

ILS グライドスロープカップルド制御系のシンセシス

出川 喬庸*

On a Synthesis of ILS glide slope coupled control System

Tadayasu DEGAWA

The ultimate goal for both military and commercial aviation is all-weather operation. To achieve this goal, it must be possible to land the aircraft without visual reference to the runway. This can be accomplished by an automatic landing system which will guide the aircraft down a predetermined glide slope and then at a preselected altitude reduce the rate of descent and cause the aircraft to "flare" out and touch down with an acceptably low rate of descent (reference 2)).

Such a system consists of an ILS localizer coupled system, an ILS glide slope coupled control system and an automatic flare control system.

This report describes a synthesis method of an ILS glide slope coupled control system. For this study the very large, four-engined, passenger jet aircraft in the landing configuration is used (reference 1)) and the ILS localizer coupled system is conventional. In this control system, the output signal from the airborne glide slope receiver is used as guidance command to attitude control system of the aircraft. The loop is closed via the aircraft kinematics which transform the pitch attitude of aircraft into a displacement from the preferred descent path (the glide slope) into the airport. The output signal from the airborne glide slope receiver is proportional to the angular deviation from the center-line of the glide slope transmission, and the angular deviation depend upon the displacement from glide slope and the slant range from the transmitter. Therefore, the slant range act as the variable gain of feedback path in the closed system and eigenvalues of the closed loop system vary very largely with slant range.

The purpose of this study is to find procedure to select the gain of the glide path coupled controller so that the aircraft can well get on the glide slope and follow it. The gain of the glide path coupled controller is selected such that the closed poles of a system come to the desired place in the complex plane as much as possible while considering the variation of slant range. In this computation of the gain, Hurwitz stability criterion is used. Finally, numerical simulation is carried out to ascertain that this method is not wrong and valuable.

Keywords: ILS glide slope coupled control system, Hurwitz stability criterion

1. まえがき

軍用で商用や航空の究極の目標はあらゆる気象条件の下での運航である。この目標を達成するためには無視界で航空機を滑走路に着陸させることができなければならない。これはあらかじめ決められたグライドスロープ上を航空機に降下させ、あらかじめ選ばれた高度になったとき降下速度を減らして航空機に引き起

しを行い、許された低い降下速度で接地させる自動着陸システムによって遂行することができる。

そのようなシステムは ILS ロカライザカップルド制御系、ILS グライドスロープカップルド制御系および自動フレア制御系から構成される。

本報告ではこれらのうち ILS グライドスロープカップルド制御系のシンセシスを記している。

ILS グライドスロープは航空機の着陸進入時の降下経路を示すものであり、航空機の着陸には不可欠のものである。ILS グライドスロープカップルド制御系は

* 航空工学科

航空機をグライドスロープへ自動的に誘導するものである。このシステムは航空機の姿勢制御系への誘導信号として機上のグライドスロープ受信機からの出力信号を使用する。ループは航空機のピッチ姿勢を指定された空港への降下経路(グライドスロープ)からの位置に変換する航空機の運動によって閉じられている。

ILS グライドスロープカップルド制御系のパラメータにはグライドスロープ送信機から航空機までの傾斜距離が含まれている。航空機はグライドスロープ送信機に向かって飛行するので、この距離は時間の経過とともに、次第に小さくなる。それで、制御系のゲインが一定であるとする、ある時間には航空機のグライドスロープ追従が良好であったとしても、時間が経過するとグライドスロープ追従が不良になる場合がある。したがって、制御系のゲインの選定は、航空機がグライドスロープ上を飛行する全時間範囲のパラメータ変化を考慮して行わなければならない。

本研究では、ある航空機を例としてとりあげ、この制御系のパラメータの時間変化を考慮したフィードバックゲインの選定方法を検討している。

制御系の応答特性を改善する方法の1つに、閉ループ系の極を複素平面上の望ましい位置に配置する方法がある。可制御な系については状態フィードバックによってすべての極を指定した位置に配置できることはよく知られている。

しかし、状態フィードバックを行うためには、状態変数をすべて測定するか推定することが必要となり、制御系の構成が複雑になる。

ここでは、まず従来の比較的簡単なグライドスロープカップルド制御系の構成を用いて、航空機がグライドスロープ上を飛行する全時間範囲にわたって良好なグライドスロープ追従を行うように、指令ピッチ角を生み出す ILS グライドスロープカップルド制御器(カップラ)のゲインを選定する手順を紹介する。

状態フィードバックの場合と違って、この1つのゲインの選定だけでは、指定した位置に極を配置することはできないが、このゲインの選定によって可能な極の配置の中で最も良好なゲインを選定することによって、良好なグライドスロープ追従を与えることができる。

