

(19) 日本国特許庁(JP)

再公表特許(A1)

(11) 国際公開番号

W02020/217340

発行日 令和3年10月14日(2021.10.14)

(43) 国際公開日 令和2年10月29日(2020.10.29)

(51) Int.Cl.	F I	テーマコード (参考)
B 6 4 G 1/10 (2006.01)	B 6 4 G 1/10	
	B 6 4 G 1/10 6 0 0	

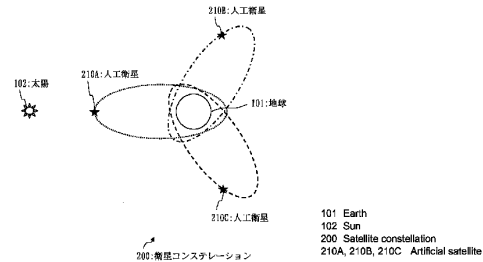
審査請求 有 予備審査請求 未請求 (全 29 頁)

出願番号	特願2021-515374 (P2021-515374)	(71) 出願人	000006013 三菱電機株式会社
(21) 国際出願番号	PCT/JP2019/017433		東京都千代田区丸の内二丁目7番3号
(22) 国際出願日	平成31年4月24日(2019.4.24)	(74) 代理人	110002491 溝井国際特許業務法人
(81) 指定国・地域	AP (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), EA (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), EP (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), OA (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG), 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, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT	(72) 発明者	迎 久幸 日本国東京都千代田区丸の内二丁目7番3号 三菱電機株式会社内

(54) 【発明の名称】 衛星コンステレーション、地上設備および人工衛星

(57) 【要約】

衛星コンステレーション(200)は、地球(101)の対象地域を監視する3機の人工衛星(210A~210C)を備える。各人工衛星は、太陽同期性と軌道傾斜角とを有する楕円軌道を周回する。それぞれの楕円軌道の長軸は、緯度方向において、隣り合う2つの楕円軌道のそれぞれの長軸と均等な角度を成す。



【特許請求の範囲】**【請求項 1】**

地球の対象地域を監視する 3 機以上の人工衛星を備え、
前記 3 機以上の人工衛星のそれぞれが、太陽同期性と軌道傾斜角とを有する楕円軌道を周回し、

それぞれの楕円軌道の長軸が、軌道面において、隣り合う 2 つの楕円軌道のそれぞれの長軸と均等な角度を成す

衛星コンステレーション。

【請求項 2】

請求項 1 に記載の衛星コンステレーションを制御するための地上設備であり、

前記衛星コンステレーションの人工衛星毎に、人工衛星の高度と人工衛星の楕円軌道の軌道傾斜角とを調整するための調整コマンドを生成する衛星制御装置と、

前記衛星コンステレーションの人工衛星毎に、生成された調整コマンドを人工衛星へ送信する衛星通信装置と、を備え、

前記衛星コンステレーションの人工衛星毎に、人工衛星の高度と人工衛星の楕円軌道の軌道傾斜角とが調整コマンドにしたがって調整されることによって、人工衛星の楕円軌道の太陽同期性が維持され、且つ、人工衛星の楕円軌道の長軸と他の人工衛星の楕円軌道の長軸との相対角度が維持される

地上設備。

【請求項 3】

前記衛星制御装置は、前記衛星コンステレーションの人工衛星毎に、人工衛星の楕円軌道における人工衛星の位置を調整するために人工衛星の推進装置を制御する制御コマンドを生成し、

前記衛星通信装置は、前記衛星コンステレーションの人工衛星毎に、生成された制御コマンドを人工衛星へ送信し、

前記衛星コンステレーションの人工衛星毎に、人工衛星の楕円軌道における人工衛星の位置が制御コマンドにしたがって調整されることによって、人工衛星が他の人工衛星と連携して対象地域の監視を継続し、

前記衛星コンステレーションの人工衛星毎に、制御コマンドが実行された後に調整コマンドが実行される

請求項 2 に記載の地上設備。

【請求項 4】

前記衛星制御装置は、前記衛星コンステレーションの人工衛星毎に、人工衛星の速度を調整するために人工衛星の推進装置を制御する制御コマンドを生成し、

前記衛星通信装置は、前記衛星コンステレーションの人工衛星毎に、生成された制御コマンドを人工衛星へ送信し、

前記衛星コンステレーションの人工衛星毎に、人工衛星の速度が制御コマンドにしたがって調整されることによって、人工衛星に割り当てられた対象時間帯において地球の対象地域に対する人工衛星の相対位置が調整され、

前記衛星コンステレーションの人工衛星毎に、制御コマンドが実行された後に調整コマンドが実行される

請求項 2 に記載の地上設備。

【請求項 5】

請求項 1 に記載の衛星コンステレーションを制御するための地上設備であり、

前記衛星コンステレーションの各人工衛星は、監視方向を変更するためのポインティング機能を有し、

前記地上設備は、

前記衛星コンステレーションの人工衛星毎に、人工衛星のポインティング機能を制御するためのポインティングコマンドを生成する衛星制御装置と、

前記衛星コンステレーションの人工衛星毎に、生成されたポインティングコマンドを人

10

20

30

40

50

工衛星へ送信する衛星通信装置と、を備え、

前記衛星コンステレーションの人工衛星毎に、人工衛星のポインティング機能がポインティングコマンドにしたがって制御されることによって、人工衛星に割り当てられた対象時間帯において人工衛星の監視方向が地球の対象地域に向けられる地上設備。

【請求項 6】

請求項 1 に記載の衛星コンステレーションで使用される人工衛星であり、

監視方向を変更するためのポインティング機能を有し、

前記ポインティング機能を制御することによって、前記監視方向を地球の対象地域に向ける監視制御装置を備える

人工衛星。

10

【請求項 7】

請求項 1 に記載の衛星コンステレーションで使用される人工衛星であり、

分解能可変機能を有する監視装置と、

前記監視装置の前記分解能可変機能を制御することによって、前記監視装置の分解能を調整する監視制御装置と、

を備える人工衛星。

【請求項 8】

請求項 1 に記載の衛星コンステレーションで使用される人工衛星であり、

オートフォーカス機能を有する監視装置と、

前記監視装置の前記オートフォーカス機能を制御することによって、前記監視装置の焦点を対象地域に合わせる監視制御装置と、

を備える人工衛星。

20

【請求項 9】

請求項 1 に記載の衛星コンステレーションで使用される人工衛星であり、

前記衛星コンステレーションを制御するための地上設備と通信する通信装置を備え、

前記通信装置が、前記地上設備と前記人工衛星との相対距離の変動に対応するダイナミックレンジを有する

人工衛星。

【請求項 10】

地球の対象地域を監視する 3 機以上の人工衛星を備え、

前記 3 機以上の人工衛星の少なくともいずれかが、軌道面の最北端が正午 12 時に太陽直下を横切る軌道を周回する

衛星コンステレーション。

30

【請求項 11】

前記 3 機以上の人工衛星のそれぞれの軌道が、太陽同期性と軌道傾斜角とを有する楕円軌道であり、

それぞれの楕円軌道の長軸が、経度方向において、隣り合う 2 つの楕円軌道のそれぞれの長軸と均等な角度を成す

請求項 10 に記載の衛星コンステレーション。

40

【請求項 12】

前記 3 機以上の人工衛星の少なくともいずれかが、軌道面のローカルサンタイムが正午 12 時となる軌道を周回する

請求項 10 または請求項 11 に記載の衛星コンステレーション。

【請求項 13】

前記衛星コンステレーションは、3 機の人工衛星を備え、

1 機の人工衛星が第 1 楕円軌道を周回し、前記第 1 楕円軌道の軌道面の最北端が正午 12 時に太陽直下を横切り、

2 機の人工衛星の一方が第 2 楕円軌道を周回し、前記第 2 楕円軌道の長軸が緯度方向のプラス側において前記第 1 楕円軌道の長軸と規定角度を成し、

50

前記 2 機の人工衛星の他方が第 3 楕円軌道を周回し、前記第 3 楕円軌道の長軸が緯度方向のマイナス側において前記第 1 楕円軌道の長軸と前記規定角度を成し、

前記規定角度が 45 度以下の角度である

請求項 10 から請求項 12 のいずれか 1 項に記載の衛星コンステレーション。

【請求項 14】

請求項 1 または請求項 10 から請求項 13 のいずれか 1 項に記載の衛星コンステレーションに備わる人工衛星であり、軌道に投入される人工衛星。

【請求項 15】

請求項 14 に記載の人工衛星を備える衛星コンステレーションを制御するための地上設備。

10

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、宇宙から地球を監視するシステムに関するものである。

【背景技術】

【0002】

人工衛星の軌道は、地球を体積のない質点として計算する場合と比較して、地球の楕円効果（地球扁平効果）、地球の赤道面に対する非対称性、および、高次の成分の影響を受ける。そのため、慣性空間に対して軌道面が回転する等の効果が生じる。

【0003】

20

静止軌道を周回する人工衛星（静止軌道衛星）は、赤道上空の約 36000 キロメートルを飛行し、地球の自転と同期して約 1 日で地球を周回する。そのため、静止軌道衛星は、地上の特定地点から見て、あたかも上空に静止しているように見える。つまり、静止軌道衛星に搭載した監視手段により、特定地点の常時監視が可能である。

静止軌道衛星は赤道上空の約 36000 キロメートルを飛行するため、静止軌道衛星による監視は遠距離での監視になる。また、中緯度（例えば、北緯 35 度付近）を監視する場合、静止軌道衛星による監視は斜視での監視になる。そのため、静止軌道衛星による監視の高分解能化は難しい。

