

(19)日本国特許庁(JP)

(12)特許公報(B2)

(11)特許番号  
特許第7117399号  
(P7117399)

(45)発行日 令和4年8月12日(2022.8.12)

(24)登録日 令和4年8月3日(2022.8.3)

(51)国際特許分類		F I			
B 6 4 G	1/10 (2006.01)	B 6 4 G	1/10		
B 6 4 G	1/22 (2006.01)	B 6 4 G	1/22		
B 6 4 G	1/66 (2006.01)	B 6 4 G	1/66	Z	

請求項の数 10 (全18頁)

(21)出願番号	特願2020-567677(P2020-567677)	(73)特許権者	397060072 スカパー-J S A T株式会社 東京都港区赤坂一丁目8番1号
(86)(22)出願日	平成31年1月21日(2019.1.21)	(73)特許権者	503359821 国立研究開発法人理化学研究所 埼玉県和光市広沢2番1号
(86)国際出願番号	PCT/JP2019/001655	(74)代理人	110002860 特許業務法人秀和特許事務所
(87)国際公開番号	WO2020/152744	(72)発明者	福島 忠徳 日本国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
(87)国際公開日	令和2年7月30日(2020.7.30)	(72)発明者	山田 淳 日本国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
審査請求日	令和3年8月4日(2021.8.4)	(72)発明者	平田 大輔

最終頁に続く

(54)【発明の名称】 宇宙機、制御システム

(57)【特許請求の範囲】

【請求項1】

宇宙空間において、対象物にレーザを照射して前記対象物の軌道または姿勢を変える宇宙機であって、

レーザを発生させるレーザ装置と、

前記レーザを収束させるフォーカス手段と、

前記宇宙機と前記対象物との距離を含む検出情報を取得する検出手段と、

前記距離に基づいて前記対象物でレーザが収束するように前記フォーカス手段を制御するとともに前記対象物における前記レーザの照射位置を決定する照射制御手段と、

前記対象物を撮像した撮像画像を取得する取得手段と、

を有し、

前記照射制御手段は、前記撮像画像に基づいて前記対象物におけるレーザが照射された位置を取得し、前記レーザが照射された位置に基づいて新たな照射位置を決定する、

を有することを特徴とする宇宙機。

【請求項2】

前記照射制御手段は、前記撮像画像に基づいて前記対象物におけるレーザの初期照射位置を決定し、前記初期照射位置に対して前記レーザを照射し、前記撮像画像に基づいて前記対象物におけるレーザが照射された位置を取得し、前記レーザが照射された位置に基づいて新たな照射位置を決定する、

ことを特徴とする請求項1に記載の宇宙機。

**【請求項 3】**

前記照射制御手段は、

前記対象物における前記レーザーの照射位置を決定する場合には、第 1 の出力値で前記レーザーを出力するように制御し、

前記対象物の軌道または姿勢を変える場合には、前記第 1 の出力値より大きい第 2 の出力値で前記レーザーを出力するように制御する、

ことを特徴とする請求項 1 または 2 に記載の宇宙機。

**【請求項 4】**

前記照射制御手段は、前記検出情報に基づいて、前記対象物における前記レーザーの照射位置および / または前記レーザーの出力値を決定する、

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宇宙機。

**【請求項 5】**

前記照射制御手段は、前記レーザーを照射した後の前記検出情報に基づいて、新たな照射位置および / または新たな出力値を決定する、

ことを特徴とする請求項 1 から 4 のいずれか一項に記載の宇宙機。

**【請求項 6】**

前記検出情報は、前記宇宙機と前記対象物との距離、前記対象物の位置、大きさ、形状、撮像画像、および回転状態のうち少なくともいずれか 1 つを含む、

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宇宙機。

**【請求項 7】**

前記レーザー装置から射出したレーザーを反射するミラーをさらに有し、

前記照射制御手段は、前記ミラーを用いて前記レーザーの照射方向を変える、

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宇宙機。

**【請求項 8】**

前記照射制御手段は、前記対象物に取り付けられる推進力強化部材においてレーザーが収束されるように前記フォーカス手段を制御し、かつ前記推進力強化部材に対してレーザーが照射されるように照射位置を決定する、

ことを特徴とする請求項 1 から 7 のいずれか一項に記載の宇宙機。

**【請求項 9】**

前記推進力強化部材は、

照射されたレーザーを透過する透明部材と、

前記透明部材と前記対象物との間に設けられ、前記レーザーを吸収して、前記レーザー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、

