

(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  
2015年9月24日(24.09.2015)



(10) 国際公開番号  
WO 2015/141722 A1

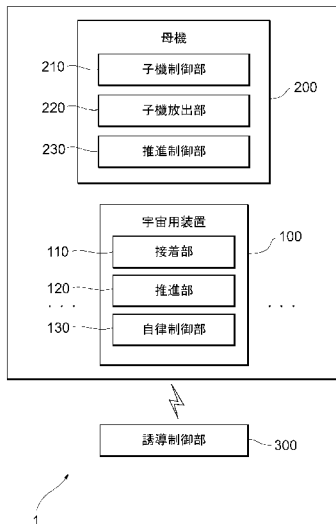
- (51) 国際特許分類:  
B64G 1/56 (2006.01) B64G 1/64 (2006.01)  
B64G 1/24 (2006.01) B64G 3/00 (2006.01)
- (21) 国際出願番号: PCT/JP2015/058048
- (22) 国際出願日: 2015年3月18日(18.03.2015)
- (25) 国際出願の言語: 日本語
- (26) 国際公開の言語: 日本語
- (30) 優先権データ:  
特願 2014-055202 2014年3月18日(18.03.2014) JP
- (71) 出願人(米国を除く全ての指定国について): アストロスケール プライベート リミテッド(AS-TROSCALE PTE. LTD.) [SG/SG]; 049909 バッテリー ロード 6, ナンバー 38-04 Singapore (SG).
- (72) 発明者; および
- (71) 出願人(米国についてのみ): 岡田 光信 (OKADA, Mitsunobu) [JP/SG]; 049909 バッテリー ロード 6, ナンバー 38-04, アストロ
- スケール プライベート リミテッド内 Singapore (SG).
- (74) 代理人: 稲葉 良幸, 外(INABA, Yoshiyuki et al.); 〒1066123 東京都港区六本木 6-10-1 六本木ヒルズ森タワー 23階 TMI 総合法律事務所 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, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, KE, KG, KN, KP, KR, 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, 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

[続葉有]

(54) Title: DEVICE FOR SPACE USE, DEBRIS REMOVAL SYSTEM, AND DEBRIS REMOVAL METHOD

(54) 発明の名称: 宇宙用装置、デブリ除去システム及びデブリ除去方法

[図1]



- 100 Device for space use
- 110 Attachment unit
- 120 Propulsion unit
- 130 Autonomous control unit
- 200 Master unit
- 210 Slave unit control unit
- 220 Slave unit release unit
- 230 Propulsion control unit
- 300 Guidance control unit

(57) Abstract: Provided are: a debris removal system capable of efficiently removing space debris of various sizes, including relatively large space debris; and a device for space use that is used in same. The device (100) for space use: comprises an attachment unit (110) that attaches to a target object present in outer space and a propulsion unit (120) for obtaining propulsive force; and transports the target object to a prescribed target position by being moved together with the target object by the propulsion unit (120) which is in a state in which the device (100) for space use is attached to the target object by the attachment unit (110). The debris removal system (1) comprises: a guidance control unit (300) that causes the device (100) for space use to approach the space debris and attaches the device (100) for space use to the space debris by using the attachment unit (110); and a propulsion control unit (230) that controls the propulsion unit (120) in the device (100) for space use, so as to move the device (100) for space use, together with the space debris, towards the atmosphere, by using the propulsion unit (120) in the device (100) for space use in a state in which the device (100) for space use is attached to the space debris.

(57) 要約: 比較的大型のものを含めた様々な大きさのスペースデブリを効率良く除去することができるデブリ除去システムと、これに用いられる宇宙用装置と、を提供する。宇宙用装置100は、宇宙空間に存在する対象物に接着する接着部110と、推進力を得るための推進部120と、を備え、接着部110で対象物に接着した状態で推進部120によって対象物とともに移動することにより対象物を所定の目標位置へと運搬する。デブリ除去システム1は、宇宙用装置100をスペースデブリに接近移動させて接着部110でスペースデブリに宇宙用装置100を接着させる誘導制御部300と、宇宙用装置100がスペースデブリに接着した状態で、宇宙用装置100の推進部120で宇宙用装置100をスペースデブリとともに大気圏に向けて移動させるように宇宙用装置100の推進部120を制御する推進制御部230と、を備える。

WO 2015/141722 A1

ロシア (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：

宇宙用装置、デブリ除去システム及びデブリ除去方法

### 技術分野

[0001] 本発明は、宇宙用装置及びこの宇宙用装置を用いたデブリ除去システム並びにデブリ除去方法等に関する。

### 背景技術

[0002] 現在、地球の周回軌道上には、過去に打ち上げられて任務を終えたり破損したりした人工衛星及びその破片やロケットの上段等の残骸、並びにそれらの爆発や衝突による破片等がスペースデブリとして存在することが知られている。かかるスペースデブリは、任務遂行中の正常な宇宙ステーションや人工衛星やロケット等に衝突して危害を加える虞があることから、周回軌道から離脱させて焼却したり回収したりする技術が種々提案されている。

[0003] 例えば、宇宙空間のプラズマ環境を利用して微小なスペースデブリを負に帯電させ、デブリの速度を減速させる向きに電界の力を働かせてデブリの高度を降下させ、デブリを大気圏に突入させて焼却除去する技術が提案されている（特許文献1参照）。また、近年においては、複数の布体層からなるジャケットで発泡体材料を被覆して構成したデブリ除去装置を用いてスペースデブリを回収する技術が提案されている（特許文献2参照）。この技術によれば、スペースデブリをジャケットに衝突させ破碎して複数の破片とし、これら破片を発泡体材料で捕捉して集積することができる、とされている。

### 先行技術文献

#### 特許文献

[0004] 特許文献1：特開2010-069973号公報

特許文献2：特開2011-168270号公報

### 発明の概要

発明が解決しようとする課題

[0005] しかし、前記した特許文献1や特許文献2に記載された技術は、あくまでも微小なスペースデブリや比較的小型のスペースデブリの焼却・回収を行うものであり、比較的大型のスペースデブリの除去には適さないものである。比較的大型のスペースデブリの除去に関しては、対象となるデブリへの接近技術やデブリの捕獲・回転静止技術が未だ確立されておらず費用対効果も見合わない等、困難な問題が山積みとなっているのが現状である。

[0006] 本発明は、かかる事情に鑑みてなされたものであり、比較的大型のものを含めた様々な大きさのスペースデブリを効率良く除去することができるデブリ除去システムと、これに用いられる宇宙用装置と、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

[0007] 前記目的を達成するため、本発明に係る宇宙用装置は、宇宙空間に存在する対象物に接着する接着部と、推進力を得るための推進部と、を備え、接着部で対象物に接着した状態で前記推進部によって前記対象物とともに移動することにより対象物を所定の目標位置へと運搬するものである。また、本発明に係る母機は、本宇宙用装置を搭載可能であって本宇宙用装置を宇宙空間に放出するように構成されるものである。

[0008] かかる構成を採用すると、宇宙用装置を搭載した母機を宇宙空間に打ち上げて母機を対象物に接近させ、宇宙空間において母機から宇宙用装置を放出し、接着部で宇宙用装置を対象物に接着させ、推進部で宇宙用装置を移動させることにより、対象物を所定の目標位置へと運搬することができる。従って、例えば対象物がスペースデブリである場合には、宇宙用装置でスペースデブリを大気圏へと運搬して焼却除去することができる。この際、スペースデブリが比較的大型であっても、複数の宇宙用装置を使用して運搬することが可能となる。混雑した軌道上は、衝突確率も高く、人気ある軌道ゆえ今後もロケットや人工衛星が打ち上げられる可能性がある。そこに母機を配置することで、効率的に除去できる。また、対象物が正常な人工衛星である場合には、宇宙用装置で人工衛星を所定の目標位置（例えば別軌道上の目標位置

)へと運搬することができる。このように、宇宙用空間において種々の任務を遂行することが可能となる。

[0009] 本発明に係る宇宙用装置は、対象物の回転を阻止する回転阻止手段を有していなくてもよい。

[0010] 本発明に係る宇宙用装置を用いてデブリ除去を行う場合、回転を阻止しなくても、接着しさえすれば宇宙用装置とスペースデブリとが一緒に回転して構わない。スペースデブリを大気圏に突入させるために必要なのは、スペースデブリを減速させるような力（制動力）であり、たとえスペースデブリが回転していてもそのような制動力を付与できるタイミングが到来するからである。また、宇宙用装置を用いて衛星運搬サービスを行う場合においては、対象となる人工衛星は制御不能な回転はしていないため、そもそも回転を阻止する必要はない。よって、宇宙用装置は、回転阻止手段を有する必要がないため、小型化が可能となる。

