体の軌道上ダイナミクスを再現する手法は、多く存在する。それらの候補を、上記項目に沿ってトレードオフを行った結果が表.4.1である。

表 4.1: 試験方式トレードオフ

	模擬精度	時間	ダメージ
パラボリックフライト	+	-	+
落下棟	++	-	-
ハイブリッドシミュレータ	-	++	++
重力オフセット	-	++	++
水中試験	-	-	+
空気浮上試験	++	++	++

パラボリックフライトは、航空機を急降下させた際に発生する無重力環境を用いた試験手法である [99][100]。軌道上模擬精度は航空機の急降下の際に発生する航空機の振動に依存する。また、1回の試験毎に航空機を上昇させる必要があるため、連続して複数回行う必要がある試験には不向きである。

落下棟もパラボリックフライト同様に、塔の内部を自由落下させた際に発生する無重力環境を用いた試験手法である [101]。落下棟はこの目的に沿って設計建設されたものを用いるため、模擬精度は非常に高い。しかし、パラボリックフライト同様に、一度の試験毎に落下棟の上部まで供試体を運送する必要があるため、連続した複数回の試験には不向きである。さらに、落下時の地面との衝突で発生する加速度は避けられないため、供試体によっては落下時の衝撃でダメージをうける可能性が高い。

ハイブリッドシミュレータは、ロボットアームと実機を用いたシミュレーション環境である [59][102]。FT センサ等で供試体を受けた、あるいは発生した力を読み取り、それを PC 上のダイナミクス計算を行い、ロボットアームの位置制御にフィードバックを行うことで無重力環境の模擬を行う。実験毎に必要なセットアップ時間も無く、供試体へのダメージも発生しない手法である。しかし、力を受けた後の位置制御までの反映は計算機などを通すために時間遅れが発生する。そのため、模擬精度は他の候補より劣る。

重力オフセットとは、供試体にバルーンやバネ等で吊り上げることで無重力環境を構築する手法である。ハイブリッドシミュレータ同様に、一度セットアップが完了すれば、1回毎の試験に再セットアップの必要がなく、時間は非常に短い。また、試験中に供試体へのダメージが発生することも無い。しかし、重力に対する吊り上げ力が模擬精度に大きく影響を与えるため本試験には不向きである。

水中試験とは、その名のとおりに水の中で浮力と重力を釣り合わせることで行う試験である [103]。非常に大型かつ重量物の試験には有用であるが、今回のようなフリーフライングロボットへの試験としては、水中といった環境がダイナミクスに大きく影響を与える、試験セットアップに非常に時間を有する、水中のために供試体へのダメージが発生する可能性が高い、という点から本試験には使用できない。

最後は空気浮上試験である [104]-[106]。これは、精密石定盤上にエアベアリングを含む空気浮上デバイスを設置し、その上に供試体をおくことで試験を行う手法である。その性質上、自由度は2次元平面上に限定されてしまうが、模擬精度は原理的には非常に高く、またセットアップに必要な時間も少ない。さらに供試体へのダメージが寄せしない手法である。

以上の候補の中から、本試験検証の手法として空気浮上試験を選定した。

4.3.2 軌道上実証

空気浮上試験は様々な論文でも採用されている [104]-[106]。しかし、IntBall のような小型軽量なロボットに対する検証試験は未だに実施されていない。そのため、空気浮上実験が本ドッキング機構での試験検証に有用かどうかを確認するため、IntBall を用いた軌道上検証を行った。

本試験のために用意した空気浮上装置が図.4.11 のものである。従来の空気浮上装置はエアタンクの質量が支配的であるため、1kg 未満のものは存在しない。しかし IntBall のような軽量かつ推力が弱い供試体に対しては、その質量のためにダイナミクスの検証が困難である。そこで、本実験では空気浮上装置のタンクとしてペットボトルを用いることで軽量化に成功した。空気浮上装置の空気回路図および質量表を図.4.12 に示す。

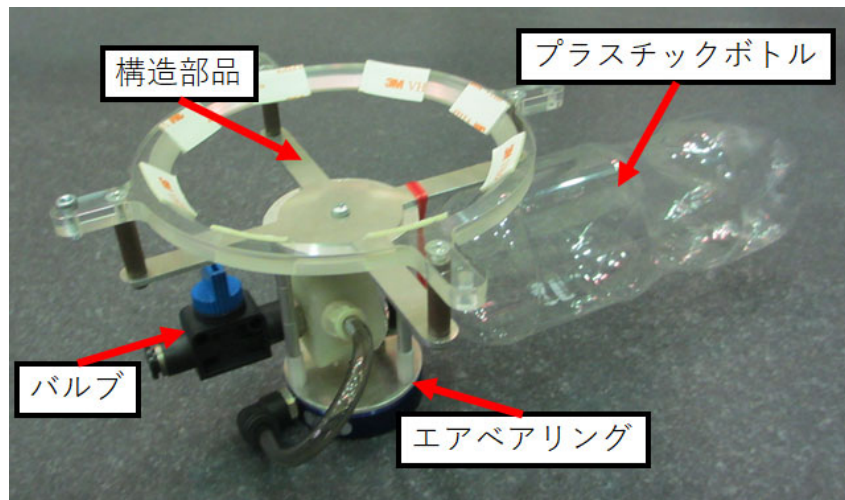
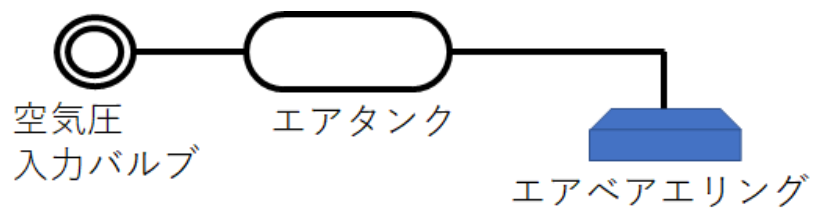


図 4.11: 軽量空気浮上装置



コンポーネント	質量 (計: 250g)
バルブ	23g
エアベアリング	54g
プラスチックボトル	32g
構造部品	141g

図 4.12: 空気浮上装置 空気回路図および質量表

空気浮上試験で IntBall に位置および姿勢制御指令を入力する。また、ISS 内の IntBall に対しても同様の指令を与え、それぞれの動作を外部センサを用いて取得し、比較することで、空気浮上試験が IntBall のようなフリーフライングロボットのダイナミクスを正確に模擬できていることを証明する。

空気浮上試験における動作取得のための外部センサとして、Optitrack を採用した [107]。これにより、IntBall の動作を 120Hz、精度 0.3mm で取得が可能となった。

本試験セットアップの簡略図、実際の試験の様子はそれぞれ図.4.13 および図.4.14 のとおりである。

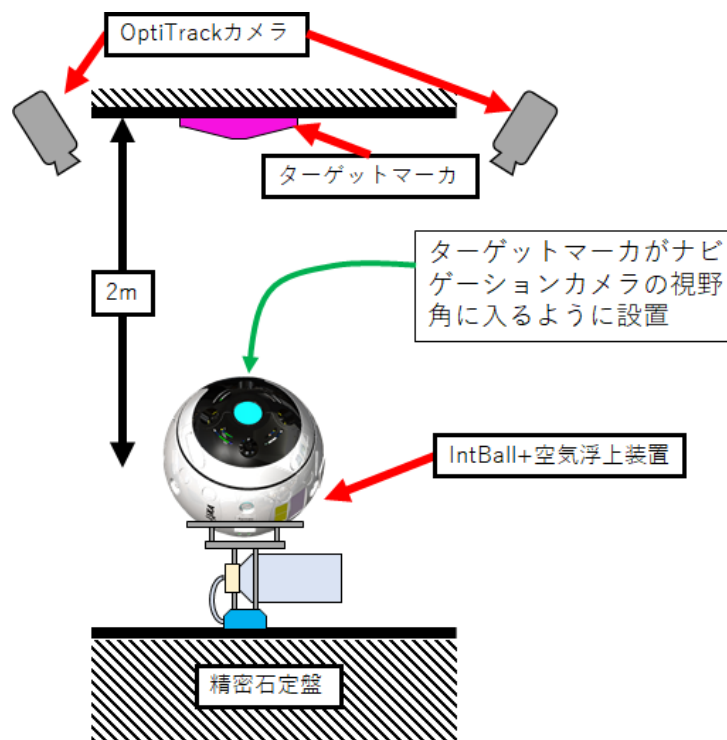


図 4.13: 空気浮上実験簡略図

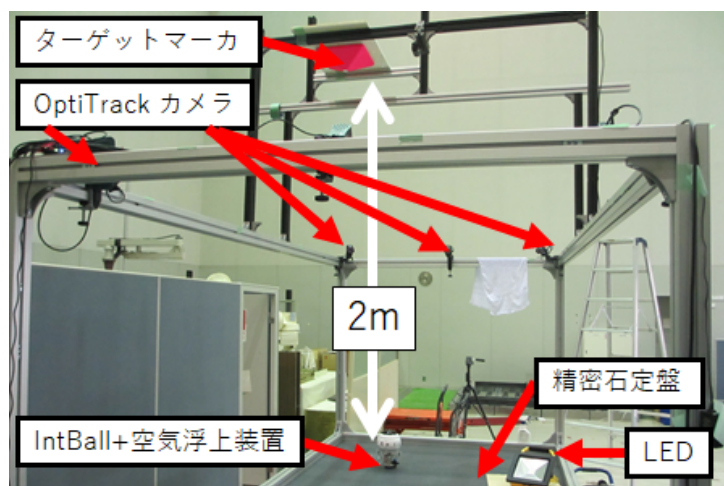


図 4.14: 空気浮上実験の様子

空気浮上試験における動作の取得はモーションキャプチャシステム Optitrack を用いることで可能となったが、軌道上における動作の取得では、すでに打ち上げられたもので行う必要がある。そのため、今回は画像解析による IntBall の軌道上の動作の取得を行った。

画像解析用のカメラとして、ISS 内で使用されている XF305 を使用した。しかし、このカメラは宇宙飛行士が自由に場所やフォーカス等を変更できる仕様となっている。そのため、カメラキャリブレーションが必須である。本来、カメラキャリブレーションはキャリブレーションボードといった既知のボードを位置、姿勢の異なる 2 枚以上を撮影することで 11 個のカメラパラメータを取得する。しかし、この手法にはキャリブレーションボードが必須である。そのため、今回は [108] で紹介されている手法を XF305 のキャリブレーション手法として採用した。

この手法は、特徴点を必要とする。ISS 内にはさまざまな装置が設置されているが、そのほとんどが入れ替え可能なように作られているため特徴点として選定できない。そこで、ISS 内のきぼう実験モジュール (JEM) に設置されている、エアロックに着目した。このエアロックは外部とのインターフェースになっているため、JEM の構造設計に組み込まれている。そのため、図.4.15 のようにエアロックから仮想的な特徴点を抽出し、[109] の手法を用いてカメラキャリブレーションを行った。

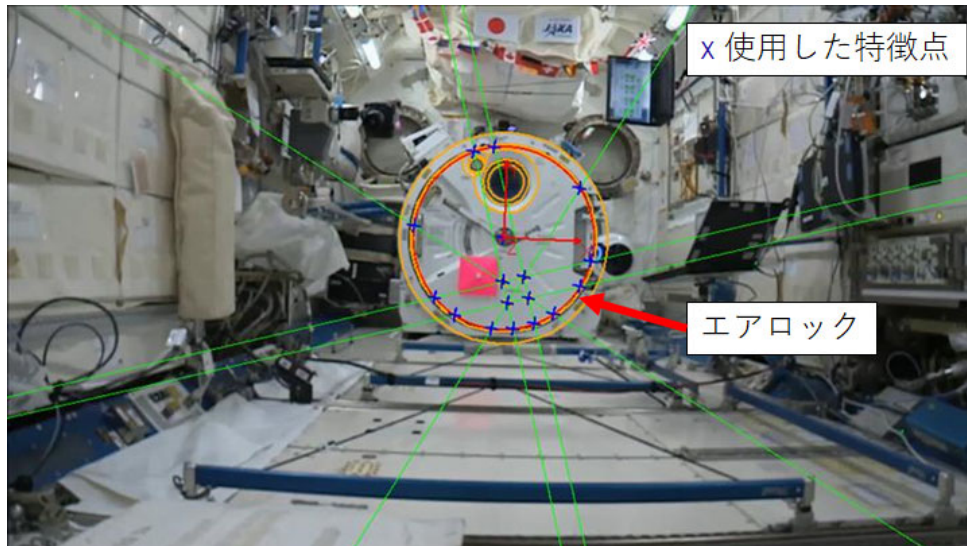


図 4.15: エアロックおよび抽出した特徴点

軌道上における IntBall の実験セットアップ簡略図は図.4.16 であり、図.4.17 は XF305 より取得された映像のキャプションである。空気浮上装置実験のコンフィグレーションと合わせるため、マーカからの距離は 2m とし、位置姿勢制御指令も空気浮上装置と同様の指令を入力した。XF305 より取得されたデータは、形状ベースパターンマッチングにより位置姿勢データを計算した。形状ベースパターンマッチングで用いた CAD から製作された形状は図.4.18 であり、画像上でマッチングした様子が図.4.19 である。

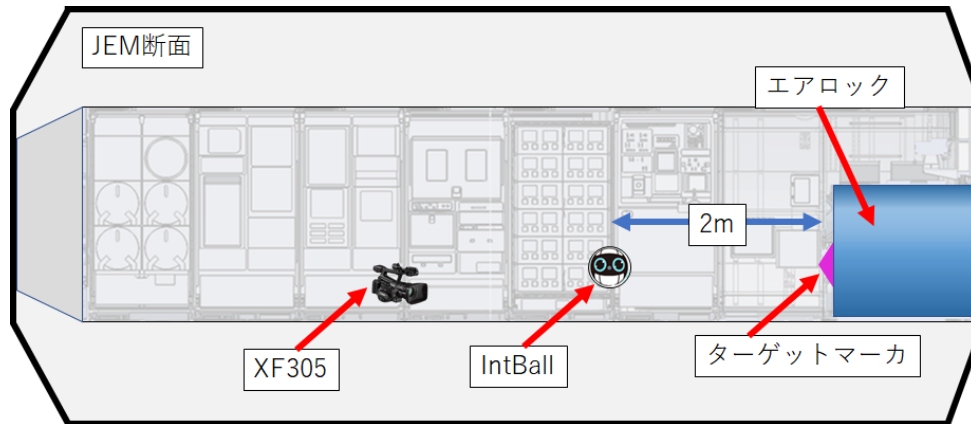


図 4.16: 軌道上実験セットアップ簡略図

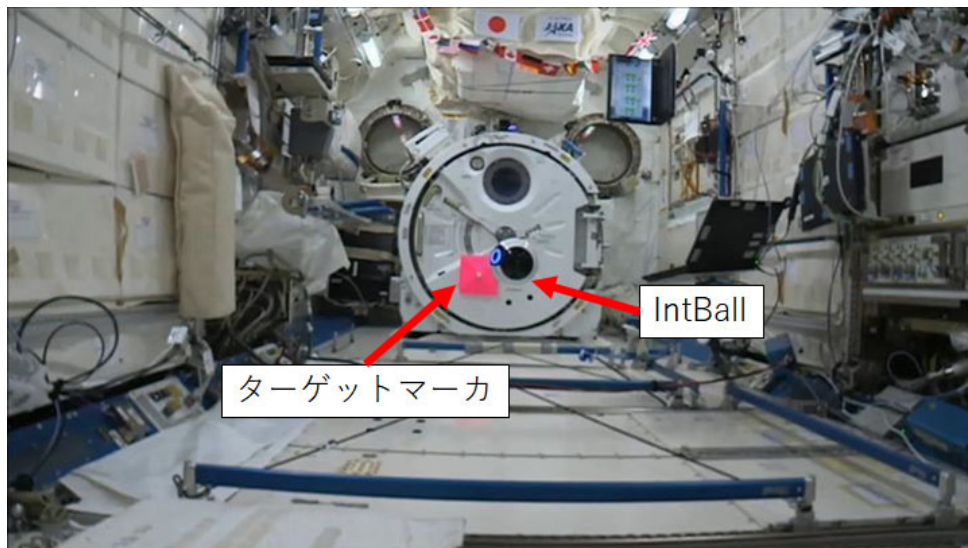


図 4.17: 軌道上実験キャプション

XF305 より取得されたデータは、形状ベースパターンマッチングにより位置姿勢データを計算した。形状ベースパターンマッチングで用いた CAD から製作された形状は図.4.17 であり、画像上でマッチングした様子が図.4.19 である。

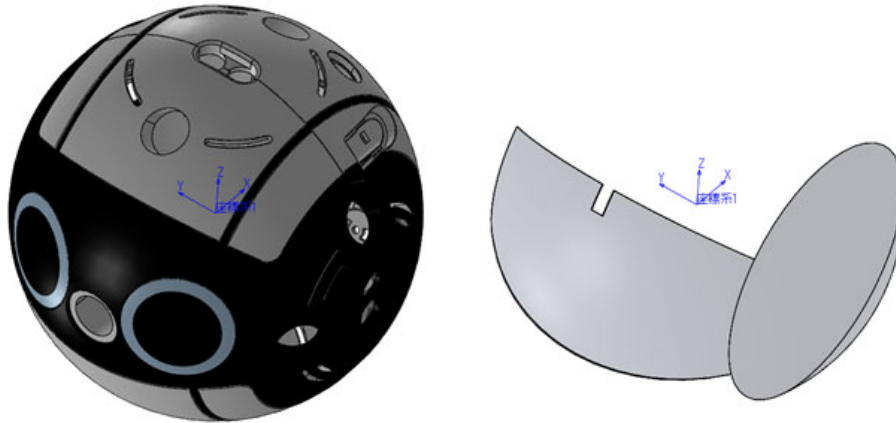


図 4.18: 形状ベースマッチングで用いた CAD および形状

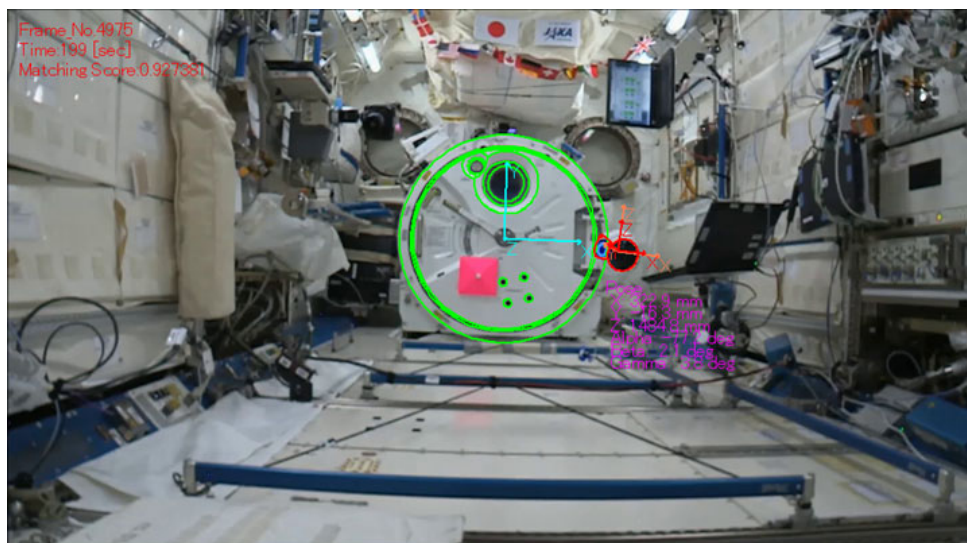


図 4.19: マッチング結果例

そして、ピッチ回りに+90degの姿勢制御指令を与えた際の空気浮上実験、軌道上実験の比較結果が図.4.20であり、Z軸方向+150mmの指令を与えた際の空気浮上実験、軌道上実験の比較が図.4.21である。

