

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-307

QA 機のフレア制御シミュレーション実験

渡辺 顯・堀川 勇壮
石川 貢司

1976 年 8 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

QA機のフレア制御シミュレーション実験*

渡辺 顯**・堀川勇壮**

石川貫司***

1. ま え が き

航空機の事故のうち、着陸時の事故件数のしめる割合は極めて高く、安全性の向上が必要であり、また事故でなくとも、その予定の空港に気象条件等によって着陸しえない事は多く、全天候性を向上させる必要がある。このため、着陸を機械化(自動化)して人間であるパイロットが行うかわりの装置、すなわち自動着陸システムを開発すれば、より安全に着陸が可能となるばかりでなく、天候に左右されない着陸もしえる良さも合わせもたせることができる。この自動着陸装置について、古くは1950年頃より英国で開発実験が始められ、現在、一部の大型民間機では実用に供されつつある。

我が国でも、自動着陸技術の確立をはかるため、自動着陸に関する研究が約10年前より始められている。

現在迄に、その基本的な構成法の調査検討が進められ、さらに、実機に搭載しての実験も行う目的で、自動着陸装置の部分試作および地上リグ試験が行われつつある。

自動着陸装置の試作においては、テスト機として、当所のQueen Air 65型機(図1以後QA機と言う)を想定している。本報告では、QA機での自動着陸はどのような点が問題となり、どのような飛行経路になるか等調査検討する目的で、アナログシミュレーション実験を行った結果について述べる。

一般に、航空機が滑走路に着陸する迄には図2に示す3つの区間がある。すなわち、第1段階として滑走路へ向っての降下接近(アプローチ)区間があり、次にある高度になると接地するための引き起こし(フレア)区間が続き、最後に接地後の停止迄の地上滑走区間が続く。この3つの区間の内、もっともパイロットにとって操縦の難かしさがあるのは、第2段階のフレア区間である。本報告では、このフレア区間での制御(自動引き起こし

制御)に焦点をおいて検討する。

2章で、QA機のフレア時の基本運動モードを明らかにし、3章で航空機の基本制御システムであるオートパイロット部(本報告では姿勢制御システム)について検討し、4章でQA機として実現性のあるフレア制御システムをとりあげ検討を行う。

5章では、飛行機が極く地面に近づいた際に問題となる地面効果の影響について検討する。

記 号

b	: 主翼々幅 [m]
b_t	: 尾翼々幅 [m]
\bar{c}	: 主翼平均翼弦長 [m]
\bar{c}_t	: 尾翼平均翼弦長 [m]
C_D	: 抗力係数
C_L	: 揚力係数
g	: 重力加速度 [9.8 m/sec ²]
h	: 高度 [m]
\dot{h}_B	: バイアス降下率 [m/sec]
h_T	: 接地高度 [m]
\dot{h}_T	: 接地降下率 [m/sec]
I_Y	: Y軸まわりの慣性モーメント [kg·m·sec ²]
K_I	: フレア制御部積分要素ゲイン
K_P	: フレア制御部比例要素ゲイン
K_θ	: 姿勢角フィードバックループゲイン
$K_{\dot{\theta}}$: 姿勢角角速度フィードバックゲイン
l_t	: 重心と尾翼空力中心との距離 [m]
m	: 機体質量 [kg sec ² /m]
q	: 動圧 [kg/m ²]
S	: 主翼々面積 [m ²]
S_t	: 尾翼々面積 [m ²]
t	: 時間 [sec]
T_P	: 長周期 [sec]
T_S	: 短周期 [sec]
$T_{T/D}$: フレア開始より接地迄の時間 [sec]

* 昭和51年7月8日受付

*** 計測部

*** 日本大学研修生(現日本航空電子)

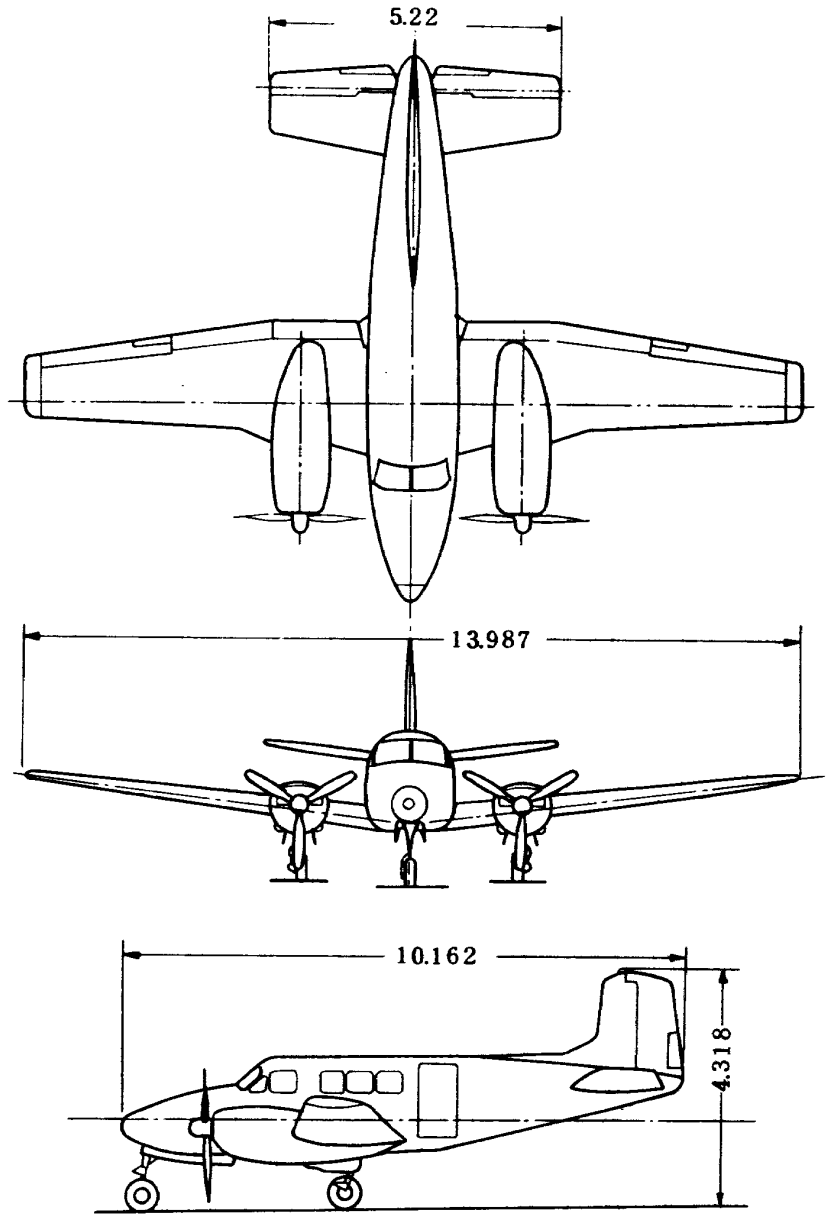


図 1 Queen Air 65 型機三面図 (単位 m)

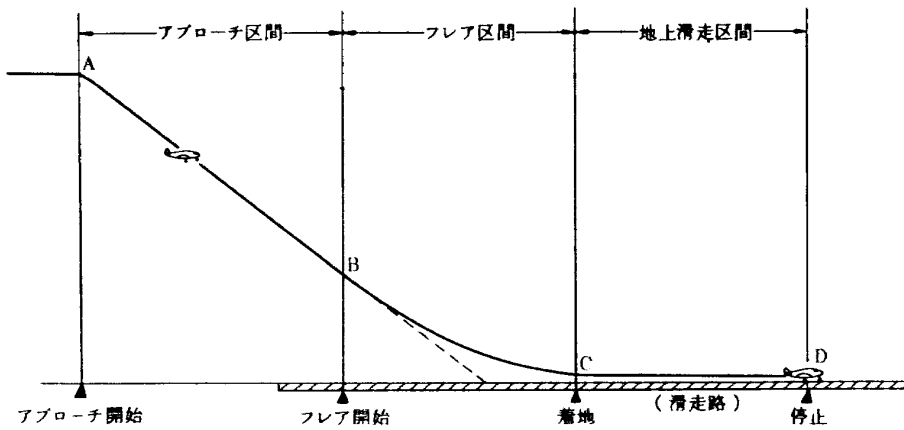


図 2 着陸パターン

- u : X軸方向速度変化分 [m/sec]
- U_0 : X軸方向速度 [m/sec]
- V : 前進速度 [m/sec]
- W : 機体重量 [kg]
- α : 迎え角変化分 [rad または deg]
- τ_0 : 飛行経路角 [rad または deg]
- δ_e : 昇降舵舵角 [rad または deg]
- δ_{ei} : 昇降舵サーボ入力
- δ_F : フラップ角 [deg]
- δ_η : スロットル開度 [%]
- ζ_P : 長周期運動ダンピング
- ζ_S : 短周期運動ダンピング
- θ : 姿勢角変化分 [rad または deg]
- ρ : 空気密度 [0.1249 kg·m⁻³·sec⁻²]
- $\sigma_i, \sigma_i', \sigma_w$: 地面効果の影響を示す高度の関数
- τ : フレア経路定数 [sec]
- ω_{np} : 長周期固有振動数 [rad/sec]
- ω_{ns} : 短周期固有振動数 [rad/sec]
- ΔM_{GE} : 地面効果によるモーメント変化分
- ΔX_{GE} : 地面効果によるX軸方向力の変化分
- ΔZ_{GE} : 地面効果によるZ軸方向力の変化分
- A/P : オートパイロット
- A/T : オートスロットル
- G/E : 地面効果
- \cdot : $\frac{d}{dt}$
- s : ラプラス演算子
- x_0 : 0はトリム値を示す

空力係数については表3を参照して下さい

(添字のqはピッチレート)

2. QA機の基本縦運動

着陸進入時の運動として、進入中に横風のような横運動を起こす要因がなければ、縦運動がもっとも重要である。本報告は、まえがきで述べたようにQA機による自動着陸(特にフレア制御)時の基本的制御システムについて検討を行うことを主目的としているため、縦運動のみを扱う。

したがって、本章では、始めに着陸時の縦運動を表わす基本運動方程式をたて、次にQA機の着陸形態を設定し、この時の空力係数を風洞試験値、その他より推定する。さらに得られた運動方程式を用いて、QA機の着陸時の基本運動モード特性についてあきらかにする。

2.1 運動方程式

縦の運動方程式を得るために次の仮定をもうけて線形化する。

- ①航空機は剛体とし質点運動とみなす。
- ②着陸時の運動変化量は微小量で線形化が可能であるとする。
- ③空力係数の着陸時での変化量は無視しえる。
(着陸時の空力係数は一定とみなす)
- ④横運動の連成は無いものとする。
- ⑤フレア開始直前迄、飛行トリムはとれているものとする。
- ⑥機体運動座標系として安定軸を用いる。
- ⑦地面効果は外部入力として扱おう(5章で詳しく述べる)。

以上の仮定のもとに着陸時の縦の運動方程式として次式が得られる。

$$\begin{cases} u - X_u \cdot u - X_\alpha \cdot \alpha + g \cdot \theta \cdot \cos \tau_0 = X_{\delta_\eta} \cdot \delta_\eta + \Delta X_{GE} \\ -Z_u \cdot u + (1 - Z_\alpha) \dot{\alpha} - Z_\alpha \cdot \alpha - (1 + Z_q) \dot{\theta} + \frac{g \sin \tau_0}{U} \theta \\ \quad = Z_{\delta_e} \cdot \delta_e + Z_{\delta_\eta} \cdot \delta_\eta + \Delta Z_{GE} \\ -M_u \cdot u - M_\alpha \cdot \dot{\alpha} - M_\alpha \cdot \alpha + \ddot{\theta} - M_q \dot{\theta} = M_{\delta_e} \cdot \delta_e + \Delta M_{GE} \end{cases} \quad (2-1)$$

(なお、この式を得るために飛行力学的な仮定により無視した微係数については、付録1を参照のこと。)

