

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第6837575号
(P6837575)

(45) 発行日 令和3年3月3日 (2021. 3. 3)

(24) 登録日 令和3年2月12日 (2021. 2. 12)

(51) Int. Cl.		F I			
B 6 4 G	1/24	(2006. 01)	B 6 4 G	1/24	5 4 5
B 6 4 G	1/26	(2006. 01)	B 6 4 G	1/26	C
G 0 5 D	1/08	(2006. 01)	G 0 5 D	1/08	A
G 0 5 B	13/04	(2006. 01)	G 0 5 B	13/04	

請求項の数 18 (全 42 頁)

(21) 出願番号	特願2019-553582 (P2019-553582)	(73) 特許権者	000006013
(86) (22) 出願日	平成30年2月5日 (2018. 2. 5)		三菱電機株式会社
(65) 公表番号	特表2020-515459 (P2020-515459A)		東京都千代田区丸の内二丁目7番3号
(43) 公表日	令和2年5月28日 (2020. 5. 28)	(74) 代理人	100110423
(86) 国際出願番号	PCT/JP2018/005143		弁理士 曾我 道治
(87) 国際公開番号	W02019/030949	(74) 代理人	100111648
(87) 国際公開日	平成31年2月14日 (2019. 2. 14)		弁理士 梶並 順
審査請求日	令和1年9月27日 (2019. 9. 27)	(74) 代理人	100122437
(31) 優先権主張番号	15/674, 477		弁理士 大宅 一宏
(32) 優先日	平成29年8月10日 (2017. 8. 10)	(74) 代理人	100147566
(33) 優先権主張国・地域又は機関	米国 (US)		弁理士 上田 俊一
		(74) 代理人	100161171
			弁理士 吉田 潤一郎

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 宇宙機、及び宇宙機の動作を制御する制御システム

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

宇宙機であって、

宇宙機バスと、

前記宇宙機の姿勢を変更するための1組のスラストであって、少なくとも2つのスラストが同じジンバル角を共有する結合されたスラストであるように、前記2つのスラストが、前記2つのスラストを前記宇宙機バスに接続するジンバル搭載ブームアセンブリ上に搭載される、1組のスラストと、

前記宇宙機に作用する外乱トルクを吸収するための1組の運動量交換デバイスと、

前記宇宙機の姿勢をもたらし前記宇宙機のダイナミクスのモデルと、前記宇宙機の方位をもたらし前記宇宙機の前記運動量交換デバイスのダイナミクスのモデルとを用いて、後退ホライズンにわたってコスト関数を最適化することによって、前記宇宙機のスラストを制御するための解を生成するモデル予測コントローラ (MPC) と、

同じジンバル角を共有する前記結合されたスラストのオン状態が時間的に交わらないように、前記MPCによって決定される前記結合されたスラストのスラストの大きさを、前記結合されたスラストのそれぞれのオン状態及びオフ状態を指定するパルス信号として変調し、互いに排他的な時間変調を実行する変調器と、

前記ジンバル搭載ブームアセンブリ上に搭載されたスラストが前記同じジンバル角を共有するように、その対応するパルス信号に従って前記スラストを動作させるスラストコントローラと、

10

20

を備える、宇宙機。

【請求項 2】

前記MPCは前記スラストのスラスト角及びその大きさを指定し、前記スラストコントローラは、前記結合されたスラストを、オン状態を有するように現時点でスケジューリングされている前記スラストの前記スラスト角まで回転させるようにジンバルを動作させる、請求項 1 に記載の宇宙機。

【請求項 3】

前記変調器は、パルス信号を生成するために所定の周波数において前記スラストの前記大きさを量子化する閉ループパルス幅変調器（PWM）であり、前記パルス信号の幅又はデューティサイクルが、前記MPCからの連続スラスト要求及び前記所定の周波数によって指定される、請求項 1 に記載の宇宙機。

10

【請求項 4】

前記MPCは、前記宇宙機のスラストによって生成されるハード制約及びソフト制約を条件として前記コスト関数を最適化し、前記ハード制約は、前記解内のスラスト角が前記ハード制約によって規定される所定の範囲内に入るように要求し、前記ソフト制約は、前記解に、前記宇宙機の質量中心を通り抜けるトルクフリースラストに対応する公称角からの前記スラスト角の偏差に関してペナルティを科す、請求項 1 に記載の宇宙機。

【請求項 5】

前記ソフト制約は前記コスト関数の一構成要素を形成する、請求項 4 に記載の宇宙機。

【請求項 6】

20

前記コスト関数は、目標姿勢からの前記宇宙機の変位にペナルティを科す前記宇宙機の前記姿勢に関する構成要素と、蓄積された運動量の大きさの値が大きいほどペナルティを科す、前記運動量交換デバイスによって蓄積される運動量に関する構成要素とを含む、請求項 5 に記載の宇宙機。

【請求項 7】

前記宇宙機の運動量交換デバイスのダイナミクスの前記モデルは、前記運動量交換デバイスの内部ループ制御のダイナミクスを含み、前記宇宙機のダイナミクスの前記モデルは前記内部ループ制御の前記ダイナミクスを含み、前記MPCの前記解は、前記内部ループ制御に従う前記運動量交換デバイスの作動の影響を考慮に入れる、請求項 1 に記載の宇宙機。

30

【請求項 8】

前記内部ループ制御は前記宇宙機の前記方位と前記宇宙機の目標方位との間の誤差を削減し、前記MPCの前記解は、前記運動量交換デバイスを減速するための前記スラストのスラスト角及びその大きさを指定する、請求項 7 に記載の宇宙機。

【請求項 9】

前記宇宙機のダイナミクスの前記モデルは、前記モデルのパラメータ間の関係を規定する線形公称モデルと、前記後退ホライズンの全期間にわたって目標位置に位置する前記宇宙機に作用する外乱力を規定する外乱モデルとを含む、請求項 1 に記載の宇宙機。

【請求項 10】

制御期間中の全てのスラストに対する前記MPCからのスラスト要求の前記大きさの和である、大きさ総和制約は、前記オン状態にあるときの前記スラストの大きさ未満であり、前記MPCは、前記宇宙機を制御する際の制御入力に関する制約として、前記MPCによって前記大きさ総和制約を利用することによって、互いに排他的な時間変調を実行することができる、請求項 1 に記載の宇宙機。

40

【請求項 11】

前記変調器は、制御期間にわたって前記MPCから要求されるスラスト値を、コスト関数の非線形最適化から生じる、オン時間及びオフ時間を決定することに基づいて、単一のパルス幅で完全にオン又は完全にオフになるように量子化し、前記非線形最適化は、MPCによって要求される前記スラストから生じる運動の量と比べた、ポストMPC変調プロセスが生成する前記宇宙機に関する量の予測誤差を最小化する、請求項 1 に記載の宇宙機

50

。

【請求項 1 2】

宇宙機であって、
宇宙機バスと、

前記宇宙機の姿勢を変更するための 1 組のスラストであって、少なくとも 2 つのスラストが同じジンバル角を共有する結合されたスラストであるように、前記 2 つのスラストが、前記 2 つのスラストを前記宇宙機バスに接続するジンバル搭載ブームアセンブリ上に搭載される、1 組のスラストと、

前記宇宙機に作用する外乱トルクを吸収するための 1 組の運動量交換デバイスと、

前記宇宙機の姿勢をもたらす前記宇宙機のダイナミクスのモデルと、前記宇宙機の方位をもたらす前記宇宙機の前記運動量交換デバイスのダイナミクスのモデルとを用いて、後退ホライズンにわたってコスト関数を最適化することによって、前記宇宙機のスラストを制御するための解を生成するモデル予測コントローラ (MPC) と、

同じジンバル角を共有する前記結合されたスラストのオン状態が時間的に交わらないように、前記 MPC によって決定される前記結合されたスラストのスラストの大きさを、前記結合されたスラストのそれぞれのオン状態及びオフ状態を指定するパルス信号として変調し、互いに排他的な時間変調を実行する変調器と、

前記ジンバル搭載ブームアセンブリ上に搭載されたスラストが前記同じジンバル角を共有するように、その対応するパルス信号に従って前記スラストを動作させるスラストコントローラと、
を備える、宇宙機。

【請求項 1 3】

前記 MPC は前記スラストのスラスト角及びその大きさを指定し、前記スラストコントローラは、前記結合されたスラストを、オン状態を有するように現時点でスケジューリングされている前記スラストの前記スラスト角まで回転させるようにジンバルを動作させる、請求項 1 2 に記載の宇宙機。

【請求項 1 4】

前記変調器は、パルス信号を生成するために所定の周波数において前記スラストの前記大きさを量子化する閉ループパルス幅変調器 (PWM) であり、前記パルス信号の幅又はデューティサイクルが、前記 MPC からの連続スラスト要求及び前記所定の周波数によって指定される、請求項 1 2 に記載の宇宙機。

【請求項 1 5】

前記 MPC は、前記宇宙機のスラストによって生成されるスラスト角に関するハード制約及びソフト制約を条件として前記コスト関数を最適化し、前記ハード制約は、前記解内の前記スラスト角が前記ハード制約によって規定される所定の範囲内に入るように要求し、前記ソフト制約は、前記解に、前記宇宙機の質量中心を通り抜けるトルクフリースラストに対応する公称角からの前記スラスト角の偏差に関してペナルティを科し、前記ソフト制約は、前記コスト関数が、目標姿勢からの前記宇宙機の変位にペナルティを科す前記宇宙機の前記姿勢に関する構成要素と、蓄積される運動量の大きさの値が大きいほどペナルティを科す、前記運動量交換デバイスによって蓄積される運動量に関する構成要素とを含むように、前記コスト関数の構成要素を形成する、請求項 1 2 に記載の宇宙機。

【請求項 1 6】

前記宇宙機の運動量交換デバイスのダイナミクスの前記モデルは、前記運動量交換デバイスの内部ループ制御のダイナミクスを含み、前記宇宙機のダイナミクスの前記モデルは、前記 MPC の前記解が前記内部ループ制御に従う前記運動量交換デバイスの作動の影響を考慮に入れるように、前記内部ループ制御の前記ダイナミクスを含み、前記内部ループ制御は、前記宇宙機の前記方位と前記宇宙機の目標方位との間の誤差を削減し、前記 MPC の前記解は、前記運動量交換デバイスを減速するための前記スラストのスラスト角及びその大きさを指定する、請求項 1 2 に記載の宇宙機。

【請求項 1 7】

前記宇宙機のダイナミクスの前記モデルは、前記モデルのパラメータ間の関係を規定する線形公称モデルと、前記後退ホライズンの全期間にわたって目標位置に位置する前記宇宙機に作用する外乱力を規定する外乱モデルとを含む、請求項 12 に記載の宇宙機。

【請求項 18】

宇宙機の動作を制御する制御システムであって、

前記宇宙機の姿勢をもたらす前記宇宙機のダイナミクスのモデルと、前記宇宙機の方位をもたらす前記宇宙機の 1 組の運動量交換デバイスのダイナミクスのモデルとを用いて、後退ホライズンにわたってコスト関数を最適化することによって、前記宇宙機の 1 組のスラスタを制御するための解を生成するモデル予測コントローラ (MPC) を備え、

前記宇宙機の前記 1 組のスラスタは、少なくとも 2 つのスラスタが同じジンバル角を共有する結合されたスラスタであるように、前記少なくとも 2 つのスラスタが、前記少なくとも 2 つのスラスタを宇宙機バスに接続する前記宇宙機のジンバル搭載ブームアセンブリ上に搭載されるように、前記宇宙機の姿勢を変更し、

前記 1 組の運動量交換デバイスは前記宇宙機に作用する外乱トルクを吸収することができ、

前記 MPC と通信し、同じジンバル角を共有する前記結合されたスラスタのオン状態が時間的に交わらないように、前記 MPC によって決定される前記結合されたスラスタのスラストの大きさを、前記結合されたスラスタのそれぞれのオン状態及びオフ状態を指定するパルス信号として変調し、互いに排他的な時間変調を実行する変調器と、

前記ジンバル搭載ブームアセンブリ上に搭載されたスラスタが前記同じジンバル角を共有するように、その対応するパルス信号に従って前記スラスタを動作させるスラスタコントローラと、

をさらに備える、制御システム。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本開示は包括的には宇宙機の動作を制御することに関し、より詳細には、単一の 1 組のスラスタを用いて、特定の軌道位置 (station) 保持及び蓄積運動量アンロードを同時に達成する、後退ホライズンにわたる、モデル予測制御 (MPC: model predictive control) を使用する宇宙機の同時の軌道位置保持、姿勢制御及び運動量管理に関する。

【背景技術】

【0002】

軌道上の宇宙機は、その軌道位置、すなわち、所望の軌道及び所望の軌道上の所望の位置、を維持するその能力に影響を及ぼす様々な外乱力を受ける。これらの力を打ち消すために、宇宙機は、一般に、軌道位置保持操縦 (maneuvers: マニューバ) のためのスラスタを装備している。軌道摂動に加えて、宇宙機は、当該宇宙機が地球又は恒星に対して所望の方位を維持することを可能にするリアクションホイール又はコントロールモーメントジャイロスコープ等のオンボード運動量交換デバイスによって概ね吸収される外部トルクによって外乱を受ける可能性がある。運動量交換デバイスの飽和及びその後の所望の宇宙機の姿勢の喪失を防止するために、蓄積された角運動量は、オンボードスラスタを介して周期的にアンロードされる。軌道位置保持及び運動量アンロードを組み合わせたものにスラスタの同じセットを用いるという問題は、複数の目的をもたらし、そのような目的を同時に達成するためにそれらを調整する方法は困難である。これについては、例えば、スラスタのトルク及び力に利用可能な最大値を用いることによって制御を簡素化する特許文献 1 に記載された方法を参照されたい。

【0003】

さらに、スラスタプルームの衝突の危険を伴うことなくアンテナ及び太陽電池パネルを展開することができるようにするには、多くの場合、宇宙機におけるスラスタの配置には制限がある。軌道位置保持及び運動量アンロードの双方に用いられるスラスタの配置が制限されることにより、スラスタが、衛星に対して正味の力も印加することなく純粋なトル

クを提供することが妨げられる可能性がある。したがって、スラスタの噴射は、宇宙機の位置及び方位（姿勢）並びに蓄積された運動量に影響を及ぼす場合があり、これによって、同時の軌道位置保持、姿勢制御、及び運動量管理の問題が発生する。

【0004】

宇宙機のモデル予測制御（MPC）は、オンボード制御システムにおいて実施することができ、結果として、より厳格で、かつ正確な軌道位置保持、姿勢制御及び運動量アンロードをもたらすことができる自律制御を提供することができる。しかしながら、オンボード制御システムは、計算能力及び記憶容量が限られる可能性がある。そのため、宇宙機上のスラスタの配置に関する種々の制限を考慮するMPCの計算効率の良い実施態様は困難である。

10

【0005】

それゆえ、同時の軌道位置保持、姿勢制御及び運動量管理のために、宇宙機の動作を制御する改善された方法が当該技術分野において必要とされている。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0006】

【特許文献1】米国特許第8, 282, 043号

【発明の概要】

【0007】

本開示の実施形態は、単一の1組のスラスタを用いて、軌道位置、方位及び累積されるオンボード運動量の同時制御のために宇宙機の動作を制御することに関する。宇宙機のスラスタの配置及び／又は回転範囲に関する種々の制限を考慮しながら、宇宙機のオンボード制御システムにおいて実施することができるモデル予測制御（MPC）を提供するとともに。

20

【0008】

本開示のいくつかの実施形態は、宇宙機のスラスタの配置及び／又は回転範囲に関する種々の制限を考慮する、宇宙機のオンボード制御システムにおいて実施することができるモデル予測制御（MPC）を提供する。具体的には、MPCは、宇宙機の姿勢をもたらす宇宙機のダイナミクスのモデルと、宇宙機の方位をもたらす宇宙機の運動量交換デバイスのダイナミクスのモデルとを用いて、有限後退ホライズンにわたってコスト関数を最適化することによって、スラスタコントローラを介して宇宙機のスラスタを制御するための解を生成することができる。

30

【0009】

例えば、本開示は、宇宙機の複数のスラスタによって生成されるスラスト角に関するハード制約及びソフト制約を条件としてMPCを最適化することができるという認識に基づく。具体的には、ハード制約が、或る解におけるスラスト角がハード制約によって規定される所定の範囲内に入るように要求するとき、ソフト制約は、その解に、宇宙機の質量中心を通り抜けるトルクフリースラストに対応する公称角からのスラスト角の偏差に関してペナルティを科すことができる。数多くの態様の中でも、MPCの少なくとも1つの態様は、MPCが、MPCの解に従って、単一の1組のスラスタを動作させるスラストコントローラを用いて、宇宙機の軌道位置、方位及び累積されるオンボード運動量の同時制御を提供できることである。

40

【0010】

しかしながら、これらの実現に際しては、スラストプルームの衝突の危険を伴うことなくアンテナ及び太陽電池パネルを展開することができるようには、宇宙機上のスラスタの配置に関する制限に対処する方法を含む、数多くの課題に直面した。例えば、軌道位置保持及び運動量アンロードの双方に用いられるスラスタの配置が制限されることにより、スラスタが、衛星に対して正味の力も印加することなく純粋なトルクを提供することが妨げられる可能性があり、逆もまた同様である。換言すると、これは、スラスタの噴射が、宇宙機の位置及び方位（姿勢）並びに蓄積された運動量に影響を及ぼす場合があり、これに

50

よって、同時の軌道位置保持、姿勢制御、及び運動量管理の問題が発生することを意味する。

【0011】

最初に、軌道内で宇宙機が自らの軌道位置を保持する能力に影響を及ぼす可能性がある種々の外乱力をより深く理解する必要があった。これらの種々の外乱力を打ち消すために、軌道位置保持操縦のために、宇宙機のスラスタを使用できることがわかった。また、軌道摂動に加えて、宇宙機は外部トルクによって妨害される可能性があり、外部トルクは一般に、宇宙機が地球又は恒星に対して所望の方位を保持することを可能にする、リアクションホイール又はコントロールモーメントジャイロスコープ等のオンボード運動量交換デバイスによって吸収される。その場合に、運動量交換デバイスの飽和を防ぐために、蓄積された角運動量を、オンボードスラスタを介して定期的にアンロードすることができる。しかしながら、直面した少なくとも1つの問題として、同じ1組のスラスタを使用する複合的な軌道位置保持及び運動量アンロードの問題が多くの目的を生み出す結果となり、それらを同時に達成するために、そのような目的を調整するための方法が生じることになった。

