

(12) 特許協力条約に基づいて公開された国際出願

(19) 世界知的所有権機関
国際事務局

(43) 国際公開日
2020年7月30日(30.07.2020)



(10) 国際公開番号

WO 2020/152747 A1

(51) 国際特許分類:
B64G 1/22 (2006.01)

(21) 国際出願番号: PCT/JP2019/001660

(22) 国際出願日: 2019年1月21日(21.01.2019)

(25) 国際出願の言語: 日本語

(26) 国際公開の言語: 日本語

(71) 出願人: スカパー J S A T 株式会社(SKY PERFECT JSAT CORPORATION) [JP/JP]; 〒1070052 東京都港区赤坂一丁目8番1号 Tokyo (JP). 国立研究開発法人理化学研究所(RIKEN) [JP/JP]; 〒3510198 埼玉県和光市広沢2番1号 Saitama (JP).

(72) 発明者: 福島 忠徳(FUKUSHIMA, Tadanori); 〒1070052 東京都港区赤坂一丁目8番1号 スカパー J S A T 株式会社内 Tokyo (JP). 山田 淳(YAMADA, Jun); 〒1070052 東京都港区赤坂一丁目8番1号 スカパー J S A T 株式会社内 Tokyo (JP). 平田 大輔(HIRATA, Daisuke);

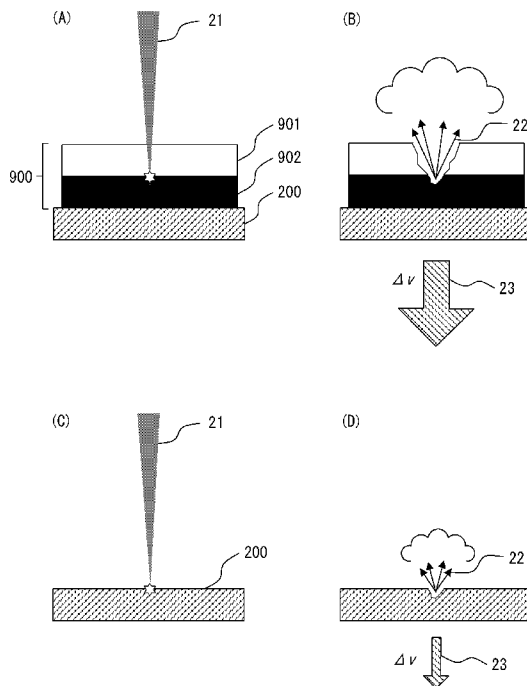
〒1070052 東京都港区赤坂一丁目8番1号 スカパー J S A T 株式会社内 Tokyo (JP). 戎崎 俊一(EBISUZAKI, Toshikazu); 〒3510198 埼玉県和光市広沢2番1号 国立研究開発法人理化学研究所内 Saitama (JP). 和田 智之(WADA, Satoshi); 〒3510198 埼玉県和光市広沢2番1号 国立研究開発法人理化学研究所内 Saitama (JP).

(74) 代理人: 特許業務法人秀和特許事務所(IP FIRM SHUWA); 〒1030004 東京都中央区東日本橋三丁目4番10号 アクロポリス21ビル8階 Tokyo (JP).

(81) 指定国(表示のない限り、全ての種類の国内保護が可能): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JO, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT,

(54) Title: PROPULSION FORCE ENHANCING MEMBER

(54) 発明の名称: 推進力強化部材



(57) Abstract: This propulsion force enhancing member, which is to be mounted on the surface of an object present in outer space, has a transparent member transmitting an irradiated laser, and an opaque member provided between the transparent member and the object, absorbing the laser and evaporating at least partially due to the energy from the laser.

(57) 要約: 本発明の推進力強化部材は、宇宙空間に存在する物体の表面に取り付けられる推進力強化部材であって、照射されたレーザを透過する透明部材と、前記透明部材と前記物体との間に設けられ、前記レーザを吸収して、前記レーザのエネルギーにより少なくとも一部が蒸発する不透明部材と、を有する。

QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL,
SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA,
UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(84) 指定国(表示のない限り、全ての種類の広域保護が可能): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), ユーラシア (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), ヨーロッパ (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

添付公開書類:

— 国際調査報告 (条約第21条(3))

明 細 書

発明の名称：推進力強化部材

技術分野

[0001] 本発明は、推進力強化部材に関する。

背景技術

[0002] 近年、宇宙空間におけるデブリ（宇宙ゴミ）の増加が問題となっている。デブリとは、不要になった人工衛星や故障した人工衛星、または衝突等によって放出された人工衛星の一部等である。デブリは、運用中の人工衛星と衝突を引き起こす危険性があり、数センチ程度のデブリが人工衛星に衝突した場合でも人工衛星にとって壊滅的な被害が生じる。また、デブリが増加して人工衛星と衝突することによりデブリが爆発的に増加する問題（ケスラーシンドローム）が懸念されている。デブリの増加を防止するためには、デブリを焼却除去するか、他の人工衛星と衝突しない軌道（墓場軌道）に移動させる必要がある。

[0003] 上記のようなデブリに対して地上もしくは宇宙空間上から高強度レーザの照射を行うことによりデブリを移動することが提案されているが、宇宙空間上に高強度レーザを搭載した人工衛星を打ち上げることは現実的ではない。

発明の概要

発明が解決しようとする課題

[0004] そこで、本発明は、宇宙空間におけるレーザ照射による推進力の強化に適した部材を提供することを目的とする。

課題を解決するための手段

[0005] 本発明の一態様は、宇宙空間に存在する物体の表面に取り付けられる推進力強化部材であって、照射されたレーザを透過する透明部材と、前記透明部材と前記物体との間に設けられ、前記レーザを吸収して、前記レーザのエネルギーにより少なくとも一部が蒸発する不透明部材と、を有することを特徴とする推進力強化部材である。

- [0006] この構成によれば、レーザ照射によるアブレーションによる推力を増大させることができる。透明部材はレーザを透過する部材であって、例えば、シート状や微球体等の部材である。また、透明部材は、人工衛星の運用期間（例えば、10～15年）、宇宙空間上で原子状酸素や放射線等が照射されても透過性を有する材料で生成されることが望ましい。透過性を有するとは、レーザ（光）の吸収および散乱が生じないか所定の範囲内であることを示す。透明部材の材料は、例えば、フッ素樹脂、純粋アクリルまたは石英ガラス等を用いるとよい。不透明部材は、例えば、シート状の部材であって、レーザを吸収して膨張するという特性を持つ材料で生成されることが望ましい。不透明部材にレーザが照射されると、当該レーザのエネルギーにより不透明部材の少なくとも一部が蒸発し、プラズマ化して噴き出す。この噴き出す力の反力 Δv によって、推進力強化部材を取り付けた物体に対して推進力を与える。
- [0007] また、1つ以上の前記透明部材および前記不透明部材が交互に積層されるとよい。この構成によれば、レーザ照射を繰り返した場合でも、透明部材および不透明部材が1層以上残っている限り反力を増強させることができる。積層数は特に限定されないが、10～100層とするとよい。また、透明部材および不透明部材を共に0.1 [mm] の部材であるとする、それぞれを50層分積層した場合、推進力強化部材の厚みは約 $(0.1 + 0.1) \times 50 = 10$ [mm] となる。
- [0008] 前記不透明部材中に複数の前記透明部材が設けられてもよい。この構成によれば、レーザの照射角に応じた反力を発生させることができる。なお、透明部材を含む上記の不透明部材を複数重ねて積層してもよい。
- [0009] 前記透明部材は、例えば、シート状の部材であってもよい。透明部材は、上記の通り、0.1 [mm] 程度の部材を想定しているが、サイズは特に限定されない。
- [0010] 前記透明部材は、例えば、球状の部材（ナノパーティクル）であってもよい。このような構成により、透明部材を透過して不透明部材に到達するレー

ザの密度が高くなるため、低出力レーザでもアブレーションを発生させることができる。

[0011] 前記透明部材は、フッ素樹脂で生成されるとよい。このような構成により、フッ素樹脂におけるC－F結合の結合エネルギーが強く、耐熱性および耐酸化性等の機能をもたせることができる。

[0012] 前記推進力強化部材の表面のうち少なくとも一つの面に設けられる保護部材をさらに有するとよい。前記保護部材は、太陽光を遮光する遮光性を有するとよい。また、前記保護部材は、耐原子状酸素性を有するとよい。このような構成により、太陽光による熱入力を防止したり、原子状酸素による酸化を防止することができる。なお、保護部材は、他の物体との擦過を防止する機能を有していてもよい。前記保護部材のうち少なくとも一部は、フッ素樹脂で生成されるとよい。なお、保護部材の素材は、上記に限定されず、パーフルオロカーボン、シリカ、ポリイミドフィルム（例えば、カプトン（登録商標）等）、アルミ等の金属等を用いることができる。

[0013] 前記推進力強化部材の表面には、前記推進力強化部材を識別するための記号（マーク）が付されているとよい。このような構成により、推進力強化部材の位置を容易に検出できるようにしたり、レーザの照準を合わせる際の識別のために用いることができる。また、記号の代わりに、文字、図、一次元コード、二次元コード等が付されてもよい。また、マークとして表面に着色を施してもよい。

[0014] なお、本発明は、上記構成の少なくとも一部を有する部材として捉えることができる。上記構成および処理の各々は技術的な矛盾が生じない限り互いに組み合わせて本発明を構成することができる。

発明の効果

[0015] 本発明によれば、宇宙空間におけるレーザ照射による推進力の強化に適した部材を提供することができる。

図面の簡単な説明

[0016] [図1]本実施形態に係るデブリ制御の一例を示す図

[図2]本実施形態に係るレーザ照射の一例を示す図

[図3]本実施形態に係るデブリ制御のビジネスモデルの一例を示す図

[図4]本実施形態に係るデブリ制御のビジネスモデルの一例を示す図

[図5]本実施形態に係るデブリ制御のビジネスモデルの一例を示す図

[図6]本実施形態に係るレーザ照射システムの一例を示す図

[図7]本実施形態に係るフォーカス部およびステアリング部の一例を示す図

[図8]本実施形態に係る処理の一例を示すフローチャート

[図9]本実施形態に係る照射位置の一例を示す図

[図10]本実施形態に係る特殊パッドの推進力増強の一例を示す図

[図11]本実施形態に係る特殊パッドの一例を示す図

[図12]本実施形態に係る特殊パッドの一例を示す図

[図13]本実施形態の変形例1に係る特殊パッドの一例を示す図

[図14]本実施形態の変形例2に係る特殊パッドの一例を示す図

[図15]本実施形態の変形例2に係る特殊パッドの一例を示す図

発明を実施するための形態

[0017] (実施形態)

<概要>

本実施形態に係る宇宙機は、宇宙空間において、対象物にレーザを照射して対象物の軌道または姿勢を制御する人工衛星である。対象物の軌道または姿勢を制御することで、例えば、不要な対象物を除去する。

[0018] 対象物とは、宇宙空間に存在するデブリ（宇宙ゴミ、スペースデブリ）を含む人工物や、人工物以外の物体（例えば、隕石等）である。デブリとは、制御不能になった人工衛星や、運用終了に伴い不要となった人工衛星、衝突等によって放出された人工衛星の一部を含むものである。本実施形態では、デブリを対象物とする例について説明する。

[0019] 軌道または姿勢の制御とは、宇宙空間に存在する対象物（デブリ）の軌道や姿勢を変えることを示す。軌道を変えるとは、例えば、デブリの高度を上げたり下げたりすることである。これにより、デブリを大気圏に再突入させ

て焼却除去したり、他の衛星と衝突しない軌道（墓場軌道）に移動させたり、デブリと他の物体との衝突を回避するために当該人工衛星を一時的に移動したりする。また、姿勢を変えるとは、例えば、デブリの回転を抑制することである。これにより、物理的にアクセスする際の衝突リスクを軽減する。

