

卒業設計 計画要求書

工学部航空宇宙工学科 4 年 野本陽平 (03-180332)

2019 年 12 月 23 日

目次

1	設計要求	3
2	当該計画を選んだ理由, 設計構想	3
3	既存機体データのまとめ	4
4	Aircraft Configuration の決定	4
5	Sizing	5
5.1	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	5
5.2	主翼面積 S , エンジン推力 T_{TO} , 揚力係数 C_L の見積もり	7
6	胴体, E/G, 主翼, 尾翼の決定	10
6.1	胴体寸法	10
6.2	エンジンの選定	11
6.3	主翼設計	11
6.4	尾翼設計	12
6.5	舵面のサイジング	14
6.6	タイヤのサイジング	14
7	脚配置と重量・重心位置の検討	14
7.1	重量の決定	14
7.2	重心の決定	16
7.3	脚配置	19
8	初期三面図	19

1 設計要求

設計要求は、以下のように定めるものとする。

表 1 設計要求

項目	要求
Payload	520 passengers (First class: 15, Business class: 50, Economy class: 455) + 2 pilots + 18 cabin crew
Range	8,500 nm with max. payload, alternate airport (200nm) and 45 min. loiter
Altitude	38,000 ft for design range
Cruise Speed	M0.85
Climb	as required in FAR25
Take off and Landing	10,000 ft take-off field length at sea level 7,500 ft landing field length at $W_L = 0.85W_{TO}$ at sea level
Powerplants	Quadruplet Turbo Fan
Certification Base	FAR25
Airfoil	Super Critical

2 当該計画を選んだ理由, 設計構想

自分は今年の 4S セメスターの間, 南アフリカのケープタウン大学へ留学してきた。その際香港～ヨハネスブルグ間の長距離飛行を経験し, (やや時代遅れかもしれないが,) 超長距離飛ぶ大型の飛行機を設計してみたいと思った。また, 小さい頃からジャンボジェットへの憧れがあったことも否めない。道のり基準だと香港～ニューヨーク間の飛行機 (13,000km, 道のり基準では 15,000km となることも) が存在することもあり, 日本から南アフリカへダイレクトに行く (13,500km) ことができるような飛行機を作りたいと思ったのが本機体を選んだ理由である。

3 既存機体データのまとめ

既存機体については, Boeing 747-8 と Airbus 380 のものを参考にしたい.

表 2 既存機体データのまとめ

要素名	Boeing 747-8	Airbus 380
W_{TOmax} [lb]	987,000	1,234,585
S [sqft]	5,960	9,100
T_{max} [lbf]	$4 \times 66,500$	$4 \times 78,200$
W/S_{TO} [lb/sqft]	165.5	135.7
T/W_{TO}	0.27	0.253
AR	9.8	7.53
λ	0.3	0.3
Λ [deg]	30	30
Γ [deg]	6	5.5
Airfoil	-	-
cruise speed	M0.855	M0.85
range [nm]	7,730	8,000
take off [ft]	10,200	9,800
length [ft]	250.2	238.7
wing span [ft]	224.7	261.8
height [ft]	61.4	79
operating empty weight [lb]	485,300	611,000
max payload [lb]	168,300	200,000
crew and passengers	467(max)?	853(max)?

ただし, 高度 37,000[ft], M0.85 での Lapses Rate は 0.20 とする.

4 Aircraft Configuration の決定

これらについては, 既存機体を基に現在主流になっているものを採用する.

表 3 Aircraft Configuration

要素	設定
主翼の上下位置	低翼
エンジン取り付け位置	主翼下方型
尾翼	低翼 + 一枚翼
脚	前輪配置

5 Sizing

5.1 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

5.1.1 Mission Fuel Fraction M_{ff} の見積もり

各フェーズでの重量比は, テキスト P.71 より以下のように仮定する.