静止軌道衛星は、従来、化学推進により静止軌道へ投入されていた。そのため、大量の推進剤を静止軌道衛星に搭載する必要があり、大口径と長焦点距離とを有する撮影手段を静止軌道衛星に搭載することが困難であった。

30

【0004】

人工衛星の推進手段として、化学推進または電気推進が利用される。

例えば、超低高度実証機と呼ばれる人工衛星では、電気推進が利用される。超低高度実証機は、大気抵抗を無視することができない軌道高度（約 200 キロメートル）を電気推進の増速によって維持し、高分解能な監視という効果を得ている。

超低高度実証機は、静止軌道衛星のように地球の自転との同期性を有さない。そのため、超低空高度実証機による監視では、特定地点を常時監視することができない。

【0005】

特許文献 1 は、複数の観測衛星群を用いて観測計画の立案後に短時間で観測目標地域を観測するためのシステムを開示している。

40

特許文献 1 に開示されたシステムでは、多数の観測衛星が必要である。また、多数の観測衛星を連携させて観測目標地域を観測することは困難である。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0006】

【特許文献 1】特開 2008 - 126876 号公報

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0007】

50

本発明は、より少ない人工衛星を連携させて対象地域を観測することを容易にすることを目的とする。

【課題を解決するための手段】

【0008】

本発明の衛星コンステレーションは、

地球の対象地域を監視する3機以上の人工衛星を備える。

前記3機以上の人工衛星のそれぞれが、太陽同期性と軌道傾斜角とを有する楕円軌道を周回する。

それぞれの楕円軌道の長軸が、軌道面において、隣り合う2つの楕円軌道のそれぞれの長軸と均等な角度を成す。

【発明の効果】

【0009】

本発明によれば、3機の人工衛星を連携させて対象地域を観測することが容易となる。

【図面の簡単な説明】

【0010】

【図1】実施の形態1における監視システム100の構成図。

【図2】実施の形態1における人工衛星210の構成図。

【図3】実施の形態1における衛星コンステレーション200の構成図。

【図4】実施の形態1における衛星コンステレーション200の構成図。

【図5】実施の形態1における衛星コンステレーション200の動きを示す図。

【図6】実施の形態1における衛星コンステレーション200の動きを示す図。

【図7】実施の形態1における衛星コンステレーション200の動きを示す図。

【図8】実施の形態1における各人工衛星(210A~210C)の楕円軌道について高度と緯度との関係を示すグラフ。

【図9】実施の形態1における人工衛星210について速度と高度との関係を示す図。

【図10】実施の形態1における軌道傾斜角の調整を示す図。

【図11】実施の形態1における人工衛星210に関して太陽同期軌道を示す図。

【図12】実施の形態1における人工衛星210に関して太陽同期円軌道の具体例を示す表。

【図13】実施の形態2における人工衛星210の太陽同期の楕円極軌道を示す図。

【図14】実施の形態2における人工衛星210の太陽同期の楕円極軌道を示す図。

【図15】実施の形態2における衛星コンステレーション200の第1実施例を示す図。

【図16】実施の形態2における衛星コンステレーション200の第1実施例を示す図。

【図17】実施の形態2における衛星コンステレーション200の第2実施例を示す図。

【図18】実施の形態2における衛星コンステレーション200の第2実施例を示す図。

【図19】実施の形態2における衛星コンステレーション200の第3実施例を示す図。

【図20】実施の形態2における衛星コンステレーション200の第3実施例を示す図。

【発明を実施するための形態】

【0011】

実施の形態および図面において、同じ要素または対応する要素には同じ符号を付している。説明した要素と同じ符号が付された要素の説明は適宜に省略または簡略化する。

【0012】

実施の形態1

衛星コンステレーション200について、図1から図12に基づいて説明する。

【0013】

図1に基づいて、監視システム100の構成を説明する。

監視システム100は、地球の対象地域を監視するためのシステムであり、衛星コンステレーション200と地上設備300とを備える。

「監視」は「観測」と読み替えてもよい。

【0014】

10

20

30

40

50

衛星コンステレーション200は、3機以上の人工衛星210で構成される。

本実施の形態において、衛星コンステレーション200は、3機の人工衛星(210A~210C)で構成される3機コンステレーションである。

但し、衛星コンステレーション200は、4機以上の人工衛星210で構成されてもよい。

【0015】

3機の人工衛星(210A~210C)は、互いに連携して地球の対象地域を監視する。

【0016】

地上設備300は、衛星制御装置310と衛星通信装置320とを備え、各人工衛星210と通信することによって衛星コンステレーション200を制御する。

衛星制御装置310は、各人工衛星(210A~210C)を制御するための各種コマンドを生成するコンピュータであり、処理回路および入出力インタフェースなどのハードウェアを備える。処理回路は各種コマンドを生成する。入出力インタフェースには入力装置および出力装置が接続される。衛星制御装置310は、入出力インタフェースを介して、衛星通信装置320に接続される。

衛星通信装置320は、各人工衛星(210A~210C)と通信を行う。具体的には、衛星通信装置320は、各種コマンドを各人工衛星(210A~210C)へ送信する。また、衛星通信装置320は、各人工衛星(210A~210C)から送信される監視データを受信する。

【0017】

図2に基づいて、人工衛星210の構成を説明する。各人工衛星(210A~210B)は以下のように構成される。

人工衛星210は、監視装置211と監視制御装置212と通信装置213と推進装置214と姿勢制御装置215と電源装置216とを備える。

監視装置211は、地球の対象地域を監視するための装置である。例えば、監視装置211は、可視光学センサ、赤外光学センサまたは合成開口レーダ(SAR)である。監視装置211は監視データを生成する。監視データは、地球の対象地域が映った画像に相当するデータである。

監視制御装置212は、監視装置211と推進装置214と姿勢制御装置215とを制御するコンピュータであり、処理回路を備える。具体的には、監視制御装置212は、地上設備300から送信される各種コマンドにしたがって、監視制御装置212と推進装置214と姿勢制御装置215とを制御する。

通信装置213は、地上設備300と通信する装置である。具体的には、通信装置213は、監視データを地上設備300へ送信する。また、通信装置213は、地上設備300から送信される各種コマンドを受信する。

推進装置214は、人工衛星210に推進力を与える装置であり、人工衛星210の速度を変化させる。具体的には、推進装置214は電気推進機である。例えば、推進装置214は、イオンエンジンまたはホールスラスタである。

姿勢制御装置215は、人工衛星210の姿勢と人工衛星210の角速度と監視装置211の視線方向(Line Of Sight)といった姿勢要素を制御するための装置である。姿勢制御装置215は、各姿勢要素を所望の方向に変化させる。もしくは、姿勢制御装置215は、各姿勢要素を所望の方向に維持する。姿勢制御装置215は、姿勢センサとアクチュエータとコントローラとを備える。姿勢センサは、ジャイロスコープ、地球センサ、太陽センサ、スター・トラッカ、スラスタおよび磁気センサ等である。アクチュエータは、姿勢制御スラスタ、モーメントムホイール、リアクションホイールおよびコントロール・モーメント・ジャイロ等である。コントローラは、姿勢センサの計測データまたは地上設備300からの各種コマンドにしたがって、アクチュエータを制御する。

電源装置216は、太陽電池、バッテリーおよび電力制御装置などを備え、人工衛星210に搭載される各機器に電力を供給する。

10

20

30

40

50

【 0 0 1 8 】

衛星制御装置 3 1 0 と監視制御装置 2 1 2 とのそれぞれに備わる処理回路について説明する。

処理回路は、専用のハードウェアであってもよいし、メモリに格納されるプログラムを実行するプロセッサであってもよい。

処理回路において、一部の機能が専用のハードウェアで実現されて、残りの機能がソフトウェアまたはファームウェアで実現されてもよい。つまり、処理回路は、ハードウェア、ソフトウェア、ファームウェアまたはこれらの組み合わせで実現することができる。

専用のハードウェアは、例えば、単一回路、複合回路、プログラム化したプロセッサ、並列プログラム化したプロセッサ、ASIC、FPGAまたはこれらの組み合わせである

10

。ASICは、Application Specific Integrated Circuitの略称である。

FPGAは、Field Programmable Gate Arrayの略称である。

【 0 0 1 9 】

人工衛星 2 1 0 のポインティング機能について説明する。

人工衛星 2 1 0 は、監視方向を対象地域へ向けるためのポインティング機能を有する。

例えば、人工衛星 2 1 0 は、リアクションホイールを備える。リアクションホイールは、人工衛星 2 1 0 の姿勢を制御するための装置である。リアクションホイールによって人工衛星 2 1 0 の姿勢を制御することによって、ボディポインティングが実現される。

20

例えば、監視装置 2 1 1 は、ポインティング機構を備える。ポインティング機構は、監視装置 2 1 1 の視線方向を変えるための機構である。例えば、ポインティング機構には、駆動ミラー等が利用される。

【 0 0 2 0 】

監視装置 2 1 1 の監視機能について説明する。

監視装置 2 1 1 は、分解能可変機能およびオートフォーカス機能を有する。

分解能可変機能は、監視データの分解能を変える機能である。

オートフォーカス機能は、監視対象に焦点を合わせる機能である。

30

【 0 0 2 1 】

図 3 から図 7 に基づいて、衛星コンステレーション 2 0 0 について説明する。

図 3 は、軌道面 1 0 3 の法線方向から見た衛星コンステレーション 2 0 0 を示している

。

図 4 は、軌道面 1 0 3 から見た衛星コンステレーション 2 0 0 を示している。例えば、

図 4 は、赤道の上空から見た衛星コンステレーション 2 0 0 を示す。

図 5、図 6 および図 7 は、軌道面 1 0 3 において各人工衛星 (2 1 0 A ~ 2 1 0 C) の楕円軌道の長軸が地球 1 0 1 を中心に回転する様子を示している。

