

卒業設計 初期性能等計算書

工学部航空宇宙工学科 4 年 野本陽平 (03-180332)

2020 年 1 月 10 日

目次

1	空力特性推算 (巡航時揚力)	3
1.1	揚力傾斜	3
1.2	$C_{L_{\max}}$	4
1.3	$C_L - \alpha$	4
2	抵抗推算	4
2.1	有害抵抗	4
2.2	誘導抵抗	5
3	Resizing	5
4	高揚力装置設計	6
4.1	$C_L - \alpha$	6
4.2	$C_D - \alpha$	6
5	重量・重心の詳細な見積もり	7
6	安定性・操縦性	9
6.1	Static Margin の検討	9
6.2	Trim 解析	11
7	Engine 性能曲線の見積もり	12
7.1	Thrust Lapse Rate	12
7.2	Specific Fuel Consumption	13
8	Carpet Plot	13
9	性能推算	15
9.1	Necessary and Available Thrust	15
9.2	Payload Range Diagram	16
9.3	Take-off Field Length	17
9.4	Landing Field Length	17
10	要求性能を満たしているかの確認	17
11	強度計算	17
11.1	$V - n$ 線図	17
11.2	主翼にかかる剪断力と曲げモーメント	18

1 空力特性推算 (巡航時揚力)

1.1 揚力傾斜

亜音速

亜音速における揚力傾斜は、以下の式により推算される。

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi AR}{2 + \sqrt{4 + \frac{AR^2\beta^2}{\eta^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda}{\beta^2}\right)}} \left(\frac{S_{\text{exposed}}}{S_{\text{ref}}} \right) F$$

基礎計画書で得た初期三面図および Sizing から、以下の値を利用する。

$$\begin{aligned}\Lambda_{\text{LE}} &= 32[\text{deg}] \\ S_{\text{exposed}} &= 4,200[\text{ft}^2] \\ d &= 30[\text{ft}]\end{aligned}$$

ここで、 d は機体横幅と高さが異なることからこの値を用いている。なお、 $M = 0.2$ において $C_{L\alpha} = 0.089[/math>[/deg] となる。$

超音速

超音速における揚力傾斜は、DATCOM により与えられる。なお、 $AR \tan \Lambda_{\text{LE}} = 6.12$ である。

遷音速

遷音速時の揚力傾斜は、亜音速と超音速の揚力傾斜を滑らかにつなぐことにより得ることができる。ここまにより、以下の揚力傾斜を得る。

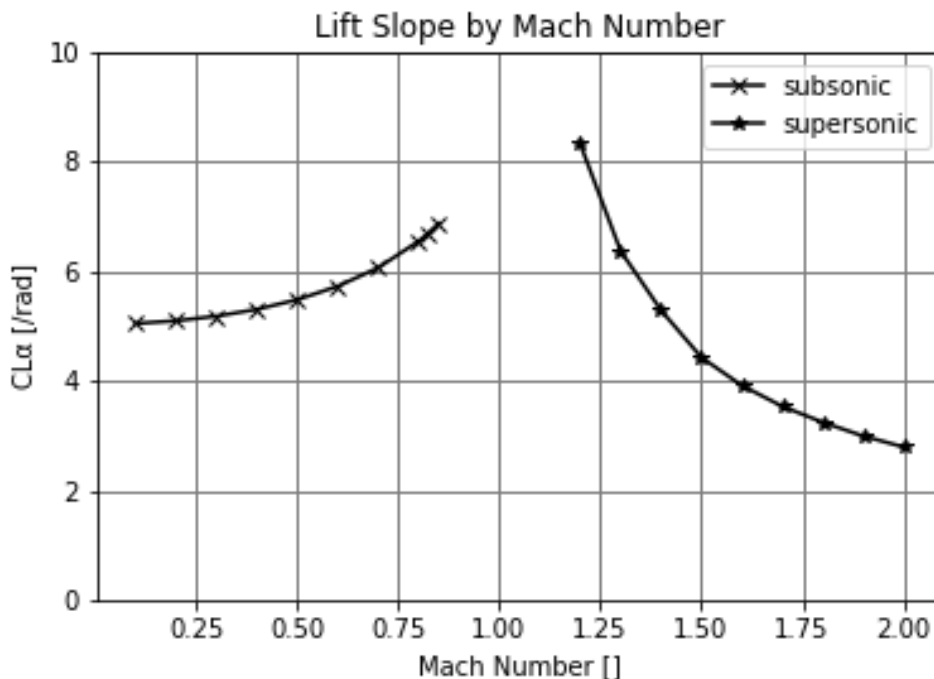


図1 Lift Slope by Mach Number

1.2 $C_{L_{\max}}$

翼型は翼根で NACA64₂215, 翼端で NACA64₂212 とする. t/c は翼端と翼根の平均をとって 0.145 とする. すると翼型データより, $C_{l_{\max}} = 1.68, \alpha_{0L} = -2.8[\text{deg}]$ となる. 既存データから $\Delta Y = 21.3(t/c) = 3.09, C_{L_{\max}}/C_{l_{\max}} = 0.70, \Delta C_{L_{\max}} = 0, \Delta \alpha_{C_{L_{\max}}} = 3.2[\text{deg}]$ であるので,

$$C_{L_{\max}} = C_{l_{\max}} \frac{C_{L_{\max}}}{C_{l_{\max}}} + \Delta C_{L_{\max}} = 1.176$$
$$\alpha_{C_{L_{\max}}} = \frac{C_{L_{\max}}}{C_{L_{\alpha}}} + \alpha_{0L} + \Delta \alpha_{C_{L_{\max}}} = 13.61[\text{deg}]$$

