

## マイクロバースト環境に対処可能な飛行制御系の検討

### A Study on the Flight Control Systems Accommodating the Microburst Environment

○田崎圭祐<sup>1</sup>, 安部明雄<sup>2</sup>, 森田直人<sup>2</sup>

\*Keisuke Tasaki<sup>1</sup>, Akio Abe<sup>2</sup> and Naoto Morita<sup>2</sup>

Abstract : This study addresses a control system to reduce aircraft oscillations caused by microbursts, a major risk for large aircraft. Using a microburst model that represents wind velocity as a function of aircraft position, the system was designed with standard longitudinal and lateral-directional controls. Applied to a Boeing 747, the analysis showed that vertical-plane control tended to be excessive, leading to oscillatory responses and increased altitude deviations. In contrast, horizontal-plane control effectively suppressed oscillations near the target lateral position.

#### 1. はじめに

我が国の航空事故は、2004～2023年で大型飛行機の事故が67件発生し、そのうちの半数以上が乱気流による機体動揺で乗客・乗員が負傷した事例である<sup>[1]</sup>。

本研究では、特に航空機の運航に大きな影響を与える気象現象の1つであるマイクロバースト環境下での飛行制御を取り扱う。文献[2]では、2点境界値問題からマイクロバースト環境下での機体の動揺を抑制する飛行プロファイルが検証されている。

本研究では、文献[2]で提案されているような飛行プロファイルに対する追従制御系の初期検討として、マイクロバースト環境下で、一般的な飛行制御系を用いた場合の飛行に与える影響を検証する。

#### 2. 航空機とマイクロバーストのモデル

本節では、2.1項で大気擾乱の取り扱いについて述べ、2.2項でマイクロバーストの数学モデル<sup>[2]</sup>を述べる。

##### 2.1. 大気擾乱の取り扱い

本稿での制御対象は、一般的な航空機の6自由度の非線形モデルを用いる。文献[3]より機体の対気速度  $\mathbf{v}_a = [u_a, v_a, w_a]^T$  と対気角速度  $\boldsymbol{\omega}_a = [p_a, q_a, r_a]^T$ 、機体の対地速度  $\mathbf{v}_c = [u_c, v_c, w_c]^T$  と対地角速度  $\boldsymbol{\omega}_c = [p_c, q_c, r_c]^T$ 、風の対地速度  $\mathbf{v}_g = [u_g, v_g, w_g]^T$  と対地角速度  $\boldsymbol{\omega}_g = [p_g, q_g, r_g]^T$  を用いて(1), (2)式で表される。ここで、各ベクトルは、機体固定座標  $x_B y_B z_B$  系の成分で表している。

$$\mathbf{v}_a = \mathbf{v}_c - \mathbf{v}_g \quad (1)$$

$$\boldsymbol{\omega}_a = \boldsymbol{\omega}_c - \boldsymbol{\omega}_g \quad (2)$$

##### 2.2. マイクロバーストのモデル

まずマイクロバーストの概略図を Figure 1 に示す。航空機がマイクロバーストに遭遇すると、上昇気流と下降気流が交互に現れて高度が変化し、向かい風から追い風への変化で揚力が変動する。マイクロバーストの数学モデルで風の対地速度  $\mathbf{v}_g$  は(3)～(5)式で表され<sup>[2]</sup>、中心位置は、地面固定座標系  $X_E Y_E$  面の原点とする。

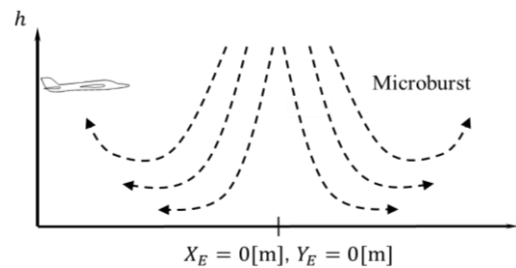


Figure 1 Image of a microburst

$$u_g = 0.5\lambda X_E \left\{ e^{C_1(h/z_m)} - e^{C_2(h/z_m)} \right\} \times e^{\left[ 2 - (X_E^2 + Y_E^2) / r_p^2 \right]^{C_3} / (2C_3)} \quad (3)$$

