

A-1

「Analytical contact models for regolith covered small body surfaces」

*Onur Celik, Nicola Baresi, Ronald-Louis Ballouz, Stefaan Van wal, Yasuhiro Kawakatsu (JAXA)

講演要旨 (英語) :

Small lander/rover payloads are relatively simple and low-cost options to obtain the ground-truth about small bodies and increase the scientific return from the exploration missions. However, due to uncertainties in the micro-gravity environment and in the surface knowledge, and limited/no control capability make the trajectory and attitude estimation challenging for mission planners, especially after the first impact. The interaction between small body surfaces and a given lander is most commonly analyzed through impulsive rebound approach from hard surfaces with constant coefficient of restitution (CoR), or through parallelized discrete element method (DEM) codes that can account for the interaction of small (mainly spherical) regolith particles. While the first approach allows for intuitive analytical models, the assumption of constant CoR and hard surface in general contradict with the current knowledge about asteroid regolith. On the other hand, the latter approach captures the fine details of the interaction (provided that the code correctly calibrated), however the main disadvantage of it is the amount of time required for the simulations involving large number of particles.

This paper therefore explores an alternative approach to simulate the surface interaction in a fast and sufficiently accurate way. The interaction is modeled by a linear dashpot force model, which includes the elastic (through a spring) and viscous (through mass damper) characteristic of the surface material. First, analytical models are derived for the force and torque models, and the relation between spring and damper constants with the surface CoR is established. Then, numerical tests are performed to construct the trajectory and attitude of a small cuboid lander with varying impact conditions and model constants. The subsequent calibration of the constants can be achieved through physical and numerical impact experiments, as well as through scaling laws established in the literature for various regimes of motion in different surface materials. This final force model enables

fast large-scale trajectory design studies under uncertainties without loss of accuracy.

A-2

「凸最適化による月惑星着陸機の航法最適着陸誘導の検討」

「Study of Navigation Optimal Landing Guidance for Planetary Lander by Convex Optimization」

*新井久旺（東大院），坂井真一郎（JAXA）

講演要旨（日本語）：月や火星への精密着陸には地形相対航法(TRN)による高精度航法が要求される。十分な燃料の下では，着陸誤差の主要因は航法誤差である。TRNの精度は探査機の位置や姿勢に依存するため，航法精度を向上させる航法最適軌道が存在する。航法アルゴリズムのカルマンフィルタを用い，着陸時の航法誤差がコスト関数の最適制御問題を示す。定義された問題は，ある仮定の下で，状態と指令値に関して線形化される。連続的な線形化と凸最適化によって問題は迅速に解決され，モンテカルロ解析により航法精度の向上が確認された。

講演要旨（英語）：

High accuracy navigation by terrain relative navigation(TRN) is required for pinpoint landing moon and mars. If there is enough fuel to descent to the landing target, the navigation error is main factor of landing error. Accuracy of TRN is depend on lander's position and attitude. This paper presents the optimal control problem that the navigation error at landing is a cost function. Under an assumption, this problem is linearized with respect to the spacecraft states and thrust commands. Therefore, this problem is quickly solved by successive linearization and convex optimization. By Monte Carlo analysis, It is observed that the proposed algorithm statistically reduces the navigation error at landing.

A-3

「惑星探査における凸最適化を用いた高信頼な着陸軌道生成手法の提案」

「A Reliable Powered Descent Scheme based on Convex Optimization for Planetary Landing」

*越後和也(東京院)，久保田孝（宇宙研）

講演要旨 (日本語) : 月・火星・フォボス・そして地球型小惑星といった天体は近未来において魅力的な探査対象である。そしてより詳細な情報を収集する手段として、着陸プロセスの技術は世界的な関心を集めてきた。しかしながら、理学的、工学的なミッション要求の向上により、探査機にはより正確により安全に、そしてより燃料消費を抑えた上で目的の着陸地点に高精度に着陸する能力が求められている。

着陸プロセスにおいて動力降下フェーズは非常に重要であり、地上から遠く離れた未知環境下では高い自律性が要求される。それゆえ、実機上で最適な着陸軌道を生成するために様々な研究が進められてきた。

特に、凸最適化を使用した手法は火星への着陸研究において大きな成功を収めている。制約条件・目的条件が全て凸の形状である凸最適化において、収束解は必ず大域最適解に一致する。さらに制約条件を陽に表現する事が可能であるとともに専用の解法アルゴリズムを用いる事で高速に解くことが可能であることが知られている。これらの性質より、宇宙における様々な軌道生成問題に凸最適化は応用され、研究が進められている。しかしながら、現在信頼性に関して言及された研究は存在しない。燃料消費制約の厳しさから、ほとんどの研究においては燃料最適の観点で研究が進められてきた。将来的な惑星着陸ミッションの成功確率を上げるためには信頼性の担保は必要不可欠であり、それを実現するアルゴリズムが強く求められている。安定性の実現のための障害のひとつは、現在座標を計算する際のエラーである。動力降下中は相対位置は表面上のランドマークをカメラで撮影して計算されるからである。着陸地点の傾斜・障害物の存在も同じく障害になり得る。地表面での転倒はさまざまミッションの失敗に繋がるからである。それゆえ、将来のミッションのためにより安全な着陸軌道生成アルゴリズムが求められている。そしてそのアルゴリズムは機体をなるべく垂直に、そして可能な限り広い視野を持つとともに、障害物を回避する着陸を実現する必要がある。本研究では凸最適をベースにした最大安定着陸経路生成アルゴリズム・最大回避着陸軌道生成アルゴリズムの2つから構成される。提案手法を導入することによってより安全な着陸軌道生成を実現する。本稿において、この提案された最適化アルゴリズムは凸最適化の一手法である二次錐凸計画問題に変換され、多項式時間で解くことが可能であることが示される。さらに本研究はこの変換過程が実際のガイダンスアルゴリズムに利用可能であることを以下の2つの理論的な証明を通して示す。

1. 提案された最適化問題は非凸な制約条件を持つが、これが凸最適化問題に最適性を保ったまま変換可能である事
2. 提案された最適化問題から得られた加速度解は最大と最小の2値しか取らず、バンバン制御に適する事

これらの理論証明は状態制約付きの最大値原理によって行われ、実装された提案手法の有効性はイトカワに対する着陸シミュレーションによって示される。

講演要旨 (英語) : The Moon, Mars, Phobos, and Near Earth Asteroids are attractive targets for exploration in the near future. In order to get more detailed information,

planetary landing missions have received a lot of attention all over the world. Due to the increasing scientific and engineering mission requirements, spacecrafts must accomplish more accurate, more reliable, and more efficient landing. During landing process, powered descent phase is critical for the success of those future missions. In addition, unknown and highly nonlinear environments far away from the Earth require high autonomy. Thus, various kinds of research works have been carried out, on onboard powered descent guidance algorithms. In particular, a convex optimization based approach has achieved a great success in Mars pinpoint landing. Convex optimization guarantees that any converged solution is the optimal solution. Moreover, it has the advantage to include constraints explicitly and has the ability to be solved by efficient solution methods. Because of all these reasons, convex optimization has been adopted in several aerospace applications. From the rigors of the fuel restrictions, considerable research attention has focused on fuel-optimality. So far, however, there has been little discussion about accuracy and reliability. Usually, relative position and velocity are calculated by visual feature matching and landmark recognition while the powered descent phases. However the estimated relative position and velocity include an error. Slope of landing site and Obstacles are another difficult factors while landing, because overturning on the surface directly results in a mission failure. Therefore, a more accurate and reliable powered descent guidance algorithm is needed for future missions, which can keep the spacecraft vertical to the ground and providing a wide visual field of the camera and avoiding obstacles during landing process. In this paper, a optimal-safety powered descent guidance problem and a maximum-avoidance powered descent guidance problem are newly defined, and a novel convex optimization based approach is proposed to solve the problems. The defined problems are transformed into the Second Order Cone Programming (SOCP) by using the slack variable method and variable approximation. SOCP is a subclass of convex optimization problem that can be solved in polynomial time. It is necessary to show that the transformation process is appropriate for the actual spacecraft guidance. Hence this paper presents two theoretical proofs as followed: First, the proposed problems, which has non-convex constraints, are formulated as a convex optimization problem. Second, the thruster magnitude derived from the proposed algorithms follows a bang-bang profile, which is appropriate for RCS (Reaction Control System). They are accomplished via maximum principle with state constraints. The ability of the proposed methods is demonstrated by numerical simulations.

A-4

「地球大気を利用した重力-空力アシスト軌道の概念検討 地球大気を利用した重力-空力アシスト軌道の概念検討」

「Conceptual Study of Aerogravity-Assist Trajectories using the Earth's atmosphere」

*中谷淳 (岐阜高専)

講演要旨 (日本語) : 将来の軌道技術として重力-空力アシストが検討されている。これは従来の重力アシストと比較して、宇宙機の加速量、または減速量の増加が期待されている技術である。しかし、重力-空力アシストでは惑星大気圏内の飛行を伴うため、スイングバイによる加速量と惑星大気圏内の飛行に伴う空気抵抗による減速量とのバランスを慎重に検討する必要がある。本研究では軌道解析と空気力学の視点から地球を利用した重力-空力アシストがどの程度有用であるかを検証した。

講演要旨 (英語) : Aero-gravity assist is being studied as a future orbital technique. This is a technology expected to increase the acceleration or the deceleration of the spacecraft as compared with the traditional gravity assist. However, aero-gravity assist involves atmospheric flight. So, it is necessary to carefully examine the balance between the amount of acceleration by the gravity assist and the amount of deceleration due to drag caused by the planetary atmospheric flight. In this study, we examine how useful the aero-gravity assist using the Earth is from the viewpoint of orbital analysis and aerodynamics.

A-5

「サドル点への遷移軌道の解析」

「Transfer to the Sun-Earth Saddle Point」

*中宮賢樹 (帝京大)

講演要旨 (日本語) :

各天体の重力加速度が釣り合うサドル点は、MOND や TeVeS などの新しい重力理論を検証するのに適した場所であり天体物理学の分野でも非常に関心が持たれているが、未だ探査されていない未踏の地である。

本研究では、太陽-地球系ラグランジュ点近傍からサドル点へ向かう軌道遷移の解析を行う。

講演要旨 (英語) :

The saddle points are locations where the net gravitational accelerations of celestial bodies is balanced. Although they seem to be

remarkable locations to verify the new gravity theories (e. g., MOND/TeVeS), saddle points are still unexplored. In this paper, the transfer trajectories to the saddle point from the Sun-Earth halo orbit are analyzed.

A-6

「ハロー軌道をハブとした低エネルギー輸送軌道の設計と増速量低減化手法」

「The Design of Escaping Trajectory from Mars and the Method of Delta V Reduction」

* 田仲悠 (早大), 川勝康弘 (JAXA), 吉村浩明 (早大)

講演要旨 (日本語) :

ハロー軌道を挟んだ 2 つの領域間を必ず輸送される低エネルギー軌道の新たな設計手法について述べる。これは、ハロー軌道上に基準点を取り、安定多様体と不安定多様体を用いて前後の時間に軌道伝播することで接続する手法である。本研究では、太陽、火星、宇宙機系の円制限 3 体問題を対象に、火星衛星 Phobos を出発し、火星側の領域から太陽側の領域へと輸送される軌道を設計する。従来の手法に、火星衛星出発時の状態量に様々な値を与えて軌道伝播する網羅的探索があるが、この手法では軌道伝播をしないと火星重力圏を脱出するかわからず計算コストが高いという欠点がある。そこで、ハロー軌道を基準点としてそこから前後の軌道を生成する手法をとることで、必ず火星重力圏を脱出する軌道設計を実現する。また、設計された軌道についてより実用的なものに近づけるため、状態遷移行列とハロー軌道の固有ベクトルを用いて出発時の増速量を低減化する手法について検討する。

講演要旨 (英語) :

We will talk about the new method to design a low energy trajectory, which transits between the two regions located on both sides of the halo orbit. In this new method, we will take the reference point on the halo orbit as hub, and then connect the trajectory to propagate backward and forward in time by using the stable manifold and the unstable manifold. We will confirm this method in the Sun-Mars-spacecraft system of CR3BP and design the transit trajectories starting from Martian moon "Phobos". In conventional approach, grid search that propagates the various initial conditions at Martian moon is not clear whether the spacecraft can escape from Mars if we don't propagate the trajectory in advance. This makes calculation cost higher. In order to overcome this demerit of the grid search, we will consider the method to propagate

the trajectory from halo orbit backward and forward in time, and the Mars escaping trajectory will be realized. In a practical point of view, we will also consider about the method of reduction of Delta V at Phobos by using the state transition matrix and the eigenvectors of halo orbit.

A-7

「地球-月系ラグランジュ点における日陰を回避した軌道設計」

「Trajectory Design of Eclipse-Free Halo Orbits around The L2 Libration Point」

* 近澤拓弥(宇大), Nicola Baresi, 尾崎直哉(JAXA), Stefano Campagnola(JPL), 川勝康弘(JAXA)

講演要旨（日本語） : 将来の月探査、深宇宙探査の拠点候補地として地球-月系ラグランジュ点に注目が集まっている。宇宙機をラグランジュ点に滞在させる際の一つの問題として日陰があるが、朔望周期軌道を用いることで日陰を避けることができる可能性が提案されている。本研究ではそれらに対して体系的な解析を行い、日陰を避けるためには適切な朔望周期軌道を選択する必要があることを示す。またミッション設計上重要なパラメータの解析を行い、将来の月探査及び小型探査機に対して有益な結果を共有する。

講演要旨（英語） : Recently, Earth-Moon Lagrangian points has attracted a lot of interest due to upcoming lunar missions and as a gateway for deep space exploration. However, when keeping a spacecraft in a L2 libration point orbit, lunar and Earth eclipse are often encountered. To avoid this issue, several researches have introduced a method of eclipse avoidance that relies on synodic resonant orbits. In this paper, we provide a comprehensive analysis of these orbits and explain how a selection of a specific Sun-Earth-Moon geometry enables eclipse-free trajectories. These orbits are then analyzed in terms of mission design parameters such as station keeping costs and transfer opportunities. The results of this investigation are not only beneficial for future manned mission to the Moon, but also for small-class satellites and CubeSats.

