

重心移動による無人固定翼航空機の縦制御

Longitudinal control of unmanned fixed wing aircraft by CG position shifting

システム工学群 機械系 航空宇宙工学専攻

機械・航空システム制御研究室 1180084 杉野 智志

1. 緒言

災害監視の手段として、小型無人航空機の需要が高まっている。自然災害時、特に発災初期において迅速な災害状況の把握は重要だが、道路の寸断や二次災害の危険性により人が容易に近づけない場合が多い。このため発災直後、初動の監視システムとして小型無人航空機を導入することで、搭載したカメラによりリアルタイムに情報が把握できる。

小型無人航空機には回転翼機と固定翼機の大きく 2 種類がある。この 2 種類を比べたとき、回転翼機が空中静止できるのに対して、固定翼機は空中静止できないが、可搬重量が大きく、推力が揚力を生み出すため、長い時間飛行できる。物資の運搬や航続距離を考えると固定翼機の有用性は高いが、監視目的における空中静止、あるいは低速飛行の必要性は高い。そのため、本研究では低速飛行可能な固定翼機の開発を主眼とする。

本研究では、低速飛行のための縦制御の操作量として重心移動を提案する。本来の縦制御の操作量である昇降舵と組み合わせることで操作性の向上が見込める。さらに、水平尾翼（昇降舵）の無い航空機、つまり全翼機のような機体の制御も可能となる。全翼機の長所として、正面面積の減少により形状抗力が小さくなり、巡航時の揚抗比を大きくできることから低速性能の向上が期待できる。短所として縦の安定操縦性、特に突風応答に不安⁽⁴⁾がある。戦闘機では、操縦の応答性を良くするために、重心を積極的に後方にとることが知られている。この特性を活かし、積極的に重心を移動させることで、全翼機の短所を補うことができると考える。

本稿では旅客機のモデルを用いて、重心位置と釣り合い迎角の関係、重心を変化させたときの縦の運動モード、ピッチ角制御の応答を求める。これにより、重心位置を変えることによる安定性と操縦性について調べる。

2. 重心位置と釣り合い迎角の関係

2.1 低速飛行時の迎角

巡航時の揚力は機体にかかる重力に等しいことから、(1.1)式が成り立ち、(1.2)式のように変形できる。

$$W = L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (1.1)$$

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} \quad (1.2)$$

ここで W は機体重量、 L は揚力、 ρ は空気密度、 V は機体速度、 S は主翼面積、 C_L は全機の揚力係数である。一定高度において、(1.2)式の W 、 ρ 、 S は定数であるから、低い速度を得るには大きな C_L 値が必要となる。さらに揚力係数と迎角の関係は(2)式で表せる。

$$C_L = C_{L\alpha}(\alpha - \alpha_0) \quad (2)$$

ここで $C_{L\alpha}$ は全機の揚力傾斜、 α は迎角、 α_0 は零揚力角である。 α_0 は巡航時の C_L 、 α 、 $C_{L\alpha}$ から推算できる。(2)式を(1.2)式に代入すると、(3)式となる。

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L\alpha}(\alpha - \alpha_0)}} \quad (3)$$

(3)式において V と α 以外は巡航時に一定と見なすことができる。よって低い速度を得るには、 α を大きくすればよいことが分かる。 α の最大限界値は失速迎角 α_{max} である。ゆえに、 α を失速に至らない程度に α_{max} に近づけることで低速飛行が可能であると考えられる。

2.2 機体諸元と飛行条件

高度 40,000ft(12,192m)を巡航する Boeing747 の機体諸元と無次元安定微係数を以下の表 1, 2 に示す。これ以降の結果はこのデータによるものである。

Table1 Boeing747 specification⁽³⁾

Aircraft weight	: m	289,000 [kg]
Main wing area	: S	511 [m ²]
Mean aerodynamic chord; MAC	: \bar{c}	8.32 [m]
Aircraft speed	: V	235.2 [m/s]
Air density	: ρ	0.3023 [kg/m ³]
Moment of inertia around y axis	: I_{yy}	44,929,800 [kg · m ³]
Angle of attack	: α	4.700 [deg]
Position of the center of gravity	: h	0.25

Table2 Boeing747 nondimensional stability derivatives⁽³⁾

C_L	0.653	$C_{m\dot{\alpha}}$	-6.4 [1/rad]
C_D	0.043	C_{mq}	-24 [1/rad]
$C_{L\alpha}$	0.08570 [1/deg]	$C_{L\delta e}$	0.006405 [1/deg]
$C_{D\alpha}$	0.007243 [1/deg]	$C_{m\delta e}$	-0.02531 [1/deg]
$C_{m\alpha}$	-0.01780 [1/deg]		