数値計算例を用いて、ここで紹介した手順によって求めたゲインが確かに良好なグライドスロープ追従を与えることも示している。

2. 問題の記述

制御対象は操舵サーボも含めた航空機の縦運動であり、つぎの線形微分方程式で記述される。

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (1)$$

ここで、

$$x^T \equiv [u \ w \ q \ \theta \ \delta_{\text{e}}]$$

$$u \equiv [\delta_{\text{e}}]$$

$$A = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g & X_{\delta_{\text{e}}} \\ Z_u & Z_w & U_0 & 0 & Z_{\delta_{\text{e}}} \\ M_u & M_w & M_q & 0 & M_{\delta_{\text{e}}} \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\lambda \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \lambda \end{bmatrix}$$

状態変数 u , w , q , θ , δ_{e} はそれぞれ、前進速度、上下速度、ピッチ角速度、ピッチ角、昇降舵角の変化量であり、入力 δ_{e} は指令昇降舵角である。 g と U_0 は重力加速度と初期前進速度であり、 X_u , X_w , Z_u , Z_w , M_u , M_w , M_q , $X_{\delta_{\text{e}}}$, $Z_{\delta_{\text{e}}}$ および $M_{\delta_{\text{e}}}$ は有次元安定微係数とよばれ、機体形状と飛行条件から定まる定数である。 λ は操舵サーボの時定数の逆数である。

グライドスロープカップルド制御系の基本制御系は内側ループにピッチ角速度 SAS をもつ、ピッチ姿勢制御系であり、つぎのような制御則を使っている。

$$\delta_{\text{e}} = k_p(\theta - \theta_{\text{comm}}) + k_q q \quad (2)$$

グライドスロープカップルド制御器(カップラ)はグライドスロープ受信機が検出する角度誤差信号 Γ から指令ピッチ角 θ_{comm} をつくりだすための、位相進み補償を加えた比例積分回路である。その伝達関数は

$$G_c(s) = k_c \left(1 + \frac{k_{\text{cl}}}{s} \right) \frac{(T_1 s + 1)}{(T_2 s + 1)} \quad (3)$$

であり、つぎのような微分方程式で表される。

$$\dot{z} = A_z z + B_r \Gamma \quad (4)$$

$$\theta_{\text{comm}} = K_z z + k_r \Gamma \quad (5)$$

ここで

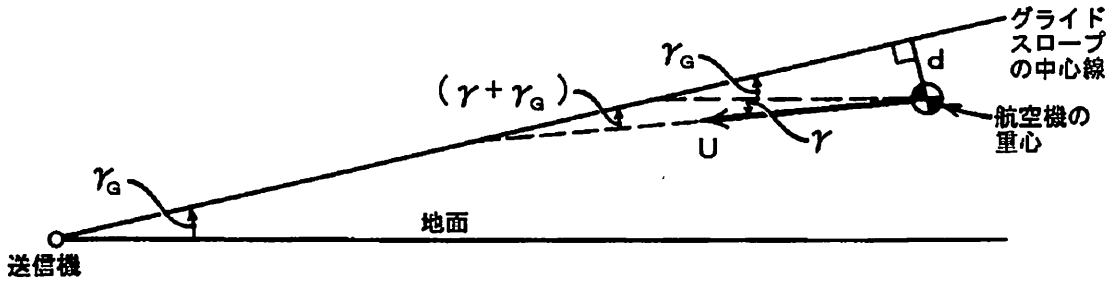


図1 グライドスロープの幾何学 (d と γ が負の場合)

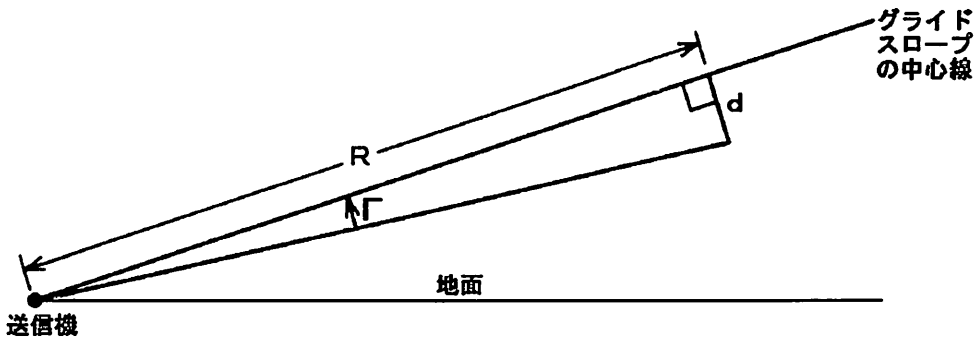


図2 傾斜距離 R と角度誤差 Γ

$$z^T = [z_1, z_2]$$

$$A_z = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -1/T_2 \end{bmatrix}$$