10

【0012】

MPCを用いて、オンボード制御システムにおいて実施される自律制御を提供し、より厳格で、かつ正確な軌道位置保持、姿勢制御及び運動量アンロードであると思われるものを提供できる、提案される解法を発見した。しかしながら、提案される解法は、数多くの課題、すなわち、上記のような、スラスタプルームの衝突の危険を伴うことなくアンテナ及び太陽電池パネルを展開できるような宇宙機上のスラスタの配置に関する制限に直面することを後に発見した。本発明において提案される解法について理解したことは、スラスタの配置及び／又は回転範囲に関する制限は、MPCによって、スラスト角に関するハード制約と見なすことができ、MPCがそのようなハード制約に違反する解を生成するのを防ぐことができることである。しかしながら、ハード制約が望ましくない可能性があること、及び結果として宇宙機のダイナミクスを複雑にする可能性があることがわかった。

20

【0013】

例えば、スラスト角に関するハード制約は、スラストのトルクフリー角の効率を下げる可能性があり、MPCの解に、宇宙機に及ぼす正味の力及びトルクの両方を与えるスラストを生成するように指示する可能性がある。これらのトルク誘発スラストの結果として、宇宙機の不要な回転が生じる可能性がある。オンボード運動量交換デバイスは、宇宙機の不要な回転を補償することができ、その補償は、MPCの解において考慮することができる。しかしながら、運動量交換デバイスのダイナミクスは、スラストのダイナミクスより緩慢である可能性があり、スラストの動作に及ぼす運動量交換デバイスの動作の影響は、MPCの予測ホライズンから外れる可能性がある。そのため、MPCは、上記で言及されたように、宇宙機の姿勢及び累積されるオンボード運動量の両方に関して適した解を与えることができない可能性がある。

30

【0014】

習得したこの問題に対する1つの解法は、予測ホライズンを長くすることである。例えば、無限予測ホライズンを用いるMPCは、宇宙機の種々の構成要素のダイナミクスの応答に関するそのような変動を考慮することができる。しかしながら、無限予測ホライズンを用いるMPCは、オンボードコントローラの計算要件に負担をかけ、宇宙機から期待される、長期にわたる自律制御にとって望ましくない。そのため、本開示のいくつかの実施形態は、有限予測ホライズンを用いるMPCを用いて宇宙機を制御する。例えば、1つの実施態様では、有限予測ホライズンは24時間とすることができ、それは宇宙機の予測制御にとって標準であると考えられる。

40

【0015】

この問題に対する別の解法は、宇宙機の方位を制御する必要がないときに、MPCに強制的にトルクフリースラストのみを生成させることである。しかしながら、宇宙機のいくつかの構成では、そのようなトルクフリースラストは準最適である可能性がある。例えば

50

、いくつかの実施態様において、宇宙機バスに取り付けられたジンバル上に搭載されるスラスタ。スラスタの運動範囲は、南北搭載太陽電池パネル上のプルームの衝突の可能性に起因して制限される。また、南北軌道位置保持において、平面外の径方向におけるスラストは、 Δv 消費において支配的な成分である。しかしながら、衛星の非天底面 (anti-nadir face) に配置されるスラスタの場合、スラストのトルクフリー角、すなわち、スラスタを強制的に衛星の質量中心を通して噴射させる角度は、結果として、径方向において非常に無駄な労力が生じる。したがって、 Δv 効率に関して、ジンバルは多くの場合にその限界において動作し、衛星上に望ましくないトルクを生成し、運動量交換デバイスに無用に負荷をかける。それにより、全角運動量蓄積に関する限界に起因して、運動量交換デバイス、例えば、リアクションホイールによって、結果として運動量管理において更なる Δv が費やされる。

10

【0016】

さらに、本開示のいくつかの実施形態は、トルク誘発スラストを許容できるが、トルクが不要であるときに阻止できるという理解に基づく。そのため、本開示のいくつかの実施形態は、スラスト角に関するハード制約を課すことに加えて、スラスト角に関するソフト制約を課し、宇宙機の質量中心を通り抜けるトルクフリースラストに対応する公称角からの角度の偏差にペナルティを科す。

【0017】

本開示において、ペナルティを科すという用語は、最適化及び制御コミュニティによって採用される通常の意味において使用される。例えば、本開示のいくつかの実施形態において、ソフト制約は、ハード制約を受けたMPCによって最適化されたコスト関数の構成要素として定式化される。

20

【0018】

MPCがコスト関数を最小化する場合には、その構成要素の値が、MPCによって生成されるスラスト角と公称角との間の差に比例して、例えば、線形に、又は非線形に増加する。MPCによって最小化されるそのようなコスト関数の例が、宇宙機の燃料効率を考慮する関数を含む。対照的に、MPCがコスト関数を最大化する場合には、その構成要素の値は、公称角からの偏差に比例して減少する。MPCによって最大化されるそのようなコスト関数の例が、宇宙機の目標姿勢に達するのに要する時間を考慮する関数を含む。

【0019】

またさらに、本開示のいくつかの実施形態は、宇宙機のスラストを制御するための解を生成するモデル予測コントローラ (MPC) と、MPCの解に従ってスラストを動作させるスラストコントローラとを含む宇宙機の動作を制御する制御システムを開示する。MPCは、宇宙機の姿勢をもたらす宇宙機のダイナミクスのモデルと、宇宙機の方位をもたらす宇宙機の運動量交換デバイスのダイナミクスのモデルとを用いて、有限後退ホライズンにわたってコスト関数を最適化することによって解を生成する。その最適化は、宇宙機のスラストによって生成されたスラスト角に関するハード制約及びソフト制約を受ける。ハード制約は、解内のスラスト角がハード制約によって規定される所定の範囲内に入るように要求する。ソフト制約は、MPCの解に、宇宙機の質量中心を通り抜けるトルクフリースラストに対応する公称角からのスラスト角の偏差に関してペナルティを科す。

30

40

【0020】

そのようにして、MPCは、予測ホライズンの長さの延長を必要とすることなく、その解を調整する。さらに、MPCはここでは、宇宙機の姿勢をもたらす宇宙機のダイナミクスと、宇宙機の方位をもたらす宇宙機の運動量交換デバイスのダイナミクスとの両方を考慮する多目的MPCである。例えば、いくつかの実施態様において、コスト関数は、目標姿勢からの宇宙機の変位にペナルティを科す宇宙機の姿勢に関する構成要素と、蓄積された運動量の大きさの値が大きいほどペナルティを科す、運動量交換デバイスによって蓄積される運動量に関する構成要素とを含む。それに加えて、又は代替的に、コスト関数の構成要素として、MPCにソフト制約を含むこともできる。

【0021】

50

本開示のいくつかの実施形態は、ソフト制約が有限後退ホライズンの限界を補償することができるだけでなく、MPCの最適化の近似を容易にするために使用することもできるという理解に基づく。例えば、いくつかの実施形態において、コスト関数の最適化は、二次計画法（QP: quadratic program）として定式化される。二次計画法は、オンボード計算能力が制限された宇宙機等のリソース制約のあるハードウェアにおいてより高速かつ効率的に解くことができる。二次計画法を利用するために、本開示のいくつかの実施形態は、本明細書においてLQ-MPCと呼ばれる、MPCの線形二次定式化を使用する。LQ-MPCは、宇宙機の公称動作条件に関する線形化軌道及び線形化姿勢ダイナミクス方程式（dynamic equation）に基づく、宇宙機の予測モデルを利用する。そのような線形化は更に、MPC解の精度ももたらす。しかしながら、ソフト制約が、MPC解の精度と、MPCによるコスト関数の最適化の簡単さとの間のバランスを保持するのを助ける。

10

【0022】

さらに、本開示のいくつかの実施形態は、宇宙機の姿勢をもたらす宇宙機のダイナミクスと、宇宙機の方位をもたらす宇宙機の運動量交換デバイスのダイナミクスとの両方を考慮するMPCが、軌道位置保持ダイナミクスと方位ダイナミクスとの差を考慮する必要があるという認識に基づくことができる。これは特に、宇宙機のスラスタの配置及び／又は回転範囲に関する制限を有する宇宙機、例えば、宇宙機の単一の面上に位置するスラスタを有し、宇宙機に作用する力及びトルクが大きく結合される宇宙機にとって懸念である。

【0023】

さらに、本開示のいくつかの実施形態は、MPCが宇宙機の位置及び方位の両方に及ぼす影響を考慮することができる。とりわけ、スラスト角に関するソフト制約によって、それらの影響を切り離すことができるようになる。例えば、本開示のいくつかの実施形態は、軌道位置保持（位置制御）及び方位ダイナミクス（姿勢制御）の時間スケールの相違を考慮する。例えば、いくつかの軌道について、軌道位置保持の時間スケールは、姿勢制御の時間スケールよりもかなり遅く、頻繁な状態サンプリング及び制御入力計算が方位ダイナミクスによって必要とされる一方で、長い予測ホライズンが軌道位置保持によって必要とされることの双方において問題を解く単一のMPCは、計算的に極めて大きな負担になる。

20

【0024】

またさらに、本開示のいくつかの実施形態は、2レベル制御方式を用いることができる。例えば、本開示のいくつかの実施形態は、宇宙機の方位の内部ループ制御を用いて宇宙機の方位を制御し、外部ループ制御、例えばMPC、を用いて、宇宙機の姿勢及び宇宙機の運動量交換デバイスによって蓄積された運動量を制御する。内部制御及び外部制御は、宇宙機制御の特質に起因して異なる時間スケールを有するので、内部ループ制御は外部ループ制御から切り離され、外部ループ制御は、内部ループ制御のダイナミクスを含むモデルを用いて、内部ループ制御の効果を考慮する。また、本開示のいくつかの実施形態は、スラスト角に関する制限の悪影響を、そのような制限を緩和するか、又は最小化する宇宙機の機械的設計によって対処できるという別の認識に基づくことができる。

30

【0025】

例えば、1つの実施形態は、衛星の非天底面に取り付けられるジンバル搭載ブームアセンブリ（gimbaled boom assemblies）上にスラスタを搭載することができる。ブームスラスタセンブリは、ブームの衝突の危険を伴うことなく、スラスタの回転範囲を増加させる。そのようにして、公称トルクフリー角を径方向に拡張することができる。また、ブーム上のスラスタを宇宙機本体から離れるように変位させることにより、ジンバリングは、南北軸と位置合わせできるようになり、それは、より大きいトルクと、効率的な軌道位置保持との両方を可能にする。

40

【0026】

しかしながら、そのようなジンバル搭載ブームアセンブリの実際の実施態様では、各アセンブリが同じジンバル上に少なくとも一対のスラスタを搭載し、各対のスラスタの回転を互いに依存させる。すなわち、各スラスタの回転がジンバルの回転によって制御され、

50

それゆえ、1つのスラスタが回転すると、ジンバル上に搭載される全てのスラスタが必然的に回転し、すなわち、同じジンバル搭載ブームアセンブリ上に搭載される全てのスラスタが同じジンバル角を共有する。理論的には、スラスタの角度を結び付ける制約を用いて宇宙機の姿勢をもたらし宇宙機のダイナミクスのモデル内で、MPCはスラスタのそのような構成を取り扱うことができる。しかしながら、そのようなダイナミクスのモデルの結果として、非線形最適化問題が生じる。非線形MPCは、計算能力及び記憶容量が限られるいくつかのオンボード制御システムにとって望ましくない可能性がある。

【0027】

本開示のいくつかの実施形態は、同じジンバル上に搭載されるスラスタの同時の、及び／又は依存する回転を要求する制約を取り除くと、MPCの複雑度が緩和され、結果として、MPCが線形最適化問題を解くことができるという認識に基づくことができる。しかしながら、そのように簡略化する結果として、同じジンバル角を共有する2つのスラスタが同時にスラストする必要があるが、スラスト角が異なるときに、実現不可能な解が生じる可能性がある。しかしながら、本開示のいくつかの実施形態は、同じジンバル角を共有するスラスタを切り離し、スラスタが異なる時点でスラストできるようにするポストMPC変調プロセスによって、そのような実現不可能な解を取り扱うことができるという理解に基づく。例えば、いくつかの先進的な電気推進システムが連続スラストをスロットルすることができる一方で、スラスタの大部分が実際にはオン・オフのままである。さらに、電力制限が、同時にオンになることができるスラスタの数を制限する場合がある。そのため、本開示のいくつかの実施形態は、オン・オフ変調が、そのオン・オフ性能を犠牲にすることなく、同じジンバル角を共有するスラスタを強制的に異なる時点でスラストすることができるという理解に基づく。

【0028】

具体的には、MPC解が、制御ステップの或る期間にわたって同じジンバル角を共有するスラスタによって生成されることになる、一定のスラストの大きさを生成することができる。例えば、いくつかの実施形態において、その期間は1時間である。本開示のいくつかの実施形態は、これらのスラストの大きさを、制御ステップのその期間内に各スラスタのオン状態及びオフ状態を指定するパルス信号に変調又は符号化する。スラスタは、スラストの状態がオンであるとき、所定の大きさのスラストを生成し、スラスタの状態がオフであるとき、いかなるスラストも生成しない。各被変調信号のスラストの平均の大きさは、MPC解によって要求されるスラストの対応する大きさに等しい。本開示のいくつかの実施形態は、同じジンバル角を共有するスラスタのオン状態が時間的に交わらないように、スラストの大きさを変調する。

【0029】

そのような相互排他的な時間変調によって、ジンバルは、搭載されたスラスタを、オン状態を有するように現時点でスケジューリングされたスラスタ角まで回転させることができるようになる。例えば、1つの実施形態は、要求されたスラスト値を所定の周波数において完全にオン又は完全にオフになるように量子化する閉ループパルス幅変調（PWM：pulse-width modulation）方式を用いてMPCを強化する。パルスの幅又はデューティサイクルは、MPCポリシーからの連続スラスト要求及び所定の周波数によって指定される。

【0030】

本開示の別の実施形態によれば、宇宙機バスと、宇宙機の姿勢を変更するための1組のスラスタとを含む宇宙機。少なくとも2つのスラスタが同じジンバル角を共有する結合されたスラスタであるように、これらの2つのスラスタが、これらの2つのスラスタを宇宙機バスに接続するジンバル搭載ブームアセンブリ上に搭載される。宇宙機に作用する外乱トルクを吸収するための1組の運動量交換デバイス。宇宙機の姿勢をもたらし宇宙機のダイナミクスのモデルと、宇宙機の方位をもたらし宇宙機の運動量交換デバイスのダイナミクスのモデルとを用いて、後退ホライズンにわたってコスト関数を最適化することによって、宇宙機のスラスタを制御するための解を生成するモデル予測コントローラ（MPC）

。宇宙機のダイナミクスのモデルは、ジンバル搭載ブームアセンブリの機構に違反して、結合されたスラスタが互いに独立して回転できるようにする。同じジンバル角を共有する結合されたスラスタのオン状態が時間的に交わらないように、MPCによって決定される結合されたスラスタのスラストの大きさを、結合されたスラスタのそれぞれのオン状態及びオフ状態を指定するパルス信号として変調する変調器。その対応するパルス信号に従ってスラスタを動作させるスラスタコントローラ。

【0031】

本開示の別の実施形態によれば、宇宙機バスと、宇宙機の姿勢を変更するための1組のスラスタを含む宇宙機。少なくとも2つのスラスタが同じジンバル角を共有する結合されたスラスタであるように、これらの2つのスラスタが、これらの2つのスラスタを宇宙機バスに接続するジンバル搭載ブームアセンブリ上に搭載される。宇宙機に作用する外乱トルクを吸収するための1組の運動量交換デバイス。宇宙機の姿勢をもたらす宇宙機のダイナミクスのモデルと、宇宙機の方位をもたらす宇宙機の運動量交換デバイスのダイナミクスのモデルとを用いて、後退ホライズンにわたってコスト関数を最適化することによって、宇宙機のスラスタを制御するための解を生成するモデル予測コントローラ(MPC)。同じジンバル角を共有する結合されたスラスタのオン状態が時間的に交わらないように、MPCによって決定される結合されたスラスタのスラストの大きさを、結合されたスラスタのそれぞれのオン状態及びオフ状態を指定するパルス信号として変調する変調器。その対応するパルス信号に従ってスラスタを動作させるスラスタコントローラ。

【0032】

本開示の別の実施形態によれば、宇宙機の動作を制御する制御システム。その制御システムは、宇宙機の姿勢をもたらす宇宙機のダイナミクスのモデルと、宇宙機の方位をもたらす宇宙機の1組の運動量交換デバイスのダイナミクスのモデルとを用いて、後退ホライズンにわたってコスト関数を最適化することによって、宇宙機の1組のスラスタを制御するための解を生成するモデル予測コントローラ(MPC)を含む。少なくとも2つのスラスタが同じジンバル角を共有する結合されたスラスタであるように、少なくとも2つのスラスタが、少なくとも2つのスラスタを宇宙機バスに接続する宇宙機のジンバル搭載ブームアセンブリ上に搭載されるように、宇宙機の1組のスラスタが宇宙機の姿勢を変更する。1組の運動量交換デバイスは、宇宙機に作用する外乱トルクを吸収することができる。宇宙機のダイナミクスのモデルは、ジンバル搭載ブームアセンブリの機構に違反して、結合されたスラスタが互いに独立して回転できるようにする。MPCと通信し、同じジンバル角を共有する結合されたスラスタのオン状態が時間的に交わらないように、MPCによって決定される結合されたスラスタのスラストの大きさを、結合されたスラスタのそれぞれのオン状態及びオフ状態を指定するパルス信号として変調する変調器。その対応するパルス信号に従ってスラスタを動作させるスラスタコントローラ。

【0033】

ここに開示されている実施形態は、添付図面を参照して更に説明される。示されている図面は、必ずしも一律の縮尺というわけではなく、その代わり、一般的に、ここに開示されている実施形態の原理を示すことに強調が置かれている。

【図面の簡単な説明】

【0034】

【図1A】本開示の実施形態による、宇宙機のモデルに従って宇宙機の動作を制御する方法を示すブロック図である。

【図1B】本開示の実施形態による、図1Aのコントローラの構造を示すブロック図である。

【図1C】本開示の実施形態による、大気圏外空間の宇宙機とともに図1Aのコントローラを示す概略図である。

【図1D】本開示の実施形態による、図1Cの大気圏外空間の宇宙機とともにコントローラを示す概略図であり、宇宙機は所望の位置165の周りの指定された寸法を有するウィンドウ内に留まることになる。

