

はじめに

筆者は、メーカにおいて70年代前半から30年以上、航空機の設計に携わった経験を持つ。制御工学は大学で一般科目として習った程度で、会社では特に制御の専門家というわけではなかった。当時の航空機はダンパーといわれる簡単な安定増加装置が付いているだけで基本的には機械式の操縦システムであった。ダンパーがない状態での飛行特性が重要視され、著者はその飛行特性の担当になった。その後、ようやく日本でもコンピュータ制御による電気式操縦装置(フライ・バイ・ワイヤ)の航空機が開発されることになり、著者は当時本社にあった制御技術課にて制御の勉強をしてくるよう命じられた。半年後に戻ると、フライ・バイ・ワイヤ研究機のプロジェクトに配属された。それ以降、コンピュータ制御によって不安定な航空機を安定に飛行させる制御則設計の仕事を約30年携わることになる。

このように、著者は本格的に制御の勉強をしたのは会社に入ってからである。当時はいわゆる“現代制御”理論の発展期であり、ベクトルや行列の数式が華々しく展開されて、制御の専門書も初学者には難しいものが多かった。従来の制御工学の手法は、いわゆる“古典制御”というレッテルが貼られて、論文や学会発表では重要視されなくなった。

一方、産業界では少し状況が違っていた。発展途上の現代制御理論は実際の設計の現場ではあまり使われなかった。実際の製品においては、何よりも安全であることが優先されるからである。特に、航空機の飛行制御系は実証済みの技術しか採用されなかった。

80年代の後半になると、産業界も状況が少し変化した。制御系の解析がパソコンで比較的簡単に解けるようになったからである。論文などの例題も、自分のパソコンで解いて結果を確かめることができるようになったことで、現代制御理論で設計した結果も徐々に受け入れられるようになった。このころから、産業界からの学会発表にも現代制御理論による設計結果が多くみられるようになった。その現代制御理論を用いると安定な解が得られるので、安定性の議論よりは従来理論の結果よりも応答特性が良くなるとの報告、すなわち、「とにかく現代制御

はじめに

理論で設計してみました」のような発表が多かった。著者は、学会に出席した際にとどき発表者につぎのような質問をした。「その設計結果の極・零点はどのへんにあるのですか?」と。このときの回答でもっとも多かったのが、「計算してありません」だった。恐らく、従来の“古典制御”による設計であれば、システムの極・零点はしっかりと計算しているはずである。

このような背景から、著者は最近、制御工学について次の2つのことを心配している。その1つは、いわゆる“現代制御理論”による解析手法が制御系解析ソフトによって簡単に解が出せるようになったことで、従来から古典制御では基本的な特性として検討してきた極・零点、根軌跡、安定余裕などを確認しない設計者が多くなったことである。いくら理論的に安定が保証されていても、自分が設計したフィードバック補償器が制御対象の特性にどのような影響を及ぼしているのか、例えばゲインを2倍にしたら極はどのように動くのか、などを把握していなければ実システムで不具合が出た際にトラブルシュートもできなくなる。

もう1つは、制御工学の教科書についてである。制御工学は設計技術者にとって必須の知識となっているが、制御は難しいと感じている学生が多いのは残念である。確かに制御工学の教科書を開くと難しい数式が並んでいたり、複素数の複雑な数式を手計算させられたり、どんなに有用であるかを理解する前に嫌いになってしまう。また、実際の設計現場では使わないようなラウス、フルビッツの安定判別法などをいまだに詳細に説明している教科書も多い。制御系が安定であるかどうかは、解析ツールを用いて自分のパソコンで簡単に計算できる時代である。制御解析は電卓の \sin , \cos の計算道具と同じように、エンジニアとしての1つのツールとして身につけてほしいものである。

そこで本書では、航空機の飛行制御問題を題材として、制御工学が実際に役に立つことを理解してもらうことに重点を置いている。航空機の制御系は絶対に安全でなければならない。設計した制御系はゲイン変動に対しても十分な安定余裕を持つように極・零点を配置することが重要である。本書によって、安全な制御系を設計する能力を身につけていただき、制御が役に立つことを実感していただけたら幸いである。

