

Digital DATCOM を用いた航空機の空力解析と 非線形シミュレータの開発

2012SE125 小塚健太

指導教員：高見勲

1 はじめに

航空機の飛行シミュレーションにおいて、機体に作用する空気を計算する際に空力安定微係数を用いて線形モデルを利用することが一般的である [1]。また、空力特性を得る方法として模型を風洞内で運動させて行う動的風洞試験は航空機のシステム同定の手段として確立されている [2]。しかし、風洞試験装置は大掛かりな物であり容易に使用できない。そのため、動作実験の段階では、風洞試験を行わない方法で航空機の空力特性を推定する必要がある。本研究では、航空機の空力特性を推定するソフトウェアである Digital DATCOM を用いて航空機の空力解析を行う。また、線形モデルより PI 制御である SAS/CAS 制御器を設計し、非線形シミュレータにより評価を行う。今回は、軽飛行機 SKYHOGG(図 1 を参照) を制御対象とする。寸法は全長 7.9[m], 翼幅 12.5[m], 質量 1.3[t], 翼面積 20.9[m²] である。

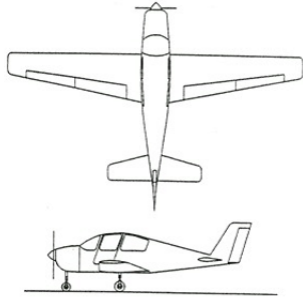


図 1 SKYHOGG

2 航空機非線形モデル

航空機の運動方程式は式 (1)~(6) のようになることが知られている。また、式 (1)~(6) に含まれる X, Y, Z, L, M, N には空力係数が含まれる。ただし、 m : 質量, g : 重力加速度, θ, ϕ : 機体のピッチ角, ロール角, U, V, W : x 軸, y 軸, z 軸方向の速度, p, q, r : x 軸, y 軸, z 軸まわりの角速度, I_x, I_y, I_z : x 軸, y 軸, z 軸まわりの慣性モーメント, I_{xz} : 慣性乗積とする。

$$m(\dot{U} + qW - rV) = X - mg \sin \theta \quad (1)$$

$$m(\dot{V} + rU - pW) = Y + mg \cos \theta \sin \phi \quad (2)$$

$$m(\dot{W} + pV - qU) = Z + mg \cos \theta \cos \phi \quad (3)$$

$$I_x \dot{p} - (I_y - I_z)qr - I_{xz}(\dot{r} + pq) = L \quad (4)$$

$$I_y \dot{q} - (I_z - I_x)rp - I_{xz}(r^2 - p^2) = M \quad (5)$$

$$I_z \dot{r} - (I_x - I_y)pq - I_{xz}(\dot{p} + qr) = N \quad (6)$$

式 (1)~(6) にどのように空力係数が含まれているかを式 (1) の空気力 X を例に式 (7)~(10) に示す。ただし S : 主

翼面積, \bar{q} : 動圧, V : 真対気速度, $\bar{q}S$: 空気力, T : 推進力, α : 迎角, C_X, C_D, C_L : 空力係数, $C_{L_{static}}, C_{L_\alpha} \dots$: 空力安定微係数である。

$$X = C_X + \bar{q}S + T \quad (7)$$

$$C_X = -C_D \cos \alpha + C_L \sin \alpha \quad (8)$$

$$C_L = C_{L_{static}} + C_{L_\alpha} \cdot \alpha + C_{L_{\delta_{elv}}} \cdot \delta_{elv} + C_{L_q} \cdot q \cdot \frac{\bar{c}}{2V} + C_{L_{\dot{\alpha}}} \cdot \dot{\alpha} \cdot \frac{\bar{c}}{2V} \quad (9)$$

$$\bar{q} = \frac{\rho V^2}{2} \quad (10)$$

非線形運動方程式, 式 (1)~(6) に対して Digital DATCOM より出力された安定微係数を適用することを考える。しかし、Digital DATCOM より出力される安定微係数はテーブル要素としか出力されない問題がある。テーブル要素間の値が不明のままでは非線形シミュレーションを行うことができない。そこで、テーブル要素間の値を補間法を用いて近似的に求めた。