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

巡航, 代替空港への巡航, 空中待機のフェーズではブレゲーの式を利用し,

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

を得る. 設計要求, 標準大気表により,

$$\begin{aligned}R &= 8,500[\text{nm}] \\ R_{alt} &= 200[\text{nm}] \\ V &= M0.85 \times 574[\text{kt}] = 488[\text{kt}] \\ V_{alt} &= 350[\text{kt}] \quad @ \quad 20,000[\text{ft}] \\ \frac{L}{D} &= \frac{L}{D_{alt}} = 18 \\ c_j &= c_{j_{alt}} = 0.4[(\text{lb/hr})/\text{lb}] \\ E_{ltr} &= 0.75[\text{hr}] \\ \frac{L}{D_{ltr}} &= 19 \\ c_{j_{ltr}} &= 0.45[(\text{lb/hr})/\text{lb}]\end{aligned}$$

とすると,

$$\frac{W_5}{W_4} = 0.6790$$

$$\frac{W_7}{W_6} = 0.9858$$

$$\frac{W_8}{W_7} = 0.9824$$

となるので, Mission Fuel Fraction は

$$M_{\text{ff}} = \frac{W_9}{W_8} \frac{W_8}{W_7} \frac{W_7}{W_6} \frac{W_6}{W_5} \frac{W_5}{W_4} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_2}{W_1} \frac{W_1}{W_{\text{TO}}} = 0.6172$$

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

設計要求と航空機設計法 P.75 の仮定より, 以下のように求まる.

$$W_{\text{PL}} = (175 + 66[\text{lb}]) \times 65 + (175 + 44) \times 455 = 115,310[\text{lb}]$$

$$W_{\text{crew}} = (175 + 30[\text{lb}]) \times (2 + 18) = 4,100[\text{lb}]$$

5.1.3 最大離陸重量 W_{TO} の推算

Boeing 747 機の W_{TOmax} を基に, W_{TOguess} を 1,050,000 [lb] とおく. W_{F} は実際に使用する燃料 W_{Fused} と予備燃料 W_{Fres} の和であるが, ここでは W_{Fres} は含むものとして 0 とする. よって W_{F} は

$$W_{\text{F}} = W_{\text{Fused}} = (1 - M_{\text{ff}})W_{\text{TO}} = 0.3828 \times W_{\text{TO}}$$

航空機設計法 P.68 より,

$$W_{\text{OEtent}} = W_{\text{TOguess}} - (1 - M_{\text{ff}})W_{\text{TOguess}} - W_{\text{Fres}} - W_{\text{PL}} = 286,630[\text{lb}]$$

ジェット旅客機が従う統計上の式によると, $A' = -0.163, B' = 1.084$ として

$$W_{\text{OE}} = 10^{\frac{\log 10 W_{\text{TOguess}} - A'}{B'}} = 506,958[\text{lb}]$$

なので, 大きく異なる. 非線形の関係にあるので, 探索することで数値計算的に近い解を得ると,

$$W_{\text{OEtent}} = 438,318[\text{lb}]$$

$$W_{\text{OE}} = 438,404[\text{lb}]$$

でほぼ収束し, 以上から

$$W_{\text{TO}} = 897,000[\text{lb}]$$

$$W_{\text{E}} = W_{\text{OE}} - W_{\text{crew}} = 434,304[\text{lb}]$$

$$W_{\text{F}} = (1 - M_{\text{ff}})W_{\text{TO}} = 343,371[\text{lb}]$$

と定まる.

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

5.2.1 揚抗比 L/D , 抵抗 D の推算

Boeing 747-8 機の AR を参考に 9.8 程度とする。また,

$$\frac{S_{wet}}{S} = 4.45$$

と比較的小さく設定する。航空機設計法 P.81 図 4.3 より,

$$\frac{AR}{S_{wet}/S} = 2.2$$
$$\frac{L}{D_{max}} = 21$$

ジェット機で揚抗比を最大化する場合を当てはめると,

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{cruise} = 0.886(L/D_{max}) = 18.6$$
$$\left(\frac{L}{D}\right)_{loiter} = (L/D_{max}) = 21$$

となって 5.1.1 で用いた値と比べても矛盾しない。ここで, $C_{fe} = 0.003$ として得られる統計データより,

$$C_{D0} = C_{fe} \frac{S_{wet}}{S} = 0.0134$$

で, $e = 0.85$ を仮定すると, Clean 形態で

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{e\pi AR} = 0.0134 + 0.0382C_L^2$$

離陸・着陸時の形態では

Take-off Flap	$\Delta C_{D0} = 0.015$	$e = 0.80$
Landing Flap	$\Delta C_{D0} = 0.065$	$e = 0.75$
Landing Gear	$\Delta C_{D0} = 0.020$	

となるので,

Take-off Gear-up	$0.0284 + 0.0406C_L^2$
Take-off Gear-down	$0.0484 + 0.0406C_L^2$
Landing Gear-up	$0.0784 + 0.0433C_L^2$
Landing Gear-down	$0.0984 + 0.0433C_L^2$

