

平成 27 年 6 月 19 日現在

機関番号：32678

研究種目：若手研究(B)

研究期間：2012～2014

課題番号：24760182

研究課題名(和文) 3次元飛行システムの部分的アクチュエータ故障に対するフェイルセーフ構築

研究課題名(英文) Failsafe for Partial Actuator Failure of 3-Dimensional Flight Systems

研究代表者

関口 和真 (Sekiguchi, Kazuma)

東京都市大学・工学部・助教

研究者番号：80593558

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,500,000円

研究成果の概要(和文)：本研究課題では、3次元空間を飛行するシステムがアクチュエータ故障によって劣駆動となった場合への制御論的検証が目的である。3次元空間を飛行するシステムといっても、重力場や角運動量保存といった運動の大部分を支配する自然法則が大きく異なるため地上と宇宙空間を飛行するシステムで分けて研究を進めた。それぞれのシステムに対して、平衡点、可制御性の解析を通し実現可能な姿勢、運動を明らかにすると共に実現可能な運動を達成する制御則を提案した。

研究成果の概要(英文)：In this project, the underactuated 3-dimensional flight systems have been investigated from the control theoretic point of view. 3-dimensional flight systems are categorized into aircrafts and spacecrafts. The dynamics of aircrafts is governed by the gravity, on the other hand, the conservation law of angular momentum is dominant factor for spacecraft's motion. For these systems, we have separately conducted the equilibrium points analysis and controllability analysis respectively. As the results, the feasible attitude or motions have been discovered. Moreover, we proposed the controller to realize the feasible attitude or motions. For spacecraft attitude control, we have proposed the optimal antenna arrangement in the sense of failsafe.

研究分野：制御理論

キーワード：劣駆動システム 衛星姿勢制御 フェイルセーフ

1. 研究開始当初の背景

小惑星探査や宇宙望遠鏡といった無人の宇宙機、高架やダム、電波塔などといった人が立ち入ることが難しい環境での探索、調査におけるドローンといった無人で自律航行しながらミッションを達成する飛行体の需要が高まりつつあった。これら飛行体は地上、宇宙空間といった活動範囲の違いはあるものの、3次元空間内を位置、姿勢という6次の自由度を持って運動をおこなう無人の飛行体という特徴を持つ。これら無人の飛行体の安全、安定な航行が重要な課題となっていた。

また「はやぶさ(MUSES-C)」の事例や東日本大震災の経験から、アクチュエータやセンサーの故障に対するフェイルセーフの構築という問題も注目を集めており、無人飛行体に対するアクチュエータ故障に対する運動制御手法の確立に対する需要が高まっていた。

2. 研究の目的

上記の背景を受け、本研究課題ではアクチュエータ故障によって劣駆動となった3次元空間を飛行するシステムを対象とし研究をおこなった。3次元空間を飛行するシステムは(1)角運動量保存則に支配される宇宙空間飛行システムと(2)重力が支配的な地上飛行システムに大別される。それぞれのシステムに対して具体的に以下の研究課題を設定し課題解決に向けた研究に取り組んだ。

- (i) 可制御性や平衡点の解析をおこない、少ないアクチュエータで実現できる姿勢や運動を明らかにする。
- (ii) さらにそれら実現可能な動きを達成する制御則を構築する。

3. 研究の方法

(1) 角運動量保存則に支配される宇宙空間飛行システム：角運動量保存則は積分できない非ホロノミック拘束となり、姿勢制御を困難なものにしている。一方で位置については姿勢が制御できれば1入力でも自由に移動することが可能なので、姿勢制御に集中して研究を進めた。姿勢は3自由度を持っており、アクチュエータ故障によって1入力システム、2入力システムのケースが考えられる。それぞれについて(i)モデルの状態方程式に対する解析を通して平衡点を、さらに非線形システムに対する微分幾何学に基づく計算によって可制御性を解析し、実現可能な動きを明らかにする。さらに(ii)実現可能な動きを達成するために、入出力線形化や時間軸状態制御形といった非線形制御則を適用する。

(2) 重力が支配的な地上飛行システム：これまで一般的な航空機が本質的に4入力以上を用いて飛行を実現していることから、アクチュエータ故障を想定し、3入力を持つ具体的なシステムを提案した。さらに平衡点解