最後に、本書の執筆に際しまして、特段のご尽力をいただいた技報堂出版の石井洋平氏にお礼申し上げます。

2014年1月

片柳亮二

第 1 章 航空制御工学の基礎

航空制御工学とは、航空機が安定に飛行できるような飛行制御装置を設計するための制御工学である。航空機の飛行制御装置は、絶対に安全でなければならない。そのためには、制御系の構造がシンプルであり、制御系の特性が変動した際にシステムの特性格根(極)がどのように移動するのか、また安定が保てなくなる限界はどのくらいなのかなどが明確でなければならない。運動性能が良くても、制御系の構造が複雑で状態の変動に対して極の動きを明確に把握できなければ安定度が不明であり、航空機の飛行制御系としては採用できない。このような背景から、本書では航空機の飛行制御系の基本である極の動きをしっかりと捉えた設計法を具体例により説明していく。本章ではまずその基礎的事項について述べる。

1.1 制御系の特性を表す方法

(1) ラプラス変換と伝達関数

一般的に制御系の問題は、次のような時間領域における連立微分方程式を解く必要がある。状態変数 2 個の場合について具体的な扱い方について述べる。

$$\begin{cases} \dot{x}_1(t) = a_{11}x_1(t) + a_{12}x_2(t) + b_1u(t) \\ \dot{x}_2(t) = a_{21}x_1(t) + a_{22}x_2(t) + b_2u(t) \end{cases} \quad (1.1-1)$$

ここで、 $\dot{x} = dx/dt$ と略記している。(1.1-1)式は線形の微分方程式であるので解析的に解を得ることは可能であるが、時間領域で解を求めることは複雑である。そこで、ラプラス変換という手法を用いて時間空間から複素数のラプラス空間に持ち込むと、連立微分方程式が単なる連立 1 次方程式に変換でき、その取り扱いが格段に容易になる。

ラプラス変換とは、 $t \geq 0$ で定義される時間関数 $f(t)$ に対して、次式

$$F(s) = \int_0^{\infty} f(t)e^{-st} dt \quad (1.1-2)$$

表 1.1-1 制御に必要なラプラス変換表

時間関数 $f(t)$	ラプラス変換 $F(s)$
時間微分 $\frac{df(t)}{dt}$	$sF(s)$, ただし $f(0) = 0$
時間積分 $\int_0^t f(\tau)d\tau$	$\frac{1}{s} F(s)$
初期値の定理 $\lim_{t \rightarrow 0} f(t)$	$\lim_{s \rightarrow \infty} sF(s)$
最終値の定理 $\lim_{t \rightarrow \infty} f(t)$	$\lim_{s \rightarrow 0} sF(s)$

で定義される複素数 s の関数 $F(s)$ で表すことである。このラプラス変換は、数学的には複素数を用いた難しい理論であるが、実際に制御に使われるラプラス変換としては表 1.1-1 に示す変換表だけで十分である。時間空間における微分方程式である (1.1-1) 式をラプラス変換すると、時間空間からラプラス空間に変換されてその取り扱いが容易になる。その理由を次に示す。いま、(1.1-1) 式の微分方程式の右辺の x_1 を変位と仮定すると、左辺の \dot{x}_1 は速度であり、変位と速度とは全く独立した状態量であるために時間空間においては両者をまとめることはできない。これに対して、表 1.1-1 に従って (1.1-1) 式を初期値は 0 と仮定してラプラス変換すると、次のようにラプラス空間上の関係式に変換される。

$$\begin{cases} sX_1(s) = a_{11}X_1(s) + a_{12}X_2(s) + b_1U(s) \\ sX_2(s) = a_{21}X_1(s) + a_{22}X_2(s) + b_2U(s) \end{cases} \quad (1.1-3)$$

ここで、 $X_k(s)$ および $U(s)$ は $x_k(t)$ および $u(t)$ のラプラス変換である。

ラプラス変換された (1.1-3) 式においては、左辺と右辺の $X_k(s)$ は同じものとなるので、次のようにまとめることができる。

$$\begin{cases} (s - a_{11})X_1(s) - a_{12}X_2(s) = b_1U(s) \\ -a_{21}X_1(s) + (s - a_{22})X_2(s) = b_2U(s) \end{cases} \quad (1.1-4)$$