$$B_r = \begin{bmatrix} 0 \\ 1/T_2 \end{bmatrix}$$

$$K_z = k_c [k_{c1} \ 1 + k_{c1} T_1 - T_1/T_2]$$

$$k_r = k_c T_1/T_2$$

グライドスロープの中心線から航空機の重心までの距離 d は、飛行経路角 γ 、グライドスロープの傾斜角 γ_G および航空機の前進速度 U と図1に示すような幾何学的な関係があり、つぎのような式で表される。

$$d = U \sin(\gamma + \gamma_G) \approx U_0(\gamma + \gamma_G) \quad (6)$$

ここで、グライドスロープの傾斜角 γ_G は度単位で 2.5° であるから、 $\gamma_G = 2.5^\circ \times \pi[\text{rad}]/180^\circ = 0.0436$ [rad] である。

グライドスロープ受信機が検出する角度誤差信号 Γ は、図2に示すようにグライドスロープの中心線から

航空機の重心までの距離 d と、航空機重心に最も近いグライドスロープ上の点からグライドスロープ送信機までの傾斜距離 R を用いてつぎのように定義されている。

$$\Gamma = d/R \quad (7)$$

ここで、 Γ はラジアン単位である。以後、式中の角度の単位はすべてラジアンであるものとする。

傾斜距離 R は初期の傾斜距離 R_0 と航空機の初期前進速度 U_0 と時間 t を用いて近似的につぎのように表される。

$$R \approx R_0 - U_0 t \quad (8)$$

飛行経路角 γ は制御対象である航空機のピッチ角 θ と上下速度 w とつぎのような関係式で結びついている。

$$\gamma = \theta - \alpha = \theta - w/U_0 \quad (10)$$

本研究での制御系の設計問題は、上記の制御系において、航空機が最も良好なグライドスロープ追従特性

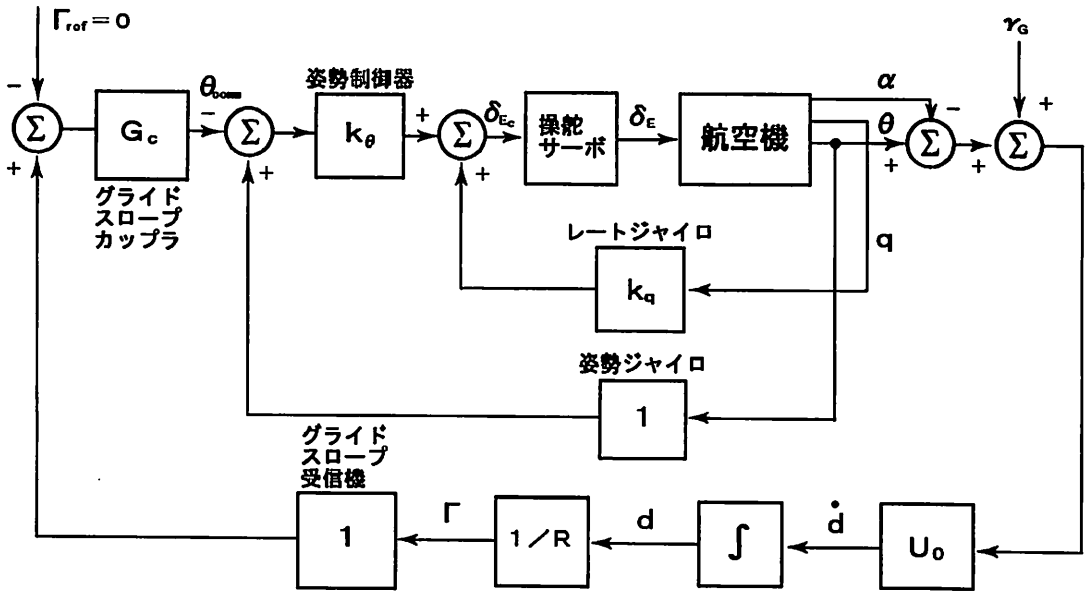


図3 グライドスロープカップルド制御系

を示すようなグライドスロープ制御器のゲイン k_c を求める手順を明らかにすることである。

3. 制御系全体の状態方程式と特性方程式

図3は ILS グライドスロープカップルド制御系のブロック線図である。

まず、制御系全体の方程式を求めるために、各方程式を状態変数表示するとつぎのようになる。

(1)式；

既に状態変数表示になっている。

(2)式；

$$u = K_1 x - k_\theta \theta_{comm} \tag{11}$$

ここで、 $K_1 = [0 \ 0 \ k_\theta \ k_\theta \ 0]$

(10)式；

$$\gamma = K_7 x \tag{12}$$

ここで、 $K_7 = [0 \ -1/U_0 \ 0 \ 1 \ 0]$

(6)式；

$$\dot{d} = K_2 x + U_0 \gamma_0 \tag{13}$$

ここで、 $K_2 = X_0 K_7 = [0 \ -1 \ 0 \ U_0 \ 0]$

(4), (5)式；

既に状態変数表示になっているが、(4)式を用いてつぎのように表す。

$$\dot{z} = A_z z + B_d d \tag{14}$$

$$\theta_{comm} = k_d d + K_z z \tag{15}$$

ここで

$$B_d = B_r/R$$

$$k_d = k_r/R$$

制御対象の方程式とピッチ姿勢の制御則およびグライドスロープ制御器の方程式(1), (11)~(15)式から制御系全体の状態方程式はつぎのようになる。

$$\dot{x}_c = A_c x_c + E \tag{16}$$

ここで、

$$x_c \equiv [x^T \ d \ z^T]$$

$$A_c = \begin{bmatrix} A + BK_1 & -Bk_\theta k_d & -Bk_\theta K_z \\ K_2 & 0 & 0 \\ 0 & B_d & A_z \end{bmatrix}$$

$$E = \begin{bmatrix} 0 \\ U_0 \gamma_0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

