

1.3 バックサイド特性について (バックサイド特性を改善するには?)

H25(2013).9.7(B) 片柳亮二

1.2項では、着陸時の経路角制御を難しくするバックサイド特性について説明しました。ここでは、このバックサイド特性を改善する方法について考えてみましょう。

バックサイドパラメータ $1/T_h$ は、1.2項(16)式から

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

と表されます。この式の各変数については以下に説明します。飛行経路安定性はバックサイドパラメータを用いて、速度変化 ΔV と飛行経路角変化 $\Delta \gamma$ との関係として次式

$$\frac{\Delta \gamma}{\Delta V} = -\frac{57.3}{g} \cdot \frac{1}{T_h} \quad (2)$$

で与えられます。ここで、バックサイドパラメータ $1/T_h$ が正、すなわち、(2)式が負の場合が飛行経路角安定 (図1のフロントサイド側) となります。

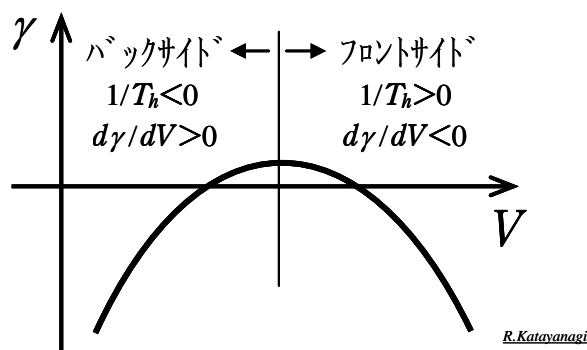


図1 飛行経路安定(飛行経路角 γ ~ 速度 V)

フロントサイドでは、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。ところが、着陸速度が低くなると(2)式の値が正になり、この場合には着陸時の経路角制御が難しくなります。

さて、バックサイドパラメータについて詳しくみてみましょう。

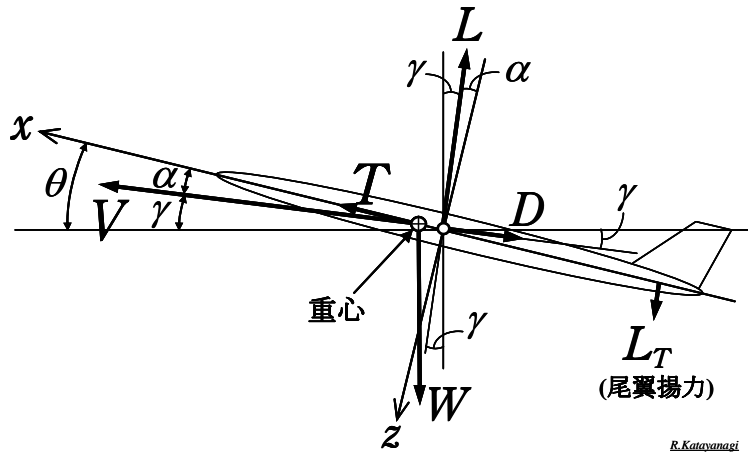


図2 航空機に働く力

図2は航空機に働く力の釣合いを示します。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 です。また、 α は迎角(deg)、 θ はピッチ姿勢角(deg)、 $\gamma = \theta - \alpha$ は飛行経路角(deg)、 g は重力の加速度、 $m = W/g$ は機体の質量を表します。

トリム状態（定常飛行状態）からの抗力変化 ΔD は、速度変化の影響と迎角変化の影響との和として次のように表すことができます。

$$\Delta D = D_V \cdot \Delta V + D_\alpha \cdot \Delta \alpha \quad (3)$$

また、揚力変化 ΔL も、速度変化の影響と迎角変化の影響との和として次のように表すことができます。

$$\Delta L = (L_V \cdot \Delta V + L_\alpha \cdot \Delta \alpha) / 57.3 \quad (4)$$

ここで、(3)式および(4)式の変数は次のように表されます。

$$D_V = \rho V S C_D, \quad D_\alpha = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D\alpha} \quad (5)$$

$$L_V = \rho V S C_L \times 57.3, \quad L_\alpha = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{L\alpha} \times 57.3 \quad (6)$$

ここで、 ρ は空気密度、 S は主翼面積です。このとき、機体重量と揚力の関係式

$$mg = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L, \quad \therefore C_L = \frac{2mg}{\rho V^2 S} \quad (7)$$

