

航空機設計法第一

レポート課題2 サイジング

学籍番号 03-170313

飯山敬大

2017 年 12 月 15 日

目次

1	概要	2
2	最大離陸重量 W_{TO} , 空虚重量 W_E , 燃料重量 W_F の見積もり	2
2.1	Mission fuel fraction M_{ff} の見積もり	2
2.2	ペイロード重量 W_{PL} , 乗務員重量 W_{crew} の見積もり	3
2.3	最大離陸重量 W_{TO} の見積もり	4
3	主翼面積 S , エンジン推力 T_{TO} , 揚力係数 C_L の見積もり	4
3.1	揚抗比 L/D , 抵抗 D の推算	4
3.2	離陸性能のサイジング	5
3.3	着陸性能のサイジング	5
3.4	上昇性能のサイジング	6
3.5	巡航速度のサイジング	6
3.6	サイジングプロット	7

1 概要

以下に示す設計要求を満たす航空機のサイジングを行う。なお、設計要求から、Blended Wing Body 型として見積もりを行う。

表 1 設計要求

Payload	420Passengers(excluding 2 Pilots & Cabin attendants)
Range	7500nm with max. payload,alternate airport(200nm) and 45min. loiter
Altitude	38,000ft for the design Range
Cruise Speed	M0.8
Climb	as required in FAR25.
Take off & landing	10,000ft take-off field length at sea level 7000ft landing field length at $W_L = 0.8W_{TO}$ at sea level
Powerplants	Turbo Fan
Certification Base	FAR25
Max. landing weight ratio	0.88

2 最大離陸重量 W_{TO} , 空虚重量 W_E , 燃料重量 W_F の見積もり

W_{TO} は、定義式

$$W_{OE} = W_E + W_{tfo} + W_{crew} + W_{OP} \quad (1)$$

定義式から導出される式

$$W_{OE} = W_{TO} - (1 - M_{ff})W_{TO} - W_{Fres} - W_{PL} \quad (2)$$

統計関係式

$$\log 10W_{TO} = A' + B' \log 10W_{OE} \quad (3)$$

$$\text{ただし, } A' = 0.4736 \quad B' = 0.9656 \quad (4)$$

の 3 式を用いて算出できる。

2.1 Mission fuel fraction M_{ff} の見積もり

M_{ff} を見積もる。飛行フェーズを下図のように設定する。

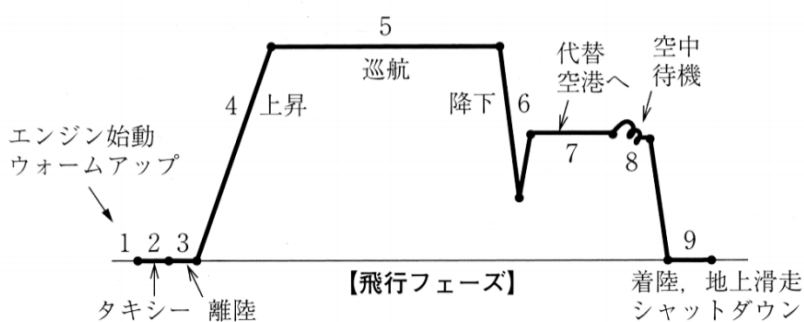


図 1 飛行フェーズ

各フェーズでの重量比を,

$$\left(\frac{W_1}{W_{TO}}, \frac{W_2}{W_1}, \frac{W_3}{W_2}, \frac{W_4}{W_3}, \frac{W_6}{W_5}, \frac{W_9}{W_8} \right) = (0.990, 0.990, 0.995, 0.980, 0.990, 0.992) \quad (5)$$

