

航空機設計法第一

レポート問題 2

2017 年 1 月 6 日
03-160330 鈴木 遼



1. 概要

以下(Table.1)に示す設計要求をみたす航空機の Sizing をおこなう。なお、設計要求から、リージョナルジェットとして見積もりをおこなう。

Table.1 設計要求

Payload	32 Passengers (excluding 2 Pilots & 1 Cabin attendant)
Range	1,500 nm with max. payload, alternate airport (100 nm) 45 min. loiter (Diversion cruise altitude 20,000 ft)
Altitude	35,000 ft for the design range
Cruise Speed	M 0.75
Climb	as required in FAR25
Take off	4,600 ft take-off field length at sea level
Landing	4,600 ft landing field length at $W_L=0.90W_{TO}$ at sea level
Powerplants	Turbo Fan
Certification Base	FAR25
ただし、高度 35,000 ft, M 0.75 での Thrust は sea level の値の 0.25 倍とする	

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

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

$$A' = 0.186 \text{ [lb]}, \quad B' = 1.012 \text{ [lb]} \quad (4)$$

より算出できる。

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(Fig.1)のように設定する。

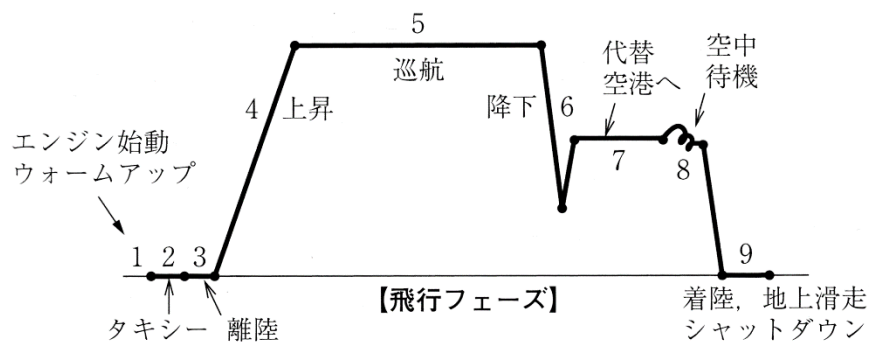


Fig.1 飛行フェーズ



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, 巡航, 代替空港への巡航, 空中待機のフェーズではブレグーの式より

$$\begin{cases} \frac{W_5}{W_4} = \exp\left(-\frac{R}{c_j \frac{L}{D}}\right) \\ \frac{W_7}{W_6} = \exp\left(-\frac{R_{alt}}{c_{j_{alt}} \frac{L}{D_{alt}}}\right) \\ \frac{W_8}{W_7} = \exp\left(-\frac{E_{ltr}}{c_{j_{ltr}} \frac{L}{D_{ltr}}}\right) \end{cases} \quad (6)$$

である. 設計要求(Table.1), 標準大気表などより,

$$\begin{cases} R = 1500 \text{ [nm]} \\ R_{alt} = 100 \text{ [nm]} \\ V = M \cdot 0.75 \times 576 \text{ [kt]} = 432 \text{ [kt]} \quad \text{at } 35000 \text{ [ft]} \\ V_{alt} = 300 \text{ [kt]} \quad \text{at } 20000 \text{ [ft]} \\ \frac{L}{D} = \frac{L}{D_{alt}} = 15 \\ c_j = c_{j_{alt}} = 0.5 \text{ [(lb/hr)/lb]} \\ E_{ltr} = 0.75 \text{ [hr]} \\ \frac{L}{D_{ltr}} = 17 \\ c_{j_{ltr}} = 0.4 \end{cases} \quad (7)$$

を用いると,

$$\begin{cases} \frac{W_5}{W_4} = 0.891 \\ \frac{W_7}{W_6} = 0.989 \\ \frac{W_8}{W_7} = 0.983 \end{cases} \quad (8)$$

となる. したがって,

$$M_{ff} = \frac{W_9}{W_8} \cdot \frac{W_8}{W_7} \cdot \frac{W_7}{W_6} \cdot \frac{W_6}{W_5} \cdot \frac{W_5}{W_4} \cdot \frac{W_4}{W_3} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_1}{W_{TO}} = 0.813 \quad (9)$$

を得る.

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

設計要求(Table.1)より,

$$\begin{cases} W_{PL} = (175 + 30 \text{ [lb]}) \times 32 = 6560 \text{ [lb]} \\ W_{crew} = (175 + 30 \text{ [lb]}) \times (2 + 1) = 615 \text{ [lb]} \end{cases} \quad (10)$$

となる.