[0011] 本発明に係る宇宙用装置において、自己の位置及び姿勢を制御するための自律制御部を設けてもよい。また、宇宙用装置の位置及び姿勢を制御するための子機制御部を有する母機を採用することもできる。

[0012] かかる構成を採用すると、宇宙用装置の位置及び姿勢を制御することができるので、対象物への宇宙用装置の接着を容易にすることができる。

[0013] 本発明に係るデブリ除去システムは、既に述べた宇宙用装置を用いて宇宙空間に存在するスペースデブリを除去するものであって、宇宙用装置をスペースデブリに接近移動させて接着部でスペースデブリに宇宙用装置を接着させる誘導制御部と、宇宙用装置がスペースデブリに接着した状態で、宇宙用装置の推進部で宇宙用装置をスペースデブリとともに大気圏に向けて移動させるように宇宙用装置の推進部を制御する推進制御部と、を備えるものである。

[0014] 本発明に係るデブリ除去方法は、既に述べた宇宙用装置を用いて宇宙空間に存在するスペースデブリを除去する方法であって、宇宙用装置をスペースデブリに接近移動させる誘導工程と、接着部で宇宙用装置をスペースデブリ

に接着させる接着工程と、宇宙用装置がスペースデブリに接着した状態で、宇宙用装置の推進部で宇宙用装置を大気圏に向けて移動させることによりスペースデブリを大気圏へと運搬する運搬工程と、を含むものである。

- [0015] かかる構成及び方法を採用すると、宇宙用装置をスペースデブリに接近移動させ、接着部で宇宙用装置をスペースデブリに接着させ、宇宙用装置がスペースデブリに接着した状態で、宇宙用装置の推進部で宇宙用装置を移動させて、スペースデブリを大気圏へと運搬してスペースデブリを焼却除去したり、スペースデブリを衝突可能性の低い軌道（墓場軌道）へと移動させたりすることができる。この際、スペースデブリが比較的大型であっても、複数の宇宙用装置を使用して運搬することが可能となる。
- [0016] 本発明に係るデブリ除去方法において、誘導工程の後であって接着工程の前に、スペースデブリの形状、重心、重量、熱制御の状況及び／又は回転状態その他を把握するデブリ状態把握工程を含むことができる。
- [0017] かかる方法を採用すると、宇宙用装置をスペースデブリに接近移動させてから宇宙用装置を接着させるまでの間に、スペースデブリの形状や回転状態を把握することができ、また、スペースデブリに対してどの位置に最終接近し、どの向きに宇宙用装置を接着させれば良いかを把握することができる。
- [0018] 本発明に係るデブリ除去方法において、接着工程の後に、スペースデブリの姿勢を制御するデブリ制御工程を含むこともできる。
- [0019] かかる方法を採用すると、宇宙用装置をスペースデブリに接着させてから、スペースデブリの姿勢を制御することができる。
- [0020] 本発明に係る衛星運搬システムは、既に述べた宇宙用装置を用いて宇宙空間の第一の軌道上に存在する人工衛星を運搬するものであって、宇宙用装置を人工衛星に接近移動させて接着部で第一の軌道上にある人工衛星に宇宙用装置を接着させる誘導制御部と、宇宙用装置が人工衛星に接着した状態で、宇宙用装置の推進部で宇宙用装置を人工衛星とともに第一の軌道とは異なる第二の軌道に向けて移動させるように宇宙用装置の推進部を制御する推進制御部と、を備えるものである。

- [0021] 本発明に係る衛星運搬方法は、既に述べた宇宙用装置を用いて宇宙空間の第一の軌道上に存在する人工衛星を運搬する方法であって、宇宙用装置を人工衛星に接近移動させる誘導工程と、接着部で宇宙用装置を人工衛星に接着させる接着工程と、宇宙用装置が人工衛星に接着した状態で、宇宙用装置の推進部で宇宙用装置を人工衛星とともに第一の軌道とは異なる第二の軌道へと移動させることにより人工衛星を第一の軌道から第二の軌道へと運搬する運搬工程と、を含むものである。
- [0022] かかる構成及び方法を採用すると、宇宙用装置を宇宙空間の第一の軌道（例えば高度200km～1000kmの低軌道）上に存在する人工衛星に接近移動させて接着部で宇宙用装置を人工衛星に接着させ、宇宙用装置の推進部で宇宙用装置を移動させて人工衛星を第一の軌道とは異なる第二の軌道へと運搬することができる。第一の軌道としての静止軌道上に存在する人工衛星を、第二の軌道としての墓場軌道（静止軌道よりも若干高度の高い軌道）へと運搬することもできる。
- [0023] 本発明に係る衛星運搬システムにおいて、宇宙用装置を接着部で第一の軌道上にある人工衛星に接着させるように宇宙用装置の姿勢及び位置を制御する制御部（自律制御部や子機制御部）を備えることもできる。
- [0024] かかる構成を採用すると、宇宙用装置の姿勢及び位置を制御することができるので、第一の軌道上にある人工衛星に宇宙用装置を確実に接着させることができる。
- [0025] 本発明に係る衛星制御システムは、既に述べた宇宙用装置を用いて宇宙空間の静止軌道上に存在する人工衛星の位置を制御するものであって、宇宙用装置を人工衛星に接近移動させて接着部で静止軌道上にある人工衛星に宇宙用装置を接着させる誘導制御部と、宇宙用装置が人工衛星に接着した状態で、人工衛星の静止軌道上の位置を保持するように宇宙用装置の推進部を制御する推進制御部と、を備えるものである。
- [0026] 本発明に係る衛星制御方法は、既に述べた宇宙用装置を用いて宇宙空間の静止軌道上に存在する人工衛星の位置を制御する方法であって、宇宙用装置

を人工衛星に接近移動させる誘導工程と、接着部で宇宙用装置を人工衛星に接着させる接着工程と、宇宙用装置が人工衛星に接着した状態で、人工衛星の静止軌道上の位置を保持するように宇宙用装置の推進部を制御する位置制御工程と、を含むものである。

[0027] かかる構成及び方法を採用すると、宇宙用装置を宇宙空間の静止軌道上に存在する人工衛星に接近移動させて接着部で宇宙用装置を人工衛星に接着させ、宇宙用装置の推進部を制御して人工衛星の静止軌道上の位置を保持する（軌道保持を実現させる）ことができる。

[0028] 本発明に係るデブリ除去システム、衛星運搬システム及び衛星制御システムにおいて、地上に設置した誘導制御部を採用することができる。また、推進制御部については、地上に設置したものを採用したり、宇宙用装置に搭載したものを採用したりすることができる。

[0029] 本発明に係る宇宙用装置において、所定の軌道上を周回する人工衛星の状態を監視するように構成される宇宙用装置（又は母機）を採用してもよい。この際、人工衛星に対して電力を供給するように構成される宇宙用装置（又は母機）を採用したり、人工衛星に対して移動部を提供するように構成される宇宙用装置（又は母機）を採用したりすることもできる。

[0030] かかる構成を採用すると、宇宙用装置（又は母機）によって、所定の軌道上を周回する人工衛星の状態を監視したり、人工衛星に対して電力を供給したり、人工衛星に対して移動部を提供し移動部で人工衛星を移動させたりする等、軌道上で種々のサービスを行うことができる。

[0031] 本発明に係る衛星監視システムは、既に述べた宇宙用装置又は母機を用いて宇宙空間の所定の軌道上を周回する人工衛星を監視するものであって、宇宙用装置又は母機を人工衛星に接近移動させる誘導制御部と、宇宙用装置又は母機で人工衛星の状態を監視するように宇宙用装置又は母機を制御する監視制御部と、を備えるものである。

[0032] 本発明に係る衛星監視方法は、既に述べた宇宙用装置を用いて宇宙空間の所定の軌道上を周回する人工衛星を監視する方法であって、宇宙用装置又は

母機を人工衛星に接近移動させる誘導工程と、宇宙用装置又は母機で人工衛星の状態を監視する監視工程と、を含むものである。

[0033] かかる構成を採用すると、宇宙用装置（又は母機）によって、所定の軌道上を周回する人工衛星の状態を監視することができる。

[0034] 本発明に係る衛星監視システムにおいて、地上に設置した誘導制御部を採用することができる。また、監視制御部については、地上に設置したものを採用したり、宇宙用装置に搭載したものを採用したりすることができる。