5.2.2 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。

5.2.3 離陸性能の推算

離陸性能のサイジングの代表値として, $C_{L_{\max TO}} = 1.6, 2.0, 2.4$ を用いる. また, 海面上を考慮するので $\sigma = 1$ とする. 統計関係式より,

$$S_{\text{TOFL}} = 40.3 \times \frac{(W/S)_{\text{TO}}}{\sigma C_{L_{\max TO}} \cdot (T/W)_{\text{TO}}} = 10,000[\text{ft}]$$

$$(T/W)_{\text{TO}} = 0.002519(W/S)_{\text{TO}} \quad @ \quad C_{L_{\max TO}} = 1.6$$

$$(T/W)_{\text{TO}} = 0.002015(W/S)_{\text{TO}} \quad @ \quad C_{L_{\max TO}} = 2.0$$

$$(T/W)_{\text{TO}} = 0.001679(W/S)_{\text{TO}} \quad @ \quad C_{L_{\max TO}} = 2.4$$

5.2.4 着陸性能の推算

離陸性能のサイジングの代表値として, $C_{L_{\max L}} = 1.8, 2.2, 2.6, 3.0$ を用いる. 設計要求より,

$$S_{\text{FL}} = 0.29V_A^2 = 0.29 \times (1.3V_{\text{SL}})^2 = 7,500[\text{ft}]$$

なので,

$$V_{\text{SL}} = 122[\text{kt}]$$

従って, 着陸の翼面荷重の式

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

に

$$(W_L/W_{\text{TO}}) = 0.85$$

$$\rho = 1.225[\text{kg/m}^3] = 0.125[\text{kg} \cdot \text{s}^2/\text{m}^4]$$

を得る. 従って, 代表値それぞれについて

$$(W/S)_{\text{TO}} = 521.3[\text{kg/m}^2] = 107[\text{lb/ft}^2] \quad @ \quad C_{L_{\max L}} = 1.8$$

$$(W/S)_{\text{TO}} = 637.1[\text{kg/m}^2] = 131[\text{lb/ft}^2] \quad @ \quad C_{L_{\max L}} = 2.2$$

$$(W/S)_{\text{TO}} = 753.0[\text{kg/m}^2] = 154[\text{lb/ft}^2] \quad @ \quad C_{L_{\max L}} = 2.6$$

$$(W/S)_{\text{TO}} = 868.8[\text{kg/m}^2] = 178[\text{lb/ft}^2] \quad @ \quad C_{L_{\max L}} = 3.0$$

となる.

5.2.5 上昇性能の推算

FAR25 では一般的に second segment climb requirement が最も厳しい要求になることが知られているため, ここではこの飛行状態のみでサイジングを行う. 本機体は Quadruplet Turbo Fan($N=4$) なので, 上昇勾配 $\gamma \geq 0.03$ を満たしている必要がある.

$$(T/W)_{\text{TO}} = \frac{N}{N-1}(\gamma + \frac{1}{L/D}) = \frac{4}{3}(0.03 + \frac{1}{L/D})$$

離陸性能のサイジングの代表値の中央値 $C_{L_{\max TO}} = 2.0$ とすると、速度 $1.2V_{S_{TO}}$ なので

$$C_L = \frac{2.0}{1.2^2} = 1.4$$

となり、OEI においては Take-off, Gear-up の状態であるから

$$C_D = 0.0284 + 0.0406C_L^2 = 0.108$$

なので、

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = 12.96$$

となるので、これを代入して

$$(T/W)_{TO} = 0.1429$$

実際には気温が $27.8^\circ C$ 高いことを考慮するので、

$$(T/W)_{TO} = \frac{0.1429}{0.8} = 0.1786$$

5.2.6 巡航速度の推算

巡航時の関係式

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{cr} = \frac{(C_{D0} + \Delta C_{D0})q}{W/S} + \frac{W/S}{qe\pi AR}$$

標準大気より高度 38,000[ft] での巡航時動圧 q は、

$$q = \frac{1}{2}\rho V^2 = 0.5 \times 0.0385[\text{kgs}^2/\text{m}^4] \times (M0.75 \times 294.8[\text{m/s}])^2 = 941[\text{kg}/\text{m}^2] = 193[\text{lb}/\text{ft}^2]$$

圧縮性の影響 ΔC_{D0} は 0.0030 として、 $C_{D0} + \Delta C_{D0} = 0.0164$ である。最後に巡航時と離陸時の変換を行う。

$$\frac{W_{cr}}{W_{TO}} = \frac{W_1}{W_{TO}} \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} = 0.956$$