1.3 $C_L - \alpha$

以上の推算によって, 以下の巡航時 $C_{L_{\alpha}}$ 曲線を得る.

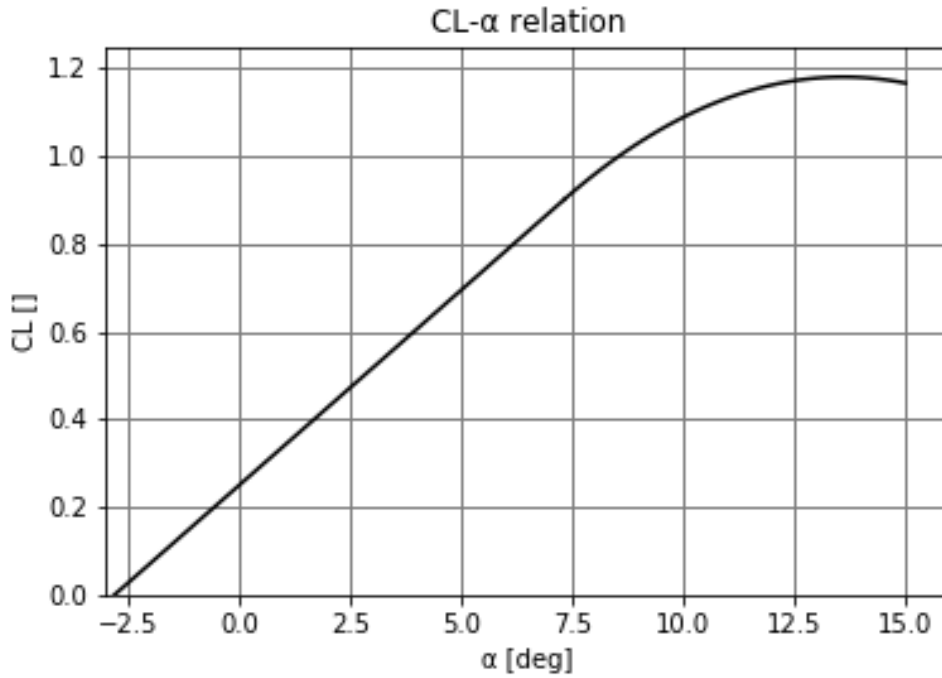


図2 $C_L - \alpha$ relation

2 抵抗推算

2.1 有害抵抗

初期三面図がある現段階の抵抗推算には, Component Buildup Method を用いる. 具体的な計算はエクセルシートにとどめ, 以下は結果のみ記載する.