2.2 空力微係数

2.1で得られた運動方程式の空力微係数をQA機模型の風洞実験結果¹⁾より求める。この時必要となるQA機の機体諸元を表1に、さらにQA機の着陸時(フレア時)

表1 QA機の機体諸元

	項目	記号	数値
主翼	基準面積(胴体部を含む)	S	25.75 m ²
	基準長(翼巾)	b	13.987 m
	空力平均翼弦長	\bar{c}	1.978 m
	アスペクト比	AR	7.58
	上反角	Γ	7.0 °
水平尾翼	面積(胴体部を含む)	S_t	7.42 m ²
	翼巾	b_t	5.22 m
	空力平均翼弦長	\bar{c}_t	1.49 m
	尾翼基準点と空力中心との距離	l_t	4.214 m
全備重量		W_{MAX}	3,500 kg
エンジン最大馬力		HP_{max}	340×2HP
慣性モーメント (着陸時重量 3,000 kg)			
	X軸回りの慣性モーメント	I_x	1057 kg·m ² /sec ²
	Y軸回りの慣性モーメント	I_y	1224 kg·m ² /sec ²
	Z軸回りの慣性モーメント	I_z	2032 kg·m ² /sec ²

の飛行形態および飛行状態を表2*)に示す。

空力微係数としては、(2-1)式で使われている有次元表現の係数と風洞試験値の結果として通常あらわされる無次元係数があるのでこれらの関係を表3に示す。

以下に表3の係数を順次推定してゆく。

1) 揚力係数 C_L と動圧 q

滑走路に向かってアプローチ飛行している時はトリム飛行していると仮定しているので次式が成り立つ。

$$W = mg = q S C_L \cos \gamma_0 \quad [\text{kg}]$$

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad [\text{kg/m}^2]$$

表2 フレア開始時飛行形態

項目	記号	数値
フレア開始高度	h_0	10 m
飛行速度	U_0	41 m/sec
飛行重量	W_0	3000 kg
フラップ角	δ_F	28 °
経路角	γ_0	-3 °
迎え角	α_0	5 °
姿勢角	θ_0	2 °
脚		下げ

表3 空力微係数の関係

有次元係数	定義	単位	無次元係数との関係	風洞試験結果との関係
X_u	$\frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial u}$	$\frac{1}{\text{sec}}$	$\frac{\rho S U}{2m} C_{xu}$	$C_{xu} \doteq -2C_D - U \frac{\partial C_D}{\partial u}$
X_α	$\frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial \alpha}$	$\frac{m}{\text{sec}^2 \cdot \text{rad}}$	$\frac{\rho S U^2}{2m} C_{x\alpha}$	$C_{x\alpha} \doteq C_L - C_{D\alpha}$
Z_u	$\frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial u} \frac{1}{U}$	$\frac{1}{m}$	$\frac{\rho S}{2m} C_{zu}$	$C_{zu} \doteq -2C_L - U \frac{\partial L}{\partial u}$
$Z_{\dot{\alpha}}$	$\frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial \dot{\alpha}} \frac{1}{U}$	$\frac{1}{\text{rad}}$	$\frac{\rho S \bar{c}}{4m} C_{z\dot{\alpha}}$	$C_{z\dot{\alpha}} = -C_{L\dot{\alpha}} \doteq -(C_{L\dot{\alpha}})_t$ $(C_{L\dot{\alpha}})_t = \frac{\bar{c}}{l_t} (C_{m\dot{\alpha}})_t$
Z_α	$\frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial \alpha} \frac{1}{U}$	$\frac{1}{\text{sec} \cdot \text{rad}}$	$\frac{\rho S U}{2m} C_{z\alpha}$	$C_{z\alpha} = -C_D - C_{L\alpha}$
Z_q	$\frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial q} \frac{1}{U}$	$\frac{1}{\text{rad}}$	$\frac{\rho S \bar{c}}{4m} C_{zq}$	$C_{zq} = -C_{Lq} \doteq -(C_{Lq})_t$ $(C_{Lq})_t = \frac{\bar{c}}{l_t} (C_{mq})_t$
M_u	$\frac{1}{I_Y} \frac{\partial M}{\partial u}$	$\frac{1}{\text{m} \cdot \text{sec}}$	$\frac{\rho S U \bar{c}}{2 I_Y} C_{mu}$	$C_{mu} = 2C_m + U \frac{\partial C_m}{\partial u}$
$M_{\dot{\alpha}}$	$\frac{1}{I_Y} \frac{\partial M}{\partial \dot{\alpha}}$	$\frac{1}{\text{sec} \cdot \text{rad}}$	$\frac{\rho S U \bar{c}^2}{4 I_Y} C_{m\dot{\alpha}}$	$C_{m\dot{\alpha}} + C_{mq} = C_{m\dot{j}}$
M_α	$\frac{1}{I_Y} \frac{\partial M}{\partial \alpha}$	$\frac{1}{\text{sec}^2 \cdot \text{rad}}$	$\frac{\rho S U^2 \bar{c}}{2 I_Y} C_{m\alpha}$	$C_{m\alpha}$
M_q	$\frac{1}{I_Y} \frac{\partial M}{\partial q}$	$\frac{1}{\text{sec} \cdot \text{rad}}$	$\frac{\rho S U \bar{c}^2}{4 I_Y} C_{mq}$	$C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}} = C_{m\dot{j}}$
Z_{δ_e}	$\frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial \delta_e} \frac{1}{U}$	$\frac{1}{\text{sec} \cdot \text{rad}}$	$\frac{\rho S U}{2m} C_{z\delta_e}$	$C_{z\delta_e}$ または $C_{z\delta_e} = \frac{\bar{c}}{l_t} C_{m\delta_e}$
M_{δ_e}	$\frac{1}{I_Y} \frac{\partial M}{\partial \delta_e}$	$\frac{1}{\text{sec}^2 \cdot \text{rad}}$	$\frac{\rho S U^2 \bar{c}}{2 I_Y} C_{m\delta_e}$	$C_{m\delta_e}$
X_{δ_r}	$\frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial \delta_r}$	$\frac{m}{\text{sec}^2 \cdot \%$	$\frac{\rho S U^2}{2m} C_{x\delta_r}$	ナシ
Z_{δ_r}	$\frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial \delta_r} \frac{1}{U}$	$\frac{1}{\text{sec} \cdot \%$	$\frac{\rho S U}{2m} C_{z\delta_r}$	ナシ
M_{δ_r}	$\frac{1}{m} \frac{\partial M}{\partial \delta_r}$	$\frac{1}{\text{sec}^2 \cdot \%$	$\frac{\rho S U^2 \bar{c}}{2 I_Y} C_{m\delta_r}$	ナシ

*表2の飛行状態は、QA機のフレア経路を実機を用いて調査した時の実測値の代表例である。

この2式より

$$C_L = 1.11 \quad [1]$$

$$g = 104.98 \quad [\text{kg/m}^2]$$

得られた C_L 値を風洞試験結果にあてはめると、迎え角 (α) が 5° の時に対応しており、表2に示した飛行形態の 5° と一致しているので、風洞試験結果による推定の妥当性を与えるものと見ることができる。

2) X軸方向速度ダンピング係数 $X_u (C_{X_u})^*$

表3より

$$C_{X_u} = -2C_D - U \frac{\partial C_D}{\partial u}$$

着陸フレア時は抗力が最小に近い状態で、速度による変化量は小さいと見て、 $\partial C_D / \partial u \doteq 0.0$ とする。

全機抗力係数は、風洞試験結果に脚の部分による抗力係数変化分を加えるものとする。(脚部の係数の与え方については付録2を参照)

$$\begin{aligned} C_D &= C_{D_0} (\text{脚上げ}) + \Delta C_{D_0} (\text{脚部}) \\ &\doteq 0.12 + 0.0017 \\ &= 0.1217 \end{aligned}$$

$$C_{X_u} \doteq -2C_D = -0.2434$$

したがって

$$X_u = -0.0524 \quad [1/\text{sec}]$$

3) 迎え角変化によるX軸方向変化係数 $X_\alpha (C_{X_\alpha})$

表3より

$$C_{X_\alpha} = C_L - C_{D_\alpha}$$

風洞試験結果より、 $\alpha = 5^\circ$ 付近での C_D 曲線の傾斜 C_{D_α} は、 $C_{D_\alpha} \doteq 0.6586$

したがって

$$\begin{aligned} C_{X_\alpha} &= C_L - C_{D_\alpha} = 1.11 - 0.6586 \\ &= 0.4414 \end{aligned}$$

$$X_\alpha = 3.897 \quad [\text{m/sec}^2 \cdot \text{rad}]$$

4) X軸方向速度によるZ軸方向変化係数 $Z_u (C_{Z_u})$

表3より

$$C_{Z_u} = -2C_L - U \frac{\partial C_L}{\partial u}$$

フレア時は低速であり速度変化による揚力変化は小さいので、 $\partial C_L / \partial u \doteq 0.0$ 、したがって

$$C_{Z_u} \doteq -2C_L = -2.22$$

$$Z_u \doteq -0.0117 \quad [1/\text{sec}]$$

5) 迎え角角速度変化によるZ軸方向変化係数 $Z_{\dot{\alpha}} (C_{Z_{\dot{\alpha}}})$

迎え角角速度変化によって揚力変化を起こす大きな要因は尾翼の揚力変化によるものである。

したがって

$$C_{Z_{\dot{\alpha}}} = -C_{L_{\dot{\alpha}}} \doteq -(C_{L_{\dot{\alpha}}})_{tail}$$

*) カッコ内は無次元係数

この $(C_{L_{\dot{\alpha}}})_{tail}$ は迎え角角速度変化による尾翼より起こるモーメント変化と関係しており、このモーメント変化量 $(C_{m_{\dot{\alpha}}})$ も尾翼によるものが第1要因で、

$$C_{m_{\dot{\alpha}}} \doteq (C_{m_{\dot{\alpha}}})_{tail}$$

が成立する。ここで $C_{L_{\dot{\alpha}}}$ と $C_{m_{\dot{\alpha}}}$ との関係は次式で与えられる²⁾

$$(C_{L_{\dot{\alpha}}})_{tail} = \frac{\bar{c}}{l_t} (C_{m_{\dot{\alpha}}})_{tail}$$

一方、風洞試験結果では次式の右辺である $C_{m_{\dot{\alpha}}}$ が得られる。

$$C_{m_q} + C_{m_{\dot{\alpha}}} = C_{m_j}$$

$$C_{m_j} = -22$$

C_{m_q} と $C_{m_{\dot{\alpha}}}$ との比率に関しては、決った公式が悪いので、他機 (YS-11, C-1) の例より次の比率と推定する。

$$\frac{C_{m_q}}{C_{m_{\dot{\alpha}}}} : \frac{C_{m_{\dot{\alpha}}}}{C_{m_j}} = 75 : 25 \quad [\%]$$

これより、 $C_{m_{\dot{\alpha}}} = -5.5$ 、したがって

$$C_{Z_{\dot{\alpha}}} = \frac{\bar{c}}{l_t} C_{m_{\dot{\alpha}}} = -2.582$$

$$Z_{\dot{\alpha}} = -0.0134 \quad [1/\text{rad}]$$

6) 迎え角変化によるZ軸方向変化係数 $Z_\alpha (C_{Z_\alpha})$

表3より

$$C_{Z_\alpha} = -C_{L_\alpha} - C_D$$

風洞試験結果より $\alpha = 5^\circ$ 付近での C_L 曲線の傾斜は、

$$C_{L_\alpha} \doteq 5.29$$

また、 C_D は2)において $C_D = 0.1217$ と得られているので、

$$C_{Z_\alpha} = -5.412$$

$$Z_\alpha = -1.165 \quad [1/\text{sec} \cdot \text{rad}]$$

7) 姿勢角角速度変化によるZ軸方向変化係数

$$Z_q (C_{Z_q})$$

ピッチレート変化により揚力変化を起こす要因は主として尾翼の揚力変化であり、次式で近似される。

$$C_{Z_q} = -C_{L_q} \doteq -(C_{L_q})_{tail}$$

尾翼による C_{L_q} と C_{m_q} との関係は²⁾

$$(C_{L_q})_{tail} = \frac{\bar{c}}{l_t} (C_{m_q})_{tail}$$

一方、 C_{m_q} は5)での関係式より、 $C_{m_q} = -16.5$ 、したがって、 $C_{Z_q} = \frac{\bar{c}}{l_t} C_{m_q} = -7.745$

$$Z_q = -0.0402 \quad [1/\text{rad}]$$

8) 速度変化によるモーメント変化係数 $M_u (C_{m_u})$

表3より、

$$C_{m_u} = 2C_m + U \frac{\partial C_m}{\partial u}$$

速度変化によってモーメント変化が起こるのは、空力中心が移動するためであるが、着陸時の低速領域での変動は少なく無視しえる。したがって $\frac{\partial C_m}{\partial u} \doteq 0.0$ 。