つぎに、特性方程式を求める。特性方程式やゲインを求める手順は数値が変わっても同様に進めることができるので、簡単のため、参考文献1)の大型4発ジェット旅客機の着陸進入時を例として取り上げる。

この機の場合、安定微係数やグライドスロープ制御器のパラメータなどの数値は以下に示すとおりである。

安定微係数；

$$\begin{aligned} X_u &= -0.021, & X_w &= 0.122, & X_{\theta E} &= 0.292, \\ Z_u &= -0.2, & Z_w &= -0.512, & Z_{\theta E} &= -1.96, \\ M_u &= 0.000036, & M_w &= -0.006, & M_q &= -0.357, \\ M_{\theta E} &= -0.378 \end{aligned}$$

重力加速度と初期前進速度；

$$\begin{aligned} g &= 9.81 \text{ m/s}^2 \\ U_0 &= 65.1 \text{ m/s} \end{aligned}$$

操舵サーボの時定数の逆数；

$$\lambda = 10 \text{ 1/s}$$

グライドスロープ制御器のパラメータ；

$$\begin{aligned} k_q &= 1.9, & k_\theta &= 3.1, & k_{c1} &= 0.1 \\ T_1 &= 0.4, & T_2 &= 0.04 \end{aligned}$$

したがって、以上の数値を用いると、 A_c と E はそれぞれ、

$$A_c = \begin{bmatrix} -0.021 & .122 & 0 & -9.81 \\ -0.2 & -0.512 & 65.1 & 0 \\ .000036 & -.006 & -.357 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 19.0 & 31.0 \\ 0 & -1 & 0 & 65.1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ .292 & 0 & 0 & 0 \\ -1.96 & 0 & 0 & 0 \\ -.378 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ -10 & 100k_c/R & k_c & -89.6k_c \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 25/R & 0 & -25 \end{bmatrix}$$

$$E = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 2.84 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

となる。

A_c から特性方程式を求めると次のようになる。

$$\begin{aligned} & s^8 + 35.89s^7 + 288.9s^6 \\ & + (-196.0k_c/R + 439.0)s^5 \\ & + (-589.5k_c/R + 543.9)s^4 \\ & + (923.0k_c/R + 159.1)s^3 \\ & + (3056.0k_c/R + 12.83)s^2 \\ & + (316.8k_c/R)s \\ & + 2.100k_c/R = 0 \end{aligned}$$

この特性方程式をみるとグライドスロープ制御器のゲイン k_c と傾斜距離 R は一対になって k_c/R という形で係数中に現れているので、

$$k \equiv k_c/R$$

とおくと、特性方程式は、

$$\begin{aligned} & s^8 + 35.89s^7 + 288.9s^6 \\ & + (-196.0k + 439.0)s^5 \\ & + (-589.5k + 543.9)s^4 \\ & + (923.0k + 159.1)s^3 \\ & + (3056.0k + 12.83)s^2 \\ & + (316.8k)s \\ & + 2.100k = 0 \end{aligned}$$

と表される。

4. グライドスロープ制御器のゲインの選定

系の動特性は極の複素平面上での位置によって決まるので、ここではゲインの変化によって極が動く複素平面上での範囲の中で良好な応答特性を与え、かつ傾斜距離 R が変化しても安定が保持できるように、ゲイン k_c を定めることにする。