【図 1 E】本開示の実施形態による、宇宙機固定基準座標系と所望の基準座標系との間のオイラー角を示す概略図である。

【図 1 F】本開示の実施形態による、運動量アンロードプロセス中に限度内に留まるオイラー角を示すグラフである。

【図 2】本開示の実施形態による、宇宙機の動作を制御する内部外部ループコントローラを示すブロック図である。

【図 3】本開示の実施形態による、外部ループ制御システムの一部とすることができるいくつかのモジュールを示すブロック図である。

【図 4】本開示の実施形態による、外乱予測問題を示す概略図である。

【図 5 A】本開示の実施形態による、予測ホライズン中の運動量交換デバイスの予測値を示す概略図である。

10

【図 5 B】本開示の実施形態による、コスト関数がスラストによって生成されるトルクにペナルティを科すための構成要素で強化された場合の解を示すブロック図である。

【図 6】本開示の実施形態による、代替のコンピュータ又はプロセッサを用いて実施することができる、図 1 A の方法を示すブロック図である。

【図 7】本開示の実施形態による、外乱予測問題の概略図である。

【図 8 A】本開示の実施形態による、各アセンブリが同じジンバル上に一対のスラストを搭載し、各対内のスラストの回転を互いに依存させ、特定の変調方式を表現する、ジンバル搭載ブームアセンブリを備える宇宙機の概略図である。

【図 8 B】本開示の実施形態による、図 8 A からの異なる変調方式の概略図である。

20

【発明を実施するための形態】

【0035】

上記で明らかにされた図面は、ここに開示されている実施形態を記載しているが、この論述において言及されるように、他の実施形態も意図されている。この開示は、限定ではなく代表例として例示の実施形態を提示している。ここに開示されている実施形態の原理の範囲及び趣旨に含まれる非常に多くの他の変更及び実施形態を当業者は考案することができる。

【0036】

以下の説明は、例示的な実施形態のみを提供し、本開示の範囲も、適用範囲も、構成も限定することを意図していない。そうではなく、例示的な実施形態の以下の説明は 1 つ以上の例示的な実施形態を実施することを可能にする説明を当業者に提供する。添付の特許請求の範囲に明記されているような開示された主題の趣旨及び範囲から逸脱することなく要素の機能及び配置に行うことができる様々な変更が意図されている。

30

【0037】

以下の説明では、実施形態の十分な理解を提供するために、具体的な詳細が与えられる。しかしながら、当業者は、これらの具体的な詳細がなくても実施形態を実施することができることを理解することができる。例えば、開示された主題におけるシステム、プロセス、及び他の要素は、実施形態を不必要な詳細で不明瞭にしないように、ブロック図形式の構成要素として示される場合がある。それ以外の場合において、よく知られたプロセス、構造、及び技法は、実施形態を不明瞭にしないように不必要な詳細なしで示される場合がある。さらに、様々な図面における同様の参照符号及び名称は、同様の要素を示す。

40

【0038】

また、個々の実施形態は、フローチャート、フロー図、データフロー図、構造図、又はブロック図として描かれるプロセスとして説明される場合がある。フローチャートは、動作を逐次的なプロセスとして説明することができるが、これらの動作の多くは、並列又は同時に実行することができる。加えて、これらの動作の順序は、再配列することができる。プロセスは、その動作が完了したときに終了することができるが、論述されない又は図に含まれない追加のステップを有する場合がある。さらに、特に説明される任意のプロセスにおける全ての動作が全ての実施形態において行われ得るとは限らない。プロセスは、方法、関数、手順、サブルーチン、サブプログラム等に対応することができる。プロセス

50

が関数に対応するとき、その関数の終了は、呼び出し側関数又はメイン関数へのその機能の復帰に対応することができる。

【0039】

さらに、開示された主題の実施形態は、少なくとも一部は手動又は自動のいずれかで実施することができる。手動実施又は自動実施は、マシン、ハードウェア、ソフトウェア、ファームウェア、ミドルウェア、マイクロコード、ハードウェア記述言語、又はそれらの任意の組み合わせを用いて実行することもできるし、少なくとも援助することができる。ソフトウェア、ファームウェア、ミドルウェア又はマイクロコードで実施されるとき、必要なタスクを実行するプログラムコード又はプログラムコードセグメントは、マシン可読媒体に記憶することができる。プロセッサ（複数の場合もある）が、それらの必要なタスクを実行することができる。

10

【0040】

概要

本開示の実施形態は、単一の1組のスラスタを用いて、軌道位置、方位及び累積されるオンボード運動量の同時制御のために宇宙機の動作を制御することに関する。それとともに、宇宙機のスラスタの配置及び／又は回転範囲に関する種々の制限を考慮しながら、宇宙機のオンボード制御システムにおいて実施することができるモデル予測制御（MPC）を提供する。

【0041】

本開示のいくつかの実施形態は、宇宙機のスラスタの配置及び／又は回転範囲に関する種々の制限を考慮する、宇宙機のオンボード制御システムにおいて実施することができるモデル予測制御（MPC）を提供する。具体的には、MPCは、宇宙機の姿勢をもたらす宇宙機のダイナミクスのモデルと、宇宙機の方位をもたらす宇宙機の運動量交換デバイスのダイナミクスのモデルとを用いて、有限後退ホライズンにわたってコスト関数を最適化することによって、スラスタコントローラを介して宇宙機のスラスタを制御するための解を生成することができる。

20

【0042】

例えば、本開示は、宇宙機の複数のスラスタによって生成されるスラスト角に関するハード制約及びソフト制約を条件としてMPCを最適化することができるという認識に基づく。具体的には、ハード制約が、或る解におけるスラスト角がハード制約によって規定される所定の範囲内に入るように要求するとき、ソフト制約は、その解に、宇宙機の質量中心を通り抜けるトルクフリースラスタに対応する公称角からのスラスト角の偏差に関してペナルティを科すことができる。数多くの態様の中でも、MPCの少なくとも1つの態様は、MPCが、MPCの解に従って、単一の1組のスラスタを動作させるスラスタコントローラを用いて、宇宙機の軌道位置、方位及び累積されるオンボード運動量の同時制御を提供できることである。

30

【0043】

最初に、実験から、MPCを用いて、オンボード制御システムにおいて実施される自律制御を提供し、より厳格で、かつ正確な軌道位置保持、姿勢制御及び運動量アンロードであると思われるものを提供できる提案される解法を発見した。しかしながら、提案される解法は、数多くの課題、すなわち、上記のような、スラスタプルームの衝突の危険を伴うことなくアンテナ及び太陽電池パネルを展開することができるような宇宙機上のスラスタの配置に関する制限に直面することを後に発見した。本発明において提案される解法について理解したことは、スラスタの配置及び／又は回転範囲に関する制限は、MPCによって、スラスト角に関するハード制約と見なすことができ、MPCがそのようなハード制約に違反する解を生成するのを防ぐことができることである。しかしながら、ハード制約が望ましくない可能性があること、及び結果として宇宙機のダイナミクスを複雑にする可能性があることを発見した。

40

【0044】

例えば、スラスト角に関するハード制約は、スラストのトルクフリー角の効率を下げる

50

可能性があり、MPCの解に、宇宙機に及ぼす正味の力及びトルクの両方を与えるスラストを生成するように指示する可能性がある。これらのトルク誘発スラストの結果として、宇宙機の不要な回転が生じる可能性がある。オンボード運動量交換デバイスは、宇宙機の不要な回転を補償することができ、その補償は、MPCの解において考慮することができる。しかしながら、運動量交換デバイスのダイナミクスは、スラストのダイナミクスより緩慢である可能性があり、スラストの動作に及ぼす運動量交換デバイスの動作の影響は、MPCの予測ホライズンから外れる可能性がある。そのため、MPCは、上記で言及されたように、宇宙機の姿勢及び累積されるオンボード運動量の両方に関して適した解を与えることができない可能性がある。

【0045】

10

習得したこの問題に対する1つの解法は、予測ホライズンを長くすることである。例えば、無限予測ホライズンを用いるMPCは、宇宙機の種々の構成要素のダイナミクスの応答に関するそのような変動を考慮することができる。しかしながら、無限予測ホライズンを用いるMPCは、オンボードコントローラの計算要件に負担をかけ、宇宙機から期待される、長期にわたる自律制御にとって望ましくない。そのため、本開示のいくつかの実施形態は、有限予測ホライズンを用いるMPCを用いて宇宙機を制御する。例えば、1つの実施態様では、有限予測ホライズンは24時間とすることができ、それは宇宙機の予測制御にとって標準であると考えられる。

【0046】

20

この問題に対する別の解法は、宇宙機の方位を制御する必要がないときに、MPCに強制的にトルクフリースラストのみを生成させることである。しかしながら、宇宙機のいくつかの構成では、そのようなトルクフリースラストは準最適である可能性がある。例えば、いくつかの実施態様において、宇宙機バスに取り付けられたジンバル上に搭載されるスラスト。スラストの運動範囲は、南北搭載太陽電池パネル上のブルームの衝突の可能性に起因して制限される。また、南北軌道位置保持において、平面外の径方向におけるスラストは、 Δv 消費において支配的な成分である。しかしながら、衛星の非天底面に配置されるスラストの場合、スラストのトルクフリー角、すなわち、スラストを強制的に衛星の質量中心を通して噴射させる角度は、結果として、径方向において非常に無駄な労力が生じる。したがって、 Δv 効率に関して、ジンバルは多くの場合にその限界において動作し、衛星上に望ましくないトルクを生成し、運動量交換デバイスに無用に負荷をかける。それにより、全角運動量蓄積に関する限界に起因して、運動量交換デバイス、例えば、リアクションホイールによって、結果として運動量管理において更なる Δv が費やされる。

30

【0047】

例えば、本開示のいくつかの実施形態は、トルク誘発スラストを許容できるが、トルクが不要であるときに阻止できるという理解に基づく。そのため、本開示のいくつかの実施形態は、スラスト角に関するハード制約を課すことに加えて、スラスト角に関するソフト制約を課し、宇宙機の質量中心を通り抜けるトルクフリースラストに対応する公称角からの角度の偏差にペナルティを科す。

【0048】

40

本開示において、ペナルティを科すという用語は、最適化及び制御コミュニティによって採用される通常の意味において使用される。例えば、本開示のいくつかの実施形態において、ソフト制約は、ハード制約を受けたMPCによって最適化されたコスト関数の構成要素として定式化される。MPCがコスト関数を最小化する場合には、その構成要素の値が、MPCによって生成されるスラスト角と公称角との間の差に比例して、例えば、線形に、又は非線形に増加する。MPCによって最小化されるそのようなコスト関数の例が、宇宙機の燃料効率を考慮する関数を含む。対照的に、MPCがコスト関数を最大化する場合には、その構成要素の値は、公称角からの偏差に比例して減少する。MPCによって最大化されるそのようなコスト関数の例が、宇宙機の目標姿勢に達するのに要する時間を考慮する関数を含む。

【0049】

50

さらに、本開示のいくつかの実施形態は、宇宙機のスラストを制御するための解を生成するモデル予測コントローラ（MPC）と、MPCの解に従ってスラストを動作させるスラストコントローラとを含む宇宙機の動作を制御する制御システムを開示する。MPCは、宇宙機の姿勢をもたらし宇宙機のダイナミクスのモデルと、宇宙機の方位をもたらし宇宙機の運動量交換デバイスのダイナミクスのモデルとを用いて、有限後退ホライズンにわたってコスト関数を最適化することによって解を生成する。その最適化は、宇宙機のスラストによって生成されたスラスト角に関するハード制約及びソフト制約を受ける。ハード制約は、解内のスラスト角がハード制約によって規定される所定の範囲内に入るように要求する。ソフト制約は、MPCの解に、宇宙機の質量中心を通り抜けるトルクフリースラストに対応する公称角からのスラスト角の偏差に関してペナルティを科す。

10

【0050】

そのようにして、MPCは、予測ホライズンの長さの延長を必要とすることなく、その解を調整する。さらに、MPCここでは、宇宙機の姿勢をもたらし宇宙機のダイナミクスと、宇宙機の方位をもたらし宇宙機の運動量交換デバイスのダイナミクスとの両方を考慮する多目的MPCである。例えば、いくつかの実施形態において、コスト関数は、目標姿勢からの宇宙機の変位にペナルティを科す宇宙機の姿勢に関する構成要素と、蓄積された運動量の大きさの値が大きいほどペナルティを科す、運動量交換デバイスによって蓄積される運動量に関する構成要素とを含む。それに加えて、又は代替的に、コスト関数の構成要素として、MPCにソフト制約を含むこともできる。

20

【0051】

本開示のいくつかの実施形態は、ソフト制約が有限後退ホライズンの限界を補償することができるだけでなく、MPCの最適化の近似を容易にするために使用することもできるという理解に基づく。例えば、いくつかの実施形態において、コスト関数の最適化は、二次計画法（QP）として定式化される。二次計画法は、オンボード計算能力が限られた宇宙機等のリソース制約のあるハードウェアにおいてより高速かつ効率的に解くことができる。二次計画法を利用するために、本開示のいくつかの実施形態は、本明細書においてLQ-MPCと呼ばれる、MPCの線形二次定式化を使用する。LQ-MPCは、宇宙機の公称動作条件に関する線形化軌道及び線形化姿勢ダイナミクス方程式に基づく、宇宙機の予測モデルを利用する。そのような線形化は更に、MPC解の精度をもたらし。しかしながら、ソフト制約が、MPC解の精度と、MPCによるコスト関数の最適化の簡単さとの間のバランスを保持するのを助ける。

30

【0052】

さらに、本開示のいくつかの実施形態は、宇宙機の姿勢をもたらし宇宙機のダイナミクスと、宇宙機の方位をもたらし宇宙機の運動量交換デバイスのダイナミクスとの両方を考慮するMPCが、軌道位置保持ダイナミクスと方位ダイナミクスとの差を考慮する必要があるという認識に基づくことができる。これは特に、宇宙機のスラストの配置及び／又は回転範囲に関する制限を有する宇宙機、例えば、宇宙機の単一の面上に位置するスラストを有し、宇宙機に作用する力及びトルクが大きく結合される宇宙機にとって懸念である。

【0053】

さらに、本開示のいくつかの実施形態は、MPCが宇宙機の位置及び方位の両方に及ぼす影響を考慮することができる。とりわけ、スラスト角に関するソフト制約によって、それらの影響を切り離すことができるようになる。例えば、本開示のいくつかの実施形態は、軌道位置保持（位置制御）及び方位ダイナミクス（姿勢制御）の時間スケールの相違を考慮する。例えば、いくつかの軌道について、軌道位置保持の時間スケールは、姿勢制御の時間スケールよりもかなり遅く、頻繁な状態サンプリング及び制御入力計算が方位ダイナミクスによって必要とされる一方で、長い予測ホライズンが軌道位置保持によって必要とされることの双方において問題を解く単一のMPCは、計算的に極めて大きな負担になる。

40

【0054】

またさらに、本開示のいくつかの実施形態は、2レベル制御方式を用いることができる

50

。例えば、本開示のいくつかの実施形態は、宇宙機の方位の内部ループ制御を用いて宇宙機の方位を制御し、外部ループ制御、例えばMPC、を用いて、宇宙機の姿勢及び宇宙機の運動量交換デバイスによって蓄積された運動量を制御する。内部制御及び外部制御は、宇宙機制御の特質に起因して異なる時間スケールを有するので、内部ループ制御は外部ループ制御から切り離され、外部ループ制御は、内部ループ制御のダイナミクスを含むモデルを用いて、内部ループ制御の効果を考慮する。また、本開示のいくつかの実施形態は、スラスト角に関する制限の悪影響を、そのような制限を緩和するか、又は最小化する宇宙機の機械的設計によって対処できるという別の認識に基づくことができる。

【0055】

例えば、少なくとも1つの実施形態は、衛星の非天底面に取り付けられるジンバル搭載ブームアセンブリ上にスラストを搭載することができる。ブームスラストセンブリは、ブームの衝突の危険を伴うことなく、スラストの回転範囲を増加させる。そのようにして、公称トルクフリー角を径方向に拡張することができる。また、ブーム上のスラストを宇宙機本体から離れるように変位させることにより、ジンバリングは、南北軸と位置合わせできるようになり、それは、より大きいトルクと、効率的な軌道位置保持との両方を可能にする。しかしながら、そのようなジンバル搭載ブームアセンブリの実際の実施態様では、各アセンブリが同じジンバル上に少なくとも一対のスラストを搭載し、各対のスラストの回転を互いに依存させる。すなわち、各スラストの回転がジンバルの回転によって制御され、それゆえ、1つのスラストが回転すると、ジンバル上に搭載される全てのスラストが必然的に回転し、すなわち、同じジンバル搭載ブームアセンブリ上に搭載される全てのスラストが同じジンバル角を共有する。理論的には、スラストの角度を結び付ける制約を用いて宇宙機の姿勢をもたらす宇宙機のダイナミクスのモデル内で、MPCはスラストのそのような構成を取り扱うことができる。しかしながら、そのようなダイナミクスのモデルの結果として、非線形最適化問題が生じる。非線形MPCは、計算能力及び記憶容量が限られるいくつかのオンボード制御システムにとって望ましくない可能性がある。

【0056】

本開示のいくつかの実施形態は、同じジンバル上に搭載されるスラストの同時の、及び／又は依存する回転を要求する制約を取り除くと、MPCの複雑度が緩和され、結果として、MPCが線形最適化問題を解くことができるという認識に基づくことができる。しかしながら、そのように簡略化する結果として、同じジンバル角を共有する2つのスラストが同時にスラストする必要があるが、スラスト角が異なるときに、実現不可能な解が生じる可能性がある。しかしながら、本開示のいくつかの実施形態は、同じジンバル角を共有するスラストを切り離し、スラストが異なる時点でスラストできるようにするポストMPC変調プロセスによって、そのような実現不可能な解を取り扱うことができるという理解に基づく。例えば、いくつかの先進的な電気推進システムが連続スラストをスロットルすることができる一方で、スラストの大部分が実際にはオン・オフのままである。さらに、電力制限が、同時にオンになることができるスラストの数を制限する場合がある。そのため、本開示のいくつかの実施形態は、オン・オフ変調が、そのオン・オフ性能を犠牲にすることなく、同じジンバル角を共有するスラストを強制的に異なる時点でスラストすることができるという理解に基づく。

【0057】

具体的には、MPC解が、制御ステップの或る期間にわたって同じジンバル角を共有するスラストによって生成されることになる、一定のスラストの大きさを生成することができる。例えば、いくつかの実施態様において、その期間は1時間である。本開示のいくつかの実施形態は、これらのスラストの大きさを、制御ステップのその期間内に各スラストのオン状態及びオフ状態を指定するパルス信号に変調又は符号化する。スラストは、スラストの状態がオンであるとき、所定の大きさのスラストを生成し、スラストの状態がオフであるとき、いかなるスラストも生成しない。各被変調信号のスラストの平均の大きさは、MPC解によって要求されるスラストの対応する大きさに等しい。本開示のいくつかの実施形態は、同じジンバル角を共有するスラストのオン状態が時間的に交わらないように