と仮定し, 巡行、代替空港への巡行, 空中待機のフェーズではブレゲーの式より、

$$\begin{aligned} \frac{W_5}{W_4} &= \exp\left(-\frac{R}{C_j \frac{V}{D}}\right) \\ \frac{W_7}{W_6} &= \exp\left(-\frac{R_{alt}}{c_{jalt} \frac{V_{alt}}{D_{alt}}}\right) \\ \frac{W_8}{W_7} &= \exp\left(-\frac{E_{ltr}}{\frac{1}{c_{jltr}} \frac{L}{D_{ltr}}}\right) \end{aligned} \quad (6)$$

である。設計要求から、

$$\begin{aligned} R &= 7500 [nm] \\ R_{alt} &= 200 [nm] \\ V &= M0.8 \times 574 [kt] = 459.2 [kt] at 38000 [ft] \\ V_{alt} &= 300 \\ \frac{L}{D} &= \frac{L}{D_{alt}} = 20 \\ c_j &= c_{jalt} = 0.5 [(Ib/hr)/Ib] \\ E_{ltr} &= 0.75 [hr] \\ \frac{L}{D_{ltr}} &= 23 \\ c_{jltr} &= 0.4 \end{aligned} \quad (7)$$

となる。よって、

$$\begin{cases} \frac{W_5}{W_4} = 0.692 \\ \frac{W_7}{W_6} = 0.990 \\ \frac{W_8}{W_7} = 0.987 \end{cases} \quad (8)$$

となり、

$$M_{ff} = \frac{W_9}{W_8} \cdot \frac{W_8}{W_7} \cdot \frac{W_7}{W_6} \cdot \frac{W_6}{W_5} \cdot \frac{W_5}{W_4} \cdot \frac{W_4}{W_3} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_1}{W_{TO}} = 0.63 \quad (9)$$

となる。

2.2 ペイロード重量 W_{PL} , 乗務員重量 W_{crew} の見積もり

乗客の割合をエコノミークラス 352 名, ビジネスクラス 42 名, ファーストクラス 26 名の総員 420 名とし、キャビンアテンダントを 15 名, パイロット 2 名とする。計算により、

$$\begin{cases} W_{Pl} = 420 \times 175 [Ibs] + 352 \times 44 [Ibs] + (42 + 26) \times 66 [Ibs] = 93476 [Ibs] \\ W_{crew} = (15 + 2) * (175 + 30) [Ibs] = 3485 [Ibs] \end{cases} \quad (10)$$

となる。

2.3 最大離陸重量 W_{TO} の見積もり

最大離陸重量 W_{TO} から計算される W_{OE} と $W_{OE_{tent}}$ の差が最小になるような W_{TO} を決定する。代替空港も空中待機も飛行フェーズに含んでいるので、 $W_{Fres} = 0$ としてよく、

$$W_F = W_{Fused} = (1 - M_{ff})W_{TO} - W_{PL} \quad (11)$$

となる。また、式 (2) より

$$W_{OE_{tent}} = W_{TO} - (1 - M_{ff})W_{TO} - W_{PL} \quad (12)$$

よって

$$W_{E_{tent}} = W_{OE_{tent}} - W_{crew} \quad (13)$$

さらに、式 (3),(4) より、

$$W_E = 10^{\frac{\log_{10} W_{TO} - A'}{B'}} \quad (14)$$

W_E と $W_{E_{tent}}$ の差が小さくなるように W_{TO} の探索を行った。すると

$$W_{TO} = 896000[Ibs] \quad (15)$$

の時、

$$\begin{cases} W_{E_{tent}} = 471952[Ibs] \\ W_E = 471943[Ibs] \end{cases} \quad (16)$$

となり、収束した。

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

3.1 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。

$$AR = 9.0 \quad (17)$$

とし、 S_{wet}/S は、BWD 機であるので、

$$\frac{S_{wet}}{S} = 3.0 \quad (18)$$

とする。すると配布プリント図 4.3 の図より、

$$\frac{AR}{S_{wet}/S} = 3.0 \quad (19)$$

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = 23.0 \quad (20)$$

と推算できる。よって、

$$\begin{cases} \left(\frac{L}{D}\right)_{cruise} = 0.866 \left(\frac{L}{D}\right)_{max} = 20.4 \\ \left(\frac{L}{D}\right)_{loiter} = \left(\frac{L}{D}\right)_{max} = 23.0 \end{cases} \quad (21)$$

