

令和元年6月4日現在

機関番号：13801

研究種目：基盤研究(A) (一般)

研究期間：2015～2018

課題番号：15H02224

研究課題名(和文) 超小型衛星の宇宙実験による軌道上における宇宙エレベータの運動解析

研究課題名(英文) Dynamics Analysis for Orbital Space Elevator by Space Experiment of Pico-satellite

研究代表者

能見 公博 (Nohmi, Masahiro)

静岡大学・工学部・教授

研究者番号：20325319

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 37,610,000円

研究成果の概要(和文)：本研究では、宇宙軌道上でテザー伸展を行い、昇降機(クライマー)を移動させる軌道エレベーター(軌道ELV衛星)を開発する。まず1km～2km程度のテザーを搭載できる衛星を開発し、数値シミュレーションおよび地上実験による評価検証を行い、ミッションの成立性を検証した。しかし、宇宙デブリ(ごみ)問題により宇宙実験が困難となったため、スケールを縮小した10cm立方のCubeSatを再開発、同様に評価検証を行った後に打ち上げへと繋げた。

研究成果の学術的意義や社会的意義

1km以上のテザー伸展による軌道エレベーター実験は、重力、軌道運動による遠心力・コリオリ力、その他自然外力による複雑な場である宇宙環境(軌道上)において、機械力学の観点からも非常に興味深い。実衛星を開発した後に、ミッションを目的とした数値シミュレーションおよび地上実験による評価検証は有意義な成果であり、今後の宇宙テザー利用へと繋げていくことが期待できる。スケールを縮小した10cm立方のCubeSatは、宇宙力学環境もスケール縮小されるが、エレベーター実験は世界初であり、日本がこの分野を先導する観点からも意義が高い。

研究成果の概要(英文)：“Orbital Elevator Satellite” has been developed. It deploys tether on earth orbit in space and a climber translates on tether. At first, the satellite, which can deploy more than 1km tether, was developed, and the numerical simulation and the ground experiment confirmed its mission feasibility. However, it becomes to be difficult for 1km tether deployment due to space debris problem. Then, pico-satellite “CubeSat” (minimized tether deployment scale) was developed and confirmed by the numerical simulation and the ground experiment, and then launched for orbital elevator mission.

研究分野：宇宙工学

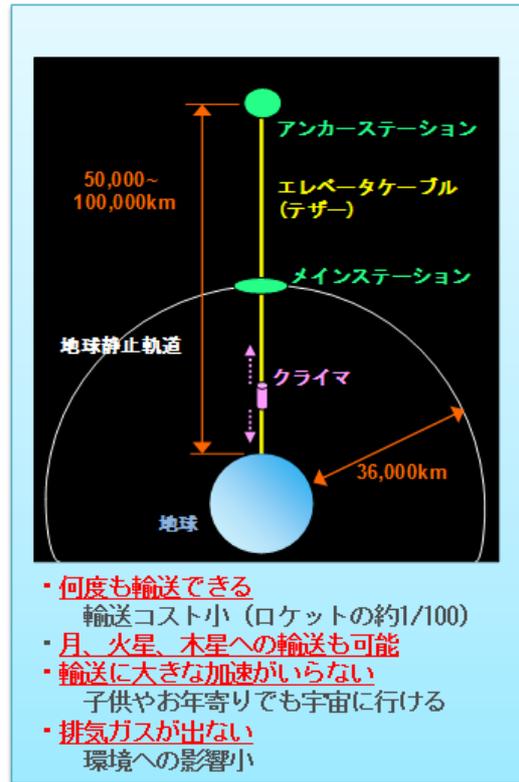
キーワード：超小型衛星 宇宙テザー 宇宙ロボット

1. 研究開始当初の背景

宇宙エレベーターはこれまで空想の産物でしかなかったが、カーボンナノチューブに代表される新素材の発明や、技術の発展により可能性が高まり、経済産業省の技術戦略マップにも将来の重要な技術のひとつとして記載されている。また、日本学術会議の2014 学術大型研究計画の「学術コミュニティの多様なニーズの実現へ向けた超小型衛星の研究開発と軌道上実証」(代表提案者: 中須賀真一教授・東大) のミッション(提案者: 能見公博) に含まれている。ロケットに替わる宇宙への輸送手段として、実現できれば革新的な効果が期待できる。