### 発明の効果

[0035] 本発明によれば、比較的大型のものを含めた様々な大きさのスペースデブリを効率良く除去することができるデブリ除去システムと、これに用いられる宇宙用装置と、を提供することが可能となる。

### 図面の簡単な説明

[0036] [図1]本発明の実施形態に係るデブリ除去システムの機能的構成を説明するための構成図である。

[図2]図1に示すデブリ除去システムを用いたデブリ除去方法を説明するためのフローチャートである。

[図3]本発明の実施形態に係る衛星運搬方法を説明するためのフローチャートである。

[図4]本発明の実施形態に係る衛星制御方法を説明するためのフローチャートである。

[図5]本発明の実施形態に係る衛星監視システムの機能的構成を説明するための構成図である。

[図6]図5に示す衛星監視システムを用いた衛星監視方法を説明するためのフローチャートである。

### 発明を実施するための形態

[0037] 以下、各図を参照しながら、本発明の各実施形態について説明する。

[0038] <第一実施形態>

最初に、図1及び図2を用いて、本発明の第一実施形態について説明する

。第一実施形態においては、本発明に係るデブリ除去システムの一例と、これを用いたデブリ除去方法の一例と、について説明することとする。

[0039] まず、図1を用いて、本実施形態に係るデブリ除去システム1の構成について説明する。デブリ除去システム1は、宇宙空間に存在するスペースデブリを除去するものであって、図1に示すように、宇宙空間に打ち上げられる宇宙用装置（子機）100と、宇宙用装置100を搭載可能であって宇宙用装置100を宇宙空間に放出するように構成された母機200と、宇宙用装置100をスペースデブリまで誘導する誘導制御部300と、を備えている。

[0040] 宇宙用装置100は、宇宙空間に存在する対象物に接着する接着部110と、推進力を得るための推進部120と、を有しており、接着部110で対象物に接着して推進部120で移動することにより対象物を所定の目標位置へと運搬するように機能するものである。接着部110としては、スペースデブリの衝撃を吸収しつつ粘着性を有し、宇宙環境とスペースデブリとの温度差に耐えることができ、かつ、宇宙用装置100の本体に熱を伝えないような粘着剤を採用することが好ましい。また、このような粘着剤とともに、スペースデブリを把持する機械的な把持機構を設けることにより、宇宙用装置100によるスペースデブリの捕捉をアシストすることもできる。推進部120としては、固体燃料スラスタ、小型イオンスラスタ、デジタルスラスタ等を採用することができる。

[0041] また、宇宙用装置100は、自己の位置及び姿勢を制御するための自律制御部130をさらに有している。自律制御部130としては、ジャイロセンサやGPSで検出した姿勢角のずれや位置ずれを修正するための修正用スラスタを制御するスラスタコントローラ等を採用することができる。

[0042] 母機200は、宇宙用装置100を搭載した状態でロケット等の宇宙航行体に取り付けられ宇宙空間に打ち上げられるように構成されている。本実施形態における母機200は、宇宙用装置100の位置及び姿勢を制御するための子機制御部210と、宇宙空間で宇宙用装置100を放出するための子

機放出部 220 と、宇宙用装置 100 に搭載された推進部 120 を制御して対象物を所定の目標位置に運搬する推進制御部 230 と、を有している。

[0043] 子機制御部 210 としては、GPS やスタートラッカで検出した姿勢角のずれや位置ずれを修正するための修正用スラスタを制御するスラスタコントローラ等を採用することができる。子機放出部 220 としては、宇宙用装置 100 に対して放出する方向に力を加えるアクチュエータ等を採用することができる。推進制御部 230 としては、推進部 120 としてのスラスタを制御するスラスタコントローラ等を採用することができる。

[0044] なお、母機 200 の子機制御部 210 と、宇宙用装置 100 の自律制御部 130 と、の何れか一方のみを採用してもよい。本実施形態においては、複数個の宇宙用装置 100 が母機 200 に搭載されている。

[0045] 誘導制御部 300 は、地上に設置した基地局に設けられており、所定の通信手段を用いて宇宙用装置 100 及び母機 200 を移動させて、スペースデブリに接近させるものである。なお、母機 200 に搭載した各種制御部（子機制御部 210 や推進制御部 230）を地上に設置した基地局に設け、所定の通信手段を用いて基地局から宇宙用装置 100 を遠隔制御するようにしてもよい。

[0046] 次に、図 2 のフローチャートを用いて、本実施形態に係るデブリ除去システム 1 を用いたデブリ除去方法について説明する。

[0047] まず、宇宙用装置 100 を搭載した母機 200 を宇宙航行体に取り付けて打ち上げ、母機 200 を対象となるスペースデブリに接近移動させる（誘導工程：S1）。誘導工程 S1 においては、例えば GPS 航法を用いて、対象となるスペースデブリの比較的近く（例えばスペースデブリから数 km の位置）まで母機 200 を移動させ、スタートラッカ等を用いてスペースデブリから数十 m から百 m の位置まで母機 200 を接近させ、さらに、光学カメラ等により数 m の位置まで母機 200 を接近させる、等の方法を採用することができる。

[0048] 次いで、母機 200 から宇宙用装置 100 を放出し、子機制御部 210（

又は自律制御部130)で宇宙用装置100の姿勢及び位置を制御しつつ、宇宙用装置100に設けられた接着部110で宇宙用装置100をスペースデブリに接着させる(接着工程:S2)。次いで、宇宙用装置100を大気圏に向けて移動させるように推進制御部230で推進部120を制御することにより、スペースデブリを大気圏に向けて運搬する(運搬工程:S3)。これにより、スペースデブリを大気圏に突入させて、焼却処分することができる。なお、宇宙用装置100は、スペースデブリとともに焼却されて使い捨てられることとなる。

[0049] 以上説明した実施形態に係るデブリ除去システム1においては、宇宙用装置100を搭載した母機200をスペースデブリに接近移動させ、母機200から宇宙用装置100を放出させ、接着部110で宇宙用装置100をスペースデブリに接着させ、宇宙用装置100の推進部120で宇宙用装置100を移動させてスペースデブリを大気圏へと運搬して、スペースデブリを焼却除去することができる。この際、スペースデブリが比較的大型であっても、複数の宇宙用装置100を使用して運搬することが可能となる。

[0050] なお、以上説明した実施形態に係るデブリ除去方法においては、誘導工程S1に続いて接着工程S2を実施した例を示したが、誘導工程S1と接着工程S2との間に、スペースデブリの形状及び/又は回転状態を把握するデブリ状態把握工程を実施することもできる。かかる工程を採用すると、母機200をスペースデブリに接近移動させてから宇宙用装置100を放出するまでの間に、スペースデブリの形状や回転状態を把握し、最適な放出位置や放出方向を把握することで、母機200が最終的なアプローチを行い、より確実な放出・接着が可能となる。

[0051] また、以上説明した実施形態に係るデブリ除去方法においては、接着工程S2に続いて運搬工程S3を実施した例を示したが、接着工程S2と運搬工程S3の間に、スペースデブリの姿勢を制御するデブリ制御工程を実施することもできる。かかる工程を採用すると、宇宙用装置100をスペースデブリに接着させてから、スペースデブリの姿勢を制御することができる。

[0052] <第二実施形態>

続いて、図3を用いて、本発明の第二実施形態について説明する。第二実施形態においては、本発明に係る衛星運搬システムの一例と、これを用いた衛星運搬方法の例と、について説明することとする。

[0053] 本実施形態に係る衛星運搬システムは、宇宙空間に存在する人工衛星を運搬するものである。衛星運搬システムの構成は、第一実施形態で説明したデブリ除去システム1の構成と実質的に同一であるので、詳細な説明を省略することとし、以下の説明では第一実施形態の構成（宇宙用装置100、母機200等）を流用することとする。