軌道面 1 0 3 は、各人工衛星 (2 1 0 A ~ 2 1 0 C) の楕円軌道が配置される面である

40

【 0 0 2 2 】

各人工衛星 (2 1 0 A ~ 2 1 0 C) は太陽同期の楕円軌道を周回する。各楕円軌道は高離心率と軌道傾斜角とを有する。つまり、各人工衛星 (2 1 0 A ~ 2 1 0 C) の軌道は、太陽同期軌道であり、且つ、傾斜軌道であり、且つ、楕円軌道である。

3 機の人工衛星 (2 1 0 A ~ 2 1 0 C) により、日中における北半球の監視が維持される。

【 0 0 2 3 】

各人工衛星 (2 1 0 A ~ 2 1 0 C) の楕円軌道は非凍結軌道である。

つまり、各人工衛星 (2 1 0 A ~ 2 1 0 C) の楕円軌道は凍結軌道ではなく、時間の経過と共に各楕円軌道の長軸が軌道面 1 0 3 内で地球 1 0 1 を中心に回転する。

50

【 0 0 2 4 】

3機の人工衛星(210A~210C)は、近地点、遠地点または中間点から交互に地球101の対象地域を監視する。中間点は近地点と遠地点との間に位置する地点である。

近地点では、短時間ではあるが高分解能で監視を行うことができる。

遠地点では、低分解能ではあるが長時間の監視を行うことができる。

【 0 0 2 5 】

3つの楕円軌道のそれぞれの長軸は、軌道面の円周方向に対して約120°ずつ均等な間隔で傾いている。アジマス方向は、経度方向、すなわち、東西方向に相当する。

各楕円軌道の長軸は太陽102に対して回転するが、3つの楕円軌道の相対関係は維持される。

10

【 0 0 2 6 】

軌道面103の法線方向は維持される。

そのため、各人工衛星(210A~210C)に対して太陽入射角が維持される。

【 0 0 2 7 】

正午12時において、各人工衛星(210A~210C)の位相は、地球101の対象地域の緯度と相関しない。人工衛星210の位相は、人工衛星210の軌道における人工衛星210の位置に相当する。

【 0 0 2 8 】

3機の人工衛星(210A~210C)のうちの1機は、地球101の対象地域を監視することが可能である。

20

したがって、対象地域を概ね連続して監視することが可能である。

【 0 0 2 9 】

人工衛星210が楕円軌道の遠地点側で地球101の対象地域の上空を通過する場合、人工衛星210は、低分解能ではあるが長時間、地球101の対象地域を監視する。

人工衛星210が楕円軌道の近地点側で地球101の対象地域の上空を通過する場合、人工衛星210は、短時間ではあるが高分解能で、地球101の対象地域を監視する。

【 0 0 3 0 】

各人工衛星(210A~210C)の楕円軌道の具体例は以下の通りである。但し、以下の数値はおおよその値である。

楕円軌道の元となる円軌道の高度は、5100キロメートルである。

30

楕円軌道の離心率は、0.418である。

軌道傾斜角は、122度である。

遠地点高度は、9898キロメートルである。

近地点高度は、302キロメートルである。

【 0 0 3 1 】

図8に基づいて、各人工衛星(210A~210C)の楕円軌道について高度と緯度との関係を説明する。

点線は、人工衛星210Aの楕円軌道を表している。一点鎖線は、人工衛星210Bの楕円軌道を表している。破線は、人工衛星210Cの楕円軌道を表している。

40

【 0 0 3 2 】

「Ha」は近地点高度であり、「Hc」は常時近地点利用高度である。常時近地点利用高度は、3機の人工衛星(210A~210C)の少なくともいずれかによって対象地域を近地点側から監視することが可能な高度である。

「Hb」は遠地点高度であり、「Hd」は常時遠地点利用高度である。常時遠地点利用高度は、3機の人工衛星(210A~210C)の少なくともいずれかによって対象地域を遠地点側から監視することが可能な高度である。

それぞれの利用高度(Hd、Hc)は、図8のグラフにおいて2つの楕円軌道の交点の高度に相当する。

【 0 0 3 3 】

人工衛星210が対象地域の上空に滞在する時間の長さを、人工衛星210の滞在時間

50

と称する。

遠地点側では、各人工衛星（210A～210C）の滞在時間が長く、各人工衛星（210A～210C）の視野範囲が広い。

【0034】

衛星制御装置310は、各人工衛星（210A～210C）が利用高度Hdよりも高い高度を飛行しているときに対象地域が視野範囲に収まるように、利用高度Hbと監視装置211の視野角とのそれぞれを設定する。これにより、対象地域の常時監視が可能となる。

【0035】

近地点側では各人工衛星（210A～210C）の通過時間が短いので、近地点側での監視は常時性を有さない。しかし、対象地域がいかなる緯度に存在しても、少なくともいずれかの人工衛星（210A～210C）は、利用高度Hcよりも低い高度から対象地域を監視することができる。

【0036】

衛星制御装置310は、利用高度Hcにおいて所望の分解能を達成できるように監視装置211の分解能を設定する。これにより、対象地域を高分解能で監視することが可能となる。

【0037】

図9および図10に基づいて、衛星高度および軌道傾斜角の調整について説明する。

人工衛星210の楕円軌道の長軸は衛星高度と相関する。そのため、各人工衛星（210A～210C）の高度を微調整することにより、軌道面の法線方向から見た場合の楕円軌道の相対角度を維持することができる。楕円軌道の相対角度を維持するための衛星高度の条件を「高度条件」と称する。

楕円軌道の太陽同期は、衛星高度と軌道傾斜角との相関によって成立する。そのため、各人工衛星（210A～210C）の軌道傾斜角を微調整することにより、楕円軌道の太陽同期を維持することができる。太陽同期を維持するための軌道傾斜角の条件を「傾斜角条件」と称する。

したがって、高度条件と傾斜角条件との両方が成立することにより、楕円軌道の相対角度を維持したまま、且つ、楕円軌道の太陽同期を維持したまま、衛星コンステレーション200を運用することが可能となる。

【0038】

衛星制御装置310は、各人工衛星（210A～210C）の高度を調整するためのコマンドを生成する。また、衛星制御装置310は、各人工衛星（210A～210C）の軌道傾斜角を調整するためのコマンドを生成する。そして、衛星通信装置320は、これらのコマンドを各人工衛星（210A～210C）へ送信する。

各人工衛星（210A～210C）において、監視制御装置212は、これらのコマンドにしたがって、衛星高度および軌道傾斜角を調整する。具体的には、監視制御装置212は、これらのコマンドにしたがって推進装置214を制御する。推進装置214が衛星速度を変えることにより、衛星高度と軌道傾斜角とを調整することができる。

【0039】

図9において、地球101の中に記された黒丸は北極点を表している。

人工衛星210の飛行速度が増速すると、人工衛星210の高度が上昇する。そして、人工衛星210の高度が上昇すると、人工衛星210の対地速度が減速する。

人工衛星210の飛行速度が減速すると、人工衛星210の高度が下降する。そして、人工衛星210の高度が下降すると、人工衛星210の対地速度が増速する。

【0040】

図10に示すように、人工衛星210が赤道上空を横切る地点（分点）において推進装置214が軌道面と直交する方向へ推力を発生させれば、効果的に軌道傾斜角を微調整することができる。

【0041】

10

20

30

40

50

地球101の自転に伴い、対象地域は、各人工衛星(210A~210C)の軌道面から独立して移動する。また、各人工衛星(210A~210C)は、対象地域の移動とは無関係に楕円軌道を飛行する。

そのため、高度条件と傾斜角条件との両方が成立しても、3機の人工衛星(210A~210C)がタイミングよく連携して対象地域を継続監視できるとは限らない。

【0042】

各人工衛星(210A~210C)を軌道面内で増速または減速させることにより、3機の人工衛星(210A~210C)がタイミングよく連携して対象地域を継続監視できる。

そこで、衛星制御装置310は、各人工衛星(210A~210C)を軌道面内で増速または減速させるためのコマンドを生成する。そして、衛星通信装置320は、生成されたコマンドを各人工衛星(210A~210C)へ送信する。

その後、衛星制御装置310は、各人工衛星(210A~210C)の衛星高度と軌道傾斜角とを調整するためのコマンドを生成する。そして、衛星通信装置320は、生成されたコマンドを各人工衛星(210A~210C)へ送信する。

これにより、短期的に監視条件を最適に調整し、且つ、長期的に各人工衛星(210A~210C)の楕円軌道の相対関係を維持することが可能となる。

【0043】

対象地域の位置および各人工衛星(210A~210C)の位置は、共通の座標系を利用して管理することができる。そして、共通の座標系を利用することにより、対象地域の位置に応じて各人工衛星(210A~210C)を制御することができる。

共通の座標系の具体例は、地球固定座標系である。地球固定座標系は、日本の準天頂測位衛星および米国のGPSが採用する座標系である。

GPSはGlobal Positioning Systemの略称である。

【0044】

衛星制御装置310は、慣性空間における衛星姿勢条件を勘案して、対象地域を指向するために最適なポインティング条件を算出することができる。

衛星制御装置310は、各人工衛星(210A~210C)の最適なポインティング条件を示すコマンドを生成する。そして、衛星通信装置320は、生成されたコマンドを各人工衛星(210A~210C)へ送信する。