宇宙エレベーターの地上研究は活発に行われており、各大学の理論研究はもちろんのこと、繫留気球を用いたクライマ(昇降機)による競技会の実施、また建設会社による実用検討も進められている。このような現状において、テザー(ロープ)の宇宙実験が少ないことが(国内では報告者らが開発、打ち上げた STARS シリーズ衛星のみ)、本分野の発展に大きく影響している。地上実験が困難であるテザー伸展は、ミッションの成立性を保証する手段がなく、高額な衛星では中々実施できない。そこで、信頼性とコストのバランスが取れた大学衛星により、この新規的かつ挑戦的なミッションを実施する。

報告者らはこれまでに、2009 年 1 月に打ち上げた超小型衛星 STARS-I において、親子衛星、テザー衛星(5m/非導電性)、ロボット衛星の技術実証に成功した。また 2010 年 8 月の観測ロケットによる 10 分間の宇宙実験において、テザー張力を利用したロボット制御実験に成功している。さらに、テザー長距離伸展および電流発生技術実証をミッションとする超小型衛星 STARS-II を、2014 年 2 月に打ち上げ、導電性テザーの伸展を行った。



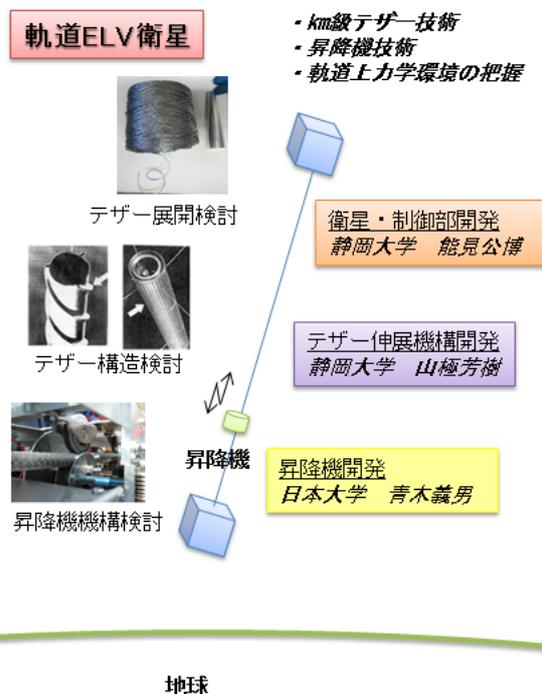
- ・何度も輸送できる
輸送コスト小(ロケットの約1/100)
- ・月、火星、木星への輸送も可能
- ・輸送に大きな加速がいらない
子供やお年寄りでも宇宙に行ける
- ・排気ガスが出ない
環境への影響小

宇宙へのアクセス
性が飛躍的に向上

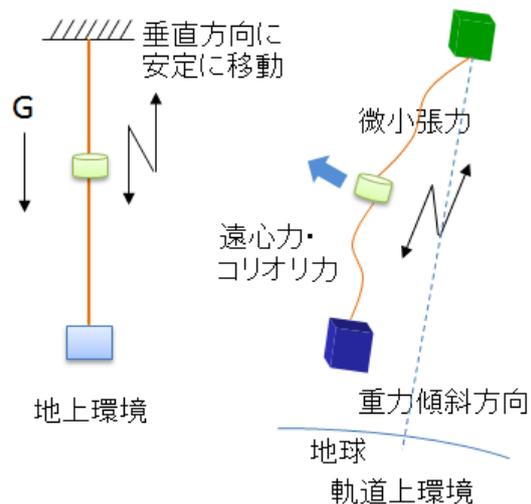
人類活動圏の飛
躍的拡大が可能

2. 研究の目的

本研究では宇宙エレベーターを目標とする基礎実験を目的とし、地球周回軌道上でテザー伸展を行い、昇降機(クライマ)を移動させる軌道エレベーター(軌道 ELV 衛星)を開発する。重力、軌道運動による遠心力・コリオリ力、その他自然外力による複雑な場である宇宙環境(軌道上)において、柔軟なテザーの実験的挙動解析を実施することは、機械力学の観点からも非常に興味深い。