2.3. 最大離陸重量 W_{TO} の推算

同型機である ERJ135 ER の最大離陸重量を $W_{TO_{guess}}$ とすると, [2]より

$$W_{TO_{guess}} = 41887 \text{ [lb]} \quad (11)$$

となる. 代替空港と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,

$$W_F = W_{Fused} = (1 - M_{ff})W_{TO} = 0.183W_{TO} \quad (12)$$

となる. 式(2)より

$$W_{OE_{tent}} = W_{TO_{guess}} - (1 - M_{ff})W_{TO_{guess}} - W_{PL} = 27494 \text{ [lb]} \quad (13)$$

が求まる. また, 式(3),(4)より

$$W_{OE} = 10^{\frac{\log_{10} W_{TO_{guess}} - A'}{B'}} = 24181 \text{ [lb]} \quad (14)$$

となるが, W_{OE} と $W_{OE_{tent}}$ の相対誤差が14 [%]ほどあるので, この誤差が小さくなるように W_{TO} の探索をおこなうと,

$$W_{TO} = 28157 \text{ [lb]} \quad (15)$$

のとき,

$$\begin{cases} W_{OE_{tent}} = 16332 \text{ [lb]} \\ W_{OE} = 16332 \text{ [lb]} \end{cases} \quad (16)$$

となり, 収束した.

以上より,

$$\begin{cases} W_{TO} = 28157 \text{ [lb]} \\ W_E = W_{OE} - W_{crew} = 15717 \text{ [lb]} \\ W_F = (1 - M_{ff})W_{TO} = 5265 \text{ [lb]} \end{cases} \quad (17)$$

と求まった.

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

同型機である ERJ135 ER のアスペクト比 AR_{ERJ135} を参考にする. [2]より,

$$AR_{ERJ135} = \frac{b^2}{S} = \frac{(20.04 \text{ [m]})^2}{51.2 \text{ [m}^2\text{]}} = 7.84 \quad (18)$$

となり, ここではこの値を用いる. また S_{wet}/S は, ジェット機であるので,

$$\frac{S_{wet}}{S} = 5.80 \quad (19)$$

と仮定する. すると, [1]図 4.3 より,

$$\frac{AR}{S_{wet}/S} = 1.35 \quad (20)$$



$$\left(\frac{L}{D}\right)_{\max} = 16.8 \quad (21)$$

と推算できる。したがって、

$$\begin{cases} \left(\frac{L}{D}\right)_{\text{cruise}} = 0.866 \left(\frac{L}{D}\right)_{\max} = 14.5 \\ \left(\frac{L}{D}\right)_{\text{loiter}} = \left(\frac{L}{D}\right)_{\max} = 16.8 \end{cases} \quad (22)$$

となる。これは、2.1 節式(7)にて、

$$\begin{cases} \frac{L}{D} = \frac{L}{D_{\text{alt}}} = 15 \\ \frac{L}{D_{\text{ltr}}} = 17 \end{cases} \quad (23)$$

としたことに矛盾しない。さらに、ここで統計データより

$$C_{\text{fe}} = 0.003 \quad (24)$$

を用いて、式(19)を代入し、

$$C_{D_0} = C_{\text{fe}} \frac{S_{\text{wet}}}{S} = 0.0174 \quad (25)$$

であり、

$$e = 0.80 \quad (26)$$

とすると、Clean 形態では

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{e\pi AR} = 0.0174 + 0.0506C_L^2 \quad (27)$$

となる。離陸、着陸時の形態では、

$$\text{Take-off flap} \quad \Delta C_{D_0} = 0.015, \quad e = 0.75 \quad (28)$$

$$\text{Landing flap} \quad \Delta C_{D_0} = 0.065, \quad e = 0.70 \quad (29)$$

$$\text{Landing gear} \quad \Delta C_{D_0} = 0.020 \quad (30)$$

となるので、

$$\text{Take-off Gear-up} \quad C_D = 0.0324 + 0.0541C_L^2 \quad (31)$$

$$\text{Take-off Gear-down} \quad C_D = 0.0524 + 0.0541C_L^2 \quad (32)$$

$$\text{Landing Gear-up} \quad C_D = 0.0824 + 0.0580C_L^2 \quad (33)$$

$$\text{Landing Gear-down} \quad C_D = 0.1024 + 0.0580C_L^2 \quad (34)$$

が得られる。

3.2. Stall Speed の推算

FAR25 には $V_{S_{\min}}$ の規定がないので、ここでは推算しない。

3.3. 離陸性能のサイジング

離陸性能のサイジング時の代表値として、

$$C_{L_{\max \text{ TO}}} = 1.6, 2.0, 2.4 \quad (35)$$



を用いる．設計要求(Table.1)より海面上で考えるので，

$$\sigma = 1 \quad (36)$$

なので，統計関係式より，

$$S_{\text{TOFL}} = 40.3 \times \frac{(W/S)_{\text{TO}}}{\sigma C_{L_{\text{maxTO}}} \cdot (T/W)_{\text{TO}}} = 4600 \text{ [ft]} \quad (37)$$