なので、

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \frac{(T/W)_{cr}(W_{cr}/W_{TO})}{L_{Pcr}} = 4.78 \left(\frac{3.165}{(W/S)_{TO}} + \frac{(W/S)_{TO}}{5,051} \right)$$

5.2.7 サイジングプロット

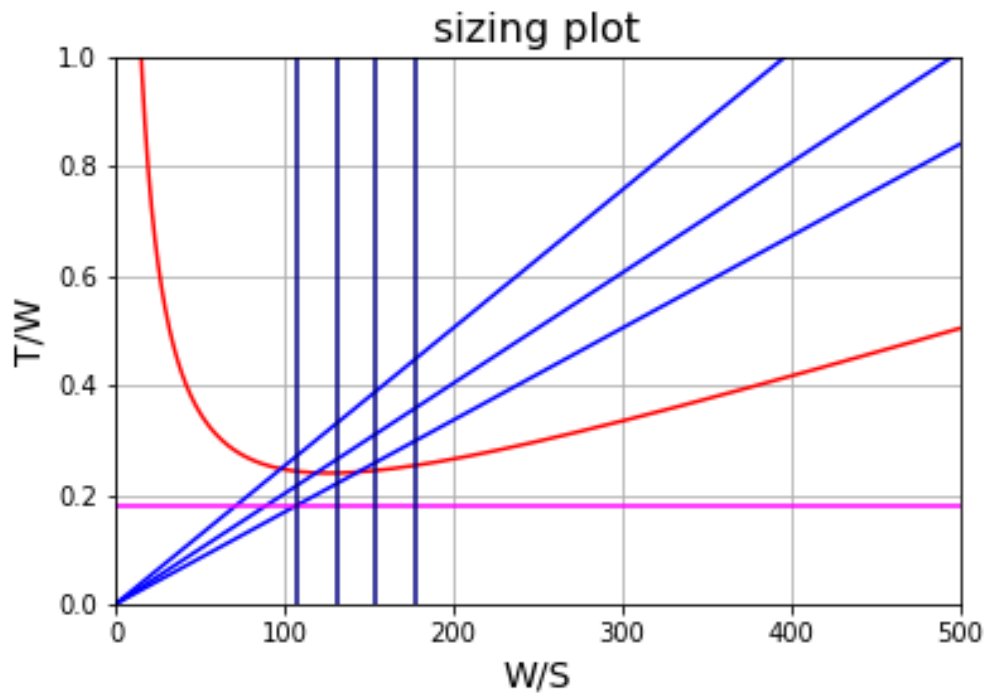


図1 サイジングプロット

以上の議論より,

$$(W/S)_{TO} = 178[\text{lb}/\text{ft}^2]$$

$$(T/W)_{TO} = 0.2989$$

$W_{TO} = 897,000[\text{lb}]$ だったので,

$$S = 5,039.3[\text{ft}^2]$$

$$T = 268,113[\text{lb}]$$

6 胴体, E/G, 主翼, 尾翼の決定

6.1 胴体寸法

6.1.1 胴体断面径

胴体外径は一番密に詰まっているエコノミークラスの座席を中心に考える. Boeing747-400 機体はエコノミークラスの座席幅が 17.1[in] でピッチは 31[in] である. あまりに小さすぎる気がしてならないので, 座席幅は 18.5[in], ピッチは 32[in] とする. 通路幅は座席幅と等しいと見ると, 両の窓側に 3 席ずつとそれぞれ通路挟んで真ん中に 4 席あるので, 機体の内径 D_i とこれに構造厚さ 10.25[in] を加えた外径 D_o は

$$D_i = 18.5 \times 12 = 18.5[\text{ft}]$$

$$D_o = D_i + 10.25 = 19.3[\text{ft}]$$

6.1.2 客室長さ

エコノミークラスのピッチが 32[in], ビジネスクラスのピッチを 64[in] とし, ファーストクラスは 2 階席にのびのびと座らせる. するとシート部分の長さは,

$$32 \times \frac{455}{10} + 64 \times \left(\frac{8}{2} + \frac{42}{7} \right) < 2,112[\text{in}] = 176[\text{ft}]$$

一階部分でトイレはピッチベースで 15 個ほど, ほかに非常口を TypeA を 3 個, Type1 を 4 個配置することを考える. キャビンアテンダント用座席なども考えると, 客室長さは 220[ft] ほどになる.