ことを特徴とする請求項 8 に記載の宇宙機。

**【請求項 10】**

宇宙空間上に設けられる請求項 1 から 9 のいずれか一項に記載の宇宙機と、

地球上に設けられる監視装置と、

を有する制御システムであって、

前記監視装置は、

前記対象物の位置を検知する検知手段と、

前記対象物の位置情報を前記宇宙機に送信する送信手段と、を有し、

前記宇宙機は、

前記位置を前記監視装置から受信する受信手段と、をさらに有する、

ことを特徴とする制御システム。

**【発明の詳細な説明】****【技術分野】****【0001】**

本発明は、宇宙機、制御システムに関する。

**【背景技術】**

10

20

30

40

50

## 【 0 0 0 2 】

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。

## 【 0 0 0 3 】

デブリを除去する方法として、（デブリ除去用の）人工衛星にデブリを密着させて、ともに大気圏に突入することでデブリを焼却除去する技術が提案されている（特許文献1）。また、人工衛星からガスを噴出してデブリに力を加えることで、デブリの制御を行う技術が提案されている（特許文献2）。

10

## 【 先行技術文献 】

## 【 特許文献 】

## 【 0 0 0 4 】

【 文献 】 特開 2 0 1 5 - 1 7 4 6 4 7 号 公 報  
特表 2 0 1 3 - 5 1 2 1 4 5 号 公 報

## 【 発明の概要 】

## 【 発明が解決しようとする課題 】

20

## 【 0 0 0 5 】

しかしながら、特許文献1の方法では、デブリが回転している場合は接近が困難であり、仮に衝突した場合デブリを増加させてしまう問題がある。また、デブリ除去用の人工衛星自体も焼却されてしまうため、莫大な費用が掛かるといった問題もある。特許文献2の方法では、人工衛星によって噴射されるガスでデブリに力を加えるためデブリに近づく必要があり、衝突する危険を伴う。

## 【 0 0 0 6 】

そこで、本発明は、宇宙空間上において、安全に対象物の軌道または姿勢を変える技術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 】

30

## 【 0 0 0 7 】

本発明の一態様は、宇宙空間において、対象物にレーザを照射して前記対象物の軌道または姿勢を変える宇宙機であって、レーザを発生させるレーザ装置と、前記レーザを収束させるフォーカス手段と、前記宇宙機と前記対象物との距離を含む検出情報を取得する検出手段と、前記距離に基づいて前記対象物でレーザが収束するように前記フォーカス手段を制御する照射制御手段と、を有することを特徴とする宇宙機である。

## 【 0 0 0 8 】

この構成によれば、宇宙機は、フォーカス手段を用いてレーザを収束させることで、離れた位置からレーザを照射して対象物の軌道または姿勢を変えることができる。これにより、対象物に衝突するリスクを低減することができる。ここで、宇宙機は、例えば、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。また、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。また、宇宙空間上で宇宙機によって対象物を検出することで、小さな対象物（例えば、10センチ以下のデブリ）を検出することができ、レーザ照射により軌道や姿勢を変えることができる。

40

## 【 0 0 0 9 】

前記照射制御手段は、前記検出情報に基づいて、前記対象物における前記レーザの照射位置および/または前記レーザの出力値を決定するとよい。この構成によれば、対象物の検出情報（状態）に応じて適切な箇所に適切な出力値でレーザを照射することができる。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

50

ることできる。

【0010】

前記照射制御手段は、前記レーザを照射した後の前記検出情報に基づいて、新たな照射位置および/または新たな出力値を決定するとよい。この構成によれば、レーザを照射しながら照準を合わせることができる。また、レーザ照射による対象物の変化（位置、回転速度など）に応じて適切なレーザ照射を行うことができる。前記検出情報は、前記宇宙機と前記対象物との距離、前記対象物の位置、大きさ、形状、撮像画像、および回転状態のうち少なくともいずれか1つを含むとよい。

【0011】

前記照射制御手段は、前記レーザの照準を合わせる場合には、第1の出力値（小出力）で前記レーザを出力するように制御し、前記対象物の軌道または姿勢を変える場合には、前記第1の出力値より大きい第2の出力値（大出力）で前記レーザを出力するように制御するとよい。この構成によれば、1つのレーザ装置（光源）で、照準合わせ、およびレーザ照射が可能となる。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。