A-8

「多周回周期 QSO の生成とその性質」

「Generation and Characterization of Multirevolutional Periodic Quasi-satellite Orbits」

*一ノ宮健人 (早大), Nicola Baresi (JSPS), 川勝康弘 (ISAS/JAXA), 柳尾朋洋 (早大)

講演要旨 (日本語) :

惑星や衛星の周回探査軌道として考えられている QSO (Quasi-satellite Orbit) の一種として, 多周回周期 QSO というものがある. 多周回周期 QSO とは周回中心の天体を複数回周回した後閉じる QSO であり, 中心天体に対する振幅が一周回毎に大きく変化するという性質を持つ. この性質を利用した QSO 間遷移手法の提案が期待されている一方で, 多周回周期 QSO 自体の分布や力学的性質はあまり解明されていない. この理解の為, 本研究では, 一周回後に閉じる単周回周期 QSO の分岐解析の結果を用いて多周回周期 QSO の生成を行い, その安定性や分岐点をはじめとする力学的性質について考察する.

講演要旨 (英語) :

Multirevolutional periodic quasi-satellite orbits are kinds of quasi-satellite orbits (QSOs) which are closed after multiple revolutions around its central body. One of the important characteristics of them is that their amplitude with respect to the central body changes significantly for each revolution. Because of this characteristic, it is expected that multirevolutional periodic QSOs are applied for transfers between QSOs of different amplitudes, but the distribution and the dynamical characteristics of them have not been understood well. In this study, we generate multirevolutional periodic QSOs from the bifurcation points of singlerevolutional ones and consider their dynamical characteristics such as stability and bifurcation points.

A-9

「ロケット姿勢角の振動運動解析」

「Vibration analysis of rocket attitude angle」

*宮本悠矢(東大)

講演要旨 (日本語) : ロケットは航空機と同様に尾翼に働く空気力によって静安定となっている。ロケットの高度が上昇するに応じてこの空気力は小さくなる。このような力の働くロケットの姿勢角振動の解析、および尾翼付き観測ロケット SS520-5 での実測値との比較を行う。

講演要旨（英語） : Air force acting on the tail makes rockets stable. This air force becomes smaller as the rocket's altitude rises. I analyzed the attitude angle vibration of the rocket under such force, and compared it with the measured value in the rocket SS250.

A-10

「自励振動に基づくスピン型ソーラーセイルのアクティブ形状制御」

「Active Shape Control of Spinning Solar Sails Based on Self-Excited Oscillation」

*高尾勇輝（東大）、森治（JAXA）

講演要旨（日本語） : 本稿では、ソーラーセイルの膜面形状を、固有振動モードを用いて制御する手法を提案する。本手法は、膜面に共振を励起することで特定のモード形状を作り出すものであり、太陽光圧のような微弱な力で大変形を起こすことができる。実際のシステムにおいては、振動特性が動的に変化するため、共振点を追尾する制御則が求められる。ここでは、システムの変動を考慮した、状態フィードバック制御について述べる。

講演要旨（英語） : A shape control method for spinning solar sails utilizing natural vibration mode is presented. This method aims to excite an oscillation on the sail membrane so that it forms a certain modal shape, which allows exciting large deformation using small input such as solar radiation pressure. Since vibrational characteristics of the actual system changes as the membrane deforms, a control law to automatically track the oscillation point is required. This study investigates state feedback control that takes into account the change in system characteristics.

A-11

「ソーラーセイルの擬似平衡点を用いた姿勢制御法とミッションへの適用」

「Attitude Control of Solar Sail-craft using Pseud Equilibrium Point and its Application to Space Missions」

*渡邊元樹(青学大)、中条俊大(JAXA)、森治(JAXA) 菅原 佳城(青学大)

講演要旨（日本語） :

本研究では、擬似平衡点を用いたソーラーセイルの姿勢制御法を提案する。スピン型ソーラーセイルの姿勢運動はある平衡点の周りで姿勢ドリフト運動とい

った特徴的な運動をする。そこで、平衡点を擬似的に作るバイアストルクを加えることで任意の姿勢を実現する。さらに、擬似平衡点位置による安定性をシステムの固有値より解析する。この擬似平衡点と、新しい制御法である太陽電池の熱輻射圧を利用した制御を考えることで、特に OKEANOS ミッションを想定しフェージビリティを明らかにする。

講演要旨（英語） :

This study proposes an attitude control method of solar sail-craft. In spinning solar sail-craft, characteristic movements such as vortex motion (attitude drift motion) in which the spin axis tilts **due to the influence of solar radiation pressure are observed**. Therefore by inputting a bias input to create a pseudo equilibrium point, an arbitrary attitude is realized. Furthermore, stability based on pseudo equilibrium point position is analyzed from eigenvalues of the system. By considering the pseudo equilibrium point and the control method using thermal radiation pressure of solar cells which is a new control method, the feasibility of application to the OKEANOS mission is clarified.

A-12

「画像を用いた探査機の自律着陸誘導航法制御」

「Image-based Autonomous Guidance, Navigation and Control of Spacecraft」

*坂本克也(東大)、高尾勇輝(東大)、森治(JAXA) 中条俊大(JAXA)、照井冬人(JAXA)、大野剛(JAXA) 三柘裕也(JAXA)

講演要旨（日本語） : 深宇宙探査およびサンプルリターン等を達成するためには、探査機の、目標天体への安全な着陸が必要不可欠である。次期ソーラー電力セイル OKEANOS では、木星のトロヤ群小惑星への着陸が検討されている。遠くの天体では、主流として用いられている地上局経由の誘導航法制御では、指令が探査機に届くまでの伝搬遅延が大きな問題となり、安全な着陸が難しくなる。こうした問題を解決するために、探査機が地上を介することなく自律で着陸するためのオプティカルフローなどを用いた手法を提案し、小惑星の 3D モデルを用いたシミュレーションを行う。

講演要旨（英語） : **It is essential for spacecraft to land the asteroid safely in order to achieve sample return from asteroid. The next solar power sail mission OKEANOS, planned to be launched in 2026, aims for sample return from a Jovian Trojan asteroid. In this mission, propagation delay is longer**

and it is difficult to utilize popular Guidance Navigation and control method. In order to solve this problem, we propose new GNC method making use of Optical Flow and so on and numerical simulation is conducted using a 3D model of an asteroid.

A-13

「小天体試料採取における粒子の運動解析とその装置の設計」

「Motion Analysis of Sample on Small Bodies and Design of Sampler」

*エスラミ ヘサモディン(青学大(院)), 森治(JAXA), 中条俊大(JAXA) 松本純(JAXA), 菅原佳城(青学), 大木優介(東大)

講演要旨(日本語): 本研究は、粒子採取に関わるパラメータに対する試料挙動の感度解析を行い、サンプラホーン形状と粒子の挙動の関係を明らかにすることでサンプラの試料採取性能の向上を図ることを目的とする。本研究では、数値シミュレーションを用いた弾丸方式の試料採取方法に着目した。

講演要旨(英語)

The present study was undertaken in order to enhance sampler sampling performance by clarifying the relation between sampler horn shape and particles behavior and produce a guideline for the design of the sampler horn. The study puts its focus on Bullet sampling method using numerical simulation.

A-14

「ガス噴射によるレゴリス吹き上げの数値シミュレーションと着陸・サンプル採取システム設計への応用検討」

「Numerical simulation of motion of regolith blown by ejected gas and its application to design of landing and sampling system」

*中条俊大(JAXA), 鈴木宏二郎(東大)

講演要旨(日本語): 小天体着陸探査においては、小天体表面の掘削、試料採取などの場面で、ガスを用いて積極的にレゴリスを吹き上げることがある。科学成果を得るための十分量を採取するためには、レゴリスの挙動の理解が必要である。そこで本研究では、これらへの適用を見据えたDEM-CFD連成シミュレータを開発している。本講演では、モデル化の例とそれに対応する検証計算結果、および着陸・サンプル採取システム設計への応用検討について報告する。

講演要旨(英語): In recent space exploration missions with a

lander landing on small bodies, a lander may use gas to excavate the surface of small bodies to collect samples, where regolith is blown up positively. To collect sufficient amount of samples for science, it is necessary to understand behavior of blown regolith. We have newly developed a simulation method aiming at these phenomena, which is based on DEM-CFD coupling analysis. This paper shows a modelling and verification results of cratering simulation, and study of application to design of landing and sampling systems.

A-15

「小惑星回りの逆行周回軌道の解析」

「Analysis of a distant retrograde orbit around an asteroid」

*西村和真（阪大・院）、山田克彦（阪大）

講演要旨（日本語） :

本講演では主天体の回りを軌道運動する小惑星のまわりの宇宙機の軌道運動について考察する。宇宙機と小惑星の軌道要素の差分を変数にとり、小惑星から宇宙機に働く微小重力を摂動力としてとらえて相対運動の方程式を導く。この方程式をもとに宇宙機が小惑星の回りを安定的に軌道運動する逆行周回軌道の条件を考察する。

講演要旨（英語） :

In this study, spacecraft orbital motion around a small asteroid is considered. By taking differences of orbital elements between the spacecraft and the asteroid as independent variables, basic equations of the relative motion are derived. The small gravitational force exerted on the spacecraft from the asteroid is considered as a perturbation force. From the basic equations, conditions on the stable orbital motion of the spacecraft around the asteroid are considered.

A-16

「小天体近傍における逆行涙滴型軌道」

「Retrograde Teardrop Orbits around Small Celestial Bodies」

*菊地翔太（JAXA）、大木優介（東大院）、津田雄一、武井悠人、竹内央、佐伯孝尚、池田人、大野剛（JAXA）

講演要旨（日本語） :

本講演では、太陽光圧による摂動が強い小天体周りでも安定な逆行涙滴型軌道（RTO: Retrograde Teardrop Orbit）に関する研究結果を報告する。小天体近傍

での安定な軌道として、Terminator 軌道が知られているが、この軌道は軌道傾斜角がほぼ 90deg であることが要求され、ミッションに大きな制約を与えてしまう。一方で、本研究で提案する RTO は、1 周に 1 回わずかな ΔV を与えることで周期性を持たせた軌道であり、Terminator 軌道に比べて自由度が飛躍的に向上する。本講演では、RTO の設計手法を示すとともに、はやぶさ 2 計画における適用例を紹介する。

講演要旨 (英語) :

This research investigates retrograde teardrop orbits (RTOs) in the vicinity of small celestial bodies. Terminator orbits are known to be stable even in the strongly perturbed environments around small bodies. However, this type of periodic orbit exists only near the terminator region, and thus, the capabilities of a mission can be restricted. By contrast, RTOs, which are made periodic by applying a small deterministic delta-V within each period, provide high flexibility in the orbit design. This talk describes the orbit design methodology for RTOs and their applications to the Hayabusa-2 mission.

A-17

「軌道傾斜角の変化における平面不安定周期軌道の役割」

「The role of planar unstable periodic orbits in inclination change」

*大島健太 (国立天文台)

講演要旨 (日本語) : 本研究では、円制限三体問題における第二天体近傍の軌道面外成分を持たない平面不安定周期軌道が、あるヤコビ定数の範囲において軌道面外方向に弱い不安定性を持つことを見出した。その不安定性に付随する不変多様体は、不安定性の弱さから周期軌道近傍に一定期間とどまることで第二天体を複数回フライバイするため、軌道面外方向の微小な摂動が大きく変化する。本発表では、様々な種類の平面不安定周期軌道に付随する不変多様体の、軌道傾斜角の変化量とヤコビ定数の関係を報告する。応用として、第二天体近傍の平面不安定周期軌道は ARRM や MMX ミッションで利用が検討されている平面安定 quasi-satellite orbit (QSO) と接点を持つため、投入マヌーバを失敗しても QSO と 1 周期後に再会合できることに注目し、不変多様体を利用した連続フライバイによって宇宙機の軌道傾斜角をゼロにした後、接点において平面安定 QSO に投入する endgame strategy を提案する。

講演要旨 (英語) : This study shows that planar unstable periodic orbits near the secondary body in the circular restricted three-body problem have weak instabilities to the out-of-plane direction within certain ranges of the

Jacobi constant. Associated invariant manifolds do not instantly leave a periodic orbit and flyby a body multiple times due to the weak instabilities, resulting in substantial change in inclination. We will present relationships between values of the Jacobi constant and the magnitude of change in inclination of invariant manifolds associated with several planar unstable periodic orbits. As an application, this study proposes an endgame strategy for insertion into a planar stable quasi-satellite orbit (QSO) by decreasing inclination of a spacecraft down to zero via multiple flybys and performing insertion maneuver at a tangential point between a QSO and a planar unstable periodic orbit, which allows multiple chances of insertion maneuver due to the use of a periodic orbit.

A-18

「静止衛星の最短時間軌道遷移に関する検討」

「A study on minimum-time transfer of geostationary satellite」

*北村憲司 (三菱電機)

講演要旨 (日本語) : 低推力スラスタによる静止衛星の最短時間軌道遷移について検討した。まず、最短時間軌道遷移を実現するための準最適なステアリング則を求め、次に太陽電池パネルの発電効率や衛星の角運動量制約を考慮できるようにステアリング則の拡張を行った。拡張されたステアリング則の有効性を数値シミュレーションで評価した。

講演要旨 (英語) : This study focuses on the minimum-time orbit transfer of geostationary satellite. First, the near optimal steering logic just considering the translational motion is presented. Then, the steering logic is extended to take into account the limitation on the angular momentum of the actuator and the power generation of solar array panel. The effectiveness of the proposed logic is evaluated by the numerical simulations.