6.1.3 胴体全長

ノーズ部分は胴体外径の 0.5 倍, 貨物室はファーストクラスの後ろに設けるとして, テール部分は外径の 1 倍とする. 胴体長さは

$$l_F = 220[\text{ft}] + 0.5 \times D_o + D_o = 29 = 249[\text{ft}]$$

6.2 エンジンの選定

エンジン一発あたりの推力は,

$$\frac{T}{4} = 67,028[\text{lbf}]$$

より, Thrust 68,000-72,000 [lbf] のロールス・ロイス Trent7000 を採用する.

6.3 主翼設計

6.3.1 翼型

高亜音速機体であるので, スーパークリティカル翼型を採用する.

6.3.2 アスペクト比 AR , 後退角 Λ , テーパー比 λ , 上反角 Γ

アスペクト比は boeing747-8 を踏襲し 9.8 とする. また, 後退角 $\Lambda = 30[\text{deg}]$, テーパー比 $\lambda = 0.3$, 上反角 $\Gamma = 6[\text{deg}]$ とする.

6.3.3 翼幅と翼端部, 翼根部のコード長

$S = 5,039.3[\text{ft}^2]$ であったことから, 翼幅 b は

$$b = \sqrt{S \times AR} = 222.23[\text{ft}]$$

さらにコード長と平均空力翼弦はそれぞれ

$$c_r = \frac{2}{1+\lambda} \sqrt{\frac{S}{AR}} = 34.89[\text{ft}]$$

$$c_t = \frac{2}{1+1/\lambda} \sqrt{\frac{S}{AR}} = 10.46[\text{ft}]$$

$$\bar{c} = \frac{2}{3} c_r \frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda} = 24.86[\text{ft}]$$

6.3.4 その他のパラメタ

その他厚み比 t や揚力傾斜 $C_{L\alpha}$ は

$$t_{\text{root}} = 17[\%]$$

$$t_{\text{tip}} = 12[\%]$$

$$C_{L\alpha} = 4 \sim 5[\text{rad}]$$

とする。巡航時揚力係数 $C_{L_{\text{cruise}}}$ は,

$$C_{L_{\text{cruise}}} = \frac{W_{\text{TO}} - 0.4W_F}{qS} = 0.781$$

6.3.5 燃料タンク容量 V_t

燃料タンク容量 V_t は, 統計式より

$$V_t = 0.54 \times \frac{S^2}{b} t_r \frac{1 + \lambda \sqrt{\frac{t_t}{t_r}} + \lambda^2 \frac{t_t}{t_r}}{(1+\lambda)^2} = 8,166[\text{ft}^3] = 60,791[\text{gal}]$$

であり, 必要な燃料タンク体積 V_F は

$$V_F = \frac{W_F}{\rho_F} = \frac{343,371[\text{lb}]}{6.7[\text{lb/gal}]} = 51,249[\text{gal}] < V_t$$

なので十分である。

6.4 尾翼設計

6.4.1 水平尾翼

ジェット旅客機なので $k_H = 0.075$ とすると,

$$V_H = k_H \sqrt{\frac{W}{S}} = 1.001$$

である。水平尾翼空力中心位置と全機重心位置の距離 $l_H = 0.35l_F = 87[\text{ft}]$ とおくと, 水平尾翼面積 S_H は

$$S_H = V_H \cdot \frac{\bar{c}S}{l_H} = 720[\text{ft}^2]$$

また、その他のパラメタを以下のように定める。

$$\begin{aligned} AR_H &= 4.5 \\ t_H &= 10[\%] \\ \lambda_H &= 0.4 \\ \Lambda_H &= 35[\text{deg}] \\ \Gamma_H &= 4.0[\text{deg}] \end{aligned}$$

すると翼幅, コード長, 平均空力翼弦は,

$$\begin{aligned} b_H &= \sqrt{S_H \times AR_H} = 56.9[\text{ft}] \\ c_{rH} &= \frac{2}{1 + \lambda_H} \sqrt{\frac{S_H}{AR_H}} = 18.1[\text{ft}] \\ c_{tH} &= \frac{2}{1 + 1/\lambda_H} \sqrt{\frac{S_H}{AR_H}} = 9.5[\text{ft}] \\ \bar{c}_H &= \frac{2}{3} c_{rH} \frac{1 + \lambda_H + \lambda_H^2}{1 + \lambda_H} = 13.4[\text{ft}] \end{aligned}$$