、スラストの大きさを変調する。

【0058】

そのような相互排他的な時間変調によって、ジンバルは、搭載されたスラストを、オン状態を有するように現時点でスケジューリングされたスラスト角まで回転させることができるようになる。例えば、少なくとも1つの実施形態は、要求されたスラスト値を所定の周波数において完全にオン又は完全にオフになるように量子化する閉ループパルス幅変調（PWM）方式を用いてMPCを強化する。パルスの幅、又はデューティサイクルは、MPCポリシーからの連続スラスト要求及び所定の周波数によって指定される。

【0059】

図1A及び図1Bを参照すると、図1Aは、本開示の実施形態による、宇宙機の動作を制御する方法100Aを示すブロック図である。図1Bは、本開示の実施形態による、図1Aの方法100Aのいくつかの構成要素を示すブロック図である。方法100Aは、コスト関数の最適化に基づく宇宙機のモデルを用いて決定された制御入力を用いて、宇宙機の動作を繰り返し制御する。

【0060】

図1Aの方法100Aは最初に、宇宙機の現在の状態を判断するステップ110から開始し、宇宙機の現在の状態は、センサ（図1Bの107）を用いて、又はハードウェア若しくはソフトウェア等の他の態様を用いて判断することができる。さらに、宇宙機の現在の状態は、地球上に位置する地上指令センターとの通信から、又は大気圏外空間に位置する別の宇宙機、例えば、GPS、相対範囲測定、スタートラッカ、ホライズンセンサ等との通信から取得することができる。また、宇宙機の以前のモデルを用いて以前のコスト関数で最適化された、以前の反復の間に決定された以前の制御入力に基づいて、現在の宇宙機状態を判断することもできる。

【0061】

図1Aの次のステップ120は、宇宙機モデルを更新することとすることができる。宇宙機モデル更新ステップ120は、現時点についての、及び、将来の予測ホライズンにわたる、目標軌道上の所望の目標ロケーションにおける宇宙機モデルの線形化を含むことができる。宇宙機モデル更新ステップ120はまた、目標ロケーションにおける同じホライズンにわたる予測外乱力を計算することもでき、この予測外乱力をダイナミクス予測モデルと組み合わせて、全体予測を形成する。最後に、本開示のいくつかの実施形態において、宇宙機モデル更新ステップ120は、コスト関数の安定性構成要素を、現時点についての、及び、将来の予測ホライズンにわたる、正しい値に更新することもできる。

【0062】

次に、方法ステップ130は、現在のモデル及び現在のコスト関数を用いて、現在の反復において宇宙機を制御するための現在の制御入力を決定する。例えば、その方法は、ステップ132において、更新された現在のコスト関数及び現在の宇宙機モデルを用いて、現時点から、新たな宇宙機状態測定値を少なくとも取得する限り、将来の決まった時間にわたって、スラスト力の将来の入力シーケンスを決定する。予測される将来の宇宙機状態及び入力が、宇宙機の動作に関する制約、及び制御入力に関する制約を満たすようにする。次のステップ134は、宇宙機の状態の新たな測定値を取得するために必要とされる時間に等しい持続時間にわたる、入力シーケンスの第1の部分を含む。それが選択され、宇宙機への現在の制御入力として、次のステップ136に適用される。宇宙機の決定された現在の状態（ステップ110）、宇宙機の現在の更新されたモデル（ステップ120）及び宇宙機に対して決定された現在の制御入力（ステップ130）に基づいて、宇宙機の次の状態が判断され、ステップ140において、コントローラは、新たな状態測定値が受信されるまで待つ。

【0063】

図1Bは、本開示の実施形態による、図1Aの方法を実施するためのコントローラのいくつかの構成要素を示すブロック図である。方法100Aは、コントローラのモジュールを実行するための少なくとも1つのプロセッサ113を有する制御システム又はコントロ

10

20

30

40

50

ーラ101を含むことができる。コントローラ101は、プロセッサ113及びメモリ119と通信することができる。メモリは、コスト関数121、宇宙機モデル123、内部ループ125、外部ループ127及び制約129を含む、少なくとも1つを記憶することができる。コントローラのモジュールは、内部ループ125及び外部ループ127のいずれかの一部とすることができる。制約は、宇宙機102の物理的限界、宇宙機102の動作に関する安全限界、宇宙機102の軌道に関する性能限界を表すことができる。

【0064】

さらに、方法100Aは、制約を受けた宇宙機のモデル123を用いて、プロセッサ113を介して制御入力107を決定することができる。決定された制御入力107は宇宙機102に送信することができる。さらに、宇宙機102は、数ある構成要素の中でも、スラスタ103、運動量交換デバイス105及びセンサ107を有することができる。宇宙機102の現在の状態106は、センサ107から取得し、プロセッサ113に通信することができる。コントローラ101が、プロセッサ113を介して、宇宙機102のための所望の入力133を受信することができる。

10

【0065】

少なくとも1つの実施形態において、プロセッサ113は、制御中に、コスト関数121、宇宙機モデル123、制約129のうちの少なくとも1つを決定し、及び／又は更新することができる。例えば、制御システム101は、コスト関数の最適化に基づいて、宇宙機のモデル123を用いて決定された図1Aのステップ130の制御入力を用いて、宇宙機102の動作を繰り返し制御する方法100Aを実行することができる。方法100Aはまた、宇宙機102の以前の反復動作に基づいて、すなわち、宇宙機の以前のモデルを用いて以前のコスト関数によって最適化される以前の反復において決定された以前の制御入力を有する以前の反復制御動作から、コントローラ101によって実行できることが可能である。

20

【0066】

図1C及び図1Dを参照すると、図1Cは、本開示の実施形態による、大気圏外空間の宇宙機とともに、図1Aのコントローラを示す概略図である。図1Dは、本開示の実施形態による、図1Cの大気圏外空間の宇宙機とともにコントローラを示す概略図であり、宇宙機は所望の位置165の周りの指定された寸法を有するウィンドウ内に留まることになる。

30

【0067】

例えば、図1C及び図1Dは、スラスタ103及び運動量交換デバイス105等の複数のアクチュエータを装備した宇宙機102を示している。このタイプの運動量交換デバイス105の例は、リアクションホイール(RW)及びジャイロスコープを含むことができる。宇宙機102は、その動作が、アクチュエータ103に送信された司令に応答して宇宙機の位置、その速度、及びその姿勢又は方位等の物理量を変化させる、大気圏外空間を飛行するように設計された乗り物、船、又は機械とすることができる。アクチュエータ103は、司令されると、宇宙機102の速度を増加又は減少させる力を宇宙機102に与える。したがって、宇宙機102にその位置を並進させ、また、アクチュエータ103は、司令されると、宇宙機102にトルクを与える。与えられたトルクは、宇宙機102を回転させ、それによって、その姿勢又は方位を変化させることができる。本明細書で用いられるように、宇宙機102の動作は、そのような物理量を変化させる宇宙機102の運動を決定するアクチュエータ103の動作によって決まる可能性がある。

40

【0068】

図1C及び図1Dを更に参照すると、宇宙機102は、開軌道経路又は閉軌道経路160であって、地球161、月、及び／又は他の惑星、恒星、小惑星、彗星等の1つ以上の重力体を周回する経路160、それらの間の経路160、又はそれらの近くの経路160に沿って大気圏外空間を飛行する。通常、軌道経路に沿った所望の位置又は目標位置165が与えられる。基準座標系170が所望の位置165に結び付けられ、座標系の原点、すなわち、基準座標系170内の全ての0座標が常に所望の位置165の座標であり、

50

【数 1】

$$\hat{i}, \hat{j}, \hat{k}$$

は、基準座標系の軸を表す標準単位ベクトルである。

【0069】

宇宙機102は、様々な外乱力114を受ける可能性がある。これらの外乱力114は、宇宙機102の軌道経路160を求めるときに考慮されていなかった力を含む可能性がある。これらの外乱力114は、宇宙機102に作用して、軌道経路160上の所望の位置から宇宙機102を離遠させる。これらの外乱力114は、重力、放射圧、大気抵抗、非球形の中心体、及び推進燃料の漏れを含むことができるが、これらに限定されるものではない。このため、宇宙機102は、目標位置165から距離167だけ離れる可能性がある。

10

【0070】

図1C及び図1Dを更に参照すると、外乱力114のために、宇宙機102をその軌道160に沿って所望の位置165に保持することが常に可能であるとは限らない。したがって、その代わりに、宇宙機102を所望の位置165の周囲において指定された寸法104を有するウィンドウ166内に留めることが所望される。そのために、宇宙機102は、ウィンドウ166内に制約される任意の経路に沿って移動するように制御される。この例では、ウィンドウ166は方形の形状を有するが、ウィンドウ166の形状は実施形態が異なれば変化する可能性がある。

20

【0071】

宇宙機102は、多くの場合、所望の方位を維持することも必要とされる。例えば、宇宙機固定基準座標系174は、遠方の恒星172に対して固定された慣性基準座標系171、又は地球161を指し示すように常に方位付けられた基準座標系173等の所望の基準座標系と位置合わせされることが必要とされる。しかしながら、宇宙機102の形状に応じて、種々の外乱力114が、宇宙機102に非均一に作用する可能性があり、それによって、宇宙機102をその所望の方位から離遠して回転させる外乱トルクが発生する。これらの外乱トルクを補償するために、リアクションホイール等の運動量交換デバイス105が、外乱トルクを吸収するために用いられ、したがって、宇宙機102をその所望の方位に維持することが可能になる。運動量交換デバイス105が飽和しないように、それによって、外乱トルクを補償する能力を喪失しないように、例えば、リアクションホイールのスピン速度を低減することによって、それらのデバイスが蓄積した運動量をアンロードしなければならない。運動量交換デバイス105をアンロードすることによって、所望されないトルクが宇宙機102に与えられる。そのような所望されないトルクも、スラスト103によって補償することができる。

30

【0072】

図1Eは、本開示の実施形態による、宇宙機固定基準座標系174と所望の基準座標系171との間のオイラー角175を示す概略図である。図1Fは、本開示の実施形態による、運動量アンロードプロセス中に限度176内に留まるオイラー角175を示すグラフである。例えば、本開示のいくつかの実施形態は、運動量アンロードプロセス中にオイラー角175が限度176（図1F）内に留まるように、宇宙機102を制御する。スラスト103は、宇宙機座標系との公称アライメントから決まった量だけ回転できるようにするために、ジンバルによって支持することができる。

40

【0073】

図2は、本開示の実施形態による宇宙機の動作を制御する二重ループコントローラのブロック図を示している。宇宙機102の運動は、外乱力及びトルク114による影響を受ける。例えば、二重ループコントローラは、宇宙機102の動作の一部、例えば、所望の座標系171に対する宇宙機固定座標系の方位174（図1E）、を制御する内部ループフィードバック制御125を備える。その方法のステップは、プロセッサ、例えば、コントローラ101と通信する（図1Bの）プロセッサ113、宇宙機の別のプロセッサ及び

50

／又はリモートプロセッサを用いて実施することができる。

【0074】

内部ループ制御システム125は、宇宙機運動についての全情報106のサブセットである宇宙機102についての情報204を、宇宙機102に直接又はリモートに接続された図1Bのセンサ107、ハードウェア、又はソフトウェアから受信することができる。この情報106は、宇宙機運動の状態を含む。サブセット204は、内部ループフィードバック制御125に関係しており、司令209を生成するのに用いられる。これらの司令は、方位（姿勢）制御の場合には、図1Bの運動量交換デバイス105への司令である。また、宇宙機102の動作を制御する外部ループ制御システム127も示されている。外部ループ制御システム127は、目標動作、例えば、所望の軌道又は物理量のうちのいくつかの目標点等の宇宙機102の所望の運動133、を受信し、制御入力107を介して宇宙機を制御する。これらの制御入力107は、宇宙機102の動作のパラメータを変更する司令を含むこともできるし、宇宙機に影響を及ぼす電圧、圧力、トルク、力等のパラメータの実際の値を含むこともできる。

10

【0075】

図2を更に参照すると、制御入力107は、司令209とともに、宇宙機102への入力211を形成し、宇宙機の物理量205の生成をもたらす運動を誘発する。例えば、入力211は、任意選択で、マッパー274によって形成することができる。例えば、マッパー274は、未変更信号107及び209を組み合わせて、入力211を形成することができる。さらに、マッパー274は、スラスト103（図1B及び図1C）が全体で所望の力及びトルク107を宇宙機102に与えるように、宇宙機102に対して司令された全体の力及びトルクから個々のスラスト103への司令を求めることができる。マッパー274は、これらの司令を、変更することなく、現在の制御入力204として、個々のスラスト司令とともにオンボード運動量交換デバイス105（図1B及び図1C）に渡すことができる。

20

【0076】

外部ループ制御システム127は、宇宙機運動についての情報106も受信する。外部ループ制御システム127は、制御入力107の選択に状態を用いる。情報106は、運動物理量205のうちのいくつか又は全てを含むことができ、宇宙機102についての追加の情報も含むことができる。物理量205、制御入力107又はそれらの組み合わせは、宇宙機102の動作に対する制約129に従ったいくつかの既定の範囲に留まるように要求することができる。

30

【0077】

図2を更に参照すると、本開示のいくつかの実施形態は、宇宙機102が、ボックス166（図1C及び図1D）内に留まることと、そのオイラー角175（図1E）を限度176（図1F）内に留めることと、蓄積された過剰な運動量をアンロードすることとを同時に行うように、スラスト103（図1B及び図1C）への司令107と、運動量交換デバイス105への制御入力209とを求める。これは、内部ループフィードバック制御システム125とともに宇宙機のモデル123を用いる自動外部ループ制御システム127を実施することによって行われる。例えば、本開示のいくつかの実施形態は、宇宙機の姿勢に対する制約129を条件とする後退ホライズンにわたるコスト関数の最適化を用いて宇宙機のスラストを制御する制御入力と、スラスト103（図1B及び図1C）への入力とを求め、適切な制御入力司令107を生成する。宇宙機の姿勢は、宇宙機の絶対位置及び絶対方位又は相対位置及び相対方位のうちの一方又は組み合わせを含む。本開示のいくつかの実施形態では、コスト関数は、宇宙機の姿勢を制御する構成要素と、運動量交換デバイスによって蓄積された運動量をアンロードする構成要素とを含む。

40

【0078】

本開示のいくつかの実施形態では、内部ループフィードバック制御システム125は、センサ測定値204を用いて、宇宙機の現在の方位を求め、宇宙機の現在の方位と宇宙機の目標方位との間の誤差を低減するために、運動量交換デバイス105等のアクチュエー

50

タ103に司令209を送信する。本開示のいくつかの実施形態では、内部ループコントローラ125は、アクチュエータ103へのフィードバック司令209としての宇宙機の現在の方位と宇宙機の目標方位との間の誤差に対して比例積分微分（PID）利得を適用する。他の実施形態では、宇宙機の現在の方位と宇宙機の目標方位との間の誤差は、不確定の宇宙機パラメータ、例えば、慣性モーメント及び慣性相乗モーメント、を推定する内部状態に基づいてフィードバック司令209を生成する適応姿勢コントローラを用いて低減することができる。

【0079】

図2を更に参照すると、いくつかの他の実施形態では、内部ループフィードバック制御システム125は、現在の宇宙機の方位と宇宙機の目標方位との間の誤差を回転行列として符号化するSO（3）ベースの姿勢コントローラの形態を取る。SO（3）ベース姿勢コントローラは、姿勢追従問題のほぼ大域的な漸近的安定性を提供することができ、容易に実現可能なフィードバックコントローラとすることができ、外乱周波数において無限のフィードバック利得を提供することによって外乱除去を提供することができる。宇宙機の目標方位は、慣性固定方位とすることができ、又は特別に変化することができる方位、例えば、地球を常に指し示すように進展する方位、とすることができる。

【0080】

本開示のいくつかの実施形態では、外部ループ制御システム127は、後退ホライズンにわたってモデル予測制御（MPC）を用いて制御を実現する。MPCは、内部ループフィードバック制御をモデル化する構成要素と、宇宙機の運動の目的のセットと、宇宙機推進システム及び運動に対する制約とを含む宇宙機のモデルに基づく反復的な有限ホライズン最適化に基づいており、今後の事象を予想し、その結果として適切な制御動作を行う能力を有する。これは、制約を受ける宇宙機のモデルに従って取得される予測を有する今後の有限時間ホライズンにわたって、目的のセットに従って宇宙機の動作を最適化し、現在のタイムスロットに対してのみ制御を実施することによって達成される。

【0081】

図2を更に参照すると、例えば、制約129は、宇宙機102の物理的限界、宇宙機の動作に対する安全性限界、及び宇宙機の軌道に対する性能限界を表すことができる。宇宙機の制御戦略は、そのような制御戦略について宇宙機によって生成される運動が全ての制約を満たすときに容認可能である。例えば、時刻 t において、宇宙機の現在の状態がサンプリングされ、容認可能なコスト最小化制御戦略が、今後の比較的短い時間ホライズンについて求められる。具体的には、オンライン又はリアルタイムの計算が、コスト最小化制御戦略を時刻 $t+T$ まで求める。制御の最初のステップが実施された後、状態が再度測定又は推定され、この時点における現在の状態から開始して計算が繰り返され、新たな制御及び新たな予測状態軌道が得られる。予測ホライズンは前方にシフトし、この理由から、MPCは後退ホライズン制御とも呼ばれる。

【0082】

図3は、本開示の実施形態による、外部ループ制御システムの一部とすることができるいくつかのモジュールを示すブロック図である。例えば、図3は、宇宙機のモデル123が、宇宙機の並進運動を統御する宇宙機軌道ダイナミクス、並びに宇宙機の姿勢運動を統御する宇宙機姿勢ダイナミクス及び宇宙機姿勢運動学等のモデル123のパラメータ間の関係を規定する公称モデル302を含むことを示す。モデル123は、内部ループフィードバック制御モデル325も含むことを示す。この内部ループフィードバック制御モデルは、内部ループ325が取る動作を外部ループが予測することができることを可能にするものであり、外部ループ制御システム127が、運動量交換デバイス105（図1B及び図1C）にそれらの運動量をアンロードするように内部ループ制御システム125に司令させる（109）（図2）形で、スラスト103（図1B及び図1C）に動作するように司令する（107）（図2）ことができるという認識に基づいている。

【0083】

モデル123は、宇宙機102に作用する外乱力114（図2）を規定する外乱モデル

10

20

30

40

50

303も含む。本開示のいくつかの実施形態では、外乱力114は、制御の種々の時間ステップの間、宇宙機102が所定の位置、例えば所望の位置165（図1C及び図1D）、に位置しているかのように求められる。すなわち、宇宙機の実際の位置にかかわらず求められる。それらの実施形態は、そのような近似が、精度を大幅に低下させることなく外乱の計算複雑度を簡素化するという認識に基づいている。外乱モジュール303は、宇宙機の運動目的を満たしながら燃料消費を削減することができるように、MPCが、ナチュラルダイナミクスを活用して外乱力を補償することを可能にする。

