

卒業論文要旨

曲線進入経路に追従する自動飛行制御系の設計 Automatic flight control design for curved approach route

システム工学群

機械・航空システム制御研究室 1180166 村田 悠

記号の説明

γ	: 経路角[deg]
θ	: ピッチ角[deg]
q	: ピッチ角速度[rad/s]
α	: 迎角[deg]
V_{c0}	: 初速度[m/s]
x_e	: 距離[m]
U_0	: X軸方向速度[m/s]
w	: Z軸方向速度[m/s]
δ_e	: エレベータ舵角[deg]
δ_t	: 推力[N]

1. 緒言

現在、霧など視界不良の際、日本の空港の多くは自動着陸システム ILS (Instrument Landing System) により行われているが、ILS は着陸進入時に直線距離を十分にとる必要があり、山や谷などの複雑な地形の多い空港では精密な着陸進入が困難である。また GPS は山や都市部では位置情報に誤差が生じやすく、GPS の位置情報だけで着陸を行うことは難しい。しかし宇宙分野の技術の進歩は著しく、GPS の位置情報を地上から補正するシステム GBAS (Ground-Based Augmentation System) の運用が 2020 年、羽田空港にて開始される予定である。GBAS は最終直線部の短い曲線進入が可能となるため障害物の多い地域や都市制限区域の回避、経路短縮による燃費向上、ILS と異なり一つのシステムで複数の飛行経路を設定することができるため、混雑化する昨今の航空交通事情の緩和が期待される。⁽³⁾複数の滑走路に使用可能なため運用効率、コスト面においても期待されている。また、日本では準天頂衛星「みちびき」による静止衛星から GPS の精度や安全性を向上させるシステムである SBAS (Satellite Based Augmentation System) として日本版 SBAS(MSAS)が 2020 年に本格的に運用されることから位置情報のさらなる向上が推測される。⁽⁴⁾

本研究では近い将来、さらに正確な位置情報が得られるようになることを踏まえ、周囲に複雑な地形を有する空港でも効率的に着陸可能な曲線経路に追従できる制御システムの構築を目指す。

2. 航空機の線形モデルの構築

航空機の制御のためには機体の運動モデルが必要不可欠である。本稿では線形制御理論を適用するため、はじめに線形モデルを構築する必要がある。

航空機の線形モデルを構築するにあたって力とモーメントのつり合いが取れたある定常飛行状態を仮定する必要がある。つり合い飛行は直線定常飛行を考え、エレベータの舵角調整やスロットルレバーの調整によってつり合い位置を保つ。定常飛行となるための条件は加速度、角速度、角加速度のすべてが 0 になることである。

2.1 定常飛行状態の計算

本研究では NASA-CR2144 に示されているボーイング 747-200 型機の着陸進入形態モデルを用いて定常飛行状態を求める。

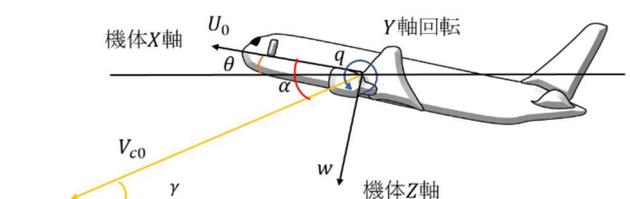


Fig. 1 Definition of variables on body axes

Table 1 Conditions of landing

Altitude	Angle of attack [deg]	True Airspeed [m/s]
sea level	8.5	67.4

着陸形態モデルの条件を表 1 に示す。着陸速度は失速速度の 1.2 倍である。表 1 の条件で着陸時の高度 $h=300$ [m]、目標経路角 $\gamma=0.05$ [rad] (2.86 [deg]) となる定常飛行状態を維持するために必要なエレベータ舵角 δ_e [deg] と推力 δ_t [N] を求める。調節すべきパラメタ $\xi \in R^r$ とトリムの条件の間に式(1)の関係があるとき、式(2)に適切な初期値を与え繰り返し計算により解を計算する。 f は状態量の変化率を求める関数であり、トリム条件はこの関数の縦に起因する q , u , w の変化率、すなわちピッチ角加速度、X軸方向加速度、Z軸方向加速度の値が 0 となることであるので 3 つの値、全てが 0 になるまで繰り返し計算を行うことでトリム入力を得る。ここでのヤコビ行列は適当な変化前と後の差分値を与えて縦に関する f の変化率とした数値微分により定義する。

$$f(\xi_i) + \left[\frac{\partial f}{\partial \xi} \right]_{\xi=\xi_i} (\xi_{i+1} - \xi_i) \approx 0 \quad (1)$$

$$\xi_{i+1} = \xi_i - \left[\frac{\partial f}{\partial \xi} \right]_{\xi=\xi_i}^{-1} f(\xi_i) \quad (2)$$

