

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第4097086号
(P4097086)

(45) 発行日 平成20年6月4日(2008.6.4)

(24) 登録日 平成20年3月21日(2008.3.21)

(51) Int.Cl.

F 1

B 6 4 G 1/10 (2006.01)

B 6 4 G 1/10

B 6 4 G 1/24 (2006.01)

B 6 4 G 1/24

請求項の数 9 (全 10 頁)

(21) 出願番号 特願2005-1759 (P2005-1759)
 (22) 出願日 平成17年1月6日(2005.1.6)
 (65) 公開番号 特開2006-188149 (P2006-188149A)
 (43) 公開日 平成18年7月20日(2006.7.20)
 審査請求日 平成17年3月18日(2005.3.18)

(73) 特許権者 503361400
 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構
 東京都調布市深大寺東町七丁目4番地1
 (74) 代理人 100082005
 弁理士 熊倉 禎男
 (74) 代理人 100067013
 弁理士 大塚 文昭
 (74) 代理人 100074228
 弁理士 今城 俊夫
 (74) 代理人 100086771
 弁理士 西島 孝喜
 (72) 発明者 川口 淳一郎
 神奈川県相模原市由野台3-1-1 独立
 行政法人 宇宙航空研究開発機構 宇宙科
 学研究本部内

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 複数の宇宙機を異なる軌道に投入する方法

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

1 回の打ち上げで、地球の引力圏を脱出する複数の宇宙機を異なる軌道に投入し、それぞれ異なる目標に向かって打ち出す方法であって、

前記複数の宇宙機を、それらの航行を支援するための単一の支援機に結合し、地球公転周期と同期する惑星間軌道に投入し、

地球に対してスウィングバイを行い、そのスウィングバイに先行する前記支援機の軌道変更を前記複数の宇宙機のそれぞれに対して順次行う段階を備えたことを特徴とする方法。

【請求項 2】

前記地球に対するスウィングバイを行う場合において、該スウィングバイを行うほぼ半月ないし数日前に、前記複数の宇宙機のそれぞれに対応して順次前記支援機の軌道を変更し、これによって各宇宙機に対する地球近傍通過点をそれぞれの宇宙機の目標軌道に対応して制御したのち、順次各宇宙機を分離する段階を備えたことを特徴とする請求項 1 に記載の方法。

【請求項 3】

スウィングバイにより切り離された各宇宙機が地球近傍通過する際、当該宇宙機に対して固有の加減速制御を行うことを特徴とする請求項 1 または 2 に記載の方法。

【請求項 4】

前記地球公転周期と同期する軌道として、同期周期が半年、1 年および整数年、有理数

10

20

比をなす周期、または無理数比の周期の軌道のいずれかの軌道であって、地球からの脱出速度によらずに地球と再会合できる性質をもつ太陽周回の特異軌道であることを特徴とする請求項 1 ないし 3 のいずれか 1 つの請求項に記載の方法。

【請求項 5】

前記支援機が前記スウィングバイを経たのち更なる太陽周りの周回を重ね、前記スウィングバイに相似のスウィングバイ操作により当該宇宙機を特定の惑星間軌道に向けて打ち出して継続的に当該宇宙機を飛行させるように制御することを特徴する請求項 1 ないし 4 のいずれか 1 つの請求項に記載の特徴とする方法。

【請求項 6】

前記スウィングバイ時に行う減速操作により、各宇宙機が地球引力圏に捕捉され地球周回の異なる楕円軌道に投入されることを特徴とする請求項 1 ないし 4 のいずれか 1 つの請求項に記載の方法。

10

【請求項 7】

支援機に結合した複数の宇宙機を 1 回の打ち上げにより少なくとも 2 つの互いに異なる地球周回楕円軌道を達成する場合を含んでおり、該互いに異なる少なくとも 2 の同楕円軌道が異なる傾斜角の軌道、順行および逆行軌道、または極軌道と低傾斜角軌道のいずれかの組み合わせから選択されることを特徴とする請求項 6 に記載の方法。