A-19

「膜面デバイスの反りによる膜構造物の膜面形状と剛性に関する研究」

「A Study on Shape and Stiffness of Membrane Structure Due to Warp of Membrane Device」

*加藤陸史(東海大(院)), 森治(JAXA), 中条俊大(JAXA), 佐藤泰貴(JAXA), 奥泉信克(JAXA) ,

角田博明(東海大)

講演要旨 (日本語) :

本研究は膜面デバイスの反りによる膜構造物の膜面形状と剛性の制御について議論するものである。近年、軽量かつ収納性に優れているため、宇宙利用として膜構造物が注目されている。2010年にJAXAによって打ち上げられた小型ソーラー電力セイル実証機 IKAROS は、宇宙空間で様々なミッションを成功させ、ソーラー電力セイルを世界で初めて実証した。IKAROS ではセイルとなる膜面に薄膜太陽電池を貼付することで大電力を確保していた。ソーラー電力セイルの実証と同時に想定外な現象も確認された。IKAROS では膜面が平面でなく変形がしていたことがわかっている。薄膜太陽電池がバイメタル効果で反ることが原因で、膜面全体に変化が起きたと考えられている。膜面の形状変化においては、薄膜太陽電池の反る方向によって、膜面全体が傘型や鞍型のよう大きく変化することがわかっている。また、膜面の剛性においては、膜面が反ることで膜の剛性が高くなり、膜面全体の剛性も高くなったことが確認された。一方で、膜面全体の形状が変化することで、太陽光圧によって構造物へ不都合なトルクが与えられてしまうことが考えられる。本研究では、太陽光圧トルクの影響を考慮しつつ、逆に現象を利用し、反りのあるデバイスを利用することで、膜面全体の形状や剛性を制御することを提案する。

IKAROS では薄膜太陽電池が反ることで形状が変化していた。薄膜太陽電池を膜面に多く貼付することで膜面全体が反ることとなる。半径方向の反りと周方向の反りでは膜面全体の形が大きく異なる。また、半径方向と周方向の反りを組み合わせることで様々な形に膜面全体を変形させられる。これにより反り方向の組み合わせによって太陽光圧トルクの影響を抑えられる組み合わせがある。したがって本研究では貼付箇所と貼付の個数によってどのような形に変形させられるかを明らかにする。

講演要旨 (英語) :

This study discusses shape and stiffness of membrane structure due to warp of membrane device. Recent years, because it is lightweight and storage efficiency is good, membrane structures are attracting attention as space use. The solar power sail "IKAROS", launched by JAXA in 2010, succeeded in various missions in space and demonstrated solar power sail for the first time in the world. In IKAROS, high power was secured by attaching a thin film solar cell to the film surface to become a sail. IKAROS confirmed solar power sail as well as unexpected phenomena at the same time. IKAROS has deformed the membrane surface was not flat. It is thought that the thin film solar cell warped by the bimetallic effect, causing a change in the entire film surface. In the shape change of the film surface, it is known that the whole membrane surface changes greatly like an umbrella shape or a saddle shape depending on the

warping direction of the thin film solar cell. Regarding the stiffness of the membrane surface, it was confirmed that the stiffness of the membrane was increased by warping the membrane surface, and the stiffness of the entire membrane surface was also increased. On the other hand, it is conceivable that an undesirable torque is given to the structure due to solar light pressure by changing the shape of the entire film surface. In this study, conversely using this phenomenon, propose to control the shape and rigidity of the entire membrane surface by using warped devices.

In IKARSO, the thin film solar cell warped and its shape changed. When the thin film solar cell is attached to the membrane surface in large amounts, the entire membrane surface is warped. The shape of the entire film surface is largely different between the warp in the radial direction and tangential direction. Also, by combining the warp in the radial direction and the tangential direction, it is possible to deform the entire film surface into various shapes. There are combinations that can suppress the influence of solar light pressure torque by combination of warping directions. Therefore, in this study, it is clarified what kind of shape can be deformed by the pasting place and the number of pasting.

A-20

「曲率を有する膜面デバイス付きソーラーセイル膜全体の変形特性」

「Deformation Properties of Solar Sail Membrane with Curved Thin-film Device」

*松下将典, 奥泉信克, 森治, 佐藤泰貴 (JAXA), 岩佐貴史 (鳥大), 松永三郎 (東工大)

講演要旨 (日本語) :

ソーラー電力セイル **IKAROS** および **OKEANOS** 同様に複数のペタル膜をブリッジで結合した構成を持つセイル膜全体の有限要素モデルで、曲率を有する膜面デバイスによる膜変形への影響を解析する。膜面デバイスの向き、位置をパラメータとし、太陽輻射圧が外力として作用するときの膜の面外変位および膜に生じる太陽輻射圧トルクを求めることで、全体形状を評価する。

講演要旨 (英語) :

The effect of a curved thin-film device on deformation of a solar sail membrane is analyzed with a finite element model of a membrane structure, such as the solar power sail **IKAROS** and **OKEANOS**. Using the direction and position of the thin-film device as parameters, the whole shape is evaluated by calculating the out-of-plane displacement of the membrane

and the solar radiation pressure torque acting on the membrane.

A-21

「展開膜面における巻き付け方法の解析的研究」

「Analytical study on Roll-up Method for ployable Membrane」

*倉川正也（青学大院），森治（JAXA），奥泉信克(JAXA)，坂本啓(東工大)，宮崎康行(日大)，菅原佳城（青学大）

講演要旨（日本語）：近年，厚さが数マイクロ，形状が数～数十mである大型の宇宙膜面構造物が注目されており，様々な収納方法が検討されてきた．打上げ前の巻きつけ時，膜面の厚みを考慮すると，折りたたんだ膜面の内外に周差が発生する問題がある．これを解決するために，膜面やデバイスの厚さから発生する内外周差を予測し位相を管理することで，内外周差を解消する方法が提案されてきた．一方で，位相を調整する目標値が不明かつ経験的であった点や，位相を調整した結果，発生した波型の弛みが周方向の膜厚の不均一を引き起こす問題点が挙げられた．本研究では，位相管理の目標値を解析的に導出し，実験と比較，検証を行う．

講演要旨（英語）：

In recent years, a large space film structure having a thickness of several micro and a shape of several to several tens of meters attracts attention, and various storing methods have been studied. Considering the thickness of the film surface at the time of winding before launching, there is a problem that circumferential difference occurs inside and outside of the folded film surface. In order to solve this problem, a method of solving the difference between the inner and outer circumference by predicting the inner / outer circumferential difference arising from the film surface and the thickness of the device and managing the phase has been proposed. On the other hand, the point that the target value for adjusting the phase is unknown and empirical was pointed out, and as a result of adjusting the phase, the wavelike slack that occurred caused the unevenness of the film thickness in the circumferential direction. In this research, we derive target value of phase management analytically, compare with experiment, and verify.

A-22

「曲率を有する膜面デバイスが1軸張力下の矩形膜の固有振動数に与える影響」

「Effect of Curved Thin-film Device on Natural Frequency of Rectangular Membrane under Uniaxial Tension」

*松下将典, 奥泉信克, 森治, 佐藤泰貴 (JAXA), 岩佐貴史 (鳥大), 松永三郎 (東工大)

講演要旨 (日本語) :

ソーラー電力セイルでは、セイルに薄膜太陽電池等の反った膜面デバイスを貼付するが、反りで面外剛性や固有振動数が増大する。本研究では、セイル単純モデルとして、反った膜面デバイス単体付き矩形膜を対象に、反りが面外方向の固有振動数に与える影響をみるため、反りのない膜面デバイス付き膜・膜面デバイスの無い膜と比較して、1軸張力パラメータを振って、固有値解析を実施し、その検証のため真空槽内で振動実験を実施した。

講演要旨 (英語) :

A solar power sail has a thin membrane with curved thin-film devices. The curvature of the thin-film device increases out-of-plane stiffness and natural frequency of the membrane structure. In this study, the effect of a curved thin-film device on the natural frequency of a rectangle membrane under uniaxial tension is investigated. The membranes with and without the curved thin-film device and with the flat thin-film device are considered. Geometric nonlinear finite element analysis and eigenvalue analysis are conducted to investigate the natural frequencies of the mode at the maximum effective mass ratio under the tension force. The numerical simulations are verified by vibration experiments of a membrane with and without a curved thin-film device.

A-23

「スパッタリング法による多層膜の形状制御に関する研究」

「A Study on Shape Control of Multilayer Film by Sputtering」

*池田峻太 (青学大), 森治 (JAXA), 佐藤泰貴 (JAXA), 菅原佳城 (青学大)

講演要旨 (日本語) : ソーラー電力セイルである IKAROS は 2010 年に打ち上げられ、セイルに搭載された薄膜太陽電池での発電が実証された。これと同時に、この薄膜太陽電池が曲率を持つことも確認された。しかし、薄膜太陽電池が曲率を持つと、光圧の影響により宇宙機の姿勢は不安定となる。このように薄膜太陽電池のような多層膜の曲率は解消すべき問題である。本研究では、薄膜成膜法の一つであるスパッタリング法による内部応力に

着目し、多層膜にスパッタリングを施すことでこの形状を制御する手法を提案し、解析と実験により妥当性の検証を行う。

講演要旨 (英語) : IKAROS, the solar power sail, launched at 2010 and demonstrated that thin-film solar cells could generate the electricity. Through the demonstration, it was found that the thin-film solar cells of IKAROS were curved. If the thin-film solar cells are curved, the attitude of the spacecraft becomes unstable. In this study, focusing on internal stress by sputtering method, which is one type of thin film deposition method, we propose a method to control this shape by sputtering on multilayered film and verify the validity by analysis and experiment.

A-24

「超小型月近傍探査機 EQUULEUS の水推進を用いた姿勢軌道制御方式の検討」

「EQUULEUS Mission Analysis : Attitude and Trajectory Control Method by Using Water Resistojet Thruster」

*高橋亮平(東大)、野村俊一郎(東大)、端洋輔(東大)、西井啓太(東大)、松下周平(東大)、船曳敦漠(東大)、五十里哲(東大)、泉宏之(東大)、船瀬龍(東大)

講演要旨 (日本語) : 超小型月近傍探査機 EQUULEUS は、SLS 初号機で打ち上げられる 13 の CubeSat の 1 つである。その特徴として、入手性が高く、扱いやすい“水”を燃料とする推進機を用い、軌道制御や角運動量制御を行うことが挙げられる。本研究ではまず、水推進を用いた EQUULEUS の姿勢軌道制御系の設計結果を示す。次に、EML2 投入に必要な推力を得つつ、適切な角運動量を保つための、軌道及び姿勢の制御方式を示す。最後に、数値シミュレーションにより、この制御方式の有効性を示す。

講演要旨 (英語) : EQUULEUS, a small space probe exploring cis-lunar space, is one of 13 CubeSats launched by SLS-1/EM-1. The cubesat features that “Water”, which is highly available and easy to handle, is used as propulsion fuel for the trajectory control and the angular momentum control. This research shows the design of water resistojet propulsion system and attitude control system of EQUULEUS. In addition, it is shown that the attitude and trajectory control method to obtain the acceleration required for reaching to EML2 and to control the angular momentum. Finally, this paper shows the effectiveness of the control method by using results of numerical simulation.

A-25

「小型衛星用新型スラスタ装置の熱交換器機能確認試験」

「Examination of heat exchanger for new type thruster for small satellite」

*池田峻太（青学大）、久保勇貴（東大）、川口淳一郎（JAXA）、松本純（JAXA）

講演要旨（日本語） : 熱交換は、工業的に広く用いられている。また、宇宙探査機においても、熱制御系や推進系に熱交換は用いられる。特に宇宙探査機の熱交換では、代替フロンを冷媒としている場合が多い。これらの冷媒の熱交換率は、その種類、状態、レイノルズ数により変化するが、その詳しい関係や値はいまだ知られていないことが多い。そこで、宇宙機に多く用いられる代替フロンの熱交換率を実験により明らかにすることで、宇宙機の熱制御系や推進系の設計を効率化することを目的としている。

講演要旨（英語） : Heat exchange is widely used industrially. Also in space explorers, heat exchange is used for thermal control systems and propulsion systems. Especially in the heat exchanging of the space craft, alternative CFCs is often used as refrigerant. The heat exchange rate of these refrigerants varies depending on their type, state and Reynolds number, but their detailed relationship and values are not yet known in many cases. Therefore, by experimentally clarifying the heat exchange rate of substitute Freon often used for spacecraft, it aims to streamline the design of the thermal control system and propulsion system of the spacecraft.

A-26

「HFC を使用した小型衛星用超臨界スラスタ技術の開発状況について」

「High Density Cold Gas Jet (HDCGJ) System Development Status for Small Satellite Application」

*岡屋俊一、小山政利、川口淳一郎（JAXA/ISAS）、池田博英、松本純（JAXA 研開本部）、久保勇貴（東大）

講演要旨（日本語） : 小型衛星推進系としては、小型で安価、安全であることが強く要望されてきている。これまではコールドガススラスタあるいは電気推進機等が使用されてきているが、これらの要望を十分満足できてはいない。HFC の超臨界状態を利用した液ガス変換によるスラスタシステムが実現できると小型衛星からの前記要望を大いに満足できると想定される。ここでは本新形態推進系の技術紹介とこれまでの技術開発状況について報告する。（昨年度のシンポジウムでの発表以降の技術開発進捗を中心に）

講演要旨（英語） : The thruster systems for the small and Cube satellites are required to be compact, safe and lower cost, however, the current system like the conventional cold gas jet and the electric propulsion doesn't meet this requirement sufficiently. JAXA is developing the technology of an advanced propellant self-pressurization via a supercritical condition for future liquid propulsion system for launchers and spacecrafts. This technology is conceived to be applicable to small satellite reaction control system (RCS). This system is carrying the liquid instead of gas aboard. This achieves reliable and safe, light weight, low cost, eliminating the high-pressure gas vessel. This high density cold gas jet (HDCGJ) system and its development status are presented.

B-1

「SS-520-5号機の航法誘導制御系開発および飛翔結果」

「Development and Flight Results of Guidance, Navigation, and Control System for Orbital Launch Vehicle SS-520-5」

*伊藤 琢博, 山本高行, 中村隆宏, 坂井智彦, 川瀬誠, 清水成人, 志田真樹, 羽生宏人, 稲谷芳文 (JAXA), 大塚浩仁, 佐野成寿, 野原勝, 稲垣盛人 (IHI エアロスペース), 東健太, 小川奎弥, 林房男, 岩倉貞雄 (キヤノン電子)

講演要旨 (日本語) :

SS-520-5号機は、2段式観測ロケットSS-520に第3段を追加した世界最小の軌道投入ロケットである。SS-520-5号機は、第一段燃焼フェーズにてスピン安定により姿勢を保ちながら高度を上昇させた後、第二段燃焼開始前までに機体に対する第二段打ち出し方向への姿勢変更(ラムライン制御)およびニュートーション減衰制御を実施し、2, 3段燃焼時は水平方向に加速することで軌道周回速度を得る。本講演では、SS-520-5号機の航法誘導制御系開発結果および飛翔結果を報告する。

講演要旨 (英語) :

SS-520-5 is the world's smallest orbital launch vehicle, which is realized by adding a third-stage solid motor to sounding rocket SS-520. In SS-520-5's flight sequence, it executes an attitude maneuver (rhumb-line control) toward the horizon followed by active nutation control after its altitude is increased by the first boosting phase. It achieves the orbital velocity by accelerating horizontally during 2nd and 3rd boosting phase. This presentation reports the development and flight results of guidance, navigation, and control system.