【0045】

監視制御装置212は、地上設備300からのコマンドにしたがって、人工衛星210のポインティング機能を制御する。

監視制御装置212は、姿勢制御装置215を制御してもよいし、監視装置211のポインティング機構を制御してもよい。

【0046】

対象地域の監視には、対象地域と各人工衛星(210A~210C)の相対距離を短くすることが有効である。また、太陽高度が高い条件下での撮像、つまり、明るい条件下での撮像が有効である。

そこで、衛星制御装置310は、各人工衛星(210A~210C)の飛行位置を調整するためのコマンドを生成する。そして、衛星通信装置320は、生成されたコマンドを各人工衛星(210A~210C)へ送信する。

その後、衛星制御装置310は、各人工衛星(210A~210C)の衛星高度と軌道傾斜角とを調整するためのコマンドを生成する。そして、衛星通信装置320は、生成されたコマンドを各人工衛星(210A~210C)へ送信する。

これにより、短期的に監視条件を最適に調整し、且つ、長期的に各人工衛星(210A~210C)の楕円軌道の相対関係を維持することが可能となる。

【0047】

図11に基づいて、太陽同期軌道について説明する。地球101の中に記された黒丸は北極点を表している。地球101の中央に記された線は赤道を表している。

10

20

30

40

50

太陽同期軌道は、太陽入射角が維持される軌道である。つまり、人工衛星 210 の軌道が太陽同期軌道である場合、人工衛星 210 の軌道面に対して太陽入射角は一年中変わらない。

【0048】

図 12 に基づいて、太陽同期の円軌道について説明する。

太陽同期の円軌道は、太陽同期軌道であり、且つ、円軌道であり、且つ、傾斜軌道である。

太陽同期の円軌道において、採用可能な軌道高度の範囲は、約 500 キロメートルから約 5700 キロメートルまでである。約 500 キロメートル以下では、大気抵抗の影響が無視できないため、太陽同期性を維持することができない。約 5700 キロメートル以上では、地球楕円体の効果による軌道面の回転が限界に達するため、太陽同期性を維持することができない。

10

【0049】

図 12 には、1 日あたりの人工衛星 210 の周回数が整数となる円軌道の属性値を示している。各属性値は、おおよその値である。つまり、図 12 に記された各数値は、丸め誤差を含む概数である。

図 12 に示す円軌道の属性値は、太陽同期が成立するための属性値の一例である。1 日あたりの人工衛星 210 の周回数が整数となる必然性はなく、太陽同期が成立するための円軌道の属性値は多く存在する。

【0050】

20

円軌道の離心率はゼロであり、離心率を変えると円軌道は楕円軌道になる。

太陽同期の楕円軌道は、軌道長径に大きく依存する。具体的には、太陽同期の円軌道の半径の 2 倍が、軌道長径の目安となる。

太陽同期の円軌道の半径、すなわち、地球の中心から太陽同期の円軌道までの距離は、円軌道の地表高度に地球の半径を加算して算出される。地球の半径は約 6378 キロメートルである。

【0051】

人工衛星 210 を 1 日に 7 周回させるための太陽同期の円軌道の半径は、約 11522 キロメートルである。この半径は、円軌道の地表高度（約 5144 キロメートル）に地球の半径（約 6378 キロメートル）を加算して算出される。したがって、人工衛星 210 を 1 日に 7 周回させるための太陽同期の楕円軌道の長径は、約 23000 キロメートルである。この長径は、太陽同期の円軌道の半径（約 11522 キロメートル）を 2 倍して算出される。

30

楕円軌道の長径は、遠地点高度と近地点高度とに依存する。遠地点高度と近地点高度との比率は自由である。例えば、遠地点高度が約 10000 キロメートルであり、近地点高度が約 300 キロメートルである場合、楕円軌道の長径は、上記の長さ（約 23000 キロメートル）になる。

つまり、離心率を変更して遠地点高度と近地点高度といったパラメータを微調整することにより、人工衛星 210 を 1 日に 7 周回させるための太陽同期の楕円軌道を見出すことができる。

40

【0052】

7 周回における太陽同期の楕円軌道は、約 140 度の軌道傾斜角を有する。つまり、遠地点および近地点が、プラスマイナス 40 度（= 180 - 140）の緯度の上空に位置する。そのため、この楕円軌道は、約 40 度の緯度に位置する日本の監視に適している。

【0053】

7 周回以外の周回数についても同様に、太陽同期の楕円軌道が求まる。

つまり、離心率を変更して遠地点高度と近地点高度といったパラメータを微調整することにより、任意の周回数における太陽同期の楕円軌道を見出すことができる。

【0054】

*** 実施の形態 1 の特徴 ***

50

実施の形態 1 の主な特徴について説明する。

衛星コンステレーション 200 は、地球の対象地域を監視する 3 機以上の人工衛星 210 を備える。

3 機以上の人工衛星 210 のそれぞれが、太陽同期性と軌道傾斜角とを有する楕円軌道を周回する。

それぞれの楕円軌道の長軸が、軌道面の円周方向に対して約 120° ずつ均等な間隔で傾いている。つまり、それぞれの楕円軌道の長軸が、軌道面において、隣り合う 2 つの楕円軌道のそれぞれの長軸と均等な角度を成す。

【0055】

地上設備 300 は、衛星制御装置 310 と衛星通信装置 320 とを備え、衛星コンステレーション 200 を制御する。

10

衛星制御装置 310 は、衛星コンステレーション 200 の人工衛星 210 毎に調整コマンドを生成する。調整コマンドは、人工衛星 210 の高度と人工衛星 210 の楕円軌道の軌道傾斜角とを調整するためのコマンドである。

衛星通信装置 320 は、衛星コンステレーション 200 の人工衛星 210 毎に、生成された調整コマンドを人工衛星 210 へ送信する。

衛星コンステレーション 200 の人工衛星 210 毎に、人工衛星 210 の高度と人工衛星 210 の楕円軌道の軌道傾斜角とが調整コマンドにしたがって調整される。これにより、各人工衛星 210 の楕円軌道の太陽同期性が維持され、且つ、各人工衛星 210 の楕円軌道の長軸と他の人工衛星 210 の楕円軌道の長軸との相対角度が維持される。

20

【0056】

衛星制御装置 310 は、衛星コンステレーション 200 の人工衛星 210 毎に人工衛星 210 の推進装置を制御する制御コマンドを生成する。制御コマンドは、人工衛星 210 の楕円軌道における人工衛星 210 の位置を調整するためのコマンドである。

衛星通信装置 320 は、衛星コンステレーション 200 の人工衛星 210 毎に、生成された制御コマンドを人工衛星 210 へ送信する。

衛星コンステレーション 200 の人工衛星 210 毎に、人工衛星 210 の楕円軌道における人工衛星 210 の位置が制御コマンドにしたがって調整される。これにより、各人工衛星 210 が他の人工衛星 210 と連携して対象地域の監視を継続する。

衛星コンステレーション 200 の人工衛星 210 毎に、制御コマンドが実行された後に調整コマンドが実行される。

30

【0057】

また、衛星制御装置 310 は、衛星コンステレーション 200 の人工衛星 210 毎に人工衛星 210 の推進装置を制御する制御コマンドを生成する。制御コマンドは、人工衛星 210 の速度を調整するためのコマンドである。

衛星通信装置 320 は、衛星コンステレーション 200 の人工衛星 210 毎に、生成された制御コマンドを人工衛星 210 へ送信する。

衛星コンステレーション 200 の人工衛星 210 毎に、人工衛星 210 の速度が制御コマンドにしたがって調整される。これにより、人工衛星 210 に割り当てられた対象時間帯において地球の対象地域に対する人工衛星 210 の相対位置が調整される。

40

衛星コンステレーション 200 の人工衛星 210 毎に、制御コマンドが実行された後に調整コマンドが実行される。

対象時間帯は、対象地域の監視が行われる時間帯である。

【0058】

衛星コンステレーション 200 の各人工衛星 210 は、監視方向を変更するためのポインティング機能を有する。

衛星制御装置 310 は、衛星コンステレーション 200 の人工衛星 210 毎にポインティングコマンドを生成する。ポインティングコマンドは、人工衛星 210 のポインティング機能を制御するためのコマンドである。

衛星通信装置 320 は、衛星コンステレーション 200 の人工衛星 210 毎に、生成さ

50

れたポインティングコマンドを人工衛星 2 1 0 へ送信する。

衛星コンステレーション 2 0 0 の人工衛星 2 1 0 毎に、人工衛星 2 1 0 のポインティング機能がポインティングコマンドにしたがって制御される。これにより、人工衛星 2 1 0 に割り当てられた対象時間帯において人工衛星 2 1 0 の監視方向が地球の対象地域に向けられる。

【 0 0 5 9 】

各人工衛星 2 1 0 は、監視方向を変更するためのポインティング機能を有する。

各人工衛星 2 1 0 は、監視制御装置 2 1 2 を備える。

監視制御装置 2 1 2 は、ポインティング機能を制御することによって、監視方向を地球の対象地域に向ける。

10

【 0 0 6 0 】

各人工衛星 2 1 0 は、監視装置 2 1 1 と監視制御装置 2 1 2 とを備える。

監視装置 2 1 1 は、分解能可変機能を有する。

監視制御装置 2 1 2 は、監視装置 2 1 1 の分解能可変機能を制御することによって、監視装置 2 1 1 の分解能を調整する。

【 0 0 6 1 】

各人工衛星 2 1 0 は、監視装置 2 1 1 と監視制御装置 2 1 2 とを備える。

監視装置 2 1 1 は、オートフォーカス機能を有する。

監視制御装置 2 1 2 は、監視装置 2 1 1 のオートフォーカス機能を制御することによって、監視装置 2 1 1 の焦点を対象地域に合わせる。

20

【 0 0 6 2 】

各人工衛星 2 1 0 は、地上設備 3 0 0 と通信する通信装置 2 1 3 を備える。

通信装置 2 1 3 は、地上設備 3 0 0 と人工衛星 2 1 0 との相対距離の変動に対応するダイナミックレンジを有する。

【 0 0 6 3 】

*** 実施の形態 1 の効果 ***

3 機の人工衛星 (2 1 0 A ~ 2 1 0 C) が交互に遠地点近傍に長時間滞在するので、対象地域を常時監視することが可能となる。また、3 機の人工衛星 (2 1 0 A ~ 2 1 0 C) が交互に近地点近傍を通過するので、対象地域を高分解能で観測することができる。

【 0 0 6 4 】

実施の形態 2 .