を考慮すると、(1)式のバックサイドパラメータは、次のように変形できます。

$$\frac{1}{T_h} = \frac{1}{m} \left(D_V - \frac{L_V}{L_\alpha} D_\alpha \right) = \frac{2g}{V} \left(\frac{C_D}{C_L} - \frac{C_{D\alpha}}{C_{L\alpha}} \right) = \frac{2g}{V} \left(\frac{C_D}{C_L} - \frac{dC_D}{dC_L} \right) \quad (8)$$

次に、抗力 D と速度 V との関係を考察しバックサイドパラメータとの関係を調べてみましょう。抗力 D は次式で与えられます。

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (9)$$

これを速度で微分してみると

$$\frac{dD}{dV} = \rho V S C_D + \frac{1}{2} \rho V^2 S \frac{dC_D}{dC_L} \cdot \frac{dC_L}{dV} \quad (10)$$

ここで、(7)式を考慮すると次の関係式が得られます。

$$\rho V S = \frac{2mg}{VC_L}, \quad \frac{1}{2} \rho V^2 S = \frac{mg}{C_L}, \quad \frac{dC_L}{dV} = -\frac{4mg}{\rho V^3 S} = -\frac{2C_L}{V} \quad (11)$$

これらを用いると、(10)式は次のように変形できます。

$$\frac{dD}{dV} = \frac{2mg}{V} \left(\frac{C_D}{C_L} - \frac{dC_D}{dC_L} \right) = m \frac{1}{T_h} \quad (12)$$

すなわち、 dD/dV と $1/T_h$ は比例関係にあることが分かります。

次に、抗力係数 C_D の内訳を詳しく見てみましょう。抗力係数は、機体の形状に依存する有害抗力係数（揚力に依存しない抗力）と、誘導抗力係数（揚力に依存する抗力）の和として次式で表されます。

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi e A} \quad (13)$$

ここで、 A は主翼のアスペクト比と呼ばれるもので主翼平面形の縦横比（ A が大きいと細長い主翼となり、誘導抗力は小さくなります）を表すパラメータです。また e は主翼の空力効率を表すパラメータで0.8程度の値です。(13)式を用いると、抗力(9)式は(7)式を考慮すると

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_0} + \frac{1}{2} \rho V^2 S \frac{C_L^2}{\pi e A} = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_0} + \frac{2m^2 g^2}{\rho V^2 S \pi e A} \quad (14)$$

と変形できます。この式を速度で微分してみると

$$\frac{dD}{dV} = \rho V S C_{D_0} - \frac{4m^2 g^2}{\rho V^3 S \pi e A} = \rho V S \left(C_{D_0} - \frac{C_L^2}{\pi e A} \right) \quad (15)$$

が得られます。 dD/dV はバックサイドパラメータ $1/T_h$ に比例しますから、(15)式からバックサイドパラメータが零になるのは、 $dD/dV=0$ となる場合であり、これは有害抗力 $\frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_0}$ と誘導抗力 $\frac{1}{2} \rho V^2 S \frac{C_L^2}{\pi e A}$ が等しくなるときであることが分かります。この様子を図3に示します。

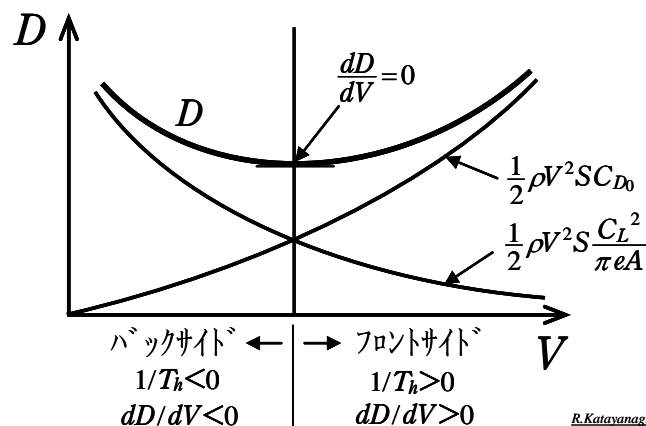


図3 飛行経路安定(抗力 D ～速度 V)