一方、 C_m 値は風洞試験結果より求めると、

$$C_m = -0.01$$

したがって、

$$C_{m\dot{\alpha}} = -0.02$$

$$M_{\dot{\alpha}} = -0.00213 \quad [1/m \cdot \text{sec}]$$

9) 迎え角角速度変化によるモーメント変化係数

$$M_{\dot{\alpha}}(C_{m\dot{\alpha}})$$

 $C_{m\dot{\alpha}}$ は5)において $C_{Z\dot{\alpha}}$ を得る際得られており、

$$C_{m\dot{\alpha}} = -5.5$$

したがって、表3より

$$M_{\alpha} = -0.5795 \quad [1/\text{sec} \cdot \text{rad}]$$

10) 迎え角変化によるモーメント変化係数 $M_{\alpha}(C_{m\alpha})$
 $C_{m\alpha}$ の風洞試験結果より、 $\alpha=5^\circ$ 付近での傾斜
は、 $C_{m\alpha} = -1.378$

したがって

$$M_{\alpha} = -6.02 \quad [1/\text{sec}^2 \cdot \text{rad}]$$

11) 姿勢角角速度変化によるモーメント変化係数

$$M_q(C_{mq})$$

 C_{mq} は7)で得られており、

$$C_{mq} = -16.5$$

したがって

$$M_q = -1.738 \quad [1/\text{sec} \cdot \text{rad}]$$

12) 昇降舵舵角変化によるモーメント変化係数

$$M_{\delta_e}(C_{m\delta_e})$$

 $C_{m\delta_e}$ は風洞試験結果より、

$$C_{m\delta_e} = -1.232$$

したがって

$$M_{\delta_e} = -5.382 \quad [1/\text{sec}^2 \cdot \text{rad}]$$

13) 昇降舵舵角変化によるZ軸方向変化係数

$$Z_{\delta_e}(C_{Z\delta_e})$$

 $C_{Z\delta_e}$ は $C_{m\delta_e}$ と関係がある。すなわち昇降舵(δ_e)が変動することにより生ずるZ軸方向の空気力が重心まわりのモーメントを発生させる。そして次式が成り立つ。

$$\frac{l_t}{c} \cdot C_{Z\delta_e} = C_{m\delta_e}$$

 $C_{m\delta_e}$ は第12)項ですでに得られており、

$$C_{Z\delta_e} = -0.578$$

$$Z_{\delta_e} = -0.1245 \quad [1/\text{sec}^2 \cdot \text{rad}]$$

14) 推力変化による空力係数 $X_{\delta_T}, Z_{\delta_T}, M_{\delta_T}$ について

表4 QA機着陸時の空力係数值

項目・記号	数値・単位 (カッコ内は無次元係数值)
揚力係数 C_L	1.11
抗力係数 C_D	0.1217
X軸方向の係数	
$X_{\dot{\alpha}}(C_{m\dot{\alpha}})$	-0.0524 [1/sec] (-0.2434)
$X_{\alpha}(C_{x\alpha})$	3897 [m/sec ² ·rad] (0.4414)
Z軸方向の係数	
$Z_{\dot{\alpha}}(C_{Z\dot{\alpha}})$	-0.0117 [1/m] (-2.22)
$Z_{\dot{\alpha}}(C_{Z\dot{\alpha}})$	-0.0134 [1/rad] (-2.582)
$Z_{\alpha}(C_{Z\alpha})$	-1.165 [1/sec·rad] (-5.412)
$Z_q(C_{Zq})$	-0.0402 [1/rad] (-7.745)
Y軸回りの係数	
$M_{\dot{\alpha}}(C_{m\dot{\alpha}})$	-0.00213 [1/m·sec] (-0.02)
$M_{\dot{\alpha}}(C_{m\dot{\alpha}})$	-0.5795 [1/sec·rad] (-5.5)
$M_{\alpha}(C_{m\alpha})$	-6.02 [1/sec ² ·rad] (-1.378)
$M_q(C_{mq})$	-1.738 [1/sec·rad] (-1.65)
昇降舵に関する係数	
$Z_{\delta_e}(C_{Z\delta_e})$	-0.1245 [1/sec·rad] (-0.578)
$M_{\delta_e}(C_{m\delta_e})$	-5.382 [1/sec ² ·rad] (-1.232)
推力に関する係数	
X_{δ_T}	0.05 [m/sec ² ·%)
Z_{δ_T}	-0.001 [rad/sec·%)
M_{δ_T}	0.002 [rad/sec ² ·%)

推力係数は風洞実験では得られておらず、これらの係数については、QA機実機の飛行データおよび他機のデータを参考に推定を行った。しかし、その後本レポート作成中に行われたQA機の安定係数の推定実験が詳細に行われたので、そこで得られたデータ³⁾も参考として以下の値と推定した。

$$\begin{aligned} X_{\delta_1} &= 0.05 && [m/sec^2\%] \\ Z_{\delta_1} &= -0.001 && [rad/sec\%] \\ M_{\delta_1} &= 0.002 && [rad/sec^2\%] \end{aligned}$$

以上1)~14)迄に得られた空力係数をまとめて、表4に示す。

2.3 QA機の運動モード解析

2.2節で得られたQA機の空力係数を用い(2-1)式の運動方程式をラプラス変換して、次の行列方程式を得る。

$$\begin{pmatrix} S+0.0524 & -3.897 & 9.786 \\ 0.0117 & 1.01S+1.165 & -0.9598S-0.0125 \\ 0.00213 & 0.5795S+6.02 & S^2+1.738S \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ \alpha \\ \theta \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0.0 & 0.05 \\ -0.1245 & -0.001 \\ -5.382 & 0.002 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta_1 \\ \delta_2 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \Delta X_{GE} \\ \Delta Z_{GE} \\ \Delta M_{GE} \end{pmatrix} \quad (2-2)$$

この方程式をQA機着陸時の基本方程式とする。

1) 短周期および長周期モード

長短周期モードは(2-2)式の特徴方程式、すなわち左辺の行列式を零とおいた次式の根として求まる。

$$\Delta = \begin{vmatrix} S+0.0524 & -3.897 & 9.786 \\ 0.0117 & 1.01S+1.165 & -0.9598S-0.0125 \\ 0.00213 & 0.5795S+6.02 & S^2+1.738S \end{vmatrix} = 0 \quad (2-3)$$

これより、

$$\begin{aligned} \Delta &= S^4 + 3.4888S^3 + 7.9318S^2 + 0.6088S + 0.6602 \\ &= (S^2 + 3.448S + 7.707)(S^2 + 0.04066S + 0.08567) = 0 \end{aligned} \quad (2-4)$$

短周期モードは、上式の第1項にあたる部分であり、長周期モードは第2項に相当する。各々より、短周期、長周期の固有振動数、周期、減衰率を求めると表5に示すものとなる。

この基本運動モードをもつQA機の縦運動について、昇降舵のステップ操舵に対する応答をアナログ計算機でシミュレートした結果を図3に示す。

表5 QA機縦運動モード特性

項目	記号	数値
短周期		
固有振動数	ω_{nS}	2.776 rad/sec
周期	T_S	2.263 sec
減衰率	ζ_S	0.621
長周期		
固有振動数	ω_{nP}	0.2927 rad/sec
周期	T_P	21.466 sec
減衰率	ζ_P	0.0694

3. QA機のオートパイロット

自動着陸のための制御系を設計するにあたり、制御入力を何とし、フィードバック信号として何を用いるかを考えると、いくつかの方法が挙げられる。しかし、実際にその実現性を考えると、最も可能性の多い方法を採用すべきことは当然であり、本報告でも、実現化を一つの目標としているので、従来から可能とされている方法を中心として検討を加え、制御系の設計を行うことにする。

自動着陸装置は、着陸時にその目的をはたす制御機能をもった装置であるが、着陸の前段階には、巡航飛行、さらにアプローチ飛行をしており、巡航から着陸へは一つのつながった運動であるため、巡航及びアプローチ時に使われている制御装置との兼ね合いは当然考慮される必要がある。

従来巡航時には姿勢安定装置すなわちオートパイロットが用いられており、着陸時にもこの装置を用いることが運動をスムーズに行う点から望ましいと考えられる。

一方、着陸時(フレア時)のパイロット操作を調べるとQA機の場合、推力はフレア開始前後より絞られ、着地時にはほぼアイドル状態にしてあり、滑走路に滑らかに接地するためには、主に昇降舵操舵をしていることがわかる。これらのことより自動着陸のための制御系としては姿勢制御に適する昇降舵操舵を自動的に行って、望みの降下経路をとらせることが第一に考えられる。今迄に各国で開発されている自動着陸装置の多くもこの方法を採用しており、QA機においてもこの方法で制御系を構成することとする。

本章では巡航時にも使用しえるオートパイロットについて、QA機の場合の定数の設定を行う。また、オートパイロットは昇降舵を操作するため、サーボ系を必要とするが、このサーボ系については、すでに自動着陸用サ

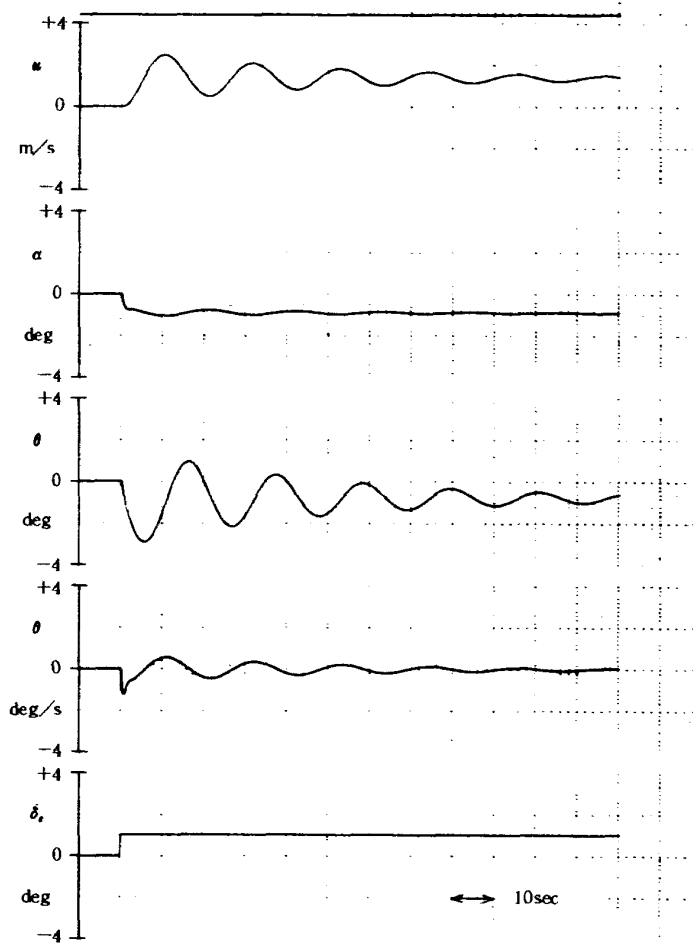


図 3 昇降舵ステップ応答

ーボ系の多重化についての研究⁴⁾においてQA機用として試作されているので、本レポートでもこのサーボ系を模擬してシミュレーション実験を行う。

3.1 昇降舵サーボ系について

自動着陸装置に必要な昇降舵のサーボ系については、サーボ系の多重化実験のため、すでに3重系のサーボ系がQA機搭載用のものとして試作され、その評価実験が行われている。⁴⁾