析によって静的フィードバックではシステムを安定化することは不可能であることを明らかにしてきた。このシステムに対して入出力線形化やポアンカレ断面に対する安定性解析などを通し、一般のシステムに対するフェイルセーフという意味でも有効な円運動を実現する非線形制御則を構築する。さらに、1入力しかない具体的なシステムに対しても同様に解析・制御則設計をおこない、制御器の有効性を示すために実験的検証をおこなう。

研究を通して、非線形劣駆動システムに対する解析・制御器の構築には、まず既存の非線形制御理論を適用し、それだけでは足りない部分においては理論を発展させ新しい解析手法や制御器設計手法を提案した。

4. 研究成果

(1) 角運動量に支配される宇宙空間飛行システム

1つのリアクションホイールしか持たないスペースクラフトに対し、(i)平衡点、可制御性を解析した。その結果、不可制御となるのは初期角運動量、リアクションホイールの回転軸、慣性主軸が一致する場合のみであることを明らかにした。また、1ロータしか持たないスペースクラフトでは、可制御な状態であっても初期角運動量が存在する場合、1入力初期角運動量を完全に相殺できる特殊ケースを除き平衡姿勢が存在しないことが明らかになった。そのため、1入力を用いて実現可能なのは、可制御な領域においてスペースクラフトに取り付けられたアンテナを目標の方向へ周期的に向ける運動だけであることがわかる。(ii)この制御問題に対し、部分線形化に基づく制御則を構築し、入力変換の特異姿勢をまたがない範囲での周期的な姿勢制御が実現できることを数値シミュレーションで示した。

2つのリアクションホイールを有する場合、初期角運動量が存在しない状況では、極座標の考え方で任意の姿勢が実現できることが知られている。しかし宇宙空間では重力傾斜トルクなどの外乱トルクが存在するため、初期角運動量を零と仮定するのは実用上好ましくない。(i)そのため初期角運動量が非零という条件下で2つのリアクションホイールによって実現できる姿勢について解析した。その結果、平衡姿勢は初期角運動量ベクトルと壊れたリアクションホイールの軸が垂直になる時だけ(図1)であることを明らかにした。これより2つのリアクションホイールで静止させることができる姿勢とできない姿勢が存在することがわかる。

(ii)静止させることができる姿勢については、拡張チェインドフォームと呼ばれる非ホロノミック拘束を有するシステムの解析に有効な形式に変換した上で、時間軸状態制御系という特殊なシステム構造を持つ形式に変換した。このような変換によってシステ

ムを厳密に線形化することに成功した．これより線形制御理論を適用することでシステムを任意の平衡姿勢に安定化することができることを示した．

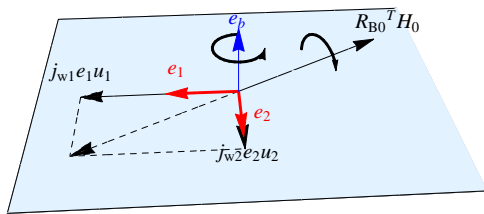


図 1：初期角運動量 H_0 と壊れたリアクションホイールが取り付けられている軸 e_b が垂直の時，平衡姿勢となる．ここで， e_1 ， e_2 は壊れていないホイール軸を表す．

さらに衛星に固定された通信用アンテナなど，機体の一部分を地球などの特定の方向に向ける姿勢制御問題について解析をおこなった．その結果静止した姿勢においてアンテナを向けることができる領域はアンテナ軸と故障したリアクションホイール軸のなす角に依存することを明らかにした．また，リアクションホイールが故障した場合に，アンテナを安定的に向けることができる領域を最大化することができるアンテナ配置を提案した（図 2，3）．

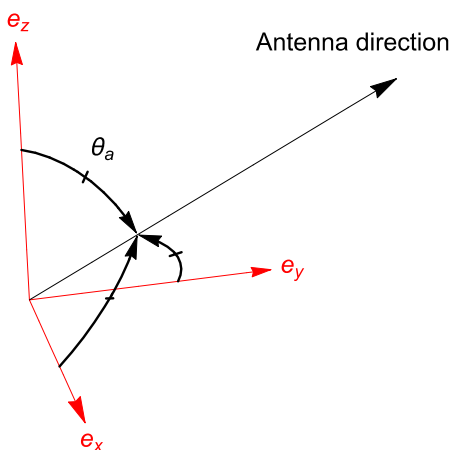


図 2： e_1 ， e_2 ， e_3 はそれぞれリアクションホイールの軸であり，どのホイールが故障しても，任意の 2 入力で安定的にアンテナを指向できる領域が最大となるアンテナ配置を表す．

