

飛行試験に向けた機体特性の解析と非線形飛行解析環境の構築

Analysis of Aircraft Characteristics and Development of a Nonlinear Flight Simulation Environment for Flight Testing

○佐藤一平<sup>1</sup>, 松田樹<sup>1</sup>, 矢野成彬<sup>1</sup>, 安部明雄<sup>2</sup>, 森田直人<sup>2</sup>

\*Ippei Sato<sup>1</sup>, Itsuki Matsuda<sup>1</sup>, Nariaki Yano<sup>1</sup>, Akio Abe<sup>2</sup> and Naoto Morita<sup>2</sup>

Abstract : In this study, we developed a flight analysis environment based on aircraft CAD and numerical analysis methods to enable efficient transition from airframe design to flight simulation. Using the proposed framework, a flight simulation of a model aircraft was conducted, and control laws were compared under conditions simulating a release from a balloon. The results demonstrated convergence to designated altitude, while differences were observed in the overshoot characteristics of each control method.

1. はじめに

一般に、試験飛行を実施するには、機体設計を行い、風洞試験と数値流体力学による空力特性の取得、その後誘導制御系の設計と検証の手順となり、事前に膨大な時間と労力を必要とする。

本稿では、NASA で開発された OpenVSP (Vehicle Sketch Pad)<sup>[1]</sup>を用いて機体の CAD モデルを作成し、UNLSI (UNstructured Local Surface Inclination)<sup>[2]</sup>で空力特性の算出を行い、飛行解析による検証が可能な環境を構築する。

飛行解析では、気球等を用いた上空での機体の切り離しを想定する。この状況において、Total Energy Control System (TECS), PD 制御, 最適制御の3つの手法について、制御性能比較を行う。

2. 機体モデルの作成

本研究では、Table 1 に機体諸元を示す翼幅約 2m の模型航空機を対象とする。

Table 1. Aircraft specifications

全長[mm]	1100
翼幅[mm]	2000
翼弦[mm]	200
最大翼厚[mm]	25
主翼翼型	Clark Y
プロペラ	8040 Folding Propeller
メーカー	Volantex RC

OpenVSP を用いて解析対象の CAD モデルを作成し、UNLSI で空力解析を行う。空力解析においては、複数の格子数で解析を行い、格子収束を確認する。

Figure 1 に解析に用いた CAD モデル、Figure 2 に空力解析から得られた、各エレベータ舵角に対するピッチングモーメント係数と迎角の関係を示す。また、動安定微係数は数値微分によって取得する。

解析結果より得られた縦運動の状態方程式を、(1)式に示す。状態量は全て擾乱量で速度  $u$ , 迎角  $\Delta\alpha$ , ピッチ角速度  $q$ , ピッチ角  $\theta$ , 高度  $h$  で、入力エレベータ舵角

$\delta_e$ , スロットル開度  $\delta_t$  である。

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} u \\ \Delta\alpha \\ q \\ \theta \\ \Delta h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.128 & 6.703 & 0 & -9.8 & 0 \\ -0.081 & 14 & 0.86 & 0 & 0 \\ 0 & 135 & -8.81 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -15 & 0 & 15 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ \Delta\alpha \\ q \\ \theta \\ \Delta h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 8.42 \\ -1.765 & 0 \\ -130 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_t \end{bmatrix} \quad (1)$$

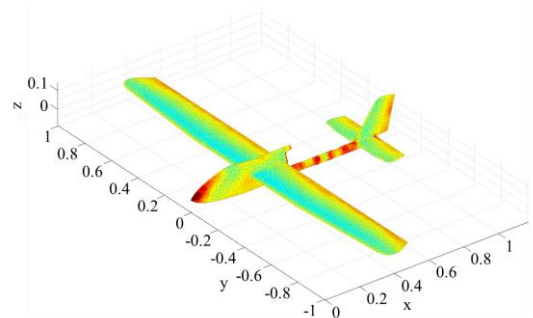


Figure 1. Analytical model

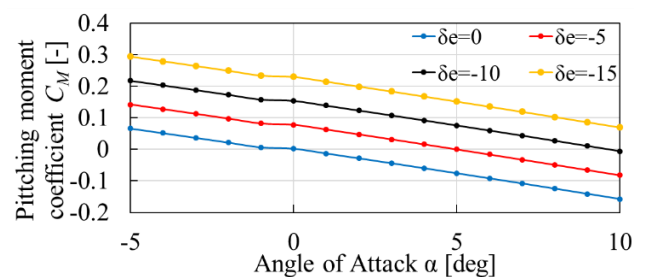


Figure 2. Characteristics of pitching moment coefficients

3. 飛行解析

飛行解析は、非線形 6 自由度シミュレーションを行えるソフトウェアを適用する。機体吊り下げ状態からの引き起こしの制御で、初期高度  $h(0)$  を 200m, 初期ピッチ角  $\theta(0)$  を  $-90\text{deg}$ , 初期速度  $U(0)$  を  $0.1\text{m/s}$  とする。この初期状態から、高度  $h_c = 180\text{m}$ , 引き起こし完了のピッチ角  $\theta_c = 0\text{deg}$  を目標値として、3.1~3.3 項に示す。