【請求項 8】

前記地球について行うスウィングバイ操作を他の惑星を用いて行うことを特徴とする請求項 1 ないし 6 のいずれか 1 つの請求項に記載の方法。

20

【請求項 9】

前記 1 回の打ち上げによる地球公転周期と同期する惑星間軌道に投入するための一連の手順の開始が、単一の支援機で予め複数の宇宙機を結合した状態で地球周辺ないし惑星間空間で飛行した状態から開始することを特徴とする請求項 1 ないし 6 のいずれか 1 つの請求項に記載の方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明を複数の宇宙機と結合された単一の支援機を備えたシステムにおいて該単一の支援機を複数の宇宙機とともに打ち上げ、その後、宇宙機をそれぞれ異なる目標の惑星間軌道等に誘導制御する方法に関する。

30

【背景技術】

【0002】

本発明が解決しようとする課題は、異なる地球周回ないし惑星間軌道に、1 回の打ち上げにて、複数の宇宙機をそれぞれ異なる軌道に投入する困難さにある。従来は、この課題を解決するために、毎宇宙機について個別のロケット（打ち上げビークル）を必要とし、大きなコスト増を招いていた。とくに、小型の宇宙機をたくさんの個々の異なる軌道に投入することは、個別の打ち上げ手段の確保が必要だったため、著しく効率が悪く、経費面でも実現は難しかった。

【0003】

40

【特許文献 1】特開平 07 - 187091 号

【0004】

特開平 07 - 187091 号には、複数の人工衛星の打ち上げ方法において、軌道変換に必要とする軌道制御のための推進系の燃料の低減化を図る、ことが開示されている。

【0005】

この開示された手法によれば、単一のロケットに搭載して同時に打ち上げた 2 つの人工衛星 S1, S2 を、まず目的軌道 A1, A2 より軌道長の小さいパーキング軌道 P に投入する。次いで、パーキング軌道 P が第 1 の目的軌道 A1 と同一面に近づいたとき、第 1 の人工衛星 S1 の推進系を用いて面内軌道制御を行い、第 1 の目的軌道 A1 への遷移軌道 A1' を経て、第 1 の目的軌道 A1 に到達させる。次に、パーキング軌道 P が第 2 の目的軌

50

道 A 2 と同一面に近づいたとき、同様の手順で第 2 の人工衛星 S 2 を第 2 の目的軌道 A 2 への遷移軌道 A 2' を経て、第 2 の目的軌道 A 2 に到達させるようになっている。

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0006】

しかしながら、上記特開平 07 - 187091 号に開示されたシステムは、基本的には地球周回軌道の傾斜角を変更できないものであるのに対し、本発明は軌道要素を地球重力場に伴う摂動効果で変化させることができるシステムを前提としている。

【0007】

しかし、上記文献に開示された方式では、原理的にできあがり軌道の傾斜角を操作することはできないうえ、そもそも惑星間軌道に複数の宇宙機を投入することは根本的にできないという問題がある。

【課題を解決するための手段】

【0008】

本発明は上記事情に鑑みて構成されたもので、1 回の打ち上げで、地球の引力圏を脱出する複数の宇宙機を異なる軌道に投入し、異なる目標に向かって打ち出す方法であって、

前記複数の宇宙機の航行を支援するための単一の支援機に結合し、地球公転周期となんらかの同期する惑星間軌道に投入し、

地球に対してスウィングバイを行い、それに先行して前記支援機の軌道変更を前記複数の宇宙機のそれぞれに対して順次行う段階とを備えたことを特徴とする。

【0009】

好ましい態様では、前記地球に対するスウィングバイを行う場合において、該スウィングバイを行うほぼ半月ないし数日前に、前記複数の宇宙機のそれぞれに対応して順次適切に前記支援機の軌道を変更し、これによって各宇宙機に対する地球近傍通過点をそれぞれの宇宙機の目標軌道に対応して制御したのち、順次各宇宙機を分離する段階を備える。

【0010】

また、別の態様では、スウィングバイにより切り離された宇宙機が地球近傍通過する際、当該宇宙機に対して固有の加減速制御を行い、また減速する場合にあってはできあがり軌道が地球周回の楕円軌道となることを特徴とする。

【0011】

さらに好ましくは、前記地球公転周期と同期する軌道として、同期周期が半年、1 年および整数年、有理数比をなす周期、または無理数比の周期の軌道であって、地球からの脱出速度によらずに地球と再会合できる性質をもつ太陽周回の軌道である特異軌道のいずれかであることを特徴とする。