10

【0012】

前記レーザ装置から射出したレーザを反射するミラーをさらに有し、前記照射制御手段は、前記ミラーを用いて前記レーザの照射方向を変えるとよい。この構成によれば、レーザの出射方向を容易に変えることができる。なお、フォーカス手段の向きを変更したり、宇宙機自体の向きを変更することで、レーザの出射方向を変更してもよい。

20

【0013】

前記照射制御手段は、前記対象物に取り付けられる推進力強化部材においてレーザが収束されるように前記フォーカス手段を制御し、かつ前記推進力強化部材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、前記推進力強化部材は、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対象物との間に設けられ、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、を有するとよい。

【0014】

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  $v$  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。

30

【0015】

本発明の一態様は、宇宙空間上に設けられる上記の宇宙機と、地球上に設けられる監視装置と、を有する制御システムであって、前記監視装置は、前記対象物の位置を検知する検知手段と、前記対象物の位置情報を前記宇宙機に送信する送信手段と、を有し、前記宇宙機は、前記位置を前記監視装置から受信する受信手段と、をさらに有する、ことを特徴とする制御システムである。

40

【0016】

なお、本発明は、上記構成の少なくとも一部を有するレーザ装置として捉えることができる。また、本発明は、上記処理の少なくとも一部を含む制御方法、または、かかる方法をコンピュータに実行させるためのプログラムやそのプログラムを非一時的に記憶したコンピュータ読取可能な記憶媒体として捉えることもできる。上記構成および処理の各々は

50

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】

【0017】

本発明によれば、宇宙空間上において、安全に対象物の軌道または姿勢を変えることができる。

【図面の簡単な説明】

【0018】

【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

10

【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

【発明を実施するための形態】

20

【0019】

(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。

【0020】

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。

30

【0021】

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。

【0022】

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。

40

【0023】

<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 $v$ 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

50

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。

【0024】

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  $v$ （矢印 23）が生じる。

【0025】

<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

【0026】

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。

【0027】

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。

【0028】

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 4 A 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。

【0029】

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

10

20

30

40

50

ブリ除去代行業者 4 2 は、コンステレーションユーザ 4 1 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。

#### 【 0 0 3 0 】

図 4 B は、衛星コンステレーションを構成する複数の人工衛星 2 0 0 a ~ 2 0 0 h と、複数の人工衛星それぞれに対して配置される宇宙機 1 0 0 a ~ 1 0 0 h である。図 4 B では、人工衛星 2 0 0 a が故障した場合に宇宙機 1 0 0 a 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。

10

#### 【 0 0 3 1 】

##### 3 . 静止衛星のデオービット ( D e o r b i t ) 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 5 1 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 3 6 , 0 0 0 k m 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 5 2 は、静止軌道オペレータ 5 1 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 5 1 は、デブリ除去代行業者 5 2 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 5 1 は、デブリ除去代行業者 5 2 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 5 2 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 5 2 は、静止軌道オペレータから成功報酬を受け取る。

20

#### 【 0 0 3 2 】

上記の例は、人工衛星の運用中に燃料（推進）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。

30

#### 【 0 0 3 3 】

< 構成 >

図 6 は、本実施形態に係るレーザー照射システムの構成を示す図である。レーザー照射システムは、宇宙機 1 0 0 、監視装置 1 1 0 等を含む。

#### 【 0 0 3 4 】

##### 宇宙機 1 0 0

宇宙機 1 0 0 は、レーザー照射機能を有する人工衛星である。宇宙機 1 0 0 は、取得部 1 0 1 、検出部 1 0 2 、制御部 1 0 3 、推進部 1 0 4 、通信部 1 0 5 、レーザー装置 1 0 6 、フォーカス部 1 0 7 、ステアリング部 1 0 8 等を有する。宇宙機 1 0 0 は、レーザー装置 1 0 6 によって出力されたレーザーを、フォーカス部 1 0 7 、ステアリング部 1 0 8 を介して、デブリ 2 0 0 に照射する。

40

#### 【 0 0 3 5 】

取得部 1 0 1 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 1 0 1 は、後述のレーザー装置 1 0 6 より出力された探索用のレーザーの反射光を取得する。取得部 1 0 1 は、種々のセンサであると捉えることもできる。

#### 【 0 0 3 6 】

検出部 1 0 2 は、取得部 1 0 1 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 2 0 0 の検出情報を取得する機能部である。検出情報は、宇宙機 1 0 0 とデブリ 2 0 0

