

機関番号：32665

研究種目：基盤研究（C）

研究期間：2008～2010

課題番号：20560740

研究課題名（和文） 特性変動と故障に適応する有人宇宙往還機用誘導制御系の設計

研究課題名（英文） Design of Guidance and Control System for Manned Spaceplane Accommodating Variation in Dynamic Characteristics and Failure

研究代表者

嶋田 有三（SHIMADA YUZO）

日本大学・理工学部・教授

研究者番号：90060235

研究成果の概要（和文）：有人宇宙輸送の信頼性向上を目的として、(1)非パラメトリック方式と(2)パラメトリック方式の2タイプの適応制御方式を研究した。(1)の方式では、外乱観測器とフィードバック線形化法を併用した飛行制御システムを設計し、数値シミュレーション上でスペースシャトルを滑走路に自動着陸させることに成功した。(2)の方式では、横方向運動を最小位相系となるように設計し、外乱観測器を付加してその効果をシミュレーションで確認した。さらに、5基の操縦舵面の内、1基ないしは2基が故障しても飛行可能な制御則も開発した。

研究成果の概要（英文）：Two types of adaptive control law were studied with the aim of improving the reliability of manned space transportation. One is a novel nonparametric approach and the other is a conventional parametric approach. On the basis of the first approach, a flight control system was designed by combining disturbance observers and a feedback linearization technique. A numerically simulated automatic landing on a runway was successfully carried out using the data of a space shuttle orbiter. In the second method, lateral directional motion was adapted to design a minimum phase system, and its effectiveness was confirmed by numerical simulation with a disturbance observer. A fault-tolerant control law was also developed so that a flight performance can be maintained, even if one or two actuators among the five control surfaces break down.

交付決定額

（金額単位：円）

	直接経費	間接経費	合計
2008年度	2,100,000	630,000	2730,000
2009年度	500,000	150,000	650,000
2010年度	500,000	150,000	650,000
年度			
年度			
総計	3,100,000	930,000	4,030,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：宇宙往還機、有人宇宙輸送システム、回収技術、飛行制御、適応制御、耐故障制御、外乱オブザーバ、フィードバック線形化

1. 研究開始当初の背景

有人宇宙輸送システムの実現には、緊急事態においても乗員の生存性を保証する回収技術の確立が重要である。特に宇宙往還機の動

特性は、故障のない通常飛行においてさえも、飛行軌道に沿って動特性が常に大きく変動するという特徴を有している。しかるに、現行の飛行制御方式では、事前に決定された飛行

軌道に沿って、制御ゲインをマッハ数や動圧などの関数としてスケジューリングする必要がある。しかし、この事前のゲイン調整作業には、風洞実験による空力データの取得から基準軌道の設計に至るまでに膨大な作業工程を必要とするため、柔軟性に欠ける制御手法であった。そこで、故障時においても離脱軌道を実時間で再設計でき、その離脱軌道に沿って実時間で制御ゲインの再調整を可能とする制御手法が切望されて来た。

2. 研究の目的

宇宙往還機の運動の特徴は、飛行軌道に沿ってその動特性が大きく変動することと、その空力特性が不確定なことである。そこで、本研究の目的は、宇宙往還機による有人宇宙輸送システムの実現に際して、飛行条件や故障などに起因する機体特性の変動や、突風外乱などの不確定現象に柔軟に対処できる適応型の飛行制御方式を開発することにある。このような飛行制御方式が確立されれば、ミッション毎のゲインスケジューリングの作業を大幅に減らすことが可能となり、故障発生時にも予定外の軌道に沿って制御性を確保することが容易になるため、地上への帰還率の向上が期待できる。

3. 研究の方法

上述の問題に対し、従来の適応制御方式では、未知動特性を、未知パラメータを有する動的システムとして表現するため、理論が想定しない観測ノイズや風などの外乱に対処できないという欠点を抱えていた。そこで、本研究では(1)非パラメトリック表現による新方式と(2)パラメトリック表現による従来方式の2方式に基づく適応制御則の開発と耐故障制御系の設計をおこなう。