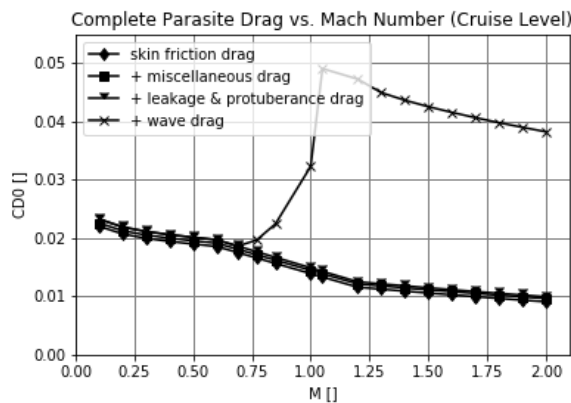


図3 cruise level での $C_{D0} - \alpha$

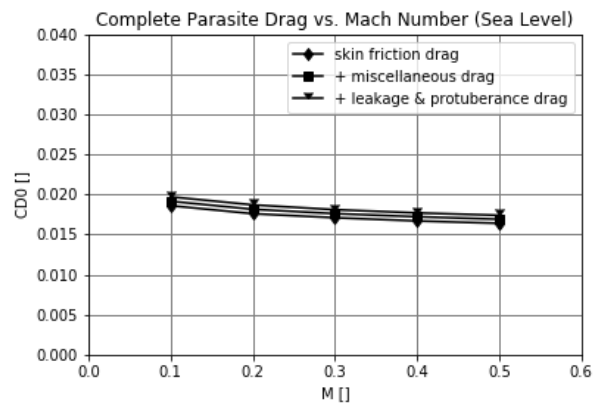


図4 sea level での $C_{D0} - \alpha$

2.2 誘導抵抗

有害抵抗同様に具体的な計算はエクセルシートにとどめ、以下は結果のみ記載する。

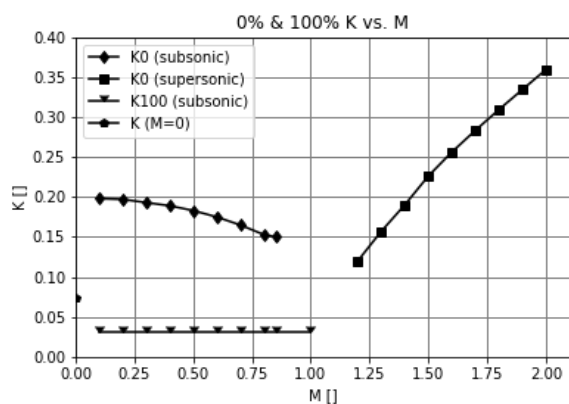


図5 K と M の関係

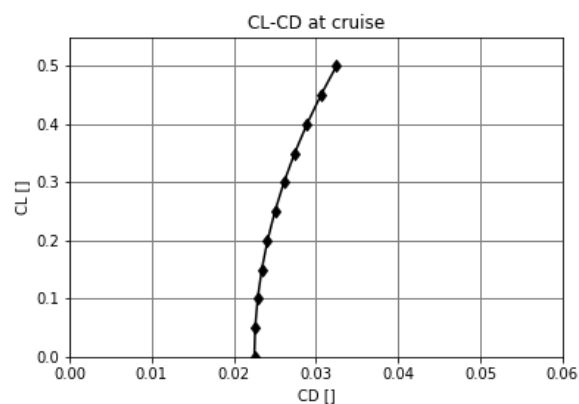


図6 巡航時の Polar Curve

3 Resizing

基礎計画書に対するフィードバックをもとにいくつかの Resizing を行った。まず水平尾翼・垂直尾翼面積が小さかった問題は、テールアームを大きくとりすぎていたためであり、これを小さくすることで解決した。また、これに伴い胴体重量は軽くなった。さらに、主翼の 50% 翼弦長での後退角 $\Lambda_{1/2}$ を小さく見積もり、結果として主翼重量を少し軽くした。各運航状態における重心位置を計算するテーブルを記載し、また weight excursion diagram も記載した。ここでいくつかのコンポーネントの重心位置は変更し、結果として各運航状態において 25%MAC くらいに重心を位置させることに成功した。修正した計画要求書は v2 として本初期性能等計算書に添付している。

4 高揚力装置設計

引き続き具体的な計算はエクセルシートを用いて行い, ここでは結果のみをまとめる.