となり、これは 2.1 節 (7) にて、

$$\begin{cases} \left(\frac{L}{D}\right) = \left(\frac{L}{D_{alt}}\right) = 20 \\ \left(\frac{L}{D_{loiter}}\right) = 23 \end{cases} \quad (22)$$

としたことと矛盾しない。また、統計データより、

$$C_{f_e} = 0.003 \quad (23)$$

より、

$$C_{D_0} = C_{f_e} \frac{S_{wet}}{S} = 0.0090 \quad (24)$$

となり、

$$e = 0.80 \quad (25)$$

とすると、クリーン形態では

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{e\pi AR} = 0.0090 + 0.0442C_L^2 \quad (26)$$

またフラップと脚を動作させた状態では、

$$\text{離陸フラップ: } \Delta C_{D_0} = 0.015, \quad e = 0.75 \quad (27)$$

$$\text{着陸フラップ: } \Delta C_{D_0} = 0.065, \quad e = 0.70 \quad (28)$$

$$\text{脚出しにより: } \Delta C_{D_0} = 0.020 \quad (29)$$

となるので、

$$\text{離陸時 (脚収納): } C_D = 0.0240 + 0.0228C_L^2 \quad (30)$$

$$\text{離陸時 (脚出し): } C_D = 0.0440 + 0.0228C_L^2 \quad (31)$$

$$\text{着陸時 (脚収納): } C_D = 0.0740 + 0.0236C_L^2 \quad (32)$$

$$\text{着陸時 (脚出し): } C_D = 0.0940 + 0.0236C_L^2 \quad (33)$$

が得られる。

3.2 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、

$$C_{L_{max}TO} = 1.6, 2.0, 2.4 \quad (34)$$

を用いる。統計関係式より、

$$S_{TOFL} = 40.3 \times \frac{(W/S)_{TO}}{\sigma C_{L_{max}TO} \cdot (T/W)_{TO}} = 10000 [ft] \quad (35)$$

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、

$$\begin{cases} (T/W)_{TO} = 0.00252(W/S)_{TO} & \text{at } C_{L_{max}TO} = 1.6 \\ (T/W)_{TO} = 0.00201(W/S)_{TO} & \text{at } C_{L_{max}TO} = 2.0 \\ (T/W)_{TO} = 0.00168(W/S)_{TO} & \text{at } C_{L_{max}TO} = 2.4 \end{cases} \quad (36)$$

となる。

3.3 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、

$$C_{L_{max}L} = 1.8, 2.2, 2.6, 3.0 \quad (37)$$

を用いる。設計要求より、

$$S_{FL} = 0.29V_A^2 = 0.29 \times (1.3V_{SL})^2 = 7000[ft] \quad (38)$$

であるから

$$V_{SL} = 120[kt] \quad (39)$$

となる.

$$(W/S)_{TO} = \frac{\frac{1}{2}\rho V_{SL}^2 C_{L_{max}L}}{W_L/W_{TO}} \quad (40)$$

ここで

$$W_L/W_{TO} = 0.80, \quad \rho = 1.225[kg/m^3] = 0.125[kg \cdot s^2/m^4] \quad (41)$$

であるから, 代表値それぞれについて,

$$\begin{cases} (W/S)_{TO} = 108.8 [Ib/ft^2] & at \quad C_{L_{max}L} = 1.8 \\ (W/S)_{TO} = 133.0 [Ib/ft^2] & at \quad C_{L_{max}L} = 2.2 \\ (W/S)_{TO} = 157.2 [Ib/ft^2] & at \quad C_{L_{max}L} = 2.6 \\ (W/S)_{TO} = 181.4 [Ib/ft^2] & at \quad C_{L_{max}L} = 3.0 \end{cases} \quad (42)$$

となる.