B-2

「SS-520-5号機のラムライン制御系の設計と飛翔結果」

「New Control Schemes and Flight Results of Rhumb-line Control System For SS-520 No.5」

*大塚浩仁、佐野成寿、稲垣盛人 (IHI エアロスペース), 伊藤琢博, 山本高行, 羽生宏人, 稲谷芳文 (JAXA)

講演要旨 (日本語) :

SS-520-5号機は2段式観測ロケットSS-520に小型高性能第3段モータを搭載して衛星軌道投入能力を付加した世界最小のロケットである。本ロケットでは第1段モータの燃焼終了後に、スピン状態のまま短時間に姿勢を大きくマヌ

一バさせるためにラムライン制御を実施する。ラムライン制御によるマヌーバ速度を上げることは残留ニューテーションの増大を招き、その後の分離運動に於いてポインティング誤差を発生させ軌道誤差が増大する。本ラムライン制御方式には新たな工夫を加えマヌーバ速度向上と残留ニューテーションの抑制を両立させ、その効果をフライトで実証した。本講演ではそれらの誘導制御系の設計概要および飛翔結果を報告する。

講演要旨（英語） :

SS-520 No.5 is the world's smallest orbital launch vehicle, which is realized by adding a third-stage high performance & small solid motor to sounding rocket SS-520. It flies due to spin stabilization in the atmosphere. The attitude maneuver toward the horizontal direction is executed by rhumb-line control after 1st stage boost phase. We devised the new rhumb-line control scheme to suppress the residual nutation angle caused by RCS injection with high maneuver velocity. The new functions of the rhumb-line control succeeded in the orbit injection of the microsatellite by just only one time of rhumb-line control before 2nd boost stage. This presentation reports the guidance and control system including the new functions of rhumb-line control, and the flight results for SS-520 No.5.

B-3

「再使用ロケット実験機 RV-X の研究計画について」

「Flight Demonstration by Reusable Rocket Vehicle RV-X 」

*野中聡

講演要旨（日本語） :

再使用観測ロケット技術実証など、これまでの研究成果を最大限に活用してテストベッドの実験機を構築し、寿命管理推進系、故障許容、垂直離着陸機能、空力誘導制御機能の最大化などを通じて既存の他の活動との差別化を図り、飛行運用実験などによって輸送系の再使用化に向けた次の本格プロジェクト開始のためのレディネスを高めることを目的として、再使用ロケット実験機 RV-X の研究活動に取り組んでいる。その研究活動の現状について報告する。

講演要旨（英語） :

A study for system-level verifications by a reusable rocket test vehicle RV-X proceeded. Objectives of the flight demonstration are (1) system architecture study for repeated flight operation, including quick-

turnaround operation and fault-tolerant design; (2) life-cycle management and frequent repeated use of a cryogenic propulsion system and its flight demonstration; (3) development of advanced return flight method and vertical landing and its flight demonstration; and (4) demonstration of advanced technology for future reusable launch vehicles.

B-4

「再使用ロケット実験機 RV-X の航法誘導制御系検討」

「The Study of Navigation, Guidance, and Control System of Reusable Vehicle Experiment(RV-X)」

*佐藤峻介、塚本太郎、山本高行、竹崎悠一郎（以上 JAXA）

講演要旨（日本語）：

再使用ロケット実験機 RV-X は再使用可能なロケットのシステムおよび運用を実証するための小型実験機である。

2度の飛行試験（#1, #2）を計画しており、#1 では高度約 100m までの離着陸飛行、#2 では高度約 5km からの帰還飛行実証を予定している。飛行試験における誘導制御系の有効性や安定性を評価するために、各コンポーネントの特性試験やそれらを組み合わせた検証試験を検討している。本発表では RV-X に搭載予定の航法誘導制御系について飛行試験に至るまでのモデル化、評価方法や検証計画について紹介する。

講演要旨（英語）：

Reusable Vehicle Experiment(RV-X) is a small experimental vehicle to demonstrate reusable rocket system and operation. Two flight test(#1, #2) is planned in this project. At flight #1, the vehicle will ascend up to 100m, to demonstrate takeoff and landing. And at flight #2, it will ascend up to about 5km to demonstrate returning flight. In order to evaluate feasibility and stability of navigation, guidance and control(NGC) system, some characteristic acquisition tests and verification tests is planned before flight. This presentation shows evaluation test and verification plan of NGC system of RV-X.

B-5

「はやぶさ2と Ryugu 状態量の同時推定」

「Simultaneous estimation of the states of the Hayabusa-2 and Ryugu 」

*竹内央 (JAXA)

講演要旨 (日本語) : 小惑星探査機と小惑星の各種状態量の同時推定手法と、はやぶさ2アプローチフェーズにおける実践例について論じる。

講演要旨 (英語) : A method of simultaneous estimation of various states (trajectory , gravity, rotation) of asteroid exploration spacecraft and its target asteroid is described. An actual example during the Hayabusa-2 approach phase toward Ryugu is discussed in detail.

B-6

「はやぶさ2アプローチフェーズにおける光学航法 」

「Optical Navigation for Hayabusa2 Approaching Phase」

*高尾勇輝 (東大), 三榊裕也 (JAXA), 津田雄一 (JAXA)

講演要旨 (日本語) : 本講演では、小惑星探査機はやぶさ2のアプローチフェーズにおける、小惑星リュウグウの画像を用いた光学航法について報告する。アプローチフェーズの航法では、探査機と小惑星の相対距離の決定精度が特に問題となる。これは、画像中に写る小惑星の大きさから求めることができるが、そのためには実際の小惑星の半径が精度良く推定できている必要がある。そこで、はやぶさ2では、画像中の小惑星面積の変化率に着目することで、小惑星半径などの事前情報を必要としない方法で相対距離推定を行った。さらに、推定された相対距離情報を用いて、実際の小惑星半径の推定も行った。

講演要旨 (英語) : This paper presents the results of optical navigation performed by the asteroid explorer Hayabusa2 in approaching phase using the images of the asteroid Ryugu. The determination accuracy of the relative distance between the spacecraft and asteroid is crucial in navigation of approaching phase. This relative distance can be estimated from the size of the asteroid in the images, but this calculation requires the actual radius of the asteroid with high accuracy. We have estimated the relative distance from the change rate of the asteroid area in the images, without relying on such prior information as asteroid radius. Additionally, the actual radius of the asteroid has also been estimated using the relative distance estimated.

B-7

「はやぶさ2 小惑星 Ryugu への軌道計画」

「HAYABUSA2 TRAJECTORY DESIGN AND RESULTS - ION ENGINE CRUISE TO RYUGU」

*加藤貴昭、松岡正敏 (NEC 航空宇宙システム)、大井俊彦 (NEC)

講演要旨 (日本語) :

小惑星探査機「はやぶさ2」は2014年12月3日の打ち上げから約3.5年後の2018年6月27日に小惑星「Ryugu」に到着した。小惑星到着までのイオンエンジンによる軌道計画について報告する。また、小惑星到着直前に実施した光学航法についても報告する。

講演要旨 (英語) :

The Hayabusa2 is the second Japanese asteroid explorer and it was launched in December 3rd, 2014. After flight of 3.5years, Hayabusa2 arrived at asteroid Ryugu on June 27th, 2018. The outline of Hayabusa2 trajectory design to asteroid Ryugu and its result is reported. The results of optical navigation at the asteroid approach phase is also reported.

B-8

「はやぶさ2アプローチフェーズにおける軌道決定」

「HAYABUSA2 Orbit determination in approach phase」

*谷口正 (富士通)、中野将弥(富士通)、青島千晶(富士通)、宮原 信博(富士通)、大西隆史 (富士通)、藤井信明(大興電子) 矢上 智子(大興電子)、竹内央 (JAXA)、市川勉 (JAXA)、吉川真 (JAXA)、山口 智弘(JAXA)、津田雄一 (JAXA)

講演要旨 (日本語) : はやぶさ2のアプローチフェーズでは、従来のRRARデータおよびDDORデータと光学カメラから得られた画像を複数の機関で解析したRA, DECのデータを用いてRYUGUとはやぶさ2の両衛星の同時推定を実施した。アプローチフェーズでは複数のソフトウェアを用いて軌道決定解を算出し安全性を重視した運用を行った。本論文では富士通が開発したはやぶさ2向け軌道決定システムで軌道決定を実施した結果について報告する。

講演要旨 (英語) : In the approach phase of HAYABUSA2, simultaneous determination of both RYUGU and HAYABUSA2 orbits were carried out using optical data of RA, DEC analyzed by multiple institutions and conventional RRAR data and DDOR data. In the approach phase, the operation of orbital determination was calculated using multiple

software and operation with importance on safety. In this paper we report on the result of orbit determination using HAYABUSA2 orbit determination system developed by Fujitsu.

B-9

「はやぶさ2における小惑星ホームポジション復帰時の軌道設計」

「Trajectory Design of Hayabusa2 for Returning to Home Position of the Asteroid」

*大木優介（東大）、菊地翔太、津田雄一、佐伯孝尚、山口智宏、大野剛（JAXA）

講演要旨（日本語）：

小惑星探査機「はやぶさ2」では、タッチダウン運用やSCI (Small-Carry on Impactor)運用の後、小惑星 Ryugu 上空 20km に位置するホームポジションに復帰する。本研究では、こうしたホームポジション復帰のための最適軌道の設計結果を提示する。最適軌道は、画像航法の観測性や航法精度を考慮した誘導最適化問題を求解することで設計した。

講演要旨（英語）：

In Hayabusa2 mission, the spacecraft is going to return to the home position where the altitude is 20 km from the surface of Ryugu after touch down operation and SCI (Small-Carry on Impactor) operation. This study proposes the optimum trajectories for such returning to the home position. The optimum trajectories are designed by solving the optimization problem considering the observability of the optical navigation and navigation accuracy.

B-10

「独立分散制御を用いたノートPCの消費電力制御」

「A study on Distributed Power Control of laptops」

*茂木倫紗（早大）、大木優介（東大）

講演要旨（日本語）：オフィスにおいて、契約電力コストや電力設備は、消費電力の最大値で決定される。従って、電力消費のピークカットを行うことは意義深い。本発表では、複数のノートパソコンの消費電力を、独立分散式によって制御した実験結果と数値シミュレーションによって示す。

講演要旨（英語）：

The contract power cost and power facilities of offices are determined by the maximum of power consumption. Therefore, it is very meaningful

to cut the peak of power. In this work, we conduct the experiment and simulation to control the power consumption of multiple laptops using decentralized control.

B-11

「複数電力供給源を考慮した独立分散制御による列車電力デマンド削減の実験実証」

「A Experiment Verification of Train Power Demand Reduction Utilizing Distributed Control Considering Multi Power Supply Sources」

*大木優介（東大）、小川知行、武内陽子、齋藤達仁（鉄道総研）、茂木倫紗（早稲田大）

講演要旨（日本語）：

本研究では、小惑星探査機「はやぶさ」の電力制御方法に端を発した独立分散的な電力配分制御を用いて、鉄道における電力消費削減を試みる。鉄道において、契約電力コストであり消費電力の移動平均値である「電力デマンド」を削減することが重要である。これまで著者らは、変電所から各列車への片方向の通信のみで達成される独立分散制御の方法で、電力供給源たる変電所の電力デマンドを削減する研究を、現車実験も含めて行ってきたが、これまでの制御則では、複数の変電所におけるそれぞれの電力目標を達成することはできなかった。そこで本報告では、これまで独立分散制御を、複数の電力供給源を想定して拡張し、実際の列車走行を通して制御則の実験実証結果を示す。

講演要旨（英語）：

This study aims to apply the distributed power control scheme which was developed in Hayabusa mission to the power consumption reduction of Railway system. In railway system it is important to reduce the “power demand” consumption which is the contract power and is also the moving average of power consumption. Although we have been studied to reduce power demand consumption of the substation, power supply source, using distributed control scheme by both simulation and train running experiment, the previous control law cannot control multi substations’ power demand. Therefore, this study shows the results of train running experiment that the extended control law which is able to control multi substations’ power demand is applied.

B-12

「独立分散方式を用いた ヒーター電力制御に関する研究」

「A study on Distributed Power control of heaters」

*茂木倫紗（早大）、久保勇貴（東大）

講演要旨（日本語）：ヒーターを多数有する宇宙機において、各ヒーターが同時に ON になると、宇宙機全体の消費電力が急激に増大する。よって電力消費のピークカットを行うことは、宇宙機全体が電力不足に陥る危険を回避する。本発表では、複数のヒーターの消費電力を、独立分散式によって制御した実験結果と数値シミュレーションを示す。

講演要旨（英語）：

Power consumption of a spacecraft increases rapidly on condition that each heater turns ON at the same time. Therefore, cutting the peak of power contributes to avoid a power shortage in a spacecraft. In this work, we conduct experiments and simulations to control the power consumption of multiple heaters using a decentralized control.

B-13

「老婦人用自転車の提案」

「A Proposal of Bicycles for Senior Ladies」

*真鍋舜治（元三菱電機、東海大学）

講演要旨（日本語）：老婦人は、自動車の運転が危険である上、反射神経を失っていて、自転車にも乗れない。社会生活に大きな不便があり、健康にも悪影響がある。老婦人用の安全な自転車の開発が強く望まれる。自転車が自動車と大きく異なる点は重心が非常に高い所にあることで、ゼロ速度では垂直に自立していても、曲がるときは適切に傾くことが必要になる。係数図法を用いた倒立振子の制御の原理で、傾くことができずに転ばない、老婦人用自転車が実現できるのではないかと思われる。ライト兄弟は自転車の販売をしながら、制御の重要性に気付き、航空機でも制御が不可欠なことを知っていて、初飛行に成功した。自転車の制御は、航空宇宙での制御技術習得のよい入り口にもなると思われる。

講演要旨（英語）

For senior ladies, car-driving is dangerous, and moreover they cannot ride bicycles, because of the loss reflexes with advance of age. These impose difficulty in their social life and give mal-effect in their health. The safe bicycles for senior ladies are strongly needed. Because the center of gravity of bicycles is much higher compared with cars, the bicycle must tilt at turn, although it is to be upright at zero speed. For the control of inverted pendulum, the Coefficient

Diagram Method (CDM) gave a solution. With the same design, the bicycle for senior ladies may be realized, which tilts at turn, but keeps upright at zero-speed. Wright brothers discovered the importance of control technology in their activity of selling bicycles. They knew it is also essential in airplane, too. This led to their success in their first flight. The control of bicycle may be a good introduction of acquiring control technology in aerospace field.