[0020] なお、本実施形態では、宇宙機として人工衛星を用いる例について説明するが、無人宇宙機に限定されず、宇宙機として有人宇宙機を用いてもよい。また、人工衛星（親機）等に搭載される機器（子機）を宇宙機としてもよい。

[0021] <デブリ除去方法>

図1は、本実施形態に係るデブリ除去の一例を示す図である。図1には、地球11と、地球11を覆う大気圏12と、地球周回軌道である軌道13が示されている。また、宇宙機100は、対象物にレーザを照射する人工衛星である。デブリ200は、軌道13を速度 v で移動する人工衛星であって、運用期間の満了等により不要となったものとする。宇宙機100は、デブリ200に対してレーザを照射することにより、デブリ200に反力 Δv を発生させる。デブリ200は、当該反力により、例えば、高度を下げ大気圏に再突入して焼却除去される。なお、デブリ除去方法は上記に限定されず、例えば、デブリ200の高度を上げて（または下げて）他の人工衛星が存在しない軌道（墓場軌道）へ移動させてもよい。

[0022] 図2は、レーザ照射によって生じる反力を示す図である。レーザ21は、宇宙機100によって照射されたレーザである。レーザ21がデブリ200に照射されると、デブリ200の表面の物質が蒸発し、プラズマ化して噴き出す（プラズマアブレーション）。この時に物質が噴き出す力（矢印22）の反作用をデブリ200が受けることにより反力 Δv （矢印23）が生じる。

[0023] <デブリ除去のビジネスモデル>

本実施形態に係る宇宙機を用いたデブリ除去のビジネスモデルとして、例えば、以下の3つが挙げられる。以下、順に説明する。

1. 宇宙環境維持機関の依頼に基づくデブリ除去
2. コンステレーションユーザの依頼に基づくデブリ除去
3. 静止衛星のデオービット (Deorbit) 依頼に基づくデブリ除去

[0024] ≪ 1. 宇宙環境維持機関の依頼に基づくデブリ除去 ≫

図3は、本実施形態に係る宇宙機を用いたビジネスモデルの一例を示す図である。宇宙利用ユーザ31は、国や、宇宙機関、オペレータ等である。宇宙環境維持機関32は、宇宙利用ユーザ31から搬出金を集めて、デブリの観測や、デブリ除去依頼等を行う機関である。デブリ除去代行業者33は、本実施形態に係る宇宙機等を用いてデブリを実際に除去する業者である。例えば、デブリ除去代行業者33は、宇宙環境維持機関32からデブリ除去費用（デブリ除去依頼）を受け取り、デブリの移動（軌道制御）等を行う。これにより、デブリと宇宙利用ユーザ31の運用する人工衛星等との衝突リスクが低減される。

[0025] 宇宙空間上で衛星同士が衝突してデブリが爆発的に増加する問題（ケスラーシンドローム）が懸念されている。また、近年では、小型衛星の数が増え続けて物体同士の密度が上昇することにより、衝突のリスクがさらに高まっている。そのような背景から、近い将来に宇宙のデブリを積極的に減らす需要が発生すると推測される。この場合、デブリを除去することは、ユーザ全員の便益になることから、除去費用を集める上記のような機関が創出されることが見込まれる。ここで、宇宙空間におけるデブリの観測網の拡充によって、衝突リスクをより認識できるようになってきている。このため、衝突リスクに応じて、本実施形態に係る宇宙機を運用する上記業者は、当該機関からの依頼に基づくデブリ除去を実施する。

[0026] ≪ 2. コンステレーションユーザの依頼に基づくデブリ除去 ≫

図4Aは、本実施形態に係る宇宙機を用いたビジネスモデルの一例を示す図である。コンステレーションユーザ41は、衛星コンステレーションを構築している宇宙機関やオペレータ等である。衛星コンステレーションとは、複数の人工衛星を協調して互いに通信範囲が重ならないように配置すること

で、全地表面を網羅する一群の衛星システムである。デブリ除去代行業者42は、コンステレーションユーザ41から宇宙機の配置料（配置依頼）を受け取り、上記複数の人工衛星に対して宇宙機を配置する業者である。通常、コンステレーションでは、同一軌道に多数の衛星を投入するため、1つの衛星が制御不能（人工衛星故障）になった場合、その衛星が他の衛星に衝突するリスク（事業継続危機）が生じる。

[0027] このような場合に、デブリ除去代行業者42は、コンステレーションユーザ41の軌道離脱依頼に応じて、本実施形態に係る宇宙機を用いて、制御不能な衛星の軌道を変更することで、他のコンステレーション衛星と衝突するリスクを低減（回避）する。そして、デブリ除去代行業者42は、コンステレーションユーザ41から成功報酬を受け取る。なお、コンステレーションの構築の際に、衛星コンステレーションを構成する複数の人工衛星それぞれに対して宇宙機をそれら近傍に配置するとよい。これにより、迅速にデブリを除去することができる。なお、上記に限定されず、1つの軌道に対し、1つまたは少数の宇宙機を配置し、宇宙機に搭載された推進部を用いてデブリに近づきデブリ除去を行うことで、低コストでデブリを除去することができる。

[0028] 図4Bは、衛星コンステレーションを構成する複数の人工衛星200a～200hと、複数の人工衛星それぞれに対して配置される宇宙機100a～100hである。図4Bでは、人工衛星200aが故障した場合に宇宙機100aによって軌道が変更された（高度が下げられた）例を示している。

[0029] ≪3. 静止衛星のデオービット（Deorbit）依頼に基づくデブリ除去≫

図5は、本実施形態に係る宇宙機を用いたビジネスモデルの一例を示す図である。静止軌道オペレータ51は、静止衛星を運用するオペレータである。静止衛星とは、高度約36,000kmの円軌道を、地球の自転周期と同じ周期で公転する人工衛星である。デブリ除去代行業者52は、静止軌道オペレータ51の運用する静止衛星のデオービットを代行する業者である。デ

オービットとは、人工衛星を軌道から離脱させることを示す。例えば、静止軌道オペレータ 51 は、デブリ除去代行業者 52 に契約金を支払うことでデオービット代行契約を結ぶ。そして、通常運用中に燃料枯渇等で人工衛星が制御不能になった場合、静止軌道オペレータ 51 は、デブリ除去代行業者 52 に当該人工衛星の軌道を離脱するよう依頼する。デブリ除去代行業者 52 は、上記依頼に応じて、制御不能になった人工衛星の軌道を変更する。これにより、制御不能になった人工衛星の軌道離脱が行われる（デオービット）。軌道離脱は、例えば、他の人工衛星が存在しない軌道に移動することが挙げられる。そして、デブリ除去代行業者 52 は、静止軌道オペレータから成功報酬を受け取る。

[0030] 上記の例は、人工衛星の運用中に燃料（推進剤）が枯渇した場合であるが、人工衛星において燃料の残量管理は不確実性が高く、デオービットを確実に実施するためにはマージンを持つ必要がある。本実施形態に係る宇宙機を用いることで、衛星事業者は燃料の不確実性のマージンや、デオービットのための燃料を確保する必要がなくなる。これにより、衛星事業者は燃料を枯渇するまで軌道制御等に使用することが可能となる。

[0031] <構成>

図 6 は、本実施形態に係るレーザ照射システムの構成を示す図である。レーザ照射システムは、宇宙機 100、監視装置 110 等を含む。

[0032] <<宇宙機 100>>

宇宙機 100 は、レーザ照射機能を有する人工衛星である。宇宙機 100 は、取得部 101、検出部 102、制御部 103、推進部 104、通信部 105、レーザ装置 106、フォーカス部 107、ステアリング部 108 等を有する。宇宙機 100 は、レーザ装置 106 によって出力されたレーザを、フォーカス部 107、ステアリング部 108 を介して、デブリ 200 に照射する。

[0033] 取得部 101 は、不図示の撮像部を用いて画像を取得する機能部である。また、取得部 101 は、後述のレーザ装置 106 より出力された探索用のレ

ーザの反射光を取得する。取得部１０１は、種々のセンサであると捉えることもできる。

[0034] 検出部１０２は、取得部１０１によって取得された画像または反射光に基づいて、デブリ２００の検出情報を取得する機能部である。検出情報は、宇宙機１００とデブリ２００との距離、デブリ２００の位置、大きさ、形状、撮像画像、回転状態（姿勢）等である。例えば、検出部１０２は、L i d a r (L i g h t D e t e c t i o n a n d R a n g i n g) を用いて宇宙機１００とデブリ２００との距離を取得する。

[0035] 制御部１０３（照射制御手段）は、宇宙機１００とデブリ２００との距離に基づいて、レーザ装置１０６から出射したレーザがデブリ２００で収束するようにフォーカス部１０７を制御する。例えば、フォーカス部１０７が光学系である場合、当該光学系の焦点距離を調整する。また、制御部１０３は、検出部１０２によって取得された検出情報に基づいて、デブリ２００に対するレーザの照射位置や、レーザの出力値を決定する機能部である。例えば、制御部１０３は、検出部１０２によって検出されたデブリ２００の位置や姿勢、およびレーザ照射に適した領域に基づいてレーザの照射位置を決定する。レーザ照射に適した領域とは、レーザ照射を行うことで危険が生じる可能性のある箇所（例えば、燃料タンク等）を除く領域である。また、制御部１０３は、地上における安全なエリア等を考慮してレーザを照射する位置やタイミングを決定してもよい。安全なエリアとは、デブリ２００が大気圏に再突入した際に燃え尽きずに残ってしまった破片などを落下させるためのエリアである。例えば、安全なエリアは、船舶および航空機等の航路や陸地から数十～数百海里以上離れている海上である。制御部１０３は、後述する監視装置１１０から通信部１０５を介してレーザ照射に適した領域や安全なエリアに関する情報を取得するとよい。

[0036] 推進部１０４は、レーザ照射に必要な姿勢を調整するためにスラストまたはホイール等の推力発生装置（アクチュエータ）を用いて、宇宙機１００の姿勢または軌道の制御を行う機能部である。姿勢制御方法は特に限定されず

、既存の方式である３軸安定方式、バイアスモーメント方式、ゼロモーメント方式等を採用することができる。

[0037] 通信部１０５は、地上の監視装置１１０と通信を行うための機能部である。通信部１０５を介して、宇宙機１００は、デブリ２００の大まかな位置（粗軌道位置）や、上記のレーザ照射に適した領域や安全なエリアに関する情報等を取得する。

[0038] レーザ装置１０６は、レーザを出力する装置である。本実施形態では、レーザ装置１０６は、ファイバーレーザを並列に用いたパルスレーザシステムを用いることにより、高強度（高出力）のレーザを出力する。レーザ装置１０６は、後述するアブレーションを発生させるために必要な出力値の３倍程度の出力が可能であることが望ましい。なお、レーザは上記に限定されず、固体レーザ等の種々のレーザを出力してもよい。例えば、デブリ２００を探索したり、デブリ２００に対してレーザの照準を合わせる場合、小出力のレーザを出力してもよい。なお、照準合わせ用の光源と、レーザ照射用の光源とを別体としてもよい。また、照準合わせ用の光源は可視光を発してもよい。

[0039] フォーカス部１０７は、レーザ装置１０６によって出射されたレーザを収束させるための部材である。フォーカス部１０７を介することで、宇宙機１００は、遠隔地点からでもデブリ２００へレーザを出射することができる。本実施形態では、フォーカス部１０７は、一般的な望遠鏡を用いるが、レーザを収束させるための部材であれば望遠鏡に限定されない。また、本実施形態では、遠隔地点として、デブリ２００から２０メートル～１０００メートル程度離れた位置を想定しているが、宇宙機１００とデブリ２００との距離は特に限定されない。

[0040] ステアリング部１０８は、フォーカス部１０７によって出力されたレーザの照射方向を変えるための部材である。例えば、ステアリング部１０８として、可動式のミラーを用いることができる。ステアリング部１０８を用いることで、宇宙機１００は遠隔地点からでも容易にレーザの照射方向をデブリ