【0012】

この場合、特異軌道は、周期が、およそ 1.4 年、2.4 年、... の無理数の周期の軌道で、地球からの脱出速度によらずに地球と再会合できる性質をもつ太陽周回の軌道を指すものである。

【0013】

別の好ましい態様では、前記支援機が、当該スウィングバイをのち、更なる太陽まわりの周回を重ね、前記と相似のスウィングバイ操作により宇宙機を特定の惑星間軌道に向けて投入するバックアップ策を講ずることができる。

【0014】

この場合、好ましくは前記スウィングバイ時に行う減速操作により、各宇宙機が地球引力圏に捕捉され地球周回の異なる楕円軌道に投入されるようになっている。

【0015】

また、前記の達成される異なる軌道が地球周回の楕円軌道になる場合にあっては、支援機に結合した複数の宇宙機を 1 回の打ち上げ、および地球近傍通過点の調整と各宇宙機の減速操作により、少なくとも 2 つの互いに異なる地球周回の楕円軌道を含んでおり、該互いに異なる少なくとも 2 の楕円軌道が、代表的には、異なる傾斜角の軌道、順行および逆

10

20

30

40

50

行軌道、または極軌道と低傾斜角軌道のいずれかの組み合わせから選択することができる。

【 0 0 1 6 】

さらに、前記地球について行うスウィングバイ操作を他の惑星を用いて行ってもよい。また、1回の打ち上げによる地球公転周期と同期する惑星間軌道に投入するための一連の手順の開始が、単一の支援機で予め複数の宇宙機を結合した状態で地球周辺ないし惑星間空間で飛行した状態から開始することもできる。

【 発明の効果 】

【 0 0 1 7 】

本発明によれば、少なくとも2機の宇宙機、必要に応じて、数十機におよぶ複数の異なる宇宙機を、それぞれ異なる惑星間ないし地球周回軌道に投入することが、単一の支援機を用いた1回の打ち上げで可能になる。

【 0 0 1 8 】

宇宙機が惑星探査機である場合、1回の打ち上げにて、異なる地球からの脱出方向を選択することが可能になり、複数の惑星探査機を異なる天体にむけて打ち出すことが可能になる。一般に、ロケット等での打ち上げにあつては、搭載される宇宙機の軌道の脱出方向はロケット等のパーキング軌道の面内に唯一に限定されるが、本方法によれば、この制約を完全に取り外すことが可能になる。とくに、打ち出される惑星探査機が小型のペイロードである場合、数十機ものペイロードをそれぞれ異なる目標に打ち出すことが可能になり、地球接近の小惑星や彗星など小天体の観測ミッションに幅広く応用が可能である。

【 0 0 1 9 】

宇宙機が地球周回の人工衛星である場合、とくに傾斜角が大きくことなる複数の人工衛星打ち上げは、これまでは複数の打ち上げを必要としていたが、本発明によれば、順行と逆行ないし極軌道と低傾斜角軌道の同時打ち上げも可能になる。航法や通信、測位など複数衛星によりその機能を実現する衛星系（コンステレーション）において、広範な応用が期待できる。

【 発明を実施するための最良の形態 】

【 0 0 2 0 】

異なる軌道に投入せんとする宇宙機すべてを、支援母機に結合して、1回の打ち上げで地球と最短の同期周期をもつ惑星間を飛行するパーキング軌道に投入する。支援母機の任務は、初期の軌道投入誤差を修正することと、次回の地球スウィングバイ時にさきだち、各搭載の宇宙機を微小の軌道変更の後に逐次切り離すことである。

【 0 0 2 1 】

地球スウィングバイ時には、さらなる太陽周回の同期軌道を重ねるバックアップの代替手段をもつことが、より確実なミッションの遂行を可能とする。

【 0 0 2 2 】

最短の同期軌道としては、0.5年などきわめて短期間の軌道例も存在するが、支援母機の投入に要する打ち上げ手段の輸送能力の観点からは、実用的であるのは、1年を会合周期とする同期軌道である。