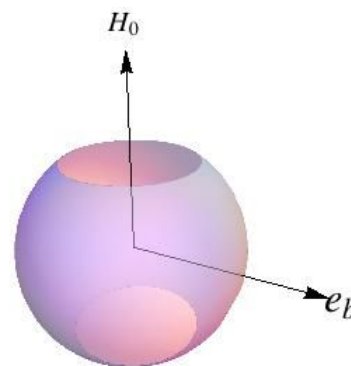
平衡姿勢解析からわかるように静止可能な姿勢では目標とする方向へアンテナを向けることができない場合が存在する．このような状況に対して，アンテナ軸周りの回転を残す形でアンテナを目標方向へ向ける制御器を入出力線形化に基づき構築した．

さらに外乱トルクに対してもロバストな制御器を構築するため(Ⅰ)動力学モデルにおける制御則の構築と(Ⅱ)モデル化誤差に対する適応的制御手法構築という 2 つの方向性で制御則の拡張をおこなった．

(Ⅰ)制御則の中で外力トルクを陽に扱うためには，外力トルクの影響が陽に現れる動力学モデルを考える必要がある．上述の制御則は運動学モデルに対して設計されていたが，これを動力学モデルに適用できるように拡張

図 3：最適なアンテナ配置の時のアンテナが安定に指向できる領域

した．まず，アンテナ指向制御則については



単純な拡張によって制御可能であることを示した．また姿勢安定化制御則については入力に対する独立性が崩れる問題から単純な拡張が不可能であることを明らかにした．この問題については階層型線形化という新しい線形化制御手法を考案，適用することで動力学モデルにおいても運動学モデルの場合と同様に制御可能であることを示した．

(Ⅱ)外力トルクによる影響をモデル化誤差とみなした，モデルパラメータの推定と姿勢制御を組み合わせる適応的手法を取ることによって，高い精度でのアンテナ指向制御が実現可能であることを示した．

最後に提案制御則は非線形な入力変換に起因する特異姿勢が存在する．この問題に対して，拘束条件を陽に考慮できるモデル予測制御を組み合わせることで特異姿勢を回避しつつ目的を達成する制御則を構築した．

(2) 重力が支配的な地上飛行システム

3 入力を持つ地上飛行システムの一例として均等に配置された 3 つのロータによって飛

行する Trirotor UAV を提案し, (i) そのシステムの平衡点解析, 可制御性解析をおこなった. その結果, 一つの姿勢で安定化するホバリングと呼ばれる運動は不可能であり, 周期的な運動しか実現することができないシステムであることを明らかにした. (ii) 周期的な運動としては様々なものが考えられるが, ここでは中心を向きながら円運動を実現する制御器を構築した. この制御器は一般的な入出力線形化手法に, 出力関数を入力とみなしたゼロダイナミクス of 離散制御を組み合わせた 2 段階の構造を持った制御器となっている. この制御器によって任意の位置を周期的に回る運動や, 自転しながらその場にとどまる擬似ホバリングという運動が可能となった.

この制御器を発展させ, 入出力線形化に基づく制御器に対し出力零化状態を保ちつつ滑らかに変化させる手法を考案した (図 4).

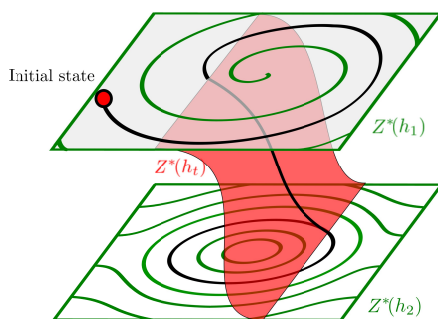


図 4 : 時変な関数を用いた制御器の切り替えイメージ図 . 上下の平面上の軌跡が 2 つの制御器での応答を表しており, 赤い曲面で表される時変関数で 2 つの制御器を滑らかに切り替えている .

3 つのロータシステムの場合と同様に 1 つのロータのみを入力として持つシステムを対象とし, (i) 実現可能な動作について解析し, 特異な機体構造を仮定しない限り, システムは平衡点を持たないことを明らかにした. 実現できる運動として, 周期的に高さや向きを止める運動を考案し, 擬似ホバリングと名付けるとともに (ii) 実現する制御器を導出した. 導出した制御器は実験を通して効果的であることを実証した (図 5).