50

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、Lidar（Light Detection and Ranging）を用いて宇宙機 100 とデブリ 200 との距離を取得する。

【0037】

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。

10

【0038】

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。

20

【0039】

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。

【0040】

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。

30

【0041】

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。

40

【0042】

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

50

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。

【0043】

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。

【0044】

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。

10

【0045】

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。

【0046】

デブリ 200

20

【0047】

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。

30

【0048】

< 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。

【0049】

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。

【0050】

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。

40

【0051】

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。

【0052】

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

50

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 でレーザー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、レーザーの照準を合わせる場合には、制御部 103 はレーザーの出力値を「小（第 1 の出力値）」に設定する。

【0053】

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）にレーザーを照射することで、回転トルクを発生させる。また、対角上に交互にレーザーを照射することで、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ーを照射とは、例えば、領域 A1 領域 A4 領域 A1 領域 A4 の順にレーザーを照射することを示す。また、中央部（例えば、領域 A5）にレーザーを照射してデブリ 200 を移動させるための外力を加えてもよい。

10

【0054】

ステップ S805 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 S806 へ進み、そうでない場合にはステップ S804 へ戻る。

【0055】

ステップ S806 では、宇宙機 100 は、レーザーを出射して、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 はレーザーの出力値を「大（第 2 の出力値）」に設定する。

20

【0056】

ステップ S807 では、検出部 102 は、デブリ 200 の軌道または姿勢を検出する。

【0057】

ステップ S808 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 S809 へ進む。

【0058】

ステップ S809 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。

30

【0059】

ステップ S810 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 N1 と称する。）と想定したトルク（想定トルク N2 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、照射するレーザーの強度（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、慣性モーメント I、測定した初期姿勢変化量 0 および照射後の姿勢変化量 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。

40

測定トルク N1

$$N1 = I \times \alpha = I \times (\alpha_1 - \alpha_0)$$

想定トルク N2

$$N2 = F \times r$$

【0060】

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。

【0061】

50

ステップS 8 1 2では、制御部1 0 3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2 0 0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1 0 3は、監視装置1 1 0から通信部1 0 5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1 0 3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S 8 0 6へ戻る。

#### 【0 0 6 2】

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。

10

#### 【0 0 6 3】

##### <軌道制御・姿勢制御の試算結果>

本実施形態に係る宇宙機1 0 0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1 0 0は、デブリ2 0 0から1 0 0メートル離れた場所から、1 0 0 [ W ]のレーザ照射を行うことを想定している。また、デブリ2 0 0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2 0 0は2 0 [ m / s ]の反力 ( v ) 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1 0<sup>6</sup>秒間照射し続けることによって、デブリ2 0 0の高度を約6 6 [ k m ]移動させることができる。

20

##### 試算条件

レーザの出力値 : 1 0 0 [ W ]

デブリのサイズ : 1 [ m<sup>3</sup> ]

デブリの重さ : 1 [ t ]

##### 試算結果

反力 : 2 0 [ m / s ]

移動量 : 6 6 [ k m ] ( i n 1 0<sup>6</sup> [ s ] )

#### 【0 0 6 4】

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2 0 0の角加速度 ( ) は $3 \times 10^{-5}$  [ r a d / s<sup>2</sup> ] 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1 0<sup>6</sup>秒間照射し続けることによって、デブリ2 0 0の角速度 ( ) は、3 0 [ r a d / 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。

30

##### 試算結果

角加速度 :  $3 \times 10^{-5}$  [ r a d / s<sup>2</sup> ]

角速度 : 3 0 [ r a d / s ] ( i n 1 0<sup>6</sup> [ s ] )

#### 【0 0 6 5】

上記の試算結果より、1 0 0 [ W ] 程度のレーザ装置でも1 [ t ] のデブリ2 0 0の軌道や姿勢を変えることが可能である。1 0 0 [ W ] のレーザは、例えば、1辺が3 0 [ c m ] 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。

40

#### 【0 0 6 6】

##### <特殊パッド>

本実施形態においてデブリ2 0 0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。

#### 【0 0 6 7】

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A 1 ~ A 5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。

50

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。

#### 【0068】

##### 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  $v$ （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  $v$ （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  $v$  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  $v$  が生じる。