このため、本シミュレーション実験においても、サーボ系の部分はこの実物サーボ系をシミュレーションして全体の着陸システムの検討を行うのが望ましいので、まずこの実物サーボ系の特性を検討する。

1) 実物サーボ系の構成

搭載を想定して試作されたサーボ系は3重系で、図4にそのサーボモータの部分、また図5にサーボ系のブロック図を示す。このブロック図をもとにアナログ計算機でサーボ系のステップ応答を求めた結果の一部を図6に示す。サーボ系のアンプ部は高ゲインであり、リミッタがあるためわずかの入力でもすぐにリミッタにかかり立ち上がり速度は一定となる。この応答結果は実物サー

ボ系の実験結果とほぼ合っている。

このサーボ系の周波数応答は、実サーボ系の実験結果として、文献4)に示されている。サーボ系内にはリミッタがあるため、周波数応答は入力振幅によって異なるが、実用領域では十分な周波数特性を有していると思わせる。このことを示すものとして、このサーボ系とQA機とを組み合わせるシミュレーションを行った結果を図7に示す。この図とサーボ系無しでのQA機の舵角ステップ応答(図3)とくらべ、各状態量の応答結果に変化が認められない。

以上の結果より、試作されたサーボ系は応答性能が良く、シミュレーションにおいては、伝達要素としてゲインのみを考慮すれば良いと言える。このため、以下のシミュレーションでは、サーボ系の部分としてはゲインのみの要素(シミュレーションのやり易さから-1とする)として扱う。

3.2 QA機の姿勢制御オートパイロット

航空機の縦運動においては長周期と短周期とがあるが、長周期モードを安定にしつつ、パイロットが制御しにくい短周期モードを制御することが、オートパイロットの

一つの役目である。このために昇降舵を用いるが、この時のフィードバック信号として、速度(w)、迎え角(α)、姿勢角(θ)のいずれかを用いることが想定される。

まず第一に速度フィードバックを考えると、 w のネガティブフィードバックは、長周期モードを安定にするが、短周期モードが不安定になる。またポジティブフィードバックはその逆になりやはり適さない。次に迎え角(α)のフィードバックはQA機の場合システムの根軌跡を描くと零点と長周期モードの極が非常に接近した位置にあり、ゲインをかえてもほとんど動かず、長周期モードの改善

が望めない。最後に姿勢角(θ)のネガティブフィードバックを構成すると、零点が長周期と短周期の中間に位置し、両モード共に影響を与え一般に長周期モードは減衰比の高い零点に収束するので、このモードの改善が期待できる。

実現可能性の点から、フィードバック信号として用いる α 、 θ を得るセンサについて検討してみると、迎え角計は、あらゆる飛行速度で安定かつ、精度よく動作するものが得られず、また、突風のような外乱に影響され易くフィードバック信号として信頼性を欠く面がある。一

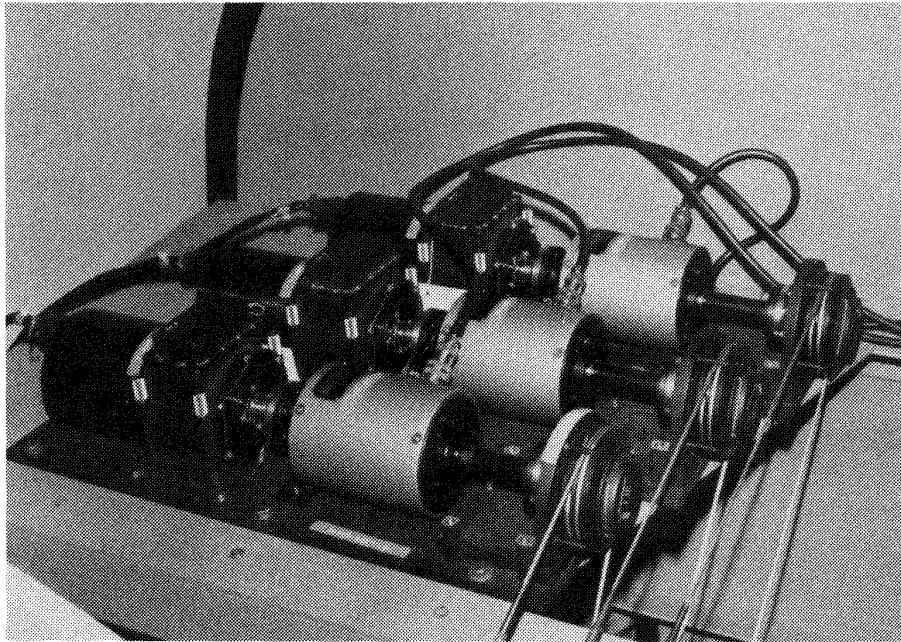


図 4 3重系サーボモータ

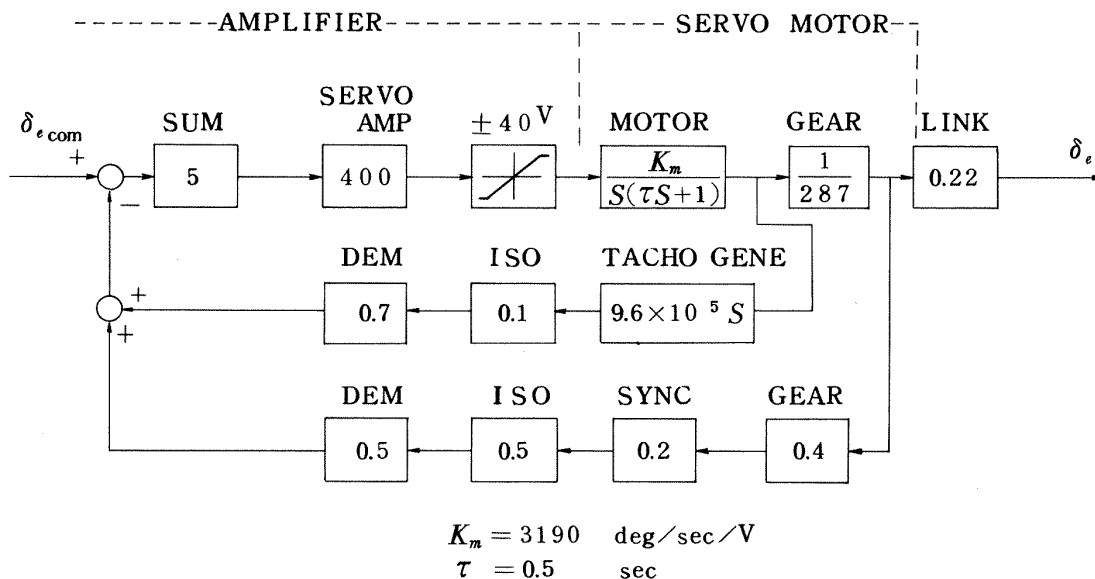


図 5 サーボ系のブロック図

方、姿勢角については通常ジャイロ計器により容易に精度よく、また信頼性もある信号が得られやすい。さらに姿勢角角速度信号もジャイロ計器で簡単に得ることができる。以上のことより、オートパイロットのフィードバック信号としては姿勢角信号(θ)と、ダンピングを改善しえる姿勢角角速度信号($\dot{\theta}$)を採用するのが良いと結論される。

したがって、オートパイロットの基本制御ブロックとしては図8に示す簡単なものとなり、図に示す二つのゲインを調整すれば、望ましい姿勢制御回路が得られる。このオートパイロット定数(図8の K_0 と K_i)を定めるため、 K_0 と K_i を変化させた場合の根軌跡を求め、以下に示す条件範囲のゲインの中から数点選び、アナログ計算機によるシミュレーション結果を参考に、QA機としてのオートパイロット定数を定める。

条件 ①

オートパイロットは主に巡航時に使用されることを考慮し、長周期、短周期の各モードが巡航時にも妥当なものとなること。数値的には、

短周期の周波数 $w_{ns} \leq 7 \text{ rad/sec (1.1 Hz)}$

短周期のダンピング $\zeta_s \geq 0.5$

長周期のダンピング $\zeta_p \approx 1.0$

条件 ②

フレア制御のためのループを加えると、一般に特性が悪くなることが予想されるが、この点については、フレアループ形成時に検討する。

1) オートパイロットゲインの設定

オートパイロットのゲイン K_0 と K_i を変えた場合の根軌跡図を図9(a),(b)に示す。図(a)は短周期の部分で図(b)が長周期モードの部分拡大して描いたものである。この2つの図と条件①を考慮して、根軌跡によるゲイン範囲として次の範囲を選ぶ。

$1.2 \leq K_0 \leq 2.0$

$0.5 \leq K_i \leq 0.7$

2) アナログシミュレーション

第1)項で得られた K_0 および K_i を変化させて、昇降舵ステップ操舵をした時の短周期、長周期を含んだ機体応答を求め、その実験結果よりオートパイロットゲインの最も望ましい値として次の値を設定する。