200に向けることができる。また、宇宙機100とデブリ200とが同じ軌道上に存在しない場合でも、遠隔からでも容易にレーザの照射方向をデブリ200に向けることができるため、宇宙機100がデブリ200と衝突する危険性を軽減している。

[0041] 図7は、本実施形態に係るフォーカス部107およびステアリング部108の構成の一例を示す図である。レーザ装置106から出力されたレーザは、フォーカス部107を介することで徐々に収束する。そして、レーザは、ステアリング部108によって反射されることで、照射方向が変更される。

[0042] なお、レーザをターゲットに向ける方法は上記に限定されない。例えば、ステアリング部108を用いずに、宇宙機100自体の姿勢制御によって、レーザが出射する方向を変えてもよい。また、フォーカス部107の向きを変更することで、レーザが出射する方向を変えてもよい。なお、本実施形態では、フォーカス部107およびステアリング部108は、宇宙機100の一部として設けられる例を示すが、宇宙機100とは別体として設けられてもよい。

[0043] ≪監視装置110≫

監視装置110は、デブリ200の大まかな位置を検出したり、検出したデブリ200の情報を宇宙機100に送信する装置である。また、監視装置110は、上記のレーザ照射に適した領域や安全なエリアに関する情報等を宇宙機100に送信してもよい。

[0044] ≪デブリ200≫

[0045] デブリ200は、本実施形態では、制御不能になった人工衛星や、運用終了に伴い不要となった人工衛星等の大型のものから、衝突等によって放出された人工衛星等の一部（例えば、ネジ等の部品）など小さなものを含んでもよい。なお、デブリ200の対象は上記に限定されず、宇宙空間に存在する物体（例えば、隕石など）を含む。また、デブリ200のサイズも特に限定されない。一般に、宇宙空間に存在する物体において、10[cm]以上の大きさであれば地上から検出することが可能とされているが、本実施形態に

係る宇宙機１００は、宇宙空間上でデブリ２００を検出するため１０〔ｃｍ〕以下の物体でも検出を行うことができる。

[0046] ＜処理内容＞

図８は、本実施形態に係る処理の一例を示すフローチャートである。

[0047] ステップＳ８０１では、監視装置１１０は、デブリ２００の大まかな軌道（位置）を検出する。そして、監視装置１１０は、検出したデブリ２００の位置を宇宙機１００へ送信する。

[0048] ステップＳ８０２では、検出部１０２は、上記で取得した大まかな位置に基づいてデブリ２００を探索し、デブリ２００の検出情報を取得する。例えば、検出部１０２は、宇宙機１００とデブリ２００との距離、デブリ２００の位置、大きさ、形状、撮像画像、回転状態（姿勢）等を上記検出情報として取得する。

[0049] ステップＳ８０３では、制御部１０３は、宇宙機１００の照射モードがロックモードであるか否かを判断する。ロックモードとは、宇宙機１００が検出したデブリ２００に対してレーザを照射するモードである。ロックモードである場合はステップＳ８０４へ進み、そうでない場合はステップＳ８０１へ戻る。

[0050] ステップＳ８０４では、宇宙機１００はレーザを出射して、レーザの照準を合わせる。具体的には、レーザ装置１０６によって出射されたレーザは、フォーカス部１０７を通ることで収束する。そして、ステアリング部１０８によって照射方向が変更される。本実施形態では、制御部１０３は、宇宙機１００とデブリ２００との距離（検出情報）に基づいて、デブリ２００でレーザが収束されるようにフォーカス部１０７を制御する。ここで、本実施形態では、レーザの照準を合わせる場合には、制御部１０３はレーザの出力値を「小（第１の出力値）」に設定する。

[0051] 図９は、デブリ２００における照射位置の一例を示す図である。例えば、デブリの各面における角部（例えば、領域Ａ１～Ａ４）にレーザを照射することで、回転トルクを発生させる。また、対角上に交互にレーザを照射する

ことで、デブリ 200 を移動させるための外力を加えることができる。対角上に交互にレーザを照射とは、例えば、領域 A 1 → 領域 A 4 → 領域 A 1 → 領域 A 4 の順にレーザを照射することを示す。また、中央部（例えば、領域 A 5）にレーザを照射してデブリ 200 を移動させるための外力を加えてもよい。

[0052] ステップ S 805 では、制御部 103 は、上記の照準位置と実際に照射された位置とが一致しているか否かを判断する。制御部 103 は、例えば、取得部 101 によって取得される画像に基づいて実際に照射された位置を取得する。一致している場合にはステップ S 806 へ進み、そうでない場合にはステップ S 804 へ戻る。

[0053] ステップ S 806 では、宇宙機 100 は、レーザを出射して、デブリ 200 に対して照射を行う。本実施形態では、対象物の軌道または姿勢を変える場合には、制御部 103 はレーザの出力値を「大（第 2 の出力値）」に設定する。

[0054] ステップ S 807 では、検出部 102 は、デブリ 200 の軌道または姿勢を検出する。

[0055] ステップ S 808 では、制御部 103 は、デブリ 200 の制御が完了したか否かを判断する。制御が完了する場合とは、例えば、軌道制御において目的の軌道に移動した場合や、姿勢制御においてデブリ 200 の回転（自転）が止まった場合等である。制御が完了した場合は本処理を終了し、そうでない場合はステップ S 809 へ進む。

[0056] ステップ S 809 では、制御部 103 は、上述の検出情報に基づいてデブリ 200 の慣性モーメント I または重心 G を求める。

[0057] ステップ S 810 では、制御部 103 は、各種パラメータを更新する。例えば、デブリ 200 の姿勢制御を行う場合、制御部 103 は、上述の検出情報に基づいて測定したトルク（測定トルク N 1 と称する。）と想定したトルク（想定トルク N 2 と称する。）とが一致するようにパラメータを更新する。ここでは、パラメータとして、想定した推力 F と焦点位置から重心まで

の長さ r が更新（調整）される。想定した推力 F の調整は、例えば、照射するレーザの強度（レベル）を変えることで行うことができる。ここで、測定トルク $N1$ は想定加速度 α 、慣性モーメント I 、測定した初期姿勢変化量 ω_0 および照射後の姿勢変化量 ω_1 を用いて以下のようにして求められる。また、想定トルク $N2$ は、上記の想定推力 F 、長さ r を用いて以下のようにして求められる。なお、上記のパラメータをデブリ毎に保持して管理するための変換表を設けてもよい。

《測定トルク $N1$ 》

$$N1 = I \times \alpha = I \times (\omega_1 - \omega_0)$$

《想定トルク $N2$ 》

$$N2 = F \times r$$

[0058] ステップ $S811$ では、制御部 103 は、デブリ 200 の姿勢を変えたり、デブリ 200 を移動するために必要なトルクを計算する。

[0059] ステップ $S812$ では、制御部 103 は、上記の必要なトルクに基づいてレーザの照射位置を求める。レーザの照射位置としては、デブリ 200 のいずれの位置でもよいが、後述する推進力強化部材（特殊パッド）に対してレーザが照射されるように照射位置を決定するとよい。また、レーザ照射を行うことで危険が生じる可能性のある箇所を避けて照射位置を決定するとよい。制御部 103 は、監視装置 110 から通信部 105 を介して、上記の危険が生じる可能性のある箇所を取得するとよい。また、制御部 103 は、上記の必要なトルクに基づいてレーザの出力値を算出する。そして、ステップ $S806$ へ戻る。

[0060] 以上のように、レーザ照射後の対象物の軌道や姿勢を検出して、レーザの照射位置や出力値の制御にフィードバックすることにより、対象物の軌道または姿勢を制御する。

[0061] <軌道制御・姿勢制御の試算結果>

本実施形態に係る宇宙機 100 による遠隔軌道制御の試算結果について説明する。本試算では、宇宙機 100 は、デブリ 200 から 100 メートル離

れた場所から、100 [W] のレーザ照射を行うことを想定している。また、デブリ200は、重さ (M) が1 [t] であって、1辺が1メートルの立方体である大型のデブリを想定している。この場合、レーザ照射によって、デブリ200は20 [m/s] の反力 (Δv) を受けるという試算を得た。上記試算結果によれば、例えば、レーザを 10^6 秒間照射し続けることによって、デブリ200の高度を約66 [km] 移動させることができる。

《試算条件》

レーザの出力値 : 100 [W]

デブリのサイズ : 1 [m³]

デブリの重さ : 1 [t]

《試算結果》

反力 : 20 [m/s]

移動量 : 66 [km] (in 10^6 [s])

[0062] また、上記と同様の試算条件で遠隔回転制御（姿勢制御）を行うと、デブリ200の角加速度 (α) は 3×10^{-5} [rad/s²] になるという試算結果を得た。当該試算結果によれば、レーザを 10^6 秒間照射し続けることによって、デブリ200の角速度 (ω) は、30 [rad/s] になる。ここで、上記の試算では、一辺がa、質量がMの立方体の一辺を通る回転軸周りの慣性モーメント ($I = 2 \times a^2 \times M / 3$) を用いている。

《試算結果》

角加速度 : 3×10^{-5} [rad/s²]

角速度 : 30 [rad/s] (in 10^6 [s])

[0063] 上記の試算結果より、100 [W] 程度のレーザ装置でも1 [t] のデブリ200の軌道や姿勢を変えることが可能である。100 [W] のレーザは、例えば、1辺が30 [cm] の立方体程度の小型のレーザ装置で実現可能であるため、小型の人工衛星に搭載することができ、省コスト化が見込める。

[0064] <特殊パッド>

本実施形態においてデブリ 200 に取り付けられる特殊パッドについて説明する。本実施形態に係る特殊パッドは、上記レーザを照射によってアブレーションを発生させ、その結果生じるプラズマの反力を増強させるための部材である。特殊パッドは、推進力増強部材であると捉えることもできる。

[0065] 特殊パッドは、人工衛星の打ち上げ前にあらかじめ取り付けられることを想定しているが、宇宙空間上で取り付けられてもよい。また、特殊パッドは、図 9 の領域 A1 ～ A5 に取り付けるとよいが、特殊パッドの取り付け位置や、形状、サイズは特に限定されない。例えば、デブリ 200 の表面に帯状に取り付けられてもよく、デブリ 200 の表面全体に取り付けられてもよい。また、複数の帯状の特殊パッドを設け、当該特殊パッドの角度を変更可能としてもよい。

[0066] ≪特殊パッドによる推進力増強≫

図 10A ～ 図 10D は、本実施形態に係る特殊パッド 900 による推進力増強の一例を示す図である。図 10A は、本実施形態に係る特殊パッド 900 の基本的な構造を示す。特殊パッド 900 は、デブリ 200 の表面に取り付けられる部材であって、透明部材 901 および不透明部材 902 等を有する。特殊パッド 900 の構造の詳細については後述する。図 10B は、図 10A に示すレーザ照射の結果、アブレーションによって不透明部材 902 の一部が噴き出す力（矢印 22）およびその反力 Δv （矢印 23）を示す。図 10C は、特殊パッド 900 を用いずにデブリ 200 の表面にレーザ 21 を照射した場合の例を示す。図 10D は、図 10C に示すレーザ照射の結果、アブレーションによってデブリ 200 の一部が噴き出す力（矢印 22）およびその反力 Δv （矢印 23）を示す。ここで、図 10B と図 10D とを比較すると、図 10D では、噴き出した物質が宇宙空間に放出される力（矢印 22）によって反力 Δv が生じているのに対して、図 10B では、噴き出した物質が透明部材 901 を押し出す力によって数桁倍の反力 Δv が生じる。

[0067] ≪特殊パッドの構成≫

図 11 は、本実施形態に係る特殊パッド 900 の一例を示す図である。本

実施形態に係る特殊パッド900は、透明部材901、不透明部材902および保護部材903等を有する。

[0068] 透明部材901は、上記のレーザを透過する部材である。透明部材901の形状は特に限定されないが、本実施形態ではシート状の部材である例について説明する。透明部材901は、人工衛星の運用期間（例えば、10～15年）、宇宙空間上で原子状酸素や放射線等が照射されても透過性を有する材料で生成されることが望ましい。透過性を有するとは、レーザ（光）の吸収および散乱が生じないか所定の範囲内であることを示す。本実施形態では、透明部材901はフッ素樹脂で生成される例について説明する。これは、フッ素樹脂におけるC-F結合の結合エネルギーが強く、耐熱性および耐酸化性等を有するためである。なお、透明部材901は透明であればよく、純粋アクリルや石英ガラス等を用いてもよい。