$$v_g = 0.5\lambda Y_E \left\{ e^{C_1(h/z_m)} - e^{C_2(h/z_m)} \right\} \times e^{\left[ 2 - (X_E^2 + Y_E^2) / r_p^2 \right]^{C_3} / (2C_3)} \quad (4)$$

$$w_g = \lambda \left\{ z_m \left[ e^{C_1(h/z_m)} - 1 \right] / C_1 - z_m \left[ e^{C_2(h/z_m)} - 1 \right] / C_2 \right\} \times \left[ 1 - 0.5(X_E/r_p)^2 \right]^{C_3} e^{\left[ 2 - (X_E/r_p)^2 \right]^{C_3} / (2C_3)} \quad (5)$$

ここで、 $h$ は高度、 $z_m$ は水平方向の風の速さが最も強い高度、 $r_p$ はマイクロバースト半径、 $u_m$ はマイクロバースト強度を表し、 $\lambda$ は次式で与える。

$$\lambda = 2u_m / r_p (e^{C_1} - e^{C_2}) e^{1/(2C_3)} \quad (6)$$

#### 3. 制御系の構成

本節では、本稿で取り扱う制御系の構成について述べる。制御目的は、水平釣り合い飛行中にマイクロバーストに遭遇した場合に、位置を保持することである。

##### 3.1. 縦運動の制御

制御対象の縦運動の制御には、(7), (8)式のフィードバック制御則を用いる。

$$\theta_c = K_h(h_c - h) - K_h \dot{h} \quad (7)$$

$$\delta_{ec} = (K_\theta + K_I/s)(\theta_c - \theta) - K_q q \quad (8)$$

ここで、 $\theta_c$ はピッチ角指令、 $h_c$ は高度指令、 $\delta_{ec}$ はエレベータ操舵角指令、 $K_\theta$ はゲインである。(7), (8)式より構成した高度を保持するための制御系を Figure 2 に示す。ここで、図中の  $G_a(s)$  は、アクチュエータの伝達関数で、時定数 0.25 秒の 1 次遅れ系とする。この制御則

1 : 日大理工・院 (前)・航宇 2 : 日大理工・教員・航宇

は、高度指令値と現在の高度の差分からエレベータ操舵角指令 $\delta_{ec}$ を生成する。

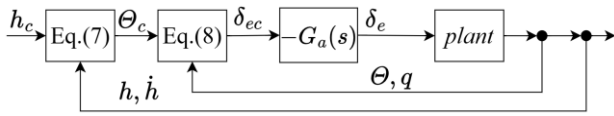


Figure 2 Altitude control system

### 3.2. 横・方向運動の制御

横・方向運動の制御では、(9)式でクロスレンジ $Y_E$ の偏差から、ヨー角指令 $\Psi_c$ を決定する。ヨー角の偏差から定めるロール角の目標値に追従するように、(10)式でエルロン操舵指令 $\delta_{ac}$ を決定する。また、ラダー $\delta_{rc}$ は、ヨー運動の減衰を高めるように(11)式で操舵する。

$$\Psi_c = K_y(Y_{Ec} - Y_E) - K_y \dot{Y}_E \quad (9)$$

$$\delta_{ac} = K_\phi \{K_\psi(\Psi_c - \Psi) - \Phi\} - K_p p \quad (10)$$

$$\delta_{rc} = -K_r F(s)r \quad (11)$$

また、(9)~(11)式より構成した横・方向の位置制御系を Figure 3 に示す。ここで、図中の $F(s)$ はハイパスフィルタであり、時定数は 3.0 秒とする。

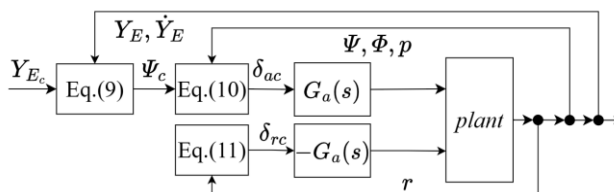


Figure 3 Crossrange control system

### 4. 数値シミュレーション結果

前節で示した制御系を用いて航空機がマイクロバーストから受ける影響を検証するため、B747 のモデルを用いて数値シミュレーションを行う。シミュレーションでは、水平定常飛行している航空機がマイクロバーストに遭遇した場合を想定している。ここで、マイクロバーストのパラメータを Table 1、航空機の運動の初期と釣り合い値を Table 2 と 3 に示す。また、本シミュレーションでは、重力加速度 $g = 9.81\text{m/s}^2$ 、空気密度 $\rho = 1.1\text{kg/m}^3$ 、指令値 $h_c = 1500\text{m}$ 、 $Y_{Ec} = 500\text{m}$ とした。