$K_0 = 1.5$

$K_i = 0.6$

これらの値をもつ場合のシミュレーション結果を図10に示す。この場合の短周期モードは

固有振動数 $w_{ns} = 5.02 \text{ rad/sec}$

減衰率 $\zeta_s = 0.703$

である。

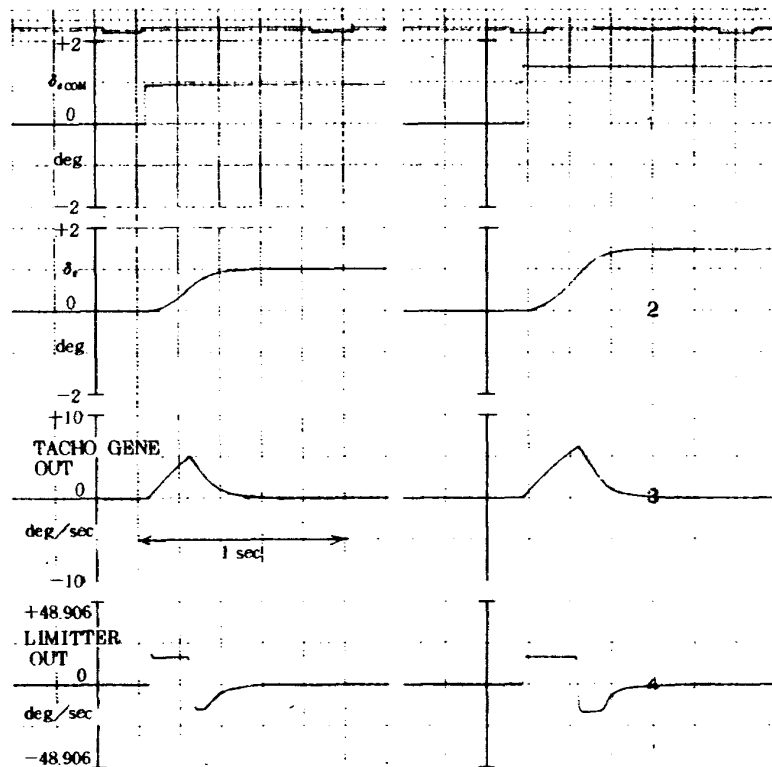


図 6 サーボ系ステップ応答

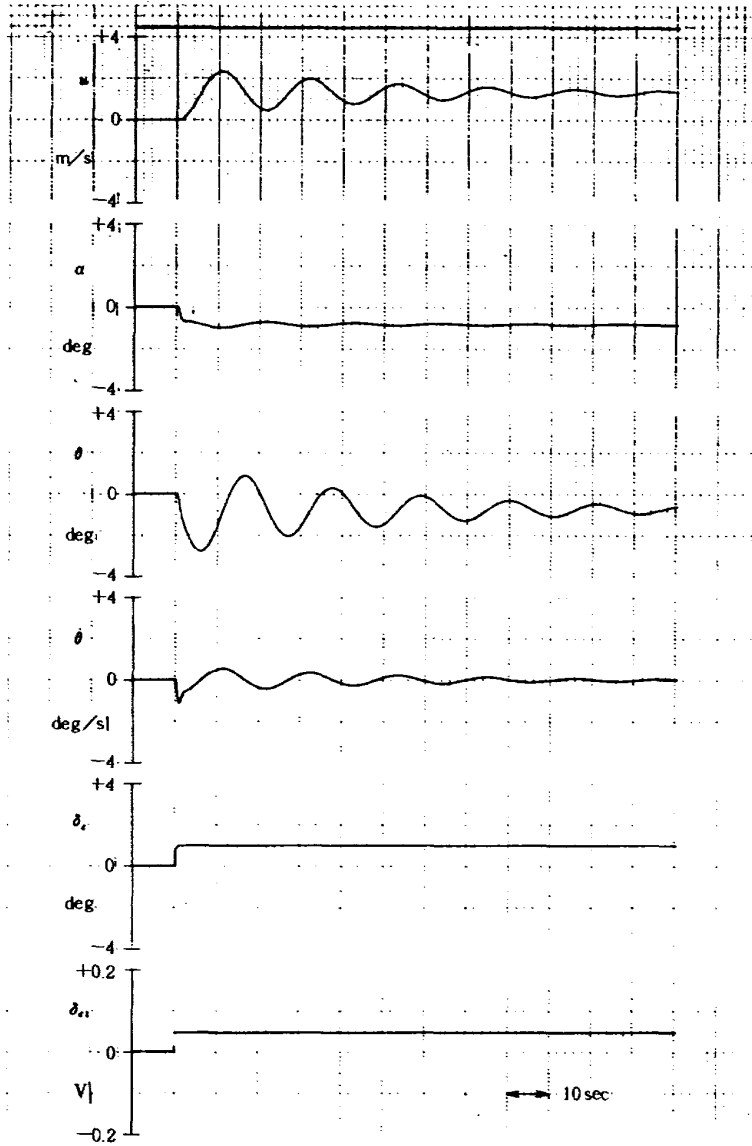


図 7 サーボ系を含む機体ステップ応答

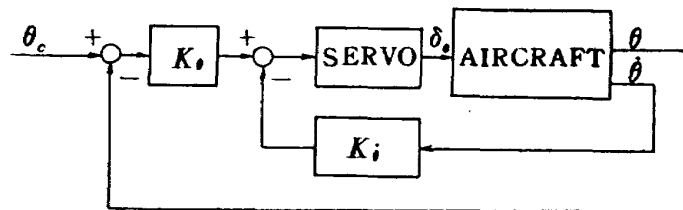
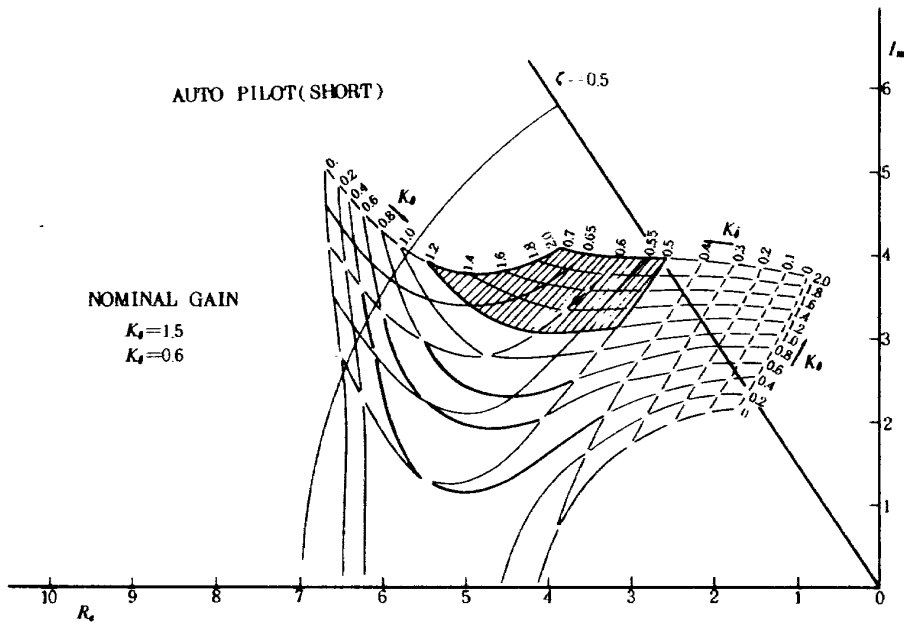
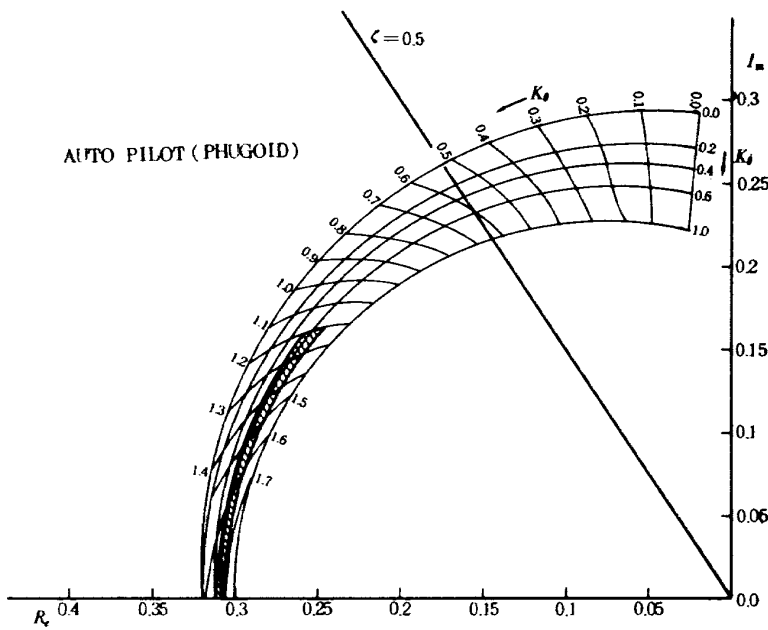


図 8 オートパイロット・ブロック



(a) 短周期モード



(b) 長周期モード

図 9 オートパイロット根軌跡

4. QA機の自動着陸システム

2章で得られた空力微係数をもつQA機に3章で設計したオートパイロットを組み込んだ機体を基本として、本章ではQA機の着陸時のフレア制御系を自動化する場合の構成法およびその数値設計例を与える。

以下ではまず、フレア制御をどのような方式で行わせるか検討し、制御方式として指数関数制御方式をとり挙

げ、その制御系の構成法およびQA機に適応した場合の設計値を求める。

4.1 着陸方式

着陸時の自動化は現在迄に種々検討されており、制御方式としては、着地点制御 (Terminal Control)、固定経路制御 (Fixed Path Control) および平行経路制御 (Parallel Path Control - 代表例として指数関数制御) の3つが主な方式として検討されている。着地点

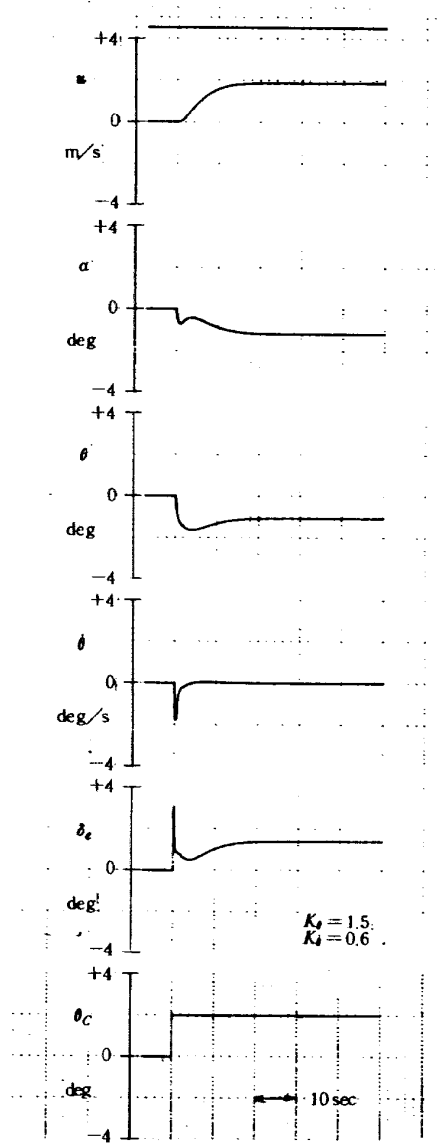


図 10 オートパイロットを含む機体ステップ応答

制御あるいは固定経路制御は長所として着地点のずれが小さくなる事が挙げられるが、一般に制御系の構成が複雑になり、着地点付近では制御が過大的(着地点のずれを小さくしようと入力値が大きくなること)になることがある。一方、指数関数制御は平行経路制御の代表例の1つであるが、着地時の突風などの外乱が加った場合、経路は想定したものからずれるが、滑走路に滑らかに接地しえる長所をもつ。

QA機において、どの制御方式が望ましいかについては、QA機(実機)のフレアパターンを調査した結果を参照して定める。調査結果によれば、QA機の場合、機体重量によって飛行経路パターンが異なり、軽量の時にはほとんどフレア(引き起こし)せずに接地しているものが見られる。しかし、重量が増すに従い、指数関数状に近い経路をとる様子が見られる。どの場合においても、着陸地点のずれを少なくするようにすると同時に着地時の降下率も小さく滑らかに接地するようにしていると思われる。これらのことより、QA機の着地時の経路制御方式として、制御または制御装置が複雑になる着地点制御あるいは固定経路制御よりも制御系が簡単な指数関数制御方式を採用するのが良いと考えられる。

4.2 指数関数制御方式

この方式は英国で世界にさきがけて自動着陸のために開発されたBLEU方式において採用されており、航空機がフレア制御区間に進入してきた後(図2でB点から)飛行経路を指数関数状になるように制御する。

すなわち、高度 $h(t)$ は、

$$h(t) = h_0 e^{-\frac{t}{\tau}} \tag{4-1}$$

(h_0 はフレア開始高度、 τ は経路定数、 t は時間)に沿うのが望ましいとする。

実際の制御回路構成では、高度をこの曲線に沿うようにするのではなく、(4-1)式を微分して得られる次式、

$$\dot{h}(t) = -\left(\frac{h_0}{\tau}\right) e^{-\frac{t}{\tau}} = -h(t)/\tau \tag{4-2}$$

すなわち、高度 $h(t)$ と降下率 $\dot{h}(t)$ が

$$\dot{h}(t) + h(t)/\tau = 0 \tag{4-3}$$

なる式を満たすような制御回路を構成する。このようにすると回路構成が容易になるが、着陸時に風による外乱を受ける場合は、この(4-3)式を満たすように制御されるため、経路にずれを生じてくる恐れがある。しかし、この関係式を満たすかぎり、接地迄の経路は滑らか

になることが予想され、着地時の安全度が増す。

なお、(4-3)式では接地($h(t) = 0$)が時間無限大で達成されることになり望ましくなく、あるかぎられた時間でかならず接地するためにバイアス項を加える。したがって高度と降下率の満たすべき式は

$$\dot{h}(t) + h(t)/\tau = \dot{h}_B \tag{4-4}$$

となる。

4.3 自動着陸制御系の構成

前節で述べた指数関数経路をとらせる制御システムとして図11に示す回路構成をとる。図中 $G_c(s)$ の部分はアプローチ区間での制御モードからフレア区間での指数関数制御モードへ切り換える際にスムーズに移行させるためと、指数関数制御を望ましい状態で達成させるためのゲイン調整部分である。この伝達特性の、基本構成として、文献5)にも示されているように、比例+積分要素、すなわち、

$$G_c(s) = K_P + K_I/S \tag{4-5}$$

が必要である*。

昇降舵サーボについては、すでに第3章でその特性を検討し、試作されたサーボ系は非常にパワーがあり位相遅れは無視しえると考えられるので、シミュレーションではゲインのみの要素として扱う。