4.1 $C_L - \alpha$

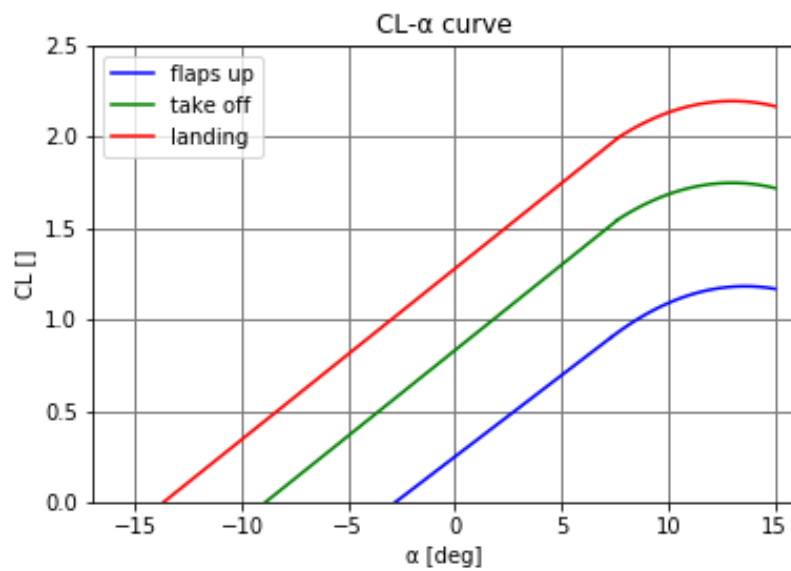


図7 $C_L - \alpha$ relation

4.2 $C_D - \alpha$

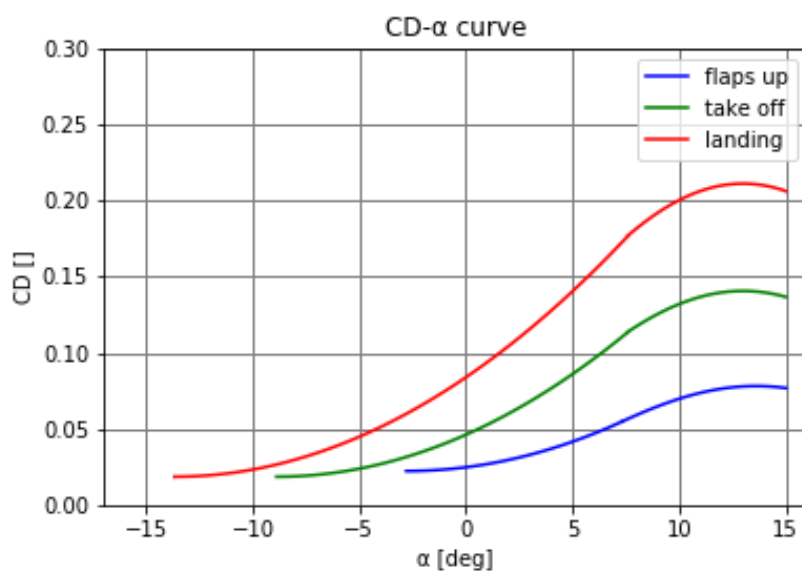


図8 $C_D - \alpha$ relation

5 重量・重心の詳細な見積もり

翼が後ろすぎて安定性が得られなかったため、翼を前方に行くように設計する。

5.0.1 W_E の重心の検討

表 1 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	0.50
尾翼	W_t	10,300	0.98
胴体	W_{fus}	24,830	0.45
ナセル	W_n	17,427	0.47
前脚	W_{ng}	4,634	0.10
後脚	W_{mg}	34,490	0.55
推進系統	W_p	71,880	0.47
装備品	W_{fix}	71,760	0.45
合計	W_E	540,150	0.495
重心			35% MAC

5.0.2 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 2 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	0.50
尾翼	W_t	10,300	0.98
胴体	W_{fus}	24,830	0.45
ナセル	W_n	17,427	0.47
前脚	W_{ng}	4,634	0.10
後脚	W_{mg}	34,490	0.55
推進系統	W_p	71,880	0.47
その他	W_o	97,800	0.45
合計	W_{OE}	566,190	0.493
重心			33% MAC

5.0.3 $W_{OE} + W_F$ 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 3 $W_{OE} + W_F$ の重心の決定

コンポネント		重量 w [lb]	重心位置 x [L_f]
主翼	W_w	304,829	0.50
尾翼	W_t	10,300	0.98
胴体	W_{fus}	24,830	0.45
ナセル	W_n	17,427	0.47
前脚	W_{ng}	4,634	0.10
後脚	W_{mg}	34,490	0.55
推進系統	W_p	71,880	0.47
燃料	W_F	343,371	0.49
その他	W_o	97,800	0.45
合計	$W_{OE} + W_F$	909,561	0.492
重心			32% MAC

5.0.4 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 4 W_{TO} の重心の決定

コンポネント		重量 w [lb]	重心位置 x [L_f]
主翼	W_w	304,829	0.50
尾翼	W_t	10,300	0.98
胴体	W_{fus}	24,830	0.45
ナセル	W_n	17,427	0.47
前脚	W_{ng}	4,634	0.10
後脚	W_{mg}	34,490	0.55
推進系統	W_p	71,880	0.47
燃料	W_F	343,371	0.49
ペイロード	W_{PL}	115,310	0.45
その他	W_o	97,800	0.45
合計	W_{TO}	1,024,871	0.487
重心			27% MAC

5.0.5 $W_{OE} + W_{PL}$ 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 5 $W_{OE} + W_{PL}$ 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	0.50
尾翼	W_t	10,300	0.98
胴体	W_{fus}	24,830	0.45
ナセル	W_n	17,427	0.47
前脚	W_{ng}	4,634	0.10
後脚	W_{mg}	34,490	0.55
推進系統	W_p	71,880	0.47
ペイロード	W_{PL}	115,310	0.45
その他	W_o	97,800	0.45
合計	W_{OE}	681,500	0.486
重心			26% MAC

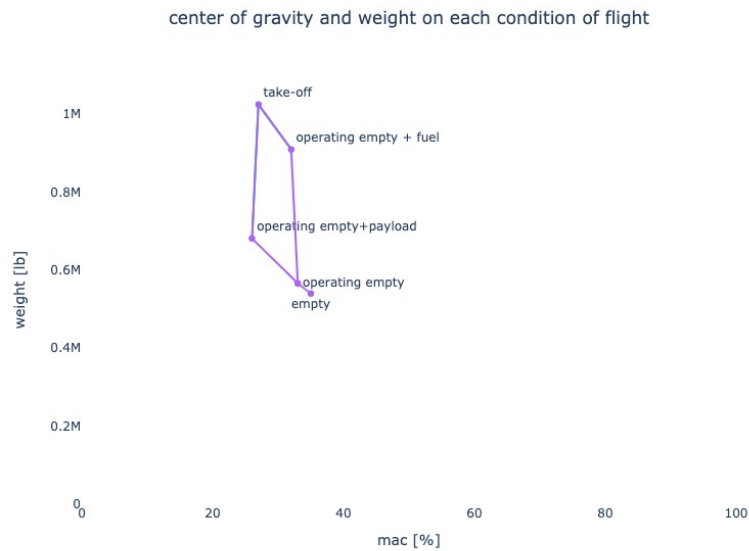


図 9 weight excursion diagram

6 安定性・操縦性

縦方向について考える．重心は 0.5 くらいにおく．

6.1 Static Margin の検討

$\bar{c} = 24.86[\text{ft}]$, MOST-AFT CG は胴体先端を原点として $X_{CG} = 123[\text{ft}]$ であるから, $\bar{X}_{CG} = 123/24.86 = 4.95$.