すなわち、この式は単なる連立 1 次方程式であるので、次のように行列で表すことができる。

第2章 最適制御を用いた制御系設計

本章では、最適制御を用いて制御系を設計する方法について例題を通して学ぶ。

2.1 極配置法による制御系設計

極配置法について概略説明する。

いま、制御対象のシステム状態行列 A の特性方程式が次式で表されるとする。

$$|sI - A| = s^n + a_n s^{n-1} + \dots + a_2 s + a_1 \quad (2.1-1)$$

この係数 a_1, \dots, a_n を用いて次の行列 W および可制御性行列 U_c をつくる。

$$W = \begin{bmatrix} a_2 & a_3 & a_4 & \dots & a_n & 1 \\ a_3 & a_4 & \dots & \ddots & \ddots & 0 \\ a_4 & \dots & \ddots & \ddots & \ddots & \vdots \\ \vdots & a_n & 1 & 0 & \dots & 0 \\ a_n & 1 & 0 & \dots & \dots & 0 \\ 1 & 0 & \dots & \dots & \dots & 0 \end{bmatrix}, \quad U_c = (b \quad Ab \quad A^2b \quad \dots \quad A^{n-1}b) \quad (2.1-2)$$

これらから、次の変換行列 T が得られる。

$$T = U_c W \quad (2.1-3)$$

次に、新しく配置したい極を $\lambda_1, \dots, \lambda_n$ とし、このときの特性多項式が次式で表されるとする。

$$(s - \lambda_1) \cdot (s - \lambda_2) \cdot \dots \cdot (s - \lambda_n) = s^n + d_n s^{n-1} + \dots + d_2 s + d_1 \quad (2.1-4)$$

このとき、フィードバック制御則

$$u = -Fx \quad (2.1-5)$$

のゲイン F は次式で与えられる。

$$F = (d_1 - a_1 \quad d_2 - a_2 \quad \dots \quad d_n - a_n) \cdot T^{-1} \quad (2.1-6)$$

例題 2.1-1 極配置法による航空機のラダー系の安定化

図 2.1-1(a) は、極配置法による航空機のラダー系安定化の例題である。航空機の運動状態 (β, p, r, ϕ) フィードバックによって、 $s = -0.5, -1 \pm j, -1.5$ に極配置せよ。

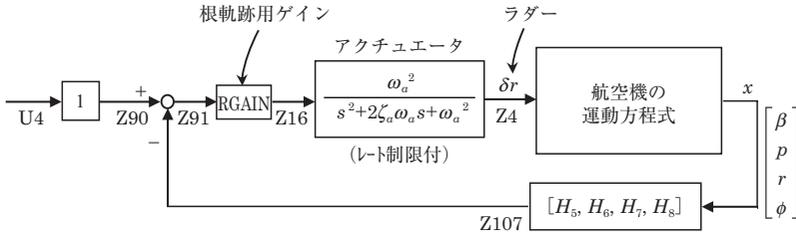


図 2.1-1(a) 極配置法による航空機のラダー系の安定化

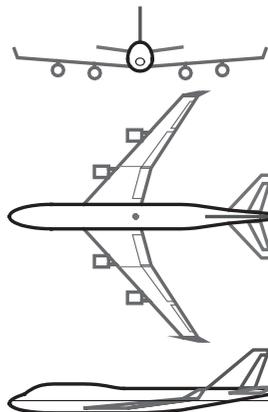
ここでは、表 2.1-1(a) および表 2.1-1(b) に示す大型旅客機の横・方向系のデータを用いる。

表 2.1-1(a) 大型旅客機の諸元

$S = 0.51100E+03 (m^2)$	$CBAR = 0.83200E+01 (m)$	$H_p = 0.15000E+04 (ft)$
$W = 0.25500E+06 (kgf)$	$qbarS = 0.22996E+06 (kgf)$	$ROU = 0.11952E+00 (kgf \cdot s^2/m^4)$
$V = 0.86778E+02 (m/s)$	$VKEAS = 0.16500E+03 (kt)$	$b = 0.59640E+02 (m)$
$I_x = 0.18980E+07 (\Rightarrow)$	$I_z = 0.59592E+07 (\Rightarrow)$	$I_{xz} = 0.11410E+06 (kgf \cdot m \cdot s^2)$
$CL = 0.11089E+01 (-)$	$ALP = 0.62505E+01 (deg)$	$XCG = 0.25000E+00 (-)$