3 状態方程式の導出

縦方向の SAS/CAS のブロック線図を図 2, 3 に示す。SAS は機体の安定性の向上, CAS は操縦士の操縦性の向上をする。航空機のシステムの状態変数を $x(t) = [U, W, q, \theta]$ とする。非線形運動方程式を用いてトリムをとり (定常飛行するためにアクチュエータを微調整すること), 得られたトリムパラメータまわりを平衡点とし, ヤコビ法を用いて線形化した。得られた線形化行列を用いて SAS/CAS 制御器を含めた状態空間表現を以下に示す。今回は簡単化と SKYHOGG のアクチュエータモデルが不明なためアクチュエータについては考えていない。

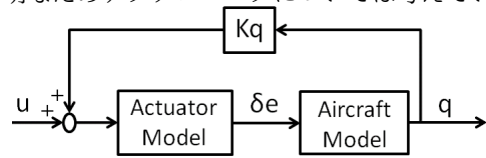


図 2 ブロック線図 SAS

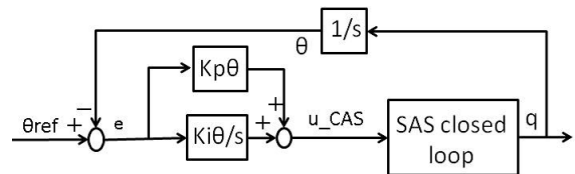


図 3 ブロック線図 CAS

$$\begin{aligned}
G & \begin{cases} \dot{x}_{\text{plon}} = A_{\text{plon}}x_{\text{plon}} + B_{\text{plon}}u_{\text{plon}} \\ y_{\text{plon}} = C_{\text{plon}}x_{\text{plon}} \end{cases} \\
G_{\text{SAS}} & \begin{cases} \dot{x}_{\text{plon}} = A_{\text{SAS}}x_{\text{plon}} + B_{\text{plon}}u_{\text{ref}} \\ y_{\text{plon}} = C_{\text{plon}}x_{\text{plon}} \end{cases} \\
G_{\text{CAS}} & \begin{cases} \dot{x}_{\text{CAS}} = A_{\text{CAS}}x_{\text{CAS}} + B_{\text{CAS}}\theta_{\text{ref}} \\ \dot{z} = \theta_{\text{ref}} - C_{\text{cl}}x_{\text{cl}} \end{cases} \\
A_{\text{SAS}} & = A_{\text{plon}} + B_{\text{plon}}K_qC_{\text{plon}} \\
A_{\text{CAS}} & = \begin{bmatrix} A_{\text{SAS}} - B_{\text{plon}}K_{p\theta}C_{\text{cl}} & B_{\text{plon}}K_{i\theta} \\ -C_{\text{cl}} & 0 \end{bmatrix} \\
B_{\text{CAS}} & = \begin{bmatrix} B_{\text{plon}}K_{p\theta} \\ I \end{bmatrix}
\end{aligned}$$

4 制御器設計

縦方向の運動に対して SAS/CAS の制御器設計をグリッド法を用いて設計することを考える。図 2, 図 3 より SAS/CAS はピッチ角速度 q , ピッチ角 θ をフィードバックしている。現代制御の方法を用いてコントローラ的设计を実装しようとするとう入力 $u(x) = u(U, W, q, \theta)$ に対し制御器を設計する必要があり, 計算やコントローラが複雑になるため好ましくない。一方, PI 制御である SAS/CAS の制御器設計にグリッド法を用いれば計算が簡単かつ効果的な制御器を設計することが可能である。また, 実機を考えた場合, 機体のセンサーの値が縦方向の運動の場合ピッチ角速度の値しか信頼性の高いものを取得することができない制約上の問題がある。そのため, 本研究ではグリッド法を用いて縦方向の運動の SAS/CAS の制御器設計を行う。評価関数を SAS は (11) 式, CAS は (12) 式とする。(11) 式, (12) 式の評価のみで SAS/CAS の設計を行うとハイゲインになる。そこで, ゲイン探索により決定されたゲインを用いて一度, シミュレーションを行い機体のエレベータ可動範囲 $\pm 20[\text{deg}]$ であれば良しとし, そうでなければエレベータ可動範囲内に収まるようにグリッド法のゲイン探索の境界を試行錯誤的に決定する。