2.3 縦安定中点

迎角変化によって生ずる揚力変化の作用点を昇降舵固定での縦安定中点(stick-fixed neutral point)といい、 h_n で表す。図の平均空力翼弦 \bar{c} (Mean Aerodynamic Chord; MAC)は各翼断面の空力中心モーメントの全翼での合計に等しくなる平均の翼弦である⁽¹⁾。図のように、翼の前縁から長さ $h_n \bar{c}$ の点が縦安定中点、 $h \bar{c}$ の点が重心位置である。

ここで h_n は(4)式のように表すことができる。

$$h_n = h - \frac{C_{m\alpha}}{C_{L\alpha}} \quad (4)$$

表 1, 2 の諸元より縦安定中点として $h_n = 0.458$ を得る。安定して飛行するには重心はこの点よりも前 ($h < h_n$) になければならないが上記の値はこの条件を満たしている。

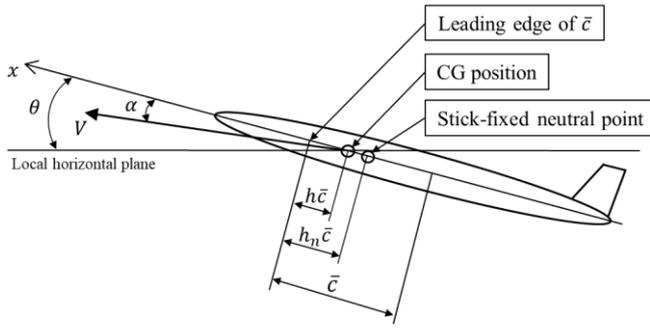


Fig.1 Longitudinal motion

2.4 モーメントと迎角および重心位置の関係

モーメントと迎角および重心位置の関係は(5)式で表せる.

$$(C_m)_{cg} = C_{m0} - (h_n - h)C_{L\alpha} \cdot \alpha + C_{m\delta e} \cdot \delta e \quad (5)$$

ここで $(C_m)_{cg}$ は重心まわりのピッチングモーメント係数, C_{m0} は縦安定中正点まわりのピッチングモーメント係数, δe は昇降舵の舵角である. 昇降舵の舵角固定($\delta_e = 0$)とし, C_{m0} を諸元より求めると $C_{m0} = 0.0838$ となった.

これより重心位置をCG25%から後方に変えたときの C_m と α の関係は図2のようなになる.

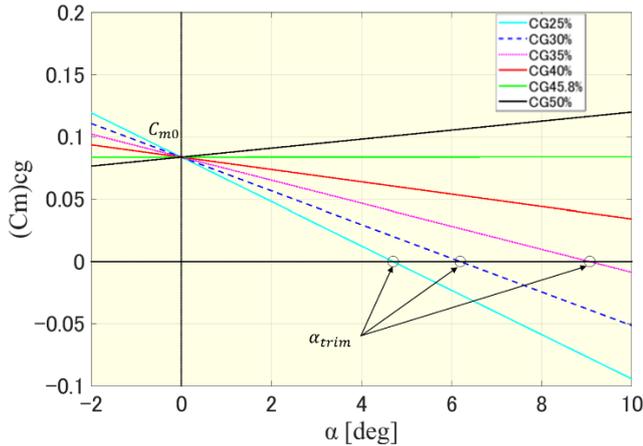


Fig.2 Relationship between $(C_m)_{cg}$ and α

ここで α_{trim} は釣り合い迎角を表す. 図2において α に対する C_m の傾斜, すなわち $C_{m\alpha}$ が負となるのは(5)式より $h_n - h > 0$, つまり重心が縦安定中正点よりも前方にあるときである. そのとき, $(C_m)_{cg} = 0$ (モーメントがゼロ)の直線との交点で α は釣り合い迎角となり, 迎角静安定を有する. 重心が縦安定中正点よりも後方で, α に対する傾斜が正のとき迎角静安定なしとなる.

3. 縦の運動モードのシミュレーション

3.1 概要

昇降舵の舵角を1秒間だけ+5°(下げ舵)入力したときの固有運動モードについて, 重心位置を変えてシミュレーションを行う. モデルは2.2節に記載したものを使用する. 重心変化は25%MACから50%MACまで5%ずつ後方に下げ, 45%MACのみ重心位置と縦安定中正点が一一致するように45.8%MACとした.

3.2 航空機の運動モデル

縦系の運動方程式⁽¹⁾は, (6)式に示すように線形システムで表すことができ, 係数行列と入力ベクトルの成分は諸元より計算することができる.