【 実施例 】

【 0 0 2 3 】

以下図面を参照しつつ本発明の実施例につき説明する。

【 0 0 2 4 】

本実施例は、4つの第1宇宙機1、第2宇宙機2、第3宇宙機3、および第4宇宙機4をそれぞれ異なる小惑星（名称：1999 NA5、2002 AY1、2003 YN107 および2004 MO3）の探査のために単一の支援機5を用いて1回の打ち上げで4つの異なる目標たる惑星間軌道に投入する方法である。図1には、支援機5に搭載された4つの宇宙機1、2、3、4が示されている。本例では、円筒状の支援機5の円形頂面上に円筒状の4つの宇宙機が同心円状に配置されている。なお、支援機5の側部には姿勢制御用のスラスタ6が設けられている。下部には宇宙機の機軸方向に噴射する推進用のスラスタ（図示せず）が搭載され

10

20

30

40

50

ている。

【 0 0 2 5 】

支援機 5 に求められる機能としては、これに限られないが、以下のようなものがあげられる。

- 1 . 軌道制御機能
- 2 . 対地上局通信機能
- 3 . 姿勢制御機能 (姿勢決定機能を含む)
- 4 . 各宇宙機の機械的保持機能・分離機能

【 0 0 2 6 】

図 2 を参照すれば、支援機に搭載されて所定の目標惑星間軌道に投入される宇宙機の 1 例が概略的に示されている。本例の宇宙機は、撮影、軌道推定用の CCD カメラ 7、撮影用の魚眼レンズ 8、スペクトル観測用の近赤外線分光器 9、姿勢検出用の 2 次元太陽センサ 10、同じく姿勢検出用の RF センサ 11、距離計測用の USO or トランスポンダ 12、通信用の無指向アンテナ 13、軌道および姿勢制御用の新型コールドガスジェット (cold gas jet) 14、データ保存用の DR 15 および電力供給用の BAT 16 等を備えている。

【 0 0 2 7 】

本発明の方法は、上記したように単一の支援機に結合した複数の宇宙機を、一旦、地球公転周期と何らかの同期性をもつ惑星間軌道に投入し、その後地球に再会合し近傍を通過させる操作 (以下、スウィングバイ) において、支援機にて適切に順次に軌道変更操作と各宇宙機の切り離しを行うことにより、地球近傍通過点を変更することで、以降の軌道要素を各宇宙機毎に大幅に変更させるものである。図 3 は、慣性系表現でこの軌道投入の概念を示した。なお、図 3 では同期周期が 1 年の場合を示しているが、さまざまな同期軌道を選択することが可能である。図 4 は、この概念を太陽 - 地球線を固定した回転座標系で示している。地球スウィングバイの際の軌道が、図 5 および図 6 に示されている。

【 0 0 2 8 】

図 5 は、軌道面内での操作を示したもので、図 6 には軌道面外方向への操作を複合させることによって航行が可能となる複数の異なる軌道例が示されている。支援機は、地球スウィングバイにおける最接近通過時刻の、半月ないし数日前までに、十分な時間を費やして精密に軌道決定を行い、それに基づいて、順次、数 m/sec 程度の軌道修正を加え、順次各宇宙機を分離していく。この間の軌道状態量の制御は、支援機搭載の加速度計と姿勢情報に基づいて慣性航法によって実現する。

【 0 0 2 9 】

投入される各宇宙機の要請によって大きく変化するが、この地球スウィングバイによって、ほぼ 10,000 km の最接近距離変化をもたらすことで、1 ラディアンの脱出方向変化を与えることが可能である。これに要する支援機が行うべき軌道修正量は、実施時期にもよるが 1 ~ 10 m/sec にすぎない。脱出時に要請する複数の軌道への脱出方向が、数 deg 程度確保されるだけでよければ、この支援機の実施する軌道修正量は、1m/sec 程である。支援機を行う軌道修正には、実施誤差が含まれるが、その大きさは、実用的には、経験上も、1 ~ 2 cm/sec 程度であり、スウィングバイ後の軌道修正量にして、1 ~ 10 m/sec にとどめることが可能である。これらの制御量は、目標とする惑星間軌道に対応して個々に決定され、地上からの遠隔指令によって所定のタイミングで所定の制御量に基づく制御が行われることになる。