表 2.1-1(b) 空力係数

(CG=25%)	(プライムド有次元)
$Cy\beta = -0.168000E-01$	$Y\beta' = -0.980399E-01$
$Cy\delta r = 0.305000E-02$	$Y\delta r' = 0.177989E-01$
$Cl\beta = -0.386000E-02$	$L\beta' = -0.157930E+01$
$Cl\delta a = -0.800000E-03$	$L\delta a' = -0.332498E+00$
$Cl\delta r = 0.120000E-03$	$L\delta r' = 0.346635E-01$
$Clp = -0.450000E+00$	$Lp' = -0.112446E+01$
$Clr = 0.101000E+00$	$Lr' = 0.236807E+00$
$Cn\beta = 0.262000E-02$	$N\beta' = 0.315277E+00$
$Cn\delta a = -0.110000E-03$	$N\delta a' = -0.208727E-01$
$Cn\delta r = -0.190000E-02$	$N\delta r' = -0.249901E+00$
$Cnp = -0.121000E+00$	$Np' = -0.117226E+00$
$Cnr = -0.300000E+00$	$Nr' = -0.232730E+00$



第3章 Z接続法ゲイン最適化による制御系設計

本章では、制御系にフィルタやフィードバックゲインを挿入して、制御系が安定となるようにフィルタの時定数およびゲインを最適化することで制御系設計を行う方法について述べる。この設計手法は、次のように2段階で行う。まず、第1章で述べたように制御系の各要素の入出力にZ番号を与えて、それらを接続することでフィードバック制御系を構成する。これを本書ではZ接続法と呼ぶ。この方法を用いると、フィルタやフィードバックゲインを挿入した複雑な制御系を簡単な操作で得ることができる。

次に、制御系内のフィルタやフィードバックゲインを、乱数を用いて組み合わせ解を設定し、制御系の特性根を求めて最適解を求める。これがZ接続法ゲイン最適化の手法である。最適化の手法として、制御系内のフィルタの時定数 T およびゲイン (Gain) に対して、適当に値を入れて極を繰り返し計算して最適解を求めてもよい。しかし、これでは効率が悪いので、本手法では乱数を用いて時定数 T とゲイン (Gain) の組み合わせを作り、繰り返し計算にて最適な極位置を求めるモンテカルロ法を用いる。評価関数 J は次式である。

$$J = \sum_{i=1}^n (\zeta_i - 0.7071)^2 - \text{重み係数} \times \sqrt{\sigma_i^2 + \omega_i^2} \quad (3.1)$$

ここで、 ζ_i はラプラス平面の上半面の極の減衰比である。また、実数極の場合は $\zeta_i = 1$ としている。式内の数字の 0.7071 は、左 45° ライン上にある極の減衰比である。重み係数は、極位置をなるべく原点から遠い位置にして応答を速めるためのものである。 $\sigma_i + j\omega_i$ は極位置を表すが、極が実軸上の場合には重み係数を 1/10 としている。なお、この重みを考慮する範囲 (rad/s) を入力するようにしている。範囲を限定することで、アクチュエータなどの遠い極が選択されてしまうことを避けるためである。このようにして、フィードバック制御系の極をラプラス平面上の左 45° ライン上で原点から離れるような位置が選択される。

以下、例題を通して本手法による設計方法を学ぶ。

第4章 オブザーバおよび内部モデル制御による制御系設計

本章では、オブザーバおよび内部モデル制御を用いて制御系を設計する方法について、例題を通して学ぶ。

4.1 オブザーバを用いた制御系設計

直接観測できない状態変数がある場合、その変数の状態を推定する方法としてオブザーバがある。本節では、オブザーバを用いて制御系設計問題を解いてみよう。

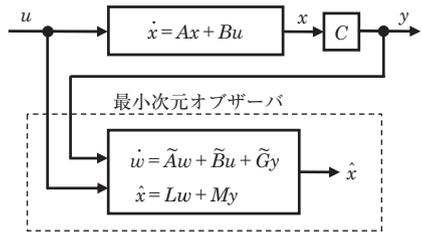


図 4.1(a) 最小次元オブザーバのブロック図

まず、オブザーバについて概略説明する。図 4.1(a) は観測できない状態変数のみを推定する最小次元オブザーバのブロック図である。いま制御対象は次式とする。

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx \end{cases} \quad (4.1-1)$$