そのためにまず特性方程式からフルビッツの安定判別法を用いて制御系全体を安定にすることのできる k ($=k_c/R$) の値の範囲を求め、さらに R の値の変化を

考慮してそれがゲイン k_c のどのような値の範囲に対応するかを求め、もし一定の値のゲイン k_c で安定化できるならば、不安定な領域からできる限り離れた位置に極が来るように k を求め、ロバストな特性が得られるようにする。

フルビッツの安定判別法はつぎのようなものである。特性方程式が次式で与えられる制御系がある。

$$a_0 s^n + a_1 s^{n-1} + a_2 s^{n-2} + \dots + a_{n-1} s + a_n = 0$$

制御系が安定であるためには、つぎの2つの条件を満たさなければならない。

- (1) 特性方程式の係数 $a_0, a_1, a_2, \dots, a_{n-1}, a_n$ がすべて存在し、かつ正である。
- (2) n 次の係数行列式 Δ_n 、および a_1 を主座とする小行列式 Δ_i が ($i=1, 2, \dots, n-1$) がすべて正である。

$$\Delta_n = \begin{vmatrix} a_1 & a_3 & a_5 & a_7 & \dots & 0 \\ a_0 & a_2 & a_4 & a_6 & \dots & 0 \\ 0 & a_1 & a_3 & a_5 & \dots & 0 \\ 0 & a_0 & a_2 & a_4 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & \dots & \dots & a_n \end{vmatrix} > 0$$

$$\Delta_2 = \begin{vmatrix} a_1 & a_3 \\ a_0 & a_2 \end{vmatrix} > 0$$

$$\Delta_3 = \begin{vmatrix} a_1 & a_3 & a_5 \\ a_0 & a_2 & a_4 \\ 0 & a_1 & a_3 \end{vmatrix} > 0$$

$$\dots$$

$$\Delta_{n-1} > 0$$

この問題の場合にフルビッツの安定判別法を適用して制御系全体を安定にする k の範囲を求めると、

$$0 < k < 0.0480$$

である。上式に、 $k = k_c/R$ を代入すると、

$$0 < k_c/R < 0.0480$$

または、

$$0 < k_c < 0.0480R$$

となるが、 R の最小値を R_{\min} とすると、

$$0 < R_{\min} \leq R \leq R_0$$

であるから、

$$0 < k_c < 0.0480R_{\min}$$

とすれば、最低限の安定性は確保される。

ただし、 k_c を 0 や 0.048 の近くに選定した場合、少しでもパラメータ変動などがあると、安定性が損なわれる恐れがあるので、注意を要する。

つぎに、複素平面の左半平面で虚軸からどれだけ極の位置を離せるかを調べる。そのためには複素平面の虚軸を次第に左方に移動して、フルビッツの安定判別法を適用し、制御系全体を安定にする k の範囲が存在するかどうか調べればよい。 k の範囲が存在するときは、虚軸の移動量までは離せるが、存在しなくなったら離せないことになる。

例えば、虚軸を左に a 移動した場合、元の特性方程式に

$$s = \sigma - a$$

を代入してできる σ に関する特性方程式

$$\begin{aligned} & (\sigma - a)^8 + 35.89(\sigma - a)^7 \\ & + 288.9(\sigma - a)^6 \\ & + (-196.0k + 439.0)(\sigma - a)^5 \\ & + (-589.5k + 543.9)(\sigma - a)^4 \\ & + (923.0k + 159.1)(\sigma - a)^3 \\ & + (356.0k + 12.83)(\sigma - a)^2 \\ & + (316.8k)(\sigma - a) \\ & + 2.100k = 0 \end{aligned} \quad (17)$$

にフルビッツの安定判別法を適用し、 k の範囲を求めればよい。

例えば、虚軸を左に 0.02 移動した場合、元の特性方程式に

$$s = \sigma - 0.02$$

を代入してできる σ に関する特性方程式

$$\begin{aligned} & (\sigma - 0.02)^8 + 35.89(\sigma - 0.02)^7 \\ & + 288.9(\sigma - 0.02)^6 \\ & + (-196.0k + 439.0)(\sigma - 0.02)^5 \\ & + (-589.5k + 543.9)(\sigma - 0.02)^4 \\ & + (923.0k + 159.1)(\sigma - 0.02)^3 \\ & + (3056.0k + 12.83)(\sigma - 0.02)^2 \\ & + (316.8k)(\sigma - 0.02) \\ & + 2.100k = 0 \end{aligned} \quad (18)$$