【0084】

図3を更に参照すると、宇宙機の物理量のうちのいくつかは、宇宙機の動作に対する制約305によって規定された所望の範囲内に留まっている必要がある。例えば、そのような物理量は、宇宙機をウィンドウ166（図1C及び図1D）内に維持する要件から導出される位置制約と、オイラー角175（図1E）を限度176内に維持する要件から導出される方位制約とを含む宇宙機の姿勢を含むことができる。

10

【0085】

本開示のいくつかの実施形態は、スラスト規模制限等の宇宙機アクチュエータの動作制限を満たすには、制御入力に対する制約306が必要とされるという追加の認識に基づいている。本開示のいくつかの実施形態では、制約306は、宇宙機を制御する少なくともいくつかの制約305と組み合わせて用いられる。

【0086】

図3を更に参照すると、本開示のいくつかの実施形態では、制御入力107は、宇宙機の動作に対する制約305及び制御入力に対する制約306を条件としたコスト関数309の最適化に基づいて求められる。本開示のいくつかの実施形態では、コスト関数は、宇宙機の位置の構成要素391と、宇宙機の姿勢の構成要素392と、蓄積された運動量の構成要素393と、宇宙機の動作の目的の構成要素394と、宇宙機の動作の安定性を確保する構成要素395と、トルクペナルティを含む構成要素396とを含む複数の構成要素の組み合わせを含む。コスト関数306の構成要素の異なる組み合わせを選択することによって、本開示のいくつかの実施形態は、制御の種々の目的のために調整された現在のコスト関数309を求める。

20

【0087】

例えば、宇宙機の位置の構成要素391は、ウィンドウ166（図1C及び図1D）内に留まるという目的の達成を助けるために、所望の位置165（図1C）からの宇宙機のより大きな変位167（図1C）にペナルティを科し、それによって、コスト関数309の最適化が、宇宙機に印加されると変位167を低減する制御入力をもたらすようにしている。

30

【0088】

図3を更に参照すると、宇宙機の姿勢の構成要素392は、宇宙機の所望の方位を維持するという目的の達成を助けるために、宇宙機固定基準座標系174（図1E）と所望の基準座標系、例えば171（図1E）との間の宇宙機のオイラー角175（図1E及び図1F）のより大きな大きさにペナルティを科し、それによって、コスト関数309の最適化が、宇宙機に印加されるとオイラー角175を低減する制御入力をもたらすようにしている。これらの結果の制御入力は、オイラー角175をそれらの目的値に向けて直接低減する方法でスラストの噴射を誘発する司令とすることもできるし、オイラー角の目的値の達成を助ける運動量交換デバイスへの司令を生成するように内部ループ制御システムに影響を与える方法でスラスト103（図1B及び図1C）の噴射を誘発する司令とすることもできる。

40

【0089】

蓄積された運動量の構成要素393は、蓄積された運動量のより大きな大きさにペナルティを科し、それによって、コスト関数309の最適化が、宇宙機に印加されると蓄積された運動量をアンロードする制御入力をもたらすようにしている。例えば、リアクションホイールのスピン速度の高い値にはペナルティが科され、その結果、リアクションホイー

50

ル105（図1B及び図1C）のスピンの速度を低減する制御入力を生成する最適化がもたらされる。外部ループ制御システムは、運動量交換デバイスに直接司令せず、蓄積された運動量を直接アンロードすることができないので、この制御入力は、蓄積された運動量をアンロードするように内部ループ制御システムに影響を与える方法でスラスタを噴射させる。

【0090】

図3を更に参照すると、宇宙機の動作の目的の構成要素394は、例えば、コスト関数309の最適化がより少ない燃料を用いる制御入力をもたらすように、スラスタが用いる燃料の量に対するペナルティを含むこともできるし、コスト関数の最適化が宇宙機により高速に動作させる、すなわち、より短い期間で目的を達成する、制御入力をもたらすように、宇宙機が動作する速度のより小さな大きさに対するペナルティを含むこともできる。

10

【0091】

安定性の構成要素395は、コスト関数309の最適化が、宇宙機の動作の安定性を確保する制御入力をもたらすように求められる。1つの実施形態では、所望の軌道160（図1C及び図1D）が円形である場合、コスト関数の安定性構成要素は、離散代数リッカチ方程式（DARE）の解を用いることによって、MPCホライズンの端部にある宇宙機の位置にペナルティを科す。他の実施形態では、所望の軌道は円形ではない。例えば、所望の軌道は楕円形であるか、又はそれ以外の非円形で周期的なものである。その場合、安定性構成要素は、周期的差分リッカチ方程式（PDRE）の解を用いることによって、MPCホライズンの端部にある宇宙機の位置にペナルティを科す。PDRE解は一定ではなく、このため、現在のコスト関数209のペナルティは、MPCホライズンの端部にいる時刻に対応する時点におけるPDRE解に対応するように選択されることに留意されたい。

20

【0092】

図3を更に参照すると、本開示のいくつかの実施形態では、コスト関数309の構成要素391～394のそれぞれは、当該コスト関数の最適化が、それらの相対重みに対応する優先順位で様々な個々の構成要素の目標を達成する制御入力を生成するように重み付けされる。

【0093】

例えば、1つの実施形態では、重みは、スラスタが用いる燃料にペナルティを科す構成要素394に最大重みが与えられるように選択される。その結果、この実施形態は、より大きな平均変位167（図1C）を犠牲にして可能な限り最小量の燃料を用いることを優先する宇宙機の動作を生成する。異なる実施形態では、所望の位置165（図1C及び図1D）からの変位167（図1C）にペナルティを科す構成要素391に最大重みが与えられる。その結果、この実施形態は、より多くの燃料を用いることを犠牲にして小さな平均変位167を維持することを優先する宇宙機の動作を生成する。本開示のいくつかの実施形態では、安定性の構成要素395は、安定化制御入力を生成する重みに従って規定されたその重みを有する。

30

【0094】

図3を更に参照すると、制御システム101（図1B）のプロセッサ113（図1B）は、現在のコスト関数309を最適化することによって現在の反復中に宇宙機スラスタへの力の司令107を求める制御入力モジュール308を含む制御システムの様々なモジュールを実行する。制御入力モジュールは、宇宙機の動作に対する制約305と現在の制御入力に対する制約306とを条件として、宇宙機の現在のモデル301を用いて現在のコスト関数を最適化する。

40

【0095】

1つの実施形態では、制御入力モジュール308におけるコスト関数309の最適化は、二次計画法（QP）として定式化される。二次計画法は、オンボード計算能力が制限された宇宙機等のリソース制約のあるハードウェアにおいてより高速かつより効率的に解くことができる。二次計画法を利用するために、線形二次MPC（LQ-MPC）定式化が

50

適用される。

【0096】

図3を更に参照すると、例えば、制御システムは、目標軌道上の所望の目標ロケーション165（図1B及び図1C）における公称モデル302の線形化と、内部ループフィードバック制御モデル302の線形化と、所望の目標ロケーション165における外乱力を求めることとを行うための現在のモデルモジュール301も備える。本開示のいくつかの実施形態では、線形化は、LQ-MPCが線形予測モデルを利用することに起因している。モジュール301は、現時点のMPCホライズン全体にわたる宇宙機の現在のモデルを求める。モジュール301は、宇宙機（図1B）の現在の状態106を受信して、線形化に対する宇宙機の状態を求めることもできる。

10

【0097】

制御システムは、現在のコスト関数309を求めるコスト関数モジュール307も備える。例えば、コスト関数モジュール307は、宇宙機の目標動作の変化、例えば、所望の運動133の変化、に基づいて以前のコスト関数を更新する。なぜならば、異なる運動は、宇宙機の物理量205にそれらの所望の目的値を満たさせるために異なるコスト関数を必要とする可能性があるからである。また、コスト関数モジュールは、所望の軌道が、その軌道に基づいて更新された重みを必要とする場合に、コスト関数の安定性構成要素395を更新することができる。制御のステップは反復して実行されるので、現在のモデル及び現在のコスト関数は、その後の反復については以前のモデル及び以前のコスト関数になる。例えば、以前のモデル、以前のコスト関数及び以前の制御入力、以前の反復においては、現在のモデル、現在のコスト関数及び現在の制御入力として求められる。

20

【0098】

また、本開示の少なくとも1つの方法を実施する少なくとも1組のプロセスステップを考案した。例えば、軌道位置保持ボックス内に留まると同時に、余分な蓄積運動量をアンロードするように宇宙機を制御するために、以下の反復方法ステップに従って宇宙機を制御することができる制御システムを開発する。

【0099】

初期ステップ1は、GPS、相対範囲測定等の任意のタイプの軌道特定手順を用いて、目標軌道上の目標位置に対する現在の宇宙機位置を特定するステップを含むことができる。ステップ2は、スタートラッカ、ホライズンセンサ等の任意のタイプの姿勢特定手順を用いて、所望の方位に対する現在の宇宙機方位を特定することを含むことができる。ステップ3は、現時点についての、及び、将来の予測ホライズンにわたる、目標軌道上の目標ロケーションにおける宇宙機軌道及び姿勢ダイナミクスの線形化を計算することを含むことができる。ステップ4は、目標ロケーションにおいて同じホライズンにわたって予測される非ケプラー外乱力を計算することを含むことができ、これらの外乱力をダイナミクス予測モデルと組み合わせて、全体予測を形成することができる。ステップ5は、軌道のタイプに依存するコスト関数を場合によって更新することを含むことができる。ステップ6は、全体予測モデル、軌道位置保持及び方位要件、スラストカートルク関係、及び利用可能なスラストに関する制約によって規定され、制約されるようなコスト関数を用いて有限ホライズン最適制御問題を解き、オンボード運動量交換デバイスへの力、トルク及び司令を取得することを含むことができる。コスト関数は、任意選択で、ジンバルブームアセンブリのジンバル角に関するソフト制約を含むことができる。ステップ7は、力及びトルクから、宇宙機に司令されることになるスラストプロファイルを計算することを含むことができる。ステップ8は、同じジンバル角を共有する結合されたスラストのオン状態が時間的に交わらないように、MPCによって決定される結合されたスラストのスラストの大きさを、結合されたスラストのそれぞれのオン状態及びオフ状態を指定するパルス信号として変調する変調器を使用することを含むことができる。ステップ9は、宇宙機にスラストプロファイルを適用することを含むことができる。ステップ10は、オンボード運動量交換デバイスに司令を適用することを含むことができる。ステップ11は、指定された時間だけ待機することを含むことができ、そのプロセスを繰り返すことができる。当然、これ

30

40

50

らのステップは繰り返すことができ、及び／又は場合によっては異なる順序に編成することができる。

【0100】

図4は、質量中心401と、ジンバル搭載ブームアセンブリ403上に搭載されるスラスト103とを伴う宇宙機102を示す。スラストブームの衝突の危険を伴うことなく、アンテナ及び太陽電池パネル405を搭載できるように、スラスト103は多くの場合に宇宙機102の1つの面に制限される。さらに、スラストは、太陽電池パネル405を避けるために、領域404内で噴射するように要求される場合がある。領域404は、許容可能スラスト入力司令に関する、MPC内のハード制約306（図3）として実現することができる。

10

【0101】

軌道位置保持及び運動量アンロードの両方のために使用されるスラストの配置及び許容可能噴射領域を制限することにより、スラストが、宇宙機上に正味の力を加えることなく、純粋なトルクを与えるのを妨げる可能性がある。例えば、図4において、スラスト103は方向402において噴射し、その方向は、宇宙機102の質量中心401を通り抜けない。そのようなスラスト噴射は、蓄積された運動量だけでなく、宇宙機の位置及び方位（姿勢）にも影響を及ぼすことになり、同時の軌道位置保持、姿勢制御及び運動量管理の問題を引き起こす。

【0102】

図4を更に参照すると、理論的には、所望の軌道、又は複数の量のうちのいくつかに関する目標点等の、宇宙機に関する所望の目標動作、例えば、所望の運動133を満たすために、MPCは制御入力107を介して宇宙機を制御する最適なスラスト司令を見つけることになる。例えば、MPCは、トルク誘発スラストによって宇宙機の不要な回転が生じる可能性があり、オンボード運動量交換デバイス105を用いて宇宙機の不要な回転を補償できることを認識することができる。しかしながら、運動量交換デバイス105のダイナミクスが、スラスト103のダイナミクスより緩慢である可能性があり、運動量交換デバイスの動作の影響が、MPCの予測ホライズンから外れる可能性がある。

20

【0103】

図5Aは、予測ホライズン502中の運動量交換デバイス105の予測値501を示す。運動量交換デバイス105のダイナミクスがスラストのダイナミクスに比べて緩慢な場合があるので、その将来値503は、MPCから制御入力107を生成する際に利用されない場合がある。計算上の理由から、MPC予測ホライズンを拡張するのが実現不可能な場合があり、そのため、MPCは、宇宙機の姿勢及び蓄積されたオンボード運動量の両方に適した解を与えることができない可能性があるのが現実である。

30

【0104】

図5Bは、コスト関数309（図3）が、スラスト103（図1B及び図1C）によって生成されたトルクにペナルティを科すための構成要素596で強化される解を示す。このトルクペナルティ596は、トルク誘発スラストを許容できるが、トルクが不要であるときに阻止できるソフト制約としても知られる。そのため、本開示のいくつかの実施形態は、スラスト角に関するハード制約を課すほかに、スラスト角に関するソフト制約を課す構成要素596をコスト関数309に追加し、宇宙機の質量中心401（図4）を通り抜けるトルクフリースラストに対応する公称角からの角度の偏差にペナルティを科す。構成要素596を伴うコスト関数309の最適化の結果として、宇宙機に適用されるときに、質量中心401付近の角度において噴射して、不要な回転を回避するという目的を果たすのを助ける可能性がより高い制御入力生成される。

40

【0105】

特徴

制御システムの一態様は、スラストのスラスト角及びその大きさを指定するMPCを含むことができ、スラストコントローラは、結合されたスラストを、オン状態を有するように現時点でスケジューリングされているスラストのスラスト角まで回転させるようにジン

50

バルを動作させる。更なる態様は、パルス信号を生成するために所定の周波数においてスラストの大きさを量子化する閉ループパルス幅変調器（PWM）である変調器を含むことができ、パルス信号の幅又はデューティサイクルが、MPCからの連続スラスト要求及び所定の周波数によって指定される。

【0106】

宇宙機の一態様は、宇宙機のスラストによって生成されるスラスト角に関するハード制約及びソフト制約を条件としてコスト関数を最適化するMPCを含むことができ、ハード制約は、解内のスラスト角がハード制約によって規定される所定の範囲内に入るように要求し、ソフト制約は、解に、宇宙機の質量中心を通り抜けるトルクフリースラストに対応する公称角からのスラスト角の偏差に関してペナルティを科す。ソフト制約はコスト関数の一構成要素を形成する。コスト関数は、目標姿勢からの宇宙機の変位にペナルティを科す宇宙機の姿勢に関する構成要素と、蓄積された運動量の大きさの値が大きいほどペナルティを科す、運動量交換デバイスによって蓄積される運動量に関する構成要素とを含む。

10

【0107】

宇宙機の態様は、運動量交換デバイスの内部ループ制御のダイナミクスを含む、宇宙機の運動量交換デバイスのダイナミクスのモデルを含むことができ、宇宙機のダイナミクスのモデルは内部ループ制御のダイナミクスを含み、MPCの解は、内部ループ制御に従う運動量交換デバイスの作動の影響を考慮に入れる。内部ループ制御は宇宙機の方位と宇宙機の目標方位との間の誤差を削減し、MPCの解は、運動量交換デバイスを減速するためのスラストのスラスト角及びその大きさを指定する。

20

【0108】

方法の態様は、モデルのパラメータ間の関係を規定する線形公称モデルと、後退ホライズンの全期間にわたって目標位置に位置する宇宙機に作用する外乱力を規定する外乱モデルとを含む、宇宙機のダイナミクスのモデルを含むことができる。態様は、オン状態にあるときのスラストの大きさ未満である、制御期間中の全てのスラストに対するMPCからのスラスト要求の大きさの和である、大きさ総和制約を含むことができ、MPCは、宇宙機を制御する際の制御入力に関する制約として、MPCによって大きさ総和制約を利用することによって、互いに排他的な時間変調を実行することができる。さらに、一態様は、制御期間にわたってMPCから要求されるスラスト値を、コスト関数の非線形最適化から生じる、オン時間及びオフ時間を決定することに基づいて、単一のパルス幅で完全にオン又は完全にオフになるように量子化する変調器を含むことができ、非線形最適化は、MPCによって要求されるスラストから生じる運動の量に比べて、ポストMPC変調プロセスが生成する宇宙機に関する量の予測誤差を最小化する。

30

【0109】

図6は、本開示の実施形態による、代替のコンピュータ又はプロセッサを用いて実施することができる図1Aの方法を示すブロック図である。コンピュータ611は、バス656を通して接続されるプロセッサ640、コンピュータ可読メモリ612及び記憶装置658を含む。

【0110】

メモリ612は、プロセッサによって実行可能である命令、履歴データ、並びに本開示の方法及びシステムによって利用することができる任意のデータを記憶できると考えられる。プロセッサ640は、シングルコアプロセッサ、マルチコアプロセッサ、コンピューティングクラスター、又は任意の数の他の構成とすることができる。プロセッサ640は、バス656を通して1つ以上の入力デバイス及び出力デバイスに接続することができる。メモリ612は、ランダムアクセスメモリ（RAM）、リードオンリーメモリ（ROM）、フラッシュメモリ、又は任意の他の適切なメモリシステムを含むことができる。

40

【0111】

図6を更に参照すると、記憶デバイス658は、プロセッサによって使用される補足データ及び／又はソフトウェアモジュールを記憶するように構成することができる。例えば、記憶デバイス658は、履歴デバイスデータ、及びデバイスのためのマニュアル等の他

50

の関連デバイスデータを記憶することができ、それらのデバイスは、本開示に関して上記で言及されたような測定データを取得することができる検知デバイスである。それに加えて、又は代替的に、記憶デバイス 658 はセンサデータに類似の履歴データを記憶することができる。記憶デバイス 658 は、ハードドライブ、光ドライブ、サムドライブ、ドライブのアレイ、又はその任意の組み合わせを含むことができる。

【0112】

コンピュータ 611 は、適用例に応じて、電源 654 を含むことができ、電源 654 は、任意選択で、コンピュータ 611 の外部に位置することができる。ネットワークインターフェースコントローラ (NIC) 634 が、バス 656 を通してネットワーク 636 に接続するように構成され、数ある中でも、センサデータ又は他のデータ。