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，

$$\begin{cases} (T/W)_{\text{TO}} = 0.00548 (W/S)_{\text{TO}} & \text{at } C_{L_{\text{maxTO}}} = 1.6 \\ (T/W)_{\text{TO}} = 0.00438 (W/S)_{\text{TO}} & \text{at } C_{L_{\text{maxTO}}} = 2.0 \\ (T/W)_{\text{TO}} = 0.00365 (W/S)_{\text{TO}} & \text{at } C_{L_{\text{maxTO}}} = 2.4 \end{cases} \quad (38)$$

となる．

3.4. 着陸性能のサイジング

着陸性能のサイジング時の代表値として，

$$C_{L_{\text{maxL}}} = 1.8, 2.2, 2.6, 3.0 \quad (39)$$

を用いる．設計要求(Table.1)より，

$$S_{\text{FL}} = 0.29 V_{\text{A}}^2 = 0.29 \times (1.3 V_{\text{SL}})^2 = 4600 \text{ [ft]} \quad (40)$$

であるので，

$$V_{\text{SL}} = 96.88 \text{ [kt]} \quad (41)$$

となる．したがって，海面上であることを考慮に入れ，

$$(W/S)_{\text{TO}} = \frac{\frac{1}{2} \rho V_{\text{SL}}^2 C_{L_{\text{maxL}}}}{W_{\text{L}}/W_{\text{TO}}} \quad (42)$$

$$W_{\text{L}}/W_{\text{TO}} = 0.90, \quad \rho = 1.225 \text{ [kg/m}^3\text{]} = 0.125 \text{ [kg}\cdot\text{s}^2/\text{m}^4\text{]} \quad (43)$$

を得る．したがって，代表値それぞれについて，

$$\begin{cases} (W/S)_{\text{TO}} = 310 \text{ [kg/m}^2\text{]} = 63.6 \text{ [lb/ft}^2\text{]} & \text{at } C_{L_{\text{maxL}}} = 1.8 \\ (W/S)_{\text{TO}} = 379 \text{ [kg/m}^2\text{]} = 77.7 \text{ [lb/ft}^2\text{]} & \text{at } C_{L_{\text{maxL}}} = 2.2 \\ (W/S)_{\text{TO}} = 448 \text{ [kg/m}^2\text{]} = 91.8 \text{ [lb/ft}^2\text{]} & \text{at } C_{L_{\text{maxL}}} = 2.6 \\ (W/S)_{\text{TO}} = 517 \text{ [kg/m}^2\text{]} = 106.0 \text{ [lb/ft}^2\text{]} & \text{at } C_{L_{\text{maxL}}} = 3.0 \end{cases} \quad (44)$$

となる．

3.5. 上昇性能のサイジング

上昇性能のサイジングは，最も厳しい FAR25 の要求である，second segment climb requirement (OEI)についてのみおこなう．設計機体は課題 1 より双発機である．したがって，

$$CGR > 0.024 \quad (45)$$



であるので,

$$(T/W)_{TO} = 2 \left(\frac{1}{L/D} + 0.024 \right) \quad \text{at } 1.2V_{S_{TO}} \quad (46)$$

となる. ここで, 式(35)の中央値をとって,

$$C_{L_{\max TO}} = 2.0 \quad (47)$$

とすると, 速度 $1.2V_{S_{TO}}$ のとき,

$$C_L = \frac{2.0}{1.2^2} = 1.4 \quad (48)$$

となる. second segment climb requirement (OEI)においては, Take-off, Gear-up 形態であるので, 式(31)より,

$$C_D = 0.0324 + 0.0541C_L^2 = 0.138 \quad (49)$$

であるので

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = 10.1 \quad (50)$$

となる. したがって, 式(46)にこれを代入して,

$$(T/W)_{TO} = 0.246 \quad (51)$$

となる. これに $+50 [^{\circ}\text{F}]$ の影響をいれて, 結局

$$(T/W)_{TO} = \frac{0.246}{0.8} = 0.307 \quad (52)$$

となる.

上昇に要する時間, 上昇限度のサイジングについては, 設計要求にないので実施しない.