[0054] 図3のフローチャートを用いて、本実施形態に係る衛星運搬システムを用いた衛星運搬方法について説明する。

[0055] まず、宇宙用装置100を搭載した母機200を宇宙航行体に取り付けて打ち上げ、母機200を対象となる人工衛星に接近移動させる（誘導工程：S11）。誘導工程S11においては、例えばGPS絶対航法を用いて、第一の軌道上に存在する人工衛星の比較的近く（例えば人工衛星から10kmの位置）まで母機200を移動させ、GPS相対航法やスタートラッカを用いて人工衛星から100mの位置まで母機200を接近させ、さらに、近傍センサや光学カメラ等により人工衛星から数mの位置まで母機200を接近させる、等の方法を採用することができる。

[0056] 次いで、母機200から宇宙用装置100を放出し、子機制御部210（又は自律制御部130）で宇宙用装置100の姿勢及び位置を制御しつつ、宇宙用装置100に設けられた接着部110で宇宙用装置100を人工衛星に接着させる（接着工程：S12）。次いで、宇宙用装置100を第一の軌道とは異なる第二の軌道に向けて移動させるように推進制御部230で推進部120を制御することにより、人工衛星を第二の軌道に向けて運搬する（運搬工程：S13）。これにより、人工衛星を第一の軌道から第二の軌道へと移動させることができる。なお、宇宙用装置100については、人工衛星に接着させた状態のまま人工衛星と共存させることができる。

[0057] 以上説明した実施形態に係る衛星運搬システムにおいては、宇宙用装置100を搭載した母機200を宇宙空間の第一の軌道（例えば高度200km～1000kmの低軌道）上に存在する人工衛星に接近移動させ、母機200から宇宙用装置100を放出させ、接着部110で宇宙用装置100を人工衛星に接着させ、宇宙用装置100の推進部120で宇宙用装置100を移動させて人工衛星を第一の軌道とは異なる第二の軌道へと運搬することができる。

[0058] <第三実施形態>

続いて、図4を用いて、本発明の第三実施形態について説明する。第三実施形態においては、本発明に係る衛星制御システムの一例と、これを用いた衛星制御方法の例と、について説明することとする。

[0059] 本実施形態に係る衛星制御システムは、宇宙空間の静止軌道上に存在する人工衛星の位置を制御して軌道保持を実現させるものである。衛星制御システムの構成は、第一実施形態で説明したデブリ除去システム1の構成と実質的に同一であるので、詳細な説明を省略することとし、以下の説明では第一実施形態の構成（宇宙用装置100、母機200等）を流用することとする。

[0060] 次に、図4のフローチャートを用いて、本実施形態に係る衛星制御システムを用いた衛星制御方法について説明する。

[0061] まず、宇宙用装置100を搭載した母機200を宇宙航行体に取り付けて打ち上げ、母機200を対象となる人工衛星に接近移動させる（誘導工程：S21）。誘導工程S21においては、例えばGPS絶対航法を用いて、静止軌道上に存在する人工衛星の比較的近く（例えば人工衛星から10kmの位置）まで母機200を移動させ、GPS相対航法やスタートラッカを用いて人工衛星から百mの位置まで母機200を接近させ、さらに、近傍センサや光学カメラ等により人工衛星から数mの位置まで母機200を接近させる、等の方法を採用することができる。

[0062] 次いで、母機200から宇宙用装置100を放出し、子機制御部210（

又は自律制御部130)で宇宙用装置100の姿勢及び位置を制御しつつ、宇宙用装置100に設けられた接着部110で宇宙用装置100を人工衛星に接着させる(接着工程:S22)。次いで、宇宙用装置100を接着させた人工衛星の静止軌道上の位置を保持するように推進制御部230で宇宙用装置100の推進部120を制御する(位置制御工程:S23)。これにより、人工衛星の静止軌道上の位置を保持(軌道保持)することができる。この場合も、宇宙用装置100を人工衛星に接着させ人工衛星と共存させることができる。

[0063] 以上説明した実施形態に係る衛星制御システムにおいては、宇宙用装置100を搭載した母機200を宇宙空間の静止軌道上に存在する人工衛星に接近移動させ、母機200から宇宙用装置100を放出させ、接着部110で宇宙用装置100を人工衛星に接着させ、宇宙用装置100の推進部120を制御して人工衛星の静止軌道上の位置を保持する(軌道保持を実現させる)ことができる。

[0064] <第四実施形態>

続いて、図5及び図6を用いて、本発明の第四実施形態について説明する。第四実施形態においては、本発明に係る衛星監視システムの一例と、これを用いた衛星監視方法の一例と、について説明することとする。

[0065] まず、図5を用いて、本実施形態に係る衛星監視システム1Aの構成について説明する。衛星監視システム1Aは、宇宙空間の所定の軌道上を周回する人工衛星を監視するものであって、図5に示すように、宇宙空間に打ち上げられる宇宙用装置(子機)100Aと、宇宙用装置100Aを搭載可能であって宇宙用装置100を宇宙空間に放出するように構成された母機200Aと、宇宙用装置100A及び母機200Aを人工衛星まで誘導する誘導制御部300と、を備えている。誘導制御部300は、第一実施形態で説明したものと共通であるので、詳細な説明を省略する。

[0066] 宇宙用装置100Aは、宇宙空間に存在する対象物に接着する接着部110と、推進力を得るための推進部120と、自己の位置及び姿勢を制御する

ための自律制御部 130 と、対象物の画像情報を取得するための画像取得部 140 と、対象物に電力を供給するための電力供給部 150 と、を有している。本実施形態においては、一個の宇宙用装置 100A を母機 200A に搭載しているが、複数個の宇宙用装置 100A を母機 200A に搭載してもよい。

[0067] 接着部 110、推進部 120 及び自律制御部 130 は、第一実施形態で説明したものと共通であるので、詳細な説明を省略する。画像取得部 140 としては、CMOS（相補型金属酸化膜半導体）型画像センサ、CCD（電荷結合素子）型画像センサ、EMCCD（電子増倍 CCD）型画像センサ等を採用することができる。電力供給部 150 としては、電源（太陽電池、燃料電池、化学電池等）、電源から対象物へと電力を供給するためのケーブル等を採用することができる。

[0068] 母機 200A は、宇宙用装置 100A を搭載した状態でロケット等の宇宙航行体に取り付けられ宇宙空間に打ち上げられるように構成されている。本実施形態における母機 200A は、宇宙用装置 100A の位置及び姿勢を制御するための子機制御部 210 と、宇宙空間で宇宙用装置 100A を放出するための子機放出部 220 と、宇宙用装置 100A に搭載された画像取得部 140 を制御して人工衛星の状態を監視する監視制御部 240 と、を有している。

[0069] 子機制御部 210 及び子機放出部 220 は、第一実施形態で説明したものと共通であるので、詳細な説明を省略する。監視制御部 240 としては、画像取得部 140 を遠隔操作する操作部、画像取得部 140 を介して取得した画像の処理を行う画像処理部、処理した画像から異常の有無を判定する異常判定部、等を有するコンピュータを採用することができる。

[0070] なお、監視制御部を、地上に設置した基地局に設けることもできる。また、宇宙用装置 100A に監視制御部を設けてもよく、母機 200A に画像取得部及び電力供給部を設けてもよい。また、対象物である人工衛星の移動部（例えばスラスタ）が故障していたような場合に、人工衛星に対して代替的

な移動部を提供する手段を母機200A又は宇宙用装置100Aに設けることもできる。

[0071] 次に、図6のフローチャートを用いて、本実施形態に係る衛星監視システム1Aを用いた衛星監視方法について説明する。

[0072] まず、宇宙用装置100Aを搭載した母機200Aを宇宙航行体に取り付けて打ち上げ、母機200Aを対象となる人工衛星に接近移動させる（誘導工程：S31）。誘導工程S31においては、例えばGPS航法を用いて、所定の軌道上を周回する人工衛星の比較的近く（例えば人工衛星から数kmの位置）まで母機200Aを移動させ、スタートラッカ等を用いて人工衛星から数十mから百mの位置まで母機200Aを接近させ、さらに、光学カメラ等により人工衛星から数mの位置まで母機200Aを接近させる、等の方法を採用することができる。

[0073] 次いで、母機200Aから人工衛星に向けて宇宙用装置100Aを放出し、子機制御部210（又は自律制御部130）で宇宙用装置100Aの姿勢及び位置を制御して人工衛星付近で宇宙用装置100Aを漂わせるか、又は、宇宙用装置100Aに設けられた接着部110で宇宙用装置100Aを人工衛星に接着させる（子機放出工程：S32）。次いで、宇宙用装置100Aの画像取得部140及び母機200Aの監視制御部240を用いて、人工衛星の状態を監視する（監視工程：S33）。この後、母機200Aの監視制御部240を用いて人工衛星の異常判定を行い（異常判定工程：S34）、人工衛星の電源が故障しているものと判定した場合に、宇宙用装置100Aの電力供給部150を用いて人工衛星に電力を供給する（電力供給工程：S35）。これにより、電源が故障している人工衛星に電力を供給して人工衛星の再使用を実現させることができる。