1 : 日大理工・学部・航宇 2 : 日大理工・教員・航宇

### 3.1. ①高度とピッチ角に関する PD 制御

本稿では、Figure 3 の高度とピッチ角に関する PD 制御系について述べる。Figure 3 に示すように、この制御系では、高度の誤差 $\Delta h$ からスロットル開度 $\delta_t$ を決定し、高度誤差 $\Delta h$ と沈下率 $\dot{h}$ から定めるピッチ角の指令値 $\theta_c$ に追従するようにエレベータ操舵 $\delta_e$ を決定する。また、制御系内のゲインは、ピッチ角に関して比例ゲイン $K_{p\theta} = 0.2$ 、微分ゲイン $K_{D\theta} = 0.01$ 、高度に関して比例ゲイン $K_{ph} = 0.08$ 、微分ゲイン $K_{Dh} = 0.01$ とする。

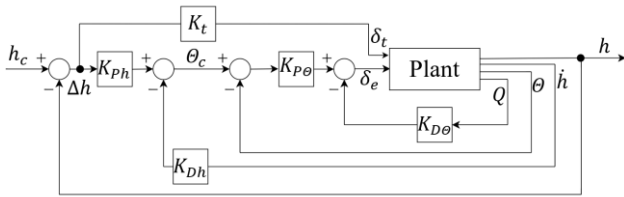


Figure 3. Block diagram of the control system

### 3.2. ②最適制御による高度制御

最適レギュレータを用いて、目標高度に追従させるエレベータ操舵を行う制御系を設計する。この制御系では、スロットル開度は一定としている。最適レギュレータにおける評価関数の重み係数は以下のように定める。

$$Q = \begin{bmatrix} 0.03 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.05 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.08 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 50 \end{bmatrix} r = 80000 \quad (2)$$

(2)式の重み係数を定めて、制御ゲインを次のように得られる。

$$\delta_e = [-0.02 \quad 0.278 \quad -0.028 \quad -0.494 \quad -0.025] \times [U \quad \alpha \quad Q \quad \theta \quad h - h_c]^T \quad (3)$$

### 3.3. ③TECS による引き起こし制御

無人航空機の制御に広く用いられる TECS では、運動エネルギーとポテンシャルエネルギーの和 $E$ と差 $B$ を重量 $mg$ で割った次の物理量を用いる。目標速度 $U_c = 15\text{m/s}$ とする。

$$E = U^2/(2g) + h \quad (4)$$

$$B = U^2/(2g) - h \quad (5)$$

$B$ の目標値 $B_c$ との差から(6)式のようにピッチ角の指令値を定め、そのピッチ角指令値を達成するように(8)式に基づいてエレベータ操舵を決定する。 $E$ の目標値 $E_c$ との差から(7)式に基づいてスロットル開度を決定する。

$$\theta_c = -K_{tecs}(B_c - B) \quad (6)$$

$$\delta_t = K_{tecs}(E_c - E) \quad (7)$$

$$\delta_e = -K_p \tanh(\theta - \theta_c) - K_D Q \quad (8)$$

## 4. 結果

Figure 4, 5 に、高度 $h$ 、ピッチ角 $\theta$ の時間履歴を示した。3.1 項の①PD 制御を用いた場合の制御系を青の実線、3.2 項の②最適制御を用いた場合、3.3 項の③TECS を用いた場合の制御系を緑の実線とした。

Figure 4 より、どの制御系でもピッチ角 $0^\circ$ に収束することを確認した。Figure 5 より、PD 制御を用いた場合の高度 $h$ は、2つの手法と比べてオーバーシュートが大きい、定常偏差が小さくなった。TECS と最適制御における高度の時間履歴は同様の傾向を示したが、TECS の方が一定高度に収束するまでの時間は短かった。

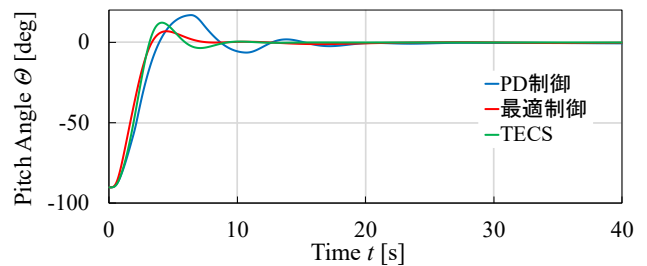


Figure 4. Time histories of pitch angles  $\theta$

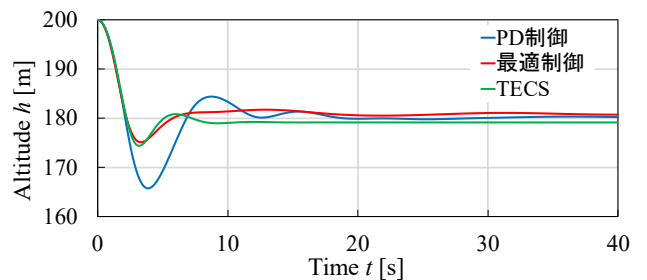


Figure 5. Time histories of altitudes  $h$

## 5. まとめ

本稿では、航空機の CAD モデルを作成し、得られた空力データを基に TECS, PD 制御, 最適制御の 3 つの手法で引き起こしの制御系の設計を行った。3 つの手法を比較し、どの制御系においても、目標高度に収束し、姿勢が安定していることが確認できた。

## 参考文献

- [1] Robert A. McDonald, James R. Gloude-mans : Open Vehicle Sketch Pad: An Open Source Parametric Geometry and Analysis Tool for Conceptual Aircraft Design, AIAA SciTech 2022 Forum, 2022.
- [2] 森田直人, 土屋武司 : 非構造パネル法による効率的な動安定微係数・舵効き推定手法の提案とフライトシミュレーション環境の構築, 第 61 回飛行機シンポジウム, 2023.