

図解入門 よくわかる 航空力学の基本[第2版]【正誤表】

●33～34 ページ 章末問題

図の右の囲み枠内

タイヤ

【誤】 高さ：075m 幅：0.4m 長さ：1.2m

【正】 直径：0.3m 幅：0.15m (長さを削除)

以下では訂正部分を朱記

(問1)答：

$$C_L = \frac{2 \cdot L}{\rho \cdot S \cdot V^2} \text{ であり、 } L=W=mg \text{ なので、}$$

$$(S = ((5.6/2 \times 1.8 + ((12.4 - 5.6/2)/2 \times (1.8 + 1.4)/2) \times 2) = 20.96 [\text{m}^2])$$

$$C_L = \frac{2 \times 910 [\text{kg}] \times 9.80665 [\text{m/s}^2]}{0.10263 [\text{kg/m}^3] \times 9.80665 [\text{m/s}^2] \times 20.96 [\text{m}^2] \times (263 \times 1000/3600 [\text{m/s}])^2} = 0.1585$$

失速速度では、 $C_{L\text{stall}} = 1.054$

(問2)答：

$$T=D \text{ より、 } C_D = \frac{2 \cdot D}{\rho \cdot S \cdot V^2}$$

$$C_D = \frac{2 \times 532}{0.10263 \times 9.80665 \times 20.96 \times (263 \times 1000/3600)^2} = 0.0094503$$

$$C_{Dp} = C_f(S + S_{tv} + S_{th} + S_f + S_{strut} \times 2 + S_{tire} \times 3) / S = 0.008188$$

$$A = \frac{12.4^2}{20.96} = 7.336$$

$$\text{式(1-4-6)より、 } C_D = C_{Dp \text{ min}} + \kappa \cdot C_L^2 + \frac{C_{Lw}^2}{\pi \cdot A \cdot e_w}$$

$C_{Dp \text{ min}}$ を C_{Dp} とし、 $C_L = C_{Lw}$ と考え、

$$0.00945 = 0.008188 + \kappa \times 0.1585^2 + \frac{0.1585^2}{3.14 \times 7.336 \times 0.9} \text{ より、}$$

$$\kappa = 0.00200$$

※ κ の値の答えが本文中に示した値の範囲にありませんが、これは問題の数値設定時の検討の不十分から生じたものです。この計算のような大きさの近い値の引き算の計算で生じる桁落ちに注意が必要です。

(問3)答：

$$C_L = 0.1277$$

$$C_D = 0.008188 + 0.00243 \times 0.1277^2 + \frac{0.1277^2}{3.14 \times 7.336 \times 0.9} = 0.009007$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = 0.5 \times 0.10263 \times 9.80665 \times ((263 + 30) \times 1000/3600)^2 \times 20.96 \times 0.009007$$

$$D = 629.313 [\text{N}]$$

同様に、30km/h 減らしたときは、 $C_L = 0.2020$ で、 $D = 452.354 [\text{N}]$

(問 4)答 :

横風の力=揚力×sin(バンク角)、故に、780[N]=L・sin(5deg)

$$L=8949.5[\text{N}]$$

$$C_L=0.1585 \times 8949.5 / (910 \times 9.80665) = 0.1590$$

$$C_D=0.008177 + 0.00243 \times 0.1590^2 + \frac{0.1590^2}{3.14 \times 7.336 \times 0.9} = 0.009458 \quad (\text{式 1-4-6})$$

$$D=532.429[\text{N}]$$

●72～74 ページ 章末問題

問 3.答 :

$$\text{【誤】 } C_{MG} = -0.0575$$

$$\text{【正】 } C_{MG} = -0.0595$$

以下では訂正部分を朱記

問 4.答 :

第 1 章問 1 より、巡行時は $C_L=0.1585$ 、 $C_{MAC} = -0.052$

$$C_{MG} = C_{MAC} - \frac{C_L \times (a - \xi)}{c} = -0.052 - \frac{0.1585 \times 0.5}{1.7} = -0.0986$$

これに釣り合う尾翼のモーメントは、 $C_{Mh} = C_{Lh} \frac{S_h \cdot l_h}{S_c}$ であるから、

$$C_{lh} = -0.0986 \times 20.96 \times 1.7 \div (4.6[\text{m}^2] \times 5.2[\text{m}]) = -0.1468$$

失速速度では、 $C_L=1.054$ 、 $C_{MAC} = -0.052$

$$C_{MG} = -0.052 - \frac{1.054 \times 0.5}{1.7} = -0.3620$$

$$C_{lh} = -0.3620 \times 20.96 \times 1.7 \div (4.6[\text{m}^2] \times 5.2[\text{m}]) = -0.5392$$

問 5.答 :

機体の迎え角の変化(C_L の $C_M - C_L$ の関係です。

主翼の $C_M - C_L$ 曲線については直線と考え、その傾きは、

$$(-0.3620 - (-0.0986)) / (1.054 - 0.1585) = -0.29414$$

一方、NACA0012 は、0deg→ $C_l=0$ 、8deg→ $C_l=0.9$ であることから、

$$C_{Mh} = C_{Lh} \frac{S_h \cdot l_h}{S_c} = 0(C_l=0), 0.6042(C_l=0.9)$$

これより、傾き **0.67133**。尾翼が後ろにある飛行機であり、主翼の C_L が増えるときは頭下げモーメントを生じるので、これは負の値(**-0.67133**)。従って、飛行機は安定。重心が空力中心から 3m 後方にある場合は、主翼の $C_{MG} - C_L$ 曲線の傾きは

(1.8080 - 0.2277) / (1.054 - 0.1585) = 1.7647 で、 $C_{MG} - C_L$ 曲線の傾きが正となり、尾翼と比較すると不安定となる。

<本書紹介サイト>

<https://www.shuwasystem.co.jp/book/9784798024493.html>

<秀和システム>

<http://www.shuwasystem.co.jp/>