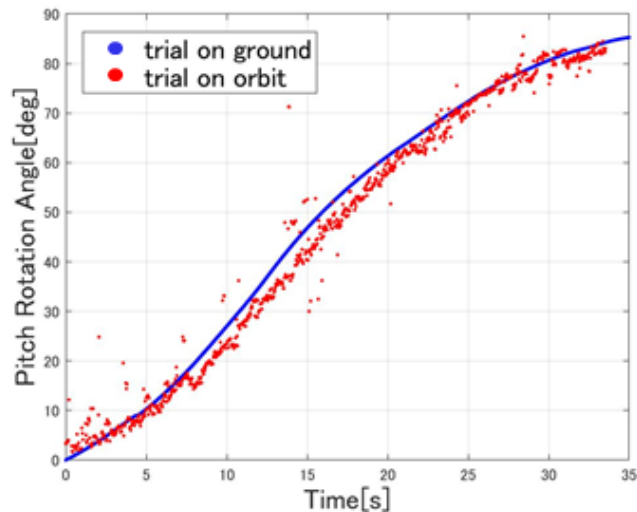


図 4.20: +90deg 指令比較結果

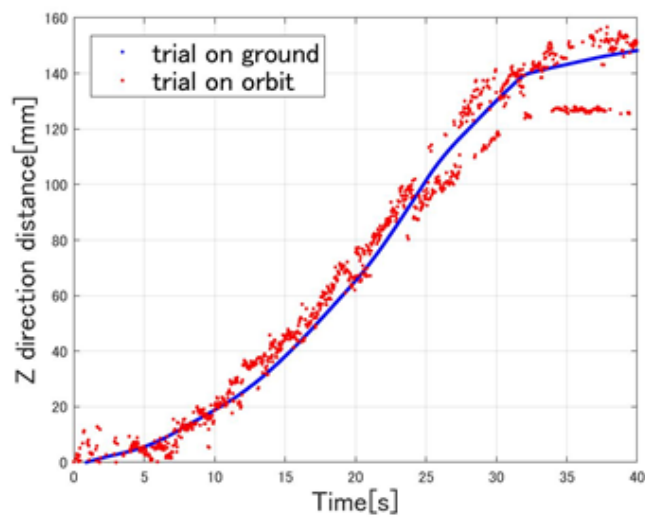


図 4.21: +150mm 指令比較結果

図.4.20 および図.4.21 をみても、IntBall の姿勢および位置制御指令に対する応答が、軌道上の動作に対して空気浮上実験による動作が十分に模擬できていることが分かる。軌道上の動作結果は、飛んでしまっている点が存在するが、これは図.4.22 のような光の反射によるマッチング時のエラーが原因であると考えられる。

以上のことから、空気浮上実験も IntBall のような小型軽量なフリーフライングロボットのダイナミクスを十分模擬できるということが証明された。

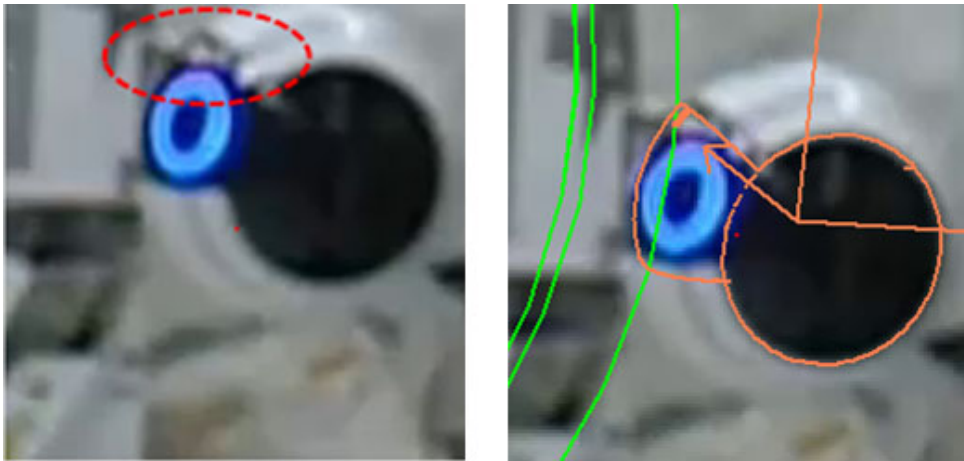


図 4.22: (左) 光の反射の映り込み (右) 光の反射によるマッチングエラー

4.4 試験検証

4.4.1 試験コンフィグレーション

本章で提案された REDS および誘導制御領域の検証を行う。ワイヤ取り回し図は図.4.2のように提案されているが、この動作に関しては第3章ですでに確認されている。そのため、本項ではシステム簡略化のために1つのモータによる直動動作を実現する機構を製作し、コンセプトの有用性および誘導制御領域の検証を行った。本項で用いる直動動作を行うドッキング機構の概念設計を図.4.23のとおりを示す。 P_G および P'_G をギア合致させることにより、同軸上を対向して動作する一対のリング動作を実現した。本機構には、75mm、150mm のリングを装着できるような設計とし、それぞれ図.4.7 および図.4.10 で算出された誘導制御領域の検証を行う。

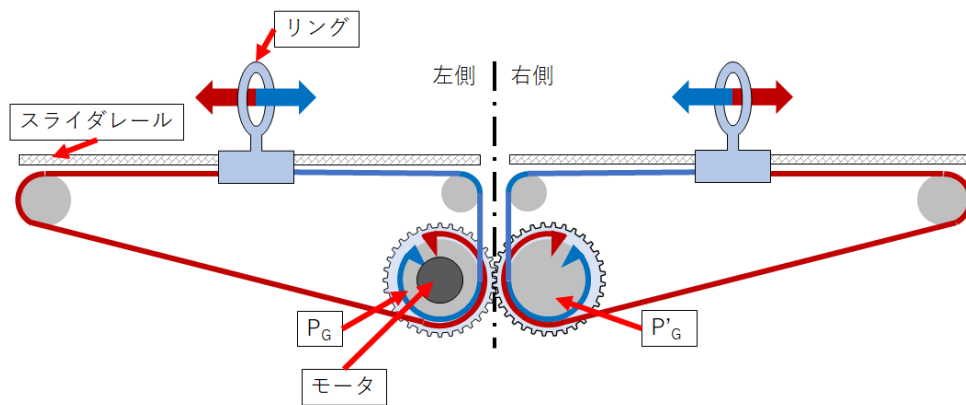


図 4.23: コンセプト確認用 REDS の概略図

図.4.24 が実際に製作された実機である。モータは Maxon 社製ブラシレスモータ (型番 : 283858 電力 : 25W ギア比 : 66:1) が選定され、構造部はアルミフレームおよび 3DP による出力で製作された。

空気浮上装置には供試体として $\phi 200\text{mm}$ のロボットモックアップが用意され、全体の質量が 2kg になるよう調整された。ロボットモックアップの位置情報は OptiTrack で取得可能とした。

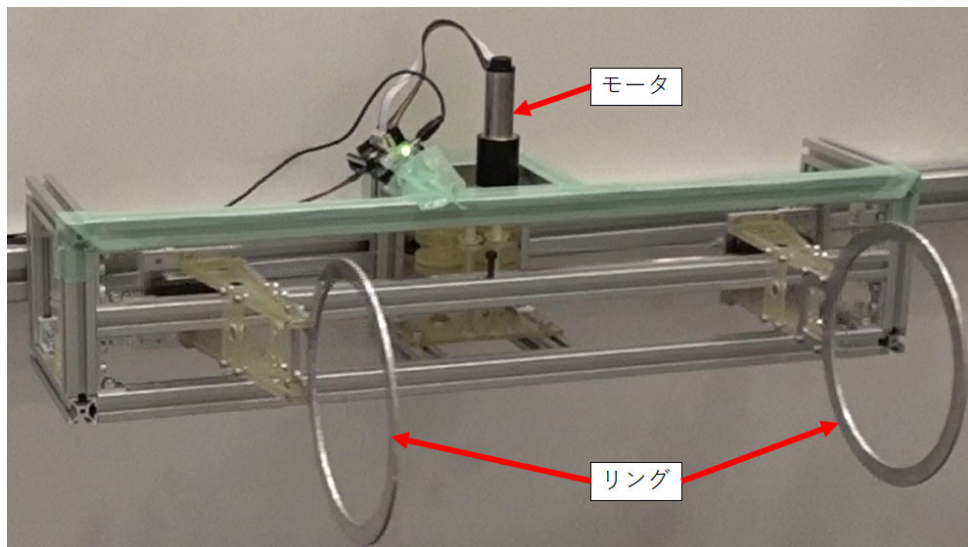


図 4.24: コンセプト確認用 REDS の実機

図.4.25 が実験セットアップの簡略図であり、図.4.26 が実際の実験イメージである。実験の手順として、まず初めに空気浮上装置を任意の場所に設置する。そこを初期位置として OptiTrack で確認し、REDSO のモータを電流制御により駆動させることでリングの挟み込み動作を行う。なお、モータの動作コンフィグレーションは図.3.10 と同様のセットアップとした。そして、最終的な捕獲および把持の成功、不成功の評価を行う。これを複数の初期位置で繰り返し行うことで、本章で導出された誘導制御範囲の妥当性を確認した。

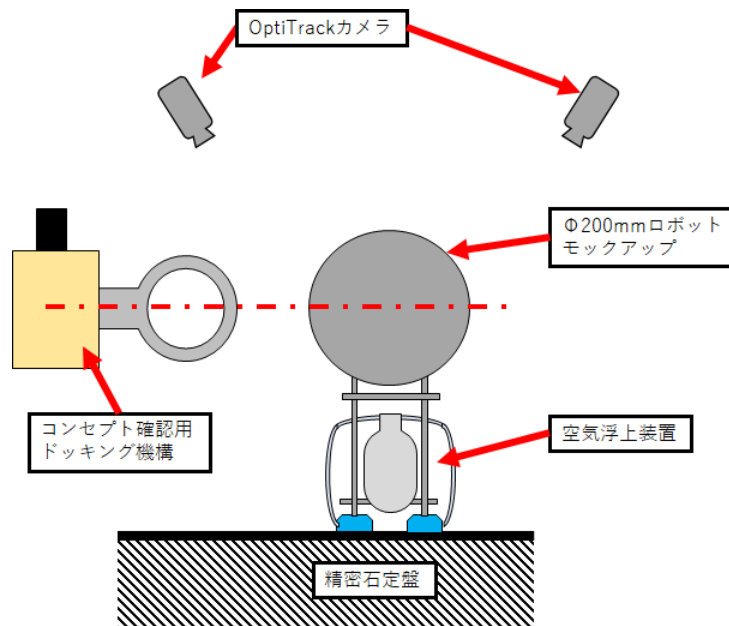


図 4.25: 実験セットアップ簡略図

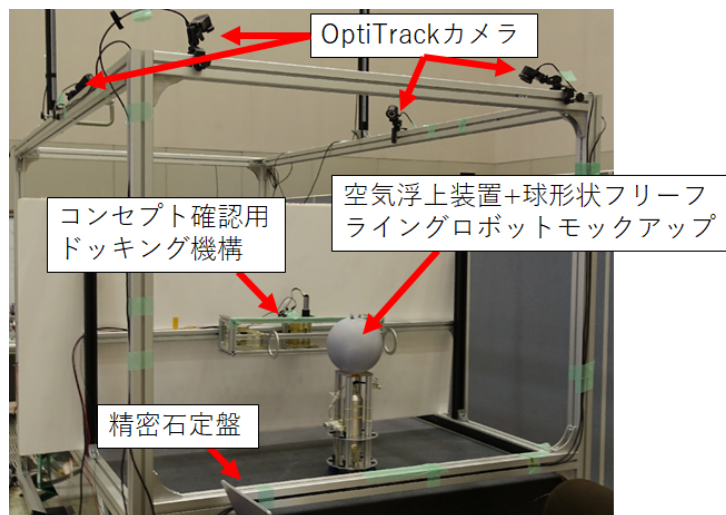


図 4.26: 実験イメージ

4.4.2 試験結果

図.4.27 および図.4.28 がそれぞれリング径 75mm および 150mm における、算出された誘導制御範囲と実験結果の比較である。実験はそれぞれ 50 回以上のデータが取得された。また、球形状のロボットとリングによる検証のため、第一象限のみの試験とした。図.4.27 および図.4.28 における青い四角は本章で導出された誘導制御範囲である。水色の四角は、その初期位置において REDS がロボットモックアップを捕獲し、フォームクロージャによる把持で完了し、捕獲および把持を成功したことを示す。黄色い四角は、その初期位置においてドッキング機構がロボットモックアップを捕獲したが、最終的な把持はフォースクロージャで完了したことを示す。フォースクロージャとしても、把持という点では成功しているが、REDS のコンセプトであるフォームクロージャの把持を満たせていないため、成功とは言えない。最後に赤い四角は、その初期位置において REDS が捕獲を失敗し、弾き飛ばしを発生させてしまった箇所であり、捕獲および把持の失敗ケースを示す。この実験による事象の簡略図を図.4.29 に示す。

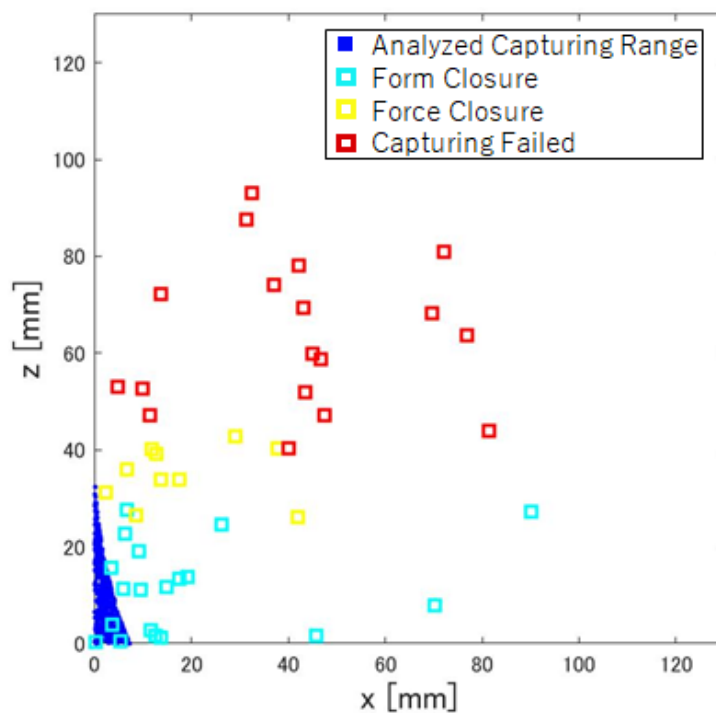


図 4.27: 75mm リングによる捕獲把持実験結果

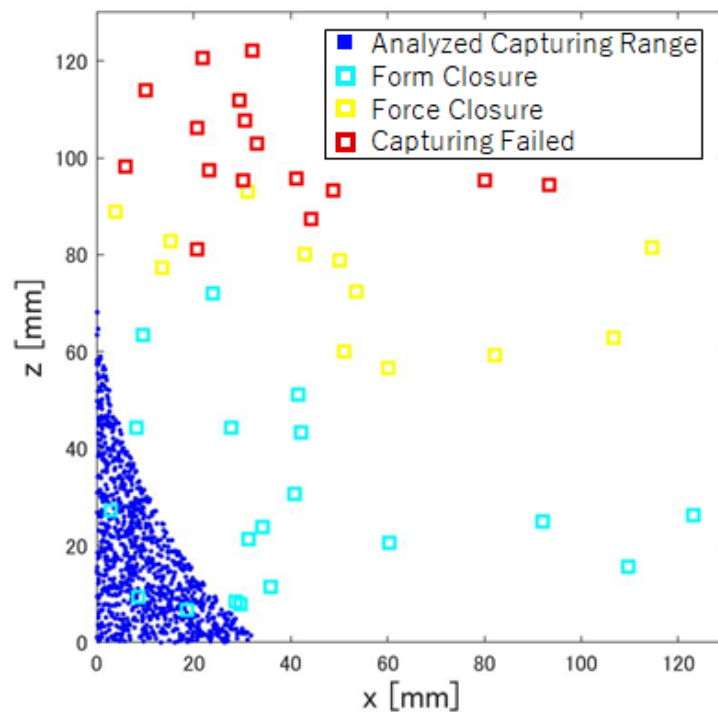


図 4.28: 150mm リングによる捕獲把持実験結果

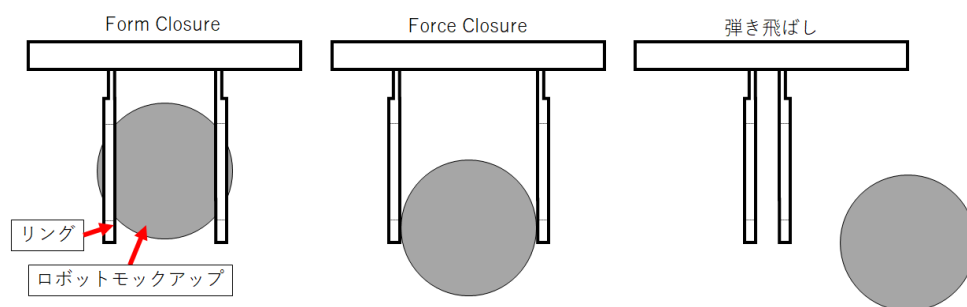


図 4.29: 最終的な把持事象の簡略図

図.4.27 および図.4.28 からわかるとおり、捕獲時の初期位置が導出されたケーシング領域内に入っていれば、捕獲が成功しフォームクロージャによる把持で完了していることが分かる。また、75mm のリング径と比較し、150mm リング径による捕獲把持実験のほうが、より広い範囲の初期位置をカバーしている。REDS のリング動作が X 軸方向の動作のため、Z 軸方向のズレに対して X 軸方向のズレは捕獲把持成功に影響をあたえていないことが分かる。しかし、算出された誘導制御範囲から逸脱している点に関してはケーシングが成立しない捕獲手法のため、接触ダイナミクス次第では捕獲把持の失敗となる可能性も十分に存在する。そのため、REDS における許容誘導制御範囲は、第 4 章 2.2 項で算出された誘導制御領域に準することが好ましい。

4.5 まとめ

本章では、フリーフライングロボットを対象としたドッキング機構 REDS に関する提案を行った。対象は、IntBall、Cimon、Spheres といった球形状を有するフリーフライングロボットであり、本論文で提案された第 2 章の捕獲把持手法、第 3 章の駆動系設計を有するドッキング機構となった。これらを採用したことにより、第 1 章で定義された要求は、「広い誘導制御誤差が設定可能」という要求以外は満たしていることとなる。そして、この「広い誘導制御誤差が設定可能」を満たすために、許容誘導制御誤差の算出手法を提案し、その手法を元に解析を行った。解析の結果、既存の Astrobee のドッキングステーションと比較しても誘導制御の条件を十分に緩和されたものであることが明らかとなった。

提案した算出手法を実験的に証明するためには、軌道上のフリーフライングロボットのダイナミクスを模擬できる試験系が必要になる。トレードオフにより空気浮上実験が最適である可能性が高いという結果となったが、いまだに空気浮上装置によるフリーフライングロボットのダイナミクスの再現が可能かという議論は行われていなかったため、実際に IntBall を用いて空気浮上実験および軌道上実験の動作の比較を行うことで、空気浮上装置のダイナミクス再現性を証明した。