にフルビッツの安定判別法を適用し、 k の範囲を求めればよい。この場合、 k の範囲は存在しないので左方に 0.02 は離せないことが分かる。

虚軸を左に 0.005 移動した場合、元の特性方程式に

$$s = \sigma - 0.005$$

を代入してできる σ に関する特性方程式

$$\begin{aligned} & (\sigma-0.005)^8 + 35.89(\sigma-0.005)^7 \\ & + 288.9(\sigma-0.005)^6 \\ & + (-196.0k+439.0)(\sigma-0.005)^5 \\ & + (-589.5k+543.9)(\sigma-0.005)^4 \\ & + (923.0k+159.1)(\sigma-0.005)^3 \\ & + (3056.0k+12.83)(\sigma-0.005)^2 \\ & + (316.8k)(\sigma-0.005) \\ & + 2.100k=0 \end{aligned} \quad (19)$$

にフルピッツの安定判別法を適用し、 k の範囲を求めると

$$0.000432 < k < 0.0467$$

である。上式に、 $k=k_c/R$ を代入すると、

$$0.000432 < k_c/R < 0.0467$$

であるから、

$$0.000432R_0 < k_c < 0.0467R_{\min}$$

となる。

同様にして得られた、左方への虚軸の移動量に a に対する、 k_c の範囲はつぎのようになった。

$a=0$	$0 < k_c < 0.0480R_{\min}$
$a=0.001$	$0.0000879R_0 < k_c < 0.0477R_{\min}$
$a=0.002$	$0.000175R_0 < k_c < 0.0475R_{\min}$
$a=0.003$	$0.000261R_0 < k_c < 0.0473R_{\min}$
$a=0.004$	$0.000347R_0 < k_c < 0.0470R_{\min}$
$a=0.005$	$0.000432R_0 < k_c < 0.0467R_{\min}$
$a=0.006$	$0.000516R_0 < k_c < 0.0465R_{\min}$
$a=0.007$	$0.000602R_0 < k_c < 0.0462R_{\min}$
$a=0.0072$	$0.000616R_0 < k_c < 0.0267R_{\min}$
$a=0.0073$	$0.000625R_0 < k_c < 0.0124R_{\min}$
$a=0.008$	$0.000683R_0 < k_c < 0.00310R_{\min}$
$a=0.009$	$0.000765R_0 < k_c < 0.00183R_{\min}$
$a=0.010$	$0.000849R_0 < k_c < 0.00147R_{\min}$
$a=0.011$	$0.000932R_0 < k_c < 0.00132R_{\min}$
$a=0.012$	$0.00102R_0 < k_c < 0.00125R_{\min}$
$a=0.013$	$0.00110R_0 < k_c < 0.00121R_{\min}$
$a=0.014$	$0.00118R_0 < k_c < 0.00120R_{\min}$
$a=0.01433$	解なし

つぎに R の変化を考慮してできる限り虚軸から離れた極の位置が得られ、かつ実現可能な k_c の値を求める。

上の結果から各 a の値に対して実現可能な R_0 と R_{\min} の関係は k_c の最小値は最大値より大きくなければならないことから、つぎのようになる。

$a=0$	$R_0/R_{\min} < \infty$
$a=0.001$	$R_0/R_{\min} < 542$
$a=0.002$	$R_0/R_{\min} < 271$
$a=0.003$	$R_0/R_{\min} < 181$
$a=0.004$	$R_0/R_{\min} < 135$
$a=0.005$	$R_0/R_{\min} < 108$
$a=0.006$	$R_0/R_{\min} < 90.1$
$a=0.007$	$R_0/R_{\min} < 76.7$
$a=0.0072$	$R_0/R_{\min} < 43.3$
$a=0.0073$	$R_0/R_{\min} < 19.8$
$a=0.008$	$R_0/R_{\min} < 4.53$
$a=0.009$	$R_0/R_{\min} < 2.39$
$a=0.010$	$R_0/R_{\min} < 1.73$
$a=0.011$	$R_0/R_{\min} < 1.41$
$a=0.012$	$R_0/R_{\min} < 1.22$
$a=0.013$	$R_0/R_{\min} < 1.10$
$a=0.014$	$R_0/R_{\min} < 1.01$
$a=0.01433$	解なし

文献2)によれば、 R の最大値 R_0 は約 10000 m で R の最小値 R_{\min} は約 500 m であるので、この値で検討する。

$$R_0/R_{\min} = 10000/500 = 25.0$$

であるから、実現可能な a の最大値は約 0.0072 付近にある。

また、各 a の値に対する k_c の範囲は

$a=0$	$0 < k_c < 0.0480R_{\min}$
$a=0.001$	$0.879 < k_c < 23.85$
$a=0.002$	$1.75 < k_c < 23.75$
$a=0.003$	$2.61 < k_c < 23.65$
$a=0.004$	$3.47 < k_c < 23.5$
$a=0.005$	$4.32 < k_c < 23.35$
$a=0.006$	$5.16 < k_c < 23.25$
$a=0.0072$	$6.16 < k_c < 13.35$
$a \geq 0.0073$	解なし

