

宇宙往還機の未知動特性に対する適応姿勢制御系
フィードバック線形化法による多変数適応制御

Adaptive attitude control system against unknown dynamic properties of re-entry vehicle
Multivariable adaptive control via feedback linearization

○山岸美史¹, 安部明雄², 嶋田有三²
Yoshifumi Yamagishi¹, Akio Abe², Yuzo Shimada²

Abstract: This paper presents an adaptive attitude control system which is designed to track roll, pitch and yaw rate commands. In general, it is difficult to obtain detailed prior knowledge about dynamic properties, such as aerodynamic forces and moments, and moment of inertial. Therefore, proposed controller is designed to cope with the unknown dynamic properties of re-entry vehicle without previous prior knowledge. Numerical simulation was performed to verify the validity of the proposed system using aerodynamic data of the ALFLEX.

1. はじめに

広大な飛行領域を有する宇宙往還機の運動は、その動特性の変動が大きな非線形システムとして表される。機体の動特性は、飛行領域によって特性が変動する空気力・空気力モーメントや、ミッション毎に異なる慣性モーメントなど、既知量として扱うことの難しい物理量を有しており、制御性能の劣化を招きやすい。

これまでに、本研究では、未知動特性の推定性能に優れた外乱オブザーバを用いた適応飛行制御系を提案してきた^[1]。しかし、このシステムでは、姿勢制御系の設計の際に、操舵面の効きを表す制御微係数と慣性テンソルに関する公称値を既知量として扱っていた。

この問題に対して、本稿では、空気力や空気力モーメント、慣性テンソル等の事前情報を一切必要としない姿勢制御系を提案する。提案するシステムでは、機体の非線形な動特性を逐次推定し、その推定値の収束と追従性能は、リアプノフの安定論より保証する。提案する制御系の有効性を、自動着陸実験機 ALFLEX を用いた数値シミュレーションによって検証する。

2. 運動方程式

本稿では、制御対象として、次の機体の回転運動に関する状態方程式を用いる。ここで、空気力モーメントを制御入力であるエルロン δ_a , エレベータ δ_e , ラダ一舵角 δ_r に関してのみ線形近似を行っている。

$$\dot{x}(t) = f(x) + G(x)u(t) \tag{1}$$

式中の各記号はそれぞれ

$$x = [P \quad Q \quad R]^T, \quad u = [\delta_a \quad \delta_e \quad \delta_r]^T$$

$$f(x) = J^{-1} \begin{bmatrix} (I_y - I_z)QR + I_{xz}PQ + l(\alpha, \beta, P, R) \\ (I_z - I_x)RP - I_{xz}(R^2 - P^2) + M(\alpha, \beta, Q) \\ (I_x - I_y)PQ - I_{xz}QR + N(\alpha, \beta, P, R) \end{bmatrix}$$

$$G(x) = \bar{q}SJ^{-1} \begin{bmatrix} bC_{l\delta a}(\alpha) & 0 & bC_{l\delta r}(\alpha) \\ 0 & \bar{c}C_{M\delta e}(\alpha) & 0 \\ bC_{N\delta a}(\alpha) & 0 & bC_{N\delta r}(\alpha) \end{bmatrix}$$

である。また、状態量である P, Q, R は機体の角速度、 α は迎え角、 β は横滑り角、 \bar{q} は動圧、 S は翼面積、 b はスパン、 \bar{c} は空力平均翼弦、 J は慣性テンソル、 l, M, N は空気力モーメント、 C_0 は制御微係数である。図 1 に変数の定義を示す。

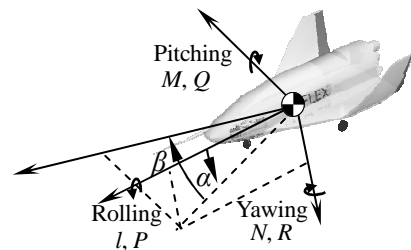


Figure 1. Definition of variables

3. 適応姿勢制御系

(1)式の非線形関数ベクトル $f \in R^3$ 及び非線形関数行列 $G \in R^{3 \times 3}$ は、機体の慣性モーメント、空気力モーメントに起因する不確かさを有しているため、本システムでは未知量として取り扱う。状態量の追従誤差は、基準状態量 x_c との差として次式で定義する。

$$e(t) = x(t) - x_c(t) \tag{2}$$

(2)式を微分し、(1)式の状態方程式を代入すると、次の誤差方程式を得る。

$$\dot{e}(t) = f(x) + G(x)u(t) - \dot{x}_c(t) \tag{3}$$

ここで、非線形関数ベクトル f の推定のため、各成分が状態量 x の 1 次関数で表現できると仮定する。

$$f(x) = \begin{bmatrix} f_{11} & f_{12} & f_{13} \\ f_{21} & f_{22} & f_{23} \\ f_{31} & f_{32} & f_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = Fx \tag{4}$$