10

#### 【0069】

##### 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。

20

#### 【0070】

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。

30

#### 【0071】

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。

40

#### 【0072】

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。

50

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。

#### 【0073】

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。

10

#### 【0074】

##### 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。

20

#### 【0075】

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。

30

#### 【0076】

##### < 本実施形態の有利な効果 >

宇宙機 100 は、上記の構成を有することにより、デブリ 200 の軌道や姿勢を遠隔で変えることができる。これにより、宇宙機 100 がデブリ 200 に近接する必要がなくなり、宇宙機 100 とデブリ 200 とが衝突する危険性を低減できる。

#### 【0077】

また、宇宙機 100 は、上記の構成を有することにより、出力値が 100 [w] 程度の小型のレーザ装置を用いた場合でも、1 [t] 程度のデブリの軌道制御や姿勢制御を行うことができる。これにより、レーザ装置を搭載する宇宙機の小型化や省コスト化が見込める。また、上記の特殊パッドを対象にレーザ照射を行うことで、より小型のレーザ装置を用いても上記デブリの軌道や姿勢を変えることができる。

40

#### 【0078】

また、宇宙機 100 は、上記の構成を有することにより、デブリ 200 を追尾しない場合でも、例えば、ステアリング手段でレーザの向きを変えることで、デブリ 200 の軌道や姿勢を変えることができる。これにより、宇宙機 100 を移動させるための燃料を低減させることができる。

#### 【0079】

また、宇宙機 100 は、上記の構成を有することにより、推進装置（例えば、スラスタ

50

)を用いずに、レーザー照射のみで宇宙機100自身や、デブリ200の軌道や姿勢を制御することができる。これにより、人工衛星が運用機関を終えた後に移動するための燃料等を確保する必要がなくなるため、運用コストを抑えることができる。

【0080】

(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】

【0081】

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：レーザー装置	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		