衛星コンステレーション 2 0 0 において 3 つの楕円軌道のそれぞれの長軸がエレベーション方向において互いに均等な間隔で傾いた形態について、主に実施の形態 1 と異なる点を図 1 3 から図 2 0 に基づいて説明する。

エレベーション方向は、緯度方向、すなわち、南北方向に相当する。

30

【 0 0 6 5 】

実施の形態 1 で説明したように、任意の周回数における太陽同期の楕円軌道を見出すことが可能である。

【 0 0 6 6 】

1 4 周回 / 日の太陽同期の楕円軌道は、1 5 0 0 キロメートルの遠地点高度と 3 0 0 キロメートルの近地点高度とのそれぞれを微調整することによって見出すことができる。

40

1 4 周回 / 日の楕円軌道は、約 9 8 度の軌道傾斜角を有する。そのため、この楕円軌道は、プラスマイナス 8 2 度 (= 1 8 0 - 9 8) の緯度に位置する対象地域の監視に適している。

【 0 0 6 7 】

図 1 3 および図 1 4 に、太陽同期の楕円極軌道を示す。

図 1 3 は、北極点の上空から見た楕円極軌道を示している。地球 1 0 1 の中に記した黒丸は北極点を表している。以降の図においても、地球 1 0 1 の中に記した黒丸は北極点を表す。

図 1 4 は、赤道の上空から見た楕円極軌道を示している。地球 1 0 1 の中に記した線は

50

赤道を表している。以降の図においても、地球 101 の中に記した線は赤道を表す。

太陽同期の楕円極軌道において、軌道面の最北端は、正午 12 時に太陽 102 の直下を横切る。

太陽同期の楕円極軌道の具体例は、軌道面の LST が正午 12 時となる楕円軌道である。LST はローカルサントイムの略称である。

【0068】

14 周回 / 日の楕円軌道は、約 98 度の軌道傾斜角を有するため、いわゆる極軌道に似た軌道である。つまり、14 周回 / 日の楕円軌道は、図 13 および図 14 に示す楕円極軌道に似ている。

【0069】

*** 第 1 実施例 ***

図 15 および図 16 に、各人工衛星 (210A ~ 210C) が LST 12 : 00 の楕円軌道を周回する衛星コンステレーション 200 を示す。

LST 12 : 00 の楕円軌道とは、軌道面の LST が正午 12 時となる楕円軌道である (図 15 参照)。

衛星コンステレーション 200 は 3 機の人工衛星 (210A ~ 210C) で構成され、各人工衛星 (210A ~ 210C) は楕円軌道を周回する。3 つの楕円軌道のそれぞれの長軸は、エレベーション方向 (緯度方向、南北方向) において互いに 120 度ずつ均等にずれている (図 16 参照)。これにより、近地点側から監視する人工衛星 210 と遠地点側から監視する人工衛星 210 とが交互に、地球 101 の対象地域の上空に飛来することとなる。

各人工衛星 (210A ~ 210C) は、約 100 分で 1 周回する。つまり、各人工衛星 (210A ~ 210C) は、約 100 分に 1 回、対象地域の上空を再訪する。そのため、各人工衛星 (210A ~ 210C) は、日照の時間帯に複数回、対象地域を監視できる可能性がある。

【0070】

LST 12 : 00 の楕円軌道では、基本的に正午 12 時が最適な監視時刻である。

正午 12 時の前後では、10 時 20 分頃と 13 時 40 分頃とに監視機会がある。但し、楕円軌道の長軸が回転するので、正午 12 時の前後の監視機会では、対象地域を斜視することとなり、監視条件が悪くなる。

そのため、3 つの楕円軌道の LST を変更することによって 3 機の人工衛星 (210A ~ 210C) が対象地域の上空に飛来する時間帯をずらすことが有効である。

【0071】

*** 第 2 実施例 ***

図 17 および図 18 に、互いに LST 時刻が異なる楕円軌道を各人工衛星 (210A ~ 210C) が周回する衛星コンステレーション 200 を示す。

人工衛星 210A は、LST 12 : 00 の楕円軌道を周回する。

人工衛星 210B は、LST 13 : 30 の楕円軌道を周回する。LST 13 : 30 の楕円軌道は、軌道面の LST が 13 時 30 分となる楕円軌道である。

人工衛星 210C は、LST 10 : 30 の楕円軌道を周回する。LST 10 : 30 の楕円軌道は、軌道面の LST が 10 時 30 分となる楕円軌道である。

【0072】

LST 12 : 00 の楕円軌道の長径を、アジマス方向 (経度方向、東西方向) にプラスマイナス 22.5 度回転させることにより、LST 10 : 30 の楕円軌道および LST 13 : 30 の楕円軌道が構成される (図 17 参照)。

3 つの楕円軌道のそれぞれの長軸は、エレベーション方向 (緯度方向、南北方向) において互いに 120 度ずつ均等にずれている (図 18 参照)。

これにより、近地点側から監視する人工衛星 210 と遠地点側から監視する人工衛星 210 とが交互に、地球 101 の対象地域の真上に飛来することとなる。

そのため、各 LST の前後の監視機会を含めると、おおよそ 9 時から 15 時までの間、

10

20

30

40

50

断続的に対象地域を監視することが可能である。

【0073】

各人工衛星(210A~210C)の対地速度が速いので、長時間の継続監視はできない。しかし、各人工衛星(210A~210C)の1日あたりの周回数が多いので、3機の人工衛星(210A~210C)によって、9回から12回程度、対象地域を監視する機会ができる。

【0074】

第3実施例

図19および図20に、互いにLST時刻が異なる楕円軌道を各人工衛星(210A~210C)が周回する衛星コンステレーション200を示す。

10

人工衛星210Aは、LST12:00の楕円軌道を周回する。

人工衛星210Bは、LST15:00の楕円軌道を周回する。LST15:00の楕円軌道は、軌道面のLSTが15時となる楕円軌道である。

人工衛星210Cは、LST9:00の楕円軌道を周回する。LST9:00の楕円軌道は、軌道面のLSTが9時となる楕円軌道である。

【0075】

LST12:00の楕円軌道の長径を、アジマス方向(経度方向、東西方向)にプラスマイナス45度回転させることにより、LST9:00の楕円軌道およびLST15:00の楕円軌道が構成される(図19参照)。

3つの楕円軌道のそれぞれの長軸は、エレベーション方向(緯度方向、南北方向)において互いに120度ずつ均等にずれている(図20参照)。

20

これにより、近地点側から監視する人工衛星210と遠地点側から監視する人工衛星210とが交互に、地球101の対象地域の真上に飛来することとなる。

そのため、各LSTの前後の監視機会を含めると、おおよそ7時30分から16時30分までの間、断続的に対象地域を監視することが可能である。

【0076】

3機の人工衛星(210A~210C)によって、断続的ではあるものの日中の全ての時間帯において、高分解能な監視が可能となる。

【0077】

実施の形態2の特徴

30

実施の形態2の主な特徴について説明する。

衛星コンステレーション200は、地球の対象地域を監視する3機以上の衛星コンステレーション200を備える。

3機以上の人工衛星210の少なくともいずれかが、軌道面の最北端が正午12時に太陽直下を横切る軌道を周回する。

【0078】

3機以上の人工衛星210のそれぞれの軌道が、太陽同期性と軌道傾斜角とを有する楕円軌道である。

それぞれの楕円軌道の長軸が、経度方向において、隣り合う2つの楕円軌道のそれぞれの長軸と均等な角度を成す。

40

【0079】

3機以上の人工衛星210の少なくともいずれかが、軌道面のローカルサンタイムが正午12時となる軌道を周回する。

【0080】

衛星コンステレーション200は、3機の人工衛星(210A~210C)を備える。

1機の人工衛星210Aが第1楕円軌道を周回する。第1楕円軌道の軌道面の最北端が正午12時に太陽直下を横切る。

2機の人工衛星の一方(210B)が第2楕円軌道を周回する。第2楕円軌道の長軸が緯度方向のプラス側において第1楕円軌道の長軸と規定角度を成す。

2機の人工衛星の他方(210C)が第3楕円軌道を周回する。第3楕円軌道の長軸が

50

緯度方向のマイナス側において第1楕円軌道の長軸と規定角度を成す。

規定角度は45度以下の角度である。

【0081】

実施の形態2の効果

人工衛星210Aの楕円軌道がいわゆる極軌道に近い軌道であっても、実施の形態1と同様の効果を奏することができる。

【0082】

実施の形態3.