有用性が証明された空気浮上実験により、本章で提案した REDS のコンセプトおよび算出した許容誘導制御誤差を確認する試験を行った。実験により、REDS コンセプトが有用であることと、許容誘導制御誤差の算出手法が妥当であることを確認することで、REDS コンセプトが第 1 章で定義された要求を全て満たすことが可能であることを証明した。

5 デブリ除去を目的とした捕獲機構

5.1 はじめに

本章では、第2章の捕獲把持手法要求を満たし、なおかつ第3章で提案されたワイヤ駆動型テレスコピック機構を用いた、デブリ除去を目的とした捕獲機構を提案する。

まずは捕獲対象であるターゲットを明確にし、該当ターゲットに対してどのように第2章で決定されたケーシングおよびフォームクロージャを実現させるかという点について検討を行う。コンセプトが決定したら、そのコンセプトを実現するための駆動系設計を第3章の駆動機構を基に、行う。また、第4章の許容誘導範囲領域の導出手法を基に、本捕獲機構における誘導制御範囲を導出する。

さらに、本捕獲機構を将来的な軌道上サービスへの使用も可能とさせるための発展形を目指した機能追加を行い、その駆動系設計を行う。

実際に製作したスケールモデルの動作を行うことで、本捕獲機構の駆動系設計の妥当性を証明する。

最後に、デブリを目的とした捕獲機構のフルスケールモデルの設計製作を行い、実機による駆動系試験および捕獲デモンストレーションを行うことで、本捕獲機構が捕獲、把持が十分に可能であることを明らかにする。

5.2 捕獲ターゲット

第1章の説明のとおり、宇宙活動の安全確保のためには、大型のデブリを除去することが有効である [9]。デブリは衛星だけでなく、打上げに用いたロケットも含まれる。そして、軌道上に存在している大型デブリ質量の半分はロケット上段が占めている [110]。このため、本捕獲機構の最初のターゲットを HIIA 打上げロケット上段機として設定した。HIIA ロケット上段機の画像および概要を図 5.1 に示す [111]。

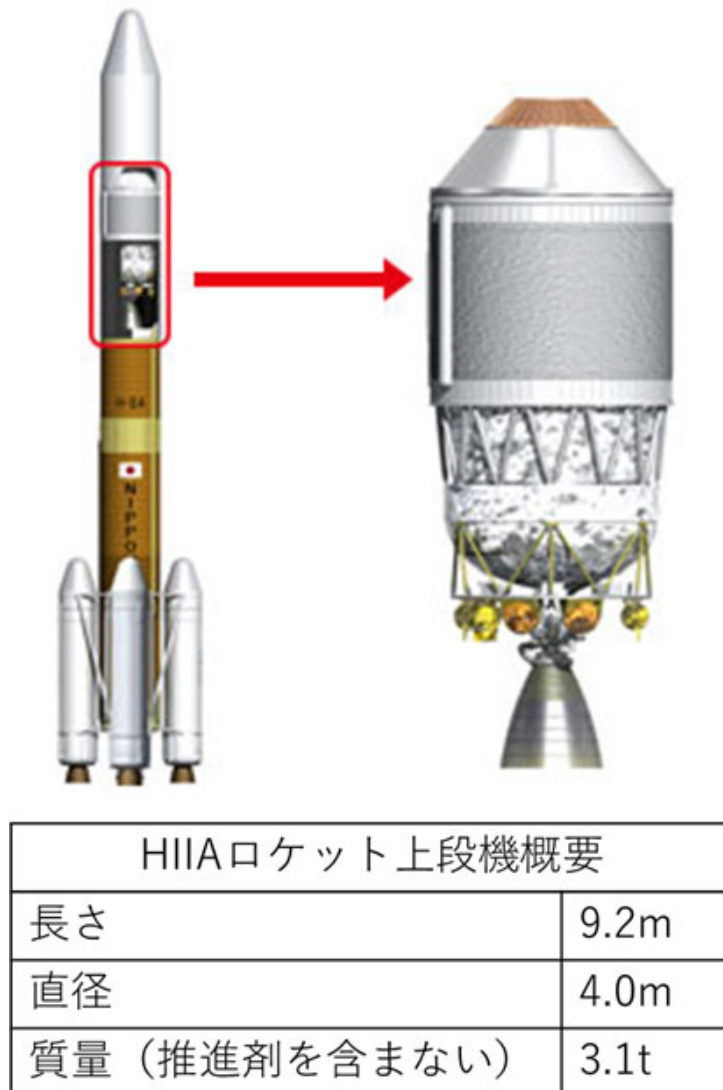


図 5.1: HIIA ロケット上段機概要

ロケットは打上げ能力を極力高めるために、できる限りの軽量化を行っている。そのため、本宇宙機には捕獲および把持するようなポイントが存在しない。ここで、捕獲のために HIIA ロケット上段機全体をケーシングするような構成とすると、図.5.2 のように HIIA ロケット上段機を上回るサイズとなる捕獲把持機構である必要があり、高伸展率を実現できたとしても質量および剛性の観点から現実的ではない。そのため、HIIA ロケット上段機に取り付けられている部品の中から、捕獲把持に最適な捕獲把持ポイントを選定する必要がある。さらに、[110] のとおり、大型デブリの質量の半分を打上げロケット上段機が占めることから、その捕獲把持ポイントが HIIA ロケット上段機特有のものではなく、汎用的に使用されているような部品が好ましい。

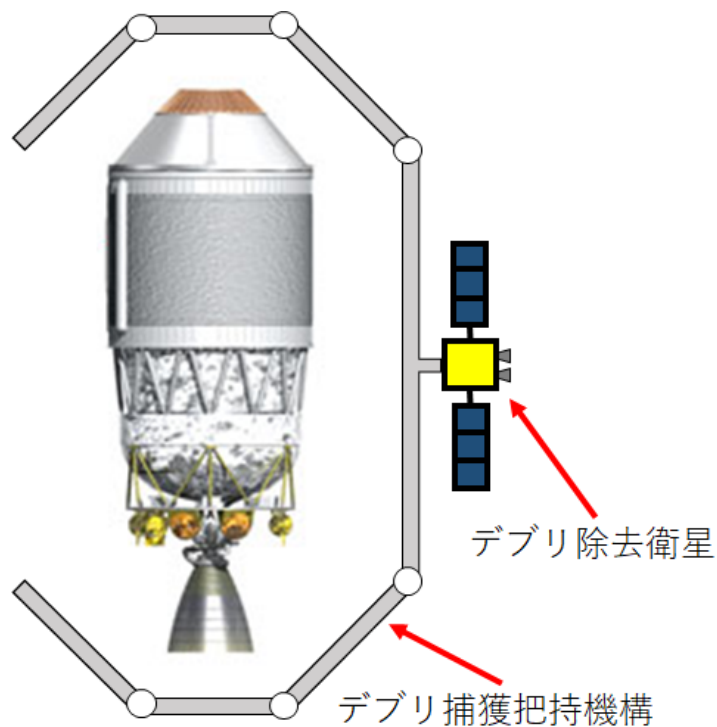


図 5.2: HIIA ロケット上段機全体をケーシングする例

そこで、本捕獲機構のターゲットとして、Payload Attachment Fitting(PAF) という部品に着目した。これは、衛星-ロケット上段機を機械的に接合する部品であり、衛星-ロケット上段機のインターフェース点である。その目的から、PAFは構造強度が高く、またロケット上段機の最端部に設置されている。そのため、電気コンポーネントや断熱を目的とした部品等の捕獲把持に影響を与える部品もなく、アクセス性も非常によい。HIIA ロケット上段機の PAF の設置点、特徴を図.5.3 に示す。また、今回ターゲットとする PAF は 1194M 型とするが、図.5.4 のように PAF は要求に応じた使い分けがされている [112][113]。

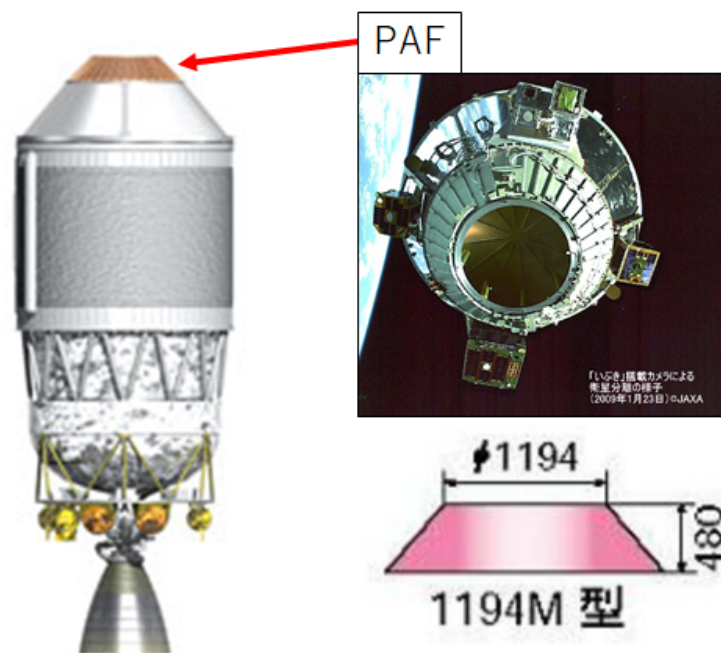


図 5.3: HIIA ロケットにおける PAF 概要

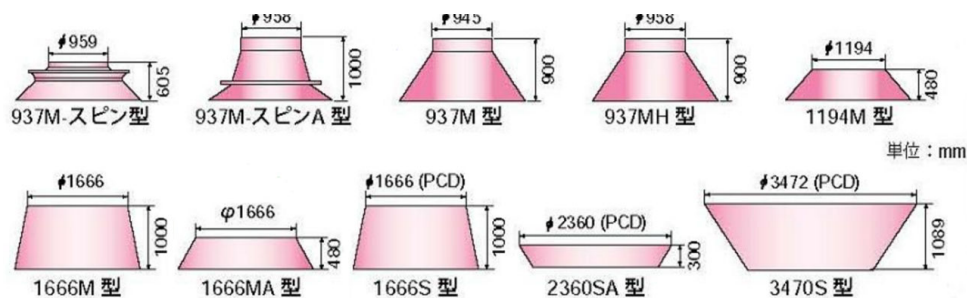


図 5.4: PAF 種類イメージ

5.3 デブリ捕獲機構の提案

5.3.1 概念設計

前項で決定された PAF を捕獲するにあたり、そのフジツボのような形状から第 4 章で提案したような、フリーリング物体を外側から捕獲把持するような方式は採用できない。そこで、PAF の内側から捕獲把持を行うような手法を実現する捕獲機構 Caging Based Dbris Gripper (CBDG) を提案する。コンセプト図が図.5.5 である。

V 字形状を内側から PAF に押し付けることで捕獲把持を行うことにより、HIIA ロケット上段機を超えるサイズを必要とせずとも、ケーシングによる捕獲、フォームクロージャによる把持が可能となる。図のように V 字が PAF に対して 2 点で接触および拘束をかけることで、一般的なフォームクロージャである外側から包み込むような方式ではないにもかかわらず、並進 3 軸、回転 2 軸の幾何学的拘束による把持を可能とする。この手法は、図.5.4 で紹介されているような 973 型、1666 型の PAF にも適用でき、駆動系設計やコンセプトはそのままに、伸展率や捕獲機構全体のサイズ調整といったマイナーチェンジにより様々な PAF への対応が可能となる。

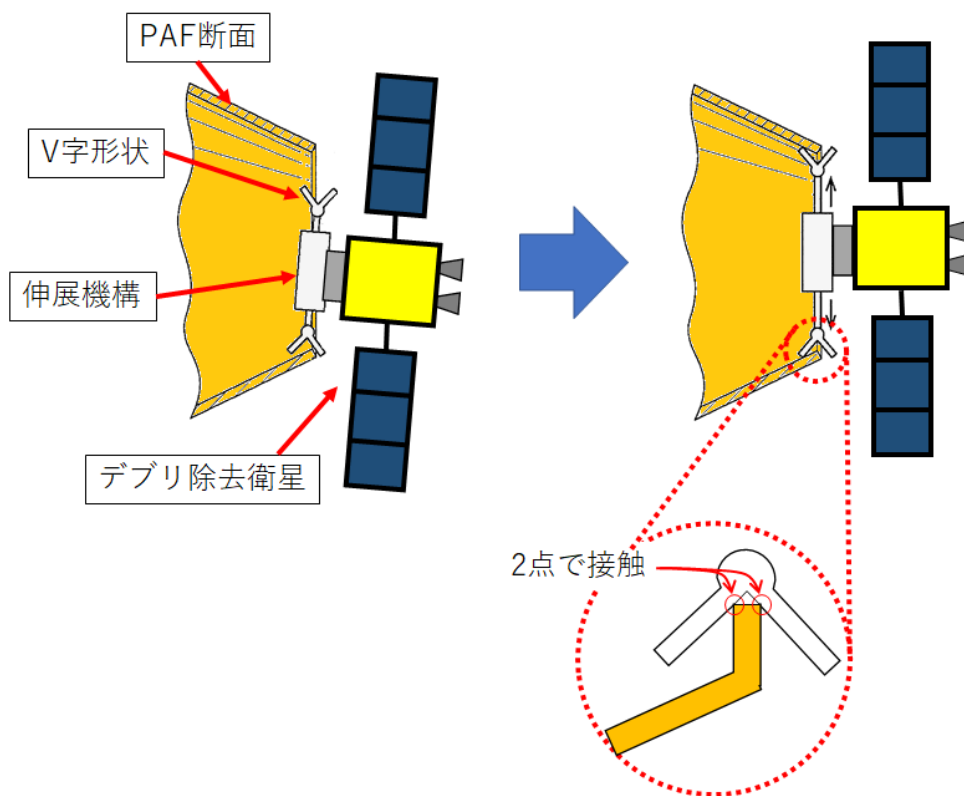


図 5.5: デブリ捕獲把持機構 CBDG コンセプト

CBDG を用いた、実際のデブリ除去の想定シーケンスを図.5.6 に示す。

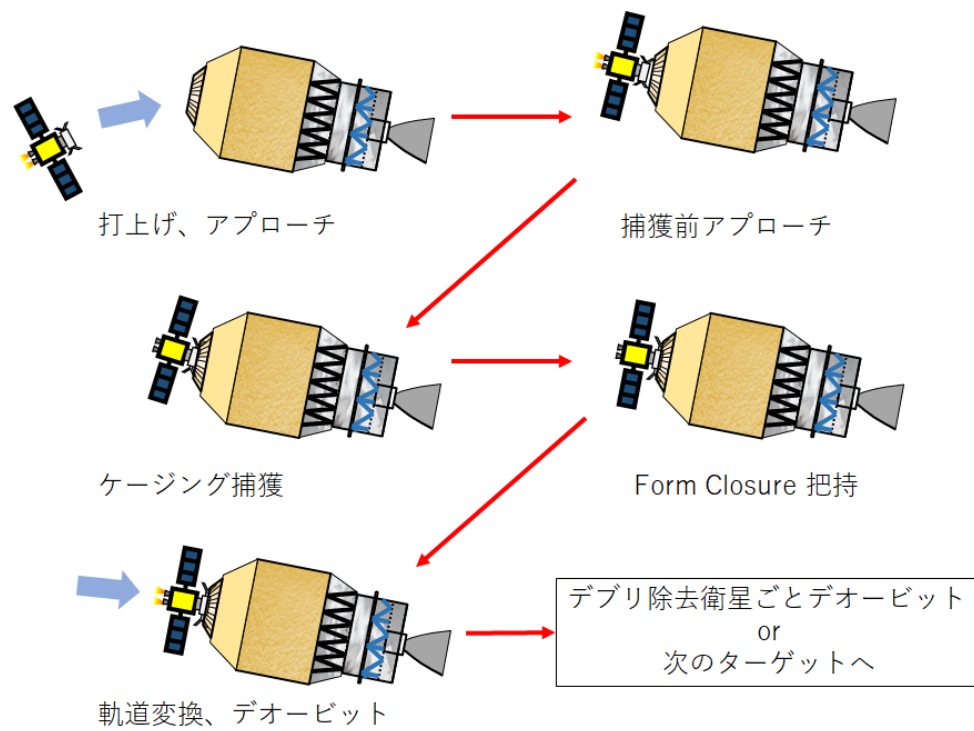


図 5.6: CBDG を用いた想定シーケンス

- 打上げ、アプローチ

CBDG を有する宇宙機はロケットにより打ち上げられ、対象デブリへのアプローチを行う。

- 捕獲前アプローチ

捕獲の直前まで宇宙機によるマヌーバが行われる。この際、ターゲットが非協力物体のため、誘導制御誤差が発生する。

- ケージング捕獲

宇宙機-デブリの相対位置関係が CBDG の許容誘導制御誤差範囲内にいるとき、CBDG を駆動させ、ケージングを成立させる。ケージング成立により、宇宙機-デブリは幾何学的な高速が成立し、弾き飛ばしを発生させない捕獲となる。

- フォームクロージャ把持

ケージング成立状態からさらに伸展させることで、フォームクロージャ状態を成立させる。フォームクロージャ把持により、捕獲機構-ターゲット間の接触ダイナミクスが未知な状態においても継続的な把持を可能とする。

- 軌道変換、デオービット

フォームクロージャ把持を成立させたことを確認したあと、宇宙機の推進機能によりデブリを決められたデオービット手法によりデオービットを行う。この際、宇宙機ごとデオービットを行うか、あるいはデオービット後にデブリをリリースし、また別のデブリ除去を行うかはミッション次第である。

CBDG のコンセプトは第 4 章で提案したものの同様、動作が非常にシンプルのため、モータは電流制御のみでよい。また、捕獲把持の成功あるいは失敗に関しても、モータの回転数を見るだけで判断できるため、複雑なセンサやシステムが不要なシンプルな構成をとることが可能である。また、モータに無通電状態で OFF になるブレーキや、駆動ギア-モータ間にセルフロック性を有するウォームギアのような機構部品を追加することで、モータ電源 OFF 状態でもリリースのしない、継続的な把持が可能なシステムとなる。

このコンセプトの実現には、一对の V 字形の同期した直動動作が必要になる。そこで、第 3 章で提案した図.3.2 の機構を用いることで、より高い伸展率実現のために収納状態の小型化が可能となり、本捕獲機構を宇宙機のような衛星に搭載するケースを考慮しても、慣性モーメントを低減できることから非常に有用である。伸展状態および収縮状態の概念図が、それぞれ図.5.7 および図.5.8 である。

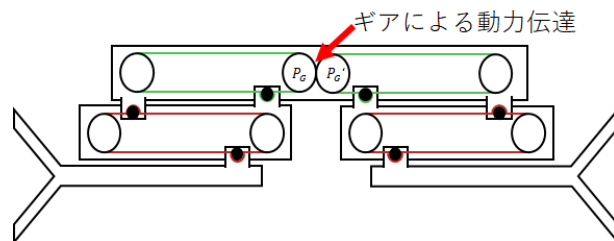


図 5.7: デブリ捕獲把持機構 CBDG 収縮状態

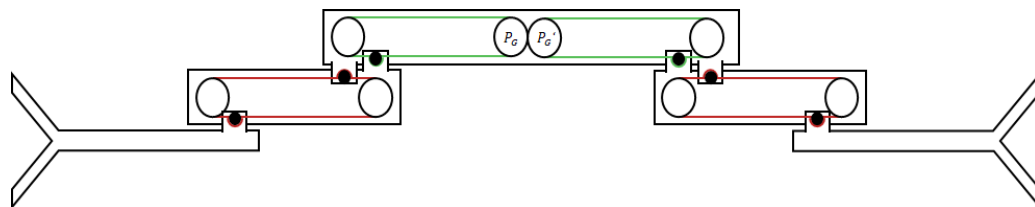


図 5.8: デブリ捕獲把持機構 CBDG 伸展状態

5.3.2 許容誘導範囲領域の導出

第4章で提案した誘導制御範囲領域の導出手法をもとに、CBDGの誘導制御範囲を導出する。まず、図5.9のとおり、ケーシング成立状態におけるPAFがCBDG内で自由に動ける範囲が、CBDGにおける誘導制御範囲領域となる。この誘導制御範囲領域は、V字の形状に強く依存する。本項では、平面上におけるCBDGの誘導制御範囲領域の算出のために、図5.10のように座標系、V字形状を定義する。また、PAFの直径は $\psi 1080\text{mm}$ とする。また、V字の形状は左右対称形状とする。