2.2 線形モデルの構築

トリム計算結果をもとに線形モデルを構築する。通常状態方程式は

$$dX/dt = F(X, U) \quad (3)$$

と表されるが定常飛行状態は時不変なため

$$dX/dt = AX + BU \quad (4)$$

と表すことができる。ただし、状態量と入力は

$$X = [u \ w \ q \ \theta]^T \quad (5)$$

$$U = [\delta_e \ \delta_t]^T \quad (6)$$

である。中心差分法を用いた数値計算を行い、A 行列と B 行列を求める。求められた定常状態の線形モデルを用いて Runge-Kutta 法によりシミュレーションを行った結果を図 2 に示す。

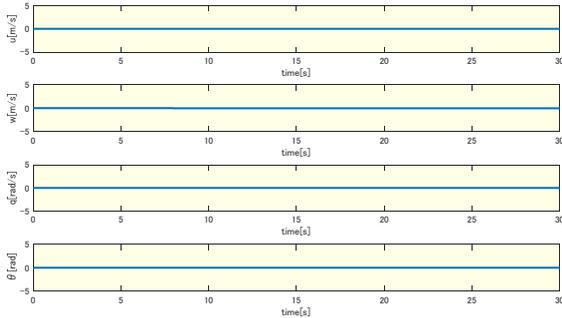


Fig. 2 Longitudinal simulation with steady linear model

縦のすべての状態量が時間によって変化しないことから定常飛行状態のモデルが正しく得られたことが確認できる。

3. 縦の自動制御

航空機の運動は縦の運動と横・方向の運動に分けられる。典型的な縦の自動制御として、ピッチ姿勢角制御、高度制御、着陸制御などが挙げられる。航空機のそのもののダイナミクスを表す伝達関数は、式(4)の線形モデルから求めることができる。

3.1 姿勢角制御系

姿勢角制御系のブロック線図を図 3 に示す。

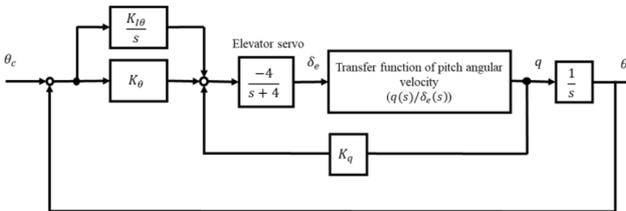


Fig. 3 Block diagram of attitude control system

姿勢角 θ をフィードバックして姿勢角誤差を小さくする比例制御に、姿勢角の微分値である q をフィードバックする微分制御を加える。ゲイン K_θ および K_q はインナーループを閉じた場合の根軌跡から求めた。その根軌跡を図 4 に示す。

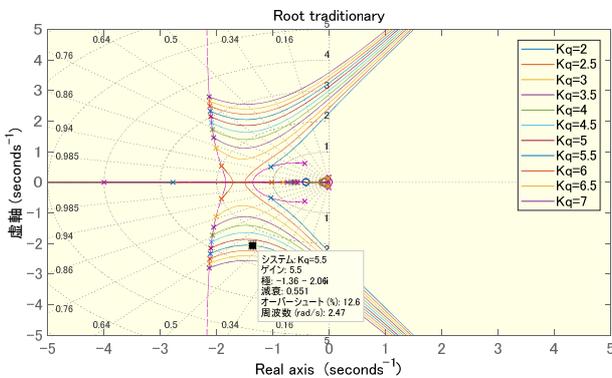


Fig. 4 Root locus of pitch control system

K_q を 2 から 7 まで 0.5 刻みで与えたときの、 K_θ の変化による根軌跡図である。これらの根軌跡上で望ましい特性が得られるゲインを求めた結果、 $K_q = 5.5, K_\theta = 5.5$ のときに