【 0 0 3 0 】

図 7 には、単一の支援機 5 を用いて 1 回の打ち上げで 4 つの宇宙機 1、2、3、4 を 4 つの異なる目標たる惑星間軌道に投入するための 1 年を会合周期とする同期軌道の例が図示されている。本例における打上から地球スウィングバイの過程では、4 つの宇宙機 1、2、3、4 を搭載した支援機 5 を、1 年後に地球スウィングバイを行うために同期軌道に投入する。

【 0 0 3 1 】

本例における打ち上げ時期は (2009/07/01) であり、打ち上げ条件は、余剰速度の二乗

10

20

30

40

50

値 $C3=9.0\text{km}^2/\text{s}^2$ 、脱出漸近線の赤緯 -26.0° 、赤経 99.7° である。そして、地球と再会合時期は1年後(2010/07/01)である。

【0032】

図8には、各宇宙機1、2、3、4を支援機5から分離する時期およびそのときのマヌーバの制御量が示されている。すなわち、スウィングバイ前ターゲティングの制御量およびその時期が示されている。本例におけるスウィングバイ前ターゲティングは標的平面(B-Plane)上でターゲティングしながら第1ないし第4宇宙機1、2、3、4を以下の時期および制御量で分離する。

2010/06/19 第1宇宙機1分離
2010/06/20 第1ターゲットマヌーバ(3.1m/s)
第2宇宙機2分離
2010/06/21 第2ターゲットマヌーバ(6.8m/s)
第3宇宙機3分離
2010/06/22 第3ターゲットマヌーバ(1.2m/s)
第4宇宙機4分離

10

【0033】

図9には、上記のような手順でそれぞれ分離した第1ないし第4宇宙機1～4の地球スウィングバイの後のそれぞれのターゲットの小惑星フライバイ(近傍通過)の状況が示されている。

【0034】

20

図9に示されるように各宇宙機1～4は、それぞれ異なる軌道をとっており、それぞれの目標小惑星に向かうことがわかる。

【0035】

各宇宙機が各目標の小惑星に向かいフライバイする時期と対応の目標小惑星との関係は以下のとおりである。

【0036】

2010/07/01 地球スウィングバイ
2010/12/21 第2宇宙機2
小惑星 2002 AY1 フライバイ
2011/01/04 第4宇宙機4
小惑星 2004 MO3 フライバイ
2011/02/08 第3宇宙機3
小惑星 2003 YN107 フライバイ
2011/04/11 第1宇宙
小惑星 1999 NA5 フライバイ

30

【0037】

上記の制御および各宇宙機の目標小惑星との会合条件をまとめると以下のとおりである。

宇宙機	第1宇宙機1	第2宇宙機2	第3宇宙機3	第4宇宙機4	40
小惑星	1999 NA5	2002 AY1	2003 YN107	2004 MO3	
フライバイ時日時	2011/04/11	2010/10/21	2011/02/08	2011/01/04	
宇宙機と小惑星との相対速度	4.7km/s	18.3km/s	1.7km/s	11.1km/s	
相対速度 / 太陽角	59.7°	48.2°	18.7°	11.9°	
対地球距離	0.17AU	0.33AU	0.32AU	0.33AU	
絶対等級	20.3	20.6	26.2	21.2	

なお相対速度 / 太陽角は宇宙機からみたベクトル方向と太陽方向との成す角度である。

【産業上の利用可能性】

【0038】

50

本発明を国際的に権利化することは、各国との国際協力ミッションの実現に大きな効果をもたらす。本発明の惑星間軌道投入方法は、各国の惑星科学研究組織が切望するものである。広く宇宙科学特に、惑星科学研究に資するものと考えられる。

【図面の簡単な説明】

【 0 0 3 9 】

【図 1】宇宙機を搭載した支援機の概略図である。

【図 2】宇宙機の概略図である。

【図 3】同期周期を 1 年として慣性系表現で示す軌道投入の概念図である。

【図 4】軌道投入概念を太陽 - 地球線を固定した回転座標系で示したものである。

【図 5】軌道面内での操作を示した概念図である。

10

【図 6】軌道面外方向への操作を複合させて複数の異なる軌道の達成することを示す概念図である。

【図 7】単一の支援機を用いて 1 回の打ち上げで 4 つの宇宙機を 4 つの異なる目標たる惑星間軌道に投入するための 1 年を会合周期とする同期軌道の例を示す図である。