となる。

ゲインの大きい方の限界は $a=0.006$ までは a の値が変わってもほとんど変わらないが、 $a=0.007$ からは a を少し変えると、急に大きく変わることには注意しなければならない。

5. 数値計算による制御系の応答の確認

数値計算により制御系の応答を確認する。

計算に用いたゲインは適当な値を中心としてかなり

小さなものと、大きなものとであり、つぎの3通りである。

- $k_c=4$
- $k_c=13$
- $k_c=50$

計算の初期条件は航空機のグライドスロープ送信機からの地上距離が 10000 m でグライドスロープの中心線から上方に 100 m 離れて ($d=100$ m) いて、その他の状態変数はすべて零とし、終了条件は航空機の地上距離が 500 m になったときとした。

図4は横軸に地上距離 (m)、縦軸に高度 (m) をとり、グライドスロープとともに、航空機が辿った軌跡を示したものである。

$k_c=13$ では航空機はオーバーシュートなしに、地上距離約 8500 m でほぼグライドスロープに乗り、その後はほぼグライドスロープに沿って降下している。

$k_c=4$ では航空機はグライドスロープに次第に近づいて行くが、近づき方が非常に遅く、初めてグライドスロープに乗るのは地上距離約 3000 m のときである。

$k_c=50$ では航空機は2回のオーバーシュートした後、地上距離約 8500 m でほぼグライドスロープに乗り、その後はグライドスロープに沿って降下しているが、地上距離約 1000 m を過ぎるからはグライドスロープから振動しながら離れていく不安定な傾向が見られる。

図5は横軸に時間 (s) 縦軸に飛行経路角 (度) をとり、グライドスロープカップルド制御を始めてからの飛行経路角 γ の時間推移を示したものである。

これがグライドスロープの傾斜角 γ_0 ($=2.5^\circ$) の符号を変えたもの ($-\gamma_0$) に一致すれば航空機はグライドスロープ上をまたはグライドスロープに平行な経路上を降下していることになる。

$k_c=13$ では航空機の飛行経路角は1周期振動した後、時間約 40 秒でほぼ -2.5° になり、その後はそれを保持している。

$k_c=4$ では航空機の飛行経路角は最初数秒で -2.5° になるが、そのまま約 60 秒のときの約 -3.5° まで行きすぎていき、その後再び、ゆっくりと -2.5° に近づいて行くが、最後まで -2.5° にはなっていない。

$k_c=50$ では航空機の飛行経路角は2周期振動した

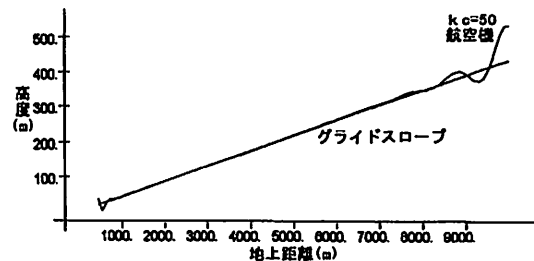
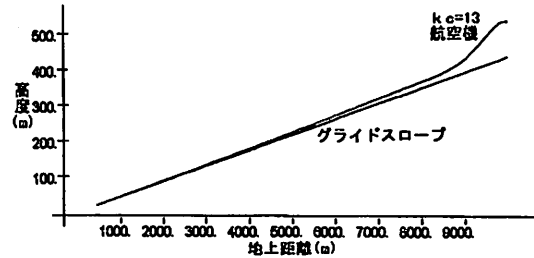
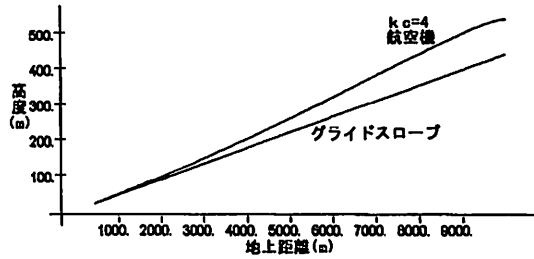


図4 航空機の経路応答

後、時間約 40 秒でほぼ -2.5° になり、その後はそれを保持しているが、 $k_c=13$ のときと比べてオーバーシュートが大きく、時間約 135 秒を過ぎてから、不安定になり、 -2.5° から離れるような発散振動を起こしている。

なお、3通りのゲインについての傾斜距離 R が 10000 m と 500 m のときの制御系の実数部が最大の固有値はつぎのようになっていた。

$k_c=4$ で R=10000 のとき	-0.00463
R=500 のとき	-0.00741
$k_c=13$ で R=10000 のとき	-0.0113
R=500 のとき	-0.00720
$k_c=50$ で R=10000 のとき	-0.00761
R=500 のとき	+0.186