3.6. 巡航速度のサイジング

巡航時の関係式

$$\left(\frac{T}{W} \right)_{cr} = \frac{(C_{D_0} + \Delta C_{D_0})q}{W/S} + \frac{W/S}{qe\pi AR} \quad (53)$$

に, 標準大気表より求めた, 高度35000 [ft]での巡航時動圧 q

$$\begin{aligned} q &= \frac{1}{2} \rho V^2 \\ &= \frac{1}{2} \times 0.0388 [\text{kg} \cdot \text{s}^2 / \text{m}^4] \times (M 0.75 \times 297 [\text{m/s}])^2 \\ &= 963 [\text{kg/m}^2] = 197 [\text{lb/ft}^2] \end{aligned} \quad (54)$$

を代入する. また, 式(25)に圧縮性の影響 $\Delta C_{D_0} = 0.0030$ を加えて

$$C_{D_0} + \Delta C_{D_0} = 0.0174 + 0.0030 = 0.0204 \quad (55)$$

となる. 設計要求(Table.1)より,

$$L_{per} = 0.25 \quad (56)$$

でありまた, 式(5)より



$$\frac{W_{cr}}{W_{TO}} = \frac{W_1}{W_{TO}} \cdot \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \frac{W_4}{W_3} = 0.956 \quad (57)$$

であるので、式(18),(26)の値を用いて巡航状態から離陸状態に直すと、

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \frac{\left(\frac{T}{W}\right)_{cr} \left(\frac{W_{cr}}{W_{TO}}\right)}{L_{P_{cr}}} = 3.82 \left(\frac{4.02}{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}} + \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}{3882} \right) \quad (58)$$

を得る。

3.7. サイジングプロット

3.3~3.6 節からサイジングプロットを描くと、下図(Fig.2)となる。

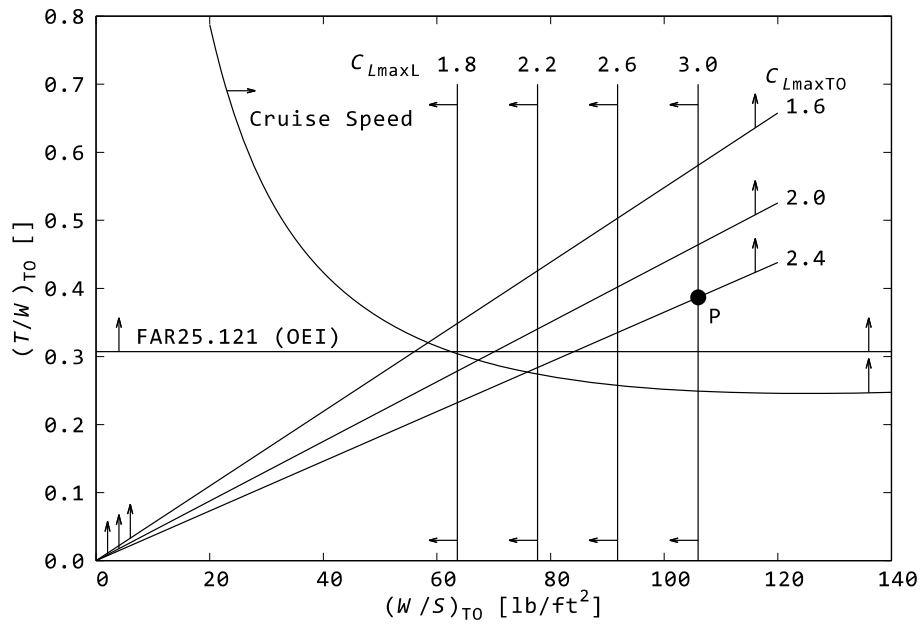


Fig.2 サイジングプロット

ここでは、上図(Fig.2)の P 点を設計点とする。したがって、

$$\begin{cases} \left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = 0.3869 \\ \left(\frac{W}{S}\right)_{TO} = 106 \text{ [lb/ft}^2\text{]} \end{cases} \quad (59)$$

となるので、式(17)より、

$$\begin{cases} T = 10894 \text{ [lb]} \\ S = 265.6 \text{ [ft}^2\text{]} \end{cases} \quad (60)$$

を得る。

4. 参考資料

- [1] 李家 賢一. (2013). 「航空機設計法」. 東京: コロナ社.



- [2] Flugzeug info.net. EMBRAER EMB 135 / ERJ 135 - Specifications - Technical Data / Description. Retrieved January 4, 2017, from http://www.flugzeuginfo.net/acdata_php/acdata_emb135_en.php