[0069] 不透明部材902は、デブリ200と透明部材901との間に設けられる部材である。不透明部材902の形状は特に限定されないが、本実施形態ではシート状の部材である例について説明する。不透明部材902は、上記のレーザを吸収して膨張するという特性を持ち、当該レーザのエネルギーにより少なくとも一部が蒸発し、プラズマ化して噴き出す。不透明部材902は、蒸発しやすい（沸点が低い）素材であって、太陽熱で蒸発しない程度の沸点を有する素材で生成される不透明な部材であることが望ましい。不透明部材902は、例えば、黒色素材（例えば、黒いレジウムなど）を含んだアクリルで生成することができる。なお、不透明部材902は、上記のアクリルに限定されない。例えば、不透明部材として、アルコールを用いてもよい。

[0070] 保護部材903は、特殊パッド900のうち少なくとも一つの面に設けられる部材であって、上記の人工衛星の運用期間中、透明部材901等を保護するために用いられる。保護部材903は、耐放射線性、遮光性（太陽光による熱入力を防止）および耐酸化性（耐原子状酸素性）のうち少なくとも1つ以上の機能を有することが望ましい。なお、保護部材903は、他の物体との擦過を防止する機能を有していてもよい。保護部材903の素材は、特

に限定されないが、パーフルオロカーボン、シリカ、フッ素樹脂、ポリイミドフィルム（例えば、カプトン（登録商標）等）、アルミ等の金属等を用いることができる。なお、保護部材903は、レーザ照射により蒸発することが望ましい。なお、保護部材903は、必ずしも設けられる必要はない。

[0071] また、本実施形態では、特殊パッド900の表面（例えば、保護部材903の表面）に、記号等のマークを付加する。これは、特殊パッド900の位置を容易に検出できるようにするため、および、レーザの照準を合わせる際の識別のためである。図12A～図12Cは、上記マークの一例を示す図である。図12Aは、特殊パッド900の表面に文字を付加した例を示す。文字の内容は特に限定されない。図12Aに示す例では、文字「A5」は、図9に示す領域A5に取り付けられていることを示している。マークは、記号、文字、図、一次元コード、二次元コード等でもよい。また、マークとして表面に着色を施してもよい。また、図12Bに示すように、特殊パッド900の表面において、レーザを照射するための領域（図12Bの斜線部）と、マークを付加する領域とを分けてもよい。これにより、一度レーザを照射した場合でも表面のうちマークを付加した領域が残るため、次にレーザを照射する際にも上記の位置の検出および識別を行うことが可能である。さらに、図12Cに示すように、特殊パッド900の表面に的を示す線を付加してもよい（図12C）。なお、上記は一例であって、特殊パッド900の形状や取り付け部位に応じて適宜変更することができる。

[0072] 《積層構造》

本実施形態に係る特殊パッド900は、図11に示すように、1つ以上の透明部材901および不透明部材902が交互に積層される構造を有する。積層数は特に限定されないが、10～100層とするとよい。図11では50層の例を示す。本実施形態に係る特殊パッド900は、例えば、透明部材901および不透明部材902が共に0.1[mm]であって、それぞれを50層分積層した厚みが約 $(0.1 + 0.1) \times 50 = 10$ [mm]の部材である。

[0073] さらに、本実施形態では、透明部材 901 と不透明部材 902 とを積層構造にしている。そのため、一度レーザ照射が行われて不透明部材 902 (Layer 1) が蒸発した場合でも、次にレーザ照射を行った場合に、レーザ 21 は、2 層目の透明部材 901 (Layer 2) を透過して、2 層目の不透明部材 902 (Layer 2) を蒸発させる。このような構成により、レーザ照射を繰り返した場合でも、透明部材 901 および不透明部材 902 が 1 層以上残っている限り反力を増強させることができる。

[0074] <本実施形態の有利な効果>

上記の構成を有する特殊パッドを用いることにより、レーザ照射による運動量係数を増大させ、アブレーションによって生じる反力を増大させることができる。これにより、小出力のレーザ装置でもデブリの軌道や姿勢を変えることができるため、レーザ装置を搭載する宇宙機自体の小型化や省コスト化が見込める。

[0075] (変形例 1)

図 13 は、上記実施形態の変形例 1 に係る特殊パッド 910 を示す。上記の特殊パッド 900 と異なる点は、透明部材 911 が微球体 (ナノパーティクル) となっている点である。このような構成により、透明部材 911 を透過して不透明部材 902 に到達するレーザ 21 の密度が高くなるため、より低いレーザ出力でアブレーションを発生させることができる。そして、アブレーションにより噴き出した不透明部材 902 の一部により、透明部材 911 を構成する微球体は排出され、その反力 Δv を得ることができる。なお、特殊パッド 910 は、上記の実施形態と同様に、複数の透明部材 911 および不透明部材 902 とを交互に重ねて積層するとよい。また、透明部材 911 の数や大きさは特に限定されない。

[0076] (変形例 2)

図 14 は、上記の実施形態の変形例 2 に係る特殊パッド 920 を示す。上記の特殊パッド 900 と異なる点は、不透明部材 922 中に透明部材 911 が設けられている点である。このような構成により、レーザ 21 の照射角に

応じた反力を発生させることができる。なお、透明部材 911 を含む上記の不透明部材 922 を複数重ねて積層してもよい。

[0077] 図 15A～図 15D は、本実施形態の変形例 2 に係る特殊パッド 920 による推進力増強の一例を示す図である。ここでは、便宜上、不透明部材 922 内に 1 つの透明部材 911 が含まれる例を示している。図 15A は、特殊パッド 920 の表面に対して斜め方向からレーザ 21 を照射した場合の例を示す。図 15B は、図 15A に示すレーザ照射の結果、アブレーションによって不透明部材 922 の一部が噴き出す力（矢印 22）およびその反力 Δv （矢印 23）を示す。図 15C は、特殊パッド 920 の表面に対して垂直方向からレーザ 21 を照射した場合の例を示す。図 15D は、図 15C に示すレーザ照射の結果、アブレーションによって不透明部材 922 の一部が噴き出す力（矢印 22）およびその反力 Δv （矢印 23）を示す。このように、レーザ照射された部分（不透明部材 922 の一部）において透明部材 911 を押し出す力が生じるため、レーザ 21 の照射方向と同じ方向に反力を生じさせることができる。

[0078] （その他）

上記の実施形態および変形例の構成は、本発明の技術的思想を逸脱しない範囲内で、適宜組み合わせて利用することができる。また、本発明は、その技術的思想を逸脱しない範囲で適宜変更を加えて実現しても構わない。

符号の説明

[0079]

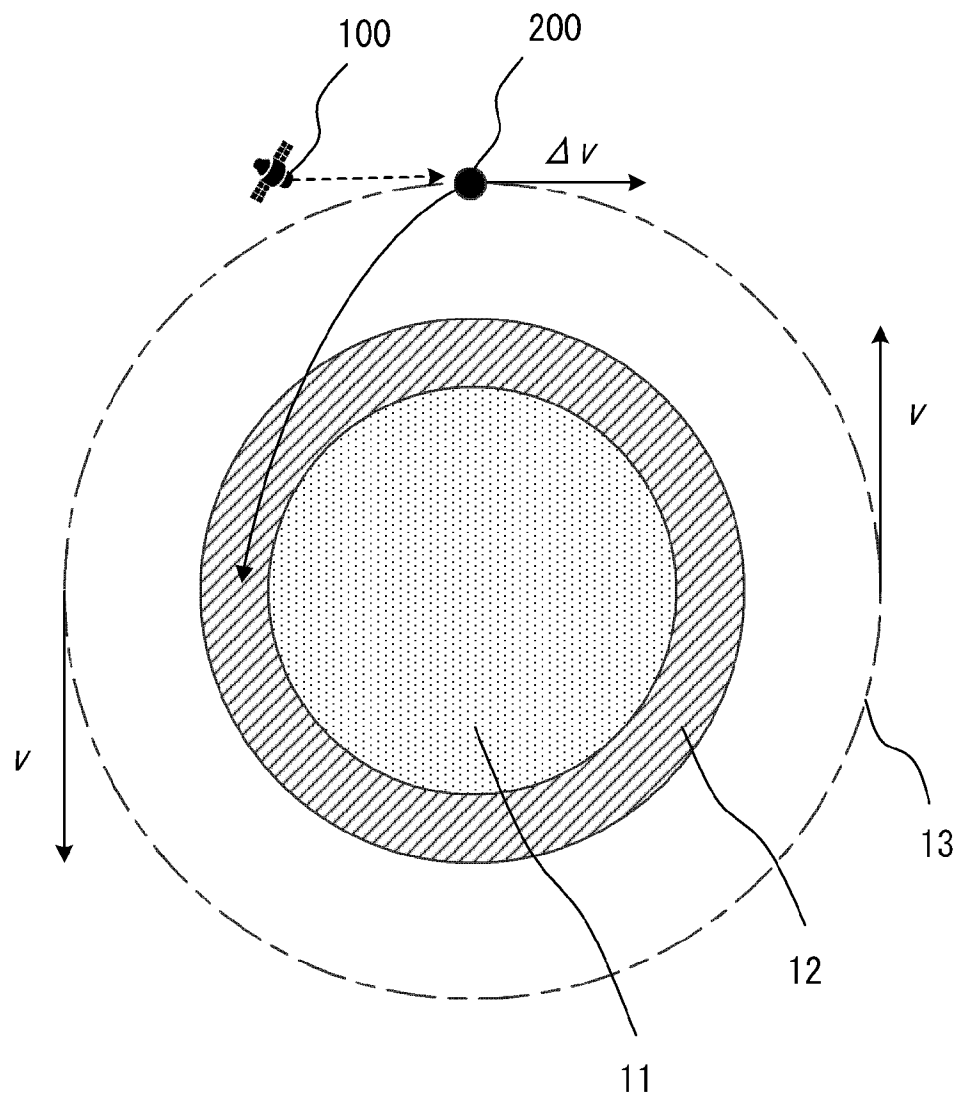
100：宇宙機	101：取得部	102：検出部
103：制御部	104：推進部	105：通信部
106：レーザ装置	107：フォーカス部	108：ステアリング部
110：監視装置	200：デブリ	
900：特殊パッド	901：透明部材	902：不透明部材
903：保護部材		