【図 8】各宇宙機を支援機から分離する時期およびそのときのマヌーバの制御量を示す図である。

【図 9】図 8 の手順で分離した宇宙機の地球スウィングバイの後のそれぞれのターゲットの小惑星フライバイの状況を示す図である。

【符号の説明】

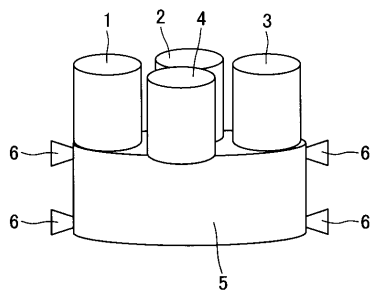
【 0 0 4 0 】

20

- 1 第 1 宇宙機
- 2 第 2 宇宙機
- 3 第 3 宇宙機
- 4 第 4 宇宙機
- 5 支援機
- 6 スラスタ
- 7 CCDカメラ
- 8 魚眼レンズ
- 9 近赤外線分光器
- 1 0 2次元太陽センサ
- 1 1 RFセンサ
- 1 2 トランスポンダ
- 1 3 通信用の無指向アンテナ
- 1 4 コールドガスジェット
- 1 5 データ保存用のDR
- 1 6 BAT

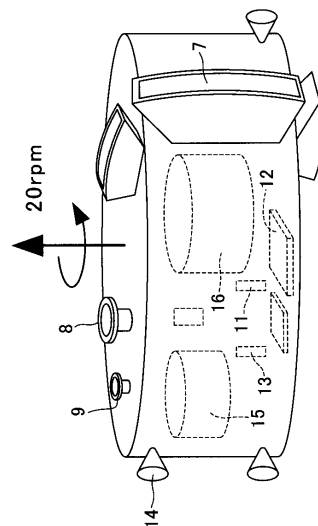
30

【図 1】

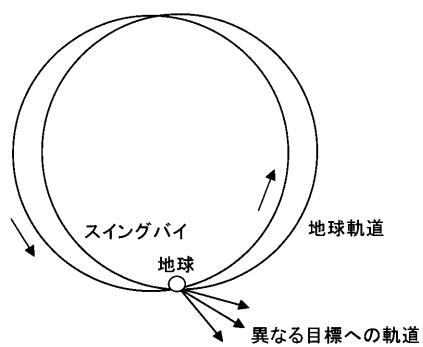


【図 2】

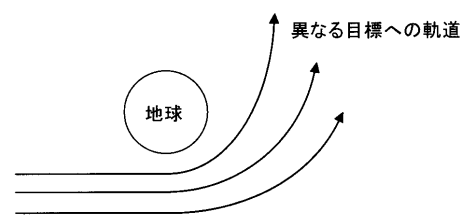
- 7: CCDカメラ(撮影、軌道推定)
 8: 魚眼レンズ(撮影)
 9: 近赤外線分光器(スペクトル観測)
 10: 2次元太陽センサー(姿勢検出)
 11: RFセンサー(姿勢検出)
 12: USO or トランスポンダ(距離計測)
 13: 無指向アンテナ(通信)
 14: 新型 cold gas jet(軌道・姿勢制御)
 15: DR(データ保存)
 16: BAT(電力供給)