6.4.2 垂直尾翼

$k_V = 0.00675$ とすると,

$$V_V = k_V \sqrt{\frac{W}{S}} = 0.090$$

である。垂直尾翼空力中心位置と全機重心位置の距離は水平尾翼空力中心位置と全機重心位置の距離とほとんど同じであると近似すると, 水平尾翼面積 S_H は

$$S_V = V_V \cdot \frac{bS}{l_V} = 1156.7[\text{ft}^2]$$

また、その他のパラメタを以下のように定める。

$$\begin{aligned} AR_V &= 1.2 \\ t_V &= 10[\%] \\ \lambda_V &= 0.8 \\ \Lambda_V &= 35[\text{deg}] \end{aligned}$$

すると翼幅, コード長, 平均空力翼弦は,

$$\begin{aligned} b_V &= \sqrt{S_V \times AR_V} = 37.3[\text{ft}] \\ c_{rV} &= \frac{2}{1 + \lambda_V} \sqrt{\frac{S_V}{AR_V}} = 34.5[\text{ft}] \\ c_{tV} &= \frac{2}{1 + 1/\lambda_V} \sqrt{\frac{S_V}{AR_V}} = 27.6[\text{ft}] \\ \bar{c}_V &= \frac{2}{3} c_{rV} \frac{1 + \lambda_V + \lambda_V^2}{1 + \lambda_V} = 31.2[\text{ft}] \end{aligned}$$

6.5 舵面のサイジング

エルロンのコード長は授与区コード長に対して 20[%], スパン長は翼幅の 50[%], エレベーターの面積は S_H に対して 25[%], ラダーの面積は S_V に対して 35[%] とする.

6.6 タイヤのサイジング

前輪 2 個, 後輪 12 個で支えるとする. 前輪で 15[%], 後輪で 90[%] 支えるとする, それぞれのタイヤが支える重量は,

$$W_{NW} = \frac{0.15W_{TO}}{2} = 67,275[\text{lb}]$$

$$W_{MW} = \frac{0.90W_{TO}}{12} = 67,275[\text{lb}]$$

前輪後輪共にタイヤは以下のように定める.

$$D = 1.63 \times W_{MW}^{0.315} = 54[\text{in}]$$

$$W = 0.1043 \times W_{MW}^{0.480} = 21.66[\text{in}]$$

7 脚配置と重量・重心位置の検討

7.1 重量の決定

7.1.1 主翼重量 W_w

主翼荷重 W_w は, 終局荷重倍数 N_{ult} , 零燃料時の最大質量 W_{mzf} , 50% 翼弦長での後退角 $\Lambda_{1/2}$ の

$$N_{ult} = 3.8$$

$$W_{mzf} = W_{OE} + W_{PL} = 553,714[\text{lb}]$$

$$\Lambda_{1/2} = \tan^{-1} \left(\frac{\frac{b}{2} \tan \Lambda + \frac{c_t - c_r}{4}}{b/2} \right) = 25.11[\text{deg}] = 0.438$$

を利用して,

$$\begin{aligned} W_w &= 0.0017W_{mzf} \left(\frac{b}{\cos \Lambda_{1/2}} \right)^{0.75} \left\{ 1 + \left(\frac{6.25}{b} \cos \Lambda_{1/2} \right)^{0.5} \right\} N_{ult}^{0.55} \left(\frac{bS}{t_r W_{mzf} \cos \Lambda_{1/2}} \right)^{0.30} \\ &= 304,829[\text{lb}] \end{aligned}$$

7.1.2 尾翼重量 W_t

$$V_d = (M0.85 + 0.05) \times 574[\text{kt}] = 516.6[\text{kt}] = 873.7[\text{ft/s}]$$

これを統計式に用いて,

$$W_t = 1.04S_H^{1.2} \left(0.4 + \frac{V_d}{840} \right) + 1.04S_V^{1.2} \left(0.4 + \frac{V_d}{1000} \right) = 10,300[\text{lb}]$$

7.1.3 胴体重量 W_{fus}

胴体最大幅 B を $D_o = 19.3[\text{ft}]$, 最大高さ $h = 30[\text{ft}]$ とする. またテイルアーム l_T は $87[\text{ft}]$ で近似する.

$$S_{\text{fus}} \simeq \pi \times 25 \times L_f = 6,229[\text{ft}^2]$$

すなわち胴体重量 W_{fus} は,

$$W_{\text{fus}} = 0.0065V_d^{0.5} \left(1.85 + \frac{l_T}{B+h} \right) S_{\text{fus}}^{1.2} = 24,830[\text{lb}]$$