3章でも述べた様に、オートパイロットは、フレアの前段階でも使用されることを考慮して設計されている。本章では、オートパイロットのフレア区間での役割を明確にするために、その必要性を検討し(すなわち、もしオートパイロットが無いとどうなるか)、使用される場合はその影響を明らかにする。なお、高度信号(h)と降下率信号(\dot{h})については、通常電波高度計あるいは加速度計による信号より得られる**。

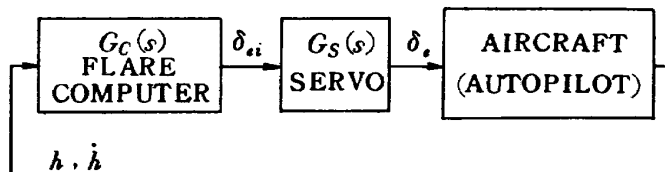


図 11 指数関数制御方式回路

* 文献5)では、さらに遅れ要素と進み要素を組み合わせると、より良い制御が可能とされている。本報告ではQA機の自動着陸について基本的検討を目標としているので、これらについては、オ2段階での検討事項とした。

** 自動着陸システムに用いられる電波高度計については文献6)を参照。

4.4 QA機のフレア制御系

1) QA機のフレア経路

フレア制御系として指数関数制御方式を採用して設計するが、設計値を求めるため、まずQA機のフレア時の代表経路を定める必要がある。フレア経路としては、電波高度計の性能試験⁶⁾を行った際に得られたQA機のフレアパターンを参考にして以下に示す条件を満たす指数関数状の経路を定めた。

フレア開始時の高度 (h_0) および降下率 (\dot{h}_0) は、

$$h_0 = 10 \quad [\text{m}]$$

$$\dot{h}_0 = -2.147 \quad [\text{m/sec}]$$

接地時 (フレア開始後、脚が接地した時)

$$h_T = 1.624 \quad [\text{m}]$$

$$\dot{h}_T = -0.4 \quad [\text{m/sec}]$$

これらの値を (4-4) 式に代入して、経路定数 およびバイアス項 (h_B) を求めると

$$\tau = 4.7945 \quad [\text{sec}]$$

$$h_B = -0.0613 \quad [\text{m/sec}]$$

2) フレア制御系の根軌跡

フレア制御部およびオートパイロット部を含むフレア制御系のブロック図を図12に示す。フレア制御部のゲイン (図中 K_P と K_I) を設定するに当たり、オートパイロット部の影響を調べるために、オートパイロットを含まない場合 (図中 $K_0 = 1, K_i = 0$ とし、 θ のフィードバックループを切る) と、含む場合について検討する。

(a) オートパイロットを含まない場合

このケースはフレア制御部のゲイン K_P と K_I のみを変化させて、望ましいフレア制御を行わせようとするものである。ゲイン K_P と K_I を変えた時の根軌跡を図13に示す。この図より、 K_I 、 K_P の値を選ぶ際の条

件として以下の点を考慮する。

- ① フレア開始後過度な運動変化が起こらないこと。
(これは短周期モードの周波数があまり大きくなりすぎない点を選ぶことにより得られる)
- ② 望ましい経路からのずれが小さいこと。
(フレア制御部の前向きゲイン K_I 、 K_P を大きくすることによって得られる)
- ③ 長周期モードが不安定領域に入らないこと。

以上の点を考慮して、 K_I 、 K_P として次の値の範囲を選ぶ。

$$0.0 \leq K_I \leq 0.1$$

$$1.0 \leq K_P \leq 3.0$$

次に、これらの範囲からいくつかの組み合わせをアナ

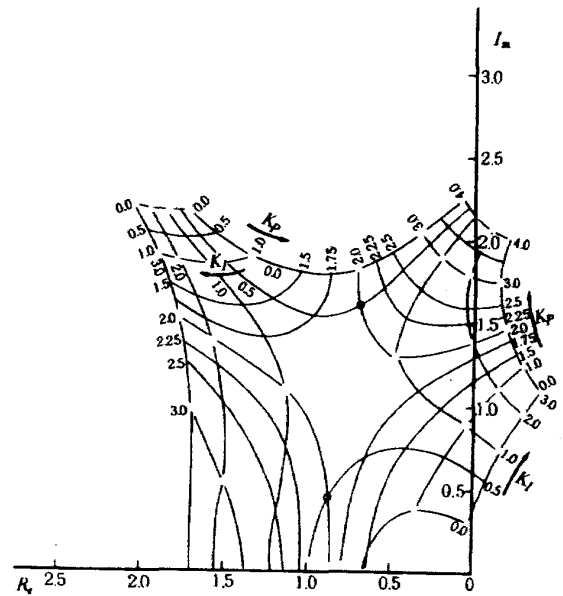


図13 フレア制御根軌跡 (オートパイロット無し)

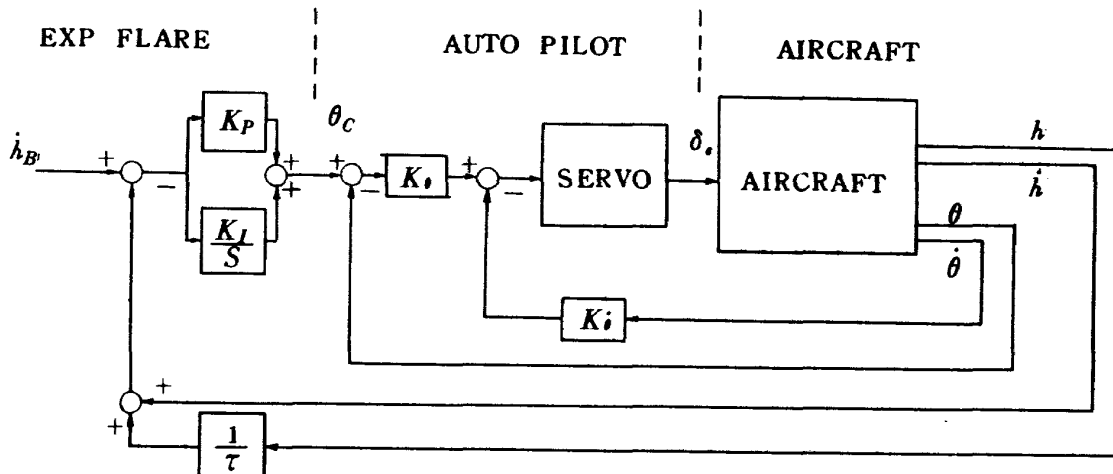


図12 指数関数制御方式フレア制御ブロック図

ログ計算機でシミュレーション実験し、得られた結果より、次の値をゲインとして設定した。

$$K_I = 0.5$$

$$K_P = 2.0$$

この値の時のアナログシミュレーション結果を図 15 (a)に示す。

(b) オートパイロットを含む場合

3章で設計された定数をもつオートパイロットを組み込んだ場合のプロア制御部のゲイン変化による根軌跡図を図 14 に示す。(a)での条件を考慮し、ゲインとして次の範囲を選ぶ。

$$2.0 \leq K_I \leq 4.0$$

$$2.0 \leq K_P \leq 5.0$$

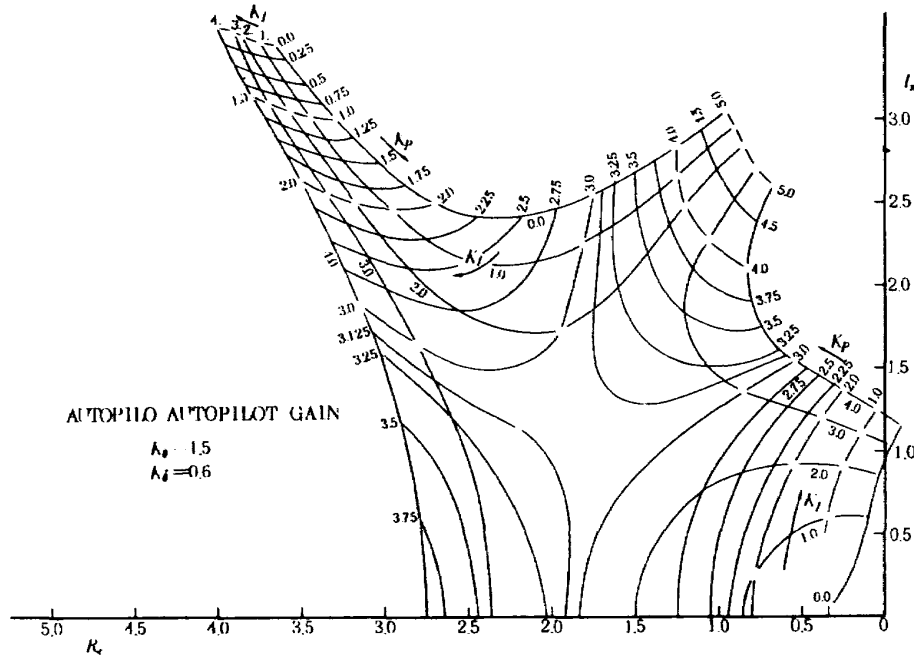


図 14 フレア制御根軌跡 (オートパイロット有り)

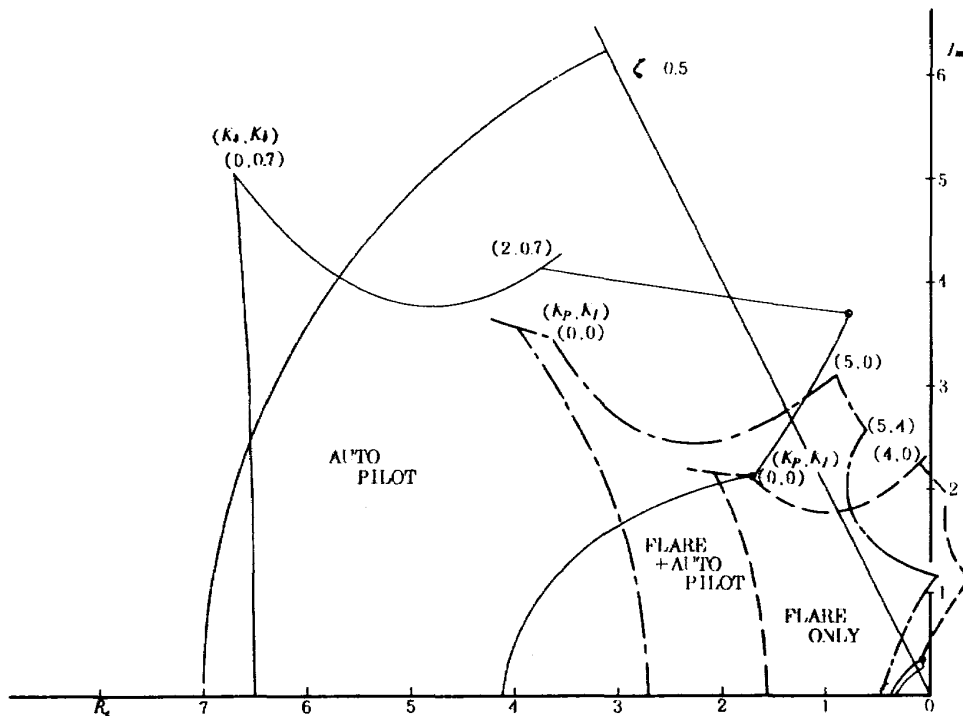


図 16 オートパイロットおよびフレア部の根軌跡

この範囲の中から次の組み合わせを設定し、アナログシミュレーションによる結果を図15(b)に示す。

$$K_P = 3.0 \quad K_I = 5.0$$

(c) オートパイロットのゲインについて

オートパイロットのある場合、ない場合について、共にフレア制御を可能にすることがわかった。ここで、

オートパイロットのフレア時での役割を明らかにするために、オートパイロット部の根軌跡(図9)とフレア部の根軌跡(図13,図14)を重ね合わせて描くと図16となる。オートパイロットはフレア制御時に安定範囲を広くして、ゲインマージンを大きくとる方向に作用していることがわかる。したがって、フレア時にもオートパイ