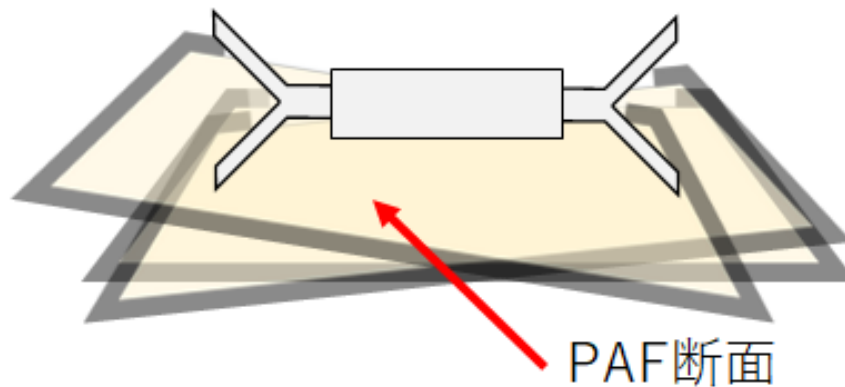


図 5.9: ケーシング成立状態における PAF の稼働範囲

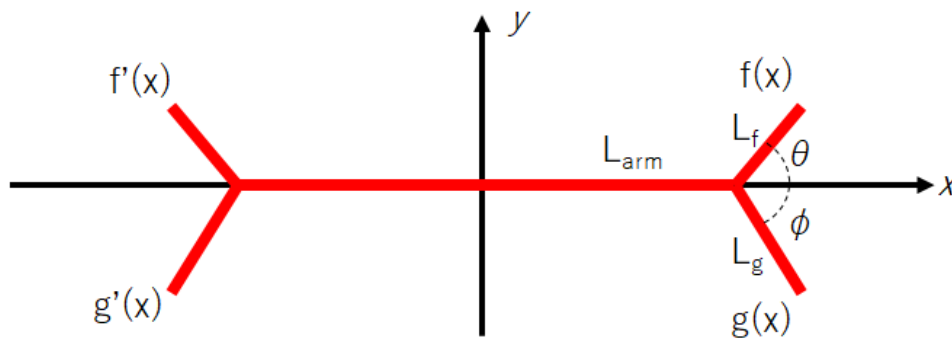


図 5.10: 誘導制御範囲領域の算出に用いる座標系および形状の定義

まず、ケーシング成立のための、最短 L_{arm} 長を求める。 L_{arm} は、伸展機構中心-V字形状の付け根までの距離である。そして、図.5.11 のとおり、

- A' - $f(x)$ あるいは $g(x)$ 上の任意の点間距離
- B' - $f(x)$ あるいは $g(x)$ 上の任意の点間距離

上記距離が最短となる点おしの距離が 1080mm となる L_{arm} を算出する。ここで、 $f(x)$ および $g(x)$ をそれぞれ直線とし、それぞれの長さを L_f 、 L_g とする。また、 $f(x)$ と X 軸のなす角を θ 、 $g(x)$ と x 軸のなす角を ψ とすると、

$$f(x) = \tan\theta * x - \tan\theta * L_{arm} \quad (24)$$

$$g(x) = \tan\psi * x - \tan\psi * L_{arm} \quad (25)$$

となる。ここで、

$$L_f = 650mm$$

$$\theta = 60deg$$

$$L_g = 600mm$$

$$\psi = -55deg$$

と設定したとき、

$$L_{arm} = 309mm$$

となった。

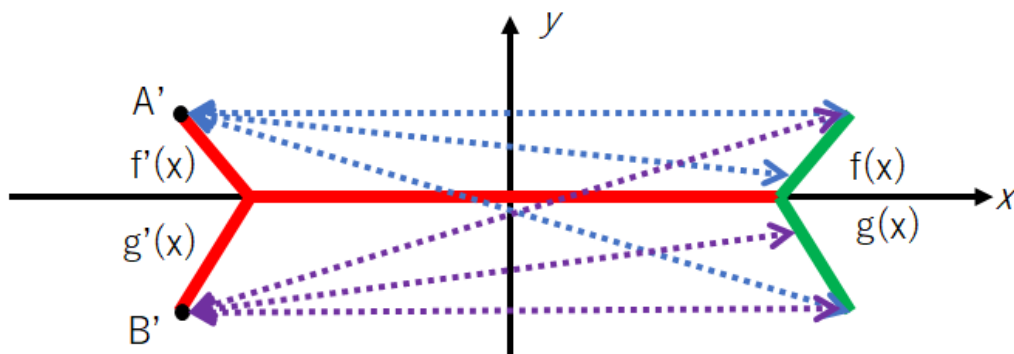


図 5.11: L_{arm} 導出のための最短距離

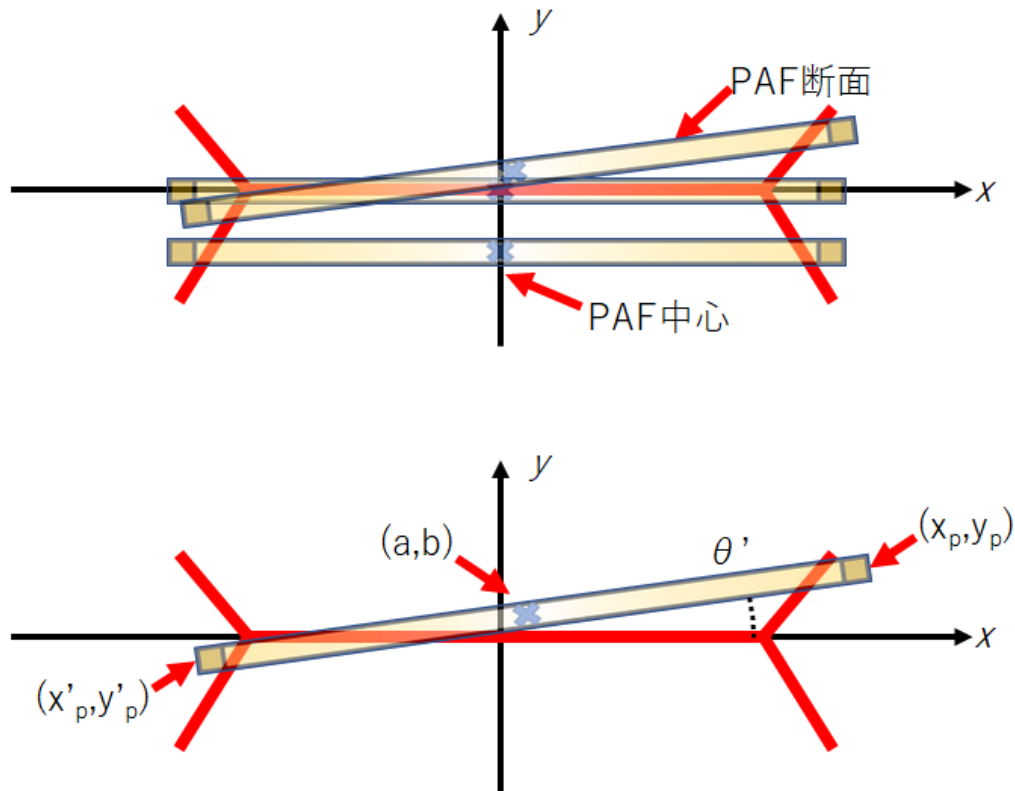


図 5.12: PAF 中心可動範囲および座標定義

ここで求められた L_{arm} の状態において、図.5.12 のとおり PAF 中心が捕獲把持機構内で位置取ることができる範囲が許容誘導範囲領域となる。第 4 章と異なるのは、捕獲機構-PAF の相対角度がこの許容誘導範囲領域に影響を与える点である。

ここで、図.5.12 のとおり、+x 側の PAF 位置、-x 側の PAF 位置を下記のとおりに表示することができる。

- +x 側の PAF 座標

$$x_p = \frac{1080}{2} * \cos\theta' + a \quad (26)$$

$$y_p = \frac{1080}{2} * \sin\theta' + b \quad (27)$$

- -x 側の PAF 座標

$$x'_p = -\frac{1080}{2} * \cos\theta' + a \quad (28)$$

$$y'_p = -\frac{1080}{2} * \sin\theta' + b \quad (29)$$

ここで、 θ' は捕獲機構-PAF の相対角度であり、(a,b) は PAF の中心位置である。

算出された L_{arm} より、(24) 式および (25) 式からそれぞれ $f(x)$ 、 $g(x)$ が決定される。左右対称のため、 $f'(x)$ および $g'(x)$ も同様に求めることができる。ここで、式 (26)^(29) で算出される PAF の位置において、

$$x_p > L_{arm} \quad (30)$$

$$g(x) < y_p < f(x) \quad (31)$$

$$x'_p < -L_{arm} \quad (32)$$

$$g'(x) < y'_p < f(x) \quad (33)$$

を満たす (a,b) が θ' の時の許容誘導制範囲領域である。

θ' を 0deg から 5deg ずつ、20deg まで変化させたときの許容誘導制御範囲領域をそれぞれ図.5.13 ~ 図.5.17 に示す。0deg の状態においては、200mm ズレてもケーシングを満たす捕獲が可能になるが、角度が増えるにつれて許容誘導制御範囲領域が減少していくことが分かる。

そして 15deg 時における許容勇往制御範囲領域に、本論文第一章の表. 表.1.1 でまとめられた SSRMS の許容誘導制御範囲である $\pm 100\text{mm}$ を追記したものが図.5.18 である。本解析により、非協力対象であっても SSRMS 同等以上の誘導制御範囲を達成し、なおかつ本論文で定義した要求を達成する捕獲機構の実現性が証明された。

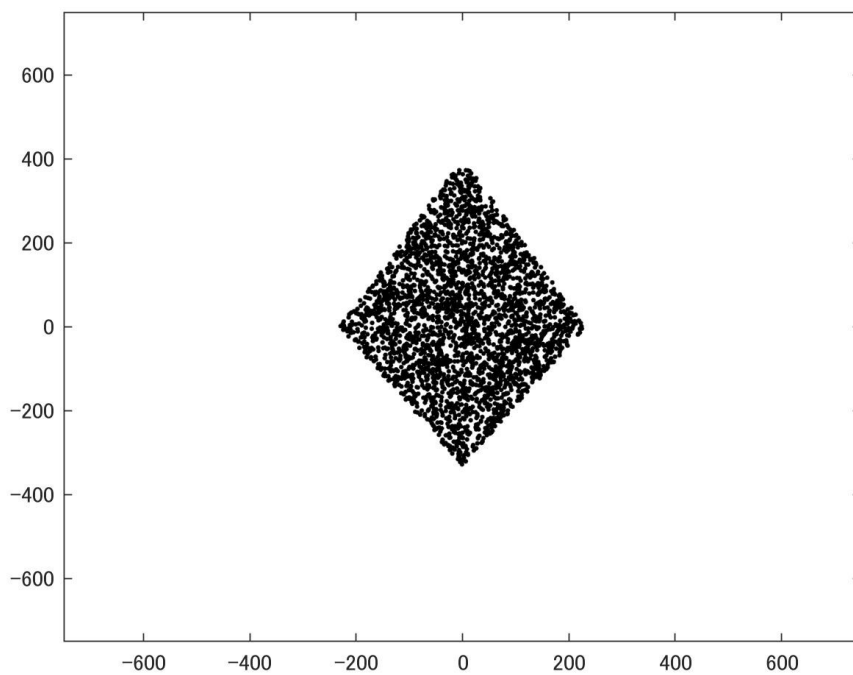
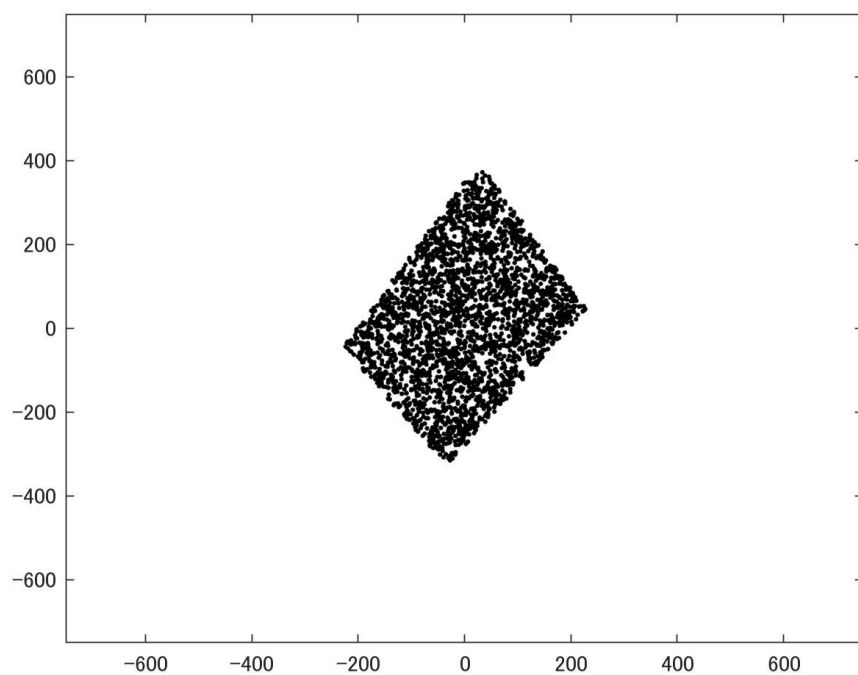
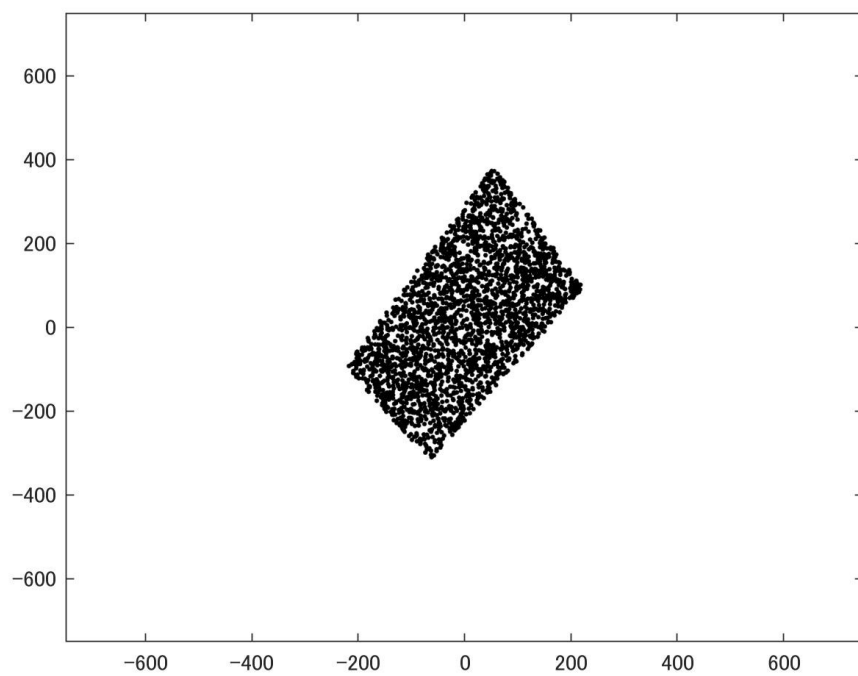
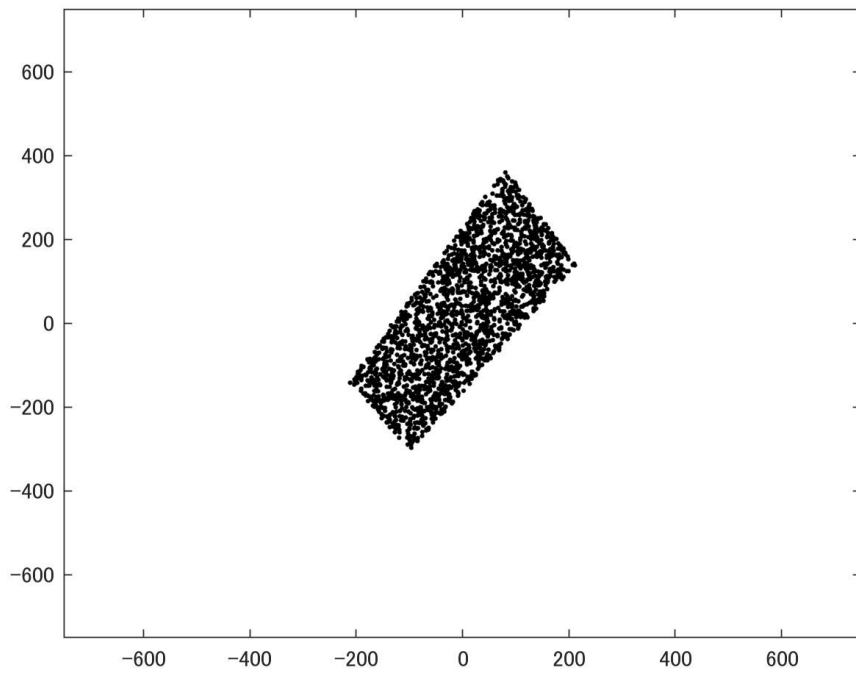
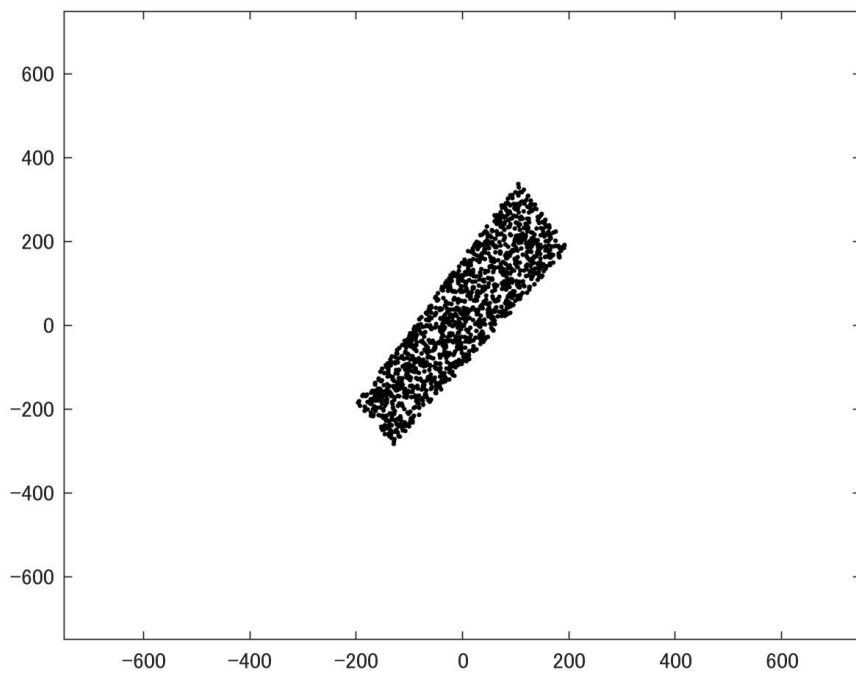