請求の範囲

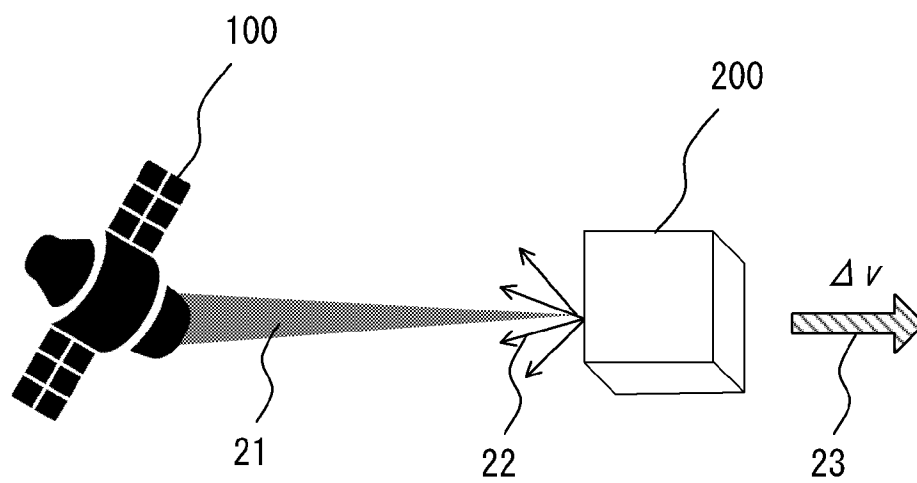
- [請求項1] 宇宙空間に存在する物体の表面に取り付けられる推進力強化部材であって、
照射されたレーザを透過する透明部材と、
前記透明部材と前記物体との間に設けられ、前記レーザを吸収して、前記レーザのエネルギーにより少なくとも一部が蒸発する不透明部材と、
を有することを特徴とする推進力強化部材。
- [請求項2] 1つ以上の前記透明部材および前記不透明部材が交互に積層される、
ことを特徴とする請求項1に記載の推進力強化部材。
- [請求項3] 前記不透明部材中に複数の前記透明部材が設けられる、
ことを特徴とする請求項1に記載の推進力強化部材。
- [請求項4] 前記透明部材は、シート状の部材である、
ことを特徴とする請求項1から3のいずれか一項に記載の推進力強化部材。
- [請求項5] 前記透明部材は、球状の部材である、
ことを特徴とする請求項1から3のいずれか一項に記載の推進力強化部材。
- [請求項6] 前記透明部材は、フッ素樹脂で生成される、
ことを特徴とする請求項1から5のいずれか一項に記載の推進力強化部材。
- [請求項7] 前記推進力強化部材の表面のうち少なくとも一つの面に設けられる保護部材をさらに有する、
ことを特徴とする請求項1から6のいずれか一項に記載の推進力強化部材。
- [請求項8] 前記保護部材は、太陽光を遮光する遮光性を有する、
ことを特徴とする請求項7に記載の推進力強化部材。

- [請求項9] 前記保護部材は、耐原子状酸素性を有する、
ことを特徴とする請求項7または8に記載の推進力強化部材。
- [請求項10] 前記保護部材のうち少なくとも一部は、フッ素樹脂で生成される、
ことを特徴とする請求項9に記載の推進力強化部材。
- [請求項11] 前記推進力強化部材の表面には、前記推進力強化部材を識別するための記号が付されている、
ことを特徴とする請求項1から10のいずれか一項に記載の推進力強化部材。

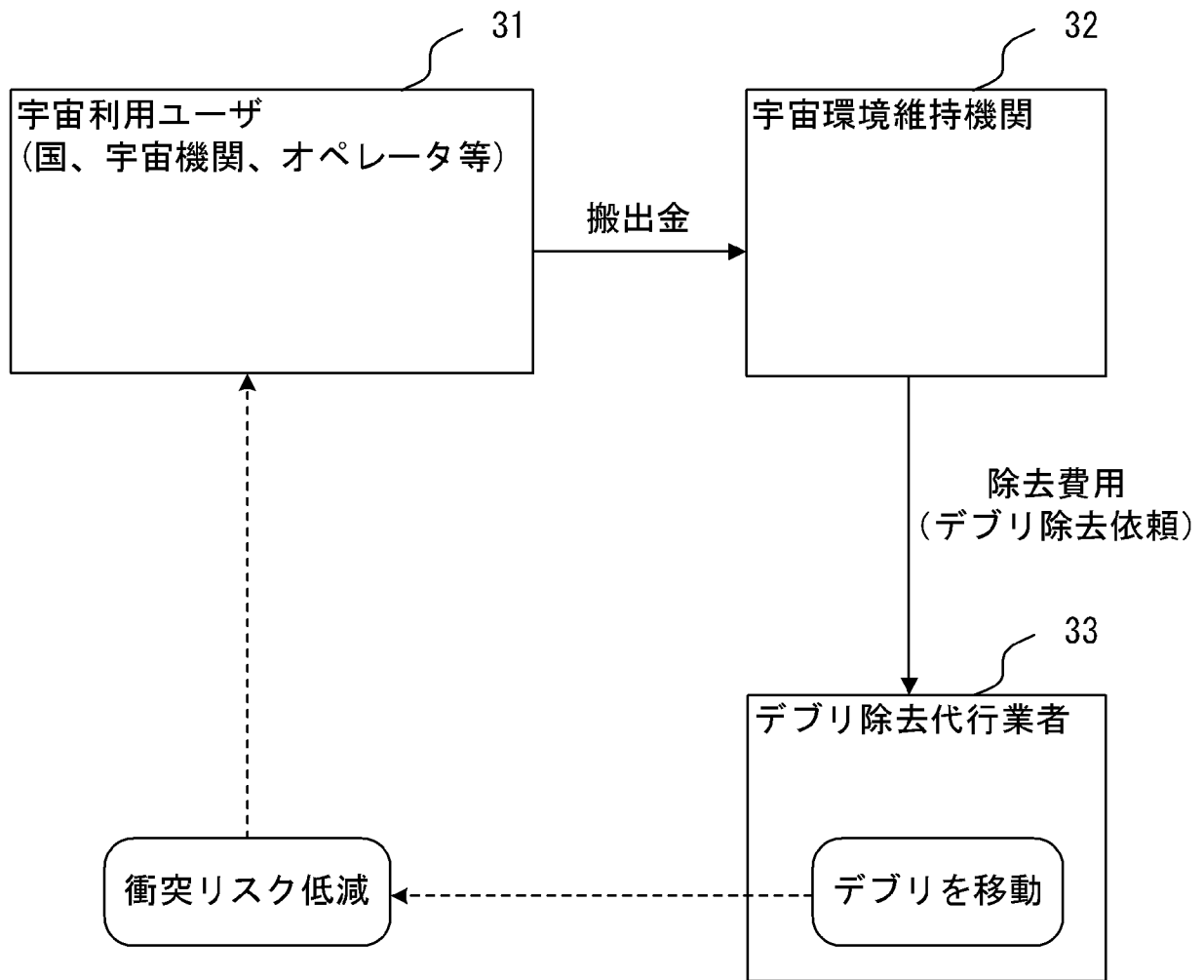
[図1]



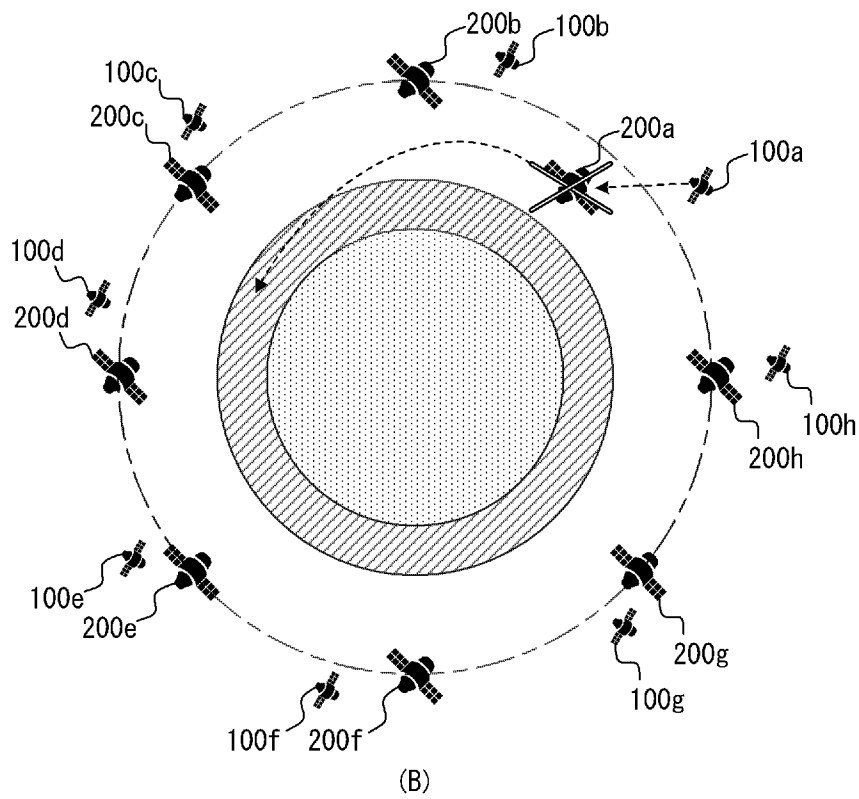
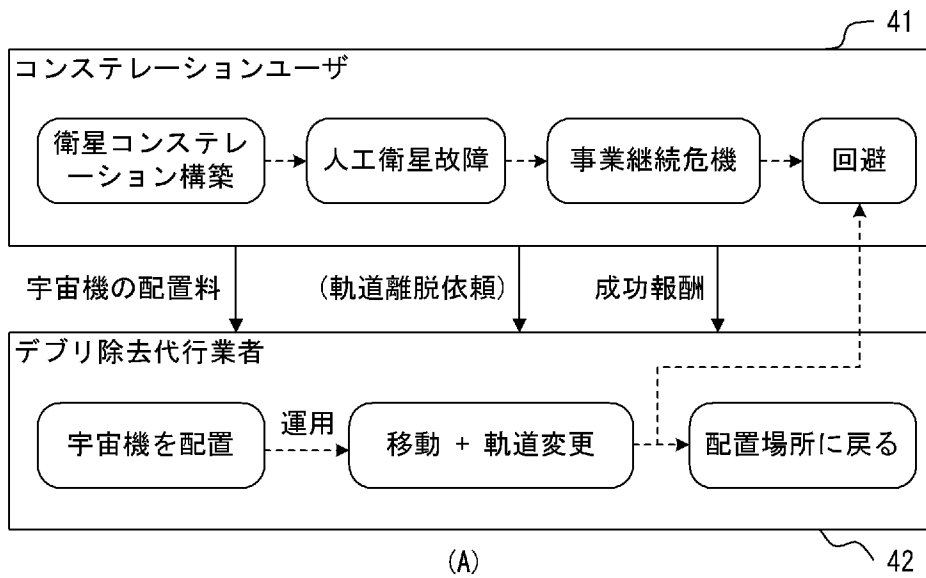
[図2]



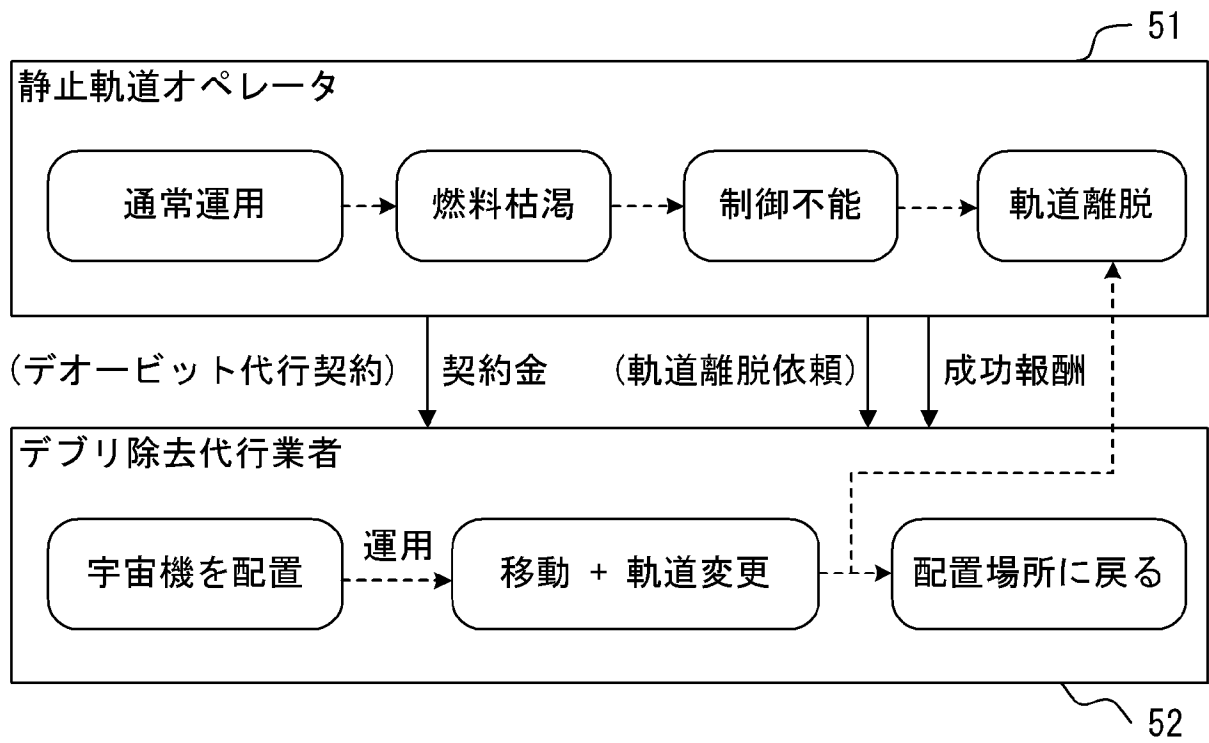
[図3]