10

20

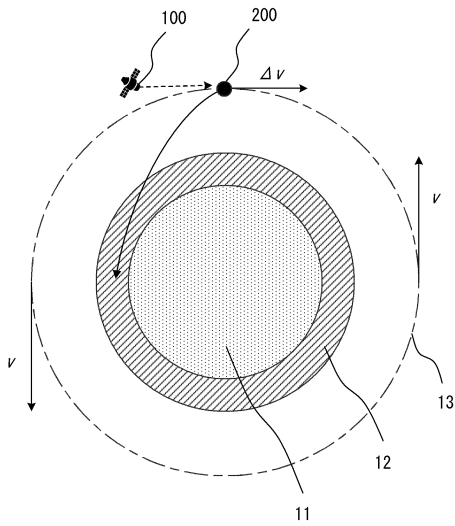
30

40

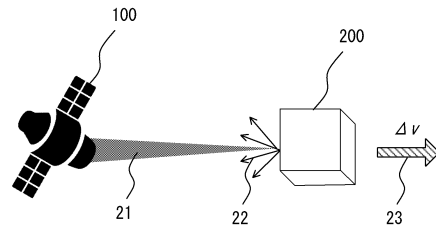
50

【 図面 】

【 図 1 】

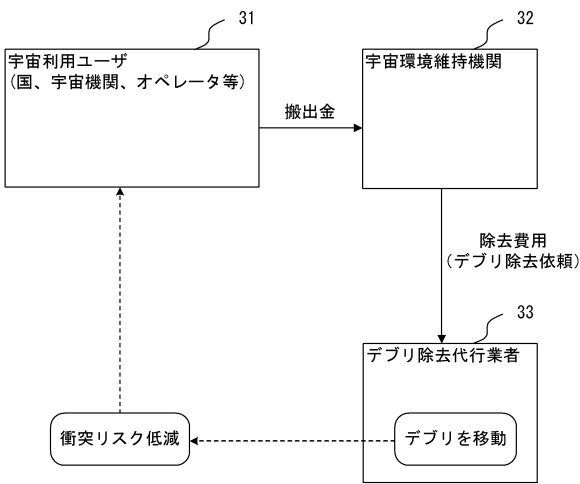


【 図 2 】

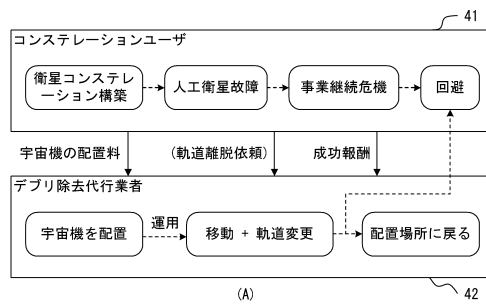


10

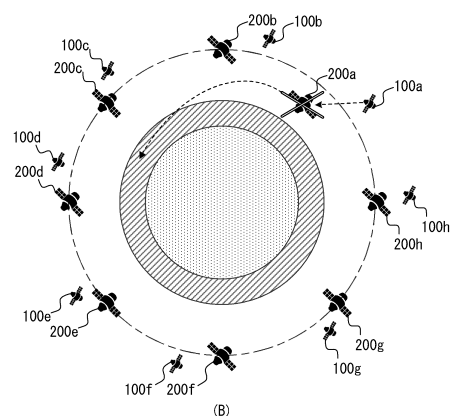
【 図 3 】



【 図 4 】



20

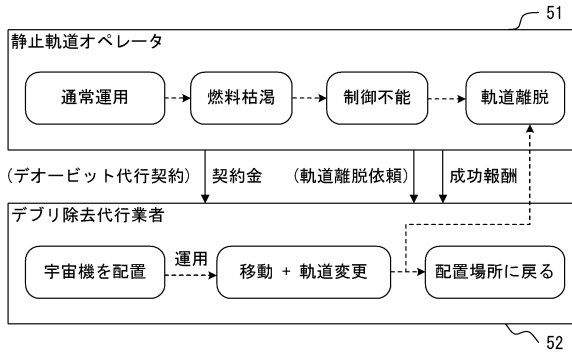


30

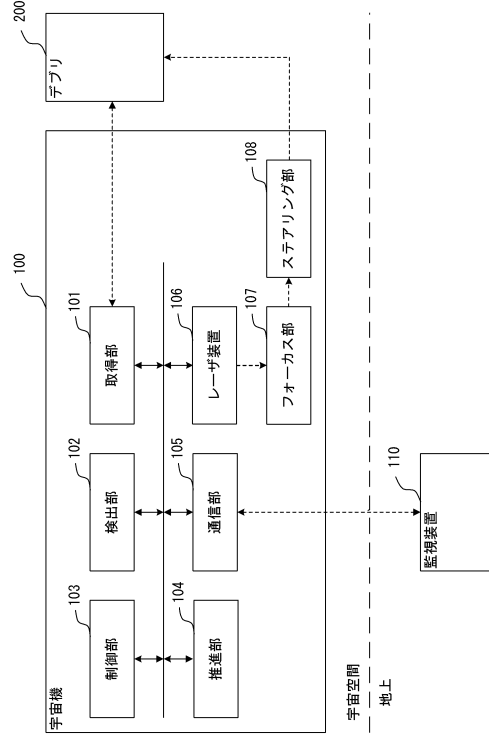
40

50

【図5】



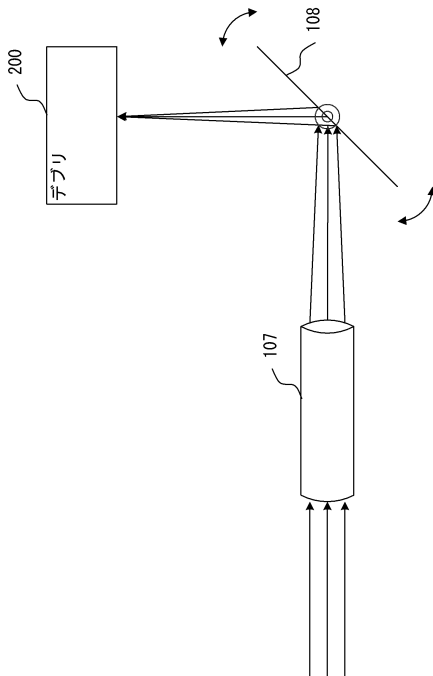
【図6】



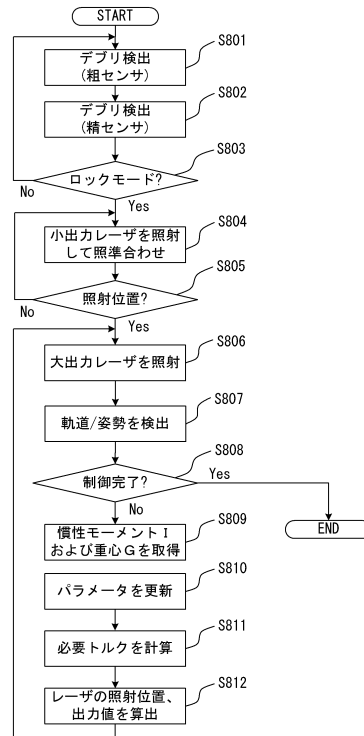
10

20

【図7】



【図8】

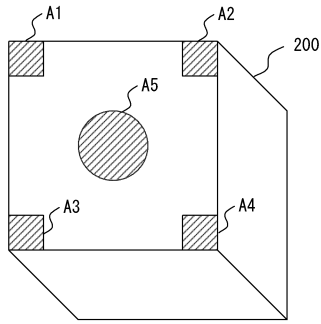


30

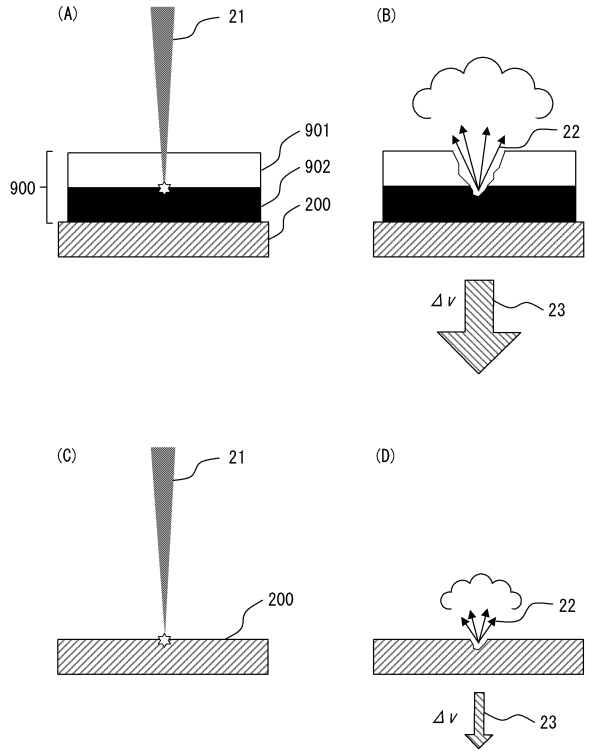