Wing

空力中心位置は $X_{acw} = 131[\text{ft}]$ であるから, $\bar{X}_{acw} = 131/24.86 = 5.27$. また, $C_{L_\alpha} = 6.863$ per rad at Mach Number 0.85 であり, 主翼を対称翼としているから $C_{m_w} = 0$ である.

Fuselage

$$C_{m_{\alpha fus}} = \frac{K_f w_f^2 L_f}{c S_w} = \frac{0.028 \times 20^2 \times 249}{24.86 \times 5039.3} = 0.0223[/\text{deg}] = 1.275[/\text{rad}]$$

Tail

空力中心位置は $231[\text{ft}]$ であるから, $\bar{X}_{ach} = 231/24.86 = 9.29$ であり $C_{L_{\alpha h}} = 10.0$ per rad at Mach Number 0.85 である.

Downwash

$$\begin{aligned} r &= \frac{2l_t}{b} = 0.783 \\ m &= \frac{2Z_t}{b} = 0.200 \\ \therefore \frac{d\alpha_h}{d\alpha} &= 1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} = 0.70 \end{aligned}$$

Dynamic Pressure

$n_h = q_h/q = 0.9$ と仮定する.

Power-off Neutral Point (Stick-Fixed)

$$\begin{aligned} \bar{X}_{np} &= \frac{C_{L_\alpha} \bar{X}_{acw} - C_{m_{\alpha fus}} + \eta_h \frac{S_h}{S_w} C_{L_{\alpha h}} \frac{d\alpha_h}{d\alpha} \bar{X}_{ach} + \frac{F_{p\alpha}}{q S_w} \frac{d\alpha_p}{d\alpha} \bar{X}_p}{C_{L_\alpha} + \eta_h \frac{S_h}{S_w} C_{L_{\alpha h}} \frac{d\alpha_h}{d\alpha} + \frac{F_{p\alpha}}{q S_w}} \\ &= \frac{(6.863)(5.27) - 1.275 + 0.9 \frac{720}{5093} (2.87)(0.70)(9.29)}{6.863 + 0.9 \frac{720}{5093} (2.87)(0.70)} = 5.10 \end{aligned}$$

よって, Static Margin は 15%. このとき, $C_{m_\alpha} = -6.863 \times (5.27 - 4.95) = -2.20$ で安定である.

Power-off Neutral Point (Stick-Free)

fixed の時に比べて $C_{L_{\alpha h}}$ を 20% 減らす. この時,

$$\bar{X}_{np} = \frac{(6.863)(5.91) - 1.588 + 0.9 \frac{720}{5093} (2.296)(0.70)(9.29)}{6.863 + 0.9 \frac{720}{5093} (2.296)(0.70)} = 5.07$$

よって, Static Margin は 12%. このとき, $C_{m_{\alpha}} = -6.863 \times (5.07 - 4.95) = -0.82$ で安定である.

6.2 Trim 解析

$$\begin{aligned} C_{m_{cg}} = 0 &= 6.863 \times \alpha \times (5.7831 - 4.95) + 0 + 0 + 1.588 \times \alpha - \left[0.9 \frac{720}{5093} C_{L_h} (9.29 - 4.95) \right] \\ &= 3.784\alpha - 0.552C_{L_h} \end{aligned}$$

また, $C_{L_h} = C_{L_{\alpha h}} [0.70\alpha - \Delta\alpha_{0L}]$ について,

$$\Delta\alpha_{0L} = -\frac{1}{C_{L_{\alpha}}} (0.9) K_f \left(\frac{\partial C_L}{\partial \delta_f} \right) \frac{S_{flapped}}{S_{ref}} \cos \Lambda_{H.L.} \delta_f = -\frac{1}{6.863} (0.9) (0.5) (0.53) (0.3) (0.883) \delta_f = -0.01\delta_f$$

であるから, $C_{L_h} = 10.0 \times [0.70\alpha + 0.01\delta_f] = 7.0\alpha + 0.1\delta_f$. よって

$$C_{m_{cg}} = 3.784\alpha - 0.552 \times (7.0\alpha + 0.1\delta_f) = -0.08\alpha - 0.055\delta_f$$

となる.