$$f_{\text{cost}}(k) = \max_{\lambda \in \text{eig}(A_{\text{cl}})} \text{Re}(\lambda) \quad (11)$$

$$f_{\text{cost}}(k) = \int (x_{\text{com}} - x)^2 dt \quad (12)$$

5 線形, 非線形シミュレーションの比較

求めたコントローラを用いて線形, 非線形シミュレーションの比較をした図を図 4 ~ 図 6 に示す。シミュレーションはピッチ角を $0 [\text{rad}]$ から $0.1 [\text{rad}]$ に追従させたものであり, そのときのピッチ角速度, エレベータ舵角の応答を示している。線形, 非線形のモデルは共に目標値に追従しているがモデル誤差があることが図からわかる。

6 おわりに

軽飛行機 SKYHOGG を航空機の空力特性を推定するソフトウェアである Digital DATCOM を用いて航空機の空力解析をした。また, 縦運動の線形モデルより PI 制御である SAS/CAS 制御器を設計し, 非線形シミュレータによ

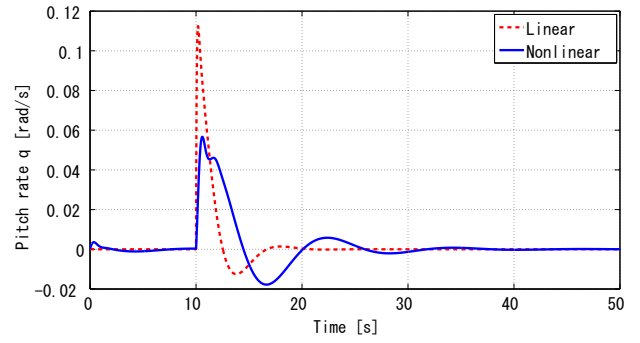


図 4 ピッチ角速度

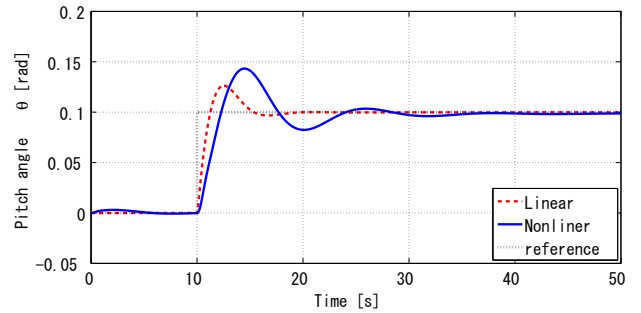


図 5 ピッチ角

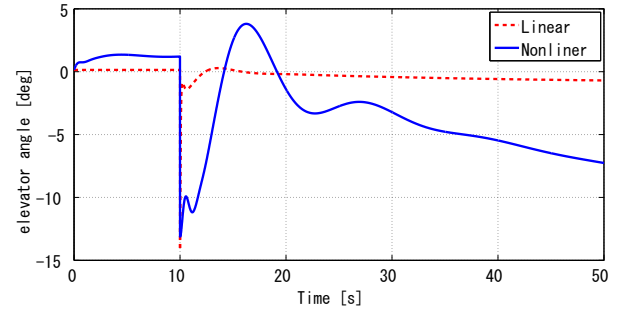


図 6 エレベータ舵角

り評価をした。今後の課題は, 線形, 非線形モデルの誤差の原因と思われる m ファイルと simulink のアルゴリズムの違いを調べる必要がある。また, 横方向の運動に対しても空力解析を行い SAS/CAS を設計する。しかし, Digital DATCOM は横方向に対しての推定が弱い, また, 空力解析をするにあたって予期しないエラーが多く出するため, これらの欠点をどう克服し, より現実的な非線形シミュレータを開発するにはどうすればよいかの問題となる。

参考文献

- [1] 加藤寛一郎:『航空機力学入門』, 東京大学出版会, 東京, 1982.
- [2] 宮園恒平, 吉田健太, 砂田保人, 今村太郎:『動的風洞試験と飛行シミュレーションの連成に関する実験的研究』, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.62, No.4, pp. 117-122, 2014.