(1) 非パラメトリック表現による適応制御

新方式として、未知空力パラメータや突風などに起因する未知信号を積極的に推定するための外乱オブザーバを設計する。こうすることで、従来方式と異なって未知パラメータを直接推定する必要が無くなる。次いで、その推定信号を用いてフィードバック線形化を行い、安定な線形制御システムを構築する。さらに、この線形システムに対して基準軌道への追従制御系を設計する。最後に、本方式の有効性を確認するために、スペースシャトルオービタの空力データを用いて、高々度から地上の滑走路に自動着陸させるシミュレーションを実施する。

(2) パラメトリック表現に基づく適応制御

① 適応飛行制御

宇宙往還機の縦運動の適応制御については既に研究済みであるので、本研究では2入力2出力系としての横方向運動の姿勢制御系

の設計を主に考える。

通常、横方向運動は非最小位相系となるため、従来のパラメトリック方式の適応制御では設計が困難である。そこで、横速度信号に横加速度信号を付加した仮想出力を考案し、この仮想システムが最小位相系となるように伝達関数行列の零点を再配置する。次いで、この最小位相化された制御対象に対して、デジタル外乱オブザーバを付加したモデル規範型適応制御則を設計し、シミュレーションによってその効果を確認する。

② 耐故障制御

冗長性のあるアクチュエータシステム(左右エルロン、左右エレベータ、ラダーの計5基のアクチュエータ)を想定し、これらの内の1基ないしは2基が故障しても、残りの生存アクチュエータによって飛行性能が維持できるように、モデル規範型適応制御を用いた制御則を設計する。さらに、その効果を数値シミュレーションによって検証する。

4. 研究成果

(1) 非パラメトリック表現による適応制御

非線形6自由度を有するスペースシャトルオービタに対して、外乱オブザーバを設計し、得られた推定信号を用いてフィードバック線形化と基準軌道への追従制御系を設計した。図1~7にその数値シミュレーション結果を示す。

図1は水平面と垂直面における軌道を示しており、淡線は基準軌道、太線は宇宙往還機の軌道である。同図より、高々度から滑走路への自動着陸に成功していることが分かる。次の図2~4は上から順にバンク角、迎角、横滑り角の時間履歴を表しており、いずれも指令値によく追従している。図5~7はエルロン、エレベータ、ラダーの各舵角の時間履歴である。風外乱があるにもかかわらず、各舵は舵角制限内で良好に動作している。

<まとめ>

不確定要因の存在する宇宙往還機システムに対して、非パラメトリック表現による適応制御方式という設計概念を初めて確立した。具体的には、外乱オブザーバとフィードバック線形化手法を併用する飛行制御系を設計し、スペースシャトルオービタを、高々度から地上の滑走路に自動着陸させることに数値シミュレーション上において成功した。

<検討課題>提案した制御則では、3舵のモーメント係数からなる行列を既知として取り扱ったが、本来は飛行軌道に沿ってその値も変動する不確定なパラメータである。今後はそれらの値を未知量と仮定しても飛行性能が保証されるように理論を発展させることが望まれる。