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_\alpha & 0 & -g\cos\theta_0 \\ \bar{Z}_u & \bar{Z}_\alpha & 1 & -\frac{g\sin\theta_0}{V} \\ M_u' & M_\alpha' & M_q' & M_\theta' \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \bar{Z}_{\delta e} \\ M'_{\delta e} \\ 0 \end{bmatrix} \delta e \quad (6)$$

ここで u は x 軸方向の機体速度, q はピッチ角速度, θ はピッチ角である. $\theta_0 = 0$ と仮定し, $M_u', M_\alpha', M_q', M_\theta'$ は(7.1)~(7.5)式で定義する.

$$M_u' = M_u + M_\alpha \bar{Z}_u \quad (7.1)$$

$$M_\alpha' = M_\alpha + M_\alpha \bar{Z}_\alpha \quad (7.2)$$

$$M_q' = M_q + M_\alpha \quad (7.3)$$

$$M_\theta' = -\frac{g\sin\theta_0}{V} M_\alpha \quad (7.4)$$

$$M'_{\delta e} = M_{\delta e} + M_\alpha \bar{Z}_{\delta e} \quad (7.5)$$

ここで $X_\alpha, \bar{Z}_u, \bar{Z}_\alpha, \bar{Z}_{\delta e}$ は, (8)式と定義する.

$$\begin{cases} X_\alpha = VX_w \\ \bar{Z}_u = Z_u/V \\ \bar{Z}_\alpha = Z_\alpha/V = Z_w \\ \bar{Z}_{\delta e} = Z_{\delta e}/V \end{cases} \quad (8)$$

3.3 重心移動による無次元安定微係数の変化

重心位置が25%MACと異なる場合のピッチングモーメントに関する微係数は(9.1), (9.2)式より求められる⁽¹⁾.

$$C_{m\alpha} = (C_{m\alpha})_{25\%} + \frac{h-25}{100} \cdot C_{L\alpha} \quad (9.1)$$

$$C_{m\delta e} = (C_{m\delta e})_{25\%} + \frac{h-25}{100} \cdot C_{L\delta e} \quad (9.2)$$

ここで $(C_{m\alpha})_{25\%}, (C_{m\delta e})_{25\%}$ はそれぞれ重心位置が25%MACのときの $C_{m\alpha}, C_{m\delta e}$ である.

各重心位置に対して(9.1), (9.2)式により $C_{m\alpha}, C_{m\delta e}$ が決まり, それぞれ(7.2)式の $M'_\alpha, (7.5)$ の $M'_{\delta e}$ の変化に影響する.

3.4 シミュレーション結果

図3がシミュレーションの結果であり, それぞれの状態量の時間変化を表している. 重心位置が縦安定中正点よりも前にある場合は静安定であることがわかる. また重心を後方に下げるにつれて, 徐々に振幅が大きくなっていることから, 安定性が損なわれている. しかし, 安定性は損なわれるが, 特に x 軸方向の速度とピッチ角の振幅が大きくなることから, 縦系の制御の即応性が上がるのではないかと考えられる. このことについて次節のピッチ角制御で調べる.

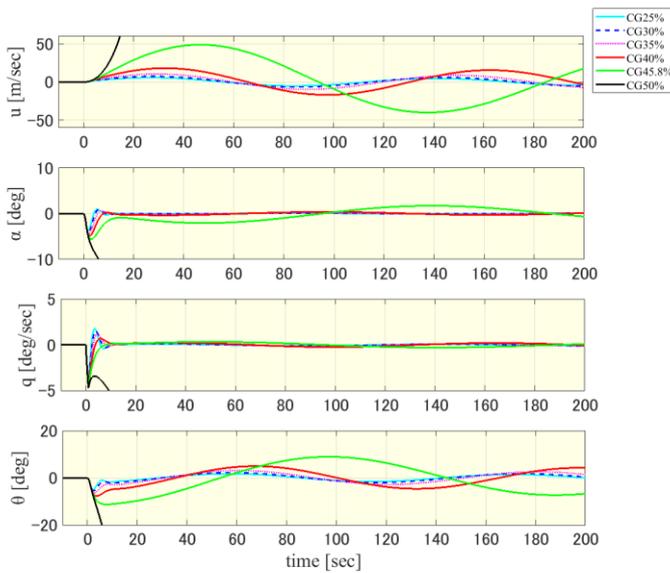


Fig.3 Mode of longitudinal motion

4. ピッチ角制御の応答性

図4に、縦の姿勢制御系を示す。 θ_c はピッチ角の指令信号であり、機体のピッチ角 θ をフィードバックして姿勢誤差を小さくするように比例制御をする。 K_θ はその比例ゲインである。さらに内側（インナーループ）では、ピッチレートジャイロで検出したピッチ角速度をフィードバックすることで、短周期モードの減衰の改善を行う。これをピッチダンパーという。 K_q はレートジャイロの感度である。 K_I/s は姿勢角誤差の積分で長周期モードの影響を低減している。