閉ループ極 $-1.36 \pm 2.06j$ 、固有振動数 $\omega_{np} = 2.47$ 、減衰係数 $\zeta = 0.551$ となり良好な特性が得られることが分かった。また定常偏差を小さくするためゲイン $K_{I\theta}$ により積分制御を行い PID 制御とした。これらのゲインを図 3 のブロック線図に設定し、目標ピッチ角 3 度を与えた場合のシミュレーション結果を図 5 に示す。目標値へ良好に追従していることから姿勢制御系が適切に設計されたことが確認できる。

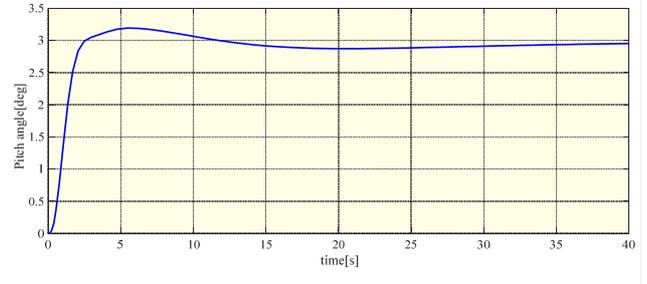


Fig. 5 Pitch position angle time response

3.2 高度制御系

次に、前節で設計した姿勢制御系を用いて高度制御系について検討する。図 6 に航空機の制御において一般的に用いられる高度制御系のブロック線図を示す。

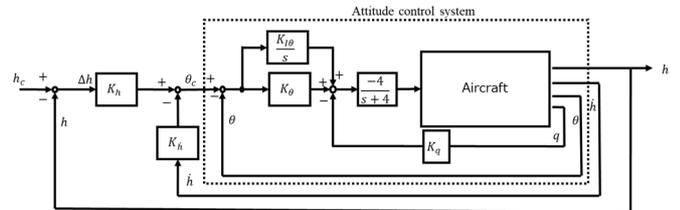


Fig. 6 Block diagram of altitude control system

高度の微分値は式(6)に示すようにピッチ角と迎角により表される。

$$\dot{h} = V_{c0} \sin \gamma \approx V_{c0} (\theta - \alpha) \quad (6)$$

図 6 より目標値 h_c と高度 h との誤差に比例ゲイン K_h をかけた値と \dot{h} に微分ゲイン $K_{\dot{h}}$ をかけた値との差から姿勢制御系への指令信号 θ_c を生成する。制御方法は姿勢制御系の場合と同様に、高度 h をフィードバックする比例制御と高度の微分値である \dot{h} をフィードバックする微分制御からなる。ゲイン $K_h, K_{\dot{h}}$ の選定についても同様に根軌跡から求める。 K_h のループを開け、 $K_{\dot{h}}$ のループを閉じた場合の根軌跡を図 7 に示す。

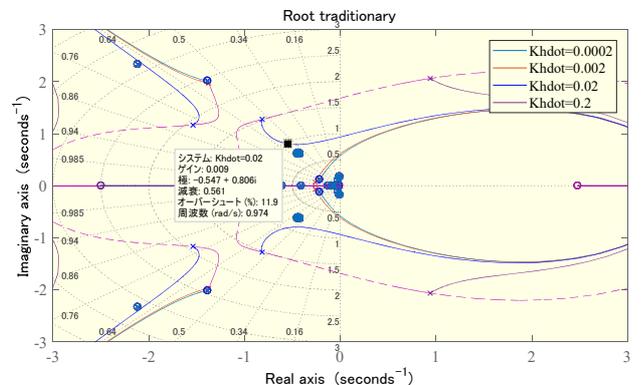


Fig. 7 Root locus of altitude control system

これは、 $K_{\dot{h}}$ を 0.0002 から 0.2 まで 10 倍ごとに与えたときの、 K_h の変化による根の位置変化である。 $K_h = 0.009, K_{\dot{h}} = 0.02$ で閉ループ極 $-0.547 \pm 0.806j$ 、固有振動数 $\omega_{np} =$

0.974, 減衰係数 $\zeta = 0.561$ となり良い特性が得られた. 図 8 に目標高度 10[m]への制御結果を図 8 に示す.

