

1 主翼面積 S , エンジン推力 T_{TO} , 揚力係数 C_L の見積もり

1.1 揚抗比 L/D , 抵抗 D の推算

教科書の例の BWD 機を参考にする。

$$AR = 9.0 \quad (1)$$

とし, S_{wet}/S は, BWD 機であるので,

$$\frac{S_{wet}}{S} = 3.0 \quad (2)$$

とする. すると配布プリント図 4.3 の図より,

$$\frac{AR}{S_{wet}/S} = 3.0 \quad (3)$$

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = 23.0 \quad (4)$$

と推算できる. よって,

$$\begin{cases} \left(\frac{L}{D}\right)_{cruise} = 0.866 \left(\frac{L}{D}\right)_{max} = 20.4 \\ \left(\frac{L}{D}\right)_{loiter} = \left(\frac{L}{D}\right)_{max} = 23.0 \end{cases} \quad (5)$$

となり, これは 2.1 節 (7) にて,

$$\begin{cases} \left(\frac{L}{D}\right) = \left(\frac{L}{D_{alt}}\right) = 20 \\ \left(\frac{L}{D_{loiter}}\right) = 23 \end{cases} \quad (6)$$

としたことと矛盾しない. また, 統計データより,

$$C_{fe} = 0.003 \quad (7)$$

より,

$$C_{D_0} = C_{fe} \frac{S_{wet}}{S} = 0.0090 \quad (8)$$

となり,

$$e = 0.80 \quad (9)$$

とすると, クリーン形態では

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{e\pi AR} = 0.0090 + 0.0442 C_L^2 \quad (10)$$

またフラップと脚を動作させた状態では,

$$\text{離陸フラップ: } \Delta C_{D_0} = 0.015, \quad e = 0.75 \quad (11)$$

$$\text{着陸フラップ: } \Delta C_{D_0} = 0.065, \quad e = 0.70 \quad (12)$$

$$\text{脚出しにより: } \Delta C_{D_0} = 0.020 \quad (13)$$

となるので,

$$\text{離陸時 (脚収納): } C_D = 0.0240 + 0.0228 C_L^2 \quad (14)$$

$$\text{離陸時 (脚出し): } C_D = 0.0440 + 0.0228 C_L^2 \quad (15)$$

$$\text{着陸時 (脚収納): } C_D = 0.0740 + 0.0236 C_L^2 \quad (16)$$

$$\text{着陸時 (脚出し): } C_D = 0.0940 + 0.0236 C_L^2 \quad (17)$$

が得られる.

1.2 離陸性能のサイジング

離陸性能の際のサイジングの代表値として,

$$C_{L_{max}TO} = 1.6, 2.0, 2.4 \quad (18)$$

を用いる. 統計関係式より,

$$S_{TOFL} = 40.3 \times \frac{(W/S)_{TO}}{\sigma C_{L_{max}TO} \cdot (T/W)_{TO}} = 10000 [ft] \quad (19)$$

という関係が得られる. これを整理すると, 代表値それぞれについて,

$$\begin{cases} (T/W)_{TO} = 0.00252(W/S)_{TO} & \text{at } C_{L_{max}TO} = 1.6 \\ (T/W)_{TO} = 0.00201(W/S)_{TO} & \text{at } C_{L_{max}TO} = 2.0 \\ (T/W)_{TO} = 0.00168(W/S)_{TO} & \text{at } C_{L_{max}TO} = 2.4 \end{cases} \quad (20)$$

となる.

1.3 着陸性能のサイジング

着陸性能のサイジング値の代表値として,

$$C_{L_{max}L} = 1.8, 2.2, 2.6, 3.0 \quad (21)$$

を用いる. 設計要求より,

$$S_{FL} = 0.29V_A^2 = 0.29 \times (1.3V_{SL})^2 = 7000[ft] \quad (22)$$

であるから

$$V_{SL} = 120[kt] \quad (23)$$

となる.

$$(W/S)_{TO} = \frac{\frac{1}{2}\rho V_{SL}^2 C_{L_{max}L}}{W_L/W_{TO}} \quad (24)$$

ここで

$$W_L/W_{TO} = 0.80, \quad \rho = 1.225[kg/m^3] = 0.125[kg \cdot s^2/m^4] \quad (25)$$

であるから, 代表値それぞれについて,

$$\begin{cases} (W/S)_{TO} = 108.8 [Ib/ft^2] & \text{at } C_{L_{max}L} = 1.8 \\ (W/S)_{TO} = 133.0 [Ib/ft^2] & \text{at } C_{L_{max}L} = 2.2 \\ (W/S)_{TO} = 157.2 [Ib/ft^2] & \text{at } C_{L_{max}L} = 2.6 \\ (W/S)_{TO} = 181.4 [Ib/ft^2] & \text{at } C_{L_{max}L} = 3.0 \end{cases} \quad (26)$$

となる.