10

【0113】

図 6 を更に参照すると、数ある中でも、センサデータ又は他のデータを、ネットワーク 636 の通信チャネルを介して送信することができ、及び／又は記憶及び／又は更なる処理のために記憶システム 658 内に記憶することができる。さらに、センサデータ又は他のデータは受信機 646 (若しくは外部受信機 638) からワイヤレスで若しくは有線で受信することができるか、又は送信機 647 (若しくは外部送信機 639) を介してワイヤレスで若しくは有線で送信することができ、受信機 646 及び送信機 647 はいずれもバス 656 を通して接続される。コンピュータ 611 は入力インターフェース 608 を介して外部検知デバイス 644 及び／又は外部入力／出力デバイス 641 に接続することができる。コンピュータ 611 は、他の外部コンピュータ 642 に接続することができる。出力インターフェース 609 を用いて、プロセッサ 640 からの処理済みのデータを出力することができる。

20

【0114】

スラスタへの司令を計算する方程式

本開示の一実施形態によれば、宇宙機モデル 123 (図 2) は、ジンバルによって支持された 4 つの電気スラスタ 103 と、直交したマスバランス構成でリジッドバス (rigid bus: 剛体バス) に取り付けられた 3 つの軸対称リアクションホイール 105 とを装備した静止地球軌道 (GEO) 上の直下視宇宙機について求められる。宇宙機のバス固定座標系 174 (図 1E) が規定され、宇宙機の姿勢を求める慣性座標系 171 (図 1E) が指定される。宇宙機の運動方程式は、以下の式によって与えられる。

30

【数 2】

$$\begin{aligned} \ddot{\mathbf{r}}_g^{cw} + \mu \frac{\mathbf{r}_g^{cw}}{\|\mathbf{r}_g^{cw}\|^3} &= \mathbf{a}_g^p + \frac{1}{m_B} \mathbf{f}_g^{\text{thrust}}, \\ \mathbf{J}_p^{\mathcal{B}c} \dot{\boldsymbol{\omega}}_p^{pg} + \boldsymbol{\omega}_p^{pg \times} (\mathbf{J}_p^{\mathcal{B}c} \boldsymbol{\omega}_p^{pg} + \mathbf{J}_s \dot{\boldsymbol{\gamma}}) + \mathbf{J}_s \boldsymbol{\eta} &= \boldsymbol{\tau}_p^p + \boldsymbol{\tau}_p^{\text{thrust}}, \\ \mathbf{C}_{pg} &= -\boldsymbol{\omega}_p^{pg \times} \mathbf{C}_{pg}, \\ \ddot{\boldsymbol{\gamma}} &= \boldsymbol{\eta}, \end{aligned} \quad (1)$$

ここで、

【数 3】

$$\mathbf{r}_g^{cw}$$

は、衛星の位置であり、

【数 4】

$$\mathbf{q}^{pg}$$

は、慣性座標系に対するバス座標系の回転行列を用いて

40

【数 5】

 C_{pg}

を姿勢パラメータ化したものであり、

【数 6】

 γ

は、各リアクションホイールの回転角度を含む列行列である。ベクトル

【数 7】

 ω_p^{pg}

10

は、バス座標系において解かれた慣性座標系に対するバス座標系の角速度である。行列 J_p^{Bc} は、バス座標系において解かれた、衛星

【数 8】

 B

のその質量中心に対する慣性モーメントである。リアクションホイールアレイは、慣性モーメント

【数 9】

 J_s

を有し、ホイールは、加速度

【数 10】

20

 η

を用いて制御される。項

【数 11】

 a_g^p

は、地球の非球形重力場、太陽及び月の重力、太陽放射圧（SRP）に起因した衛星に対する外部摂動を表し、以下の式（4）において定義される。項

【数 12】

 τ_p^p

30

は、太陽放射圧に起因した摂動トルクを表す。この摂動トルクは、全吸収を前提とし、以下の式によって与えられる。

【数 13】

$$\tau_p^p = -c_p \left[\mathbf{r}_p^{p_i c} \sum_{i=1}^{N_s} \mathbf{n}_p^{i^T} \hat{\mathbf{r}}_p^{sc} \right] \times \hat{\mathbf{r}}_p^{sc} \quad (2)$$

40

ここで、 c_p は、地球の近くの有効 SRP であり、

【数 14】

 $\hat{\mathbf{r}}_p^{sc}$

は、宇宙機の質量中心から太陽を指し示す単位ベクトルであり、 p_i は、衛星の 6 つの側部のうちの 1 つの圧力中心であり、

【数 15】

 $\mathbf{r}_p^{p_i c}$

は、衛星の質量中心に対する第 i パネルの圧力中心の位置であり、

50

【数 1 6】

 $\mathbf{n}_p^i$

は、バス座標系において解かれた第 i パネルの法線ベクトルである。値 N_s は、太陽の方向に向いているパネルの数である。太陽の方向に向いているパネルのみがトルクに寄与する。ジンバルによって支持された電気スラスタ 150 は、以下の式によって与えられる宇宙機に対する正味の力を提供する力を生成する。

【数 1 7】

$$\mathbf{f}_g^{\text{thrust}} = \sum_{i=1}^4 \mathbf{f}_g^{t_i} = \mathbf{C}_{pg}^T \sum_{i=1}^4 \mathbf{C}_{ip}^T \mathbf{f}_i^{t_i}. \quad (3a)$$

【0 1 1 5】

電気スラスタは、以下の式によって与えられる宇宙機に対する正味のトルクも生成する。

【数 1 8】

$$\boldsymbol{\tau}_p^{\text{thrust}} = \sum_{i=1}^4 \mathbf{r}_p^{t_i} \mathbf{C}_{ip}^T \mathbf{f}_i^{t_i}. \quad (3b)$$

【0 1 1 6】

1 つの実施形態では、内部ループ制御システム 108 は、SO (3) ベースの姿勢コントローラであり、式 (1) におけるリアクションホイールアレイを制御するフィードバック則は、以下の式によって与えられる。

【数 1 9】

$$\boldsymbol{\eta} = -\mathbf{J}_s^{-1}(\nu_1 + \nu_2 + \nu_3) \quad (11)$$

ここで、

【数 2 0】

$$\begin{aligned} \nu_1 &= \boldsymbol{\omega}_p^{pg \times} (\mathbf{J}_p^{B_c} \boldsymbol{\omega}_p^{pg} + \mathbf{J}_s \dot{\boldsymbol{\gamma}}) - \mathbf{J}_p^{B_c} (\mathbf{K}_1 \dot{\mathbf{S}} + \tilde{\boldsymbol{\omega}}^{\times} \boldsymbol{\omega}_p^{pg}), \\ \nu_2 &= -\hat{\boldsymbol{\tau}}_{\text{dist}}, \\ \nu_3 &= -\mathbf{K}_v (\tilde{\boldsymbol{\omega}} + \mathbf{K}_1 \mathbf{S}) - \mathbf{K}_p \mathbf{S}, \end{aligned}$$

であり、

【数 2 1】

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\mathbf{d}}} &= \mathbf{A}_d \hat{\mathbf{d}} + \mathbf{B}_d (\boldsymbol{\omega}_p^{pd} + \mathbf{K}_1 \mathbf{S}), \\ \hat{\boldsymbol{\tau}}_{\text{dist}} &= \mathbf{C}_d \hat{\mathbf{d}}, \end{aligned} \quad (12)$$

である。

【0 1 1 7】

この SO (3) 内部ループ姿勢コントローラは、以下の物理量を使用する。

【数 2 2】

$$\begin{aligned}\mathbf{S} &= -\mathcal{P}_a(\mathbf{C}_{pd})^v, \\ \dot{\mathbf{S}} &= \mathcal{P}_a(\omega_p^{pd \times} \mathbf{C}_{pd})^v, \\ \omega_p^{pd} &= \omega_p^{pg} - \mathbf{C}_{pd} \omega_d^{dg},\end{aligned}$$

ここで、

【数 2 3】

 $\mathcal{P}_a$

は、歪対称射影演算子であり、

10

【数 2 4】

$$(\cdot)^v : \mathfrak{so}(3) \rightarrow \mathbb{R}^3,$$

は、歪対称行列を 3 次元ベクトルにアンマッピングするアングロス (uncross) 演算子であり、 $\mathbf{K}_1$ 、 $\mathbf{K}_v$ 、及び $\mathbf{K}_p$ は利得である。

【0 1 1 8】

他の実施形態では、式 (1) は、他の軌道における宇宙機及びリアクションホイール以外の他の運動量交換デバイスを用いる宇宙機を統御する式の代わりに用いられる。

【0 1 1 9】

1 つの実施形態では、モデル (1) は線形化され、現在の予測モデル 3 0 1 (図 3) が形成される。姿勢誤差回転行列

20

【数 2 5】

$$\tilde{\mathbf{R}} = \mathbf{R}^T \mathbf{R}_d$$

は、3-2-1 オイラー角セット (ψ , θ , ϕ) を用いて

【数 2 6】

$$\tilde{\mathbf{R}} = \mathbf{C}_1(\varphi) \mathbf{C}_2(\theta) \mathbf{C}_3(\psi)$$

としてパラメータ化される。ここで、 $\mathbf{R}_d$ は、所望の姿勢軌道であり、 $\mathbf{C}_1$ 、 $\mathbf{C}_2$ 、及び $\mathbf{C}_3$ は、それぞれ x 軸、y 軸、及び z 軸の回りの ψ 、 θ 、及び ϕ の初等回転である。軌道の平均運動 n に対応する角速度を有する平衡スピンのについての姿勢ダイナミクス及び姿勢運動学の線形化は、公称円形軌道の回りの小さな操縦のための宇宙機の運動の線形化とともに、以下の式によって与えられる。

30

【数 2 7】

$$\begin{aligned}\delta \ddot{\mathbf{r}} &= -\boldsymbol{\Omega} \delta \mathbf{r} - 2\boldsymbol{\omega}_0^\times \delta \dot{\mathbf{r}} + \mathbf{a}_h^p + \frac{1}{m_B} \mathbf{C}_{dh}^T \sum_{i=1}^4 \mathbf{C}_{ip}^T \mathbf{f}_i^{t_i} \\ \delta \dot{\boldsymbol{\theta}} &= -\boldsymbol{\omega}_0^\times \delta \boldsymbol{\theta} + \delta \boldsymbol{\omega} \\ \delta \dot{\boldsymbol{\omega}} &= -\mathbf{J}_p^{Bc^{-1}} (\boldsymbol{\omega}_0^\times \mathbf{J}_p^{Bc} - (\mathbf{J}_p^{Bc} \boldsymbol{\omega}_0)^\times) \delta \boldsymbol{\omega} \\ &\quad - \mathbf{J}_p^{Bc^{-1}} \boldsymbol{\omega}_0^\times \mathbf{J}_s \delta \dot{\boldsymbol{\gamma}} - \mathbf{J}_p^{Bc^{-1}} \mathbf{J}_s \boldsymbol{\eta} + \sum_{i=1}^4 \mathbf{r}_p^{t_i c^\times} \mathbf{C}_{ip}^T \mathbf{f}_i^{t_i}.\end{aligned}$$

40

ここで、 δx 、 δy 及び δz は、公称ロケーション 1 6 5 である

【数 2 8】

$$\boldsymbol{\Omega} = \text{diag}\{-3n^2, 0, n^2\}$$

に対する宇宙機の相対位置ベクトル

50

【数 2 9】

 $\delta \mathbf{r}$

の成分であり、

【数 3 0】

$$n = \sqrt{\mu/R_0^3}$$

は、公称軌道の平均運動であり、

【数 3 1】

$$\delta \boldsymbol{\omega} = [\delta \omega_1, \delta \omega_2, \delta \omega_3]$$

10

は、宇宙機の相対角速度成分であり、

【数 3 2】

$$\delta \boldsymbol{\theta} = [\delta \varphi, \delta \theta, \delta \psi]$$

は、宇宙機の相対オイラー角である。すなわち、それらは、宇宙機の所望の角速度成分及び所望のオイラー角からの誤差を表す物理量である。

【0 1 2 0】

内部ループ姿勢制御を利用する実施形態の場合、内部ループ制御法則（1 1）とともに式（1）の線形化が、モデル 1 2 3 に基づく予測の一部として内部ループフィードバック制御モデル 3 2 5（図 3）として用いられる。これは、変更された相対角速度方程式

20

【数 3 3】

$$\begin{aligned} \delta \dot{\boldsymbol{\omega}} = & \boldsymbol{\tau}_p^{\text{thrust}} + \underbrace{[-\mathbf{K}_1 + \boldsymbol{\omega}_0^\times - \mathbf{J}_p^{\mathcal{B}c^{-1}} \mathbf{K}_v]}_{\mathbf{K}_{d2}} \delta \boldsymbol{\omega} - \mathbf{J}_p^{\mathcal{B}c^{-1}} \mathbf{C}_d \hat{\mathbf{d}} \\ & + \underbrace{[\mathbf{K}_1 \boldsymbol{\omega}_0^\times - \boldsymbol{\omega}_0^\times \boldsymbol{\omega}_0^\times + \mathbf{J}_p^{\mathcal{B}c^{-1}} (\mathbf{K}_v \boldsymbol{\omega}_0^\times - \mathbf{K}_v \mathbf{K}_1 - \mathbf{K}_p)]}_{\mathbf{K}_{p2}} \delta \boldsymbol{\theta}, \end{aligned}$$

と、以下の式によって与えられる式（1 2）に基づく追加の線形化方程式とを与える。

30

【数 3 4】

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\mathbf{d}}} &= \mathbf{A}_d \hat{\mathbf{d}} + \mathbf{B}_d \delta \boldsymbol{\omega} + \mathbf{B}_d (\mathbf{K}_1 - \boldsymbol{\omega}_0^\times) \delta \boldsymbol{\theta}, \\ \hat{\boldsymbol{\tau}}_{\text{dist}} &= \mathbf{C}_d \hat{\mathbf{d}}. \end{aligned}$$

【0 1 2 1】

宇宙機が G E O に存在する実施形態の場合、主な摂動加速度は、太陽及び月の重力と、太陽放射圧と、異方性ジオポテンシャル、すなわち地球の非球形重力場とに起因している。単位質量当たりのこれらの摂動力、すなわち外乱加速度、の解析的表現は、それぞれ以下の式によって与えられる。

40

【数 3 5】

$$\begin{aligned}\vec{a}_{\text{sun}} &= \mu_{\text{sun}} \left(\frac{\vec{r}_{\text{sun/sc}}}{r_{\text{sun/sc}}^3} - \frac{\vec{r}_{\text{sun/earth}}}{r_{\text{sun/earth}}^3} \right), \\ \vec{a}_{\text{moon}} &= \mu_{\text{moon}} \left(\frac{\vec{r}_{\text{moon/sc}}}{r_{\text{moon/sc}}^3} - \frac{\vec{r}_{\text{moon/earth}}}{r_{\text{moon/earth}}^3} \right),\end{aligned}\quad (4)$$

$$\vec{a}_{\text{srp}} = C_{\text{srp}} \frac{S(1 + c_{\text{refl}})}{2m} \frac{\vec{r}_{\text{sc/sun}}}{r_{\text{sc/sun}}}, \quad 10$$

$$\vec{a}_{J_2} = \frac{3\mu J_2 \rho_E^2}{2r^5} \left(\left(5 \frac{(\vec{r} \cdot \hat{k}_E)}{r^2} - 1 \right) \vec{r} - 2(\vec{r} \cdot \hat{k}_E) \hat{k}_E \right),$$

ここで、

【数 3 6】

$$\vec{(\cdot)}$$

は座標のない（未定の）ベクトルを示し、 μ_{sun} 及び μ_{moon} は太陽及び月の重力定数であり、 C_{srp} は太陽放射圧定数であり、 S は太陽の方向に向いている表面積であり、 c_{refl} は表面反射率であり、 ρ_E は地球の赤道半径であり、

【数 3 7】

$$\hat{k}_E$$

は地球を中心とする慣性座標系の z 軸単位ベクトルであり、 J_2 は検討対象のジオポテンシャル摂動モデルにおける支配的な係数である。ここで、追加の高次項は無視される。式（４）における個々の外乱加速度の和は、式（１）において検討される総外乱加速度を与える。

【0 1 2 2】

30

本開示のいくつかの実施形態では、状態空間モデルが、以下の式によって与えられる。

【数 3 8】

$$\dot{x}(t) = A_c x(t) + B_c u(t), \quad (5)$$

ここで、

【数 3 9】

$$\mathbf{x} = [\delta \mathbf{r}^T \ \delta \dot{\mathbf{r}}^T \ \delta \boldsymbol{\theta}^T \ \delta \boldsymbol{\omega}^T \ \delta \dot{\boldsymbol{\gamma}}^T \ \hat{\mathbf{d}}^T]^T \quad (6)$$

$$\mathbf{u} = [\mathbf{f}_1^{t_1} \ \mathbf{f}_2^{t_2} \ \mathbf{f}_3^{t_3} \ \mathbf{f}_4^{t_4}]^T \quad (7)$$

40

である。

【0 1 2 3】

式（５）は、MPC ポリシーにおいて予測モデルとして用いられるために、 ΔT 秒のサンプリング周期を用いて離散化され、これによって、以下の式が与えられる。

【数 4 0】

$$x_{k+1} = A x_k + B u_k, \quad (8)$$

ここで、 $\mathbf{x}_k$ は、時間ステップ $k \in \mathbb{Z}^+$ における状態であり、 $\mathbf{u}_k$ は、時間ステップ $k \in \mathbb{Z}^+$ における制御ベクトルであり、

50

【数 4 1】

$$A = \exp(A_c \Delta T), B = \int_0^{\Delta T} \exp(A_c(\Delta T - \tau)) d\tau B_c$$

は、式（５）における連続時間システム実現値（ A_c ， B_c ）に基づいて取得される離散化された行列である。

【0 1 2 4】

宇宙機に作用する外乱の推定

本開示のいくつかの実施形態では、モデル（８）は、外乱加速度（４）の予測モデルを用いて強化され、以下の式が取得される。

【数 4 2】

$$x_{k+1} = Ax_k + Bu_k + O_{H/E} a_{p,k}, \quad (9)$$

ここで、 $a_{p,k}$ は、所望の位置 1 6 5（図 1 B 及び図 1 C）の伝播に基づいて時間ステップ k において予測された総外乱加速度であり、 $O_{H/E}$ は、慣性座標系 1 7 1（図 1 E）からの $a_{p,k}$ の成分を、所望の基準座標系 1 7 0（図 1 C）における同じ加速度の成分に変換する回転行列である。