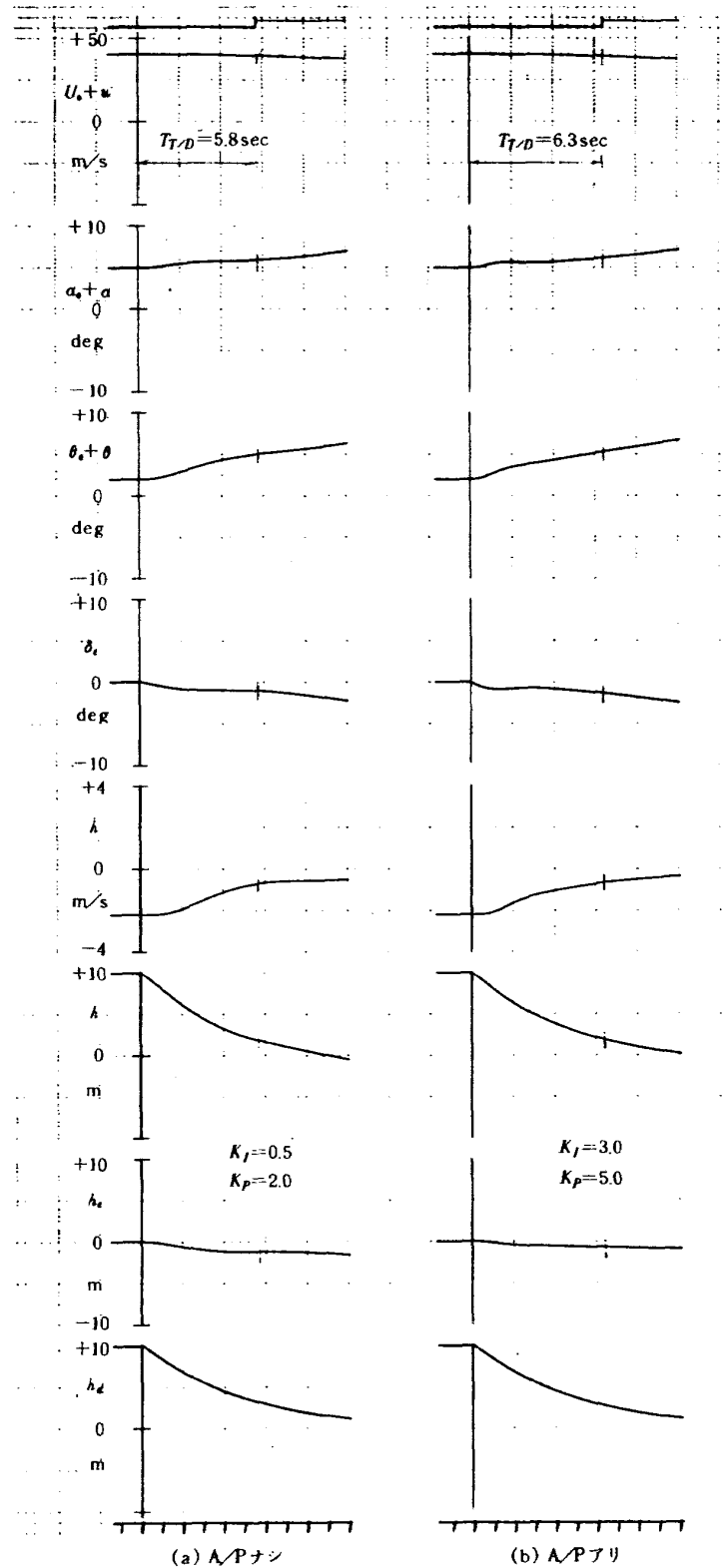


図 15 フレア制御 (G/Eナシ)

ロットを切ることなく動作させたまゝが、制御成績がより優れたものになると結論される。

オートパイロットのゲインの選び方については、図15のフレア時応答においてオートパイロットのある場合と無い場合とくらべて見ると、制御そのものに大きな変化は見られないが、オートパイロットがある場合は、ゲイン(K_I, K_P)を大きくとれるので、望ましい経路との差(図15中 h_e)が小さくなっていることがわかる。このため、ゲイン(K_I, K_P)を大きくとれるように、オートパイロットのゲイン(K_i, K_j)を選ぶのが良いとされる。

しかし、オートパイロットは巡航時、アプローチ時にも使用されること、また、巡航時に良いとされるゲインを用いても、フレア制御を行わせるゲインを選べることを考えあわせ、オートパイロット部のゲインは巡航、アプローチ時に望ましいとされる値を選んで良いと考えられる。また制御装置構成上からも、フレア開始時にフレア制御部以外のゲイン等を変える必要のないシステムの方がフレア時にも回路の信頼性を維持できるので望ましいと考えられる。

5. QA機のフレア時の地面効果の影響

航空機が着陸する時に、地面にごく近い所を飛行する時は、地面の存在の影響を受ける。すなわち、地面の存在により、翼の吹き降ろしが減少するため、揚力、抗力さらにモーメントに変化を与える。

このような地面効果の影響を調べるのに、本来は航空機運動方程式の空力係数を変化させて行うべきであるが、解析が複雑になるため、地面効果の影響をピッチングモーメント、揚力等への外部変化入力とみなして、検討する方法が多くとられている。本報告でもこの方法で検討する。

5.1 地面効果と運動方程式との関連

地面効果による抗力、揚力さらにモーメント変化量を各々 ΔX_{GE} 、 ΔZ_{GE} 、 ΔM_{GE} とすると、これらは高度の関数として与えられ、その式は文献7)を参照して、次式で示される。(各式の詳細は付録3を参照)

$$\begin{aligned} \Delta X_{GE} &= 0.507 \sigma_w && [\text{m/sec}^2] \\ \Delta Z_{GE} &= -0.066 \sigma_w && [\text{rad/sec}] \\ \Delta M_{GE} &= -0.102 \sigma_i - 1.184 \sigma'_i && [\text{rad/sec}^2] \end{aligned}$$

これらの値が(2-1)式で与えた運動方程式の右辺に加えられ、シミュレーション時に外部入力として扱われる。

σ_w 、 σ_i 、 σ'_i は高度の関数で、高度が下がるにつれて、大きく(最大1.0)になる。QA機シミュレーシ

ンでの数値は付録3に示してある。

5.2 地面効果を加えたアナログシミュレーション

4章迄に得られたフレア制御系をもつQA機が着陸する際、地面効果の影響がどのようにあらわれるかについて、アナログシミュレーションを行った結果を図17(b)に示す。図17の(a)は地面効果を無視したものである(図15(b)と同じもの)。

地面効果の影響は、接地迄の距離を延ばすと同時に迎え角(α)および姿勢角(θ)を減らす方向に作用する。

接地時の各飛行状態量はQA機として接地可能な範囲の値である。地面効果の影響としては、頭下げがあり、もし、フレア中に風の影響が加わってさらに頭下げの状態になると、前脚から接地する恐れがでること、また揚力が増すことにより、接地迄の距離がふえることなどが起り、これらに対処する方法としてスロットルを操作する方法が考えられる⁵⁾。この点について、以下に検討を加える。

5.3 オートスロットルについて

地面効果の影響の中で、接地に望ましくない点(特に、接地距離が延びること、頭下げが生ずること)に対し、スロットルを絞って対処する方法がある。その1つとして、フレア開始と同時に、スロットルをある一定速度で絞ってゆく方法がある。

QA機においてもこの方法を採用して、接地条件の改善(姿勢角を増しえること、接地迄の距離を長くしないこと)を試みた結果の一部が図17(c)に示すものである。この時の推力の変化速度は $\sim 0.6\%/sec$ である。

明らかに望ましい方向に作用しており、この方法により接地条件を改善しえることがわかった。

しかし、スロットルの制御の方法は、定性的にも定量的にも研究すべき点は多く、QA機に適用する場合にもさらに検討を加えるのが望ましいと考えられる。

6. まとめ

自動着陸の研究を進めるにあたり、自動着陸装置の試作搭載実験を計画しているので、その搭載機であるQA機について、QA機のフレア時の動特性を知るとともに、指数関数制御方式のフレア制御を適用した場合に、以下の点について、アナログ計算機を用いて、シミュレーション実験を行い、基礎資料を得た。

- ① QA機のフレア時の基本運動特性
- ② QA機のオートパイロット
- ③ QA機のフレア制御システム
- ④ 地面効果の影響および対策

シミュレーション実験の結果、指数関数制御方式によ

るフレア制御は、QA機に望ましい経路をとらせることが可能であり、回路構成も簡単であり制御方式として十分なものであると判断される。

制御系内にあるオートパイロットについては、フレア制御系を設計する際にゲイン余裕を与えることと、フレア制御部の前向きゲインを大きくとれ、望ましい経路に

より近づけることが可能となり、フレア中にも使用するのが望ましい。オートパイロットのゲインについては、巡航およびアプローチ時に主に使われることを考え、この区間で望ましい応答になるよう設計し、そのゲインをフレア制御部設計時にそのまま使用すれば良い。