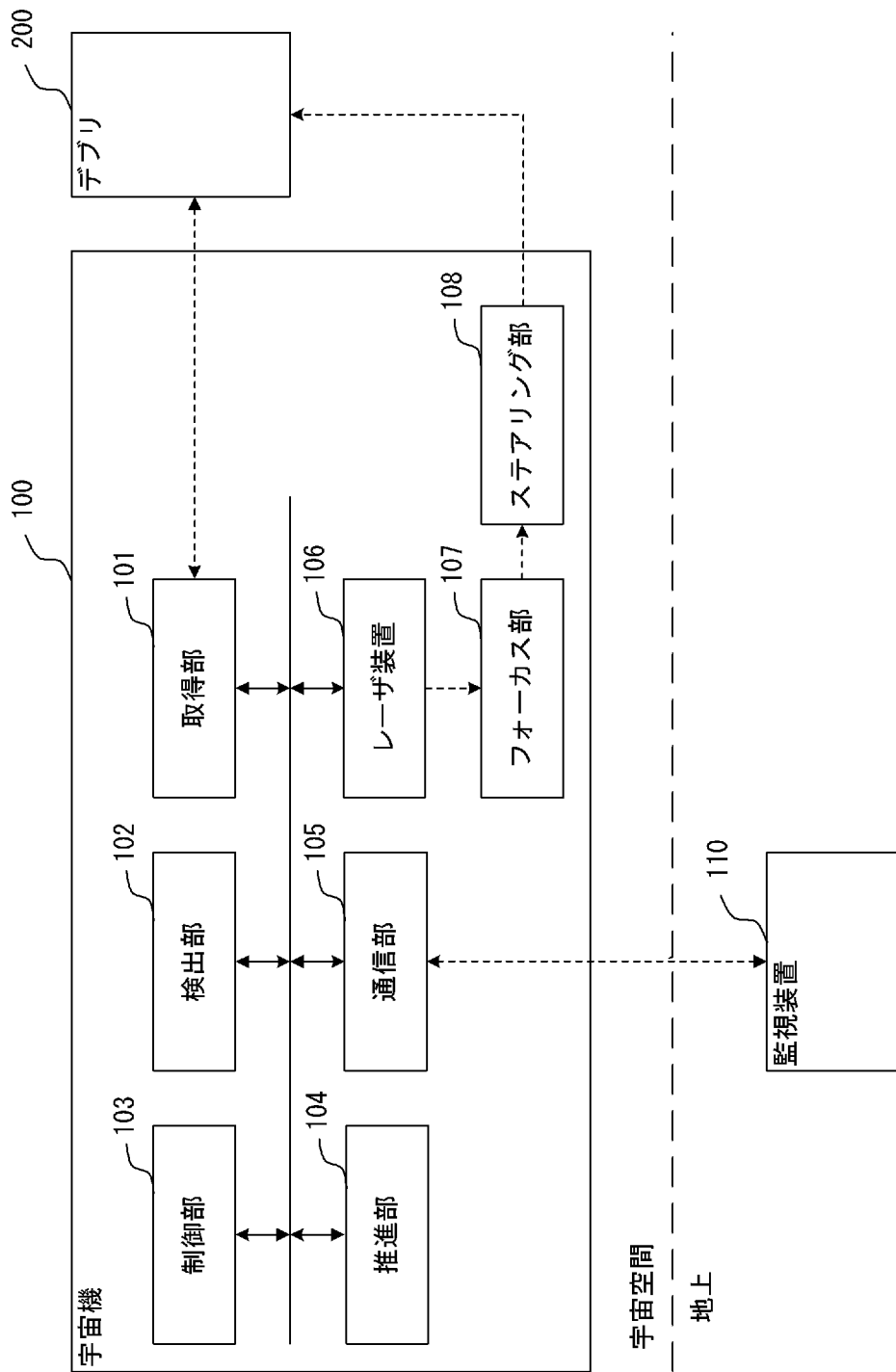
[図4]



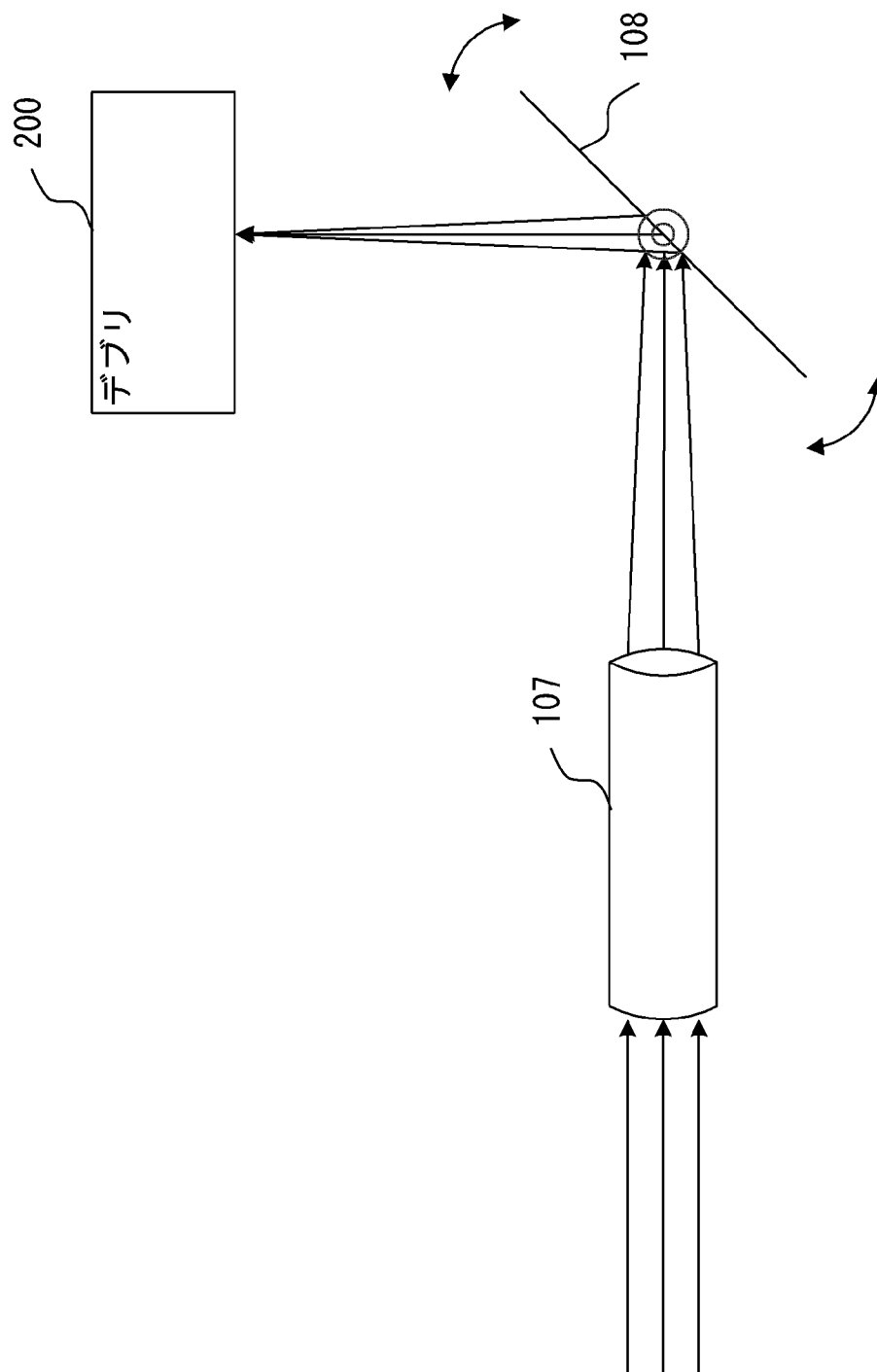
[図5]



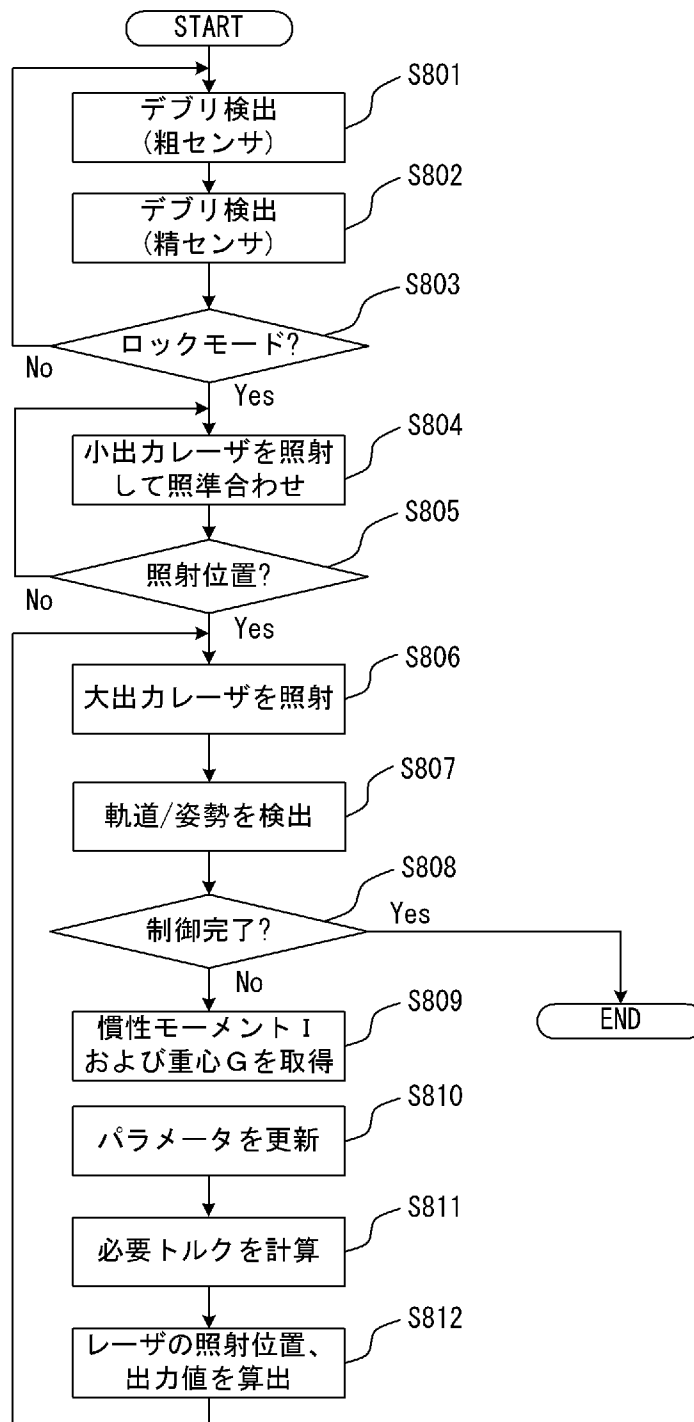
[図6]