$$\begin{aligned} C_{L_{total}} &= C_{L_{\alpha}} \alpha + C_{L_h} \eta_h \frac{S_h}{S_w} = 6.863\alpha + (0.9) \frac{720}{5093} (7.0\alpha + 0.1\delta_f) \\ &= 7.75\alpha + 0.013\delta_f \end{aligned}$$

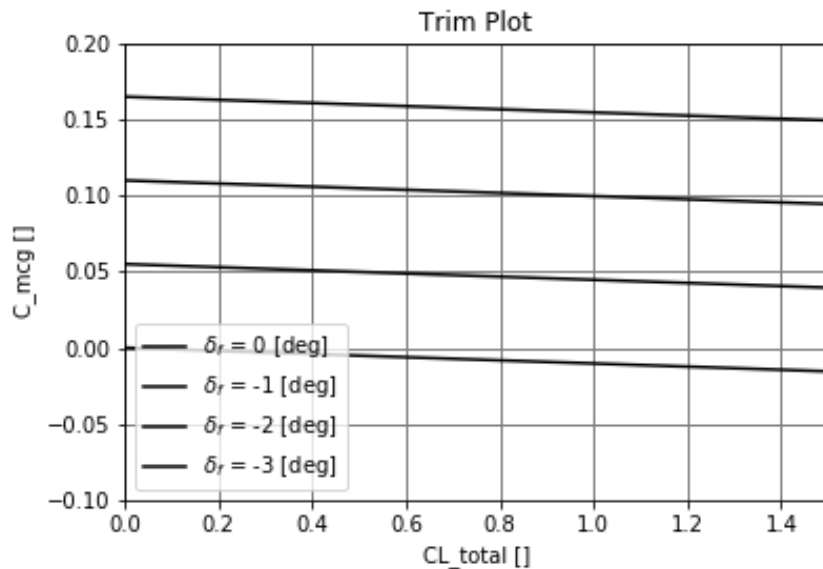


図 10 Trim Plot

7 Engine 性能曲線の見積もり

7.1 Thrust Lapse Rate

Thrust Lapse Rate (τ) は、以下の式により定義される。

$$\tau = \frac{T}{T_{SL}}$$

また、 τ は次式により見積もることができる。

$$\tau = \{K_{1\tau} + K_{2\tau}\text{BPR} + (K_{3\tau} + K_{4\tau}\text{BPR})M\}\sigma^s$$

ただし、BPR はバイパス比、 σ は空気密度比である。本機体で用いるエンジンは、バイパス比 10:1 である。

表 6 Powerplant Thrust Parameters

M	$K_{1\tau}$	$K_{2\tau}$	$K_{3\tau}$	$K_{4\tau}$	s
0 ~ 0.4	1	0	-0.595	-0.03	0.7
0.4 ~ 0.85	0.89	-0.014	-0.3	0.005	0.7

結果は以下ようになった。

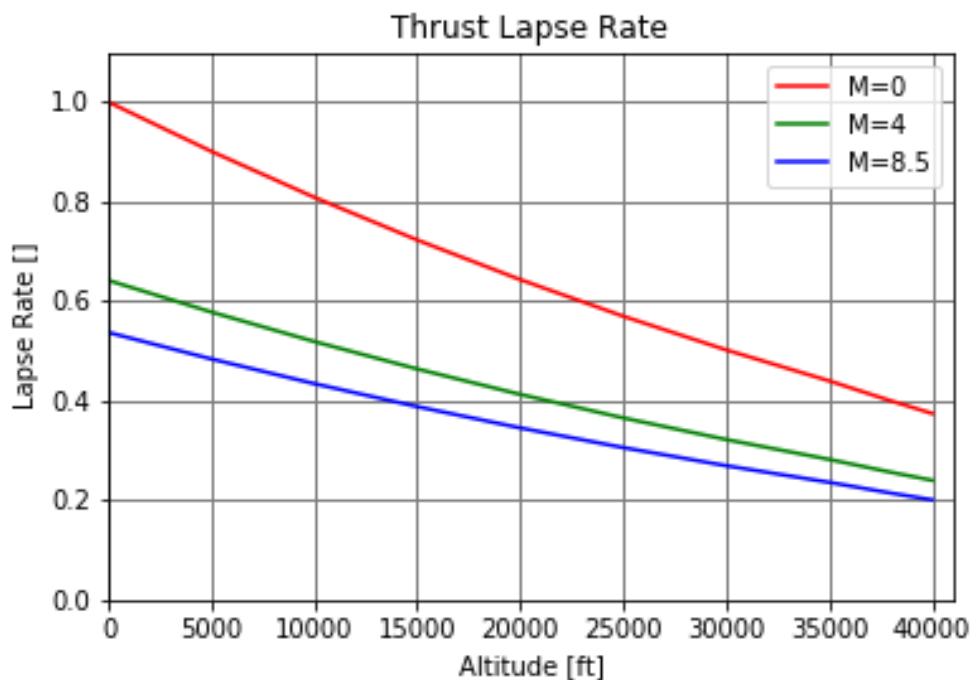


図 11 Thrust Lapse Rate

7.2 Specific Fuel Consumption

Specific Fuel Consumption は以下の式で見積もることができる。

$$c_j = c'(1 - 0.15\text{BPR}^{0.65})[1 + 0.28(1 + 0.063\text{BPR}^2)M]\sigma^{0.08}$$