地上では、重力方向にテザー(ロープ)を伸展すると、テザー上の昇降機が上下に移動することが可能である。軌道上でテザーを伸展する場合、重力が勾配していること(重力



傾斜)を利用して地球方向に安定させることが可能であるが、遠心力・コリオリ力の影響により地球方向に直線的にテザーを伸展することができない。また、テザー上の昇降機が移動すると上下方向以外の力が発生する。これらの軌道上環境を踏まえ、両端に二基の衛星を持つテザーを伸展すること、そしてテザー上をクライマーが移動することについて、数値シミュレーションによる評価検証を行い、ミッション検討を行う。これらの結果に基づき、軌道 ELV 衛星を開発、軌道上ミッションの地上実験による評価検証を経て、宇宙実験へと繋げる。

3. 研究の方法

本研究では、超小型衛星を用いて宇宙空間においてテザーを伸展し、テザー上においてエレベーターの昇降機(クライマー)を移動させる宇宙実験を実施することを目標として、①テザー伸展、②クライマー移動、③超小型衛星について、以下に示す内容で進める。

① テザー伸展

1km~2km 程度の長距離テザー伸展について、STARS シリーズおよび観測ロケット実験ではテザー張力制御装置を開発しており、これらの宇宙実績を踏まえた設計を行う。また、テザーの力学定式化を行い、シミュレーションによる挙動解析を実施する。テザー伸展抵抗の計測、張力制御機構の特性を反映し、軌道上におけるテザー伸展が確実に実施できることを踏まえ、ミッション成立性を評価検証する。

② クライマー(昇降機)移動

テザー形状・材質を含めた昇降機の設計を行う。これは宇宙エレベーター技術競技会(繫留気球と地上を繋ぐロープを昇降ロボットが登る競技)等を通じての技術蓄積を活用する。ここでは超小型衛星搭載可能なサイズとすること、宇宙環境仕様とすることが課題となる。まず試作機を製作し、微小張力テザー上を昇降機が移動できることを実験的に検証する。2km テザーの重力傾斜によるテザー張力は10gf 程度である。昇降機の自重をキャンセルし、10gf 程度の張力を実現できる実験装置を製作し、地上実験による昇降安定化と位置制御に関する評価検証を行う。

③ 超小型衛星

本衛星は H-IIA の無償相乗りを視野に入れ、また 1km~2km 程度のテザーを伸展できる衛星として 50kg 級を開発することとする。これより、テザー伸展装置およびクライマーのサイズを検討し、各担当者にフィードバックする。また実験計画に基づき、電力系、制御系、データ取得系、通信系を設計する。

しかしながら、1km~2km のテザーミッションは米国 NASA が制定するデブリ発生抑制ガイドラインに抵触する可能性があることが判明し、国際調整を必要とすることとなった。解析の結果、テザー伸展回収について昇降機移動実験を含めて数時間以内に実施すること、もしくは推進機搭載により安全な軌道へ移動してミッションを行うことが必要となり、本研究期間でこれらの技術を実現することは困難であることが分かった。このため、試験機の改良を進めるとともに、スケールを縮小した二基の 10cm 立方サイコロ衛星 CubeSat によるミッションを実施することとした。

4. 研究成果

(1) 1-2km テザー伸展をミッションとする 50kg 級衛星

本研究の当初計画で進めた宇宙実験に関する研究成果について纏める。

① テザー伸展

超小型衛星はリソースが限られていることから、張力およびテザー伸展状態をフィードバックして制御することは困難であることを考慮し、伸展速度のフィードフォワードによる伸展手法を用いることとした。まず数値シミュレーションにより制御パラメーターを求め、これを満たすテザー伸展機構を開発した。