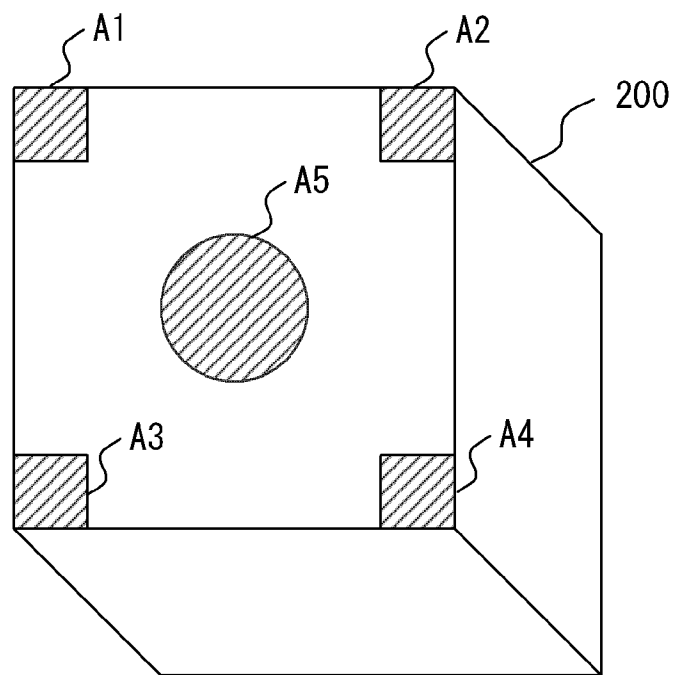
[図7]



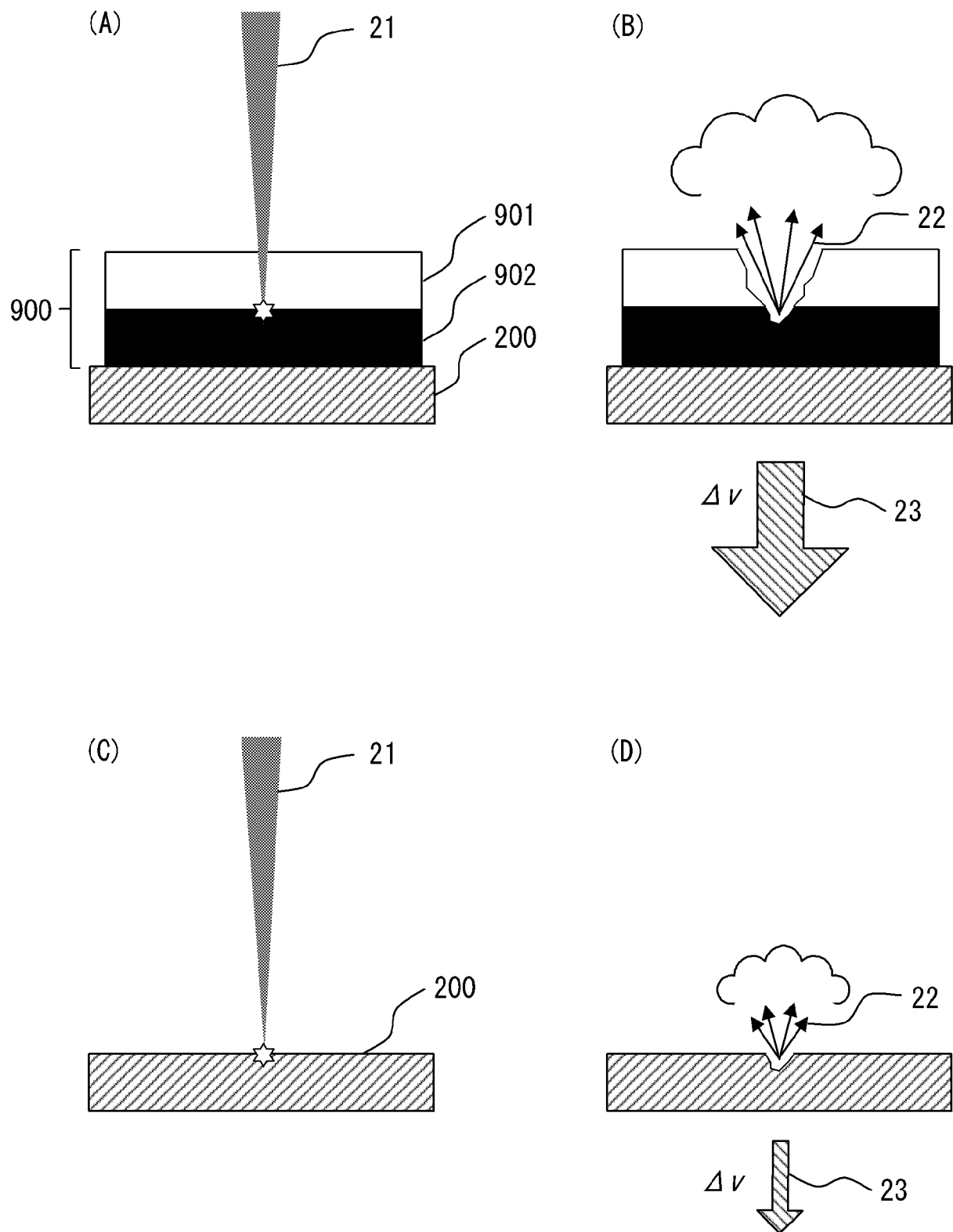
[図8]



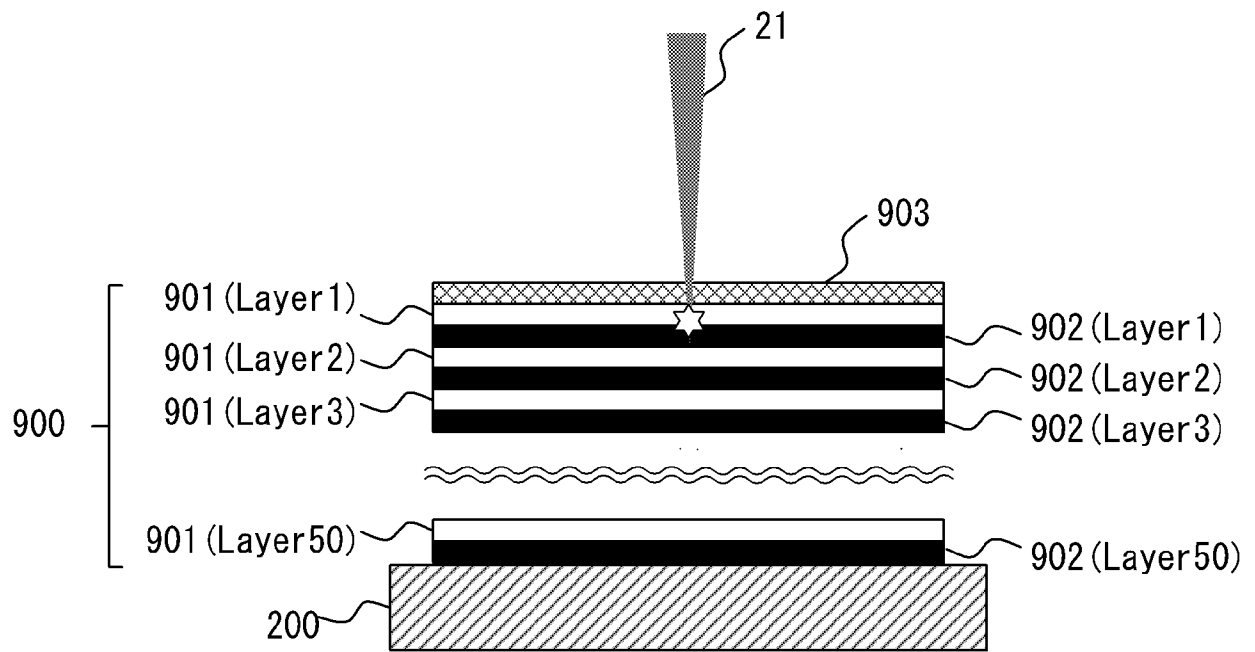
[図9]



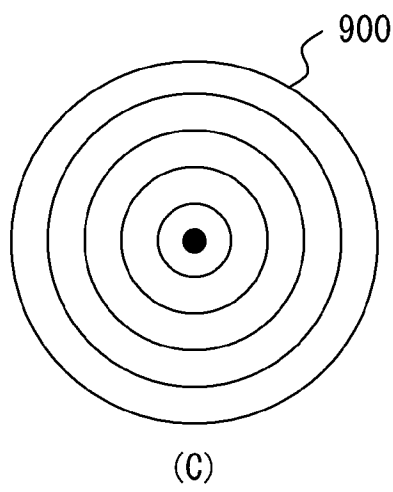
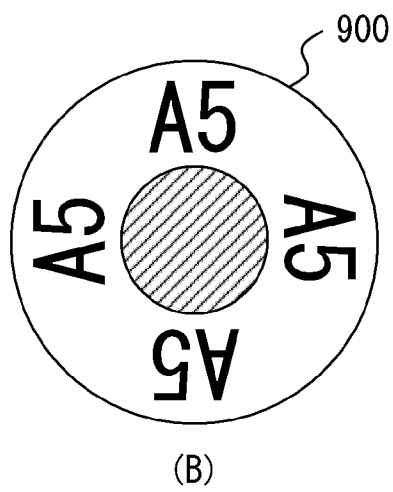
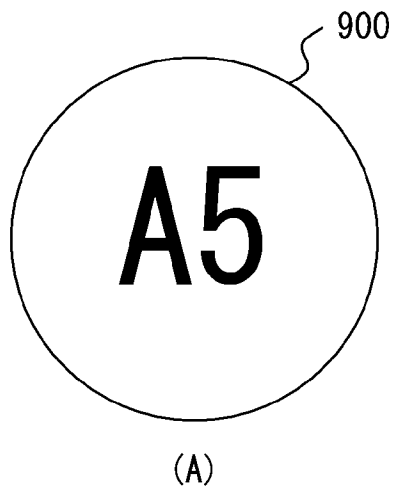
[図10]



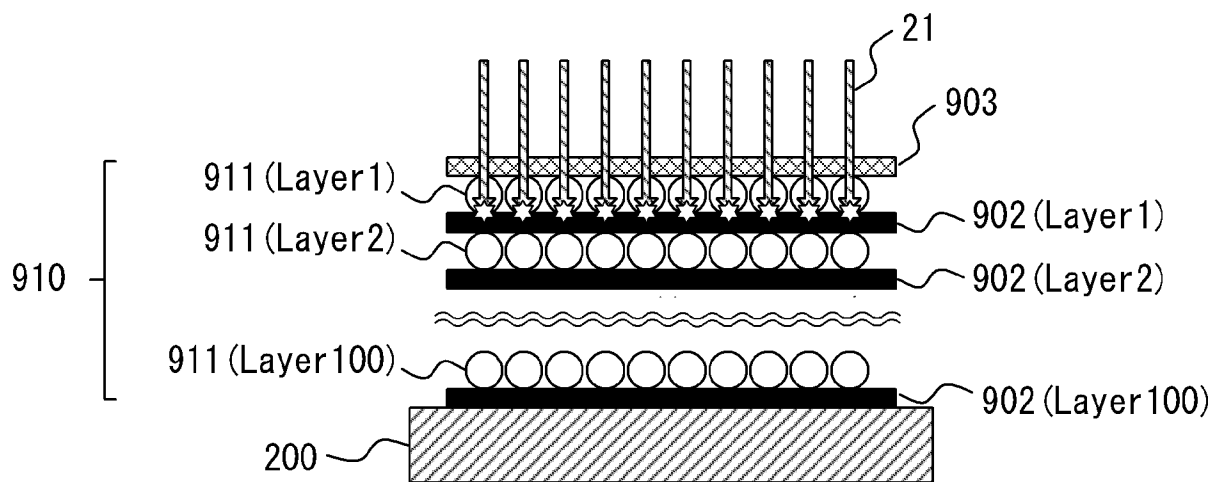
[図11]