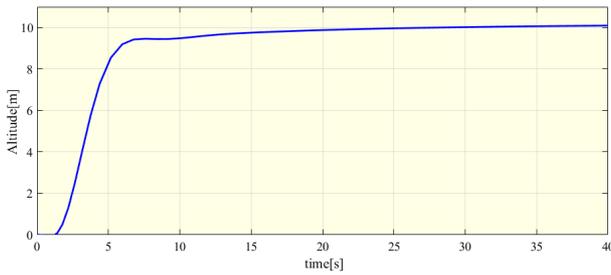


Fig. 8 Time response of altitude

目標高度 10[m]に良好に追従していることが分かる. これより高度制御系が適切に設計されたことが確認できる.

3.3 着陸制御

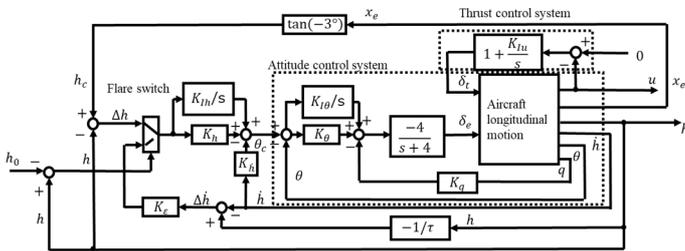


Fig. 9 Block diagram of landing control system

着陸制御を行うためのブロック線図を図 9 に示す. 着陸制御は推力制御とフレア制御があり, 推力制御は K_{ru} による積分制御で速度を一定に保つ操作を行っている. また進入経路に沿った降下を行うためにフレアへの切り替え前は前節で示した高度制御系において, 目標高度は滑走路端からの任意の距離に対して 3 度の進入経路に乗る高度とした. フレア制御は航空機が地面に接地する際, 機首を上げることで降下率を下げ衝撃を抑える制御のことを指す. フレア軌道は h_0 を初期高度として

$$h = h_0 e^{-t/\tau} \quad (6)$$

と指数関数で表される. また,

$$\dot{h}_c = -h/\tau \quad (7)$$

を利用し, $\Delta h = \dot{h}_c - \dot{h}$ を生成し, ゲイン K_e をかけることで姿勢信号としている. K_e の選定はブロック線図を *simulink* で作成し, K_e を 0 から 1.8 まで 0.2 刻みで変化させたそれぞれの図を見て判断した. それぞれのゲインに対するフレア制御の結果を図 10 に示す.

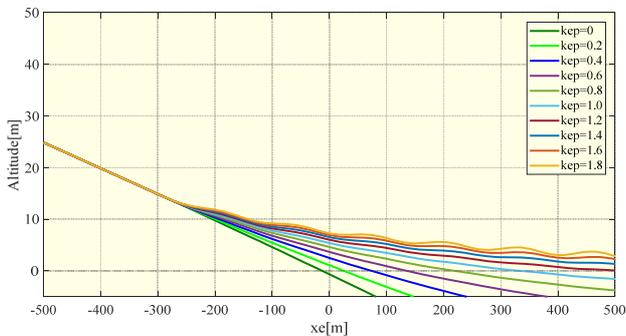


Fig. 10 Relationship between fare path and K_e

K_e が 1.2, 1.4 の時のとき, 高度がほぼ 0 に収束していること

が分かる. 1 未満の場合, 高度が負になり接地面に衝突してしまう状態となり, また 2 以上となると収束せず振動する結果となった. また K_e が 1.2, 1.4 の時のピッチ角とエレベータ舵角の応答を図 11, 12 に示す.

