

1 重量推算

1.1 主翼重量

主翼重量 W_w を考える. 終局荷重倍数 N_{ult} と零燃料時の最大質量 W_{mzf} 及び 50% 翼弦長での後退角 $\Lambda_{1/2}$ を,

$$N_{ult} = 3.8$$

$$W_{mzf} = W_{OE} + W_{PL} = W_{TO} - W_F = 658000[Ib]$$

$$\Lambda_{1/2} = \tan^{-1} \left(\frac{\frac{b}{2} \tan \Lambda + \frac{c_t}{4} + \frac{c_r}{4}}{\frac{b}{2}} \right) = 27.4[deg]$$

とする. また主翼濡れ面積を, キンク部分を考慮して,

$$S_w = S * 1.2 = 11697[ft^2]$$

とすると,

$$\begin{aligned} W_w &= 0.0017 \times W_{mzf} \left(\frac{b}{\cos \Lambda_{1/2}} \right)^{0.75} \left\{ 1 + \left(\frac{6.25}{b} \cos \Lambda_{1/2} \right)^{0.5} \right\} N_{ult}^{0.55} \left(\frac{b S_w}{t_{root} c_r W_{mzf} \cos \Lambda_{1/2}} \right)^{0.30} \\ &= 157450[Ib] \end{aligned}$$

となる.

1.2 尾翼重量

今回は尾翼を考えないので, 省略する.

1.3 胴体質量

胴体濡れ面積は, 胴体を高さ 12.2[ft], 幅 65.5[ft], 長さ 45[ft] の角柱と近似する (第 4 章参照) ことにより,

$$S_{fus} \approx 2 * (12.2 \times 65.5 + 12.2 \times 45 + 65.5 \times 45) = 8591[ft^2]$$

また, 設計急降下速度 V_d は,

$$V_d = (0.80 + 0.05) \times 0.867 \times 111 = 822[ft/s]$$

となる。以上から W_{fus} は,

$$W_{fus} = 0.0065 \times V_d^{0.5} \times 1.85 \times S_{fus}^{1.2} = 18129[Ib]$$

ただし体積計算にあたっては胴体の最大幅, 最大高さの値で計算したので, 実際にはより小さくなると考えられる。

1.4 ナセル重量

今回採用したエンジンは高バイパス比エンジンなので,

$$F_{nacelle} = 0.065$$

ここで, 第二回レポートより

$$T_{TO} = 244044[Ib]$$

であるから, ナセル重量 W_n は,

$$W_n = F_{nacelle} T_{TO} = 15862[Ib]$$

1.5 脚重量

今回は低翼機として,

$$K_{gr} = 1.0$$

とすると,

$$W_{mg} = K_{gr}(40.0 + 0.16W_{TO}^{0.75} + 0.019W_{TO} + 1.5 \times 10^{-5}W_{TO}^{1.5}) = 34445[Ib]$$

$$W_{ng} = K_{gr}(20.0 + 0.10W_{TO}^{0.75} + 2.0 \times 10^{-6}W_{TO}^{1.5}) = 4628[Ib]$$

より,

$$W_g = W_{mg} + W_{ng} = 39074[Ib]$$

1.6 推進系統重量

エンジンは第 4 章を参考にして,

$$W_{eng} = 15596 \times 3 = 46788[Ib]$$

となる。よって, 教科書 (9.11) 式より,

$$W_P = 1.16W_{eng} + 5950 = 60224[Ib]$$

1.7 装備品重量

遠距離機体なので,

$$F_{fix} = 0.08$$

とすると, 装備重量 W_{fix} は,

$$W_{fix} = F_{fix}W_{TO} = 71680[Ib]$$

となる.

1.8 運用に必要なアイテム重量

長距離路線なので, $F_{OP} = 35$ として, 装備重量 W_{OP} は,

$$W_{OP} = 187N_{crew} + F_{OP}P = 187 \times 17 + 35 \times 420 = 17879[Ib]$$

となる.

1.9 運用空虚重量

以上を合計し, W_{tfo} は最大離陸重量の 0.5% として,

$$W_{ME} = W_w + W_{fus} + W_n + W_g$$

$$W_{OE} = W_{ME} + W_p + W_{fix} + W_{tfo} + W_{crew} + W_{OP} = 388265[Ib]$$

となった. レポート 2 での計算の結果は,

$$W_{OE} = 497787[Ibs]$$

であったから, かなりの誤差が生じてしまっているが, BWB 機に特化した統計データがなく胴体や主翼の計算が精度を欠いていることを考えると, 今後のさらに詳細なサイジングにより, この差を埋めていくものとする.