図 5.13: $\theta' = 0\text{deg}$

図 5.14: $\theta' = 5\text{deg}$ 図 5.15: $\theta' = 10\text{deg}$

図 5.16: $\theta' = 15\text{deg}$ 図 5.17: $\theta' = 20\text{deg}$

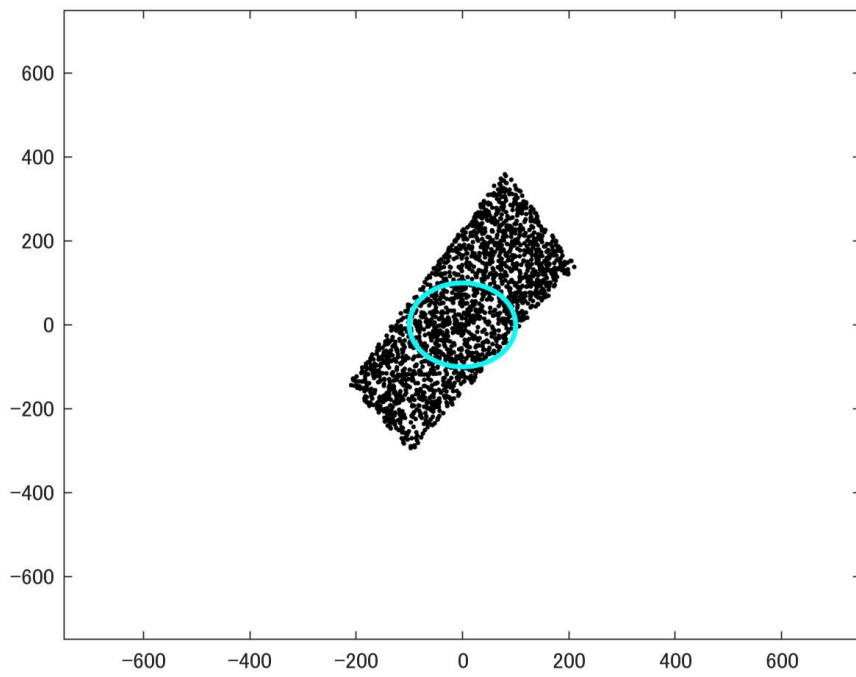


図 5.18: SSRMS との比較（青円が SSRMS の許容誘導制御範囲）

5.4 発展形を目指した概念設計

本章では、図.5.3のようなフジツボ形状を有する PAF を捕獲および把持することが可能な捕獲把持機構のコンセプトを提案した。しかし、前述したとおり本捕獲把持機構コンセプトで捕獲把持が可能であるのは図.5.4で紹介されている 973 型、1194 型、1666 型のようなフジツボ形状を有する PAF のみであり、2360 型や 3470 型のような末広がり形状を有する PAF への適応はできない。5.3 項までで提案した捕獲把持機構に対して、末広がり形状を有する PAF の捕獲把持が可能となるような改修が実現できれば、捕獲把持機構としての汎用性が広がる。さらに、図.5.3 の HIIA 上段機画像のように、宇宙機に汎用的に取り付けられているノズルも、末広がり形状である。そのため、フジツボ型の PAF や末広がり型の PAF およびノズルの捕獲把持を可能とする捕獲把持機構とすることで、デブリ除去や将来的な軌道上サービスへ汎用的に使用できる捕獲把持機構が実現可能となる。

しかし、末広がり形状は図.5.5のような内張方式によるケーシング捕獲、フォームクロージャによる把持ができない。そのため、ケーシング捕獲およびフォームクロージャ把持のアプローチの仕方を変更する必要がある。そこで、図.5.19(b)のような外張り方式による捕獲把持コンセプト Caging Based Debris Gripper - dash(CBDGd)を考案した。フジツボ型 PAF を捕獲把持する際は図.5.19(a)のように V 字形状を外向きにし、末広がり形状を捕獲把持する際は図.5.19(b)のような形態となるものである。CBDG-d により、本論文の要求でもある、ケーシング捕獲、フォームクロージャによる把持が実現可能となる。

しかし、この機能を実現するため、図.5.20のような伸展駆動の先端部に回転駆動が可能なジョイントを有する捕獲把持機構とする必要があり、一般的には駆動部にアクチュエータを設ける必要がある。例えば、図.5.20のように 2 方向に伸展する機構の場合は、左右それぞれの V 字形状の付け根に回転アクチュエータを設ける必要がある。しかし、追加のアクチュエータは第 3 章で議論したとおりシステムの複雑化につながり、なおかつ最端部へのアクチュエータのような重量物の設置は衛星全体の慣性モーメントを大きくすることになり、デブリ除去衛星へ余分な推進剤や、低速なマヌーバを要求してしまう。さらに、伸展可動部にアクチュエータを取り付けると、ハーネスの巻き込み等による損傷も懸念される。

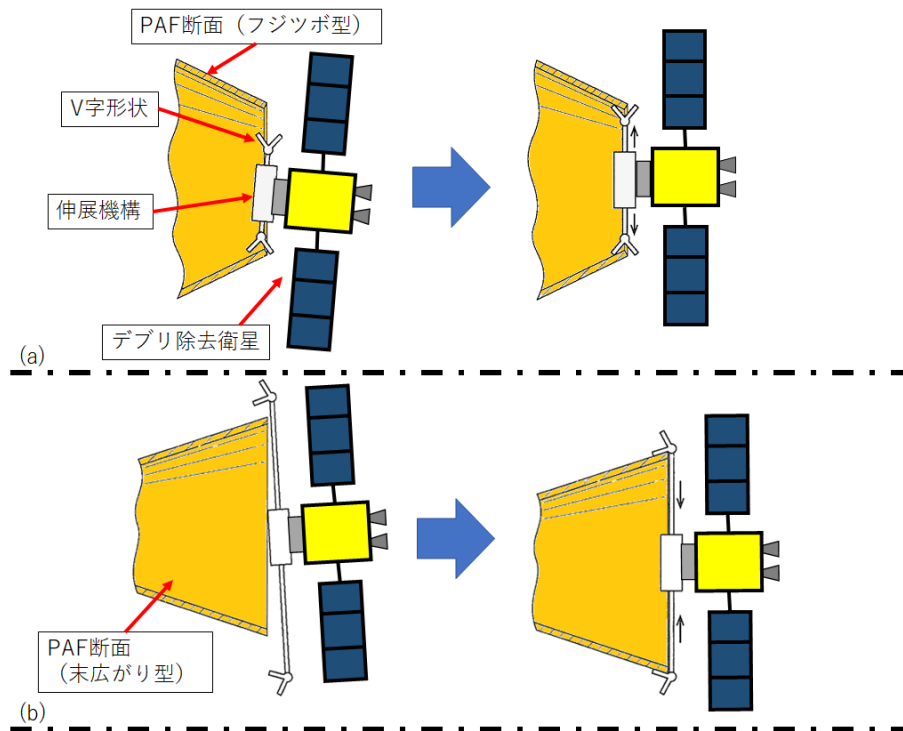


図 5.19: フジツボ型、末広がり型 PAF 対応捕獲把持機構コンセプト CBDG-d

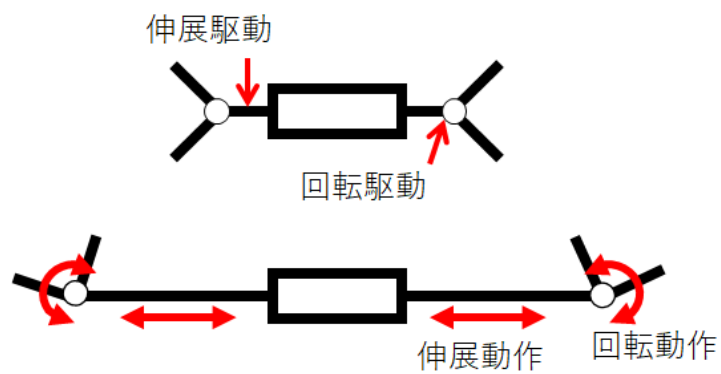


図 5.20: CBDG-d コンセプト実現のための駆動系

そこで、上記課題を解決するため、伸展駆動アクチュエータと同じ箇所にモータを配置することで、手先の稼働を可能とする回転駆動系のワイヤ取り回し方式を設計した。図.5.21 がそのワイヤ取り回し図である。そして、各プーリの初期位置および伸展後の位置を図.5.22 のように定義する。

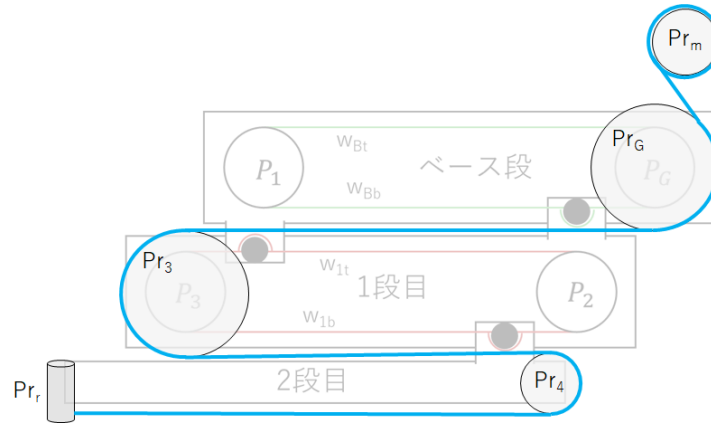


図 5.21: 回転駆動系ワイヤ取り回し図

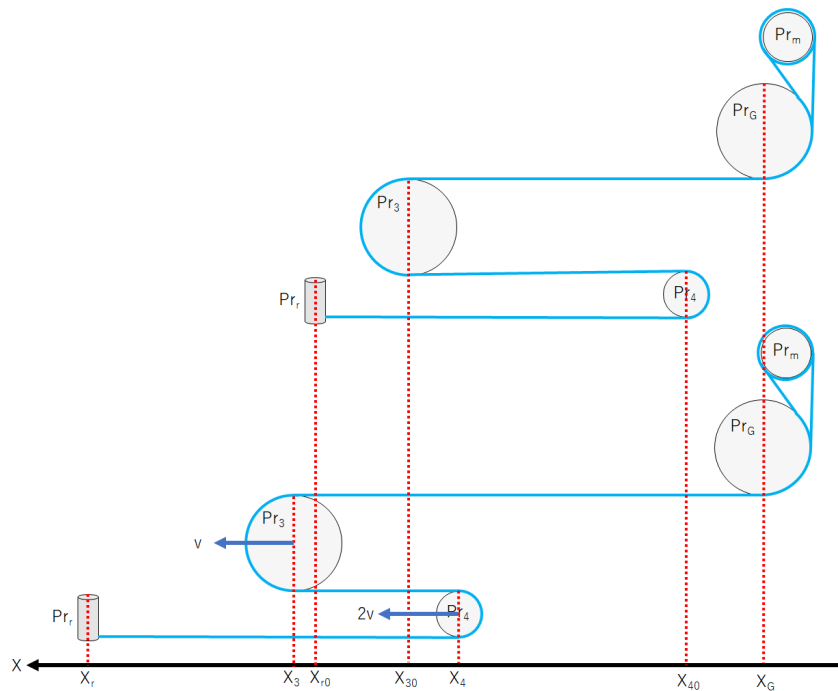


図 5.22: 回転駆動系における各プーリ位置定義

Pr_m は回転駆動用モータが配置されているプーリであり、 Pr_G は P_G と同心円に配置されている回転駆動用のプーリである。 Pr_3 も同様に P_3 と同心円に配置されている回転用プーリであり、 Pr_4 は 2 段目に設置されているプーリである。そして Pr_r は回転の付け根にあたるプーリであり、 x 軸の垂直方向を回転軸とするプーリである。

図.5.22 における、 X_G は Pr_G の位置であり、伸展駆動機構のベース段に取り付けられているために、定位置である。 X_{30} は Pr_3 の初期位置であり、駆動時における Pr_3 の位置は X_3 である。同様に、 X_{40} は Pr_4 の初期位置であり、 X_4 は Pr_4 の駆動時における位置である。最後に、 X_{r0} は Pr_r の初期位置であり、 X_r は駆動時における Pr_r の位置である。ここで表されているワイヤは一本のワイヤであり、 Pr_m および Pr_r で折り返して、紙面方向に重なっている。

ワイヤ長さを L とすると、駆動時における L は下記のとおり表すことができる。

$$L = L_1 + 2((X_3 - X_G) + L_{r3} + (X_3 - X_4) + L_{r4} + (X_r - X_4)) + L_2 \quad (34)$$

式 (34) で用いられている文字の定義および性質は、下記のとおりである。

L : ワイヤ全長

L_1 : Pr_m ワイヤ巻き付き終了位置- Pr_G 最下点までのワイヤ長さ

L_{r3} : Pr_3 巻きつきワイヤ長さ

L_{r4} : Pr_4 巻きつきワイヤ長さ

L_2 : Pr_G 最下点- Pr_m ワイヤ巻き付き開始位置までのワイヤ長さ

X_G : Pr_G 中心位置 (定数)

X_3 : Pr_3 中心位置 (変数、伸展長さに依存)

X_4 : Pr_4 中心位置 (変数、伸展長さに依存)

X_r : Pr_r 中心位置 (変数、伸展長さに依存)

ここで、 Pr_4 および Pr_r はともに 2 段目に設置されているプーリであることから、

$$X_r - X_4 = X_{r0} - X_{40} \quad (35)$$

となる。

そして、第 3 章より、2 段目は 1 段目の倍のスピードで動作することから、それぞ

れに関するプーリの位置関係は

$$X_4 - X_{40} = 2(X_3 - X_{30}) \quad (36)$$

と表すことができる。

上記の式 (35) および (36) を用いて式 (34) を変形すると、

$$L = 2((X_{30} - X_G) + (X_{30} - X_{40}) + (X_{r0} - X_{40})) + L_1 + L_{r3} + L_{r4} + L_2 \quad (37)$$

と表すことができ、この式 (37) には変数が含まれていない。すなわち、どの伸展長さにおいてもワイヤの長さは変わらないこととなり、回転駆動系が伸展動作へ影響を及ぼさないことが分かる。また、収縮状態、伸展状態、伸展動作中などの伸展駆動系にかかわらず、回転駆動系は手先の P_{r_r} の角度を任意に変更することが可能な設計となり、図.5.20 の捕獲把持機構を実現する駆動機構系となった。

この回転駆動機構系に関しても、駆動モータが装着されている Pr_m を図.5.23 のようにギア合致などで別の系統のプーリへ動力伝達することで、単一モータで図.3.2 や図.3.3 のような 2 方向、3 方向の伸展駆動系への組み込みが可能となる。

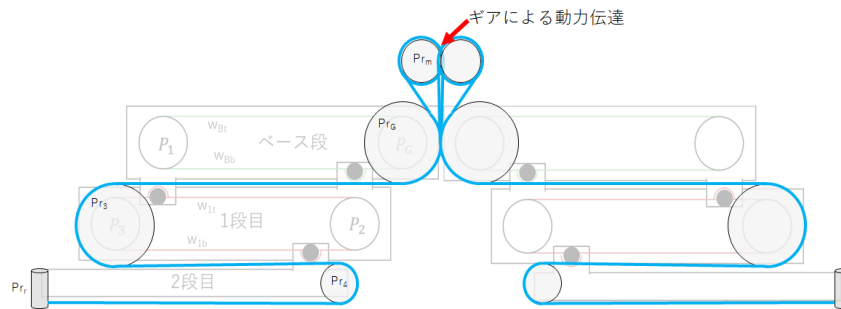


図 5.23: 回転駆動系を有する 2 方向伸展機構のワイヤ取り回し例

5.5 試験検証

5.5.1 製作した実機

図.5.23 を基に実機の設計及び製作を行った。CAD 図は図.5.24 のとおりであり、製作した実機イメージが図 5.25 である。図 5.25(a) は回転角 0deg、最収縮状態であり、図 5.25(b) は回転角 0deg、最伸展状態である。図 5.25(c) は回転角 90deg、最収縮状態であり、図 5.25(d) は同様に回転角 90deg、最伸展状態である。これは実際のサイズの 1/5 スケールモデルとした。ワイヤにはナイロン製の 0.5 号釣り糸を使用し、モータは Maxon 社製ブラシレスモータ (型番 : 283828 電力 : 5W ギア比 : 29:1) が伸展駆動系、回転駆動系双方に使用されている。伸展駆動動作、回転駆動動作はともに電流制御により駆動させた。なお、モータは図. のようなセットアップを用いて、制御 PC より駆動指令およびエンコーダ値の取得を行った。