[0074] 以上説明した実施形態に係る衛星監視システムにおいては、宇宙用装置100A及び母機200Aによって、所定の軌道上を周回する人工衛星の状態を監視することができる。

[0075] なお、以上の各実施形態において、母機から宇宙用装置を全て放出し終え

た場合には、新たな宇宙用装置を搭載した宇宙航行体を母機に向けて打ち上げ、宇宙航行体から母機へと新たな宇宙用装置を充填することもできる。このようにすると、母機を廃棄処分することなく長期間利用することができるため、環境への負荷が少なくなり、所定の任務遂行のためのコストを削減することも可能となる。

[0076] また、以上の各実施形態においては、子機制御部や自律制御部を用いて、母機から放出した宇宙用装置の姿勢及び位置を制御した例を示したが、宇宙用装置の姿勢及び位置を制御することなく、母機から放出した宇宙用装置を対象物（スペースデブリや人工衛星）に接着させることもできる。

[0077] また、第一乃至第三実施形態と、第四実施形態と、において異なる宇宙用装置及び母機を使用した例を示したが、共通の宇宙用装置及び母機を使用して、デブリ除去システム、衛星運搬システム、衛星制御システム及び衛星監視システムを各々構築することもできる。このようにすると、共通の宇宙用装置及び母機を使用して4つのサービス（デブリ除去、衛星運搬、衛星軌道保持、衛星監視）を実現させることができるので、例えば、衛星運搬事業や衛星監視事業で得た収益をデブリ除去に費やすことができる。よって、本発明に係る宇宙用装置及び母機を用いることにより、資金難（スポンサーの不在）に起因したデブリ除去の遅れを解消することが期待できる。

[0078] また、以上の各実施形態においては、異なるシステムを用いて4つのサービス（デブリ除去、衛星運搬、衛星軌道保持、衛星監視）を別々に提供した例を示したが、デブリ除去システム、衛星運搬システム、衛星制御システム及び衛星監視システムとして機能する共通システムを用いて、4つのサービスを連続的に提供することもできる。例えば、衛星運搬システムとして機能する共通システムを用いて人工衛星を所定の低軌道から静止軌道へと運搬した後、衛星制御システムとして機能する共通システムを用いて静止軌道上の人工衛星の軌道を保持しつつ、衛星監視システムとして機能する共通システムを用いて静止軌道上の人工衛星を監視し、この人工衛星が寿命を迎えた場合に、デブリ除去システムとして機能する共通システムを用いて故障した人

工衛星を大気圏へと運搬して焼却除去することができる。

[0079] また、以上の各実施形態においては、異なるシステムを用いて4つのサービス（デブリ除去、衛星運搬、衛星軌道保持、衛星監視）を提供した例を示したが、例えば、衛星の故障部分を修理するための修理手段（ロボットアーム等）を衛星管理システム1Aの宇宙用装置100Aや母機200Aに設けることにより、衛星修理サービスを提供することもできる。

[0080] また、以上の各実施形態においては、接着部を介して対象物（スペースデブリや人工衛星）に宇宙用装置を接着させて対象物を運搬したり対象物の軌道保持を行ったりした例を示したが、所定の任務（運搬や軌道保持）を終えた後に宇宙用装置を対象物から離脱させるための構成を採用することもできる。例えば、接着部としての粘着剤の中央から対象物へと突出する棒状の突出部を設けておき、対象物に接着部で宇宙用装置を接着させて所定の任務を終えた後にこの突出部を対象物に向けて突出させて接着状態を解除し、宇宙用装置を対象物から離脱させることができる。宇宙用装置は、その後、大気圏に再突入して自爆したり墓場軌道へと移動したりすることができる。生きている人工衛星は、通常、自己本体のみを制御するように設計されていることから、不要になった宇宙用装置を当該人工衛星から離脱させるのが好ましい。その点、接着部と、上述したような簡素な機構（突出部）と、を採用することにより、宇宙用装置を対象物から容易に離脱させることができる。

[0081] 本発明は、以上の各実施形態に限定されるものではなく、これら実施形態に当業者が適宜設計変更を加えたものも、本発明の特徴を備えている限り、本発明の範囲に包含される。すなわち、前記各実施形態が備える各要素及びその配置、材料、条件、形状、サイズ等は、例示したものに限定されるわけではなく適宜変更することができる。また、前記各実施形態が備える各要素は、技術的に可能な限りにおいて組み合わせることができ、これらを組み合わせたものも本発明の特徴を含む限り本発明の範囲に包含される。

## 符号の説明

[0082] 1…デブリ除去システム（衛星運搬システム、衛星制御システム）

1 A…衛星監視システム  
1 0 0 ・ 1 0 0 A…宇宙用装置  
1 1 0…接着部  
1 2 0…推進部  
1 3 0…自律制御部  
2 0 0 ・ 2 0 0 A…母機  
2 1 0…子機制御部  
2 2 0…子機放出部  
2 3 0…推進制御部  
2 4 0…監視制御部  
3 0 0…誘導制御部  
S 1 ・ S 1 1 ・ S 2 1 ・ S 3 1…誘導工程  
S 2 ・ S 1 2 ・ S 2 2…接着工程  
S 3 ・ S 1 3…運搬工程  
S 2 3…位置制御工程  
S 3 3…監視工程

## 請求の範囲

- [請求項1] 宇宙空間に存在する対象物に接着する接着部と、  
推進力を得るための推進部と、を備え、  
前記接着部で前記対象物に接着した状態で前記推進部によって前記対象物とともに移動することにより前記対象物を所定の目標位置へと運搬する、  
宇宙用装置。
- [請求項2] 所定の軌道上を周回する人工衛星の状態を監視するように構成される、請求項1に記載の宇宙用装置。
- [請求項3] 前記人工衛星に対して電力を供給するように構成される、請求項2に記載の宇宙用装置。
- [請求項4] 前記人工衛星に対して移動部を提供するように構成される、請求項2又は3に記載の宇宙用装置。
- [請求項5] 請求項1から4の何れか一項に記載の宇宙用装置を搭載可能であって前記宇宙用装置を宇宙空間に放出するように構成される、  
母機。
- [請求項6] 所定の軌道上を周回する人工衛星の状態を監視するように構成される、請求項5に記載の母機。
- [請求項7] 前記人工衛星に対して電力を供給するように構成される、請求項6に記載の母機。
- [請求項8] 前記人工衛星に対して移動部を提供するように構成される、請求項6又は7に記載の母機。
- [請求項9] 請求項1から4の何れか一項に記載の宇宙用装置を用いて宇宙空間に存在するスペースデブリを除去するデブリ除去システムであって、  
前記宇宙用装置を前記スペースデブリに接近移動させて前記接着部で前記スペースデブリに前記宇宙用装置を接着させる誘導制御部と、  
前記宇宙用装置が前記スペースデブリに接着した状態で、前記宇宙用装置の前記推進部で前記宇宙用装置を前記スペースデブリとともに

大気圏に向けて移動させるように前記宇宙用装置の前記推進部を制御する推進制御部と、

を備える、デブリ除去システム。

[請求項10]

請求項1から4の何れか一項に記載の宇宙用装置を用いて宇宙空間の第一の軌道上に存在する人工衛星を運搬する衛星運搬システムであって、

前記宇宙用装置を前記人工衛星に接近移動させて前記接着部で前記第一の軌道上にある前記人工衛星に前記宇宙用装置を接着させる誘導制御部と、

前記宇宙用装置が前記人工衛星に接着した状態で、前記宇宙用装置の前記推進部で前記宇宙用装置を前記人工衛星とともに前記第一の軌道とは異なる第二の軌道に向けて移動させるように前記宇宙用装置の前記推進部を制御する推進制御部と、

を備える、衛星運搬システム。

[請求項11]