軌道高度 613km の円軌道を仮定し、親衛星 25kg および子衛星 25kg、バネによる分離初速 2m/s とした。テザー長さおよび振れ角による線形フィードバック制御(論文:P. M. Bainum, V. K. Kumar, Optimal control of the Shuttle-Tethered-Subsatellite system, Acta astronautica, Vol. 7, pp. 1333-1348, 1980.)を用い、1200m のテザーを平均伸展抵抗は 0.021N と仮定した結果例を図 4-1 (衛星間距離およびテザー長) および図 4-2 (テザー張力) に示す。青線が親子衛星間距離を示し、赤線がテザー繰り出し量を示す。赤線と青線の差はテザーが弛んだ状態といえる。分離直後 (t=0) は比較的大きいテザー張力が発生しており、これはテザー振れ角を抑制するためのもの、t=5600 付近のスパイク的な張力はテザー長に衛星間距離が追いついたことによる衝撃力、その後の張力は重力傾斜安定を維持するための張力である。

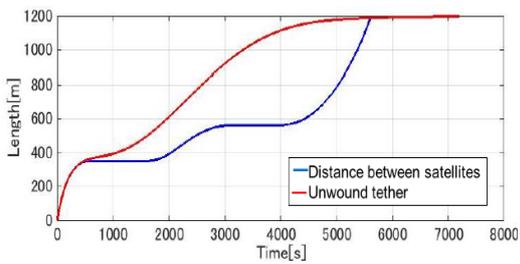


図 4-1: 衛星間距離とテザー長

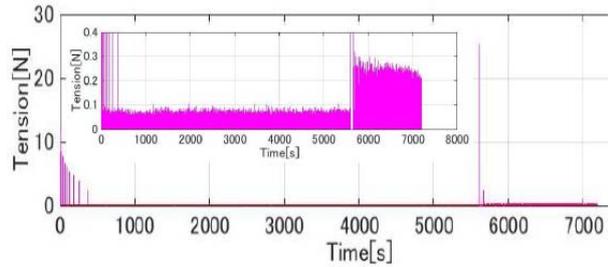


図 4-2: テザー張力

長距離テザー伸展装置の候補としては、スプール方式（芯にテザーを巻いて収納し、芯を引き抜いて解いていくことで伸展する）とリール方式がある。1-2km 程度のテザー長の場合、重力傾斜を効果的に利用することが難しいことを踏まえると、リール方式により安定したテザー伸展が望ましいことから、本研究ではリール方式を採用した。図 4-3 に初号機、図 4-4 に改良機を示す。改良機にはテザー張力測定機構が搭載されているとともに、レベルワインダーを設けることで、リールからのテザー繰り出し位置を制御でき、さらにテザー回収も視野にいれる機構となっている。

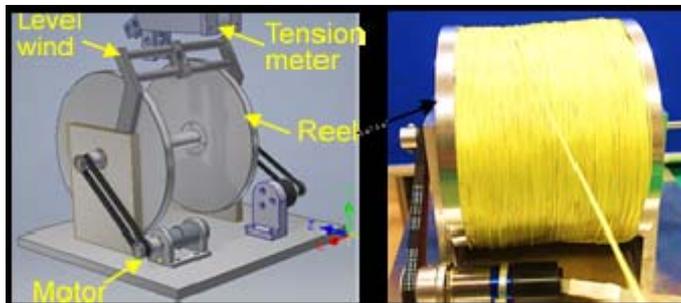


図 4-3: テザーリール機構初号機

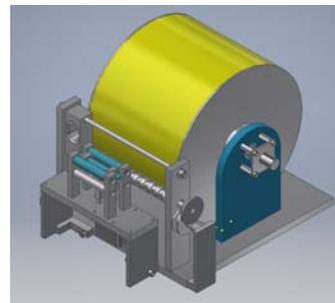


図 4-4 改良機

② クライマー（昇降機）

伸展したテザー上を移動するクライマー（昇降機）については、図 4-5 に示す試作機を用い、図 4-6 に示す実験を行い、性能を評価した。微小重力を模擬するためにガイドケーブルのガイドから試作機を吊り、テザーはウェイトにより張力を調整できる機構として、移動実験を行った結果を図 4-7 に示す。張力による差は少なく、クライマーのテザー保持力により電力消費に影響することがわかった。