結果は以下のようになった。

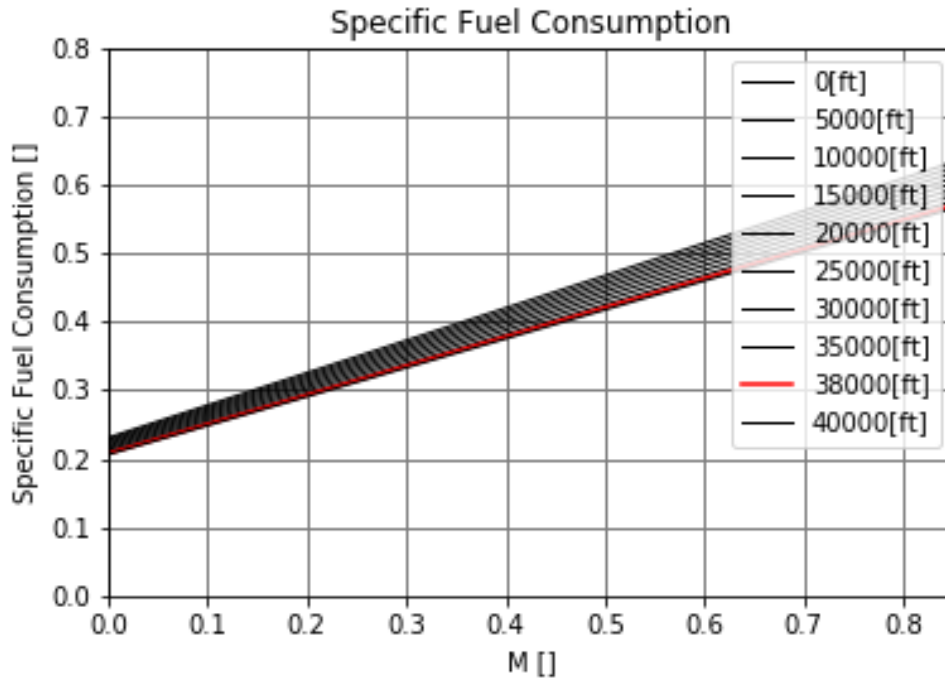


図 12 Specific Fuel Consumption

8 Carpet Plot

現時点の設計値付近である $T/W = 0.28, W/S = 160$ を中心として $T/W = 0.26, 0.28, 0.30, W/S = 120, 160, 200$ のそれぞれ 3 通り, 計 9 通りについて検討し Carpet Plot を作成する。