請求項1から4の何れか一項に記載の宇宙用装置を用いて宇宙空間の静止軌道上に存在する人工衛星の位置を制御する衛星制御システムであって、

前記宇宙用装置を前記人工衛星に接近移動させて前記接着部で前記静止軌道上にある前記人工衛星に前記宇宙用装置を接着させる誘導制御部と、

前記宇宙用装置が前記人工衛星に接着した状態で、前記人工衛星の前記静止軌道上の位置を保持するように前記宇宙用装置の前記推進部を制御する推進制御部と、

を備える、衛星制御システム。

[請求項12]

請求項2から4の何れか一項に記載の宇宙用装置又は請求項6から8の何れか一項に記載の母機を用いて宇宙空間の所定の軌道上を周回する人工衛星を監視する衛星監視システムであって、

前記宇宙用装置又は前記母機を前記人工衛星に接近移動させる誘導

制御部と、

前記宇宙用装置又は前記母機で前記人工衛星の状態を監視するように前記宇宙用装置又は前記母機を制御する監視制御部と、  
を備える、衛星監視システム。

[請求項13]

請求項 1 から 4 の何れか一項に記載の宇宙用装置を用いて宇宙空間に存在するスペースデブリを除去するデブリ除去方法であって、  
前記宇宙用装置を前記スペースデブリに接近移動させる誘導工程と、  
、  
前記接着部で前記宇宙用装置を前記スペースデブリに接着させる接着工程と、  
前記宇宙用装置が前記スペースデブリに接着した状態で、前記宇宙用装置の前記推進部で前記宇宙用装置を大気圏に向けて移動させることにより前記スペースデブリを大気圏に向けて運搬する運搬工程と、  
を含む、デブリ除去方法。

[請求項14]

前記誘導工程の後であって前記接着工程の前に、前記スペースデブリの形状及び／又は回転状態を把握するデブリ状態把握工程を含む、請求項 1 3 に記載のデブリ除去方法。

[請求項15]

前記接着工程の後に、前記スペースデブリの姿勢を制御するデブリ制御工程を含む、請求項 1 3 又は 1 4 に記載のデブリ除去方法。

[請求項16]

請求項 1 から 4 の何れか一項に記載の宇宙用装置を用いて宇宙空間の第一の軌道上に存在する人工衛星を運搬する衛星運搬方法であって、  
、  
前記宇宙用装置を前記人工衛星に接近移動させる誘導工程と、  
前記接着部で前記宇宙用装置を前記人工衛星に接着させる接着工程と、  
と、  
前記宇宙用装置が前記人工衛星に接着した状態で、前記宇宙用装置の前記推進部で前記宇宙用装置を前記人工衛星とともに前記第一の軌道とは異なる第二の軌道へと移動させることにより前記人工衛星を前

記第一の軌道から前記第二の軌道へと運搬する運搬工程と、  
を含む、衛星運搬方法。

[請求項17] 請求項1から4の何れか一項に記載の宇宙用装置を用いて宇宙空間の静止軌道上に存在する人工衛星の位置を制御する衛星制御方法であって、

前記宇宙用装置を前記人工衛星に接近移動させる誘導工程と、  
前記接着部で前記宇宙用装置を前記人工衛星に接着させる接着工程と、

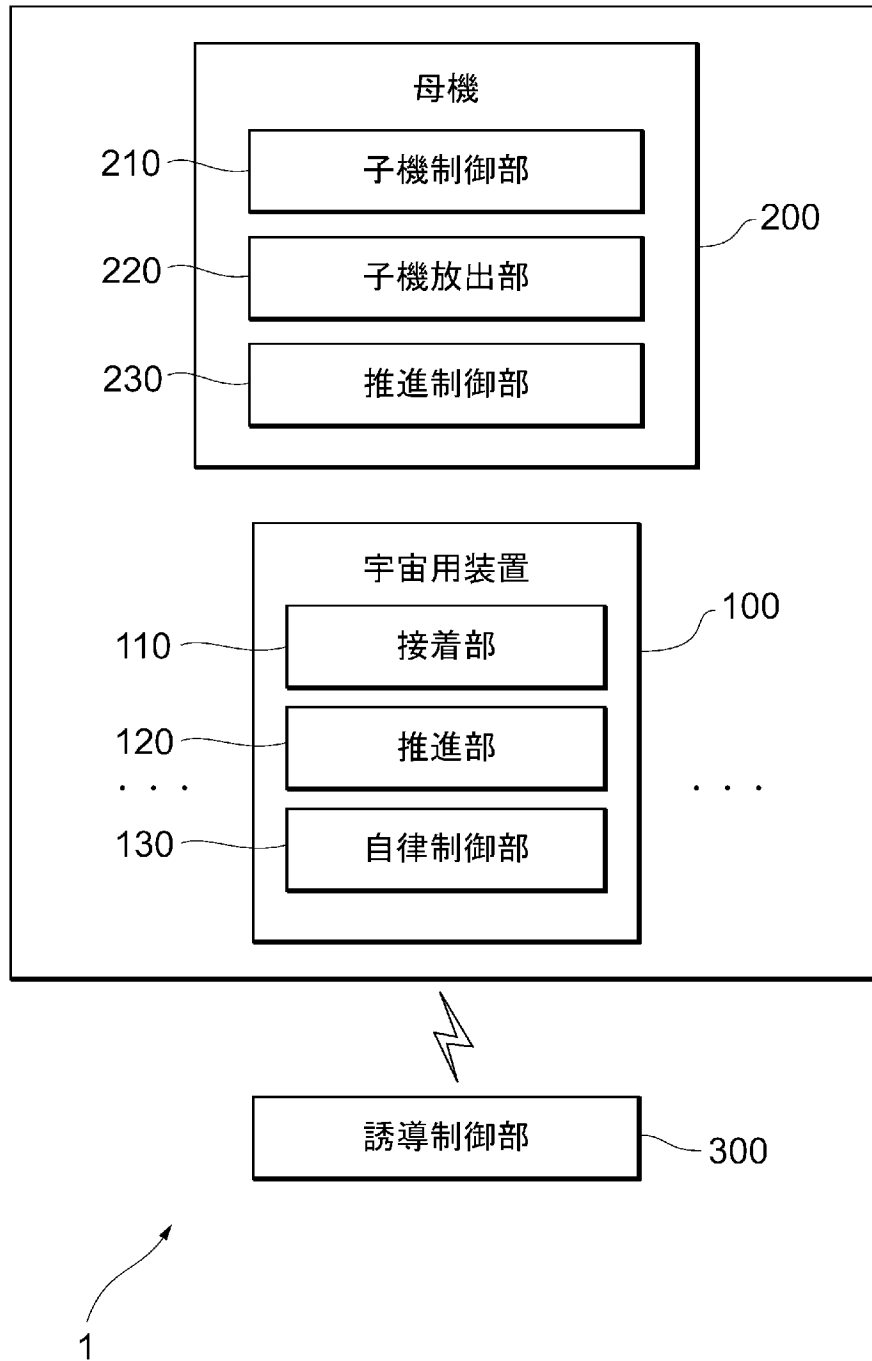
前記宇宙用装置が前記人工衛星に接着した状態で、前記人工衛星の前記静止軌道上の位置を保持するように前記宇宙用装置の前記推進部を制御する位置制御工程と、  
を含む、衛星制御方法。

[請求項18] 請求項2から4の何れか一項に記載の宇宙用装置又は請求項6から8の何れか一項に記載の母機を用いて宇宙空間の所定の軌道上を周回する人工衛星を監視する衛星監視方法であって、