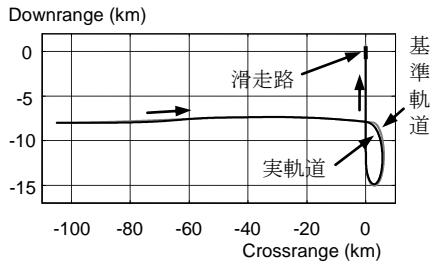


図 1 水平・垂直面上の軌道

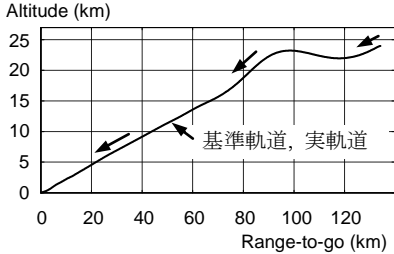


図 2 バンク角の時間履歴

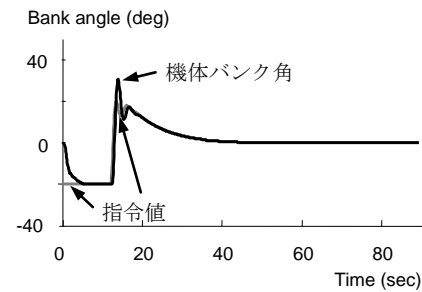


図 3 迎角の時間履歴

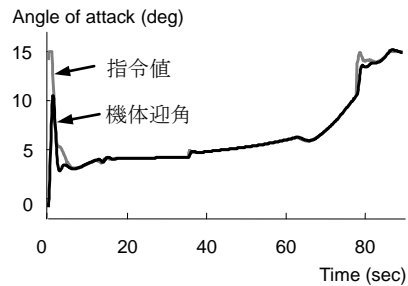


図 4 横滑り角の時間履歴

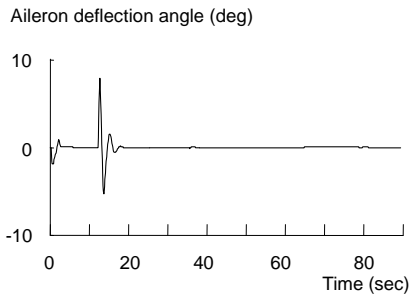
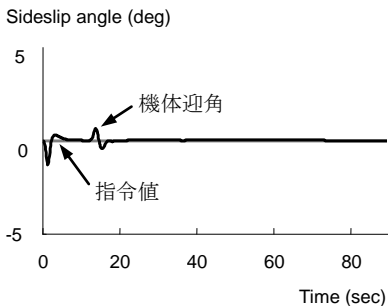


図 5 エルロン舵角の時間履歴

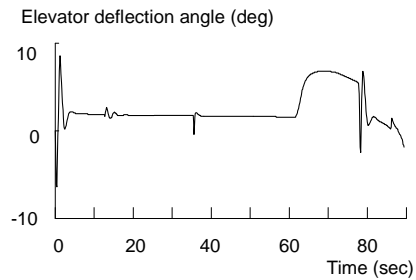


図 6 エレベータ舵角の時間履歴

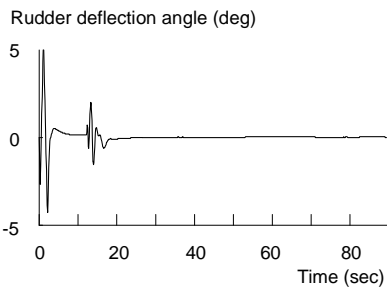


図 7 ラダー舵角の時間履歴

(2) パラメトリック表現に基づく適応制御

① 適応飛行制御

従来のモデル規範型適応制御理論では、未知外乱信号に対処することが困難であったが、新に横方向運動の制御則に外乱オブザーバを付加した適応制御系を設計し、数値シミュレーションによってその効果を確認した。図 8~10 にその結果を示す。

図 8 は Dryden モデルによる突風を印加した時の、ロール角応答とその目標値 (モデル出力)、並びに指令信号の時間履歴である。同図より機体ロール角が目標信号に良好に追従していることが分かる。図 9、10 はこのときのエルロン舵角とラダー舵角の時間履歴であり、適応ゲインの自動調整が完了するまでの初期振動を除いては、2 舵とも外乱が有っても不安定化せず、適切に作動している。<まとめ>