40

50

【 図 9 】



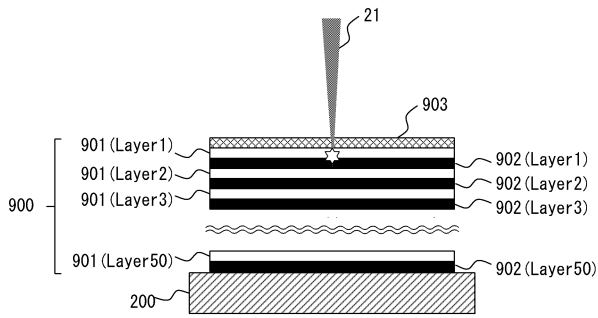
【 図 1 0 】



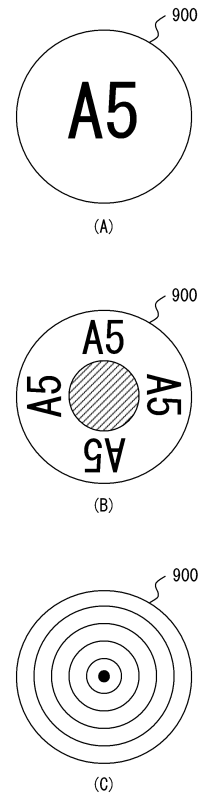
10

20

【 図 1 1 】



【 図 1 2 】



30

40

50

## フロントページの続き

- 日本国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  
(72)発明者 戎崎 俊一
- 日本国埼玉県和光市広沢2番1号 国立研究開発法人理化学研究所内  
(72)発明者 和田 智之
- 日本国埼玉県和光市広沢2番1号 国立研究開発法人理化学研究所内  
審査官 姫島 卓弥
- (56)参考文献 米国特許第5153407 ( U S , A )  
特開平10 - 244651 ( J P , A )  
特開平06 - 028696 ( J P , A )  
特表2013 - 512145 ( J P , A )  
中国特許出願公開第104155747 ( C N , A )
- (58)調査した分野 (Int.Cl. , D B 名)  
B 6 4 G 1 / 1 0  
B 6 4 G 1 / 2 2  
B 6 4 G 1 / 6 6