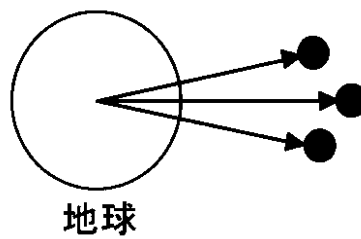
【図 3】



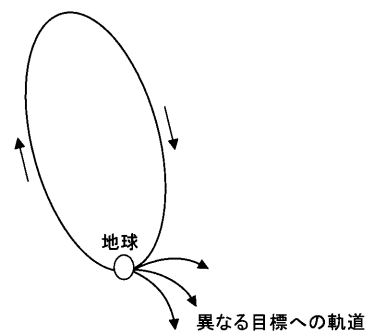
【図 5】



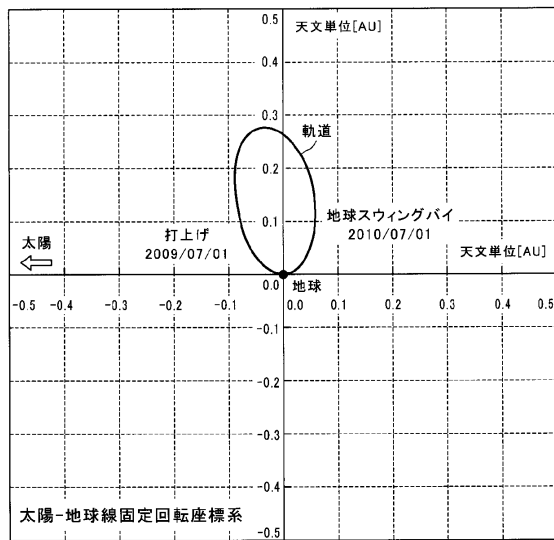
【図 6】



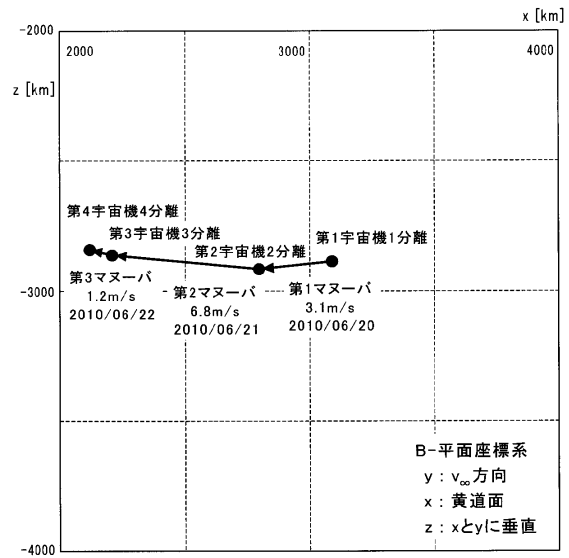
【図 4】



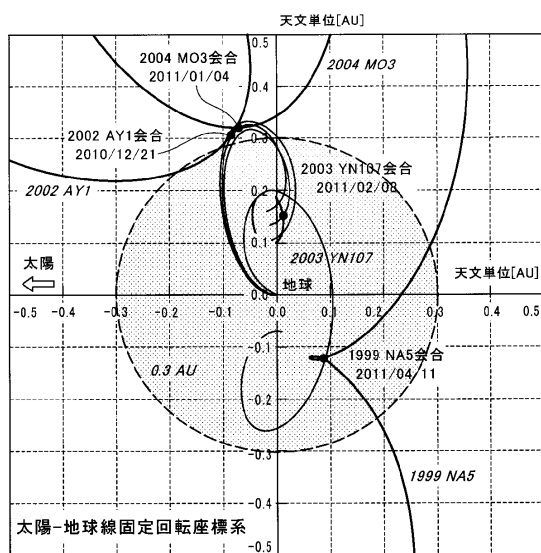
【図 7】



【図 8】



【図 9】



フロントページの続き

(72)発明者 川勝 康弘

神奈川県相模原市由野台 3 - 1 - 1 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部内

(72)発明者 森 治

神奈川県相模原市由野台 3 - 1 - 1 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部内

審査官 杉山 悟史

(56)参考文献 特開 2 0 0 4 - 2 8 4 4 7 9 (J P , A)

特開 2 0 0 4 - 0 8 8 5 6 3 (J P , A)

特表 2 0 0 1 - 5 1 8 8 6 1 (J P , A)

特開平 1 1 - 0 7 9 1 0 0 (J P , A)

特開平 0 7 - 1 8 7 0 9 1 (J P , A)

米国特許第 0 5 5 0 7 4 5 4 (U S , A)

米国特許第 0 3 6 7 6 5 8 1 (U S , A)

(58)調査した分野(Int.Cl. , D B 名)

B 6 4 G 1 / 0 0 - 1 / 6 8