１．２　昇降舵に対する機体応答特性（１）

（航空機の飛行速度を変化させるには？）

（エンジン推力を変化させても速度は変わらない．どうするか）

H25(2013).9.7(C) 片柳亮二

「飛行中にエンジン推力を減らしてもなぜ速度は減らないのか」の項で説明したように，航空機はエンジン推力が減っても自ら降下し速度を維持するようにできています．それでは，速度を変化させたい場合はどうすれば良いのでしょうか．ここではこの問題について考えてみましょう．

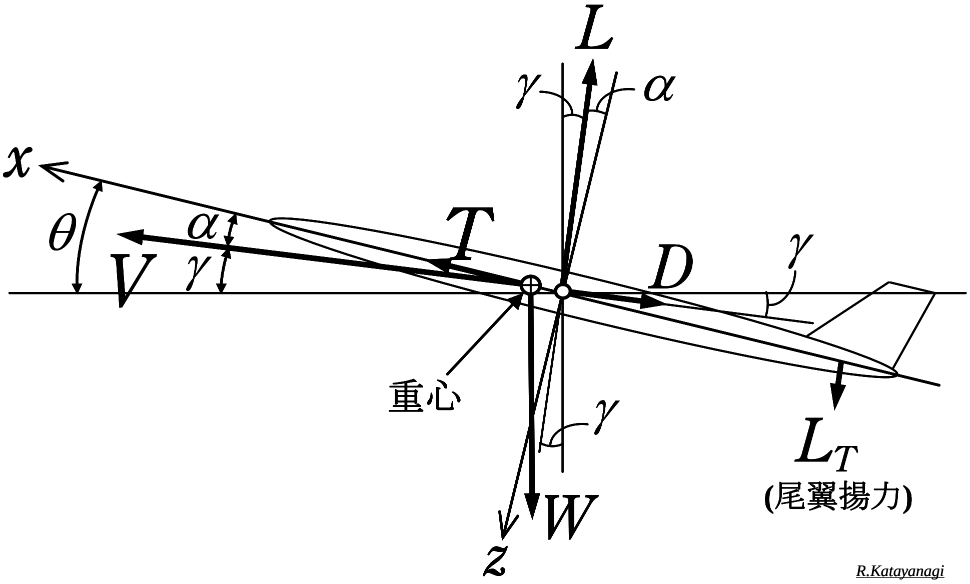

図 1　航空機に働く力

前と同様に図 1 に示す航空機に働く力の釣合いについて考えてみよう．航空機に働く力は，主翼揚力 L，尾翼揚力 L_T，抗力（空気抵抗）D，機体重量 W およびエンジン推力 T であり，機体速度 V 方向の運動方程式として次式が得られます．

$$\frac{W}{g}\cdot\frac{dV}{dt}=-D-W\sin\gamma+T\cos\alpha \tag{1}$$

ここで，α は迎角(deg)，γ (deg)は飛行経路角，g は重力の加速度です．

一方，機体速度の方向と直角方向の運動方程式は次のようになります．

$$\frac{WV}{57.3g}\cdot\frac{d\gamma}{dt}=(L-L_T)-W\cos\gamma+T\sin\alpha \tag{2}$$

なお，図 1 で θ はピッチ姿勢角（機体の前後方向軸 x が水平面から上を向いている角度）であり，次の関係があります．

$$\gamma = \theta - \alpha \tag{3}$$

さらに，重心まわりの回転の釣り合い（モーメント）式は，速度変化のような比較的周期の長い運動に注目すると次のようになります．

$$\frac{I}{57.3} \cdot \frac{dq}{dt} = (-x_G \cdot L + x_T \cdot L_T)\cos\alpha \tag{4}$$

ここで，qは重心まわりのピッチ角速度，Iは重心まわりの慣性モーメント，x_Gは主翼揚力の作用点と重心とのx軸方向距離，x_Tは尾翼揚力の作用点と重心とのx軸方向距離です．