1 : 日大理工・学部・航宇 2 : 日大理工・教員・航宇

(4)式において、 F は推定すべきパラメータから成る未知行列である。ここで、(4)式を用いると誤差方程式は以下のように書き換えられる。

$$\dot{e}(t) = Fx + G(x)u(t) - \dot{x}_c(t) \quad (5)$$

制御則は、(5)式の誤差方程式を基に、機体の固有の動特性を消去するような次の線形化フィードバックを用いる。制御則では、機体の特性を表す行列 F と G を未知として取り扱っているため、それぞれの推定値 \hat{F} と \hat{G} を用いている。 v は、新たな制御入力である。

$$u(t) = \hat{G}^{-1}(x)\{-\hat{F}x + \dot{x}_c(x) + v\} \quad (6)$$

(6)式を基準状態量の微分値 $\dot{x}_c(x)$ に整理して、(5)式に代入すると誤差方程式は次のように書き換えられる。

$$\dot{e}(t) = v - (\hat{F}(t) - F(x))x - (\hat{G}(t) - G(x))u(t) \quad (7)$$

また、推定誤差行列を次式のように定義する。

$$\hat{F}(t) - F(x) = \tilde{F}(t) \quad (8a)$$

$$\hat{G}(t) - G(x) = \tilde{G}(t) \quad (8b)$$

(8)式を用いて、誤差方程式は次のように表される。

$$\dot{e}(t) = v - \tilde{F}x - \tilde{G}(t)u(t) \quad (9)$$

続いて、系の安定性の保証と、推定パラメータの調整則を導くため、リアプノフの安定論を用いる。リアプノフ関数の候補として追従誤差と推定誤差の2次形式を用いる。 Γ_1 、 Γ_2 は重み係数を表す対角行列である。

$$V(t) = \frac{1}{2}e^T e + \frac{1}{2}Tr[\tilde{F}^T \Gamma_1^{-1} \tilde{F}] + \frac{1}{2}Tr[\tilde{G}^T \Gamma_2^{-1} \tilde{G}] \quad (10)$$

(10)式の関数を時間微分して、(9)式の誤差方程式を代入し、整理すると次式が得られる。

$$\dot{V}(t) = e^T v + Tr[\tilde{F}^T (\Gamma_1^{-1} \dot{\tilde{F}} - e x^T)] + Tr[\tilde{G}^T (\Gamma_2^{-1} \dot{\tilde{G}} - e u^T)] \quad (11)$$

この微分値が、負定値となるようにパラメータ調整則を(12)式、制御入力 v を(13)式のように決定する。

$$\dot{\tilde{F}}(t) = \Gamma_1 e x^T \quad (12a)$$

$$\dot{\tilde{G}}(t) = \Gamma_2 e u^T \quad (12b)$$

$$v = -K e(t) \quad (13)$$

K は正定値のゲイン行列である。(12)、(13)式を(11)式に代入することにより、次式を得る。

$$\dot{V}(t) = -e^T K e \leq 0 \quad (14)$$

上式はゲインを適切に選ぶことで、リアプノフ関数の微分量が負定となり、系全体の安定性が保証される。

4. 数値シミュレーション

提案するシステムの妥当性を検証するため、小型自動着陸実験機 ALFLEX の機体データを用いた数値シミュレーションを行った。(6)式の制御則の状態量の指令

値の微分値 \dot{x}_c は、疑似微分器を用いて生成した。

図2に、状態量 $x = [P, Q, R]^T$ の時間履歴を示す。図中、黒線が状態量の指令値、赤線が制御結果を表す。提案する制御系によって、空気力モーメントや慣性テンソルに関する事前情報を用いずに、それぞれのステップ状の指令信号に対して、すばやく収束していることがわかる。図3が、制御入力である操舵角の時間履歴である。シミュレーションでは、操舵角に関して、制限を設けていないため、主に疑似微分器の影響で一部非現実的な値を示している。

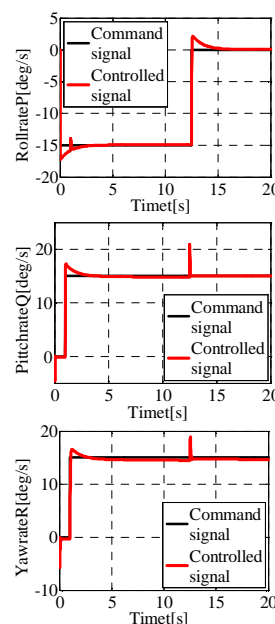


Figure2. Time histories of state x

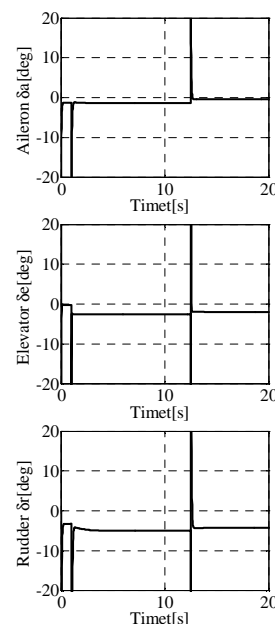


Figure3. Time histories of deflection angles

5. まとめ

本稿では、宇宙往還機の未知動特性に対処可能な適応姿勢制御系を示した。提案するシステムでは、機体の動特性に関する情報を未知として、状態量の誤差信号と制御入力によって目標値への追従を行える。自動着陸実験機の機体データを用いた数値シミュレーションによって、提案するシステムの有効性を検証した。

6. 参考文献

- [1] 岩本光平, 安部明雄, 嶋田有三: 次世代宇宙輸送機のためのバックステッピング法による適応飛行制御, 第49回飛行機シンポジウム講演集, 2011, CD-ROM.
- [2] Kamwsh Subbarao, Marc Steinberg, John L. Junkins: Structured Adaptive Model Inversion Applied To Tracking Aggressive Aircraft Maneuvers, 2001, AIAA 2001-4019.
- [3] NAL/NASDA HOPE チーム ALFLEX サブグループ: 小型自動着陸実験機(ALFLEX)の飛行シミュレーションモデル, 航空宇宙技術報告 1252号, 1994.