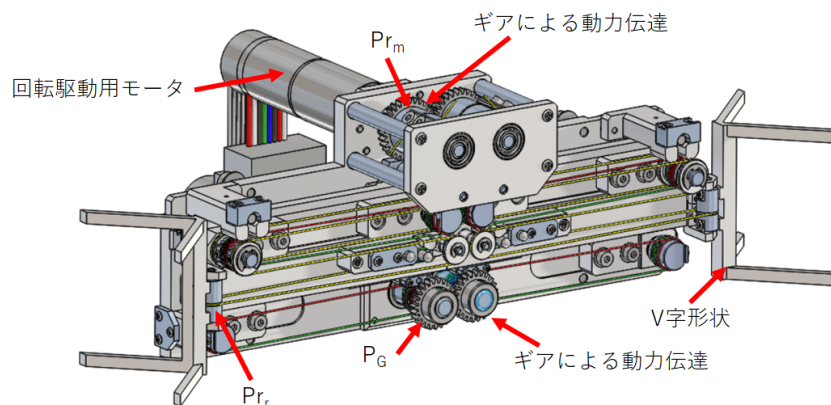


図 5.24: 捕獲把持機構 CBDG-d CAD 図

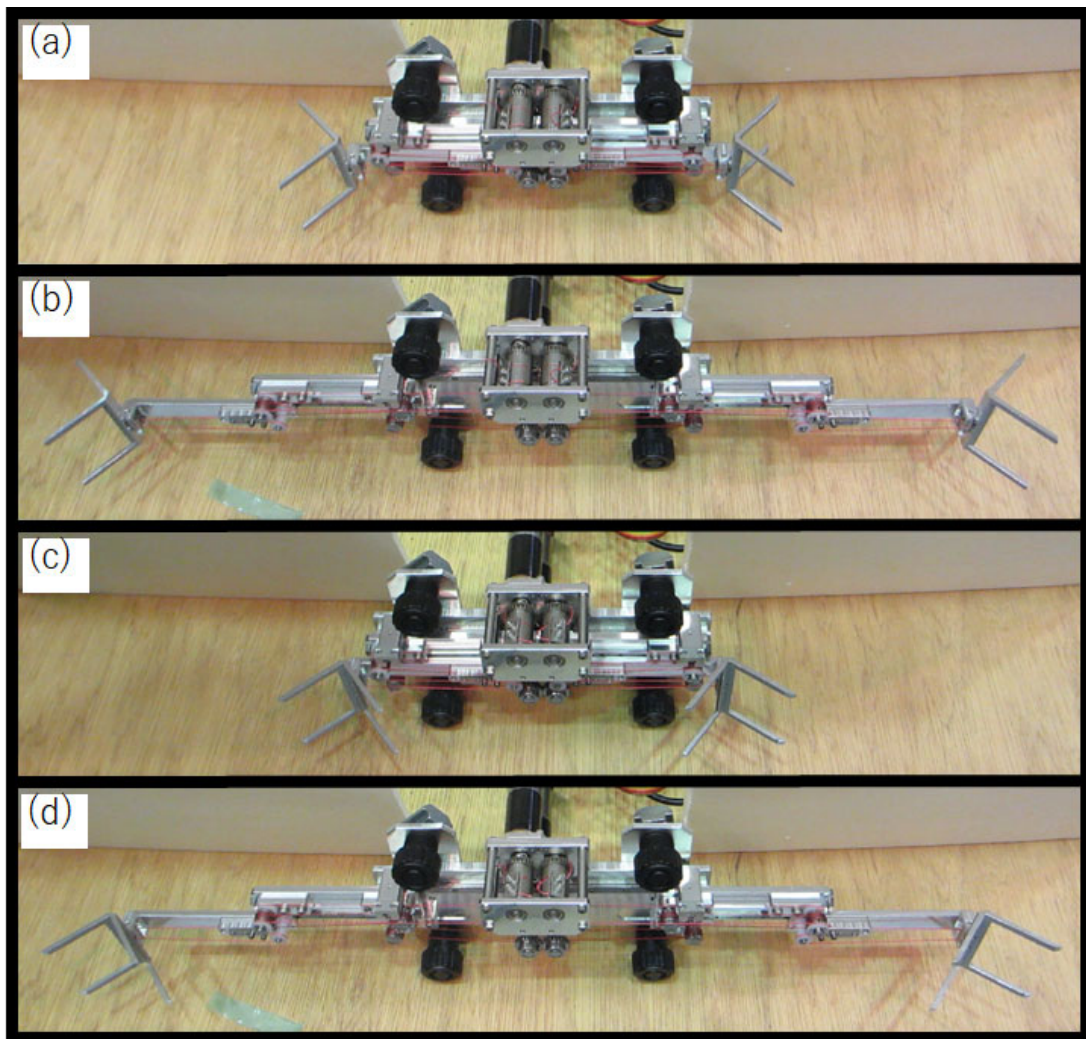


図 5.25: CBDG-d 画像

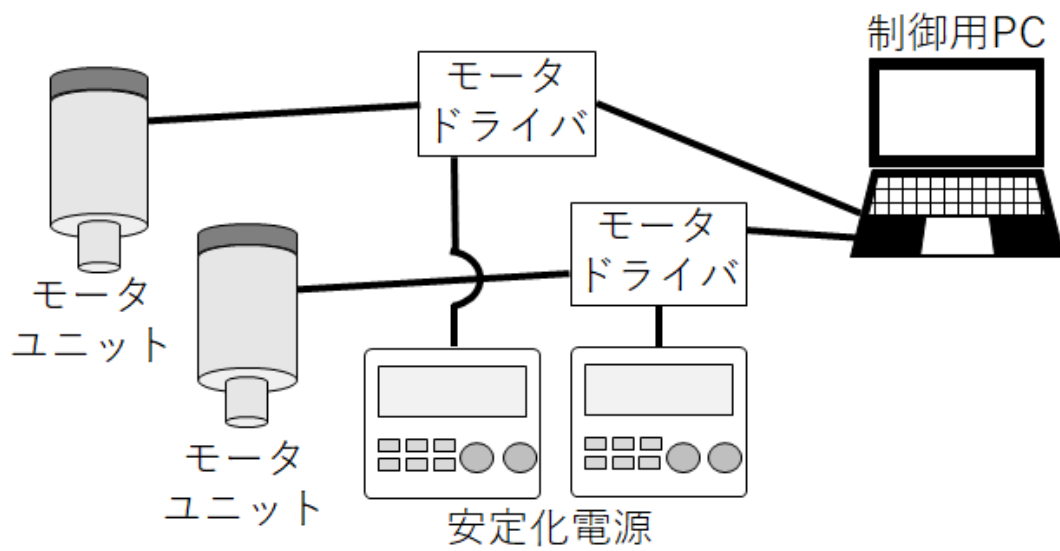


図 5.26: モータ動作セットアップ

5.5.2 試験コンフィグレーション

この実験では、5.4項で提案した捕獲把持機構の駆動系設計が、伸展系、回転系ともにカップリングをせずに設計どおりの動作が可能であることを確認する。そのため、OptiTrackを用いて伸展長さ、回転角それぞれを取得した。

5.5.3 試験結果

伸展駆動系の伸展動作時の1段階および2段階の実験結果比較が図.5.27であり、収縮動作時の実験結果が図.5.28である。それぞれの図からみてもわかるように、伸展駆動、収縮駆動ともに2段階が1段階の倍のスピードで動作していることから、設計どおりの動作が可能となっていることが分かる。

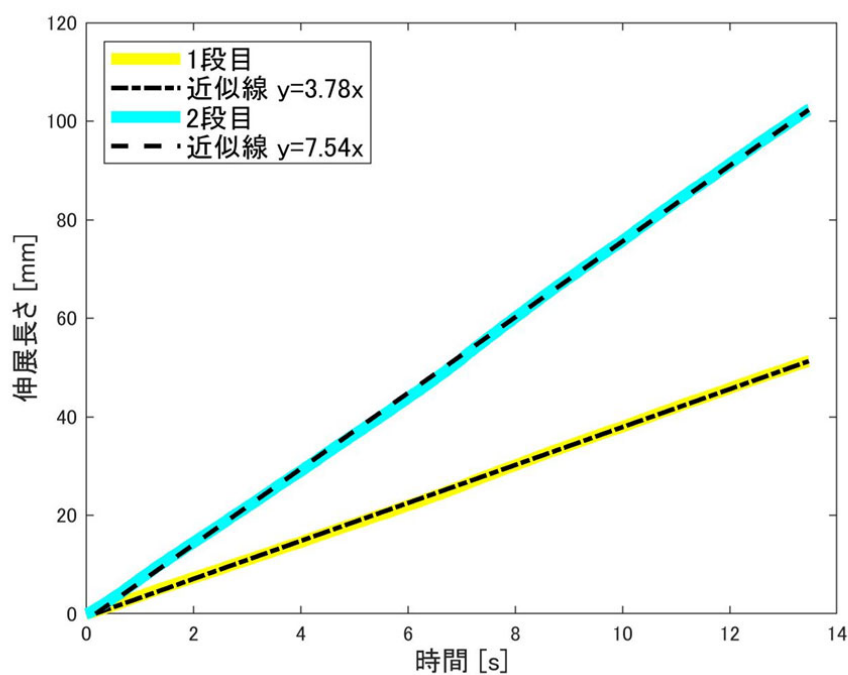


図 5.27: 伸展動作結果

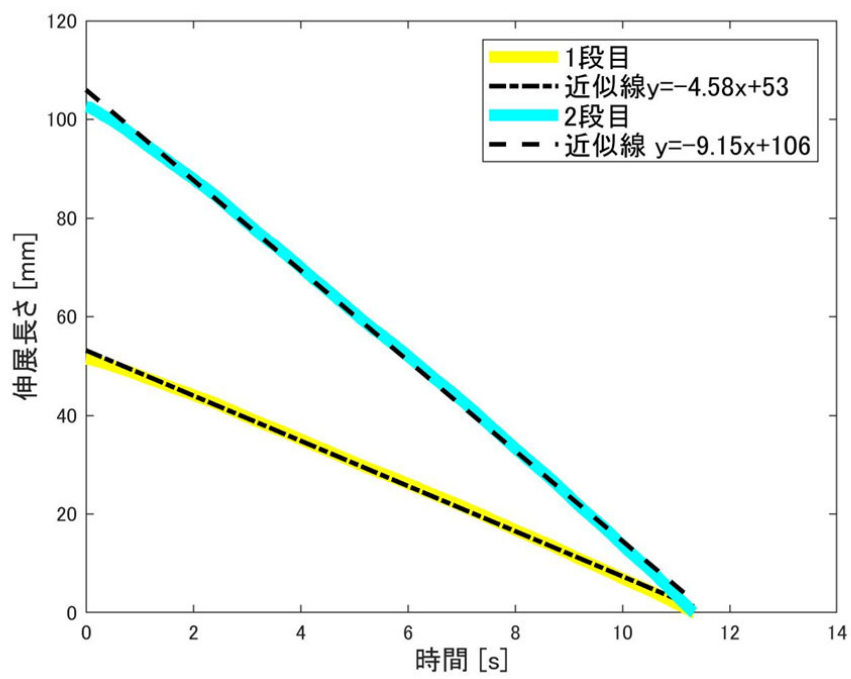


図 5.28: 収縮動作結果

図.5.29 は 0deg[^]90deg に設定した回転角度時に伸展動作をさせた際の、回転動作の変化を見た図である。図.5.29 のとおり、基本的には回転角に影響を与えずに伸展動作が可能となっていることが分かる。しかし、0deg および 90deg 以外の角度に関しては、伸展動作中に 5deg 程度のズレが発生してしまっている。これは、プーリ-ワイヤ間摩擦による張力の誤差による影響であることが予想される。

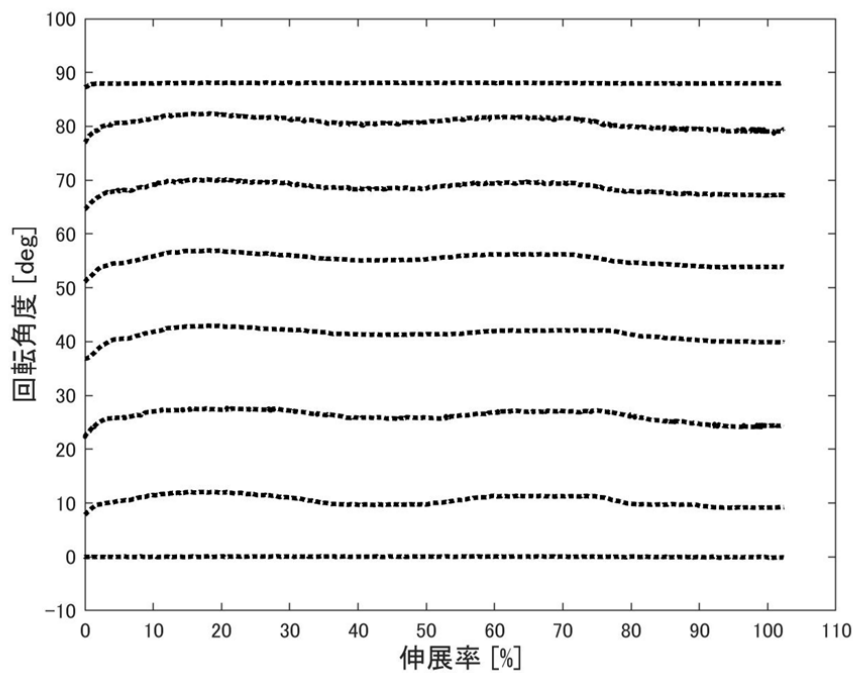


図 5.29: 伸展動作中の回転角度結果

最後は、伸展長さ 0%、25%、50%、75%、100%時における回転駆動をさせた際の V 字形状の幾何学中心の軌跡データである。図.5.30 における各色の○の位置が、それぞれの回転動作時の回転中心である。図.5.30 からわかるように、回転動作中においても伸展長さの影響が見られないことから、本駆動系設計の妥当性が証明された。

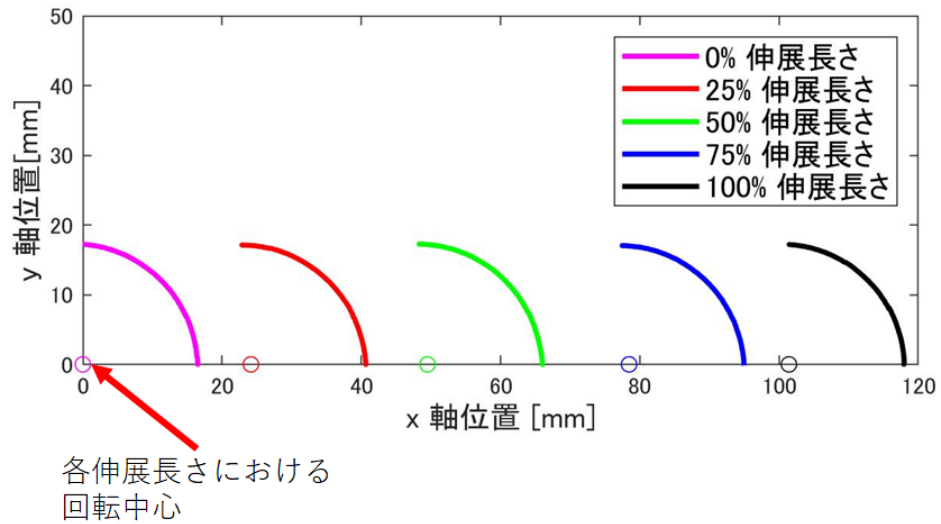


図 5.30: 伸展動作中の回転角度結果

5.6 フルスケールモデル

本章で提案した捕獲把持機構コンセプト CBDG を基に、フルスケールモデルの捕獲把持機構 CBDG-BBM1 を製作した。CBDG-BBM1 は図.3.3 を基に 3 方向の伸展駆動系とし、捕獲ターゲットは図.5.3 の PAF1194 型に絞ったために回転駆動系は使用しない設計とした。

伸展率を稼ぐために、各伸展機構を図.5.31 のように紙面方向にオーバーラップさせ、各伸展機構における P_G は図.5.32 のようなワイヤ取り回しを行うことで単一モータによる 3 方向伸展駆動機構を実現した。ターゲットの確実な捕獲把持のためには各伸展機構の 2 段目の伸展長さ 410mm が必要となる [112]。

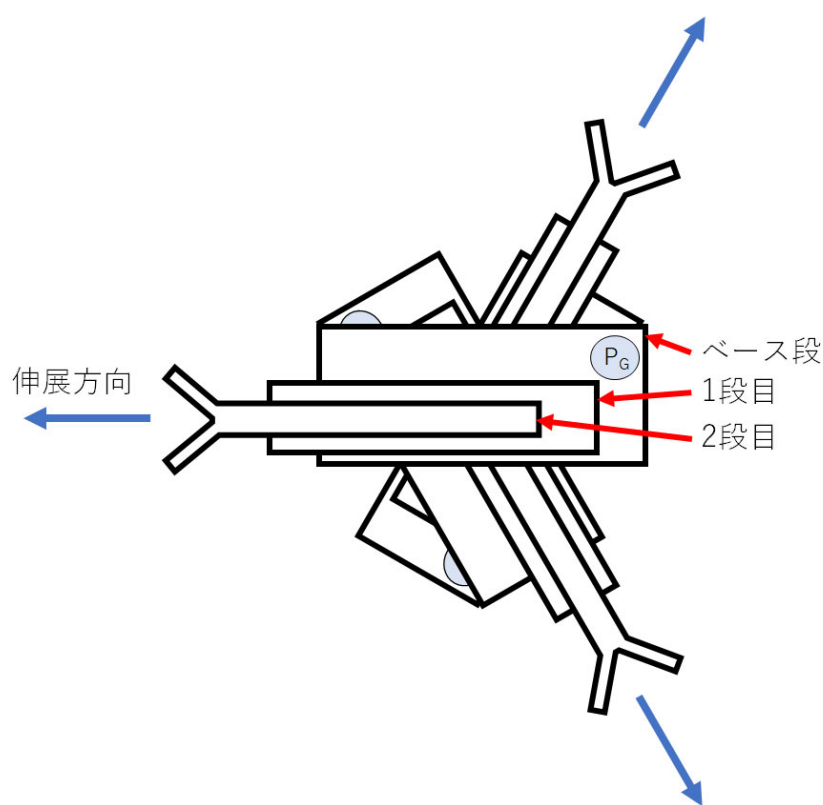


図 5.31: 捕獲把持機構フルスケールモデル CBDG-BBM1 コンセプト

製作した CBDG-BBM1 の収縮状態および伸展状態の CAD 図、実機画像をそれぞれ図.5.33 および図.5.34 に示す。

モータは Maxon 社製ブラシレスモータ (型番: 283858 電力: 25W ギア比: 111:1) を使用し、電流制御による伸展動作とした。なお、モータの動作コンフィグレーションは図.3.10 と同様のセットアップとした。

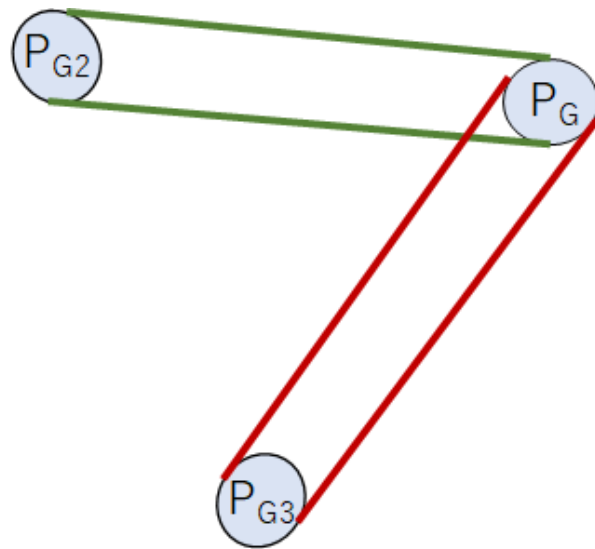


図 5.32: 捕獲把持機構フルスケールモデル P_G ワイヤ取り回し図

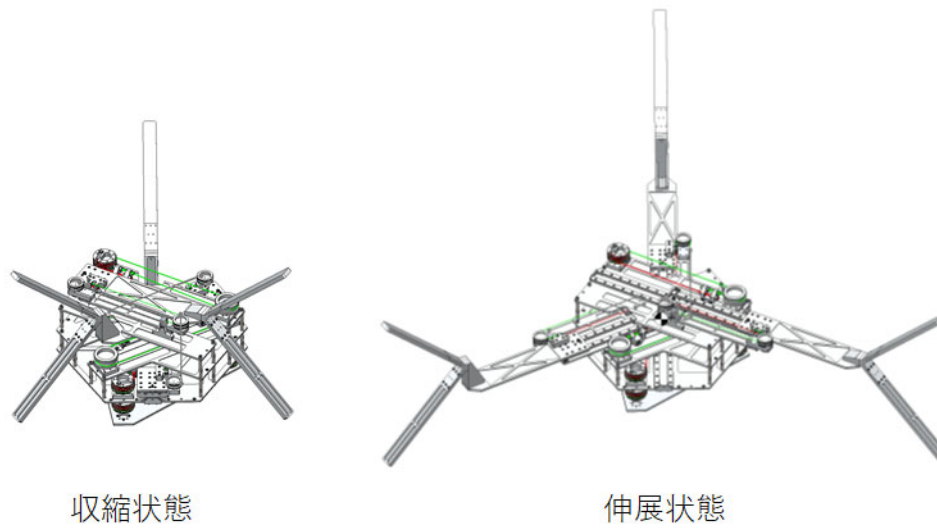


図 5.33: 捕獲把持機構フルスケールモデル CBDG-BBM1 CAD 図

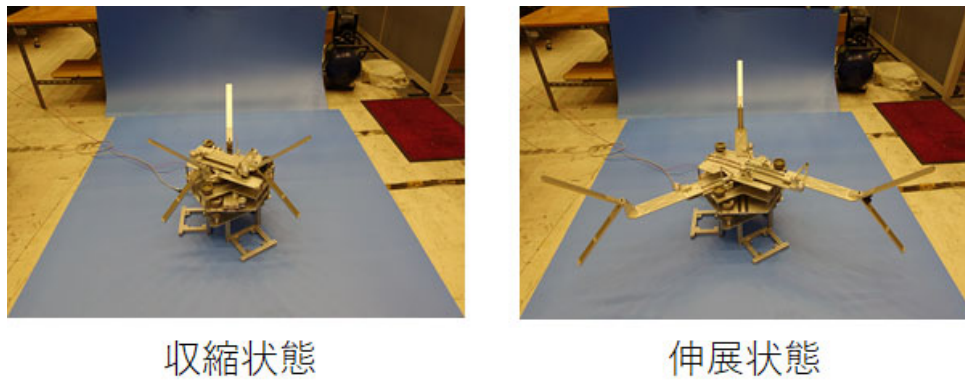


図 5.34: CBDG-BBM1 画像

同様に OptiTrack で各伸展機構の2段目の動作のトラッキングを行い、図.5.35 が各伸展機構の2段目の伸展長さを表すグラフである。結果からもわかるように、各伸展長さは単一モータの電流制御により常に同じ伸展長さを取り、さらに伸展長さ目標である 410mm を到達していることが分かる。