B-14

「クロス積の項を考慮したモデル予測制御」

「Model Predictive Control with Cross-Product Term between State and Input」

*ジョソニン (東大), 大槻真嗣 (JAXA/ISAS), 久保田孝 (JAXA/ISAS)

講演要旨 (日本語) : モデル予測制御 (MPC) は離散時間系に対する制御手法の一つであり, 最適入力は LQR によって求められる. MPC では一般的に LQR で用いられる評価関数にクロス積の項を省略する. しかし, クロス積の項の有効性は様々な研究によって確認できた. そのため, 本研究では MPC にクロス積の項を適用できるように拡張した形式について述べる. また, ゼロモーメント衛星を用いてシミュレーションを行い, クロス積の項の有効性を示す.

講演要旨 (英語) : In MPC, the cross-product term is generally omitted in the evaluation function for LQR. However, the effectiveness of the cross-product term for LQR is confirmed by various researches. Therefore, this research addresses the expanded form of cross-product term applied to MPC.

B-15

「火星衛星探査計画 MMX の軌道設計」

「Trajectory design for Martian Moons Exploration (MMX) 」

*井上博夏, 尾崎直哉, 尾川順子, 池田人, Baresi Nicola, 川勝康弘 (JAXA)

講演要旨 (日本語) : 火星圏, 火星衛星の起源と形成の知見を深めるため, JAXA は火星衛星探査計画 (MMX) を計画している. MMX は, 2020 年代前半の打ち上げを目指している世界初の火星圏からのサンプルリターンミッションである. 本発表では, これまでに検討した火星圏までの往路軌道, 火星周回軌道への投入軌道について述べる.

講演要旨 (英語) : JAXA plans Martian Moons eXploration (MMX) mission to launch the orbiter in the early 2020s. In order to retrieve

the samples, the spacecraft will need to complete a roundtrip to Mars, circle around the moon and land on its surface. In this presentation, we introduce the transfer trajectory to Mars and Mars Orbit Insertion (MOI).

B-16

「フォボス周辺の弱い安定した島々」

「Weakly-stable islands around Phobos」

* Bernal Pablo Delft University of Technology, ISAS (JAXA)

講演要旨（英語）：

The close observation of Phobos by missions like MMX presents difficulties in terms of orbit design, since the sphere of influence of the moon is below its surface. In this context, the approach of MMX is to fly on a Quasi-Satellite Orbit (QSO) around Phobos. QSO's are Three-Body orbits where epicyclic relative motion between the spacecraft and the moon allows the spacecraft to regularly surround the moon in a considerably stable fashion. Purely periodic QSO's like the one MMX is expected to take as baseline only exist in the planar CR3BP, however their visibility is limited to low latitudes. On the other hand, three-dimensional QSO's allow the observation of higher latitudes, but their stability is weaker, which makes them less appealing for long-time observation. In this work, the stability of low-inclination and low-altitude QSO's around Phobos is investigated through the study of the averaged disturbing potential of Phobos and the motion of the guiding center of spacecraft's trajectory. As it is shown, if the motion of the guiding center is constrained by the maxima of the disturbing potential, the spacecraft is not able to leave the QSO regime. Thus, escape occurs when the shape of the disturbing potential changes due to the perturbation of the orbital elements with respect to Mars, which is caused by Phobos gravity, allowing the guiding center to leave the QSO region. This approach of studying the disturbing potential is combined with the Fast-Lyapunov-Indicator and Poincare maps, in an effort to further understand the different stability regimes that exist close to a periodic QSO. Focus is put on the so-called stability islands, regions that are isolated from the original periodic QSO but which still exhibit a rather stable behavior for long propagation times. The existence of these stability islands depends on the time of the propagation: As this propagation time is increased, the stability area gets tighter. This work aims to expose alternative QSO's able to observe the high latitudes of Phobos from a short distance, while satisfying the stability requirements of a mission such as

MMX.

B-17

「Orbit Maintenance of Mid-Altitude Quasi-satellite Orbits via Mean Relative」

* Nicola Baresi, Josue Cardoso dos Santos, Yasuhiro Kawakatsu (JAXA)

講演要旨(英語) : To support the proximity operations of the Martian Moon eXploration mission (MMX) and enable better designs of future spacecraft missions to Phobos, this paper explores the dynamical environment near the Martian moon and offers new analytical insights into the long-term evolution of quasi-satellite orbits (QSOs). In particular, we focus on mid-altitude QSOs (100 km circa) that are currently envisioned as the baseline for the proximity operations of MMX. Our model is based on the Yamanaka-Ankersen solution of Tschauner-Hempel equations and lead to different equations than the ones available in the literature. The analytical derivations are validated by comparison with the numerical integration of quasi-periodic invariant tori that well capture the evolution of QSO orbits whenever the eccentricity of Phobos' orbit is taken into account. Finally, we average over the phase angle of the spacecraft with respect to Phobos and derive new analytical solutions for the in-plane and out-of-plane components of the secular motion. The outcome of this analysis validates the selection of QSO orbits for the proximity operations of MMX and enables the development of novel mean-relative-orbit-elements guidance algorithms that are hereby investigated.

B-18

「準周期軌道に付随する不変多様体を用いた火星離脱軌道の検討」

「Escape Trajectory for Martian Moon Sample Return Mission Using Tube Dynamics Associated with Quasi-periodic Orbit」

* 竹村和俊(早大院), 川勝康弘(ISAS/JAXA), 吉村浩明(早大)

講演要旨 (日本語) :

チューブダイナミクスの手法と、それに基づく火星影響圏からの離脱の可否について述べる。特に、従来のハロー軌道に伴う不変多様体ではなく、同じエネルギーを持つ準ハロー軌道に付随する不変多様体を出発点となる Phobos 軌道に接続し、出発点においてあるエネルギーでの状態量がチューブ内にあるかどうか

かを調べ、力学理論で脱出の可否を決定する手法を検討する。

講演要旨（英語）：

We will talk about the tube dynamics and whether a spacecraft can escape from Mars with it. In particular, we will compute a not only halo orbit but quasi-halo orbit and invariant manifolds. Then we will connect the manifold with the Phobos revolution orbit and investigate whether the quantity of state of S/C with a certain energy is inside of the tube. We will finally consider we can decide propriety of escape with mechanics theory.

B-19

「はやぶさ2」による小惑星リュウグウの探査」

「Exploration of Asteroid Ryugu by Hayabusa2」

*吉川真、津田雄一、中澤暁、田中智（JAXA）、渡邊誠一郎（名古屋大）

講演要旨（日本語）：

「はやぶさ2」は2018年6月27日に小惑星リュウグウに到着し、いよいよ本格的な探査が開始された。本講演では、「はやぶさ2」が目指しているサイエンスについてまとめるとともに、小惑星に到着した段階でサイエンスについてどのような期待が持てるのかについて紹介する。

講演要旨（英語）：

Hayabusa2 arrived at Asteroid Ryugu on June 27, 2018, and it has started the detailed observation of Ryugu. Here we summarize the science topics that Hayabusa2 will reveal. Also we talk what can be expected for the science study at the time when we first see the real appearance of Ryugu.

B-20

「はやぶさ2の往路巡航フェーズ軌道運用」

「Trajectory Guidance Operation of Hayabusa2 in Forward Cruising Phase」

*津田雄一（ISAS/JAXA）

講演要旨（日本語）：

小惑星探査機「はやぶさ2」は、2018年6月27日に小惑星 Ryugu 上空 20km のホームポジションへ到着した。本稿では、打ち上げから Ryugu 到着までの往路巡航運用を総括する。特に、はやぶさ2特有のイオンエンジンによる軌道制御、Ryugu へのランデブー航法誘導について、その実績を紹介する。

講演要旨 (英語) :

The asteroid explorer Hayabusa2 successfully arrived at the destination asteroid Ryugu on June 27, 2018. This paper summarizes the trajectory guidance/control operation in the Hayabusa2' s forward cruising phase, such as ion engine maneuver / low-thrust trajectory maintenance and precision rendezvous navigation/guidance to Ryugu.

B-21

「Trajectory Design and Operations for Solar Conjunction during Hayabusa2 Hovering Phase」

*Stefania Soldini (ISAS/JAXA)

講演要旨 (英語) :

In late 2018, Ryugu asteroid will be beyond the Sun as seen from Earth. This condition is known as solar conjunction. Therefore, Hayabusa2 spacecraft will experience communication blackouts with the Earth due to the solar exclusion zone. Every Hayabusa2 spacecraft operations start at a hovering point of 20 km from the asteroid center, known as Home Position (HP), and return to HP after the operations end. The HP point has a fixed distance with respect to the asteroid and it is placed along the Earth-Asteroid line to ease communications. For the safety of Hayabusa2 mission, the altitude of the mother spacecraft should be raised to a distance from the asteroid higher than 20 km. In this article, a preliminary design on the candidate conjunction trajectory is presented. The analysis is first carried out in the Hill' s problem and then verified in the full-body dynamics. Two Trajectory Correction Maneuvers (TCMs) are scheduled before and after the deep conjunction phase. A linear covariance analysis is here presented to verify the robustness of the design trajectory under the uncertainties in the HP-NAV initial knowledge, the ΔV execution error, the uncertainty in the spacecraft reflectivity coefficient and in the ONC-T and ONC-W1 camera accuracy. The deterministic and stochastic ΔV are here evaluated for the nominal designed trajectory.

B-22

「微小重力天体に投下される探査ローバーの挙動解析」

「Dynamics of a released rover on an asteroid with small gravity」

*佐々木祐成 (九大), 坂東麻衣 (九大), 外本伸治 (九大), 照井冬人 (JAXA), 津田雄一 (JAXA)

講演要旨 (日本語): 「はやぶさ 2」に搭載されている探査ローバー「MINERVA-II」の着陸挙動を解析する動力学シミュレータを動力学計算エンジン「Open Dynamics Engine」を用いて作成した。そのシミュレータを用いて、小天体のパラメータ (摩擦係数, 反発係数, 自転周期など) が着陸後のローバーの挙動に与える影響について調べる。その結果から、着陸挙動に及ぼす影響が大きなパラメータを明らかにする。

講演要旨 (英語): With Open Dynamics Engine (physics engine), we developed a simulator to analyze the motion of a released rover on an asteroid with small gravity. By using the simulator, the effects of asteroid's physics parameters (friction coefficient, restitution coefficient of the surface, rotation period of asteroid, etc.) are investigated, and important parameters for the analysis are specified.

B-23

「微小重力天体に投下される探査ローバーの最終位置予測」

「Estimation of a released rover's final position on an asteroid with small gravity」

*外本伸治 (九大), 佐々木祐成 (九大), 坂 麻衣 (九大), 照井冬人 (JAXA), 津田 雄一 (JAXA)

講演要旨 (日本語) : 探査機から微小重力天体における投下される探査ローバーの最終位置を予測することを試みる。このとき、「Open Dynamics Engine」のような動力学シミュレータを用いると、天体表面との衝突時の計算に時間を要する上に、衝突挙動を確定するほど詳細な天体表面のデータを得ることは難しい。そこで、衝突解析を単純化することで、探査ローバーの最終位置を短時間で予測する手法を提案する。そこで、統計的な処理により、ローバーの最終位置を予測する手法を提案する。

講演要旨 (英語) : This study investigates a simple method to anticipate the final position of a released rover on an asteroid with small gravity. For the analysis, utilizing a dynamic simulator requires a long computational time due to collision dynamics with asteroid surface. Moreover, it is not realistic to obtain the detailed terrain

data which can specify the collision dynamics. Thus, this study proposes to a simple estimation method by combining results of a dynamic simulator with statistical processing.

B-24

「形態変化と非ホロノミック姿勢制御が可能な可変構造宇宙機のコンセプトと検討ミッションの概要」

「 Concept of transformable spacecraft with variable structure applicable to nonholonomic attitude control and mission overview」

*中条 俊大 (JAXA), 菅原佳城 (青学), 佐藤泰貴 (JAXA), 大槻真嗣 (JAXA) 大橋郁 (東大), 久保勇貴 (東大), Javier

Hernando-Ayuso (東大), 松本純 (JAXA), 川口淳一郎 (JAXA)

講演要旨 (日本語) : 本講演では, 可変構造 (機構) を有する宇宙機のコンセプトと, それを用いた検討ミッションの概要について述べる. 可変構造により宇宙機が形態変化することが可能となり, 単一形態では実現できない複数のミッション, 観測が可能となる上, 構造の組み換えを工夫することで, 外力や推進剤を一切消費しない, 非ホロノミック性を利用した姿勢制御も可能となる. 現在, これを利用した太陽-地球 L2 点周辺に滞在し, そこから小天体を観測するミッションを検討中である.

講演要旨 (英語) : We propose a concept of transformable spacecraft which has variable structure and introduce an applicable mission under study. Transformable spacecraft enable transformation to multiple kinds of forms, which realizes multiple kinds of missions or observation that would not be possible with a single form. In addition, by utilizing nonholonomic motion of structure, spacecraft can control the attitude without any external force or fuel consumption. Currently, we consider a mission with a transformable spacecraft, where it stays around sun-earth L2 point and observes small bodies.

B-25

「可変構造宇宙機の非ホロノミック運動を用いた姿勢マヌーバにおける姿勢移行計画」

「 Motion Planning in Attitude Maneuver Using Non-Holonomic Turns for a Transformable Spacecraft」

*大橋郁 (東大), 中条俊大 (JAXA), 川口淳一郎 (JAXA)

講演要旨（日本語） : 新しい概念の宇宙機として、軌道上で目的に応じて形状を変化できる可変構造宇宙機がある。本研究では、可変構造宇宙機の姿勢マヌーバが、宇宙機の構造が可変であること自体を用いた、非ホロノミック運動により実現可能であることを示す。さらに、非ホロノミック運動を用いた姿勢マヌーバにおける、姿勢移行経路計画の方法について検討する。

講演要旨（英語） : As a new spacecraft system, a transformable spacecraft which can transform its shape according to purpose is conceivable. In this research, it is shown that attitude maneuver of a transformable spacecraft can be achieved by using non-holonomic motions which utilize the transformability of the spacecraft itself. In addition, a simple motion planning method for such a maneuver is studied.