モデル規範型適応制御として、初めて外乱オブザーバを併用した適応制御則を開発し、数値シミュレーションによってその効果を確認した。理論的保証にはまだ不十分な所が

あるが、これはパラメトリック方式としては大きな進展である。

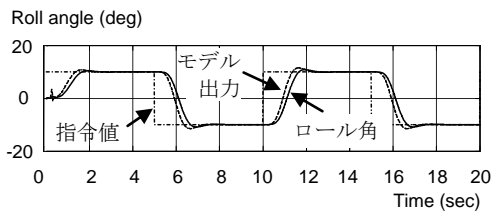


図 8 ロール角の時間履歴

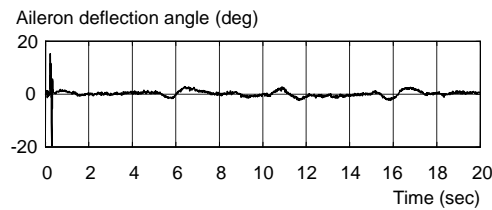


図 9 エルロン舵角の時間履歴

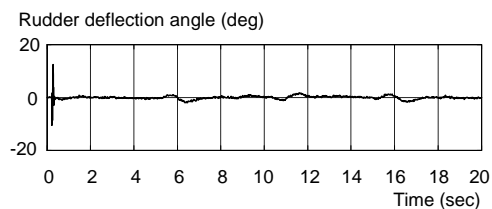


図 10 ラダー舵角の時間履歴

② 耐故障制御

耐故障制御システムの設計手法として、冗長性を有するアクチュエータへ制御信号を適切に分配するモデル規範型適応制御方式を考案した。また、提案する制御則の有効性を検証するために、右エレベータの故障を想定した数値シミュレーションを行った。図 11～13 に機体の 3 軸周りの角速度とそれらの目標信号、図 14～16 に 3 舵の舵角と目標信号の時間履歴を示す。

図 15 はエレベータの舵角応答を示しており、時刻 2 秒においてステップ状の指令信号が与えられている最中に、右エレベータが時刻 5 秒において故障し始め、 -30 度に固着したと想定した。この結果生じたピッチモーメントを打ち消すために、左エレベータが逆方向に変位している (図 15)。また、両エレベータの変位によって発生した右回りのロールモーメントを打ち消すために、左右のエルロンが逆方向のモーメントを発生するように変位している (図 14)。さらに、これらの変位によって生じた負のヨーイングモーメントを打ち消すために、ラダーが右方向に変位している (図 16)。

以上のことから、適応回路が適切に制御信号を各アクチュエータに自動分配することによって、故障発生時の一時的な悦脱期間を除いて、各角速度が目標信号 (規範モデルの

出力) に追従するように制御されていることが確認できる。

<まとめ>

有人宇宙飛行の信頼性向上技術の一つとして、冗長性のあるアクチュエータの内の 1 基ないしは 2 基が故障しても、残りの生存アクチュエータによって飛行性能が維持できる適応制御則を開発した。

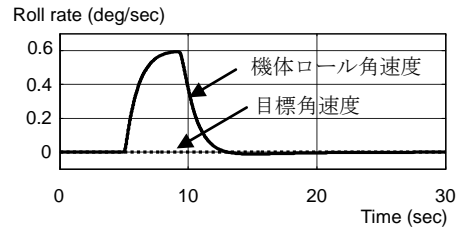


図 11 ロール角速度の時間履歴

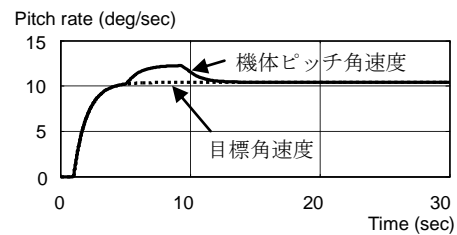


図 12 ピッチ角速度の時間履歴

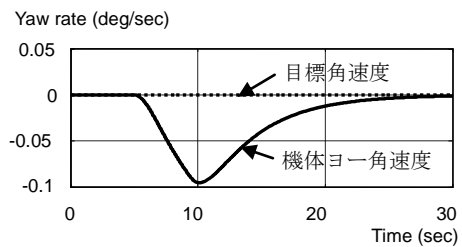


図 13 ヨー角速度の時間履歴

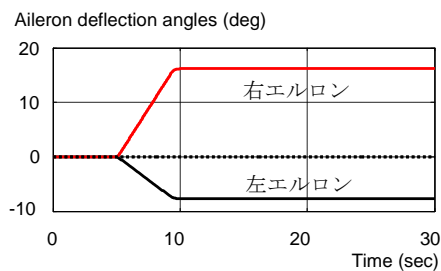


図 14 エルロン舵角の時間履歴

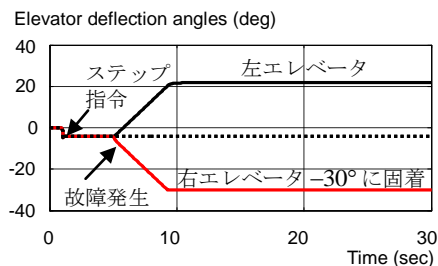


図 15 エレベータ舵角の時間履歴

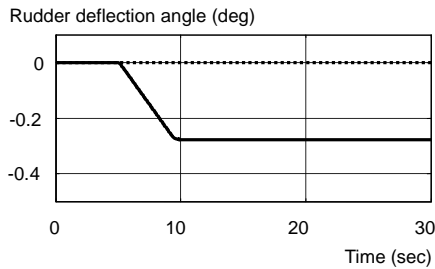


図 16 ラダー舵角の時間履歴

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 1 件)

- ① Yuta Akai, Yuzo Shimada, Kenji Uchiyama, and Akio Abe, Design of Disturbance-Accommodating Control System for Nonlinear Attitude Control of Spaceplane, Short Notes, No.3, Report of the Research Institute of Science and Technology, Nihon University, 査読有, No.3, 2009, 115-118.