$k_c=4$ で R=10000 のとき実数部が最大の固有値は

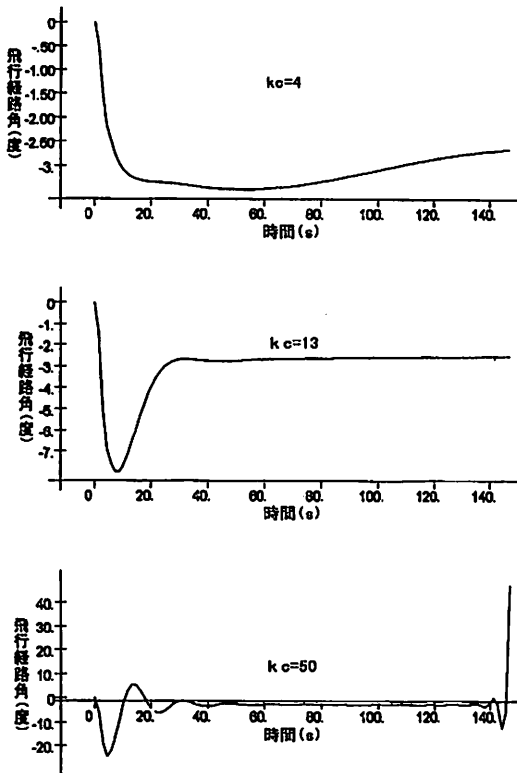


図5 航空機の経路角の時間経過

負であるが、 $k_c=13$ と $k_c=50$ に比べて絶対値が小さいので、グライドスロープに乗るのが遅くなることが分かる。

$k_c=13$ では実数部が最大の固有値が虚軸から 0.0072 以上離れているのが分かる。また、 $R=10000$ のとき実数部が最大の固有値は負で $k_c=4$ と $k_c=50$ に比べて絶対値が大きいため、早くにグライドスロープに乗ることが分かる。特に制御の開始時に実数部が最大の固有値は負で絶対値が大きいため必要であることに注意する必要がある。 $k_c=50$ では $R=10000$ のときは実数部が最大の固有値は負で絶対値も $k_c=4$ に比べて大きいが、 $R=500$ のとき $+0.186$ であり、明らかに不安定である。

6. あとがき

本報告では ILS グライドスロープカップルド制御系のシンセシスについて記した。

ILS グライドスロープカップルド制御系のパラメー

タにはグライドスロープ送信機から航空機までの傾斜距離が含まれている。航空機はグライドスロープ送信機に向かって飛行するので、この距離は時間の経過とともに、次第に小さくなる。それで、制御系のゲインが一定であるとする、ある時間には航空機のグライドスロープ追従が良好であったとしても、時間が経過するとグライドスロープ追従が不良になる場合がある。したがって、制御系のゲインの選定は、航空機がグライドスロープ上を飛行する全時間範囲のパラメータ変化を考慮して行わなければならない。

本研究では、ある航空機を例にしてとりあげ、この制御系のパラメータの時間変化を考慮したフィードバックゲインの選定手順を検討した。

ここでは、まず従来の比較的簡単なグライドスロープカップルド制御系の構成を用いて、航空機がグライドスロープ上を飛行する全時間範囲にわたって良好なグライドスロープ追従を行うように、指令ピッチ角を生み出す ILS グライドスロープカップルド制御器(カップラ)のゲインを選定する手順を紹介した。

状態フィードバックの場合と違って、この1つのゲインの選定だけでは、指定した位置に極を配意することはできないが、このゲインの選定によって可能な極の配置の中で最も良好なゲインの選定することによって、良好なグライドスロープ追従を与えることができる。

最後に、求めたゲインを用いて、数値計算により制御系の応答を確認した。傾斜距離が大きく変化するにもかかわらず、グライドスロープによる着陸進入中終始良好なグライドスロープ追従特性が得られることが確かめられた。

本方法でゲインの系統的な選定方法が確立された。

ただし、ただ一つのゲインの調整だけでは、応答の改善には限界があるので、今後は傾斜距離以外のパラメータの変動なども考慮して、2つ以上のゲインが調整可能な場合など、従来のグライドスロープカップルド制御系の構成にとらわれない制御系の構成も検討していきたい。

参考文献

- 1) D. McLean: Automatic Flight Control Systems. Prentice Hall, 1990
- 2) J.H. Blakelock: Automatic Control of Aircraft and Missiles. Wiley, 1991
- 3) 塚原鶴夫: 航空宇宙機器学入門, 第一工業大学・航空工学科, 1987