衛星コンステレーション200の運用について、主に実施の形態1および実施の形態2と異なる点を説明する。

【0083】

衛星コンステレーション200の実現性を検証するために、1機の人工衛星210が製造(開発)され、製造(開発)された1機の人工衛星210が軌道投入される。地上設備300は、1機の人工衛星210を制御する。

そして、衛星コンステレーション200の実現性が検証された後、3機の人工衛星210による衛星コンステレーション200が運用される。地上設備300は、3機の人工衛星210を制御する。

【0084】

衛星コンステレーション200の整備途上において、1機ないし2機の人工衛星210が先行して整備されてもよい。地上設備300は、1機ないし2機の人工衛星210を制御する。

【0085】

実施の形態の補足

実施の形態は、好ましい形態の例示であり、本発明の技術的範囲を制限することを意図するものではない。実施の形態は、部分的に実施してもよいし、他の形態と組み合わせて実施してもよい。

【符号の説明】

【0086】

100 監視システム、101 地球、102 太陽、103 軌道面、200 衛星コンステレーション、210 人工衛星、211 監視装置、212 監視制御装置、213 通信装置、214 推進装置、215 姿勢制御装置、216 電源装置、300 地上設備、310 衛星制御装置、320 衛星通信装置。

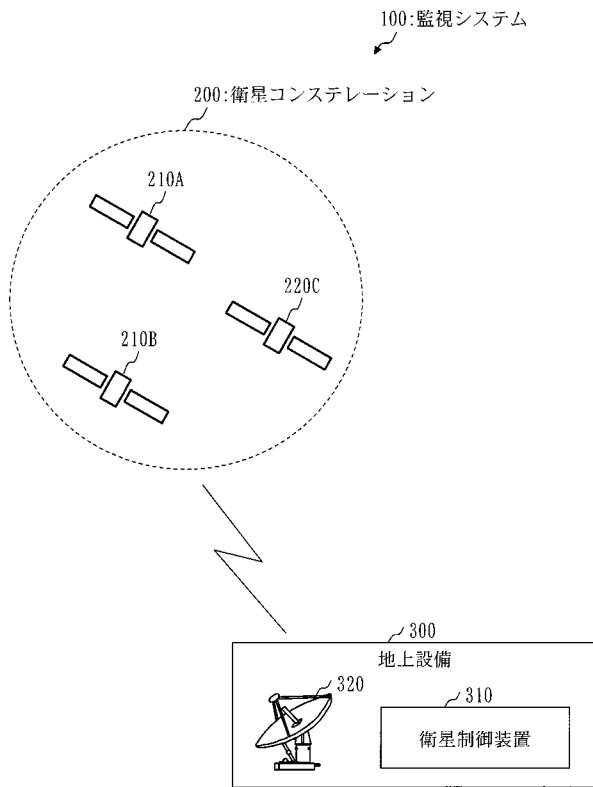
10

20

30

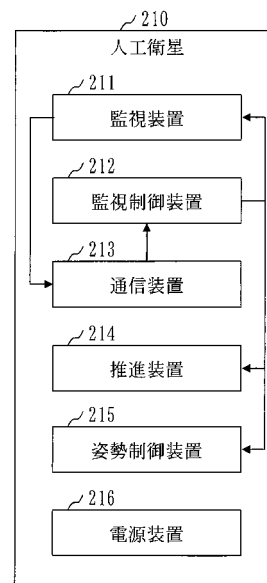
【図1】

図1



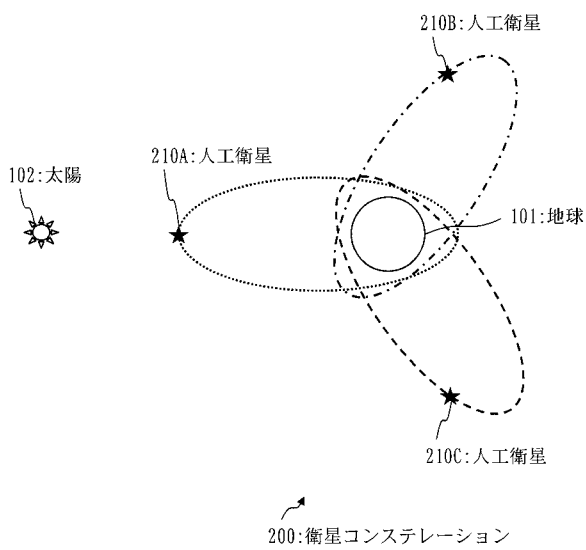
【図2】

図2



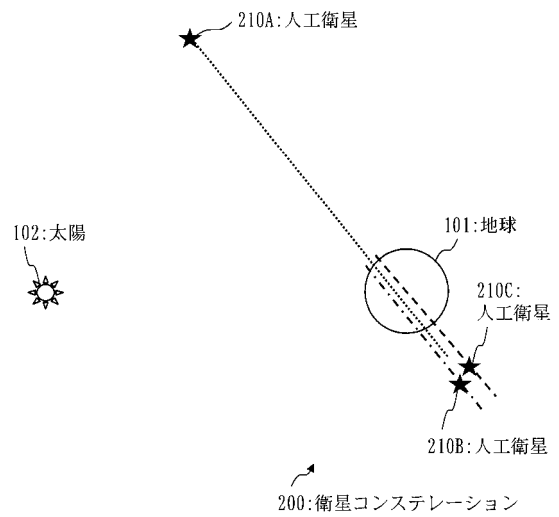
【図3】

図3



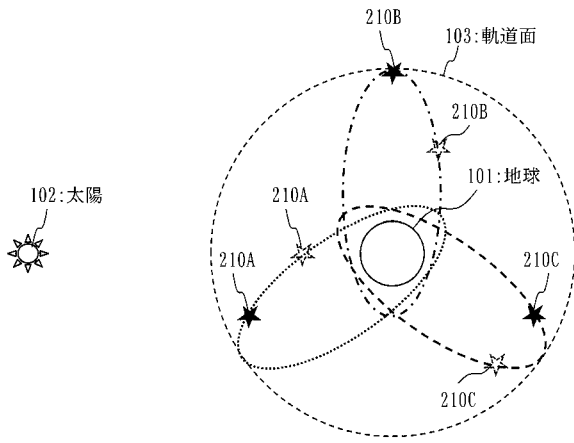
【図4】

図4



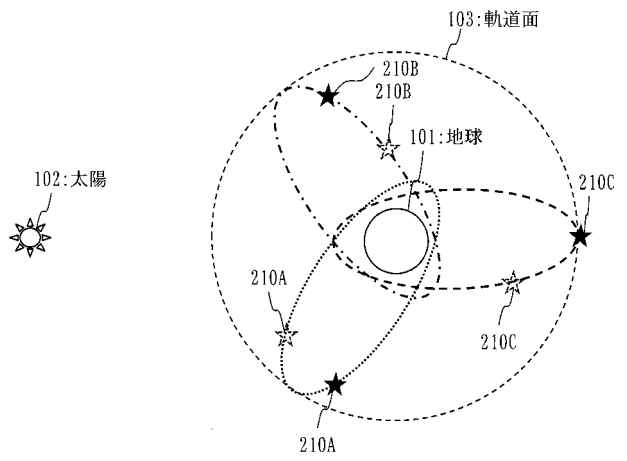
【 図 5 】

図5



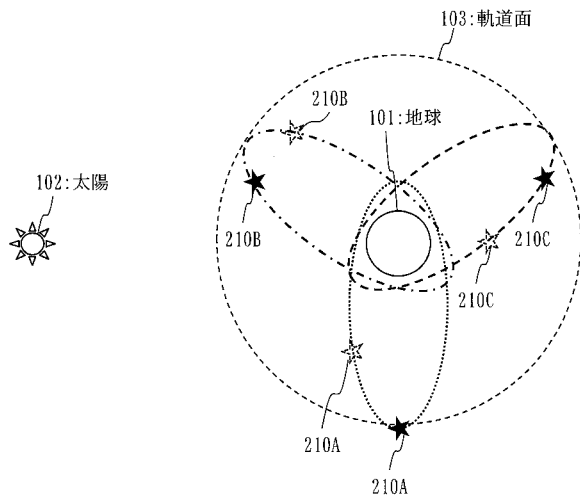
【 図 6 】

図6



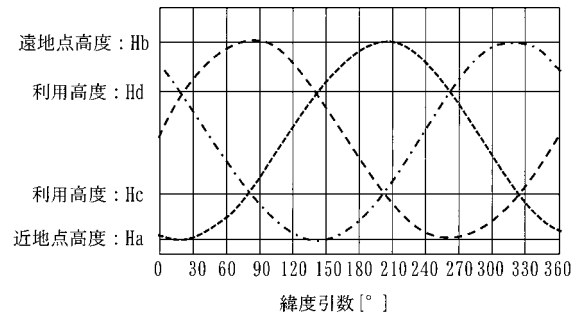
【 図 7 】

図7

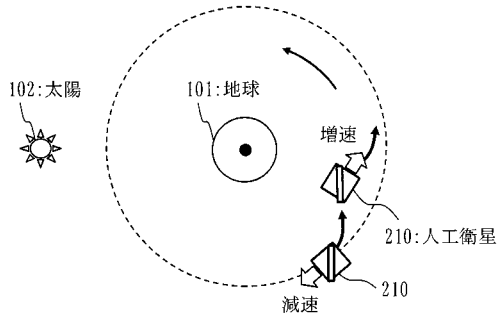


【 図 8 】

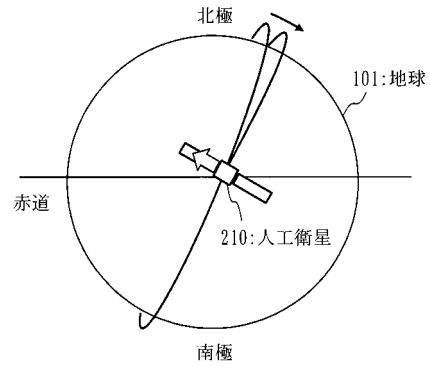
図8



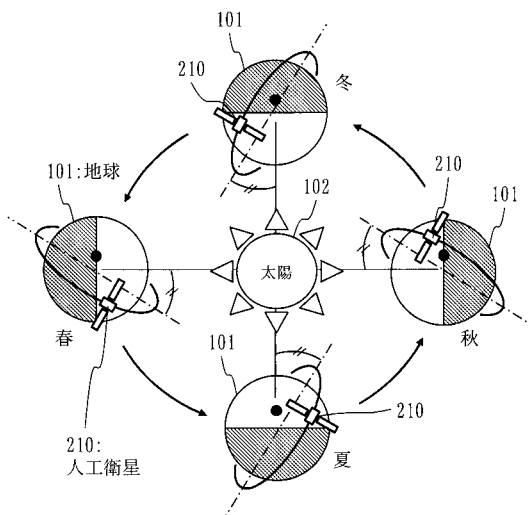
【 図 9 】
図9



【 図 1 0 】
図10



【 図 1 1 】
図11