7.1.4 ナセル重量 W_n

高バイパスエンジンについて $F_{\text{nacelle}} = 0.065$ であるから, ナセル重量 W_n は

$$W_n = F_{\text{nacelle}} T_{\text{TO}} = 17,427[\text{lb}]$$

7.1.5 脚重量 W_g

低翼機なので $W_{\text{gr}} = 1.0$ とし,

$$W_{\text{mg}} = K_{\text{gr}}(40.0 + 0.16W_{\text{TO}}^{0.75} + 0.019W_{\text{TO}} + 1.5 \times 10^{-5}W_{\text{TO}}^{1.5}) = 34,490[\text{lb}]$$

$$W_{\text{ng}} = K_{\text{gr}}(20.0 + 0.10W_{\text{TO}}^{0.75} + 2.0 \times 10^{-6}W_{\text{TO}}^{1.5}) = 4,634[\text{lb}]$$

$$W_{\text{mg}} + W_{\text{ng}} = 39,124[\text{lb}]$$

7.1.6 推進系統重量 W_p

ロールス・ロイス Trent7000 ($14,209[\text{lb}]$) を 4 個搭載しているので,

$$W_p = 1.16W_{\text{eng}} + 5,950 = 71,880[\text{lb}]$$

7.1.7 装備品重量 W_{fix}

装備分類の重量は, 長距離のため

$$W_{\text{fix}} = F_{\text{fix}} W_{\text{TO}} = 71,760[\text{lb}]$$

7.1.8 運航に必要なアイテム重量 W_{OP}

長距離路線なので $F_{\text{OP}} = 35$ とし,

$$W_{\text{OP}} = 187N_{\text{crew}} + F_{\text{OP}}P = 21,940[\text{lb}]$$

7.1.9 運用空虚重量 W_{OE}

ここまでで求めた値を合算する.

$$W_{\text{ME}} = W_w + W_t + W_{\text{fus}} + W_n + W_g = 396,510[\text{lb}]$$

$$W_{\text{OE}} = W_{\text{ME}} + W_p + W_{\text{fix}} + W_{\text{tfo}} + W_{\text{crew}} + W_{\text{OP}} = 568,881[\text{lb}]$$

7.2 重心の決定

原点を胴体軸上、機体先端にとる．以下で各コンポーネントの重心位置と全体の重心をまとめた表を示す．

7.2.1 W_E の重心の検討

W_E の重心配置は、以下の通りである．ここだけ計算し直した

表 4 W_E の重心の決定

コンポーネント		重量 w [lb]	重心位置 x [L_f]
主翼	W_w	304,829	0.60
尾翼	W_t	10,300	0.98
胴体	W_{fus}	24,830	0.50
ナセル	W_n	17,427	0.58
前脚	W_{ng}	4,634	0.15
後脚	W_{mg}	34,490	0.65
推進系統	W_p	71,880	0.57
装備品	W_{fix}	71,760	0.54
合計	W_E	540,150	0.589
重心			28.98% MAC

7.2.2 W_{OE} の重心の検討

W_{OE} の重心配置は、以下の通りである．

表 5 W_{OE} の重心の決定

コンポーネント		重量 w [lb]	重心位置 x [L_f]
主翼	W_w	304,829	0.60
尾翼	W_t	10,300	0.98
胴体	W_{fus}	24,830	0.50
ナセル	W_n	17,427	0.58
前脚	W_{ng}	4,634	0.15
後脚	W_{mg}	34,490	0.65
推進系統	W_p	71,880	0.57
その他	W_o	97,800	0.54
合計	W_{OE}	566,190	0.587
重心			27.00% MAC

7.2.3 $W_{OE} + W_F$ の重心の検討

$W_{OE} + W_F$ の重心配置は, 以下の通りである.

表 6 $W_{OE} + W_F$ の重心の決定

コンポーネント		重量 w [lb]	重心位置 x [L_f]
主翼	W_w	304,829	0.60
尾翼	W_t	10,300	0.98
胴体	W_{fus}	24,830	0.50
ナセル	W_n	17,427	0.58
前脚	W_{ng}	4,634	0.15
後脚	W_{mg}	34,490	0.65
推進系統	W_p	71,880	0.57
燃料	W_F	343,371	0.61
その他	W_o	97,800	0.54
合計	$W_{OE} + W_F$	909,561	0.596
重心			35.99% MAC

7.2.4 W_{TO} の重心の検討

W_{TO} の重心配置は, 以下の通りである.