地面効果については、着陸時の飛行状態をかならずし

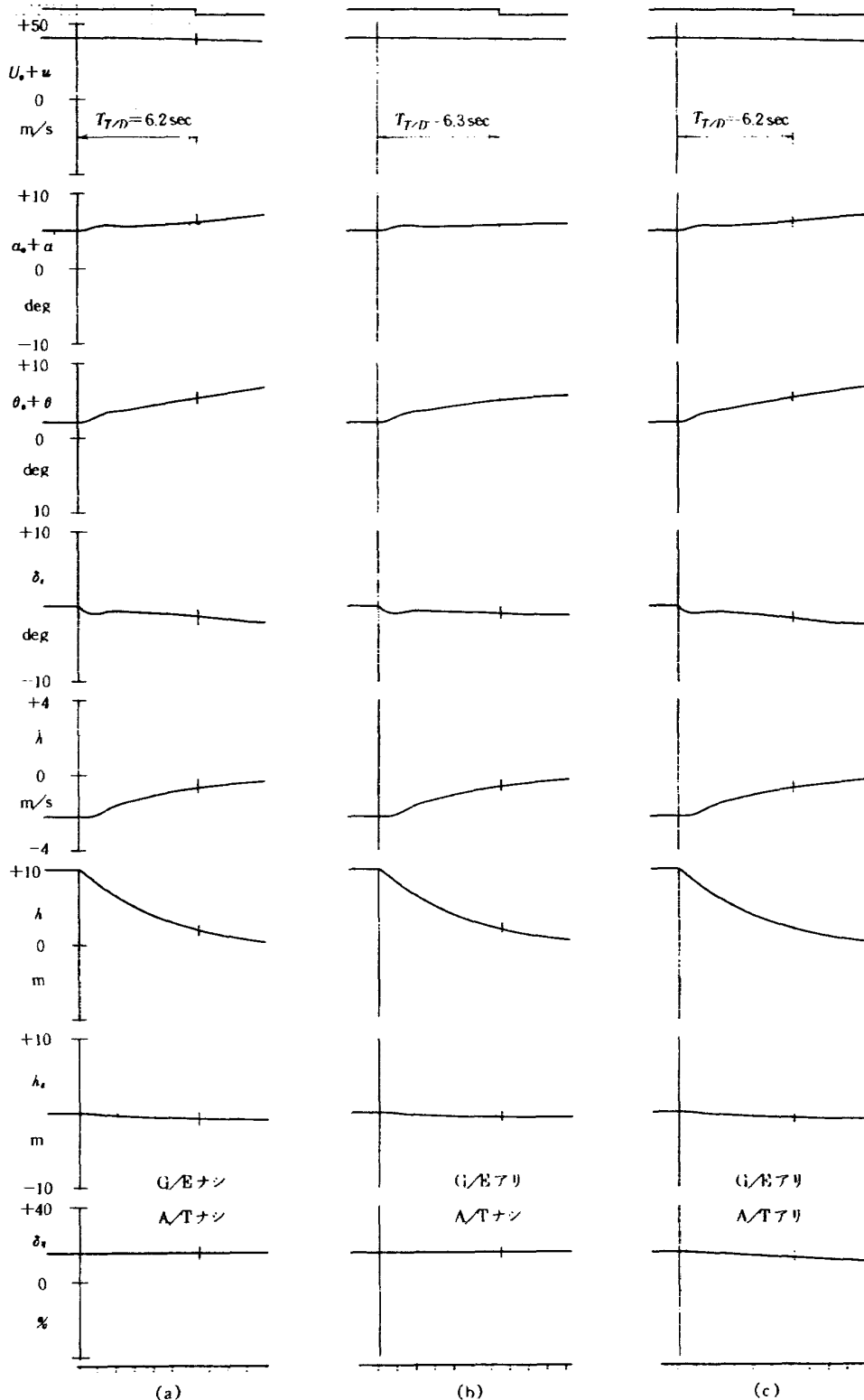


図 17 地面効果の影響とオートスロットル

も悪化させるものではない。しかし、一般に着地迄の距離がのび、また姿勢角において頭を下げる方向に作用するので、適度に緩和することが望まれ、そのためにスロットルを絞ることは好結果を与える。シミュレーション実験では、フレア開始後ある一定速度で自動的に絞る方法を採用し、望ましい飛行状態となることが確認された。しかし、推力制御の方法はまだ検討事項が多くあり、今後の検討を要しよう。

本報告は、QA機についてのシミュレーション実験の第1歩であり、フレア時の概要をつかむため、線形解析により、基本構成部分の特性がはっきりあらわれることを目的とした。シミュレーション実験により、フレア制御系として指数関数制御方式が可能であることを示し、その目的をはたした。着陸時は巡行時よりも非線形の影響がでやすいため、今回の基本部の研究に加えてなお詳細な検討が必要であると考えらる。

最後に、自動着陸システムについて終始、御討論をいただいた自動制御第2研究室森室長に感謝します。

参考文献

- 1) 広末, 他: クインエア機の風洞試験; 航技研 TM-61, 1965.
- 2) B.Etkin: Dynamics of Atmospheric Flight; John Wiley, 1972.
- 3) 森, 他: クインエア機の縦の安定操縦微係数の推定; 航技研 TR-406, 1975.
- 4) 小川, 他: 自動着陸用多重サーボ機構について; 航技研 TM-250, 1973.
- 5) 森, 堀川: 航空機の自動引起し制御システムに関する研究; 航技研 TR-433, 1975.
- 6) 樋口, 他: 自動着陸予備実験; 航技研 TR-235, 1971.
- 7) ———: Automatic Landing System Study, Part I, ASD-TR-61-114, 1962.
- 8) ———: USAF Stability and Control DATCOM, 1963.
- 9) 遠藤, 他: ジェットフラップをもつ高揚力機の地面効果; 航技研 TR-294, 1972.
- 10) 糸川英夫: 航空力学の基礎と応用; 共立出版, 昭18
- 11) 高坂憲三: 航空力学教程; 産業図書, 昭39
- 12) W.H.Herrnstein, D.Biermann: The Drag of airplane wheels, Wheel Fairings and Landing Gears - I, NACA TR 485, 1934.

付録1 縦の運動方程式の線形化について

縦の線形化運動方程式を得るにあたり以下の点を考慮した。縦運動はX軸方向とZ軸方向の力のつり合い、およびY軸まわりのモーメントのつり合い式により、運動方程式として記述される。

線形化にあたっては、各つり合い式をTaylor展開し、変数として、速度、迎え角、姿勢角、操作量等を変数として、2次微分項までを考慮し、さらにいくつかの変数については、以下に述べる物理的観点から無視しえる項として除く。

(1) 迎え角角速度変化および姿勢角角速度変化によるX軸方向の力の変化量(空力微係数では X_α , X_q)は、機体そのものの抗力に比べて小さいので無視しえる。

(2) X軸方向の加速度変化(w)によるZ軸方向の力の変化量も上記と同じ理由で無視しえる。

(3) 操作量変化速度(δ_s)による影響も小さく無視しえる。

付録2 脚部の空力係数への影響について

着陸時は脚を下けているため、空力係数の中でも抗力係数への影響が考慮される。(通常は無視されるが係数のオーダーを知ること、オーダーによっては加えるべきかを検討した。)

脚1つの部分の抗力は文献8)により次式で計算される。

$$D_G = C'_x \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 F \\ = \frac{1}{2} \rho V^2 S C'_x \frac{F}{S}$$

ここで C'_x は脚部の抗力係数でQA機の脚の形状の場合文献(11,12)より $C'_x = 0.175$ 程度である。また F は脚車輪の前方より見た断面積で付図1のように $F = b \times d$ で与えられる。

QA機の場合、 $b = 0.16$ [m] $d = 0.62$ [m] で、 $F = 0.0992$ [m²] したがって、脚の抗力係数は、主輪2つと前輪1つをほぼ同一面積とみて

$$\Delta C_D = C_{DG} = C'_x \frac{F}{S} \times 3 \doteq 0.00173$$

付録3 地面効果について

地面効果による抗力、揚力、モーメントの変化分について、文献7)～10)による関係式を用いてQA機の場合の数値式を求める。

1) 記号(値はQA機の場合)

A_t : 尾翼アスペクト比 [3.67]

A_w : 主翼アスペクト比 [7.60]

$a_{t\infty}$: 無限アスペクト比尾翼の $dC_L/d\alpha$ [$2\pi \frac{1}{rad}$]

$a_{w\infty}$: 無限アスペクト比主翼の $dC_L/d\alpha$ [$2\pi \frac{1}{rad}$]

b_t : 尾翼翼幅 [5.22 m]

b_w : 主翼翼幅 [13.987 m]

C_{L_t} : 尾翼揚力係数 [0.07]

C_{L_w} : 主翼揚力係数 [1.17]

h_t : 尾翼高度 [= $h_w + l_t \sin \theta_t$ m]

h_w : 主翼高度 [= h (重心高度) m]

l_t : 主翼空力中心から尾翼空力中心までの距離 [4.214 m]

q_t : 尾翼動圧 [$\sim 104.98 \text{ kg/m}^2$]

q_w : 主翼動圧 [$\sim 104.98 \text{ kg/m}^2$]

S_t : 尾翼翼面積 [7.42 m²]

S_w : 主翼翼面積 [25.75 m²]

θ_t : 水平尾翼と重心を結んだ線と水平線のなす角 ($\sim 5^\circ$)

2) 揚力変化

地面効果による揚力変化分(ΔC_L)は主翼による分と尾翼に帰因する分とがあるが、主翼による分が支配的である。文献7)より、高度による揚力変化分は次式で与えられる。

$$\Delta C_L \doteq \Delta C_{L_w} \\ = a_w \frac{C_{L_w}}{\pi A_w} \sigma_w$$

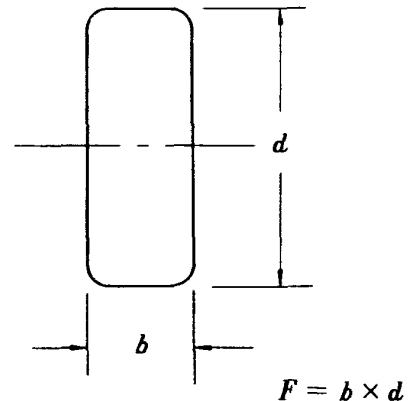
ここで σ_w は高度の関数であり、実験的に次式で与えられる。

$$\sigma_w = e^{-2.48 \left(\frac{2A_w}{b_w} \right)^{0.768}}$$

QA機のデータを入れると揚力変化の数値式は次式となる。

$$\Delta C_L = 0.308 \sigma_w$$

$$\sigma_w = e^{-2.48 (0.143A)^{0.768}}$$



付図1 車輪断面

本文の運動方程式(2-2)式との関係は、

$$\begin{aligned}\Delta Z_{GE} &= -\frac{\Delta L}{m} \times \frac{1}{U} \\ &= -\frac{qS \Delta C_L}{mU} \\ &= -0.066 \sigma_w \quad [\text{rad/sec}]\end{aligned}$$

3) 抗力変化

抗力変化も主に主翼による分が大きく、次式で近似される。

$$\Delta C_D = -\frac{C_{Lw}^2}{\pi A_w} \sigma_w$$

QA機の数値を代入すると、

$$\Delta C_D = -0.0574 \sigma_w$$

また、運動方程式(2-2)式に加える項は次式となる。

$$\begin{aligned}\Delta X_{GE} &= -\frac{\Delta D}{m} \\ &= -\frac{qS \Delta C_D}{m} \\ &= 0.507 \sigma_w \quad [\text{m/sec}^2]\end{aligned}$$

4) モーメント変化

モーメント変化においても、主翼による分と尾翼による分とがある。主翼による分は重心と空力中心が異なるために生ずるモーメントであるが、尾翼によって生ずる分とくらべ一般に無視しえる。

したがって、

$$\begin{aligned}\Delta C_m &= (\Delta C_m)_w + (\Delta C_m)_t \\ &= (\Delta C_m)_t \\ &= -[\Delta C_{LtG} + \Delta C_{Lt\epsilon}] \frac{l_t}{\bar{c}} \frac{S_t}{S_w}\end{aligned}$$

ここで、 ΔC_{LtG} は尾翼単独の地面効果によるものであり、 $\Delta C_{Lt\epsilon}$ は主翼の吹き降ろし角の変化による分で、

各々次式で与えられる。

$$\Delta C_{LtG} = a_{t\infty} \frac{C_{Lt}}{\pi A_t} \sigma_t$$

$$\sigma_t = e^{-2.48 \left(\frac{2h_t}{b_t}\right)^{0.768}}$$

$$h_t = h_w + l_t \sin \theta_t$$

$$\Delta C_{Lt\epsilon} = C_{La\epsilon} \epsilon \sigma'_t$$

ϵ は吹き降ろし角で次式により推定する⁸⁾。

$$\epsilon = \frac{1.62 C_L}{\pi A} \quad [\text{rad}]$$

また σ'_t は高度の関数で次式により求められる⁸⁾。

$$\sigma'_t = \frac{b_{eff}^2 + 4(h_t - h_w)^2}{b_{eff}^2 + 4(h_t + h_w)^2}$$

ここで、 b_{eff} は実効翼巾で文献8)のDATCOM法によりQA機の場合を推定すると、

$$b_{eff} = 8.996 \quad [\text{m}]$$

$C_{La\epsilon}$ は次式より⁹⁾推定する。

$$C_{La\epsilon} = -C_{ma\epsilon} / \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right) \frac{S_t}{S_w} \frac{l_t}{\bar{c}}$$

ここで、

$$\frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} = \frac{1.62 C_{L\alpha}}{\pi A}$$

また $C_{ma\epsilon}$ は文献10)より

$$C_{ma\epsilon} = -\frac{S_t}{S_w} \frac{l_t}{\bar{c}} \frac{5.157}{1 + \frac{1.75}{A_t}}$$

以上の式を用いて、QA機のデータを代入すると、

$$\Delta C_m = -[0.0234 \sigma_t + 0.271 \sigma'_t]$$

本文の運動方程式(2-2)式との関係は

$$\begin{aligned}\Delta M_{GE} &= \frac{qS\bar{c}}{I_{yy}} \Delta C_m \\ &= -0.102 \sigma_t - 1.184 \sigma'_t \quad [\text{rad/sec}^2]\end{aligned}$$

航空宇宙技術研究所資料307号

昭和51年8月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)☎182

印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2~27~12