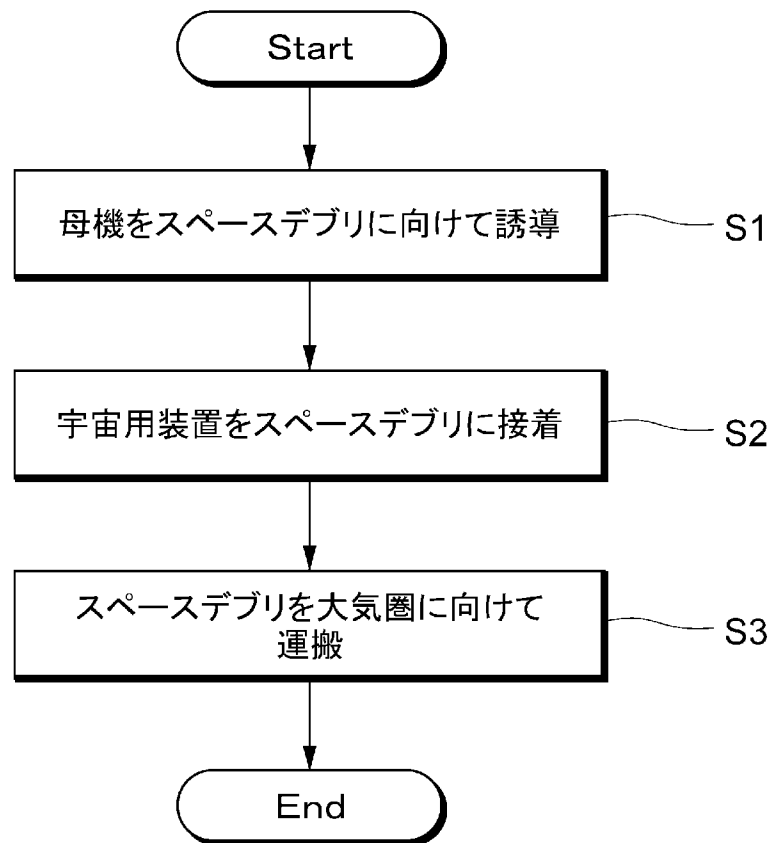
前記宇宙用装置又は前記母機を前記人工衛星に接近移動させる誘導工程と、

前記宇宙用装置又は前記母機で前記人工衛星の状態を監視する監視工程と、  
を含む、衛星監視方法。

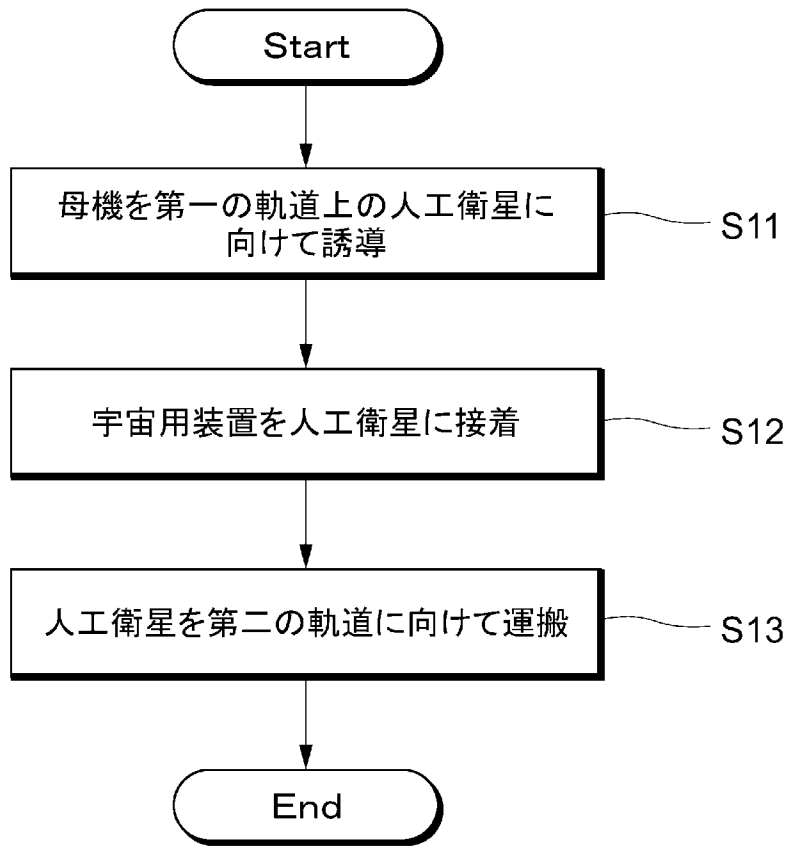
[図1]



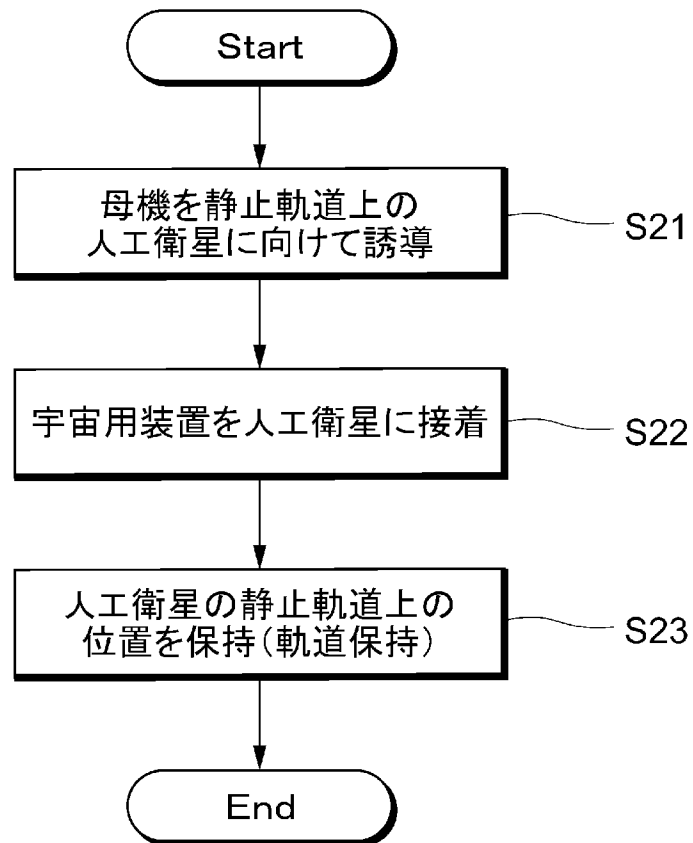
[図2]



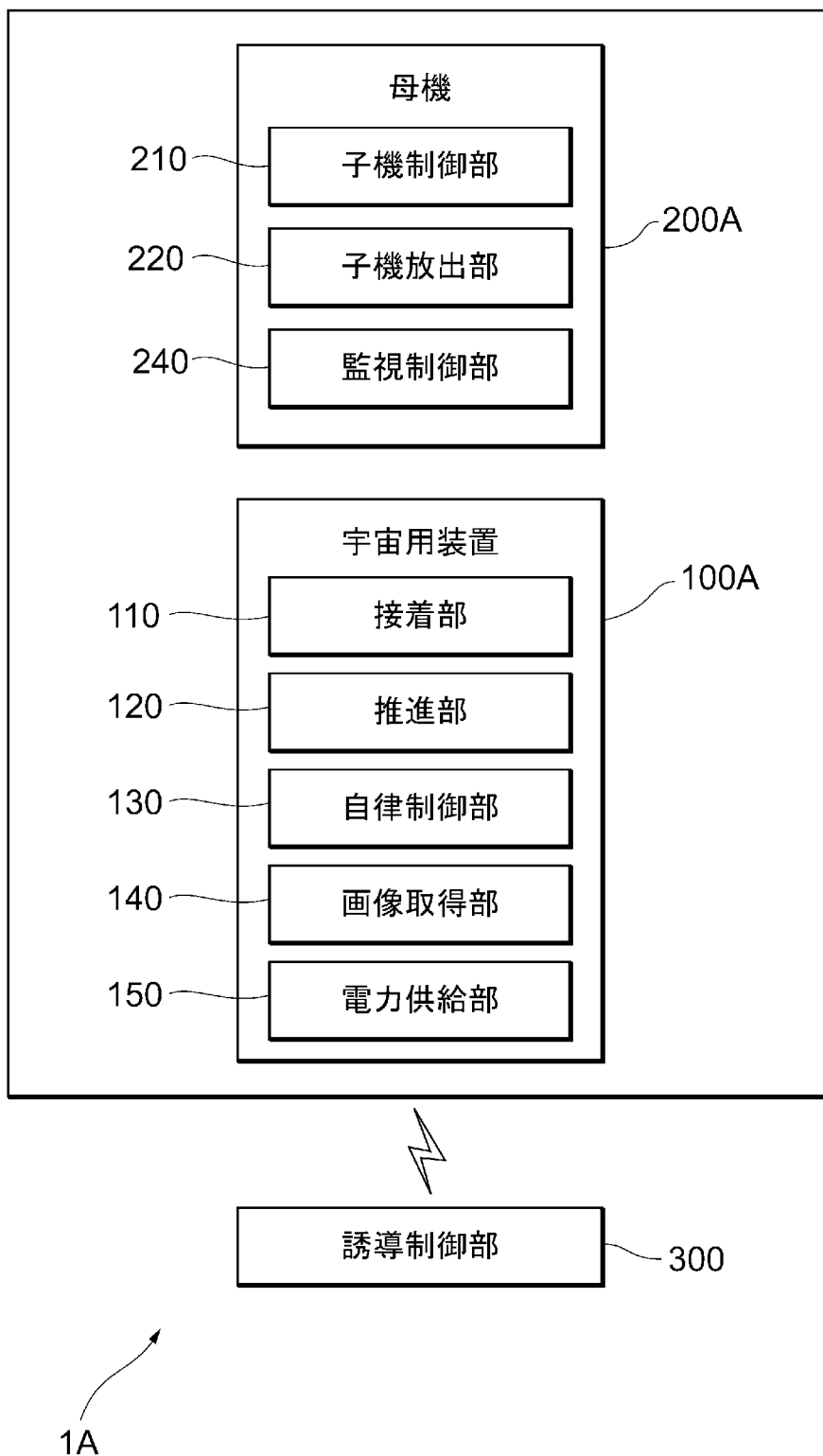
[図3]