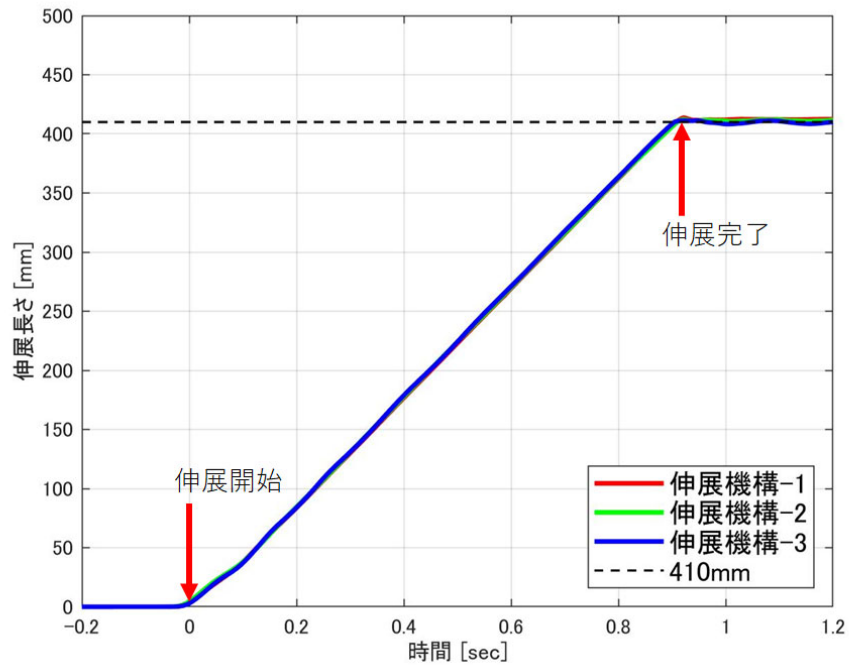


図 5.35: CBDG-BBM1 ルの伸展動作実験結果

さらに、CBDG-BBM1 をデモンストレーションのためにフルスケールサイズの捕獲把持実験を行った。そのイメージ図を図.5.36 に表す。このデモンストレーションにより、本捕獲把持機構による PAF の捕獲把持が可能である実現性を示した。

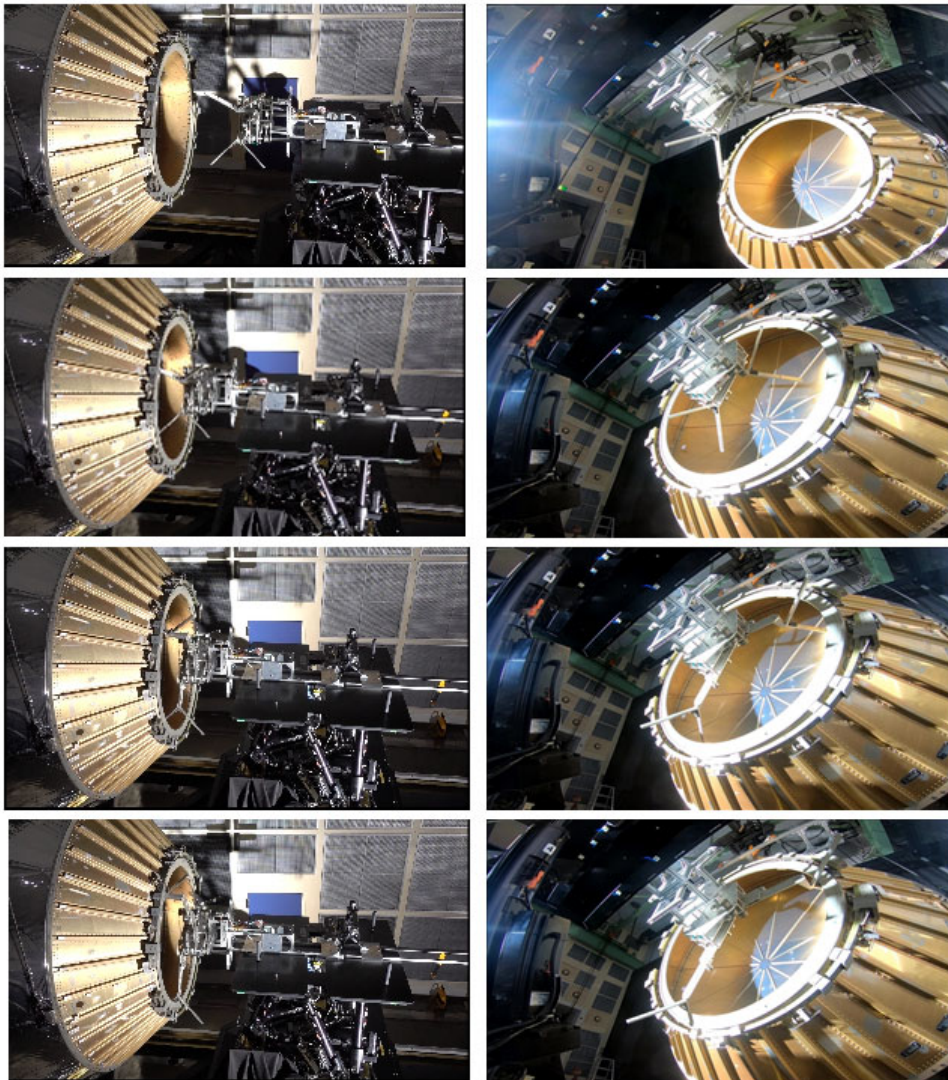


図 5.36: 捕獲把持機構フルスケールモデルのデモンストレーション

5.7 まとめ

本章では、デブリの捕獲把持を目的とした捕獲把持機構を提案した。ターゲットを HIIA 上段ロケットとし、第 2 章の捕獲把持手法を実現可能な捕獲把持地点の選定を行った。フジツボ型 PAF の捕獲把持として、V 字形状を PAF 内に挿入し、伸展動作を行うことでケーシングによる捕獲、フォームクロージャによる把持を可能とする捕獲把持機構 CBDG を考案した。

第 4 章で実験的に証明した誘導制御領域の導出手法を用いて、本章で提案した CBDG の誘導制御領域の導出手法を記載し、V 字形状を仮定した、実際の 1194 型 PAF を捕獲対象とした許容誘導制御範囲を算出した。その結果、非協力対象の捕獲でもあるにも関わらず、SSRMS 以上の許容誘導制御領域を実現することが可能であることを確認した。

さらに CBDG にさらなる汎用性を持たせるため、末広がり形状を有する PAF やノズルを捕獲把持可能な発展形のコンセプト CBDG-d を提案し、システムの複雑化および質量特性の増加を抑えることが可能な、コンセプトの実現を可能とする駆動系の設計を行った。

実際に発展形の CBDG-d を製作し、実験を行うことで本章で提案した駆動系設計の妥当性を証明した。

さらに、1194 型 PAF に絞った捕獲把持機構のフルスケールモデル CBDG-BBM1 を製作し、その動作を確認したとともに実際の PAF の捕獲デモンストレーションを行ったことで、CBDG-BBM1 による PAF の捕獲把持が可能である実現性を示した。

6 結論と今後の展望

6.1 結論

本論文では、デブリ除去、軌道上サービス、フリーフライングロボットのドッキング機構のような、フリーフライング物体の捕獲把持機構技術の必要性について述べ、その捕獲把持機構技術として要求される項目を下記6項目のとおりに定義した。

1. 広い誘導制御誤差を許容
2. 広い速度/角速度誤差を許容
3. 捕獲時の弾き飛ばしを防止
4. 捕獲把持のリトライ性を有する
5. 継続的な把持および剛な結合が可能
6. 宇宙機への適応が可能なサイズ、質量、システム規模を実現

これらの6項目の要求を満たすことができる技術が、汎用的なフリーフライング物体の捕獲把持機構技術となる。

まずは捕獲手法として、ケーシングによる捕獲を選定した。幾何学的拘束によりターゲットの移動範囲を制限することにより、弾き飛ばしを防ぐことが可能となる。そして把持手法として、フォームクロージャ手法を選定した。この手法により、デブリのような表面状態および接触ダイナミクスが未知の物体や、フリーフライングロボットのように製作者によって表面状態が異なるような物体に対しても、継続的な把持が可能となる。

ケーシングによる捕獲、フォームクロージャによる把持を実現する機構として、ワイヤ駆動による伸展機構を選定した。伸展機構により、剛性が必要な打上げ状態や、慣性モーメントを低減したいマヌーバ時は収縮状態で高剛性化、低慣性モーメント化を実現し、大きなサイズが必要な捕獲把持フェーズでは伸展駆動を行うことによりターゲットをケーシングおよびフォームクロージャできるサイズまで伸展が可能な構成とした。また、駆動系にワイヤおよびプーリを用いたことで、リトライ性、高剛性化および宇宙機への適応が可能となるサイズ、質量、システム規模を実現した。

ワイヤ駆動型テレスコピック機構のコンセプト設計を提案し、実機を製作した。製作した実機を真空チャンバー内で動作試験を行うことで、提案した設計および選定した部品で問題なく動作することを証明した。

選定した捕獲把持手法、提案したワイヤ駆動型テレスコピック機構設計を基に、フリーフライング物体の捕獲把持を可能とするドッキング機構コンセプトを考案した。

誘導制御誤差領域の算出手法を導出し、提案したドッキング機構におけるモデルケース解析を行った。解析結果の妥当性を確認するための試験手法として、空気浮上試験を選定した。しかし、本手法による IntBall のような軽量のフリーフライングロボットのダイナミクス模擬精度が確認されていなかったため、IntBall を用いた軌道上実験と空気浮上実験の結果を確認することで、軽量なフリーフライングロボットのダイナミクスを空気浮上装置で十分に模擬できることを確認した。空気浮上装置を用いて、導出した誘導制御誤差領域が妥当であることを証明した。

さらに、選定した捕獲把持手法、提案したワイヤ駆動型テレスコピック機構設計を基に、デブリ除去を目的とした捕獲把持機構のコンセプトを考案した。対象とするデブリを選定し、選定したデブリの捕獲把持ポイントを決定した。捕獲把持ポイントをケーシングおよびフォームクロージャを可能とする捕獲把持機構の動作を決定し、ワイヤ駆動型テレスコピック機構により実現性を示した。第4章で証明した誘導制御誤差領域の導出手法を用いて、本捕獲把持機構の許容誘導制御誤差領域を算出した。

デブリを想定した捕獲把持機構はフジツボ型 PAF しか対応できないコンセプトだったが、複数のデブリ除去ミッションの実現や将来的な軌道上サービスへの適応を目的として、回転駆動機構を設けることで末広がり型の PAF やノズルも捕獲把持が可能となる発展形の捕獲把持機構の設計を示した。スケールモデルを作成し、実験により発展形の設計に問題がないことを証明した。

最後に、デブリ捕獲機構のフルスケールモデルを製作し、駆動試験およびデモンストレーションを行うことで、本捕獲把持機構による PAF の捕獲把持が可能である実現性を示した。

本論文により、フリーフライング物体を捕獲把持するために重要な要求項目が整理され、要求を満たす捕獲方式、把持方式および実現するための駆動機構が提案された。提案手法を用いたフリーフライングロボットのドッキング機構、デブリ捕獲機構が提案され、実験をとおして本論文で提案された手法が有用であることを証明した。

6.2 今後の展望

本論文において、まずはそれぞれの捕獲把持機構コンセプトの実現性は証明されたが、このような技術は実際に使用され、社会の役に立って初めて完成と言える。そのため、今後は、本論文で証明した捕獲把持機構や駆動機構を用いたフリーフライングロボットのドッキング機構、デブリ除去機構を実際に軌道上で使用することが目標となる。

そのためには、軌道上の真空環境だけでなく、温度環境も駆動系にどのような影響を及ぼすかといった評価が必要となる。また、打上げを想定した耐振動性の評価も重要である。

これらの課題をクリアすることで、本論文で論じた技術のミッションへの適応が可能となり、宇宙開発をとおした社会貢献が可能となる。

謝辞

本研究を進めるにあたり、非常に多くの方々にご指導、ご鞭撻、ご協力いただきましたことを、誠に感謝いたします。

電気通信大学情報理工学研究科機械知能システム学専攻教授の横井浩史先生に深く感謝いたします。異なるバックグラウンドを有する著者を、2016年度に短期外部研修生として実験室に受け入れていただき、2017年度からは博士後期課程学生として受け入れていただきました。先生には研究計画をはじめ、博士後期課程を進めるにあたり非常に有意義なご意見をいただき、また、研究内容に関しても実りのある議論をさせていただき、多くの知識を得ることができました。

本論文の予備審査をご担当していただきました同専攻教授、明愛国教授、小池卓二教授、内田雅文教授、金森哉吏准教授にも、深く感謝を申し上げます。論文の完成度を高めるための、非常に有用なご指摘やアドバイスをいただきました。

そして、国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構研究開発部門第二研究ユニットの杉田様、岡本様、加藤様、渡邊様、平野様、高橋様、壹岐様ならびに第一研究ユニットの巳谷様、茂渡様、奥村様、AES株式会社の鈴木様に深く感謝いたします。ロボティクス技術や宇宙開発に関して多くのご指導をいただき、研究を行うための実験設備や実験室についてもご提供していただき、不自由なく研究を行うことができました。研究における学術的な議論やアドバイスを詳細に行っていただきましたことを感謝いたします。また、研究分野以外の生活や人生などについても多大にご助言いただき、皆様との出会いが人生の大きな転機になりました。

最後となりましたが、社会人の身でありながら電気通信大学の博士後期課程へ進学する決心を後押ししていただき、また在学中の生活を側で支えてくださいました家族に、深く感謝をしたいと思います。

参考文献

- [1] N. L. Johnson, “Orbital Debris: The Growing Threat to Space Operations,” in *Guidance and Control*, 2010.
- [2] A. Rossi and P. Farinella, “Collision Rates and Impact Velocities for Bodies in Low Earth Orbit,” *ESA Journal*, vol. 16, pp. 339–348, 1992.
- [3] “Orbital Debris Quarterly News,” NASA Orbital Debris Office, Tech. Rep., Apr. 2016.
- [4] “Orbital Debris Quarterly News,” NASA Orbital Debris Office, Tech. Rep., Apr. 2017.
- [5] “Orbital Debris Quarterly News,” NASA Orbital Debris Office, Tech. Rep., Apr. 2018.
- [6] “Orbital Debris Quarterly News,” NASA Orbital Debris Office, Tech. Rep., Apr. 2019.
- [7] D. J. Kessler and B. G. Cour Palais, “Collision Frequency of Artificial Satellites: The Creation of a Debris Belt,” *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, vol. 83, no. A6, pp. 2637–2646, 1978.
- [8] Kessler, Donald J., et al. “The kessler syndrome: implications to future space operations.” *Advances in the Astronautical Sciences* 137.8 (2010): 2010.
- [9] J. C. Liou, “The Near-Earth Orbital Debris Problem and the Challenges for Environment Remediation,” *The 3rd Int. Space World Conference*, Frankfurt, 2012.
- [10] Schall, Wolfgang O. “Orbital debris removal by laser radiation.” *Acta Astronautica* 24 (1991): 343-351.
- [11] Monroe, David K. “Space debris removal using high-power ground-based laser.” *Laser Power Beaming*. Vol. 2121. International Society for Optics and Photonics, 1994.
- [12] Phipps, Claude R., et al. “Removing orbital debris with lasers.” *Advances in Space Research* 49.9 (2012): 1283-1300.
- [13] Coopersmith, Jonathan. “The cost of reaching orbit: Ground-based launch systems.” *Space Policy* 27.2 (2011): 77-80.

- [14] Flores-Abad, Angel, et al. "A review of space robotics technologies for on-orbit servicing." *Progress in Aerospace Sciences* 68 (2014): 1-26.
- [15] Saleh, Joseph H., et al. "Flexibility and the value of on-orbit servicing: New customer-centric perspective." *Journal of Spacecraft and Rockets* 40.2 (2003): 279-291.
- [16] O. Kodheli, A. Guidotti, and A. Vanelli-Coralli, "Integration of Satellites in 5G through LEO constellations" in *Proc, GLOBECOM 2017, Singapore, 2017*.
- [17] I. del Portillo, B. G. Cameron, and E. F. Crawley, "A Technical Comparison of Three LEO Satellite Constellation Systems to Provide Global Broadband", 69th International Astronautical Congress, Bremen, 2018.
- [18] Evans, Cynthia, Julie Robinson, and Judy Tate-Brown. "Research on the international space station: an overview." 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition. 2009.
- [19] Russell, James F., David M. Klaus, and Todd J. Mosher. "Applying analysis of international space station crew-time utilization to mission design." *Journal of spacecraft and rockets* 43.1 (2006): 130-136.
- [20] Bualat, Maria, et al. "Astrobee: Developing a free-flying robot for the international space station." AIAA SPACE 2015 Conference and Exposition. 2015.
- [21] Smith, Trey, et al. "Astrobee: A new platform for free-flying robotics on the international space station." (2016).
- [22] Bualat, Maria G., et al. "Astrobee: A new tool for ISS operations." 2018 SpaceOps Conference. 2018.
- [23] Scoles, Sarah (June 28, 2018). "The Floating Robot With an IBM Brain Is Headed to Space". *Science. Wired*. <https://www.wired.com/story/the-floating-robot-with-an-ibm-brain-is-headed-to-space/>
- [24] S. Mitani, M. Goto, R. Konomura, Y. Sohji, K. Hagiwara, S. Shigeto, and N. Tanishima. "Int-Ball: Crew-Supportive Autonomous Mobile Camera Robot on ISS/JEM." 2019 IEEE Aerospace Conference. IEEE, 2019.
- [25] Miller, David, et al. "SPHERES: a testbed for long duration satellite formation flying in micro-gravity conditions." *Proceedings of the AAS/AIAA space flight mechanics meeting*. Clearwater, Florida, January, 2000.

- [26] Benavides, Jose V., and Andres Mora Vargas. "Astrobee Overview: System, Status, Performance, and Specification." (2019).
- [27] 佐々木進, 山田隆弘, and 二宮敬虔. "SFU (Space Flyer Unit) の飛行運用." JASMA: Journal of the Japan Society of Microgravity Application 12.3 (1995): 163-167.
- [28] Ueda, Satoshi, Toru Kasai, and Hirohiko Uematsu. "HTV rendezvous technique and GN and C design evaluation based on 1st flight on-orbit operation result." AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference. 2010.
- [29] Ueda, Satoshi, Toru Kasai, and Hirohiko Uematsu. "HTV guidance, navigation and control system design for safe robotics capture." AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit. 2013.
- [30] Nokleby, Scott B. "Singularity analysis of the Canadarm2." Mechanism and Machine Theory 42.4 (2007): 442-454.
- [31] Gibbs, Graham, and Savi Sachdev. "Canada and the international space station program: overview and status." Acta Astronautica 51.1-9 (2002): 591-600.
- [32] Abbasi, V., et al. "Improved 7-DOF control of ISS robotic manipulators." Space OPS 2004 Conference. 2004.
- [33] Hastings, Daniel E., and Carole Joppin. "On-orbit upgrade and repair: The hubble space telescope example." Journal of spacecraft and rockets 43.3 (2006): 614-625.
- [34] Kasai, Toru, Mitsushige Oda, and Takashi Suzuki. "Results of the ETS-7 Mission-Rendezvous docking and space robotics experiments." Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space. Vol. 440. 1999.
- [35] Oda, Mitsushige. "On the dynamics and control of ETS-7 satellite and its robot arm." Proceedings of IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS'94). Vol. 3. IEEE, 1994.
- [36] Peñín, F. L., Kohtaro Matsumoto, and Sachiko Wakabayashi. "ETS-7 Space Robot Teleoperation Through Virtual Force Reflection." Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space. Vol. 440. 1999.
- [37] McDonnell Technical Data Dept (1 July 1966). "Target Docking Adapter". NASA Project Gemini Familiarization Manual McDonnell.