図 5 : 1 ロータのみの飛行システムに対する高さや向きを制御する提案手法を検証するための実験機 . 平行リンク機構を用いることで, 高さや向き以外の自由度を拘束し検証が容易になるようにしている .

5 . 主な発表論文等

(研究代表者, 研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文](計 2 件)

勝山裕輝, 関口和真, 三平満司, 時間軸状態制御形を用いた 2 ホイール衛星の姿勢制御, システム制御情報学会論文誌, Vol. 27, No. 5, pp. 193-199, 2014, 査読有り

関口和真, 三平満司, 部分線形化に基づく制御器の切り替え設計, システム制御情報学会論文誌, Vol. 26, No. 7, pp. 232-242, 2013, 査読有り

[学会発表](計 20 件)

Tomohiro Fukaishi, Kento Watabe, Kazuma Sekiguchi, Kenichiro Nonaka “Attitude Control of Spacecraft Using Two Wheels via Hierarchical Input-Output Linearization”, The 34th Chinese Control Conference and SICE Annual Conference, Jul. 28-30, 2015, Hongzhou (China), (to appear)

Kento Watabe, Tomohiro Fukaishi, Kazuma Sekiguchi, Kenichiro Nonaka, “Suppression of Effects on Model Error in Attitude Control of Spacecraft Using Two Reaction Wheels Considering Initial Angular Momentum”, The 34th Chinese Control Conference and SICE Annual Conference, Jul. 28-30, 2015, Hongzhou (China), (to appear)

Kazuma Sekiguchi, Yuki Katsuyama, “Equilibrium Points Analysis for Attitude Control of Spacecraft with Two Reaction Wheels”, Asian Control Conference 2015, pp. 1306-1311, May. 31-Jun. 3, 2015, Kota

Kinabalu (Malaysia)

Tomohiro Fukaiishi, Kazuma Sekiguchi, Kenichiro Nonaka, Attitude Control of Spacecraft with Two Reaction Wheels Considering their Dynamics and Singular Points by Model Predictive Control, SICE Annual Conference 2014, pp. 2053-2056, Sep. 9-12, 2014, Hokkaido (Japan)

Yuki Katsuyama, Kazuma Sekiguchi, Mitsuji Sampei, Spacecraft attitude control by 2 wheels with initial angular momentum, SICE Annual Conference 2013, pp. 1890-1895, Sep. 14-17, 2013, Nagoya (Japan)

Kohei Tahara, Kazuma Sekiguchi, Mitsuji Sampei, Controllability Analysis and Periodical Antenna Pointing Attitude Control of a Single Rotor Spacecraft, SICE Annual Conference 2013, pp. 1580-1585, Sep. 14-17, 2013, Nagoya (Japan)

Kazuma Sekiguchi, Mitsuji Sampei, Multi-step procedure for orbital feedback linearization of multi-input control affine systems, 2013 American Control Conference, pp. 1805-1812, Jun. 17-19 2013, Washington, DC (USA)

Daichi Kato, Kazuma Sekiguchi, Mitsuji Sampei, "Controllability Measure for Nonlinear Systems in Complex Region", 52nd IEEE Conference on Decision and Control, pp. 4686-4692, Dec. 10-13, 2013, Florence (Italy)

Yasuyuki Kataoka, Kazuma Sekiguchi, Mitsuji Sampei, Circle Motion Control of Trirotor UAV via Discrete Output Zeroing,

52nd IEEE Conference on Decision and Control, pp. 226-231, Dec. 10-13, 2013, Florence (Italy)

Shohei Fujita, Kazuma Sekiguchi, Mitsuji Sampei, "Experiment of Height and Attitude Control Using Monorotor Unmanned Aerial Vehicle", SICE Annual Conference 2012, pp. 1293-1297, Aug. 20-23 2012, Akita (Japan)

Kazuma Sekiguchi, Mitsuji Sampei, Change of controller based on partial feedback linearization with time-varying function, 51st IEEE Conference on Decision and Control, pp. 3557-3563, Dec. 10-13, 2012, Hawaii (USA)

6 . 研究組織

(1) 研究代表者

関口和真 (KAZUMA SEKIGUCHI)

東京都市大学・機械システム工学科・講師
研究者番号：80593558