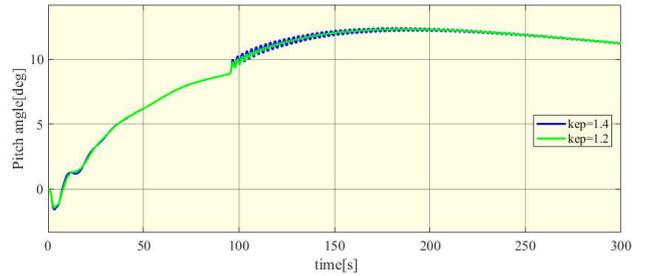


Fig. 11 Time response of pitch angle

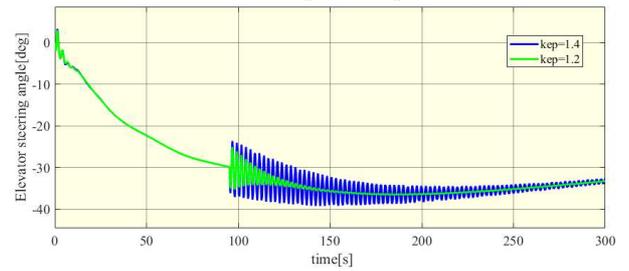


Fig. 12 Time response of elevator steering angle

図 11, 12 から約 100 秒のあたりでフレア軌道に移行し, フレア制御を始めているのが分かる. ピッチ角に関しては $K_e = 1.2, 1.4$ どちらも微小の振動がみられるものの差はなく, エレベータ舵角に関しては $K_e = 1.4$ の時, 振動が大きくなっており, $K_e = 1.2$ の時は微小の振動にとどまっている. この結果からフレア制御系のゲインを $K_e = 1.2$ と決定し, 高度 300m から 3 度の経路角に沿う降下経路を目標経路として制御を行った結果を図 13 に示す.

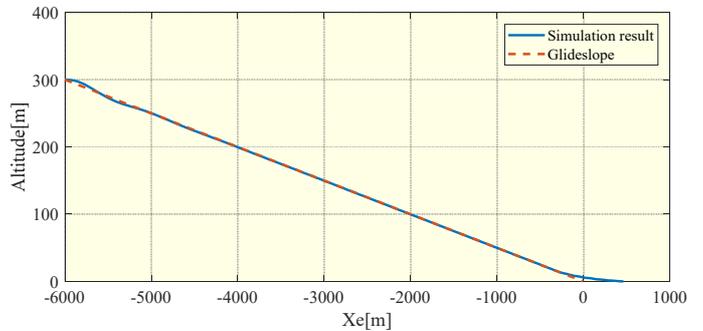


Fig. 13 Decent path by designed automatic landing control system

破線で示す 3 度の目標経路はグライドスロープと呼ばれ, 着陸時, 旅客機や貨物機などの定期便はすべてこの経路に沿うように制御される. 本解析結果では, はじめの部分で過渡的な誤差が若干生じるが目標経路に追従した後はフレア軌道にスムーズに移行し接地している. したがって, 縦の運動のみを考慮した自動着陸制御系を設計することができた.

4. 謝辞

本研究を行うにあたり, ご指導をいただきました指導教員の高知工科大学 原田 明徳 講師, 岡 宏一 教授に深く感謝いたします. また多くのアイデアや意見をいただいた機械・航空システム制御研究室の皆様にも深く感謝いたします.

5. 結言

任意の目標経路に自動で追従し着陸する制御系を構築するため、本研究では縦の姿勢制御系および高度制御系からなる自動着陸制御系の設計を目的とした。フレア開始時にエレベータ舵角に振動がみられたが、グライドスロープには良好に追従していることから縦の自動着陸制御系を適切に設計することができた。今後は3次元空間に設定された任意の経路に追従する自動飛行を実現できるよう、横・方向の運動についてヨーダンパ、ロール角制御系、方位角制御系を設計することが課題である。

6. 参考文献

- (1) 嶋田有三・佐々木修一 “飛行力学” 森北出版(2017), pp. 143-146, pp. 236-241.
- (2) 加藤寛一郎, 大屋昭男, 柄沢研治 “航空機力学入門” 東京大学出版会(2012), pp. 1-14.
- (3) 船引浩平, 津田宏果, “GBAS をもちいた曲線進入～高密度運航の実現に向けて～”, 日本航空宇宙学会誌, 64 巻, 9 号(2016), pp. 275-279.
URL: http://doi.org/10.14822/kjsass.64.9_275
- (4) 国土交通省, “航空局における GBAS・SBAS の整備について”
URL: http://www.aopa.jp/japanese2007/giryouiji/aopaj_giryouiji_tokutei/web-content/sbas_gbas.pdf