B-26

「Orbit Design and Insertion for the JAXA Transformable Spacecraft」

* Javier Hernando-Ayuso (The University of Tokyo), Nicola Baresi(JAXA), Toshihiro Chujo (JAXA)

Abstract:

Detection of possible Earth-impacting asteroids is a crucial task in planetary defense. Extensive monitoring is routinely performed for known asteroids by ground-based telescopes and radars. However, impacts of often undetected small asteroids are not uncommon, as in the case of the Chelyabinsk meteor or the asteroid 2018LA which reentered in the skies of southern Africa on early June 2018. In some cases, an Earth-impactor asteroid can be detected from surface on its final approach, but the time to impact is often short and the uncertainty is high. A dedicated space-based telescope could vastly improve the last-minute detection of Earth-impactor asteroids, and increase the warning time to several days. One very promising location for such a spacecraft is around a Lagrange point of the Sun-Earth system, as the possibility of an asteroid approaching from the side of the Earth opposite to the spacecraft is removed. Classically employed Halo orbits have drawbacks such as eclipses and relatively large amplitudes. The solar radiation pressure acceleration can be exploited to obtain perturbed small-amplitude Halo orbits which are seen as circles in the plane of the sky from Earth, avoiding being eclipsed by the Earth. In order to effectively achieve station-keeping using solar radiation pressure and

astronomical observations in a small satellite, the concept of the “Transformable Spacecraft” was proposed in ISAS/JAXA in late 2017. This spacecraft has a reconfigurable structure composed by plates and actuators that allows switching between a station-keeping mode characterized by a large area exposed to the solar radiation pressure and an observation mode in which the structure is conveniently folded to reduce the external perturbations.

In this paper, the orbit design for the Transformable Spacecraft is presented, and the effect of the different parameters is analyzed. Additionally, the low-energy insertion from Earth to the actual orbit with a Moon flyby is presented using two different models. The first one is the Circular Restricted Three Body Problem considering the Sun and Earth describing a circular orbit, and considering the Moon’s influence only during the flyby. We also study the transfer in the context of the Bicircular Restricted Four Body Problem for a more precise result of the necessary Delta-V at departure from Low Earth Orbit

B-27

「可変構造宇宙機の SEL2 まわりの推進剤不要軌道維持」

「Fuel-Free Station-Keeping of a Transformable Spacecraft around SEL2」

*久保勇貴（東大），中条俊大（JAXA），川口淳一郎（JAXA）

講演要旨（日本語） : 太陽光圧を利用することで、推進剤を用いることなく SEL2 まわりの小半径人工周期軌道を実現することができる。しかし L2 点は不安定平衡点であるため軌道伝播にしたがって誤差は発散していつてしまう。本発表では軌道誤差の拡大を抑え、より長期的に小半径人工周期軌道を維持するための制御手法について紹介する。

講演要旨（英語） : Using solar radiation pressure, a small-amplitude artificial periodic orbit can be achieved without fuel consumption. However, minute error from a nominal orbit will grow larger because a L2 point is an unstable equilibrium point. In this presentation, a control method which reduces growth of the orbital error and maintain its orbit for longer term.

C-1

「HTV 搭載小型回収カプセルにおける誘導制御系開発試験評価結果」

「Development test of the GNC system for Small Re-entry Capsule Integrated into HTV」

* 春木美鈴、中村涼 (JAXA)

講演要旨 (日本語) : 小型回収カプセルは大気圏内の揚力誘導技術の実証をミッションの1つとした実証機であり、HTV7号機に搭載される。本カプセルのミッションの1つは、実時間予測積分によるダウンレンジ方向の誘導制御の実証である。誘導制御系は計算機、IMU、GPSRで構成され、これまでSW, HWを組み合わせた試験を実施してきた。本論文ではこれら開発試験の手法および結果について報告する。

講演要旨 (英語) :

Small Re-entry Capsule (SRC) is experimental spacecraft for real-time prediction guidance using numerical integration in the atmosphere and is launched in the HTV7. The paper reports the GNC system and the result development test.

C-2

「Current Status and Future of OMOTENASHI Trajectory Design」

* Javier Hernando-Ayuso (The University of Tokyo), Stefano Campagnola (Jet Propulsion Laboratory)

Abstract:

OMOTENASHI is a Japanese 6U cubesat that will be launched by Space Launch System (SLS) maiden flight Exploration Mission 1 (EM1). OMOTENASHI seeks to demonstrate technologies and techniques for future missions in the surface of the Moon, and will perform a semi-hard landing after deceleration by a solid rocket motor. In this paper, the current status of OMOTENASHI trajectory design and new developments are presented. OMOTENASHI must performed two deterministic maneuvers, DV1 and DV2, plus an additional trajectory correction maneuver (TCM) between them. The first maneuver, DV1 is performed 24 hours after deployment to allow for subsystems checks and to perform Orbit Determination. DV2 is a deceleration maneuver by solid rocket motor a few hundred meters above the Moon surface. In the actual design, DV1 is chosen by first fixing the maneuver magnitude by exploring the solution space of feasible solutions that arrive in the near

side of the Moon surface, with the constraint of a shallow flight path angle (FPA) for safe landing. Then, DV1 direction is determined by a grid search approach with iterative grid refinement and progressive pruning of unfeasible solutions. Once DV1 has been determined, navigation and execution errors analysis determines the need for a correction maneuver, which admits an analytical solution using the state linear theory once the error at TCM epoch is known. At Moon arrival, the deceleration maneuver DV2 is chosen such that at the end of the maneuver, the vertical component of the velocity is zero at a fixed height. This fixes the timing and direction of the maneuver. Several DV1 candidates with different FPA that arrive in a small region of the Moon are chosen and their landing trajectories are analyzed, obtaining a tendency of decreasing mission success rate as the FPA becomes steeper.

However, this design approach has some drawbacks. DV1 cannot be optimized as it has no associated objective function. Its magnitude and direction are chosen based on the designer experience with no measurable performance index. Evaluating the entire trajectory success rate for all samples of the grid searches is not feasible, because it would be computationally too expensive, and the possible candidates chosen by hand are not guaranteed to be better than others.

Thus, we propose a novel approach for DV1 stochastic design. We define the total trajectory success rate as objective function, and study its relation with the FPA and the local topography. The latter is quantified for every location on the Moon with the residual of a least-squares fit to a plane of the elevation of the surrounding topography. Using a continuation of solutions method, we generate the families of trajectories that arrive in the Moon surface with constant FPA, and by employing the surface roughness index defined above, we rank points of each curve of these families to obtain DV1 candidates that lead to landings in smooth topography. Finally, we evaluate the total trajectory mission success rate for the best candidates for different FPA to obtain the optimal trajectory.

C-3

「超小型月着陸機 OMOTENASHI の姿勢軌道制御系」

「Attitude and Orbit Control System of CubeSat lunar lander OMOTENASHI」

*橋本樹明 (JAXA)、柴田拓馬 (総研大院)、新井久旺 (東大院)、森下直樹 (JAXA)、菊池隼仁 (JAXA)

講演要旨 (日本語) :

OMOTENASHI は、6U サイズ、14kg の超小型探査機で月面着陸を目指す。SLS ロケットから分離後、ガスジェット推進系を用いて月衝突軌道に投入され、月面衝突直前に固体モータにより軌道速度がキャンセルされる。姿勢軌道制御系は、太陽指向制御、3軸姿勢軌道制御、角運動量制御、スピナップ制御などの機能を有しており、これを超小型の機器により実現している。本発表では、搭載姿勢軌道制御系への要求と、それを満たす設計について報告する。

講演要旨 (英語) :

OMOTENASHI is a 6U size, 14kg CubeSat lunar lander. After deployment from SLS rocket, it is put into a lunar impact orbit by gas jet propulsion systems, and its orbital velocity is canceled by a solid motor. Attitude and Orbit Control System has the functions of Sun-pointing, 3-axis orbital maneuver, angular momentum management, spin-up, etc., and it is realized by ultra -small instruments. In this presentation, the specification required for onboard Attitude and Orbit Control System and the design which meet the requirements.

C-4

「固体モータの横推力外乱による、超小型宇宙機の軌道・姿勢誤差解析」

「Analysis of Trajectory and Attitude Error of Micro-Spacecraft due to Lateral Thrust Disturbance of Solid Rocket Motors」

*新井久旺 (東大院) 森下直樹 (JAXA) 橋本樹明 (JAXA)

講演要旨 (日本語) :

超小型宇宙機は慣性モーメントが小さいため、固体モータの横推力外乱の影響を強く受ける。特に、非定常の外乱はミッションの達成をより困難にする場合がある。本発表では、横推力外乱による姿勢と軌道の誤差について、スピナーと外乱発生位相をパラメータとして解析する。そして、横推力外乱のミッションに与える影響について考察する。

講演要旨 (英語) :

Micro Spacecraft has a small moment of inertia, so it is strongly affected by lateral

thrust disturbance of solid rocket motor. In particular, unsteady disturbances can make the task more difficult. In this presentation, the authors analyze attitude and trajectory error due to lateral thrust disturbance using the spin rate and the disturbance occurrence phase as parameters. Then, consideration on the influence of lateral thrust disturbance on the mission is presented.

C-5

「超小型深宇宙探査機 EQUULEUS の軌道設計手法とその結果」

「Trajectory design for 6U CubeSat EQUULEUS」

*川端洋輔 (東大), 近澤拓弥 (無所属), Nicola Baresi (ISAS/JAXA), 柿原浩太 (東大院), Stefano Campagnola (JPL), 尾崎直哉 (ISAS/JAXA), 一ノ宮賢人 (早大院), 北出知也 (東大院), 小栗健士朗 (Univ. of Colorado Boulder), 藤原正寛 (東大院), 飯山敬大 (東大), Quentin Verspieren (東大院), 船瀬龍 (東大)

講演要旨 (日本語) :

EQUULEUS は東京大学と JAXA が中心となり開発している 6U サイズの CubeSat であり, 2019 年末に NASA の新型ロケット SLS の試験機 EM-1 の相乗り衛星として打ち上げられる予定である. 地球-月のラグランジュ点への航行を通じ, 超小型深宇宙探査機としては世界初となる太陽-地球-月圏での軌道操作技術を実証するとともに, 地球磁気圏プラズマや月面に衝突する小隕石フラックスなどを観測することを目的としている. EQUULEUS のような超小型深宇宙探査機はリソースが制限され, 電力, 熱, 通信, 推力, 燃料など多くの制約が生じる. シンポジウムでは, EQUULEUS の軌道設計および解析結果について報告する.

講演要旨 (英語) :

EQUULEUS is a 6U-class CubeSat developed by the Intelligent Space Systems Laboratory in the University of Tokyo and JAXA. The spacecraft will be launched at the end of 2019 as a piggyback of NASA's SLS rocket and transfer to a Earth-Moon L2 quasi-Halo orbit via invariant manifolds and lunar flybys. In this paper, the trajectory design of the EQUULEUS spacecraft will be presented and discussed in terms of the mission objectives: 1) demonstrate the orbital maneuvering capabilities of micro-satellites in the cis-lunar environment and 2) observe the magnetosphere plasma and small meteoroids impacting against the Moon.

C-6

「国際水星探査計画ベピコロンボのミッション解析紹介」

「Mission analysis of BepiColombo Mercury exploration project」

*村上豪 (JAXA/ISAS)、小川博之 (JAXA/ISAS)、早川基 (JAXA/ISAS)、BepiColombo プロジェクトチーム

講演要旨 (日本語) :

JAXA と ESA が共同で進める国際水星探査計画ベピコロンボが 2018 年 10 月に打ち上げを迎える。本計画では JAXA が担当する水星磁気圏探査機「みお」(MMO) と ESA が担当する水星表面探査機 (MPO) および電気推進モジュール (MTM) を結合状態で打ち上げ、地球 1 回、金星 2 回、水星 9 回の計 9 回のスイングバイを経て 2025 年の水星周回軌道投入を目指す。本講演ではこれらベピコロンボのミッション解析や軌道計画を中心に紹介する。

講演要旨 (英語) :

Two spacecraft for BepiColombo Mercury exploration mission led by ESA-JAXA collaboration will be launched in October 2018. JAXA's Mercury Magnetospheric Orbiter (MMO) and ESA's Mercury Planetary Orbiter (MPO) are stacked with Mercury Transfer Module (MTM) during the cruise to Mercury. After 9 planetary flybys, BepiColombo will arrive at Mercury in December 2025. Here we report the mission analysis of BepiColombo.

C-7

「DESTINY+による小惑星高速フライバイ観測」

「The Study of Navigation, Guidance, and Control System of Reusable Vehicle Experiment(RV-X)」

*佐藤峻介 (JAXA)、石橋高 (千葉工大)、豊田裕之、西山和孝、坂東信尚、高島健 (以上 JAXA)、香山裕樹 (九大)、一ノ宮健人、竹村和俊 (以上早大院)、近澤拓弥 (宇都宮大)、川勝康弘 (JAXA)

講演要旨 (日本語) :

DESTINY+は相対速度 33km/s という速さで小惑星 Phaethon にフライバイするが、その時望遠モノクロカメラ (TCAP) とマルチバンドカメラ (MCAP) の 2 種類のカメラを用いて光学観測することを計画している。この際、理学的に有意な画像を撮像するためにはカメラを小惑星方向に安定して指向させる事が要求される。本論文では、DESTINY+が Phaethon フライバイにおいて科学観測を行う際に、ミッション要求を満たす方法として一軸駆動望遠鏡を用いた 2 種類の追尾方法についてその検討状況をまとめる。

講演要旨（英語） :

DESTINY+ flies by asteroid named Phaethon at a speed of 33 km/s. At flyby phase, it is planned to image Phaethon by 2 kinds of camera. To take good quality images in terms of science, it is necessary that the view of cameras continue to catch Phaethon. In this paper, to achieve this mission, how to track Phaethon and how to control the view of camera during flyby are showed. And it is indicated by numerical analysis that DESTINY+ can take the image which is satisfied scientific request.