[学会発表] (計 10 件)

- ① 大塚康司, 嶋田有三, 安部明雄, バックステッピングと外乱オブザーバを用いた適応飛行制御系の設計, 日本航空宇宙学会北部支部2011年講演会, 第12回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 2011年3月11日, 東北大学, 宮城県仙台市.
- ② 長谷部吉則, 嶋田有三, 安部明雄, 将来宇宙輸送システムの零点配置を用いた適応飛行制御系の設計, 日本航空宇宙学会北部支部2011年講演会, 第12回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 2011年3月11日, 東北大学, 宮城県仙台市.
- ③ 時乗伸一郎, 長谷部吉則, 嶋田有三, 安部明雄, 冗長性のある宇宙輸送機アクチュエータの故障制御, 日本航空宇宙学会主催第54回宇宙科学技術連合講演会, 2010年11月18日, 静岡県コンベンションアーツセンター, 静岡県静岡市.
- ④ Yuzo Shimada and Akio Abe, Nonparametric Adaptive Attitude Control System Accommodating Nonlinearity and Uncertainty, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference 2010, 2010年8月4日, Sheraton Centre Toronto, Toronto, Ontario, Canada.
- ⑤ Yasushi Ohtsuka, Yuzo Shimada, and Akio Abe, Robust Control System for Automatic Landing of Spaceplane Merging Dynamic Inversion with DAC Observer. Proceedings of 2009 CACS International Automatic

Control Conference, 査読有, 2009年11月28日, Taipei, Taiwan.

- ⑥ Yoshinori Hasebe, Yuzo Shimada, and Akio Abe, Design of Adaptive Control System For Lateral-Directional Motion in Automatic Landing, Proceedings of 2009 CACS International Automatic Control Conference, 査読有, 2009年11月28日, Taipei, Taiwan.
- ⑦ Yasushi Ohtsuka, Yuzo Shimada, and Akio Abe, Robust Flight Control System Using Dynamic Inversion with Disturbance Accommodating Control, 2009 Asia-Pacific International symposium on Aerospace Technology (APISAT2009), 2009年11月04日, 長良川国際会議場, 岐阜県岐阜市.
- ⑧ Yoshinori Hasebe, Yuzo Shimada, Akio Abe, Adaptive Flight Control System for Lateral-Directional Motion Using Two-Inputs-Single-Output Concept, 2009 Asia-Pacific International symposium on Aerospace Technology (APISAT2009), 2009年11月04日, 長良川国際会議場, 岐阜県岐阜市.
- ⑨ Yuta Akai, Yuzo Shimada, Kenji Uchiyama, and Akio Abe, Design of Disturbance-Accommodating Control System For Nonlinear Attitude Control of Spaceplane, 平成20年日本大学理工学部学術講演会, 2008年11月29日, 日本大学理工学部, 東京.
- ⑩ Yuta Akai, Yuzo Shimada, Kenji Uchiyama, and Akio Abe, Nonlinear Attitude Control Design for Spaceplane Using Disturbance-Accommodating Control, Proceedings of 2008 KSAS-JSASS Joint International Symposium on Aerospace Engineering, 2008年11月20日, Jeju, Korea.

[その他]

ホームページ等

http://www.kenjm.cst.nihon-u.ac.jp/system/kenkyu_db.html

6. 研究組織

(1) 研究代表者

嶋田 有三 (SHIMADA YUZO)

日本大学・理工学部・教授

研究者番号：90060235

(2) 研究分担者

()

研究者番号：

(3) 連携研究者

安部 明雄 (ABE AKIO)

日本大学・理工学部・助教

研究者番号：60434114