【0 1 2 5】

外乱加速度予測の所望の位置 1 6 5（図 1 B 及び図 1 C）は、式（４）における解析的表現の非線形性に起因して式（９）において用いられる。

【0 1 2 6】

図 7 は、時間ステップ $k=0$ におけるその所望の位置 1 6 5 から変位した宇宙機 1 0 2 を示している。時間ステップ $k=1$ ， $k=2$ ，．．．， $k=N$ における公称軌道 1 6 0 上の所望の位置 7 0 1、7 0 2、及び 7 0 3 は事前に知られているので、 $a_{p,k}$ は、外乱力 7 0 4、7 0 5、及び 7 0 6 から、時間ステップ $k=1$ ， $k=2$ ，．．．， $k=N$ における解析的表現（４）に基づいて予測することができる。宇宙機の位置は、タイトなウィンドウ 1 6 6 内に制約されるので、所望の位置 7 0 1、7 0 2、及び 7 0 3 における外乱加速度と真の衛星位置 7 0 7 における外乱加速度との差は、事前に知られていないが、無視することができる。したがって、本開示のいくつかの実施形態は、宇宙機が後退ホライズンの全期間の間目標位置に位置しているかのように外乱力を求める。

【0 1 2 7】

図 8 A は、本開示の実施形態による、各アセンブリが同じジンバル上に一對のスラスト 1 0 3 を搭載し、各対内のスラストの回転を互いに依存させる、ジンバル搭載ブームアセンブリ 4 0 3 を備える宇宙機 1 0 2 を示す。すなわち、各スラスト 1 0 3 の回転がジンバル 4 0 3 の回転によって制御され、それゆえ、1 つのスラストが回転すると、ジンバル上に搭載される全てのスラストが必然的に回転し、すなわち、同じジンバル搭載ブームアセンブリ上に搭載される全てのスラストが同じジンバル角を共有する。理論的には、スラストの角度を結び付ける制約 3 0 5 を用いて宇宙機の姿勢をもたらす宇宙機のダイナミクスのモデル 1 2 3 内で、MPC はスラストのそのような構成を取り扱うことができる。しかしながら、そのようなダイナミクスのモデル 1 2 3 の結果として、コスト関数 3 0 9 の非線形最適化問題が生じる。非線形 MPC は、計算能力及び記憶容量が限られるいくつかの

【0 1 2 8】

本開示のいくつかの実施形態は、同じジンバル 4 0 3 上に搭載されるスラスト 1 0 3 の同時の、及び／又は依存する回転を要求する制約 3 0 5 を取り除くと、MPC の複雑度が緩和され、結果として、MPC が線形最適化問題を解くことができるという認識に基づいて行うことができる。しかしながら、そのように簡略化する結果として、同じジンバル角を共有する 2 つのスラストが同時にスラストする必要があるが、スラスト角が異なるときに、実現不可能な解が生じる可能性がある。しかしながら、本開示のいくつかの実施形態は、同じジンバル角を共有するスラスト 1 0 3 を切り離し、スラストが異なる時点でスラストできるようにするポスト MPC 変調プロセスによって、そのような実現不可能な解を取り扱

うことができるという理解に基づく。例えば、いくつかの先進的な電気推進システムが連続スラストをスロットルすることができる一方で、スラストの大部分が実際には、オンレベル 810 及びオフレベル 811 を有するオン・オフのままである。さらに、電力制限が、同時にオン 810 になることができるスラストの数を制限する場合がある。そのため、本開示のいくつかの実施形態は、オン・オフ変調が、そのオン・オフ性能を犠牲にすることなく、同じジンバル角を共有するスラストを強制的に異なる時点でスラストすることができるという理解に基づく。

【0129】

図 8A を更に参照すると、MPC 解が、制御ステップ 803 の或る期間にわたって同じジンバル角を共有するスラストによって生成されることになる、一定のスラストの大きさ 801 を生成することができる。例えば、いくつかの実施態様において、その期間は 1 時間である。本開示のいくつかの実施形態は、これらのスラストの大きさを、制御ステップ 803 のその期間内に各スラストのオン状態 810 及びオフ状態 811 を指定するパルス信号 802 に変調又は符号化する。スラストは、スラストの状態がオンであるとき、所定の大きさのスラストを生成し、スラストの状態がオフであるとき、いかなるスラストも生成しない。各被変調信号のスラストの平均の大きさは、MPC 解によって要求されるスラストの対応する大きさに等しい。例えば、1 つの実施形態は、要求されたスラスト値 801 を、所定の期間 804 において完全にオン 810 又は完全にオフ 811 になるように量子化する閉ループパルス幅変調 (PWM) 方式 800 で MPC を強化する。パルス 802 の幅、又はデューティサイクル 805 は、MPC ポリシーからの連続スラスト要求 801 と、所定の期間 804 とによって指定される。例えば、いくつかの実施態様において、周波数は制御ステップ 803 あたり N パルスになるように決定することができ、制御ステップ 803 を N で割った値である期間 804 が与えられる。その後、パルス幅 805 は、完全にオンのスラストの大きさ 810 と、要求される MPC 値 801 に期間 804 を掛けた値との比として求められる。

【0130】

本開示のいくつかの実施形態は、同じジンバル角を共有するスラスト 103 のオン状態が時間的に交わらないように、スラストの大きさを変調する。そのような相互排他的な時間変調によって、ジンバルは、搭載されたスラストを、オン状態を有するように現時点でスケジューリングされたスラスト角まで回転させることができるようになる。例えば、更に図 8A を参照すると、期間 804 中に、単一のジンバルアセンブリ 403 上の 2 つのスラスト 103 がそれぞれ、MPC ポリシーから、自らの連続スラスト要求 801 及び 813 を場合があり、この MPC ポリシーは、それらのスラストに、同時であるが、異なるスラスト角でスラストするように要求するというものである。第 1 のスラストの場合に PWM 方式 800 によって生成されるパルス 802 の幅 808 は期間 804 未満であるので、第 2 のパルス 812 の幅 809 は、その後、オン状態を有するように現時点でスケジューリングされているスラスト角までスラストを回転させた後に実現することができる。制御期間 803 中の全てのスラストに対する MPC からのスラスト要求の和がオンの大きさ 810 未満である限り、このようにして、互いに排他的な時間変調を実行することができる。この大きさ総和制約は、制御入力 306 に関する制約として MPC によって強制することができる。

【0131】

別の実施形態において、図 8B は、本開示の実施形態による、図 8A とは異なる変調方式を示す。図 8B の方式は、制御期間 803 にわたって要求されるスラスト値 801 を、完全にオン 810 又は完全にオフ 811 になるように量子化し、単一のパルス幅は、非線形最適化問題の結果であるオン時間 821 及びオフ時間 822 によって決定される。この最適化問題は、MPC によって要求されるスラストから生じる運動の量 205 と比べた、ポスト MPC 変調プロセスが生成する、宇宙機に関する量 205 の予測誤差を最小化しようとする。

【0132】

10

20

30

40

50

スラスト変調を計算する式

本開示の一実施形態によれば、スラスト103は、任意の時点において0、又は f_{max} のいずれかの値をとるオン・オフアクチュエータとすることができる。さらに、電力制限が、同時にオンにすることができるスラストの数を制限する場合があります、非常に多くの場合に、一度に1つのスラストのみをアクティブにすることが望ましい。これらの問題を改善するために、パルス幅変調（PWM）方式800を用いて実施される、MPCポリシーによって要求されるスラストを量子化する方法。MPCから要求されるスラストは、どの1時間の期間をとっても一定である。各1時間中に、アクティブスラストは、全部でN回のパルスを出力する。各パルスの長さは、生成される平均スラストがMPCによって要求される一定のスラストに等しくなるようにしなければならない。PWM方式の期間は、

【数43】

$$T = \Delta t / N, \Delta t = 1hr$$

になるように設定される。

【0133】

1つの実施形態において、スラストは各期間の開始時に噴射する。カットオフ時間 t_c は、スラストがオンであるときのPWM期間中の時間である。これは、

【数44】

$$t_c = u_{mpc} T / u_{max}$$

として計算することができる。ただし、 u_{mpc} はMPCによって司令されるスラストである。MPCが制御期間803中に2つ以上のアクティブスラストを要求する場合には、スラストは連続して噴射する（すなわち、スラスト1が時点 $t=0$ において噴射する場合には、スラスト2は $t=t_{c1}$ において噴射し、時点 $t=t_{c1}+t_{c2}$ において停止する等）。

【0134】

本開示の別の実施形態によれば、時間変調方式が、MPCスラスト要求（7）を変更する結果として状態ベクトル（6）の予測誤差を最小化するようにしてオン又はオフになるように、要求されたMPCスラストを量子化するように設計される。

【数45】

$$\operatorname{argmin}_{\{t_{1,i}; t_{2,i}\}} e^T W e \quad (20)$$

の形の非線形最適化問題が解かれる。ただし、量子化によって引き起こされる予測状態の誤差は、

【数46】

$$e = x_{mpc}(t_f) - x_{quant}(t_f)$$

によって与えられ、ただし、 W は重み行列であり、 $t_f = t_0 + \Delta t$ における予測状態は、MPC入力を使用するとき、

【数47】

$$x_{mpc}(t_f) = e^{A\Delta t} x(t_0) + \int_{t_0}^{t_f} e^{A(t_f-\tau)} d\tau B u_{mpc}$$

であり、 $t_f = t_0 + \Delta t$ における予測状態は、スラストごとに単一のパルスを使用するとき、第 i のスラストに関するオン時間 $t_{1,i}$ 及びオフ時間 $t_{2,i}$ を見つけるために、

10

20

30

40

【数 4 8】

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_{\text{quant}}(t_f) &= e^{\mathbf{A}(t_f-t_0)}\mathbf{x}(t_0) + \int_{t_0}^{t_f} e^{\mathbf{A}(t_f-\tau)}\mathbf{B}\mathbf{u}(\tau)d\tau \\ &= e^{\mathbf{A}\Delta t}\mathbf{x}(t_0) + \sum_{i=1}^4 e^{\mathbf{A}(t_f-t_{2,i})} \int_{t_{1,i}}^{t_{2,i}} e^{\mathbf{A}(t_{2,i}-\tau)}d\tau \mathbf{B}_i^f \mathbf{u}_{\text{max},i} \end{aligned}$$

である。このようにして、この方式は、状態ベクトル（6）の予測誤差を最小化する、スラスタごとの制御期間あたりの単一のオン・オフパルスを生成する。最適化問題（20）に関する制約が、任意選択で、スラスタ103のためのオン・オフパルスが時間的に重なり合わないのを確実にすることができる。

10

【0135】

スラスタへの入力に対する制約

本開示のいくつかの実施形態では、宇宙機の動作に対する制約129（図2）は、以下の関係を用いて、軌道位置保持ウィンドウ166に対応する δy 及び δz によって少なくとも部分的に課される。

【数 4 9】

$$|\delta y| \leq r_0 \tan(\lambda_{1,\text{max}}), \quad (10a)$$

20

$$|\delta z| \leq r_0 \tan(\lambda_{2,\text{max}}), \quad (10b)$$

ここで、 $\lambda_{1,\text{max}}$ は最大許容可能経度誤差であり、 $\lambda_{2,\text{max}}$ は最大許容可能緯度誤差である。

【0136】

本開示のいくつかの実施形態では、スラスタ103が宇宙機座標系174とのそれらの公称アライメントから固定量回転することを可能にするために、それらのスラスタをジンバルによって支持することができる。しかしながら、個々のスラスタは、限られたジンバル範囲の運動を有し、したがって、角錐183を形成する4つの平面の内部に位置するように制約される。この制約は、以下の式によって与えられる。

30

【数 5 0】

$$\mathbf{D}_i \mathbf{f}_i^{t_i} \geq \mathbf{0}, \quad (13)$$

ここで、

【数 5 1】

 $\mathbf{D}_i$

の4つの行のそれぞれは、平面を記述する法線ベクトルを含む。

【0137】

本開示のいくつかの実施形態では、蓄積された過剰な運動量をアンロードしている間であっても宇宙機の方位を維持するために、相対オイラー角（ $\delta \phi$ ， $\delta \theta$ ， $\delta \psi$ ）は、以下の小さな許容誤差内に制約される。

40

【数 5 2】

$$|\delta \phi| \leq \delta \phi_{\text{max}}, \quad |\delta \theta| \leq \delta \theta_{\text{max}}, \quad |\delta \psi| \leq \delta \psi_{\text{max}}, \quad (14)$$

【0138】

コスト関数の目的

本開示のいくつかの実施形態では、現在のコスト関数309（図3）は、様々な目的、例えば、公称軌道位置からの変位を定量化する目的 J_1 と、オイラー角の誤差を定量化し、宇宙機の角速度成分にペナルティを科す目的 J_2 と、スラスタを用いて力及びトルクを

50

生成することにペナルティを科す目的 J_3 と、リアクションホイール運動量にペナルティを科す目的 J_4 とに関連付けられたコストから構成される。本開示のいくつかの実施形態では、これらのコスト $J_1 \sim J_4$ は、以下の式によって与えられる。

【数 5 3】

$$\begin{aligned} J_1 &= (\delta z)^2 + (\delta y)^2 + (\delta z)^2, \\ J_2 &= (\delta \varphi)^2 + (\delta \theta)^2 + (\delta \psi)^2 + (\delta \omega_1)^2 + (\delta \omega_2)^2 + (\delta \omega_3)^2, \\ J_3 &= (F_x)^2 + (F_y)^2 + (F_z)^2 + (\tau_1)^2 + (\tau_2)^2 + (\tau_3)^2, \\ J_4 &= (\eta_1)^2 + (\eta_2)^2 + (\eta_3)^2. \end{aligned}$$

10

【0 1 3 9】

各目的 $J_1 \sim J_4$ は、重み w_i を乗算され、以下の総コスト関数 J_{tot} に組み合わされる。

【数 5 4】

$$J_{tot} = \sum_{i=1, \dots, 4} w_i J_i. \quad (18)$$

【0 1 4 0】

各目的に割り当てられる重み w_i は、その相対的な重要度を定める。所与の目的に割り当てられる重みが大きいほど、その目的は、コスト関数が最適化されるときに優先度が高くなる。

20

【0 1 4 1】

式 (6) 及び式 (7) に基づいて、 J_{tot} は、状態空間を定式化するために以下のよう記述することができる。

【数 5 5】

$$J_{tot} = x^T Q x + u^T R u, \quad (19)$$

ここで、 Q 及び R は、各目的に割り当てられた重み w_i を符号化する対称正定値重み行列であり、成分定式化 (18) から明らかでない交差重み (cross-weights) 等の追加の重みを更に変更又は追加することができる。

【0 1 4 2】

30

コスト関数の安定性目的

本開示のいくつかの実施形態では、所望の軌道が円形でない場合、例えば、楕円形であるか、又はそれ以外の非円形で周期的なものである場合、その軌道を回る宇宙機運動のモデル 1 2 3 (図 3) は、線形でありかつ時間変化するものとすることができる。そのような実施形態では、安定性のためのコスト関数 3 0 9 (図 3) の構成要素 3 9 5 (図 3) は、以下の周期的差分リッカチ方程式 (PDRE) の解に基づいて求められる。

【数 5 6】

$$P_k = Q_k + A_k^T P_{k+1} A_k - A_k^T P_{k+1} B_k (R_k + B_k^T P_{k+1} B_k)^{-1} B_k^T P_{k+1} A_k \quad (15)$$

ここで、 A_k 、 B_k は、時間ステップ k におけるモデル 1 2 3 の行列であり、 P_k 、 Q_k 及び R_k は、対称正定値重み行列である。行列 Q_k 及び R_k は、(19) における重み行列と同じとなるように選ばれる。

40

【0 1 4 3】

公称円形軌道、例えば G E O を回る運動等の、線形化が時間不変である実施形態の場合、安定性の構成要素 3 9 5 (図 3) は、以下の離散代数リッカチ方程式 (DARE) の解に基づいて求められる。

【数 5 7】

$$P = Q + A^T P A - A^T P B (R + B^T P B)^{-1} B^T P A \quad (16)$$

ここで、 A 、 B は、式 (8) におけるモデルの行列であり、 P 、 Q 、及び R は、対称正定

50

値重み行列である。上記のように、行列Q及びRは、式（19）における重み行列と同じになるように選ばれる。

【0144】

制御入力計算

本開示のいくつかの実施形態では、制御入力モジュール308（図3）は、現在のコスト関数309（図3）と、式（9）を用いてホライズンにわたる状態の進展を予測する現在の線形化された宇宙機モデル123と、式（10）、式（13）、及び式（14）を用いる宇宙機制約306（図3）とから形成される以下の有限ホライズン数値最適化問題の形態を取る。

【数58】

$$\begin{aligned} \min_U \quad & x_N^T P_N x_N + \sum_{k=1}^{N-1} x_k^T Q_k x_k + u_k^T R_k u_k, \\ \text{s.t.} \quad & x_{k+1} = A_k x_k + B_k u_k + \mathcal{O}_{H/E,k} a_{p,k}, \\ & x_0 = x(t), \\ & T_{\min} \leq D u_k \leq T_{\max}, \\ & \delta y_{\min} \leq \delta y \leq \delta y_{\max}, \\ & \delta z_{\min} \leq \delta z \leq \delta z_{\max}, \\ & \delta \phi_{\min} \leq \delta \phi_k \leq \delta \phi_{\max}, \\ & \delta \theta_{\min} \leq \delta \theta_k \leq \delta \theta_{\max}, \\ & \delta \psi_{\min} \leq \delta \psi_k \leq \delta \psi_{\max}, \end{aligned} \tag{17}$$

ここで、 P_N 、 Q_k 、 R_k は、式（15）において与えられる行列であり、 D は、式（13）において与えられる行列であり、 $x(t)$ は、現在の時間ステップにおける状態である。問題（17）は、問題制約を条件として現在のコスト関数を最小にする入力シーケンス $U = [u_1 \dots u_N]^T$ を見つける数値ソルバーを用いて解かれる。

【0145】

入力シーケンスにおける第1の入力 u_1 は、入力計算208の出力107とみなされる。入力 u_1 は、スラスト及び運動量交換デバイスへの司令104を作成する内部ループフィードバック制御109の出力と組み合わせられる。次の時間ステップ $t+1$ において、モデル及びコスト関数は更新され、状態は更新され、数値最適化問題が再度解かれる。