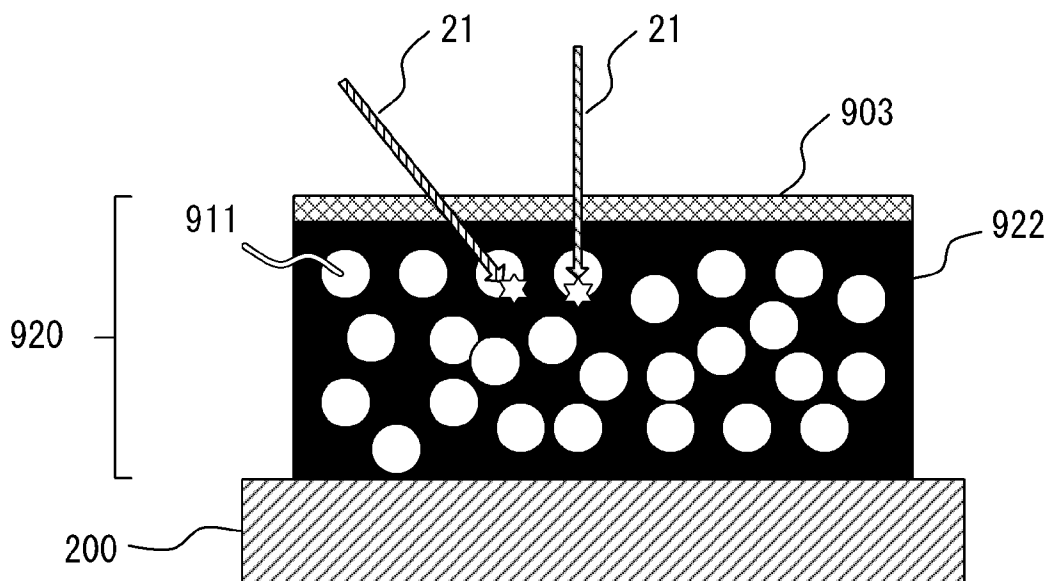
[図12]



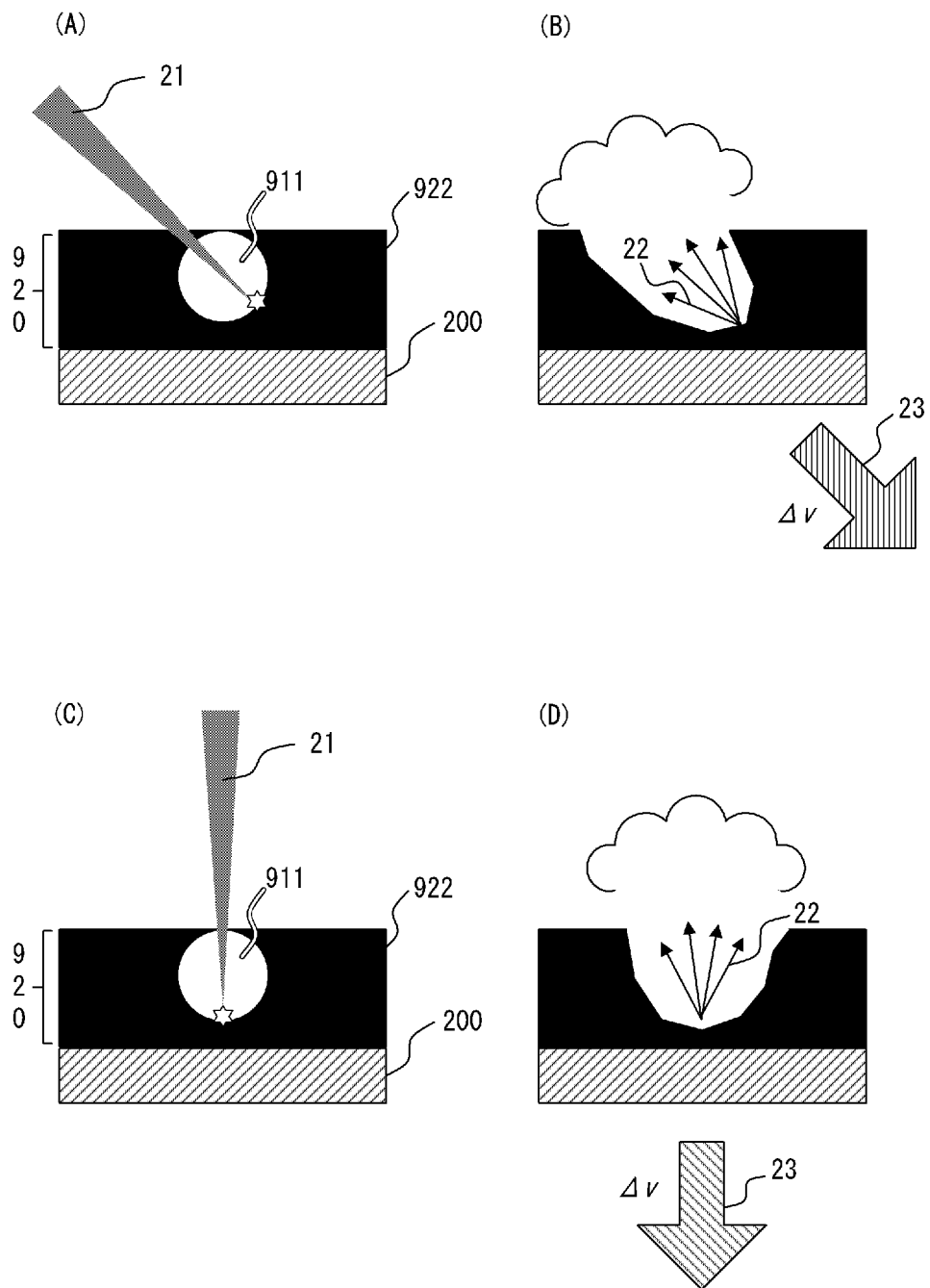
[図13]



[図14]



[図15]



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP2019/001660

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

Int.Cl. B64G1/22 (2006.01) i

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

Int.Cl. B64G1/00-B64G1/68, F03H1/00-99/00

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Published examined utility model applications of Japan	1922-1996
Published unexamined utility model applications of Japan	1971-2019
Registered utility model specifications of Japan	1996-2019
Published registered utility model applications of Japan	1994-2019

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X Y A	US 2011/0302906 A1 (SINKO, John Elihu) 15 December 2011, paragraphs [0016], [0055]-[0057], fig. 9 (Family: none)	1 4, 7-10 2-3, 5-6, 11
Y A	JP 2003-184733 A (JAPAN SCIENCE AND TECHNOLOGY CORP.) 03 July 2003, paragraphs [0023]-[0032], fig. 1-4 (Family: none)	4 2-3, 5-6

☒ Further documents are listed in the continuation of Box C.

☐ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search
02 April 2019 (02.04.2019)

Date of mailing of the international search report
16 April 2019 (16.04.2019)

Name and mailing address of the ISA/
Japan Patent Office
3-4-3, Kasumigaseki, Chiyoda-ku,
Tokyo 100-8915, Japan

Authorized officer

Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP2019/001660

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y A	木本雄吾, 宮崎英治, 石澤淳一郎, 島村宏之, “低軌道における宇宙用材料への原子状酸素の影響とその地上評価”, Journal of the Vacuum Society of Japan, 第52巻, 第9号, 一般社団法人日本真空学会, 2009, [retrieval date 02 April 2019], pp. 475-483, Internet: <URL:https://doi.org/10.3131/jvsj2.52.475>, page 476, left column, lines 33-36, page 480, right column, lines 24-27, page 481, right column, lines 5-8, (KIMOTO, Yugo, MIYAZAKI, Eiji, ISHIZAWA, Junichiro, SHIMAMURA, Hiroyuki, "Atomic Oxygen Effects on Space Materials in Low Earth Orbit and Its Ground Evaluation", vol. 52, no. 9, The Vacuum Society of Japan)	7-10 6
A	US 5153407 A (DEUTSCHE FORSCHUNGSANSTALT FUER LUFT-UND RAUMFAHRT E. V.) 06 October 1992 & DE 3943374 A1 & FR 2656587 A1	1-11
A	US 6530212 B1 (PHOTONIC ASSOCIATES) 11 March 2003 (Family: none)	2-4
A	US 5151819 A (STEPHENS, Richard B.) 29 September 1992 (Family: none)	5
A	JP 2017-210214 A (ASTROSCALE JAPAN INC.) 30 November 2017 & US 2017/0341783 A1 & WO 2017/204320 A1 & EP 3248889 A1	11

A. 発明の属する分野の分類（国際特許分類（IPC））

Int.Cl. B64G1/22 (2006.01) i

B. 調査を行った分野

調査を行った最小限資料（国際特許分類（IPC））

Int.Cl. B64G1/00-B64G1/68, F03H1/00-99/00

最小限資料以外の資料で調査を行った分野に含まれるもの

日本国実用新案公報	1922-1996年
日本国公開実用新案公報	1971-2019年
日本国実用新案登録公報	1996-2019年
日本国登録実用新案公報	1994-2019年

国際調査で使用した電子データベース（データベースの名称、調査に使用した用語）

C. 関連すると認められる文献

引用文献の カテゴリー*	引用文献名 及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する 請求項の番号
X Y A	US 2011/0302906 A1 (SINKO, John Elihu) 2011.12.15, 段落[0016], [0055]-[0057], 図9 (ファミリーなし)	1 4, 7-10 2-3, 5-6, 11
Y A	JP 2003-184733 A (科学技術振興事業団) 2003.07.03, 段落[0023]-[0032], 図1-4 (ファミリーなし)	4 2-3, 5-6

☒ C欄の続きにも文献が列挙されている。

☐ パテントファミリーに関する別紙を参照。

* 引用文献のカテゴリー

「A」特に関連のある文献ではなく、一般的技術水準を示すもの

「E」国際出願日前の出願または特許であるが、国際出願日以後に公表されたもの

「L」優先権主張に疑義を提起する文献又は他の文献の発行日若しくは他の特別な理由を確立するために引用する文献（理由を付す）

「O」口頭による開示、使用、展示等に言及する文献

「P」国際出願日前で、かつ優先権の主張の基礎となる出願

の日の後に公表された文献

「T」国際出願日又は優先日後に公表された文献であって出願と矛盾するものではなく、発明の原理又は理論の理解のために引用するもの

「X」特に関連のある文献であって、当該文献のみで発明の新規性又は進歩性がないと考えられるもの

「Y」特に関連のある文献であって、当該文献と他の1以上の文献との、当業者にとって自明である組合せによって進歩性がないと考えられるもの

「&」同一パテントファミリー文献

国際調査を完了した日

02.04.2019

国際調査報告の発送日

16.04.2019

国際調査機関の名称及びあて先

日本国特許庁（ISA/J P）

郵便番号100-8915

東京都千代田区霞が関三丁目4番3号

特許庁審査官（権限のある職員）

志水 裕司

3D

9528

電話番号 03-3581-1101 内線 3341

C (続き) . 関連すると認められる文献		
引用文献の カテゴリー*	引用文献名 及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する 請求項の番号
Y A	木本雄吾, 宮崎英治, 石澤淳一郎, 島村宏之, “低軌道における宇宙用材料への原子状酸素の影響とその地上評価”, Journal of the Vacuum Society of Japan, 第 52 巻, 第 9 号, 一般社団法人日本真空学会, 2009 年 [検索日 2019.04.02], p. 475-483, インターネット: <URL: https://doi.org/10.3131/jvsj2.52.475 >, 第 476 頁左欄第 33-36 行, 第 480 頁右欄第 24-27 行, 第 481 頁右欄第 5-8 行	7-10 6
A	US 5153407 A (DEUTSCHE FORSCHUNGSANSTALT FUER LUFT- UND RAUMFAHRT E. V.) 1992.10.06 & DE 3943374 A1 & FR 2656587 A1	1-11
A	US 6530212 B1 (PHOTONIC ASSOCIATES) 2003.03.11 (ファミリーなし)	2-4
A	US 5151819 A (STEPHENS, Richard B.) 1992.09.29 (ファミリーなし)	5
A	JP 2017-210214 A (株式会社アストロスケール) 2017.11.30 & US 2017/0341783 A1 & WO 2017/204320 A1 & EP 3248889 A1	11