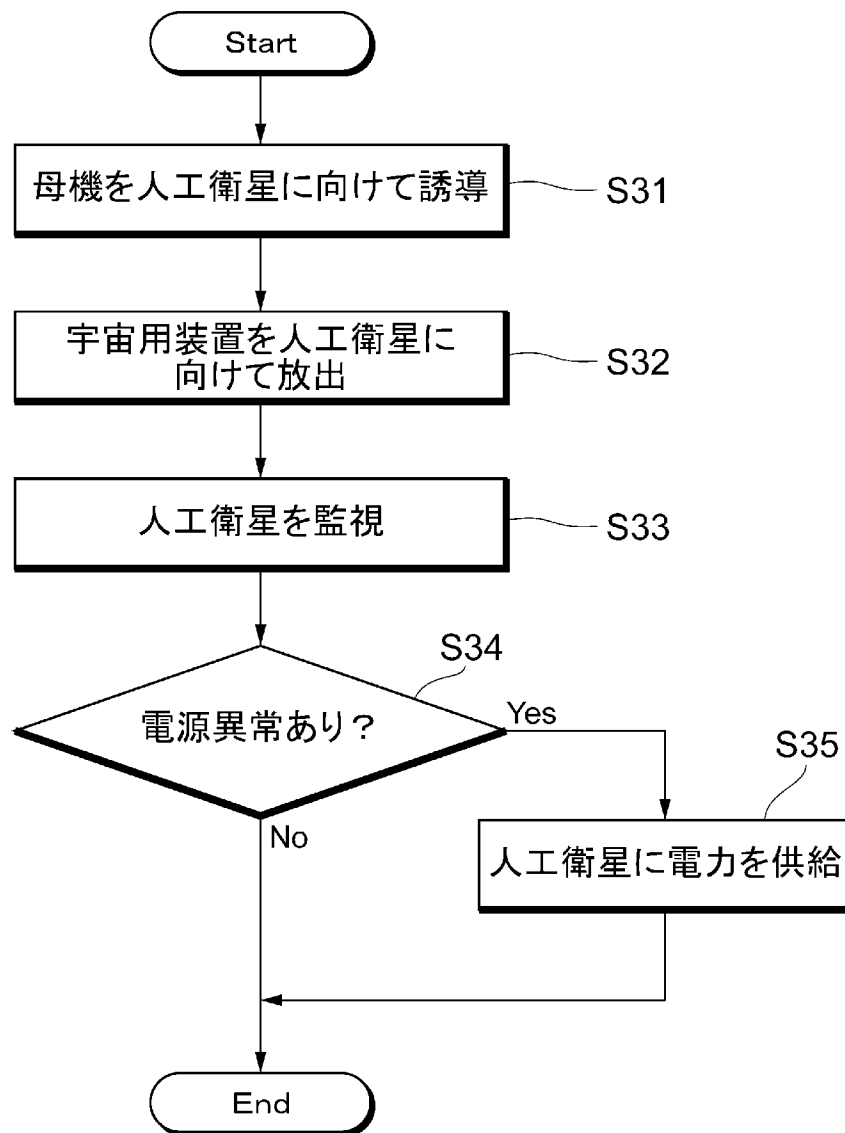
[図4]



[図5]



[図6]



**INTERNATIONAL SEARCH REPORT**

International application No.  
PCT/JP2015/058048

**A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER**  
*B64G1/56(2006.01)i, B64G1/24(2006.01)i, B64G1/64(2006.01)i, B64G3/00(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)  
 B64G1/00-B64G99/00

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

Jitsuyo Shinan Koho	1922-1996	Jitsuyo Shinan Toroku Koho	1996-2015
Kokai Jitsuyo Shinan Koho	1971-2015	Toroku Jitsuyo Shinan Koho	1994-2015

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	JP 2012-236591 A (Astrium GmbH), 06 December 2012 (06.12.2012), paragraphs [0020], [0022], [0026]; fig. 1 & US 2012/0286100 A1 & EP 2522577 A1 & DE 102011100971 A1 & RU 2012118248 A	1, 9-10, 13, 16 1-18
Y	US 2012/0076629 A1 (ALTIUS SPACE MACHINES), 29 March 2012 (29.03.2012), paragraphs [0040] to [0041], [0043], [0045], [0064]; fig. 1 to 4 & US 2013/0140403 A1	1-18

Further documents are listed in the continuation of Box C.       See patent family annex.

* Special categories of cited documents:	"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
"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance	"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
"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date	"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
"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)	"&" document member of the same patent family
"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	

Date of the actual completion of the international search 02 June 2015 (02.06.15)	Date of mailing of the international search report 16 June 2015 (16.06.15)
--	---

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/JP2015/058048

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	WO 2013/065795 A1 (IHI Corp.), 10 May 2013 (10.05.2013), paragraphs [0029], [0034], [0038], [0079]; fig. 1 to 3 & US 2014/0367523 A1 & EP 2774855 A1 & CA 2853892 A1	1-18
Y	US 2005/0151022 A1 (D'AUSILIO, Robert F.), 14 July 2005 (14.07.2005), paragraph [0080]; fig. 18 to 21; table 3 & US 2007/0040067 A1 & US 2007/0108349 A1 & US 2007/0114334 A1 & US 2009/0242704 A1 & US 2008/0296436 A1	3,7,11,17
Y	JP 2004-98959 A (Japan Aerospace Exploration Agency), 02 April 2004 (02.04.2004), paragraphs [0020] to [0023]; fig. 3 to 6 (Family: none)	5-8,12,18

A. 発明の属する分野の分類（国際特許分類（IPC）） Int.Cl. B64G1/56(2006.01)i, B64G1/24(2006.01)i, B64G1/64(2006.01)i, B64G3/00(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 - B64G99/00		
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 1971-2015年 日本国実用新案登録公報 1996-2015年 日本国登録実用新案公報 1994-2015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	JP 2012-236591 A（アストリウム・ゲゼルシャフト・ミット・ベシュレンクテル・ハフツング）2012.12.06,	1, 9-10, 13, 16
Y	第0020, 0022, 0026段落, 第1図 & US 2012/0286100 A1 & EP 2522577 A1 & DE 102011100971 A1 & RU 2012118248 A	1-18
Y	US 2012/0076629 A1（ALTIUS SPACE MACHINES）2012.03.29, 第0040-0041, 0043, 0045, 0064段落, 第1-4図 & US 2013/0140403 A1	1-18
<input checked="" type="checkbox"/> C欄の続きにも文献が列挙されている。 <input type="checkbox"/> 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	02.06.2015	国際調査報告の発送日
		16.06.2015
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 電話番号 03-3581-1101 内線 3341	3D 9528

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	WO 2013/065795 A1 (株式会社 I H I) 2013.05.10, 第 0029, 0034, 0038, 0079 段落, 第 1-3 図 & US 2014/0367523 A1 & EP 2774855 A1 & CA 2853892 A1	1-18
Y	US 2005/0151022 A1 (D' AUSILIO, Robert F.) 2005.07.14, 第 0080 段落, 第 18-21 図, 第 3 表 & US 2007/0040067 A1 & US 2007/0108349 A1 & US 2007/0114334 A1 & US 2009/0242704 A1 & US 2008/0296436 A1	3, 7, 11, 17
Y	JP 2004-98959 A (国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構) 2004.04.02, 第 0020-0023 段落, 第 3-6 図 (ファミリーなし)	5-8, 12, 18