

1 主翼の設計

BWB 機の設計において、胴体の設計を行う前に、主翼の設計を行う必要があると判断したので、先に主翼の設計を行う。

1.1 翼型の選定

遷音速機であるから、抵抗発散を遅らせるため、スーパークリティカル翼型を採用する。

1.2 アスペクト比 AR , 後退角 Λ , テーパー比 λ , 上端角 Γ

アスペクト比はレポート問題 2 より,

$$AR = 9.0$$

とする。後退角 Λ , テーパー比 λ , 上端角 Γ は, 教科書の目安の数字より,

$$\Lambda = 30[deg]$$

$$\lambda = 0.3$$

$$\Gamma = 6.0[deg]$$

と設定した。

1.3 翼端部, 翼根部のコード長

レポート問題 2 より,

$$S = 4939[ft^2]$$

であるから, 翼幅 b は,

$$b = \sqrt{S \times AR} = 265[ft]$$

となる。したがって, 翼端部, 翼根部のコード長は

$$\begin{cases} c_r = \frac{2}{1+\lambda} \sqrt{\frac{S}{AR}} = 45.3[ft] \\ c_t = \frac{2}{1+\frac{1}{\lambda}} \sqrt{\frac{S}{AR}} = 13.6[ft] \end{cases}$$

さらに平均空力翼弦 $\overline{c_H}$ は,

$$\overline{c_H} = \frac{2}{3} \overline{c_H} \frac{1 + \lambda_H + \lambda_H^2}{1 + \lambda_H} = 32.3[ft]$$

となる.

1.4 その他パラメタ

教科書を参考にし, 厚み比 t_r , 揚力傾斜 $C_{L\alpha}$ はそれぞれ,

$$t_{root} = 18[\%], \quad t_{tip} = 12.0[\%], \quad C_{L\alpha} = 4.5[rad]$$

と設定する. また巡航時揚力係数 $C_{L_{cruise}}$ は

$$\begin{aligned} C_{L_{cruise}} &= \frac{W_{TO} - 0.4W_F}{qS} \\ &= \frac{896000 - 0.4 \times 238044}{194 \times 4939} \\ &= 0.53 \end{aligned}$$

となるので, 胴体取り付け角 α_i は,

$$\alpha_i = \frac{C_{L_{cruise}}}{C_{L\alpha}} = 6.06[deg]$$

となる.

1.5 BWB 機の主翼形状について

BWB 機において後に胴体の設計を行う際に, 翼根でのコード長がこの値では足りないで, 下図のように翼根でのコード長を延長し, 下図のような翼形状とした. この際に, 主翼面積を変更する必要があるとも考えられるが, このレポートでは新しく付け足した部分は一種のキンクとして扱い, 基準翼面積は下図の斜線部分として定義し, 主翼濡れ面積にはこのキンク部を含めて扱うことにする.

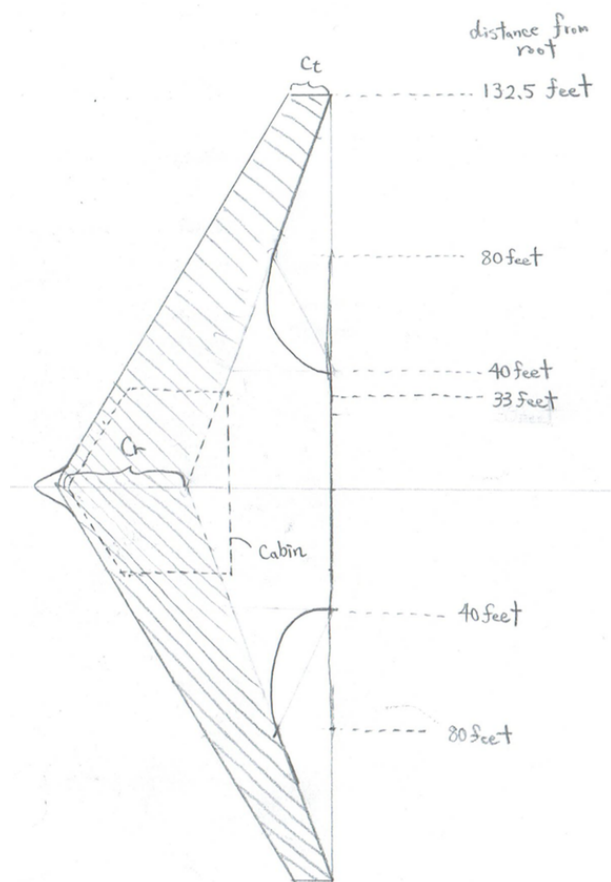


Figure 1: 主翼

1.6 燃料タンク容量 V_t

教科書記載の統計式より, 燃料タンク容量 V_t は,

$$V_t = 0.54 \frac{S^2}{b} t_{root} \frac{1 + \lambda \sqrt{\frac{t_{tip}}{t_{root}}} + \lambda^2 \frac{t_{tip}}{t_{root}}}{1 + \lambda^2} = 8091[ft^3] = 60527[gal]$$

必要な燃料体積 V_F は,

$$V_F = \frac{W_F}{\rho_F} = \frac{238044[Ib]}{6.7[Ib/gal]} = 35528[gal]$$

$V_F < V_t$ より, 十分である.

BWB 機なので, 翼の内部には客室が配置されるが, 前述した通り, キンク部の存在により, 実際にはより多くのスペースを確保できるので, 十分であるとみなせる.