図 4-5: クライマー試作機

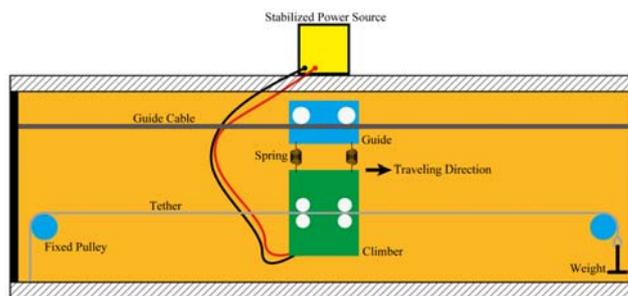


図 4-6: テザー上移動実験

| Tension [N] | Gripping Force [N] | Time [s] | Maximum Instantaneous Power [W] | Total Energy [J] |
|-------------|--------------------|----------|---------------------------------|------------------|
| 0.49 | 3.0 | 28.91 | 1.16 | 21.20 |
| 2.45 | 3.0 | 29.16 | 1.19 | 21.68 |
| 4.90 | 3.0 | 29.00 | 1.16 | 21.94 |
| 0.49 | 6.0 | 28.88 | 1.47 | 27.09 |
| 0.49 | 3.0 | 28.38 | 1.12 | 19.35 |

図 4-7: クライマー移動実験結果

③ 超小型衛星 (50kg)

テザー伸展装置およびクライマー（昇降機）を搭載できる機構を検討し、とくに重要となる親衛星および子衛星（この間をテザーで繋ぎ、そのテザー上をクライマーが移動する）の結合機構について提案し、試作機を製作した。図 4-8 に試作機全体図と、結合機構詳細を示す。結合機構はボールロックを用いたものであり、一般的に水道ホース取り付けなどで利用しているものを応用した。図右側に示すように、ロックピンによりボールが外側に押し出されることでロックされ、ロックピンを圧縮バネの力で抜くことによりボールが内側に移動してロック解除される。

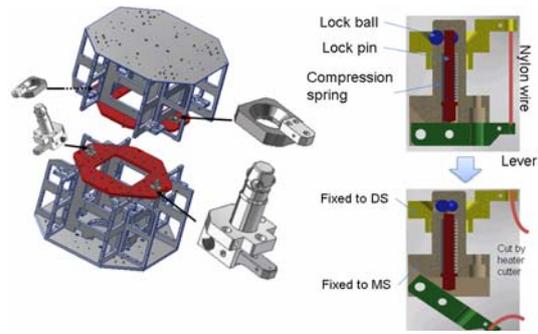


図 4-8: 親子構造と結合機構

(2) 超小型衛星 STARS-Me

ここまでの 50kg 級衛星による 1km~2km のテザー伸展ミッションは、米国 NASA が制定するデブリ発生抑制ガイドラインに抵触する可能性があることが判明し、本研究期間での実施が困難となった。そこで、スケールを縮小した二基の 10cm 立方サイコロ衛星 CubeSat によるミッションを実施することとした。図 4-9 にイメージ図を示す。CubeSat は長さ 10m 程度のテープ形状の金属製テザーを用い、エレベーターの昇降機（クライマー）は 3x3x6cm 程度の小規模なものを開発した。