次に、 $C_L \sim C_D$ のグラフ上で考えてみましょう。上昇時の直線定常飛行時の釣合式は、図2から次のように表されます。

$$L - L_T + T \sin \alpha = W \cos \gamma, \quad T \cos \alpha - D = W \sin \gamma \quad (16)$$

$$\therefore \gamma = \tan^{-1} \frac{T \cos \alpha - D}{L - L_T + T \sin \alpha} \quad (17)$$

ここで、 $T=0$ の滑空飛行の場合を考えると、降下角($-\gamma$)が次式で与えられます。

$$-\gamma = \tan^{-1} \frac{D}{L} \doteq \frac{C_D}{C_L} \quad (18)$$

降下角を C_L で微分すると

$$\frac{d(-\gamma)}{dC_L} = -\frac{1}{C_L} \left(\frac{C_D}{C_L} - \frac{dC_D}{dC_L} \right) = -\frac{V}{2gC_L} \cdot \frac{1}{T_h} \quad (19)$$

が得られます。 $C_L \sim C_D$ 上での飛行経路安定を図4に示します。降下角は図4では原点から引いた直線の傾きで表されます。また、(19)式から

$$\frac{dC_D}{dC_L} C_L - C_D = -\frac{VC_L}{2g} \cdot \frac{1}{T_h} \quad (20)$$

の関係式が得られますが、この値は図4のA点では正となるので、バックサイドパラメータ $1/T_h$ が負(不安定側)になることが分かります。

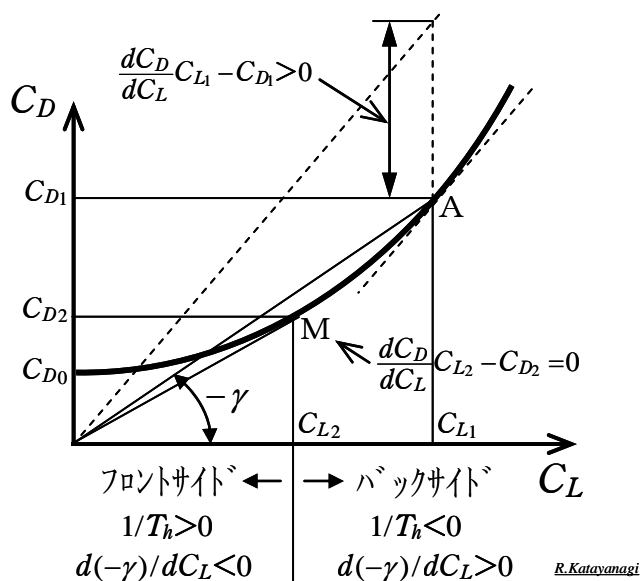


図4 飛行経路安定(揚力係数 C_L ～抗力係数 C_D)

図4において、一般に着陸進入のときはM点(C_D/C_L 最小となる点)よりも大きな C_L (すなわちより低速側)を使う機体が多く、この場合、降下角($-\gamma$)を増すには昇降舵を引いて C_L を大きく(α を大きく)しなければならず、自然とは逆の操作になってしまいます。

一方、M点より小さい C_L を使えば、降下角を増すには昇降舵を押せばよく、自然な操作で機体をコントロールできます。しかし、M点より小さい C_L では速度が過大となって、タッチダウンの手前で引き起こし操作

を行うと浮き上がってしまう危険性があります。

それでは、なるべく低速で着陸を容易にする方法はないのでしょうか。言い替えると、バックサイド特性を改善するにはどうしたら良いのでしょうか。この答えは図4から得ることができます。結局次のような改善策があることが分かります。

①有害抗力係数 C_{D0} を大きくして、 $d(-\gamma)/dC_L$ を小さくする。

②誘導抗力を減らしA点の傾斜を小さくして $d(-\gamma)/dC_L$ を小さくする。
なお、図4はエンジン推力は一定とした場合の結果ですが、別の方法としてはエンジン推力を制御することにより次の改善策も考えられます。

③スロットル制御を行って直接飛行経路角をコントロールする。

このように、着陸時など速度が小さくなると操縦は難しくなることが理解できたと思います。この特性は図3に示したように、通常機体の抗力は速度が増すと増加しますが、速度が非常に小さくなった場合にも抗力は増加するという航空機特有の現象なのです。

以上