この姿勢制御系を用いて、重心位置を変化させたときのピッチ角の応答特性と、そのときのエレベータ舵角の入力値について調べた。重心位置は固有運動モード解析のときと同様6通りの値を設定した。ここで、ゲインはそれぞれ $K_\theta = 2.0$, $K_q = 2.0$, $K_I = 0.05$ とした。

図5は図4の制御系の0~80秒のピッチ角時間応答である。3.4節で求めた運動モードから予測した通り、重心位置が後方になるにつれて応答の即応性が上がることが図5からわかる。さらに、時間がたった後の目標値からの定常偏差も改善が見られた。また、このピッチ角制御における昇降舵の舵角入力値の時間応答を図6に示す。

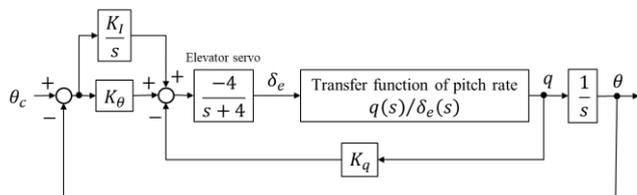


Fig.4 Block diagram of pitch control system

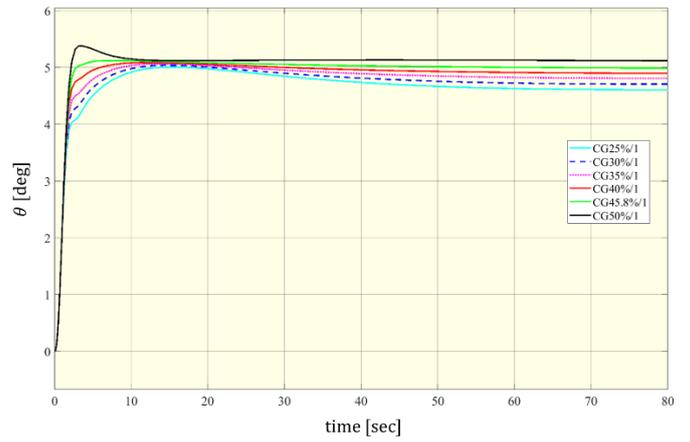


Fig.5 Response of pitch angle

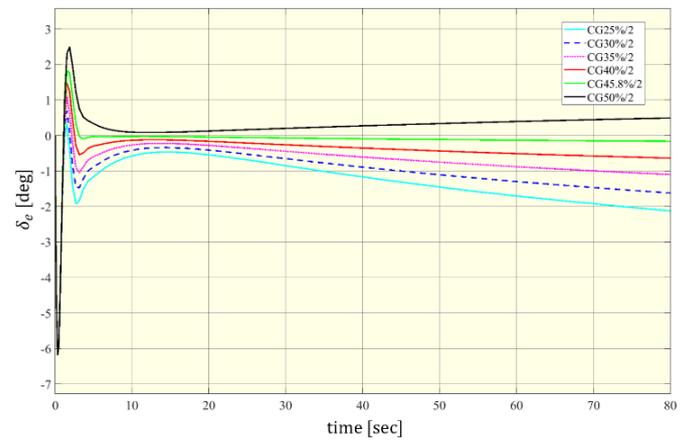


Fig.6 Input value of elevator angle

5. 結言

本研究において、重心移動による縦制御を提案し、旅客機モデルを用いて重心移動による運動特性の変化について調べた。固有運動モードを解析した結果、理論通り重心を後方にするにつれて迎角安定性が失われることが確認できた。さらに、縦安定中正点よりも後方にし、不安定な領域に入ったとたんに発散したため、外乱に影響されることなく精度よく重心を後方にする制御系の設計が今後の課題である。また重心位置を後方にしたとき、ピッチ角制御の即応性が上がることから、縦制御の操作量として重心移動が有用であることがわかった。

本稿のシミュレーションでは25%MACから50%MACのそれぞれに重心位置を固定して行った。今後は重心位置を入力値として動かし、縦系の制御を行う。本稿で用いた運動方程式では入力値は昇降舵の舵角であり、用いた座標系の原点が重心位置となっている。すなわち、この運動方程式では重心位置を入力値として用いるのは難しいと考え、新たに運動方程式を立て直す必要がある。

文献

- (1) 片柳亮二, “航空機の飛行制御”, 森北出版, pp12, pp28-39, pp. 76-88.
- (2) 加藤寛一郎, 大屋昭男, 柄沢研治 “航空機力学入門”, 東京大学出版, pp139-153
- (3) 嶋田有三, 佐々修一, “飛行力学”, 森北出版, pp103-104, pp150-156, pp236-238.
- (4) 日本航空宇宙学会編, “航空宇宙工学便覧 第2版”, pp.714