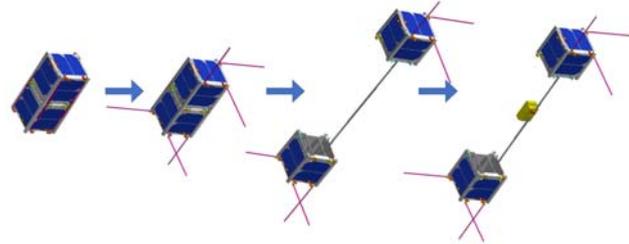


図 4-9: CubeSat 宇宙エレベーター実験

CubeSat の大きさから搭載できるテザー長に制限があることから、重力傾斜はあまり期待できないことを踏まえ、伸展時に形状を維持できるテープ状の金属製テザーを用いることとした。これより、分離初期速度を用いず、リール回転によりテザーを繰り出し、テザー剛性により伸展させる方法とした。ここで、テザー繰り出し速度が速いと衛星本体間勢力がテザー剛性を上回り、テザーの曲がりが大きくなり安定しないことが予測されるため、まず数値シミュレーションによる評価を行った。図 4-10 に速度の高低による伸展挙動に違いを示す。

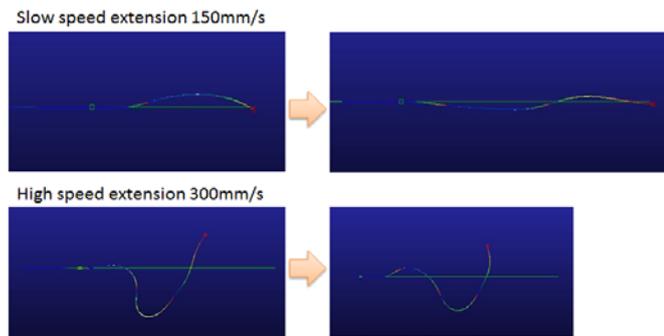


図 4-10: テープ状金属テザー伸展シミュレーション

さらに、空気浮上による平面実験検証評価を行った。図 4-11 にテザー伸展結果を示す。テザー一端を固定、他端に先端機（浮上）を取り付けている。写真は先端機の移動における位置を重ね合わせており、グラフは慣性座標 (Xi-Yi) と機体座標 (X-Y) で表した加速度、および先端機の姿勢であり、テザー繰り出し速度を制御することで安定できたことを示している。図 4-12 はクライマーの移動実験結果を示しており、テザー一端を固定、他端に先端機（浮上）を取り付け、テザー上でクライマー（浮上）を

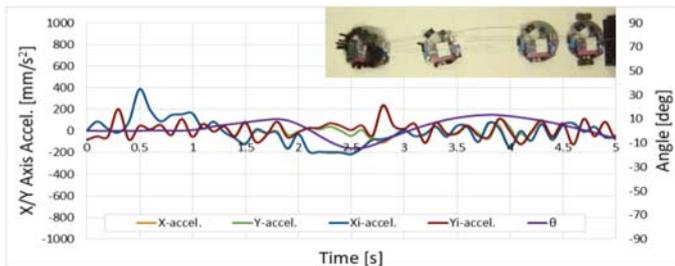


図 4-11: 空気浮上によるテザー伸展実験結果

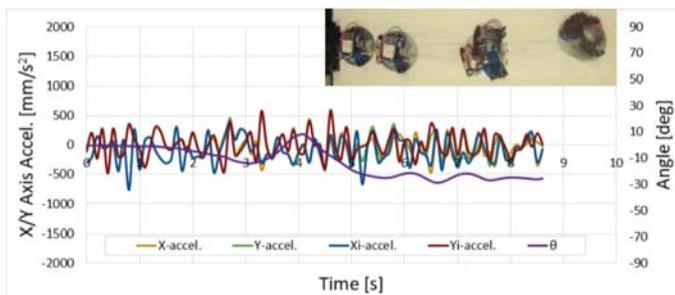


図 4-12: 空気浮上によるクライマー移動実験結果

さらに、空気浮上による平面実験検証評価を行った。図 4-11 にテザー伸展結果を示す。テザー一端を固定、他端に先端機（浮上）を取り付けている。写真は先端機の移動における位置を重ね合わせており、グラフは慣性座標 (Xi-Yi) と機体座標 (X-Y) で表した加速度、および先端機の姿勢であり、テザー繰り出し速度を制御することで安定できたことを示している。図 4-12 はクライマーの移動実験結果を示しており、テザー一端を固定、他端に先端機（浮上）を取り付け、テザー上でクライマー（浮上）を