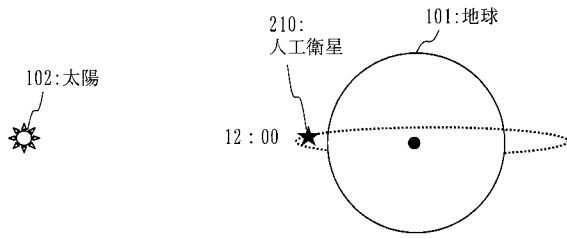


【 図 1 2 】
図12

地表高度 [km]	軌道傾斜角 [deg]	観測緯度帯 [deg]	周回数 [回]	時間/周 [時間]
5144	141	±38	7	3.43
4163	125	±55	8	3.00
3367	115	±64	9	2.67
2706	109	±70	10	2.40
2146	105	±74	11	2.18
1666	102	±77	12	2.00
1248	100	±79	13	1.85
881	98	±81	14	1.71
554	97	±82	15	1.60

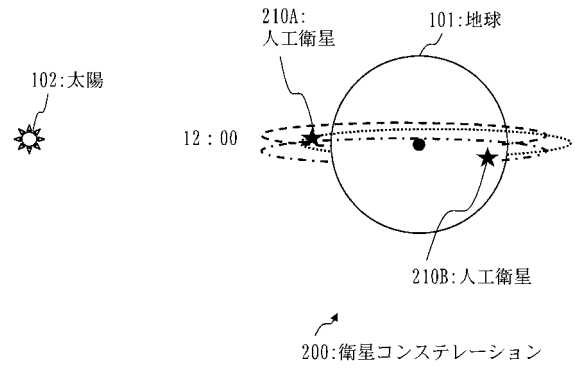
【図13】

図13



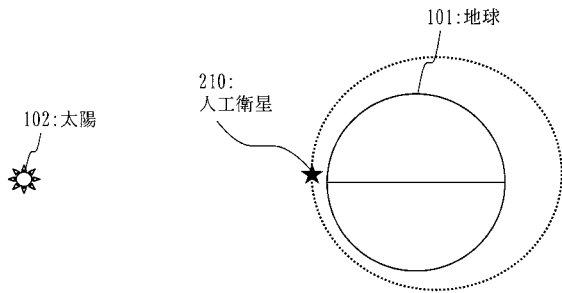
【図15】

図15



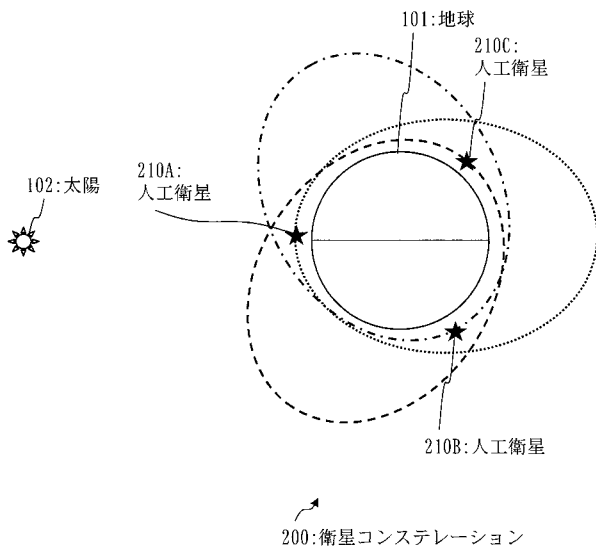
【図14】

図14



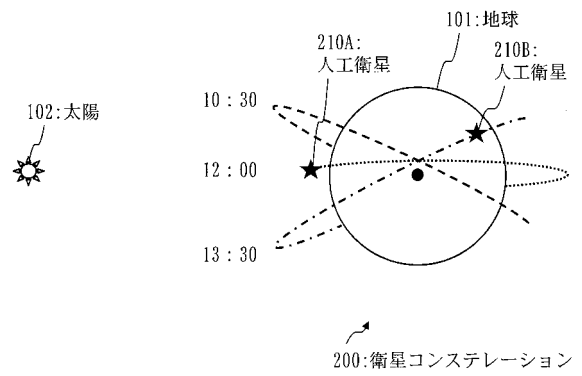
【図16】

図16



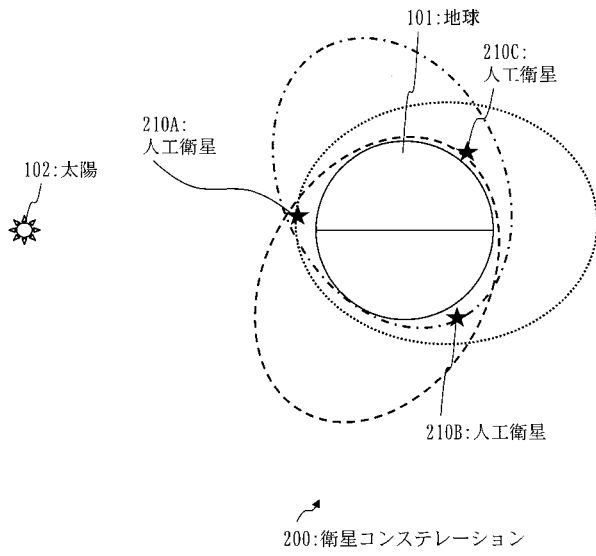
【図17】

図17



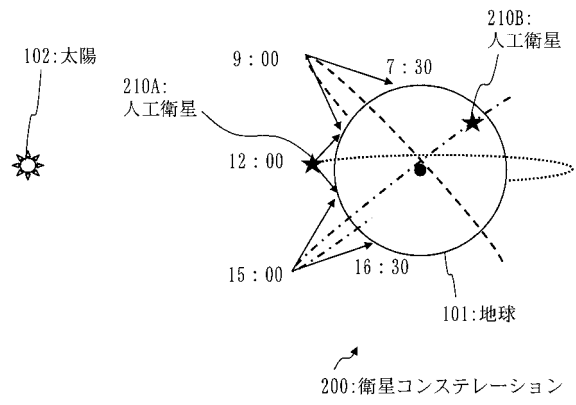
【 図 1 8 】

図18



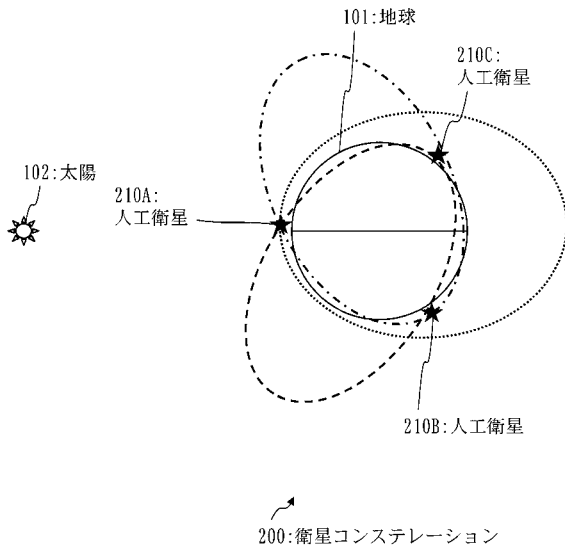
【 図 1 9 】

図19



【 図 2 0 】

図20



【手続補正書】

【提出日】令和3年3月4日(2021.3.4)

【手続補正1】

【補正対象書類名】特許請求の範囲

【補正対象項目名】全文

【補正方法】変更

【補正の内容】

【特許請求の範囲】

【請求項1】

地球の対象地域を監視する3機以上の人工衛星を備え、

前記3機以上の人工衛星のそれぞれが、太陽同期性と軌道傾斜角とを有する楕円軌道を周回し、

それぞれの楕円軌道の長軸が、軌道面において、隣り合う2つの楕円軌道のそれぞれの長軸と均等な角度を成す

衛星コンステレーション。

【請求項2】

請求項1に記載の衛星コンステレーションを制御するための地上設備であり、

前記衛星コンステレーションの人工衛星毎に、人工衛星の高度と人工衛星の楕円軌道の軌道傾斜角とを調整するための調整コマンドを生成する衛星制御装置と、

前記衛星コンステレーションの人工衛星毎に、生成された調整コマンドを人工衛星へ送信する衛星通信装置と、を備え、

前記衛星コンステレーションの人工衛星毎に、人工衛星の高度と人工衛星の楕円軌道の軌道傾斜角とが調整コマンドにしたがって調整されることによって、人工衛星の楕円軌道の太陽同期性が維持され、且つ、人工衛星の楕円軌道の長軸と他の人工衛星の楕円軌道の長軸との相対角度が維持される