表 7 W_{TO} の重心の決定

コンポーネント		重量 w [lb]	重心位置 x [L_f]
主翼	W_w	304,829	0.60
尾翼	W_t	10,300	0.98
胴体	W_{fus}	24,830	0.50
ナセル	W_n	17,427	0.58
前脚	W_{ng}	4,634	0.15
後脚	W_{mg}	34,490	0.65
推進系統	W_p	71,880	0.57
燃料	W_F	343,371	0.61
ペイロード	W_{PL}	115,310	0.50
その他	W_o	97,800	0.54
合計	W_{TO}	1,024,871	0.585
重心			24.98 % MAC

7.2.5 $W_{OE} + W_{PL}$ の重心の検討

$W_{OE} + W_{PL}$ の重心配置は, 以下の通りである.

表 8 $W_{OE} + W_{PL}$ の重心の決定

コンポーネント		重量 w [lb]	重心位置 x [L_f]
主翼	W_w	304,829	0.60
尾翼	W_t	10,300	0.98
胴体	W_{fus}	24,830	0.50
ナセル	W_n	17,427	0.58
前脚	W_{ng}	4,634	0.15
後脚	W_{mg}	34,490	0.65
推進系統	W_p	71,880	0.57
ペイロード	W_{PL}	115,310	0.50
その他	W_o	97,800	0.54
合計	W_{OE}	681,500	0.572
重心			11.95% MAC

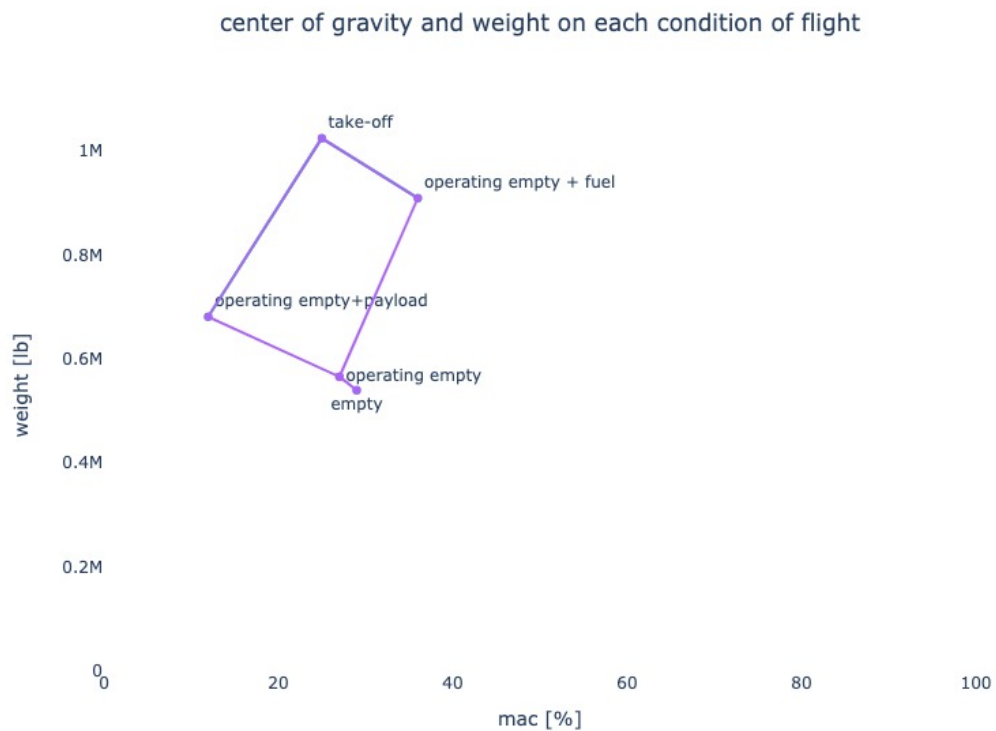


図 2 weight excursion diagram

7.3 脚配置

上の配置だと, 87[%] を後脚が, 残りの 13[%] を前脚が支えることになる. これは 6.6 で行ったタイヤのサイジングの大きめの見積もりを下回っているので, 妥当である.

8 初期三面図

添付している図面を参考のこと.

参考資料

JANE 年鑑 (2013-2014), JANE 年鑑 (2017-2018), 航空機設計法