さて，パイロットが昇降舵を操舵して尾翼揚力を変化させた場合，機体運動が生じますが，次のようなトリム状態（添字 0 で表します）からの変化を考えます．ただし

$$\gamma_0 = 0 \text{（水平飛行）}, \qquad \alpha_0 \fallingdotseq \text{小さい} \tag{5}$$

と仮定します．

$$\begin{cases} T \to T_0, & V \to V_0 + \Delta V \\ L \to L_0 + \Delta L, & L_T \to L_{T0} + \Delta L_T, \qquad D \to D_0 + \Delta D \\ \gamma \to \Delta\gamma, & \sin\gamma \to \Delta\gamma/57.3, \qquad \cos\gamma \to 1 \\ \alpha \to \alpha_0 + \Delta\alpha, & \sin\alpha \to (\alpha_0 + \Delta\alpha)/57.3, \quad \cos\alpha \to 1 \end{cases} \tag{6}$$

このとき，(1)式，(2)式および(4)式は次のように表されます．

$$\begin{cases} \dfrac{W}{g} \cdot \dfrac{d\Delta V}{dt} = -\Delta D - W \cdot \Delta\gamma/57.3 \\ \dfrac{WV}{57.3g} \cdot \dfrac{d\Delta\gamma}{dt} = \Delta L - \Delta L_T + T_0 \cdot \Delta\alpha/57.3 \\ \dfrac{I}{57.3} \cdot \dfrac{dq}{dt} = -x_G \cdot \Delta L + x_T \cdot \Delta L_T \end{cases} \tag{7}$$

もちろん厳密にはx_Gも変化しますがここでは無視しています．(7)式の１番目の式の抗力ΔDは，速度変化と迎角変化により変化しますから，次のように速度変化の影響と迎角変化の影響との和として表すことができます．

$$\Delta D = D_V \cdot \Delta V + D_\alpha \cdot \Delta\alpha \tag{8}$$

また，(7)式の１番目.の式の揚力ΔLも，次のように速度変化の影響と迎角変化の影響との和として表すことができます．

$$\Delta L = (L_V \cdot \Delta V + L_\alpha \cdot \Delta\alpha)/57.3 \tag{9}$$

さらに，(7)式の３番目の式のモーメント$x_G \cdot \Delta L$も，速度変化の影響と迎角変化の影響を受けますが，速度変化に伴う揚力変化によるモーメントアームx_Gと，迎角変化に伴う揚力変化によるモーメントアームx_Gの値は異なるので，それぞれx_V，x_αとします．また，(7)式の２番目の式のΔL_Tおよび$T_0 \cdot \Delta\alpha/57.3$は，$\Delta L$に比較して小さいとして省略すると，(7)式は次のように変形できます．

$$\begin{cases} \dfrac{W}{g}\cdot\dfrac{d\Delta V}{dt} = & -D_V\cdot\Delta V & -D_\alpha\cdot\Delta\alpha & -W\cdot\Delta\gamma/57.3 \\ \dfrac{WV}{g}\cdot\dfrac{d\Delta\gamma}{dt} = & L_V\cdot\Delta V & +L_\alpha\cdot\Delta\alpha & \\ I\dfrac{dq}{dt} = & -x_V\cdot L_V\cdot\Delta V & -x_\alpha\cdot L_\alpha\cdot\Delta\alpha & +x_T\cdot\Delta L_T\times 57.3 \end{cases} \tag{10}$$

これでトリム状態からパイロットが昇降舵を操舵して尾翼揚力ΔL_Tを変化したときの運動の式が得られました．これを用いて本問題を解析してみましょう．

尾翼揚力が変化した場合，運動の初期は変動しますが，運動が収まった定常状態では(10)式の左辺は零となり，次の関係式が得られます．

$$\begin{cases} -D_V\cdot\Delta V & -D_\alpha\cdot\Delta\alpha & -W\cdot\Delta\gamma/57.3 & =0 \\ L_V\cdot\Delta V & +L_\alpha\cdot\Delta\alpha & & =0 \\ -x_V\cdot L_V\cdot\Delta V & -x_\alpha\cdot L_\alpha\cdot\Delta\alpha & -x_T\cdot\Delta L_T\times 57.3 & =0 \end{cases} \tag{11}$$