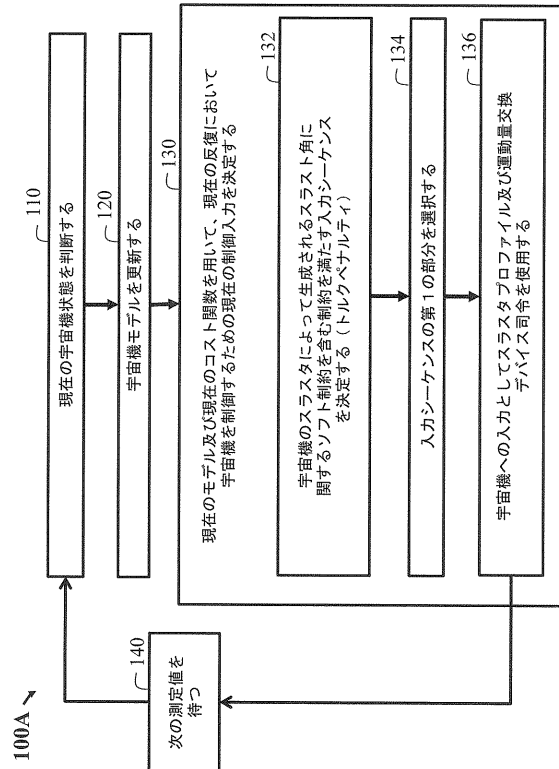
【0146】

軌道が、宇宙機モデル123（図3）が時間不変であるような軌道である場合、 $A_1 = A_2 = \dots = A$ であり、 $B_1 = B_2 = \dots = B$ であり、式（17）における P_N 、 Q_k 、及び R_k は、式（16）における行列 P 、 Q 、及び R によって与えられる。 P_N 又は P が（17）のコスト関数に含まれることによって、制約が作用していない原点近くと同様に、目標位置の局所安定性が確保され、外乱予測がない場合、式（17）の解は、周期的LQRコントローラ又はLQRコントローラのいずれかの解と同等になる。

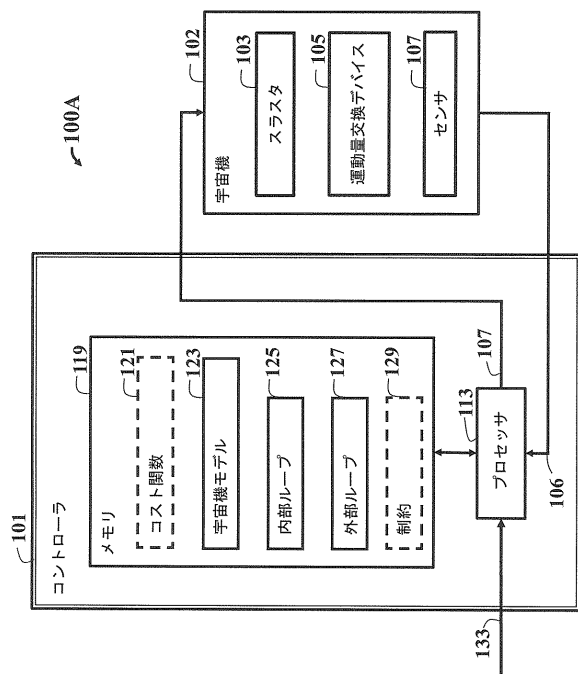
【0147】

本開示の上記で説明した実施形態は、数多くの方法のうちの任意のもので実施することができる。例えば、これらの実施形態は、ハードウェア、ソフトウェア、又はそれらの組み合わせを用いて実施することができる。請求項の要素を修飾する、特許請求の範囲における「第1」、「第2」等の序数の使用は、それ自体で、1つの請求項の要素の別の請求項の要素に対する優先順位も、優位性も、順序も暗示するものでもなければ、方法の動作が実行される時間的な順序も暗示するものでもなく、請求項の要素を区別するために、単に、或る特定の名称を有する1つの請求項の要素を、同じ（序数の用語の使用を除く）名称を有する別の要素と区別するラベルとして用いられているにすぎない。

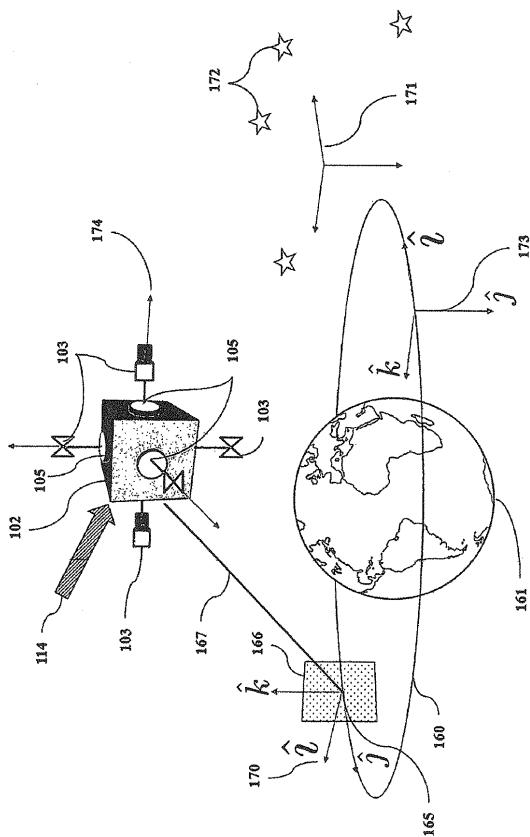
【図 1 A】



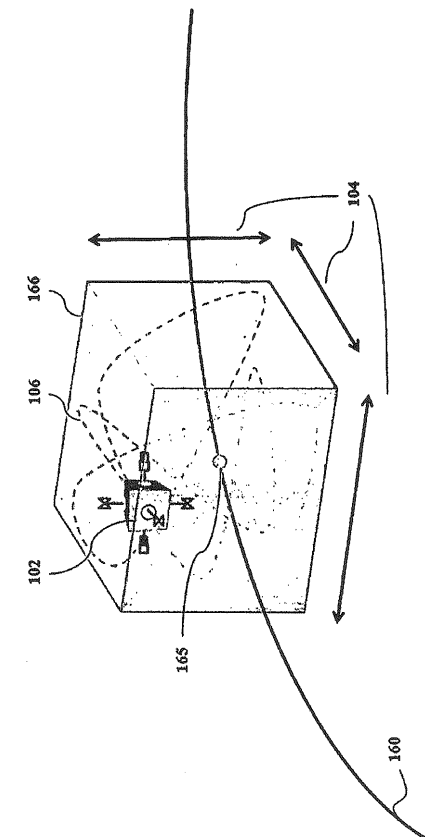
【図 1 B】



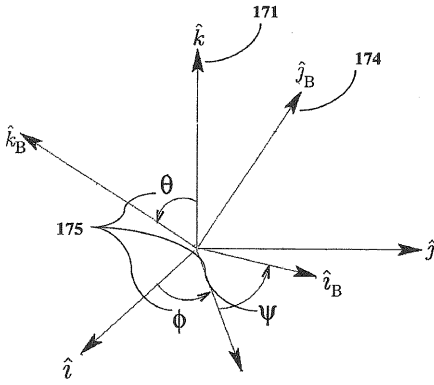
【図 1 C】



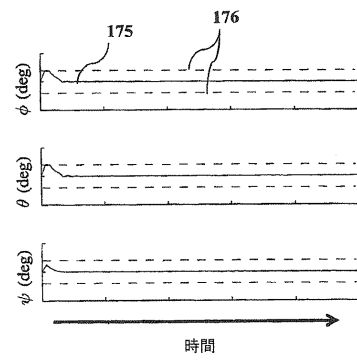
【図 1 D】



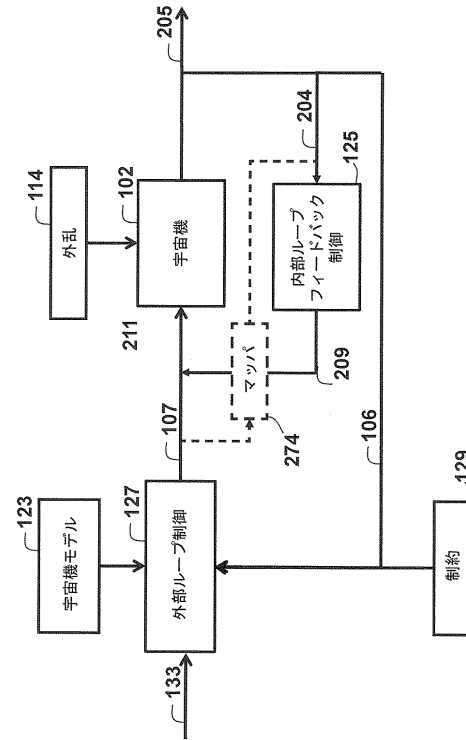
【図 1 E】



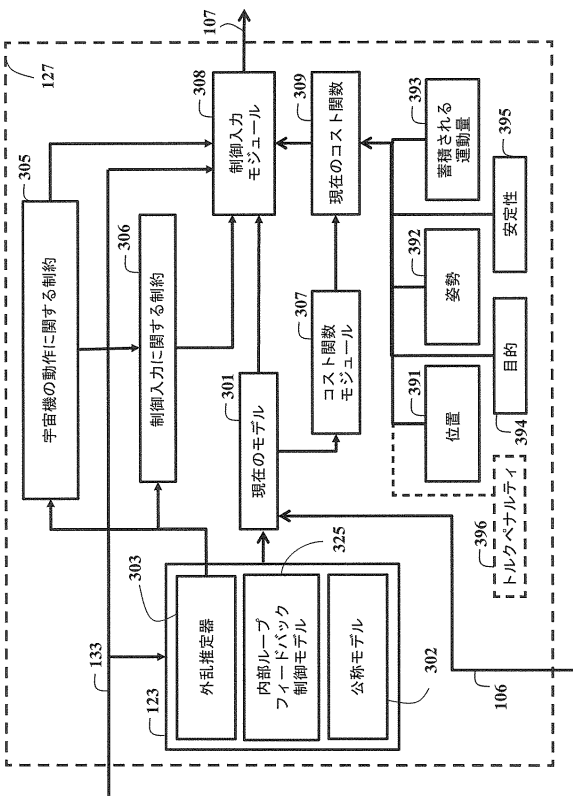
【図 1 F】



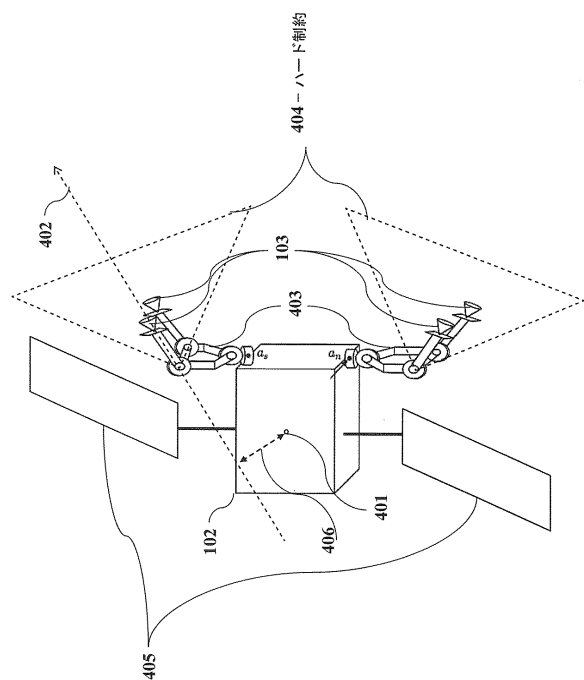
【図 2】



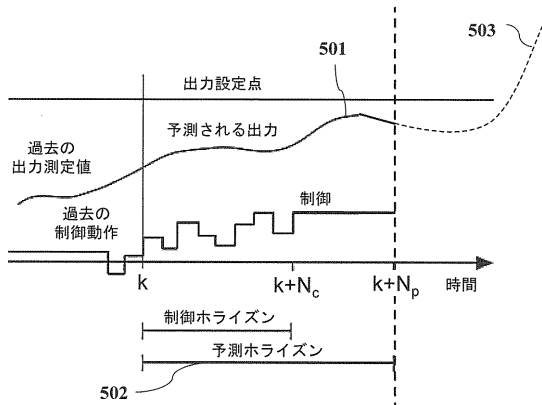
【図 3】



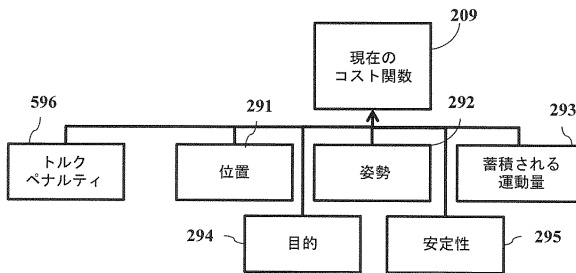
【図 4】



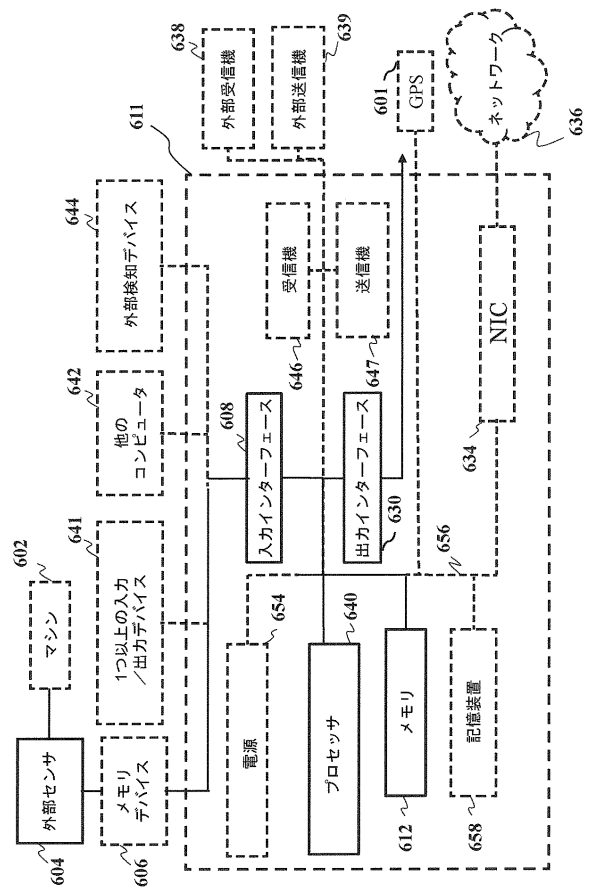
【図 5 A】



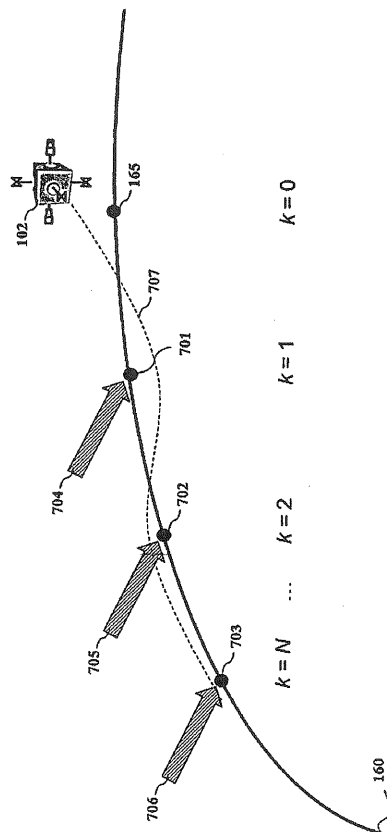
【図 5 B】



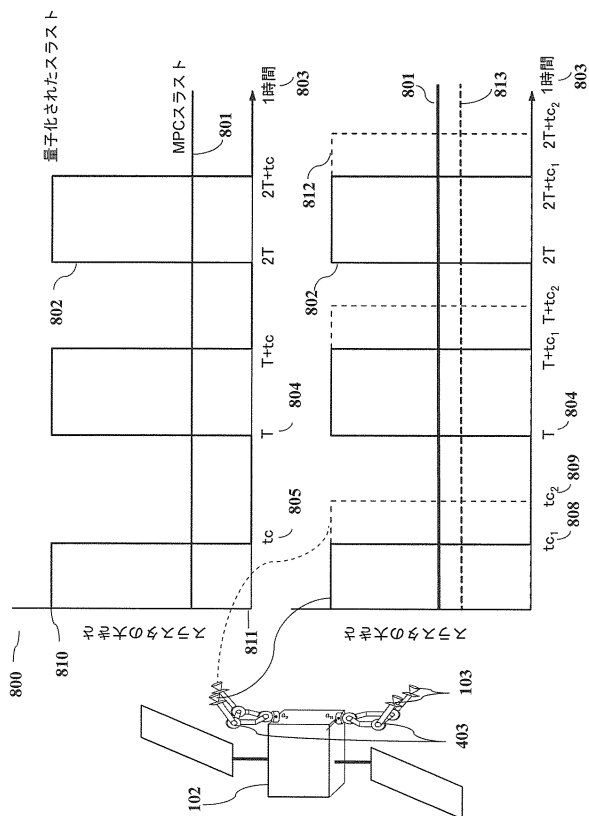
【図 6】



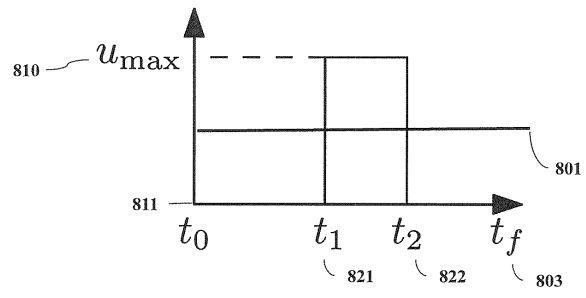
【图 7】



【図 8 A】



【図 8 B】



フロントページの続き

- (72)発明者 ワイス、アビシャイ
 アメリカ合衆国、マサチューセッツ州、ケンブリッジ、ブロードウェイ 201、ケアオブ・ミツ
 ビシ・エレクトリック・リサーチ・ラボラトリーズ・インコーポレイテッド
- (72)発明者 ズロトニク、デイビッド
 アメリカ合衆国、マサチューセッツ州、ケンブリッジ、ブロードウェイ 201、ケアオブ・ミツ
 ビシ・エレクトリック・リサーチ・ラボラトリーズ・インコーポレイテッド
- (72)発明者 ディ・カイラノ、ステファノ
 アメリカ合衆国、マサチューセッツ州、ケンブリッジ、ブロードウェイ 201、ケアオブ・ミツ
 ビシ・エレクトリック・リサーチ・ラボラトリーズ・インコーポレイテッド

審査官 志水 裕司

- (56)参考文献 特開2016-124538 (JP, A)
 国際公開第2015/138592 (WO, A2)
 米国特許第05850993 (US, A)
 特開2004-042885 (JP, A)

- (58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
- | | |
|------|------|
| B64G | 1/00 |
| G05D | 1/00 |