地上設備。

【請求項3】

前記衛星制御装置は、前記衛星コンステレーションの人工衛星毎に、人工衛星の楕円軌道における人工衛星の位置を調整するために人工衛星の推進装置を制御する制御コマンドを生成し、

前記衛星通信装置は、前記衛星コンステレーションの人工衛星毎に、生成された制御コマンドを人工衛星へ送信し、

前記衛星コンステレーションの人工衛星毎に、人工衛星の楕円軌道における人工衛星の位置が制御コマンドにしたがって調整されることによって、人工衛星が他の人工衛星と連携して対象地域の監視を継続し、

前記衛星コンステレーションの人工衛星毎に、制御コマンドが実行された後に調整コマンドが実行される

請求項2に記載の地上設備。

【請求項4】

前記衛星制御装置は、前記衛星コンステレーションの人工衛星毎に、人工衛星の速度を調整するために人工衛星の推進装置を制御する制御コマンドを生成し、

前記衛星通信装置は、前記衛星コンステレーションの人工衛星毎に、生成された制御コマンドを人工衛星へ送信し、

前記衛星コンステレーションの人工衛星毎に、人工衛星の速度が制御コマンドにしたがって調整されることによって、人工衛星に割り当てられた対象時間帯において地球の対象地域に対する人工衛星の相対位置が調整され、

前記衛星コンステレーションの人工衛星毎に、制御コマンドが実行された後に調整コマンドが実行される

請求項2に記載の地上設備。

【請求項5】

請求項 1 に記載の衛星コンステレーションを制御するための地上設備であり、
前記衛星コンステレーションの各人工衛星は、監視方向を変更するためのポインティング機能を有し、
前記地上設備は、
前記衛星コンステレーションの人工衛星毎に、人工衛星のポインティング機能を制御するためのポインティングコマンドを生成する衛星制御装置と、
前記衛星コンステレーションの人工衛星毎に、生成されたポインティングコマンドを人工衛星へ送信する衛星通信装置と、を備え、
前記衛星コンステレーションの人工衛星毎に、人工衛星のポインティング機能がポインティングコマンドにしたがって制御されることによって、人工衛星に割り当てられた対象時間帯において人工衛星の監視方向が地球の対象地域に向けられる
地上設備。

【請求項 6】

請求項 1 に記載の衛星コンステレーションで使用される人工衛星であり、
監視方向を変更するためのポインティング機能を有し、
前記ポインティング機能を制御することによって、前記監視方向を地球の対象地域に向ける監視制御装置を備える
人工衛星。

【請求項 7】

請求項 1 に記載の衛星コンステレーションで使用される人工衛星であり、
分解能可変機能を有する監視装置と、
前記監視装置の前記分解能可変機能を制御することによって、前記監視装置の分解能を調整する監視制御装置と、
を備える人工衛星。

【請求項 8】

請求項 1 に記載の衛星コンステレーションで使用される人工衛星であり、
オートフォーカス機能を有する監視装置と、
前記監視装置の前記オートフォーカス機能を制御することによって、前記監視装置の焦点を対象地域に合わせる監視制御装置と、
を備える人工衛星。

【請求項 9】

請求項 1 に記載の衛星コンステレーションで使用される人工衛星であり、
前記衛星コンステレーションを制御するための地上設備と通信する通信装置を備え、
前記通信装置が、前記地上設備と前記人工衛星との相対距離の変動に対応するダイナミックレンジを有する
人工衛星。

【請求項 10】

地球の対象地域を監視する 3 機以上の人工衛星を備え、
前記 3 機以上の人工衛星の少なくともいずれかが、軌道面の最北端が正午 12 時に太陽直下を横切る軌道を周回し、
前記 3 機以上の人工衛星のそれぞれの軌道が、太陽同期性と軌道傾斜角とを有する楕円軌道であり、
それぞれの楕円軌道の長軸が、経度方向において、隣り合う 2 つの楕円軌道のそれぞれの長軸と均等な角度を成す
衛星コンステレーション。

【請求項 11】

地球の対象地域を監視する 3 機以上の人工衛星を備え、
前記 3 機以上の人工衛星のそれぞれの軌道が、太陽同期性と軌道傾斜角とを有する楕円軌道であり、
それぞれの楕円軌道の長軸が、経度方向において、隣り合う 2 つの楕円軌道のそれぞれ

の長軸と均等な角度を成し、

前記3機以上の人工衛星の少なくともいずれかが、軌道面のローカルサンタイムが正午12時となる軌道を周回する

衛星コンステレーション。

【請求項12】

前記衛星コンステレーションは、3機の人工衛星を備え、

1機の人工衛星が第1楕円軌道を周回し、前記第1楕円軌道の軌道面の最北端が正午12時に太陽直下を横切り、

2機の人工衛星の一方が第2楕円軌道を周回し、前記第2楕円軌道の長軸が緯度方向のプラス側において前記第1楕円軌道の長軸と規定角度を成し、

前記2機の人工衛星の他方が第3楕円軌道を周回し、前記第3楕円軌道の長軸が緯度方向のマイナス側において前記第1楕円軌道の長軸と前記規定角度を成し、

前記規定角度が45度以下の角度である

請求項10または請求項11に記載の衛星コンステレーション。

【請求項13】

請求項1または請求項10から請求項12のいずれか1項に記載の衛星コンステレーションに備わる人工衛星であり、軌道に投入される人工衛星。

【請求項14】

請求項13に記載の人工衛星を備える衛星コンステレーションを制御するための地上設備。

【 国際調査報告 】

INTERNATIONAL SEARCH REPORT		International application No. PCT/JP2019/017433
A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER Int.Cl. B64G1/10 (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. B64G1/10 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	US 5845206 A (VIRTUAL GEOSATELLITE HOLDINGS, INC.) 01 December 1998, column 1, lines 19-27, column 3, lines 6-24, column 4, lines 37-67, column 5, lines 35-52, column 9, lines 53-60, column 10, lines 57-62, fig. 4 & WO 1996/031018 A1	1, 10-14 2-9, 15
Y	US 7720604 B1 (LOCKHEED MARTIN CORPORATION) 18 May 2010, column 1, lines 47-58, fig. 1, 2 (Family: none)	2-4
<input checked="" type="checkbox"/> Further documents are listed in the continuation of Box C. <input type="checkbox"/> 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 17.07.2019		Date of mailing of the international search report 30.07.2019
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/JP2019/017433

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	JP 10-147296 A (OERLIKON CONTRAVES AG) 02 June 1998, paragraph [0002], fig. 4 & US 5979830 A, column 1, lines 16-33, fig. 4 & EP 0843245 A2	2-4, 9, 15
Y	JP 2000-111359 A (HITACHI, LTD.) 18 April 2000, paragraphs [0017]-[0020], [0026], fig. 1, 2 & US 6241192 B1 & EP 0992764 A2, paragraphs [0018], [0023]-[0027], [0038], fig. 1, 2	5-8
Y	JP 2008-236156 A (MITSUBISHI ELECTRIC CORPORATION) 02 October 2008, paragraph [0024] (Family: none)	7

国際調査報告		国際出願番号 PCT/J P 2 0 1 9 / 0 1 7 4 3 3	
A. 発明の属する分野の分類 (国際特許分類 (IPC)) Int.Cl. B64G1/10(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. B64G1/10			
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	US 5845206 A (VIRTUAL GEOSATELLITE HOLDINGS, INC.) 1998.12.01, 第1欄第19-27行, 第3欄第6-24行, 第4欄第37-67行, 第5欄第35-52行, 第9欄第53-60行, 第10欄第57-62行, 図4 & WO 1996/031018 A1	1, 10-14 2-9, 15	
Y	US 7720604 B1 (LOCKHEED MARTIN CORPORATION) 2010.05.18, 第1欄第47-58行, 図1-2 (ファミリーなし)	2-4	
<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			
国際調査を完了した日 17.07.2019		国際調査報告の発送日 30.07.2019	
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	

国際調査報告		国際出願番号 PCT/J P 2 0 1 9 / 0 1 7 4 3 3
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	JP 10-147296 A (エルリコン・コントラバス・アクチエンゲゼルシャフト) 1998.06.02, 段落[0002], 図4 & US 5979830 A, 第1欄第16-33行, 図4 & EP 0843245 A2	2-4, 9, 15
Y	JP 2000-111359 A (株式会社日立製作所) 2000.04.18, 段落[0017]-[0020], [0026], 図1-2 & US 6241192 B1 & EP 0992764 A2, 段落[0018], [0023]-[0027], [0038], 図1-2	5-8
Y	JP 2008-236156 A (三菱電機株式会社) 2008.10.02, 段落[0024] (ファミリーなし)	7

(注)この公表は、国際事務局(WIPO)により国際公開された公報を基に作成したものである。なおこの公表に係る日本語特許出願(日本語実用新案登録出願)の国際公開の効果は、特許法第184条の10第1項(実用新案法第48条の13第2項)により生ずるものであり、本掲載とは関係ありません。