C-8

「DESTINY+のミッションデザイン」

「Mission Design of DESTINY+」

*山本高行, 佐藤峻介, 川勝康弘, 尾崎直哉 (以上, JAXA), 一ノ宮健人, 竹村和俊, 田仲悠 (以上, 早稲田大), Celik Onur, Ferran Gonzalez Franquesa (以上, 総研大), 北出知也 (東大), 遠藤将都 (金沢工業大)

講演要旨（日本語） : DESTINY+のミッションデザインは軌道をいくつかのフェーズに分けて検討を進めている。すなわちイプシロンロケット及びキックステージによる長楕円軌道への軌道投入フェーズ、低推力推進系により遠地点高度を白道面近くまで上昇させる多周回軌道遷移フェーズ、地球重力圏脱出のための月周辺でのスイングバイフェーズ、小惑星 Phaethon をフライバイ観測するための惑星間遷移フェーズである。また延長ミッションとして Phaethon フライバイ後、地球まで戻ってスイングバイし、別の小惑星へ向かうことも検討している。本講演では、各フェーズでの低推力軌道設計と関連するシステム解析について報告する。

講演要旨（英語） : DESTINY+ (Demonstration and Experiment of Space Technology for Interplanetary voYage, Phaethon fLyby and dUSt analysis) is a small-sized high performance deep space vehicle proposed at ISAS/JAXA. DESTINY+ is now phase-A and supposed to become a project in 2018. The mission design of DESTINY+ is divided into some phases. First phase is an orbit injection into an extended elliptical orbit launched by the Epsilon rocket. Second phase is many revolution transfers to raise apogee altitude by low thrust propulsion system to the moon orbit nearby. And the distant flyby and the swing-by around the moon is designed to give DESTINY+ momentum to escape Earth gravitational field. At an interplanetary phase, DESTINY+ goes to an Asteroid Phaethon for

flyby observation. After the Phaethon flyby, DESTINY+ is planned to go back toward Earth for gravity assist and go to another asteroid. This paper discusses DESTINY+'s low-thrust trajectory design and the related system analysis.

C-9

「小惑星周りの準周期軌道衛星における軌道決定精度の検討」

「Orbit Determination Analysis for Quasi-periodic Orbiter around an Asteroid」

* 中野将弥 (富士通), 大西隆史 (富士通), 竹内央 (JAXA), 津田雄一 (JAXA), 菊地翔太 (JAXA)

講演要旨 (日本語) : 探査機が小惑星付近に滞在する場合、推力で高度を維持するホバリングに比べ、小惑星を中心に周回する軌道上で運用することで、燃料を抑えることが出来る。ここでは、はやぶさ2を題材として、軌道維持制御を用いて周期性を確保した準周期軌道上の探査機に対して、共分散解析を用いた軌道決定精度について検討結果を報告する。

講演要旨 (英語) : For staying around an asteroid, an operation by orbiting around an asteroid reduces the fuel consumption compared to hovering. We report covariance analysis of orbit determination for quasi-periodic orbiter in case study by Hayabusa-2.

C-10

「地上局を用いた探査機の角度位置推定の一考察」

「A study of estimating the Angular Position of the moving spacecraft」

* 市川勉 (JAXA/ISAS)

講演要旨 (日本語) :

自転している地上2局を用いて一定速度で移動する探査機の角度位置を推定する問題について考察する。本講演では主に、最適に到達可能な推定性能およびそれに伴う受信機設計に関する初期段階の解析的な研究について論じる。更に、最適な到達可能な評価のパラメータ依存性についても検討し典型的なケースにおけるシミュレーション結果を示す。

講演要旨 (英語) :

The problem of estimating the angular position of a spacecraft moving at a constant velocity using two rotating tracking stations is considered. This reports on an initial phase of analytical studies on the optimal attainable estimation performance and associated receiver design. Parametric dependence of the optimum attainable estimation is also

studied. And the simulation result in the typical case is shown.

C-11

「 ΔV と衛星間測距を用いた自律軌道決定手法の高精度化」

「Improvement of autonomous orbit determination using ΔV and inter-satellite ranging」

* 柿原浩太(東大), 尾崎直哉(ISAS), 船瀬龍(東大), 中須賀真一(東大)

講演要旨 (日本語) :

将来的に低コストで高頻度に深宇宙探査を行うためには地上局を使わない自律軌道決定が必須である。深宇宙ミッションでの自律的な軌道決定手法の一つとして複数字宙機の衛星間測距を用い、能動的に ΔV を出すことで軌道を可観測にする手法が提案されている。従来研究では ΔV の誤差が軌道決定の精度を大きく下げる要因となっていた。本研究では ΔV の誤差を衛星間測距の情報を用いて補正し軌道決定精度を向上させる手法を提案する。

講演要旨 (英語) :

Autonomous orbit determination is a key technology for future low-cost and high-frequent deep-space missions. One method is previously proposed which uses inter-satellite ranging and active ΔV maneuvers. Maneuver errors decrease orbit determination accuracy in that method. In the proposed method, maneuver vectors are estimated by inter-satellite ranging data and this estimation improves orbit determination accuracy.

C-12

「画像航法用 VCC (ベクトル符号相関法) アルゴリズムのオンボード処理化に関する研究」

「On-board processing of VCC (vector code correlation VCC algorithm for image navigation for image navigation for image navigation for image navigation system)」

* 大平元希 (総研大), 柏岡秀哉 (総研大), 高尾勇輝 (東大), 門倉美幸 (創価大), 津田雄一 (宇宙研)

講演要旨 (日本語) : 超遠方天体への自律着陸を実現するには、画像航法技術が不可欠である。しかし、現在は地上と通信を介した航法技術が主流である。本研究では画像航法技術のオンボード処理科を実現するため、小惑星モデルをレンダリングし、オンボード処理化に適した VCC (ベクトル符号相関法) アルゴ

リズムのマッチングを行った。また、アルゴリズムの小惑星モデルに対するマッチング精度評価を行った。

講演要旨 (英語) : It's necessary to use image navigation technology for automatic landing to the very far distant celestial body. However, the navigation technology through communication with the ground is mainstream now. In this study, to realize on-board processing of the image navigation technology, I rendered asteroid model and applied VCC (vector code correlation) algorithm for on-board processing to it. In addition, we evaluated matching accuracy of the algorithm.

C-13

「小惑星形状の点群データを用いた探査機位置推定手法に関する研究」

Study of Estimation of the Position of the Spacecraft by Point Cloud Data」

* 柏岡秀哉, 大平元希, (総合研究大学院大学), 高尾勇氣(東大院), 津田雄一(JAXA)

講演要旨 (日本語) :

探査機が小天体の目的地へ正確に着陸や接近誘導を行うには、探査機位置と目的地の相対位置制御を時間遅れの小さい系で行う必要がある。しかしながら、従来のような地上局を介した遠隔操作では、遠方に行くほど伝播遅延が長くなるため、小さな時間遅れでの制御を実現することが難しくなる。本稿では、従来あるような画像データの特徴点マッチングから探査機位置を決定する光学航法に替わって、点群-画像マッチングによって機上での処理が可能なオンボード画像マッチングを実現するための初期検討について発表を行う。

講演要旨 (英語) :

In order for the spacecraft to accurately approach and land to the target point of the asteroid, it is necessary to control the relative position between the spacecraft position and the target point with a system with a short time delay.

However, in remote operation via the ground station, it becomes difficult to realize control with a short time delay because the propagation delay becomes longer as going further from the ground.

We present initial studies to realize optical navigation on the high-speed onboard matching based on the image with point cloud data instead of matching between image data,

C-14

「地形のランダムウォークダイナミクスを考慮した小惑星探査機のロバスト地形利用位置推定」

「Robust terrain-aided navigation of spacecraft around asteroid considering random walk dynamics of the terrain」

*石田寛和(東京大学), 津田雄一(JAXA)

講演要旨(日本語) : 小惑星探査において探査機と小惑星の相対位置を正確に知る事は必要不可欠である。本研究では探査機の LIDAR 観測履歴と地形モデルを自動で照合させることで探査機の相対三次元位置を精度良く推定する。ただし、小惑星形状モデルには大きな誤差がありこれにより推定が発散する危険性がある。そこで、本研究では推定に用いる形状モデルと真の形状の誤差をランダムウォークにより表現し、その誤差のダイナミクスを推定に取り込むことで、地形モデルの不確かさにロバストな推定を実現する。

講演要旨(英語) : Knowing an accurate position of spacecraft is of paramount importance in navigation around asteroid. To this end, this study will introduce a localization method which utilizes a LIDAR measurement history and a known shape model of the asteroid. A non-negligible problem here, in reality, is that the shape model has some errors from the real one, which often leads to divergence of the estimation. To make the estimator robust to these errors, we will model that the error of shape model follows a random work, and then incorporate its dynamics into the estimation.

C-15

「土壌特性を考慮した跳躍型ローバの跳躍脚の形状設計に関する検討」

「A Study on Foot Pad Design of Hopping Rover Based on Soil Features」

*坂本康輔(東大), 大槻真嗣(JAXA/ISAS), 前田孝雄(中央大), 吉川健人(JAXA/ISAS), 久保田孝(JAXA/ISAS)

講演要旨(日本語) : 月の縦穴や火星の RSL など、従来の技術では走破の困難な環境における探査が望まれている。跳躍型移動はそれらの要求に応える移動方式として注目されている。天体環境における跳躍移動の課題の一つとして、柔軟土壌上における跳躍移動効率の低下が挙げられる。本研究では、柔軟土壌の性質を考慮して、移動効率の向上を目指した跳躍機構の設計を提案する。

講演要旨(英語) :

Recent planetary exploring missions focuses on extraterrestrial environments, such as the “Moon Hole” or RSL on Mars. Hopping rover, called “Hopper”, is expected to traverse such environments. However, lowering hopping efficiency on soft soil is one of the most important subjects to be tackled. This study proposes a mechanical design for efficient hopping on soft soil.

C-16

「小型ホッピングロボット群による自律分散型環境地図生成に関する検討」

「Study on Autonomous Environment Mapping using Decentralized Small Hopping Robots」

*坂本琢馬（東大院），久保田孝（ISAS/JAXA）

講演要旨（日本語）：月の縦穴は将来の宇宙拠点としての利用価値があり，ロボット技術によって環境調査を行うことが期待されている．一方で探査を行う地形に関する事前知識が全くないため，想定外の地形にもアダプティブに対応できるシステムの構築が必要となる．本研究は複数台のホッピング型ロボットを用いて自律的に環境地図を生成する手法の実現を目指している．本講演では，研究のアプローチおよび考え方を中心に報告する．

講演要旨（英語）：The vertical holes on the lunar surface are considered to be important for the future human outpost on the moon. Because such environment property is unclear at the first stage, the robotic system need to be able to autonomously adapt to the environment for conducting environment surveillance successfully. This research aims to realize an autonomous environment mapping scheme using multiple hopping robots. The research approach and ongoing research progress will be presented.

C-17

「Deployment Analysis of Minerva-II rovers」

*Stefaan Van wal（JAXA/ISAS）

講演要旨（英語）：

In September of 2018, the Hayabusa2 spacecraft will deploy two small MINERVA-II-1A/B rovers to the surface of asteroid Ryugu. The rovers have a mass of approximately 1 kg and carry several small scientific

instruments with which they will examine Ryugu's surface properties. They are also equipped with momentum exchange mechanisms, which allow the rovers to hop across the asteroid surface and obtain measurements from multiple sites. Hayabusa2 will also obtain several surface samples; its autonomous descent guidance requires the rovers to avoid some exclusion zone around the target sample site(s).

As MINERVA-II is deployed ballistically and does not have active landing systems, it is expected to perform several bounces on the asteroid surface, before eventually coming to rest. Due to the weak gravitational field of the asteroid, this motion is quite chaotic, not unlike that of dice thrown on a table. This makes it challenging to predict the rover motion and select release conditions that result in landing dispersions which satisfy the exclusion zone requirements.

We present our methodology for performing high-fidelity simulations of the rover deployment. This uses an implicit signed distance field to model the asteroid shape; the model allows for inexpensive collision detection. The constant-density polyhedron model is used for gravity field evaluations, but is augmented with a pointmass to incorporate center of mass uncertainties. It is also pre-computed for fast online evaluations. A procedural technique uses a small seeding texture to populate the asteroid surface with rocks whose statistics match those observed on Ryugu. Finally, an impulsive contact model with restitution and friction is used to evaluate the contact interactions between the rovers and the surface.

This methodology was first used last summer to perform simple simulations to the Ryugu reference sphere. This identified general trends in the rover motion and suggested the inclusion of a horizontal pre-release maneuver, designed to minimize the rover velocity at first impact. Using the updated release sequence, simulations to the Ryugu training model were also performed and showed appreciably small dispersions when the expected asteroid properties (mass and surface damping) were used. Further reduction of the surface dispersion area is possible when deploying MINERVA-II to a large crater. Finally, we show some first

results obtained with the global AST-1 Ryugu shape model, which will be constructed during the high-altitude observation phase in July 2018. These preliminary trends provide the first steps toward the eventual MINERVA-II landing site selection to be performed by the middle of August 2018.

C-18

「光学航法によるエアロキャプチャー用いた火星周回軌道投入に関する検討」

「Optical navigation for Mars orbit insertion using aerocapture」

*川端洋輔（東大），高橋亮平（東大），村田裕亮（東大），中須賀真一（東大）

講演要旨（日本語）：

火星周回軌道投入技術の1つとしてエアロキャプチャーがある。これは、燃料を使用せずに火星の大気抵抗を利用して減速し軌道投入する。しかし、火星の大気は変動が激しくエアロキャプチャーを成功させるための突入回廊（コリドー）は非常に狭い。従来、エアロキャプチャーを成功させるためにはDDOR (Delta-Deferential One-way Range) による精密な軌道決定が考えられてきたが、複数の地上局を使う必要があり火星探査がより活発になると必要な時にDDORを行えない可能性もある。そこで本研究では、地上局に依存しない手法として光学航法を用いた誘導制御を提案する。光学観測情報は視線方向に垂直な方向の観測感度が高く、観測対象天体近傍では、観測精度も高く相性が良いと考えられる。さらに、火星だけではなく、火星の衛星も観測対象とすることで効率的に軌道決定を行うことを目指す。提案する光学航法によって得られる航法精度とエアロキャプチャーに必要な突入精度について議論する。

講演要旨（英語）：

Aerocapture is one of the Mars orbit insertion techniques, which makes the Mars orbit insertion without fuel. However, the corridor, the flight path angle, for aerocapture is too narrow because the Mars atmosphere changes drastically. To perform the precise orbit determination for aerocapture, DDOR (Delta-Deferential One-way Range) has been considered. But it needs two ground stations. When the Mars exploration is performed more frequently, it seems difficult to use the DDOR anytime. Therefore, the optical navigation is focused on in this research instead of DDOR, which is independent of ground stations. The optical observation has the high sensitivity to the vertical direction to the line of sight and the high observation accuracy near the observation bodies. So, it seems

useful for aerocapture. In this research, not only the Mars but also the satellites like Phobos are also taken into account for the effective orbit determination. The navigation accuracy and the requirement for aerocapture are discussed.