移動させる。図 4-11 同様にクライマーについて示している。これより、クライマー速度を制御することで、安定な移動ができることがわかる。

2018年9月23日にH-IIBロケットにより打ち上げられ、同年10月6日に国際宇宙ステーションから放出されたが、通信不具合が発生しているため、現在復旧に向けて運用している。開発過程においては、ミニエレベーターの2U CubeSat 開発、CubeSat 搭載可能なクライマーを開発、コンバックステザー伸展回収機構を開発について、地上試験による機能検証を行った。これらの研究開発成果は、次の宇宙実験に繋がると期待できる。

5. 主な発表論文等

[雑誌論文] (計 5件)

- ① Ishikawa, Y., Otsuka, K., Yamagiwa, Y. and Doi, H., Effects of Ascending and Descending Climbers on Space Elevator Cable Dynamics, Acta Astronautica, Vol.145, pp.165-173, 2018, DOI: 10.1016/j.actaastro. 査読有.
- ② Yamagiwa, Y., Tao, K., Sato, S., Otsuka, K and Ishikawa, Y., Cable Dynamics and Control at the Simultaneous Deployment of the Cables from GEO Station during Space Elevator Construction, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, Vol. 16, No. 2, pp. 165-171, 2018, DOI: <https://doi.org/10.2322/tastj.16.165>, 査読有.
- ③ Yoshio Aoki, Akihisa Tabata, Goichi Ben, Ryo Goto, Study on Dynamic Response of FRP Float for Light Seaplane, Journal of Civil Engineering and Architecture, Vol.10, No.2, pp.175-182, 2016, 査読有.
- ④ 山極芳樹, 土井日向, 大塚清敏, 石川洋二, 宇宙エレベーターにおける運用時のケーブルダイナミックスの概説, 日本航空宇宙学会誌, 63巻, 6号, pp.205-211, 2015, 査読有.
- ⑤ 能見公博, 「超小型衛星 STARS-II のミッション計画と運用結果」, 航空宇宙技術, Vol. 14 (2015), pp. 53-58, 分野: 宇宙システム・技術, 査読有.

[学会発表] (計 5件)

- ① M. Nohmi and Yoji Ishikawa, “Development and Launch of Mini-Elevator Demonstration Cubesat STARS-Me”, submission number 46, the IAA SciTech Forum' 2018, 2018.
- ② M. Nohmi and T. Kumao, “Development of Mini Space Elevator Demonstration Satellite STARS-Me,” The International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space 2018, 2018.
- ③ M. Nohmi, Y. Yamagiwa, Y. Aoki, “STARS Elevator Technology Demonstration and Mission Process for Debris Mitigation,” the 1st IAA Conference on Space Situational Awareness (ICSSA), 2017.
- ④ M. Nohmi, Y. Yamagiwa, and Y. Aoki, “Mission Plan and Development of Space Orbital Elevator Demonstration Satellite SATRS-E,” ISEC 2016 Space Elevator Conference, 2016.
- ⑤ M. Nohmi and Y. Yamagiwa, “Tethered 2U CubeSat Development in Space Tethered Autonomous Robotic Satellite Project,” 2nd IAA Latin American CubeSat Workshop, 2016.

[図書] (計 0件)

[産業財産権] ○出願状況 (計 0件) ○取得状況 (計 0件)

[その他] ホームページ: <http://stars.eng.shizuoka.ac.jp/>

6. 研究組織

(1) 研究分担者

研究分担者氏名: 青木 義男, ローマ字氏名: AOKI Yoshio

所属研究機関名: 日本大学, 部局名: 理工学部, 職名: 教授, 研究者番号 (8桁): 30184047

研究分担者氏名: 山極 芳樹, ローマ字氏名: YAMAGIWA Yoshiki

所属研究機関名: 静岡大学, 部局名: 工学部, 職名: 教授, 研究者番号 (8桁): 30220255

※科研費による研究は、研究者の自覚と責任において実施するものです。そのため、研究の実施や研究成果の公表等については、国の要請等に基づくものではなく、その研究成果に関する見解や責任は、研究者個人に帰属されます。