Table 1 Parameters of a microburst model.

|   |           |       |
|---|-----------|-------|
| The altitude when the wind speed in the horizontal direction is the maximum $z_m$ [m] | 200       |       |
| Radius $r_p$ [m]  | 1000      |       |
| Strength $u_m$ [m/s]  | 10        |       |
| Constant  | $C_1$ [-] | -0.22 |
|   | $C_2$ [-] | -2.75 |
|   | $C_3$ [-] | -2    |

Table 2 Initial conditions.

|              |       |                   |      |
|--------------|-------|-------------------|------|
| $X_E(0)$ [m] | -5000 | $h(0)$ [m]        | 1500 |
| $Y_E(0)$ [m] | 500   | $\theta(0)$ [deg] | 4.7  |

Table 3 Values of equilibrium

|             |       |                  |                    |
|-------------|-------|------------------|--------------------|
| $U_0$ [m/s] | 123.8 | $\alpha_0$ [deg] | 4.7                |
| $V_0$ [m/s] | 0     | $T_0$ [N]        | $1.86 \times 10^5$ |
| $W_0$ [m/s] | 10.8  |                  |                    |

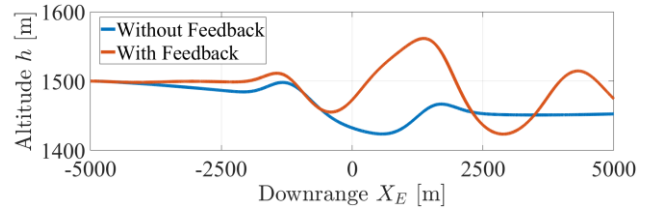


Figure 4 Vertical trajectories

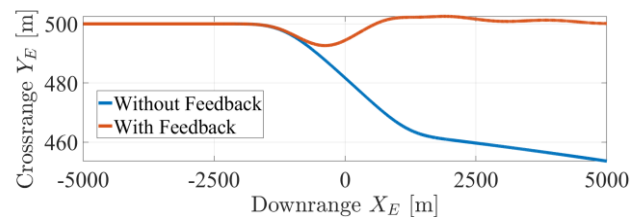


Figure 5 Horizontal trajectories

Figure 4 は鉛直面の軌道，Figure 5 は水平面の軌道である。図中、青線は制御をせずに一定の推力と舵角で飛行させた場合の応答，橙線は前節のフィードバック制御則を用いた場合の応答である。

Figure 4 の鉛直面の軌道は、高度保持の制御が過剰に機能し、振動的な応答によって高度の変化量が増加していることが確認できる。

Figure 5 より、水平面の軌道では、フィードバック制御により、クロスレンジの目標値 $Y_{Ec} = 500\text{m}$ 付近に機体の動揺を抑制できている。

### 5. まとめ

本稿では、航空機が水平直線飛行中にマイクロバーストに遭遇した場合に、フィードバック制御を用いた飛行制御系を設計し、マイクロバーストが航空機の飛行に与える影響について確認した。本稿での制御系の構成では、マイクロバーストによる縦運動の動揺を増幅させる結果となり改善が必要である。

### 6. 参考文献

- [1] 国土交通省運輸安全委員会: 運輸安全委員会ダイジェスト第44号, [https://jtsb.mlit.go.jp/bunseki-kankoubutu/jtsbdigests/jtsbdigests\\_No44.html](https://jtsb.mlit.go.jp/bunseki-kankoubutu/jtsbdigests/jtsbdigests_No44.html)
- [2] Kazuhide Okamoto and Takeshi Tsuchiya : Optimal Aircraft Control in Stochastic Severe Weather Conditions, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.39, No.1, pp. 77-85, 2016.
- [3] 嶋田有三, 佐々修一: 飛行力学, 森北出版, pp.15-30, pp.213-214, pp.237-247, 2021.