3.4 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

$$\gamma > 0.027 \quad (43)$$

であるので,

$$(T/W)_{TO} = \frac{3}{2} \left(\frac{1}{L/D} + 0.027 \right) \quad at \quad 1.2V_{STO} \quad (44)$$

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,

$$C_D = 0.0240 + 0.0228C_L^2 = 0.087 \quad (45)$$

であるから,

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = 19.1 \quad (46)$$

となる. よって式 (28) にこれを代入して,

$$(T/W)_{TO} = 0.119 \quad (47)$$

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,

$$(T/W)_{TO} = \frac{0.119}{0.8} = 0.149 \quad (48)$$

となる.

3.5 巡航速度のサイジング

巡航時の関係式は

$$\left(\frac{T}{W} \right)_{cr} = \frac{(C_{D_0} + \Delta C_{D_0})q}{W/S} + \frac{W/S}{qe\pi AR} \quad (49)$$

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

$$q = \frac{1}{2}\rho V^2 \quad (50)$$

$$= \frac{1}{2} \times 0.272 \times 0.125[kg \cdot s^2/m^4] \times (M0.8 \times 0.867 \times 340.3[m/s]) \quad (51)$$

$$= 194[Ib/ft^2] \quad (52)$$

また圧縮性の影響より

$$\Delta C_{D_0} = 0.0030 \quad (53)$$

設計要求より,

$$L_{p_{cr}} = 0.167 \quad (54)$$

また

$$\frac{W_{cr}}{W_{TO}} = \frac{W_1}{W_{TO}} \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} = 0.956 \quad (55)$$

よって、これらの値を用いて,

$$(T/W)_{TO} = \frac{(\frac{T}{W})_{cr} (\frac{W_{cr}}{W_{TO}})}{L_{p_{cr}}} = 5.72 \left(\frac{2.43}{(W/S)_{TO}} + \frac{(W/S)_{TO}}{4585} \right) \quad (56)$$

を得る.

3.6 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.

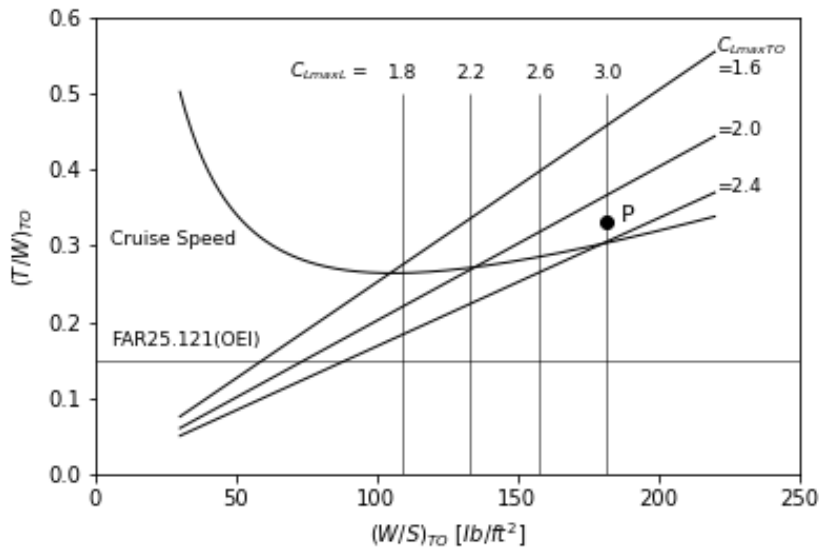


図2 420人乗り BWB 機のサイジング結果

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

$$\begin{cases} (T/W)_{TO} = 0.3323 \\ (W/S)_{TO} = 181 [lb/ft^2] \end{cases} \quad (57)$$

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

$$\begin{cases} T = 297756 [lb] \\ S = 4938.9 [ft^2] \end{cases} \quad (58)$$

を得る.