C-19

「楕円軌道上における Attractive Set を用いた最適軌道設計に関する研究」

「Optimal Trajectory Design Using Attractive Set on Elliptical Orbit」

* 香山裕樹, 坂東麻衣, 外本伸治 (九大)

講演要旨 (日本語) : 本研究では, 楕円軌道上の 2 点を結ぶ境界値問題における最適軌道設計手法を提案する Tschauner-Hempel 方程式において線形二次レギュレータ理論に基づく最適制御のための Attractive Set を考察する。Attractive Set は, 評価関数に対して所望の状態に達するための全ての初期状態の集合として定義される。そこで, 楕円軌道上の固定された 2 点において, 始点の速度に誤差が加わった場合に, 元の終点の状態に遷移させるための評価関数の特性を明らかにする。本研究は, 月から離れ, 月に再会合するための軌道遷移における誤差修正量を例として, 実用性が示される。

講演要旨 (英語) : We propose an optimal trajectory design method in boundary value problem connecting two points on an elliptical orbit.

In Tschauner - Hempel equation, Attractive Set for optimal control based on the linear quadratic regulator theory is considered.

Attractive Set is defined as a set of all initial states for reaching a desired state with respect to a performance index.

Therefore, when an error is added to the velocity of the initial point, the characteristics of the performance index for transitioning to the state of the original terminal point are clarified.

This research is applied to the estimation of the error correction amount of the trajectory transition to leave the moon and re-encounter the moon.

C-20

「確率微分動的計画法とロバスト最適な宇宙機軌道設計への応用」

「Tube Stochastic Differential Dynamic Programming and Application to Robust-Optimal Spacecraft Trajectory Design」

* 尾崎直哉 (JAXA, ISAS), Stefano Campagnola (JPL), 船瀬龍 (東京大学)

講演要旨（日本語）：

本研究では不確定性を考慮した低推力軌道設計のための新しいアプローチを提案する。本提案手法によって確率最適制御問題を解くことにより、不確定性に対するロバスト性を高め、運転率等のマージンを自動的に導き出すことができる。低推力軌道設計は従来、決定論的なダイナミクスを仮定して、最適化計算がなされてきた。実ミッションで生じうる不確定性を考慮するためには、設計者が（運転率などの）経験則に基づくマージンを課し、本来探査機がもつ能力を制限した状態での設計をすることでロバスト性を確保してきた。このような従来手法は評価やパラメータ調整に時間がかかるだけでなく、理論に裏打ちされていないため、保守的な設計となっている。一方、制御理論分野では、ロバスト最適制御問題を解くためのシステムティックなアプローチが提案されている。これらの手法は多くの場合は線形問題を扱っており、さらに非線形問題を扱っているケースでも宇宙機の軌道設計にそのまま適用することは困難である。

本研究では、Unscented 変換を導入することで、確率的な軌道設計問題を決定論的な問題に変換している。そして、変換された決定論的な問題 Differential Dynamic Programming (DDP) 等の従来の軌道設計手法で解くことにより、ロバスト性かつ最適性の高い軌道が得られることを示した。

講演要旨（英語）：

This paper presents a novel approach to low-thrust trajectory optimization with uncertainties. By solving a stochastic optimal control problem, the goal of this method is to improve robustness against uncertainties and automatically compute margins, such as the duty cycle. Low-thrust trajectories are typically designed in a deterministic system. To account for model and execution errors, mission designers heuristically add margins - for example, by introducing duty cycle and forced coast period. These conventional methods are time-consuming, done by hand by experts, and lead to conservative margins. In the robotics field, however, systematic methods have been developed to solve robust optimal control. However, these methods solve constrained linear quadratic problems and are not directly applicable to trajectory design problems. We introduce the Unscented Transform (UT) to deal with the nonlinearity of spacecraft trajectories and to transform stochastic optimal control problems into a set of deterministic optimal control problems, which can be solved by conventional trajectory optimization methods such as direct methods and Differential Dynamic Programming (DDP).

C-21

「経路積分法に基づく非線形確率最適制御のフォーメーションフライト制御への適用」

「Application of nonlinear stochastic optimal control based on path integrals to formation flying control」

*佐藤訓志 (大阪大学), 山田克彦(大阪大学)

講演要旨 (日本語) :

著者らは確率的不確かさを有する動的システムである非線形確率システムに対する最適制御の解法として, 経路積分最適制御法を提案してきた. 本講演では, 宇宙機のフォーメーションフライト制御への経路積分最適制御法の適用について述べる.

講演要旨 (英語) :

We have developed a stochastic optimal control method for nonlinear stochastic systems based on path integrals, where a stochastic system is a dynamical system with probabilistic uncertainty. In this presentation, we apply the nonlinear stochastic optimal control to the spacecraft formation flying.

C-22

「フォーメーションフライトによる合成開口望遠鏡のための高精度位置・姿勢制御に関する研究」

「Accurate Control of Relative Position and Attitude for Formation Flying Synthetic Aperture Telescope」

*鈴木遼, 五十里哲, 中須賀真一 (東大)

講演要旨 (日本語) :

GEOからの地上リモセン観測により, 災害監視に必須な分単位の時間分解能を達成できるが, LEOからの観測と比較して空間分解能は悪化する. そこで, 単一衛星にくらべ遥かに大きな口径を達成し, 高頻度・高解像度観測を実現できる「複数衛星による合成開口望遠鏡 (FFSAT)」を用いた“静止リモセン衛星”を提案する. 本研究では, その実現に必要な超高精度相対位置・姿勢制御について, その観測も考慮しつつ検討する.

講演要旨 (英語) :

Earth remote sensing from GEO can achieve frequent observation for disaster monitoring. However, its spatial resolution is usually worse than observation from LEO. Therefore, we propose “GEO remote sensing satellite” using “Formation Flying Synthetic Aperture Telescope with

multi-microsatellites (FFSAT)" which can construct a much larger aperture than single satellite and realize high frequency and high spatial resolution observation. In this research, an ultra-high precise relative position and attitude control law is studied, while considering the observation law to realize FFSAT.

C-23

「宇宙機大規模編隊飛行のための相対航法ネットワーク構築に関する研究」

「Network Architecture for Relative Navigation of Multiple Spacecraft in Formation Flight」

*船曳敦漠（東大）、五十里哲（東大）、船瀬龍（東大）、中須賀真一（東大）

講演要旨（日本語） :

宇宙機の編隊飛行を実現するためには、宇宙機間の相対位置・速度を計測・推定する相対航法系が必要となる。宇宙機間の無線通信測距により相対航法が可能だが、数機から数百機で構成される大規模な編隊飛行では、全宇宙機間での測距や、全測距情報を用いた一括推定が困難である。本研究では、より少ない測距数で推定精度を高める測距網設計手法に関して考察し、大規模な編隊飛行に適用可能な相対航法系を提案する。

講演要旨（英語） :

For realization of formation flight of multiple spacecraft, a smart network architecture for measurement and estimation of relative positions and velocities of multiple spacecraft is necessary. The relative navigation can be implemented by inter-vehicle communication and distance measurement. However, in case of mega-formation flight composed of dozens or hundreds of spacecraft, it is impossible to make intercommunication network between all pairs of member spacecraft. In this paper, a smart algorithm of network construction for reduction of estimation error is proposed.

C-24

「拡張ゴダード問題」

「Hyper-surface Solution of Goddard Problem」

*DONG-SUN（金 東宣）

講演要旨（日本語） :

限られた燃料を最適に使うロケットの最終高度を最大にするための出力を調節する問題は簡単ではなく最適の定式化を利用して定性的に解を求めることがで

きる。例題として Goddard 問題は世の中のいろいろな教材に記述されている。一般的な Goddard 問題に対してはスタンフォード大学 (Stanford University) のブライソン教授 (Prof. Bryson) の本である動的最適化 (Dynamic Optimization) の中に書かれている例題を参考にして拡張 Goddard 問題に適用することにした。まず結論としては最適制御入力であるロケット出力は不連続であることで地球重力と地球大気の影響があることを考慮する場合である。空気の抗力がないと仮定する場合の最適解は可能的な短い時間に最大の出力を出すことである。単純に一段の仕組みで構成される科学ロケット (Sounding Rocket) を考慮することであるが段数を不問して各段階のロケットの最終高度を最大化する条件としても理解できる解である。Goddard 問題の最適解を求めるための最適化プロセスを論議する場合に制御入力として出力に関する微分した式 (Hamiltonian) に制御入力の出力が現れないので特異最適制御 (Singular Optimal Control) 問題と呼ぶ。最適解には不連続の弧線 (Singular Arc) が含まれて全体的にハミルトニアン (Hamiltonian) を最適化する最適化の論理から三の不連続区間 Max-Singular-Coast が設定される。これを傾斜面を考慮する拡張ゴダード問題に適用して最適な発射対の推力制御を求めることにする。

講演要旨 (英語) :

The Goddard problem is that maximizing the final altitude for a vertically ascending rocket powered vehicle. Rocket vehicle is under influence of gravitational field and atmospheric drag. This problem was first formulated by Goddard in 1919 and great number of authors such as Hamel 1927, Tisen and Evan in 1951, Miela and Cavoti in 1958, Lietman in 1956~1963 and Carfinkle in 1963 have analyzed the problem with using various mathematical methods and assumption on the equation of motion. An extensive study of the problem with realistic assumption has been possible from development of the theory of optimal control and powerful digital computer. As far as we concern the mathematical interest, the Goddard problem has basic important role by itself. However from the practical point of view, vertical ascending flight is not realistic and more general flight case is needed for analysis. So, we extend the Goddard problem to Hyper-Surface by using optimal theory.

C-25

「自律軌道計算を行う超小型宇宙機のための軌道伝播手法の検討」

「Onboard Orbit Propagation Methods for Micro Spacecrafts」

*名田悠一郎 (東京大学)

講演要旨 (日本語) : 近年, 超小型衛星市場は盛り上がりを見せており, その打ち上げ数は急増している. 今後も増加する超小型衛星に軌道変更能力を付与することで, ミッションの多様化が期待できるほか, デブリ化防止策にもなることから, これらの衛星へのスラスタの搭載が求められている. 超小型衛星では, スラスタの搭載は一般的でなく, 軌道決定および軌道制御の技術は発展の余地がある. 本稿では, 機能が極端に制限される地球軌道周回の超小型宇宙機において, GPS などを用いずにオンボードで簡易な軌道伝播計算を行う際の軌道伝播手法を検討する. また, そのような伝播計算を行う超小型宇宙機の軌道制御の実現可能性について検討する.

講演要旨 (英語) : These days, Many micro satellites have researched and developed by laboratories and enterprises in the world. To provide orbit transfer ability, it is needed that thrusters are mounted on micro satellites. However, few micro satellites have thrusters until now and There is still room for development of orbit determination and control technologies for micro satellites. In this paper, low-calculation-cost orbit propagation methods for micro spacecrafts are investigated. Moreover, we consider the feasibility of orbit control using those calculations.

C-26

「CMG 搭載宇宙ロボット衛星の特異点回避アーム・CMG 協調制御」

「ARM/CMG COOPERATIVE CONTROL OF SPACE ROBOT SATELLITE」

*谷口知世 (首都大), 小島広久 (首都大)

講演要旨 (日本語) : 近年, 宇宙デブリの増加に伴うデブリ回収衛星, 衛星の点検や修理を行う衛星の研究・開発が注目されており, 宇宙ロボット衛星の研究は将来の宇宙開発において必要不可欠であると言える. 宇宙ロボット衛星は宇宙空間に浮遊しているためアームを動かしたときの反動で衛星本体の位置・姿勢が変動してしまう. そこで本研究では衛星本体にコントロールモーメントジャイロ (CMG) を搭載し, CMG でアームの反動を吸収しつつ所望のエンドエフェクタ運動を実現する制御則を提案してシミュレーションによりその妥当性を検証した.

講演要旨 (英語) :

The study of space robots is important for the future development of on-orbit servicing. Active research on such robots was carried out in Japan during the 1980s and 1990s. The present paper proposes a cooperative control system using a singularity-avoidance manipulator and a control moment gyro for a space robot, and demonstrates the effectiveness of the proposed control law through numerical simulations.

C-27

「CMGによる倒立2輪車の姿勢制御」

「Attitude control of Two-wheeled Inverted Pendulum by using CMG」

*大内茂人(早大), 洪如月(早大), 氣賀 信太朗(早大・院), 長谷部信行(早大), 宮下朋之(早大)

講演要旨(日本語) :

倒立振子に車輪を付けて自立走行するロボットの研究は、以前から多くの研究者によって行われており、このようなロボットの安定性を保つ制御手法としては、車輪移動法、リアクションホイール法、CMG法などが知られている。これらの手法のうち、車輪移動法、リアクションホイール法は2次元でも扱えるため多くの報告があるが、CMG(コントロールモーメントジャイロ)法は3次元の扱いとなるため報告例は少ない。

本研究では、CMGを用いた倒立2輪車の姿勢制御について紹介する。

講演要旨(英語) :

Researches on the inverted pendulum with two wheels, that is a self-traveling robot have been conducted by many researches since a long time ago.

Regarding the stability control method of these robots, methods using the wheel-traveling, the reaction wheel, and CMG are known. There are many papers on methods using the wheel-traveling and the reaction wheel in above described ones. Due to in a two-dimensional space, those are relatively easy to design. However, only a few papers on CMG can be found due to in a three-dimensional space. In this paper, we introduce an attitude control of two-wheeled inverted pendulum by using CMG.