従って，(11)式の 2 番目の式から

$$\Delta V = -\frac{L_\alpha}{L_V}\Delta\alpha \tag{12}$$

この式を(11)式の 3 番目の式に代入すると，迎角の変化の式

$$\frac{\Delta\alpha}{57.3\Delta L_T} = \frac{x_T}{(x_\alpha - x_V)L_\alpha} \tag{13}$$

が得られます．通常はx_αの値はx_Vより大きいので(13)式の右辺は正になります．このときは，昇降舵を引いて尾翼下向き揚力を増加($\Delta L_T>0$)させると迎角が増加($\Delta\alpha>0$)します．

そして，迎角変化の式(13)式を(12)式に代入すると，速度の変化の式

$$\frac{\Delta V}{57.3\Delta L_T} = -\frac{x_T}{(x_\alpha - x_V)L_V} \tag{14}$$

が得られます．通常は(14)式の右辺は負になります．このときは，昇降舵を引いて尾翼下向き揚力を増加($\Delta L_T>0$)させると速度が減少($\Delta V<0$)しますが，この場合は速度安定であると言います．すなわち，トリム迎角が増加することにより揚力を得て機体は上昇しますが，その揚力増加分をキャンセルするように機体速度が減少して新しい定常飛行状態に移行します．このように機体速度を変化させるには，昇降舵を操舵してトリム迎角を変化させることが必要なのです．

次に，着陸時の特性で重要な飛行経路角の変化について考えてみましょう．(11)式の 1 番目の式に，(13)式および(14)式を代入すると，飛行経路角の変化の式

$$\frac{\Delta\gamma}{57.3\Delta L_T} = \frac{57.3}{g}\cdot\frac{x_T}{(x_\alpha - x_V)L_V}\cdot\frac{1}{m}\left(D_V - \frac{L_V}{L_\alpha}D_\alpha\right) \tag{15}$$

が得られます．通常は(15)式の右辺は正になります．このときは，昇降舵を引いて尾翼下向き揚力を増加($\Delta L_T>0$)させると飛行経路角が増加($\Delta\gamma>0$)しますが，この場合は飛行経路安定であると言います．すなわち，パイロットは機体を上昇（飛行経路角を増加）させようとする場合には昇降舵を引けば良く，自然な操作で機体をコントロールできるわけです．ところが，(15)式が負になる場合には注意が必要となります．(15)式の右辺の次のパラメータ

$$\frac{1}{m}\left(D_V-\frac{L_V}{L_\alpha}D_\alpha\right)=\frac{1}{T_h} \tag{16}$$

は，バックサイドパラメータと言われるもので，低速になるとこれが負になり，結果として(15)式の右辺が負になってしまいます．このときは，パイロットは機体を上昇（飛行経路角を増加）させようとすると昇降舵を押す必要があり，不自然な操作で機体をコントロールしなくてはなりません．着陸速度が低くなりすぎると操縦が難しくなることに注意が必要です．

飛行経路安定性については，速度と飛行経路角との関係でも表すことができます．(14)式と(15)式から，

$$\frac{\Delta\gamma}{\Delta V}=-\frac{57.3}{g}\cdot\frac{1}{T_h} \tag{17}$$

が得られます．ここで，$1/T_h$は(16)式で表されるバックサイドパラメータで，バックサイドパラメータが正，すなわち，(17)式が負の場合が飛行経路角安定となります．昇降舵を引く($\Delta L_T>0$)と，速度は減少($\Delta V<0$)して飛行経路角は増加($\Delta\gamma>0$)し，自然な操作で機体をコントロールできるわけです．航空機の設計時には，(17)式が正になることは許していますが，その値はある値以下の小さな値になるように決めることになっています．

以上