- [38] Campbell, George E. "The Apollo docking system." Fifth Aerospace Mechanisms Symposium: Proceedings of a Conference Held at Goddard Space Flight Center, Greenbelt, Maryland, June 15-16, 1970. Vol. 282. US National Aeronautics and Space Administration, Scientific and Technical Information Office, 1971.
- [39] Cook, John, et al. "ISS interface mechanisms and their heritage." AIAA SPACE 2011 conference and exposition. 2011.
- [40] Portree, David SF. Mir hardware heritage. Vol. 1357. pp9. Lyndon B. Johnson Space Center, 1995.
- [41] "Docking systems". Russian Space Web. Retrieved 8 February 2016. <http://www.russianspaceweb.com/docking.html>
- [42] Ezell, Edward; Ezell, Linda (1978). "Chapter 5. Proposal for a Test Flight". *The Partnership: A History of the Apollo-Soyuz Test Project*. Washington, D.C.: NASA.
- [43] McLaughlin, Richard J., and William H. Warr. The Common Berthing Mechanism (CBM) for International Space Station. No. 2001-01-2435. SAE Technical Paper, 2001.
- [44] McFatter, Justin, Karl Keiser, and Timothy W. Rupp. "NASA Docking System Block 1: NASA's New Direct Electric Docking System Supporting ISS and Future Human Space Exploration." (2018).
- [45] Urgoiti, Eduardo, Enrique Hurtado, and Iker Gabiola. "Performances of Linear Electro Mechanic Actuators (EMA) for the International Berthing and Docking Mechanism (IBDM)." 13th European Space Mechanisms and Tribology Symposium. Vienna. 2009.
- [46] A. Parness, T. Hilgendorf, P. Daniel et al., "Controllable ON-OFF Adhesion for Earth Orbit Grappling Applications," in IEEE Aerospace Conference, 2013, pp. 1-11.
- [47] Ruffatto III, Donald, Aaron Parness, and Matthew Spenko. "Improving controllable adhesion on both rough and smooth surfaces with a hybrid electrostatic/gecko-like adhesive." *Journal of The Royal Society Interface* 11.93 (2014): 20131089.

- [48] M. Henrey, J. Tellez, K. Wormnes et al., “Sticking in Space: Manufacturing Dry Adhesives and Testing Their Performance in Space Environments,” in 12th Symp. on Adv. Space Technologies in Robotics and Automation, 2013, pp. 15–17.
- [49] E. W. Hawkes, D. L. Christensen, A. K. Han et al., “Grasping Without Squeezing: Shear Adhesion Gripper with Fibrillar Thin Film,” in Proc. IEEE Conf. on Robotics and Automation, 2015, pp. 2305–2312.
- [50] M. A. Estrada, B. Hockman, A. Bylard et al., “FreeFlyer Acquisition of Spinning Objects with Gecko-Inspired Adhesives,” in Proc. IEEE Conf. on Robotics and Automation, 2016, pp. 4907–4913.
- [51] A. Bylard, R. MacPherson, B. Hockman, M. R. Cutkosky and M. Pavone, “Robust capture and deorbit of rocket body debris using controllable dry adhesion,” 2017 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, 2017, pp. 1-9.
- [52] Biesbroek, Robin, et al. “The e. Deorbit CDF study: A design study for the safe removal of a large space debris.” 64th International Astronautical Congress (IAC), Beijing. 2013.
- [53] Chiesa, Alessandro and Fossati, Franco and Gambacciani, Giovanni. (2015). Enabling Technologies for Active Space Debris Removal: The Cadet Project. 10.1007/978-3-319-15982-9 4.
- [54] Nakanishi, H., and K. Yoshida. “The tako (target collaborativize) flyer: a new concept for future satellite servicing.” *Smaller Satellites: Bigger Business*. Springer, Dordrecht, 2002. 397-399.
- [55] Ellery, Alex. “A robotics perspective on human spaceflight.” *Earth, Moon, and Planets* 87.3 (1999): 173.
- [56] Nishida, Shin-Ichiro, et al. “Space debris removal system using a small satellite.” *Acta Astronautica* 65.1-2 (2009): 95-102.
- [57] Sun, Kui, et al. “Structure design of an end-effector for the Chinese space station experimental module manipulator.” *Proceedings of the 12th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space*. Montreal: Canadian Space Agency. 2014.

- [58] Reintsema, D., et al. "DEOS—the German robotics approach to secure and de-orbit malfunctioned satellites from low earth orbits." Proceedings of the i-SAIRAS. Japan: Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA), 2010.
- [59] Boge, T., et al. "Epos-a robotics-based hardware-in-the-loop simulator for simulating satellite rvd operations." 10th International symposium on artificial intelligence, robotics and automation in space, Sapporo, Japan. 2010.
- [60] Debus, Thomas, and Sean Dougherty. "Overview and performance of the front-end robotics enabling near-term demonstration (FRIEND) robotic arm." AIAA Infotech, Aerospace Conference and AIAA Unmanned... Unlimited Conference. 2009.
- [61] Botta, Eleonora Sharf, and Inna Misra, A.. (2016). Evaluation of Net Capture of Space Debris in Multiple Mission Scenarios.
- [62] Bischof, Bernd. "ROGER-Robotic geostationary orbit restorer." 54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law. 2003.
- [63] Liu, Jiafu, et al. "Dynamics of Robotic GEostationary orbit Restorer system during deorbiting." IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine 29.11 (2014): 36-42.
- [64] Lavagna, Michèle, Armellin, Roberto, Bombelli, Alessandro and Benvenuto, Riccardo. (2012). Debris removal mechanism based on tethered nets.
- [65] Zinner, Nicholas, et al. "Junk hunter: Autonomous rendezvous, capture, and de-orbit of orbital debris." AIAA SPACE 2011 Conference and Exposition. 2011.
- [66] Benvenuto, Riccardo, Samuele Salvi, and Michèle Lavagna. "Dynamics analysis and GNC design of flexible systems for space debris active removal." Acta Astronautica 110 (2015): 247-265.
- [67] Liu, Likun, Shan, J., Ren, Y. and Zhou, Z.. (2014). Deployment dynamics of throw-net for active debris removal. Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC. 2. 1483-1487.
- [68] [online] Available:<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/r/removedebris>

- [69] Forshaw, Jason L., et al. "RemoveDEBRIS: An in-orbit active debris removal demonstration mission." *Acta Astronautica* 127 (2016): 448-463.
- [70] Reed, Jaime, and Simon Barraclough. "Development of harpoon system for capturing space debris." 6th European Conference on Space Debris. Vol. 723. 2013.
- [71] Dudziak, Roger, Sean Tuttle, and Simon Barraclough. "Harpoon technology development for the active removal of space debris." *Advances in Space Research* 56.3 (2015): 509-527.
- [72] Rajnish Kumar and Robert Hayes. "system requirements and design features of space station remote manipulator system mechanisms" .
- [73] K. Shibasaki, W. Oobayashi, S. Kawamoto and J. Aoyama. "PAF を利用したデブリ捕獲システムの概念検討状況," 第7回スペースデブリワークショップ講演資料集, pp271-287, Japan, 2017.
- [74] 槇田諭, and 万偉偉. "ケーシングとその応用について." *日本ロボット学会誌* 36.5 (2018): 316-326.
- [75] Rodriguez, Alberto, Matthew T. Mason, and Steve Ferry. "From caging to grasping." *The International Journal of Robotics Research* 31.7 (2012): 886-900.
- [76] Maeda, Yusuke, Naoki Kodera, and Tomohiro Egawa. "Caging-based grasping by a robot hand with rigid and soft parts." 2012 IEEE international conference on robotics and automation. IEEE, 2012.
- [77] Hirano, Daichi, Hiroki Kato, and Nobutaka Tanishima. "Caging-based grasp with flexible manipulation for robust capture of a free-floating target." 2017 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). IEEE, 2017.
- [78] 中村仁彦. "把持とあやつり." *計測と制御* 29.3 (1990): 206-212.
- [79] Rimon, Elon, and Joel Burdick. "On force and form closure for multiple finger grasps." *Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Vol. 2. IEEE, 1996.
- [80] Bicchi, Antonio. "On the closure properties of robotic grasping." *The International Journal of Robotics Research* 14.4 (1995): 319-334.

- [81] イプシロンロケット [online] Available: https://www.jaxa.jp/projects/rockets/epsilon/index_j.html
- [82] H-IIB ロケット [online] Available: https://www.jaxa.jp/projects/rockets/h2b/index_j.html
- [83] Song, Shin-Min, Jong-Kil Lee, and Kenneth J. Waldron. "Motion study of two-and three-dimensional pantograph mechanisms." *Mechanism and machine theory* 22.4 (1987): 321-331.
- [84] Fujimoto, Yasutaka, Tsutomu Kominami, and Hiroshi Hamada. "Development and analysis of a high thrust force direct-drive linear actuator." *IEEE Transactions on Industrial Electronics* 56.5 (2009): 1383-1392.
- [85] Wu, Dan, Xiaodan Xie, and Shunyan Zhou. "Design of a normal stress electromagnetic fast linear actuator." *IEEE Transactions on Magnetics* 46.4 (2009): 1007-1014.
- [86] Ustun, Ozgur, and R. Nejat Tuncay. "Design, analysis, and control of a novel linear actuator." *IEEE Transactions on Industry Applications* 42.4 (2006): 1007-1013.
- [87] Mundo, D., and Hong-Sen Yan. "Kinematic optimization of ball-screw transmission mechanisms." *Mechanism and machine theory* 42.1 (2007): 34-47.
- [88] Nishimura, Kentaro. "Ball screw apparatus." U.S. Patent No. 5,988,007. 23 Nov. 1999.
- [89] Babinski, James A. "Telescopic ball nut and screw linear actuator and method of constructing and using it." U.S. Patent No. 5,943,910. 31 Aug. 1999.
- [90] Hirano, Daichi, et al. "Vibration Control for Flexible Arm for Robot Experiment on JEM." *Proc. of the 10th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space*. 2010.
- [91] Oda, Mitsushige, et al. "REX-J, Robot Experiment on the ISS/JEM to demonstrate the Astrobot 's locomotion capability." *i-SAIRAS 2010* (2010).
- [92] 吉田憲次, 安野康雄. "タイミングベルト連結用具、及び、自動ドア装置" 特開 2018-071341 号
- [93] 株式会社タダノ, N 段伸展ブームにおける同時伸縮機構, 特開 2001-031374 号
- [94] 横浜エレベーター株式会社, テレスコフレーム方式エレベーター, 特開 2007-39227 号

- [95] Brough, Zane, and Claudio Paoloni. "Advanced Deployable/Retractable Solar Panel System for Satellite Applications." *International Journal of Mechanical and Mechatronics Engineering* 9.1 (2015): 157-162.
- [96] Yu Nakajima, Hiroumi Tani, Toru Yamamoto, Naomi Murakami, Shinji Mitani, and Koji Yamanaka, "Contactless Space Debris Detumbling: A Database Approach Based on Computational Fluid Dynamics", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 41, No. 9 (2018), pp. 1906-1918, June 26, 2018.
- [97] ASNARO 先進的宇宙システム [online] Available: https://ssl.jspacesystems.or.jp/project_asnaro/?doing_wp_cron=1590485209.838414907455444335937
- [98] 小原新吾. "宇宙環境下での摩擦 (II. 低摩擦への挑戦, 特集, 摩擦制御利用の技術)." *日本機械学会誌* 108.1037 (2005): 281-284.
- [99] Karmali, Faisal, and Mark Shelhamer. "The dynamics of parabolic flight: flight characteristics and passenger percepts." *Acta astronautica* 63.5-6 (2008): 594-602.
- [100] Sawada, Hirokata, et al. "Micro-gravity experiment of a space robotic arm using parabolic flight." *Advanced Robotics* 18.3 (2004): 247-267.
- [101] Von Kampen, Peter, Ulrich Kaczmarczik, and Hans J. Rath. "The new drop tower catapult system." *Acta Astronautica* 59.1-5 (2006): 278-283.
- [102] Boge, Toralf, et al. "Epos-using robotics for rvd simulation of on-orbit servicing missions." *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*. 2010.
- [103] Akin, David L. "Science planning for the Ranger telerobotic shuttle experiment." *Proceedings of the 6th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space (i-SAIRAS)*. 2001.
- [104] Schwartz, Jana L., Mason A. Peck, and Christopher D. Hall. "Historical review of air-bearing spacecraft simulators." *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 26.4 (2003): 513-522.
- [105] Rybus, Tomasz, and Karol Seweryn. "Planar air-bearing microgravity simulators: review of applications, existing solutions and design parameters." *Acta Astronautica* 120 (2016): 239-259.
- [106] Zappulla, Richard, et al. "Dynamic air-bearing hardware-in-the-loop testbed to experimentally evaluate autonomous spacecraft proximity maneuvers." *Journal of Spacecraft and Rockets* 54.4 (2017): 825-839.

- [107] Optitrack motion tracking system, [online] Available: <http://www.naturalpoint.com/optitrack/>.
- [108] Sturm, Peter F., and Stephen J. Maybank. "On plane-based camera calibration: A general algorithm, singularities, applications." Proceedings. 1999 IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (Cat. No PR00149). Vol. 1. IEEE, 1999.
- [109] Suzuki, S., et al. "Evaluation of the tether based locomotion using image processing in the REX-J mission." Trans. of the JSME 81.824 (2015).
- [110] Anselmo, L., and C. Pardini. "Ranking upper stages in low Earth orbit for active removal." Acta Astronautica 122 (2016): 19-27.
- [111] 前村孝志, et al. "H-IIA ロケットの新技术と初号機打上げ結果." 宇宙技術 1 (2002): 27-32.
- [112] HII-A User's manual, [online] Available: <https://www.mhi.com/jp/products/pdf/manual.pdf> .
- [113] H-IIA ロケット 11 号機解説資料 [online] Available: https://www.jaxa.jp/countdown/f11/presskit/h2a-f11_guide.pdf.

関連論文の印刷公表の方法および時期

学術雑誌論文

1. Nobutaka Tanishima, Satoshi Suzuki, Keisuke Watanabe, Concept of the Ring Enclosing Docking System for Spherical Shaped Free-Flying Robot, Transactions of JSASS, Aerospace Technology Japan, ISTS Selected Papers, 2019. [査読有、採録決定済み], (第2章、第3章、第4章に関する)
2. 谷嶋信貴, 岡本博之, 壹岐賢太郎. ”宇宙機への適応を目的としたワイヤ駆動2段伸展機構の開発” 精密工学会誌. [査読有、採録決定済み], (第3章に関する)

国際会議論文

1. Nobutaka Tanishima, Daichi Hirano, Toshimichi Tsumaki, Hiroki Kato, ”Concept and Mechanism of the Tendon Actuated Versatile Debris Gripper”, IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics (ROBIO), Macau, 2017. DOI: 10.1109/ROBIO.2017.8324734. [査読有], (第2章、第3章、第5章に関する)
2. Nobutaka Tanishima, Shinji Mitani, Shuhei Shigeto, Yuki Matsumoto, Yusuke Arai, Masayuki Goto, Satoshi Suzuki, ”Effective and Accurate Method for Ground Verification and On-Orbit Verification of Control Systems for Free-Flying Robot with Low Thrust Force”, International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space (i-SAIRAS), Madrid, 2018. [査読有] (第4章に関する)
3. Nobutaka Tanishima, Satoshi Suzuki, Keisuke Watanabe, ”Concept of the Ring Enclosing Docking System for Spherical Shaped Free-Flying Robot”, proceedings of 32nd International Symposium on Space Technology and Science(ISTS), Fukui, Japan, 2019. [査読有], (第2章、第3章、第4章に関する)
4. Nobutaka Tanishima, Hiroyuki Okamoto, Kentaro Iki, Keisuke Watanabe, Teppei Okumura, Hiroki Kato, Masato Hayashi, and Daichi Hirano. ”Concept and Design of the Caging-Based Debris Gripper for PAF Capturing”, 1st International Orbital Debris Conference, Houston, 2019.[査読有], (第2章、第3章、第5章に関する)

参考論文

1. Tanishima, Nobutaka, et al. "Rocket-propelled exploration robot: Shooting scouter, concept and evaluation of flight dynamics." 2017 IEEE Aerospace Conference. IEEE, 2017.
2. Tanishima, Nobutaka, and Satoshi Suzuki. "Development of experimental systems and devices for the release method verification for on-orbit services." 2020 IEEE/SICE International Symposium on System Integration (SII). IEEE, 2020.
3. 谷嶋信貴, 巳谷真司, 茂渡修平, 松本祐樹, 後藤雅享."JEM 自律異動型船内カメラロボット制御系の地上検証結果", 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, 新潟, 2017.
4. 茂渡修平, 巳谷真司, 谷嶋信貴, 後藤雅享."1/30U サイズ 3 軸姿勢制御モジュールの開発と JEM 自律異動型船内カメラロボットへの応用", 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, 新潟, 2017.
5. Mitani Shinji, Masayuki Goto, Ryo Konomura, Yasushi Shoji, Keiji Hagiwara, Shuhei Shigeto and Nobutaka Tanishima. "Crew-supportive Autonomous Mobile Camera Robot on ISS/JEM." The International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space (i-SAIRAS). 2018.
6. Shuhei Shigeto, Shinji Mitani, Nobutaka Tanishima and Masayuki Goto."Development and evaluation of the 1/30U small-sized 3-axis attitude control module, and its application for the JEM Internal Ball Camera Robot", Proc. of 32nd AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2018.
7. Hirano, Daichi, Hiroki Kato, and Nobutaka Tanishima. "Caging-based grasp with flexible manipulation for robust capture of a free-floating target." 2017 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). IEEE, 2017.
8. Hiroki Kato, Nobutaka Tanishima, Keiichi Yanagase, Toshimichi Tsumaki and Shinji Mitani."Distance control of rocket-propelled miniature exploration robot." 2017 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). IEEE, 2017.
9. 加藤裕基, 谷嶋信貴, 柳瀬恵一, 妻木俊道, 堀川雄太, 三浦尚幸, 巳谷真司, 茂渡修平, 田中洸輔, 畠中龍太, 永松愛子, 松本晴久, 和田豊."ロケット飛翔型探査ロボット Shooting Scouter, そのコンセプト", 第 34 回日本ロボット学会学術講演会, 山形, 2016.

著者略歴

氏名 谷嶋 信貴 (たにしま のぶたか)

生年月日 1990年1月5日

- 2008年3月 国際基督教大学高等学校 卒業
- 2008年4月 首都大学東京 都市教養学部 機械工学コース 入学
- 2013年3月 同上卒業
- 2013年4月 東京工業大学大学院 総合理工学研究科 物質科学創造専攻
修士課程 入学
- 2015年3月 同上 修士課程 修了
- 2015年4月 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 入社
- 2017年4月 電気通信大学大学院 情報理工学研究科 機械知能システム学専攻
博士課程 入学
- 2020年9月 同上 博士課程 修了予定