1.4 上昇性能のサイジング

上昇性能のサイジングは, FAR25 の機体において最も厳しい要求である, second segment climb requirements(OEI) についてのみ行う. 設計機体は 3 発機であるから, 上昇勾配 γ について

$$\gamma > 0.027 \quad (27)$$

であるので,

$$(T/W)_{TO} = \frac{3}{2} \left(\frac{1}{L/D} + 0.027 \right) \quad \text{at } 1.2V_{STO} \quad (28)$$

となる. second segment climb requirement においては, 離陸時脚収納状態であるから, 式 (14) より,

$$C_D = 0.0240 + 0.0228C_L^2 = 0.087 \quad (29)$$

であるから,

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = 19.1 \quad (30)$$

となる. よって式 (28) にこれを代入して,

$$(T/W)_{TO} = 0.119 \quad (31)$$

これに標準待機状態より気温が $27.8[^\circ C]$ 高い影響で推力が 20% ほど低下する影響を加味して,

$$(T/W)_{TO} = \frac{0.119}{0.8} = 0.149 \quad (32)$$

となる.

1.5 巡航速度のサイジング

巡航時の関係式は

$$\left(\frac{T}{W} \right)_{cr} = \frac{(C_{D_0} + \Delta C_{D_0})q}{W/S} + \frac{W/S}{qe\pi AR} \quad (33)$$

となる. ここで, 標準大気表より, 高度 38000[ft] での巡航時動圧 q

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (34)$$

$$= \frac{1}{2} \times 0.272 \times 0.125[kg \cdot s^2/m^4] \times (M0.8 \times 0.867 \times 340.3[m/s]) \quad (35)$$

$$= 194[Ib/ft^2] \quad (36)$$

また圧縮性の影響より

$$\Delta C_{D_0} = 0.0030 \quad (37)$$

設計要求より,

$$L_{p_{cr}} = 0.167 \quad (38)$$

また

$$\frac{W_{cr}}{W_{TO}} = \frac{W_1}{W_{TO}} \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} = 0.956 \quad (39)$$

よって, これらの値を用いて,

$$(T/W)_{TO} = \frac{\left(\frac{T}{W} \right)_{cr} \left(\frac{W_{cr}}{W_{TO}} \right)}{L_{p_{cr}}} = 5.72 \left(\frac{2.43}{(W/S)_{TO}} + \frac{(W/S)_{TO}}{4585} \right) \quad (40)$$

を得る.

1.6 サイジングプロット

3.2 3.5 節からサイジングプロットを描くと, 下図のようになる.

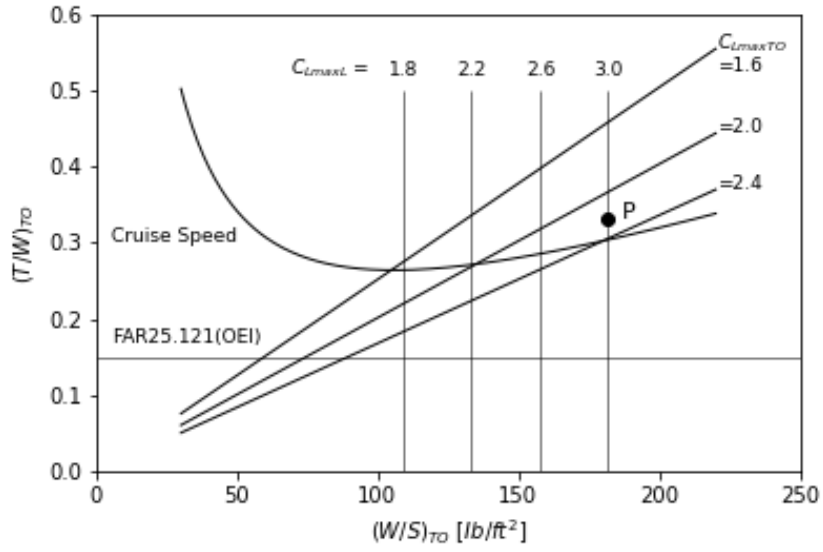


図1 420人乗り BWB 機のサイジング結果

ここでは, 上図の P 点 ($C_{L_{max}L} = 3.0, C_{L_{max}TO} = 2.2$) を設計点とする. すると,

$$\begin{cases} (T/W)_{TO} = 0.3323 \\ (W/S)_{TO} = 181 [lb/ft^2] \end{cases} \quad (41)$$

となるので, 先に得られた $W_{TO} = 896000 [lbs]$ より,

$$\begin{cases} T = 297756 [lb] \\ S = 4938.9 [ft^2] \end{cases} \quad (42)$$

を得る.