ここで、 x は状態変数ベクトル、 u は制御入力ベクトル、 $A(n \times n)$ はシステム状態行列、 $B(n \times m)$ は制御入力行列、 $C(r \times n)$ は出力行列である。

r 個の出力 y は観測できる状態変数であるとし、残りの $(n - r)$ 個の状態変数は観測できないとして、次の最小次元オブザーバを考える。

$$\begin{cases} \dot{w} = \tilde{A}w + \tilde{B}u + \tilde{G}y \\ \hat{x} = Lw + My \end{cases} \quad (4.1-2)$$

いま、行列 T を導入して、 Tx で表される状態変数を推定するものとする。そこで、次式をつくると

第5章 航空機のオートパイロットの設計

近年の航空機の操縦は、小型機を除くとデジタルコンピュータを用いたフィードバック制御によって行われるのが一般的になってきている。その場合、離着陸や一部の飛行を除いた大半はオートパイロットによって飛行が行われている。また、無人飛行機の開発も盛んになっているが、その操縦の基本はオートパイロットである。このような背景から、オートパイロットの機能は非常に重要なものとなっている。本章ではオートパイロットについて設計例を通して学ぶ。

5.1 航空機の縦のオートパイロット

ここでは、次のような機体諸元を持つ電動模型飛行機を例として考えよう。

(1) 機体諸元

表(a) 主翼関係諸元

乗員・乗客数	N _{passen} = 0 (名)
ペイロード	W _{pay} = 0.0000E+00 (kgf)
離陸重量	W _{to} = 0.5000E+01 (kgf)
主翼面積	S= 0.7000E+00 (m ²)
スパン	b= 0.2000E+01 (m)
平均空力翼弦	C _{BAR} = 0.3500E+00 (m)
アスペクト比	A= 0.5714E+01 (-)
先細比 (主翼)	λ = 0.1000E+01 (-)
前縁後退角	Λ LE= 0.0000E+00 (deg)
上反角	Γ = 0.5000E+01 (deg)
胴体長さ	LB= 0.2024E+01 (m)
翼面荷重	W _{to} /S= 0.7143E+01 (kgf/m ²)
巡航条件	0.3000E+03 (ft), 0.4560E-01 (M)
	(V _{EAS} = 0.3000E+02 (kt), V _{cr} = 0.1550E+02 (m/s))
	(動力は電動モータ)

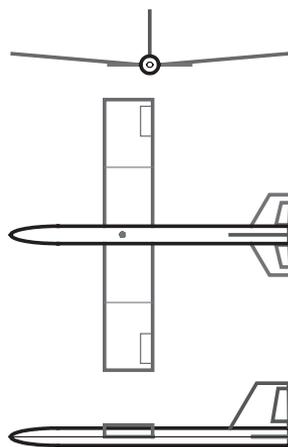


図 5.1(a) 機体 3 面図

付録 解析プログラムについて (参考)

A.1 全 般

本書の解析には“KMAP(ケーマップ)”という解析ツールを用いたので、紹介しておく。KMAPとは“Katayanagi Motion Analysis Program”の略で、当初は航空機の運動解析用に開発されたソフトウェアであるが、その後逐次バージョンアップする形で、制御系設計ツールとして発展したものである。KMAPは、制御系の状態方程式や制御ブロック図等の入出力データを“Z接続法”という手法により制御系を構成して解析を行っていく。

Z接続法とは、制御系の情報をZ変数でつなぐことで制御系を構成していく方法である。これによって構成された制御系は、KMAPツールを用いてシステムの極・零点配置や周波数特性などを良好な特性にすることができる。現在Z変数は500個(Z1～Z500)使うことができるので、比較的大きなシステムにも対応可能である。

インプットデータは、ユーザーが“ファイル名.DAT”という形式で作成する。これらのファイルは次のフォルダ

- C:\KMAP\DAT データ(一般)
- C:\KMAP\DAT データ(CDES)
- C:\KMAP\DAT データ(CDES.WAT)
- C:\KMAP\DAT データ(EIGE)
- C:\KMAP\DAT データ(EIGE.MEC)
- C:\KMAP\DAT データ(HAYA)

に分類されて保存される。本書の例題のインプットデータも保存されている。DATファイルは、Windowsの“Notepad”(メモ帳)から新規に作成してもよいが、既存のデータをコピーして利用していく方がミスを防止できる。このとき、インプットデータはオンラインでデータを修正追加していく方法がよい。