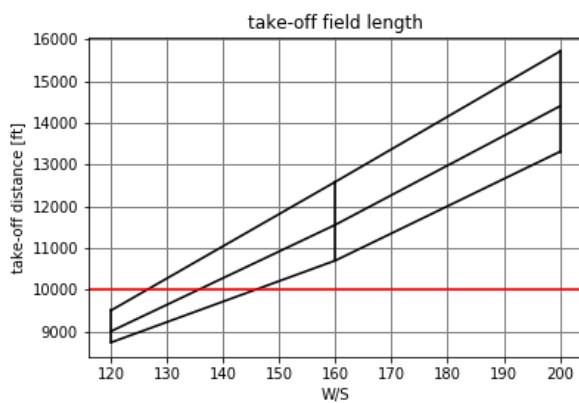


図 13 take-off field length

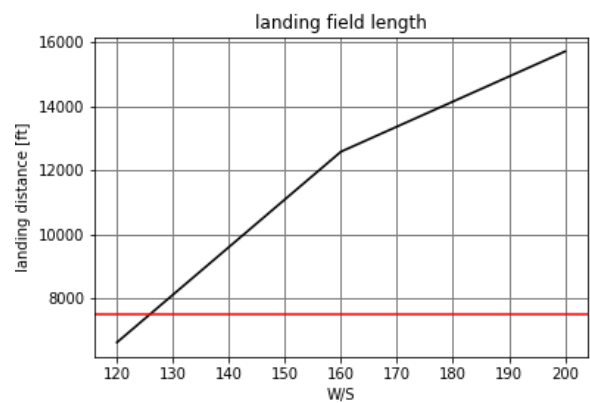


図 14 landing field length

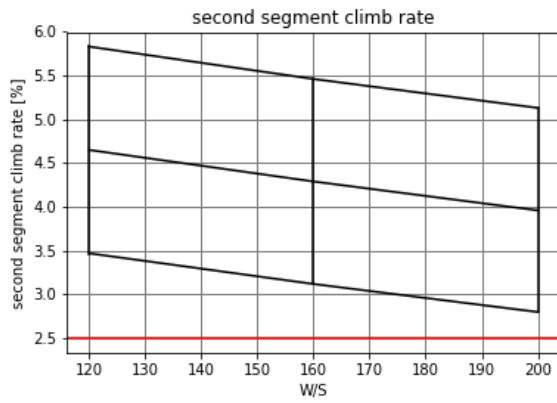


図 15 second segment climb

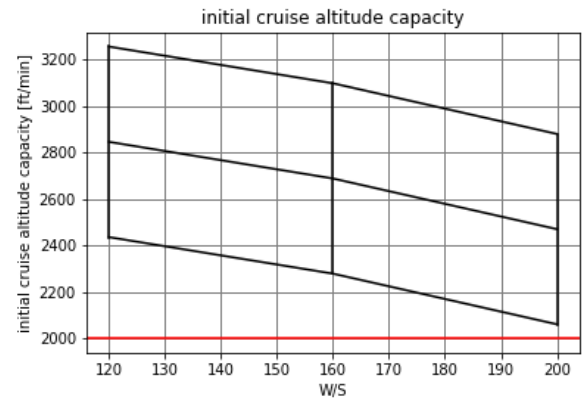


図 16 initial cruise altitude capability

最終的に以下の Carpet Plot を得た. second segment climb rate と initial cruise altitude capacity については 9 つの点全てで条件を満たしていたため記載していない. この結果, 最適値 (下のグラフでいう optimal point) は $T/W = 0.26$, $W/S = 126$, $W_{TO} = 1,023,500[\text{lb}]$ であることがわかった.

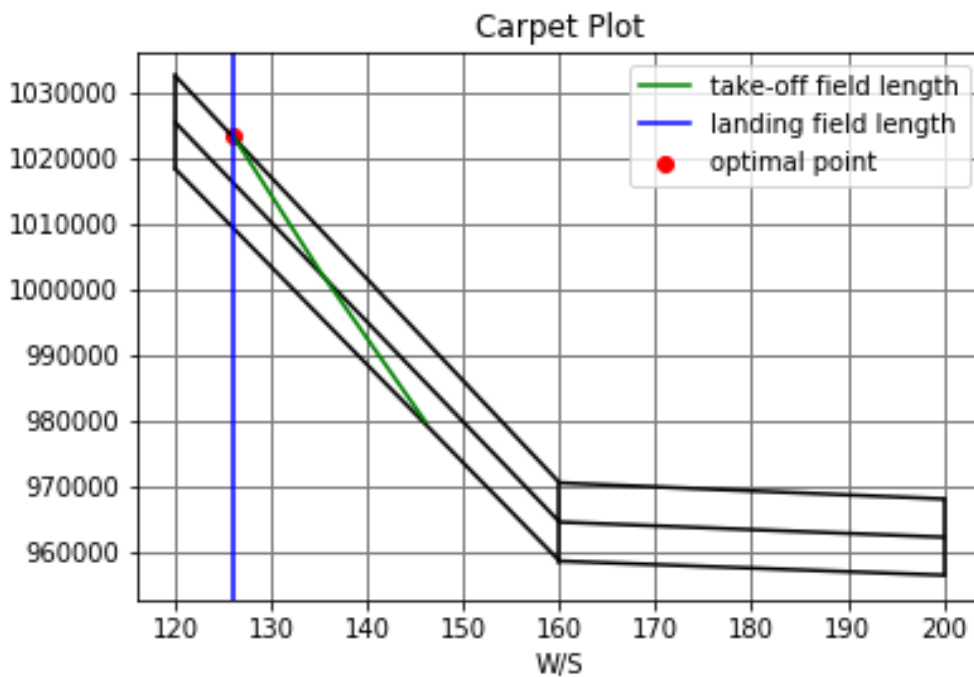


図 17 Carpet Plot

表 7 Performance

		Requirement	Result
Take-off Field Length [ft]	TOFL	10,000	9,637
Landing Field Length [ft]	LFL	7,500	6,866
Second Segment Climb Rate [%]	SSC	2.4	7.85
Initial Cruise Altitude Capacity [ft/min]	ICAC	300	2531.4

表 8 Specifications

Maximum Take-off Weight [lb]	MTOW	952,412
Operational Empty Weight (New) [lb]	OEW	460,396
Empty Weight [lb]	W_E	434,865
Fuel Weight [lb]	W_F	385,504
Span [ft]	b	272.2
Wing Area [sq ft]	S	7,558.8
Parasite Drag Coefficient	$(C_{D0})_{cr}$	0.0192
Lift to Drag Ratio	$(L/D)_{cr}$	17.4

9 性能推算

9.1 Necessary and Available Thrust

マッハ数に応じた Necessary Thrust と Available Thrust の関係を以下に示す。以上のグラフから、巡航高度における最大巡航マッハ数が $M > 0.85$ となっているので設計要求を満たす。

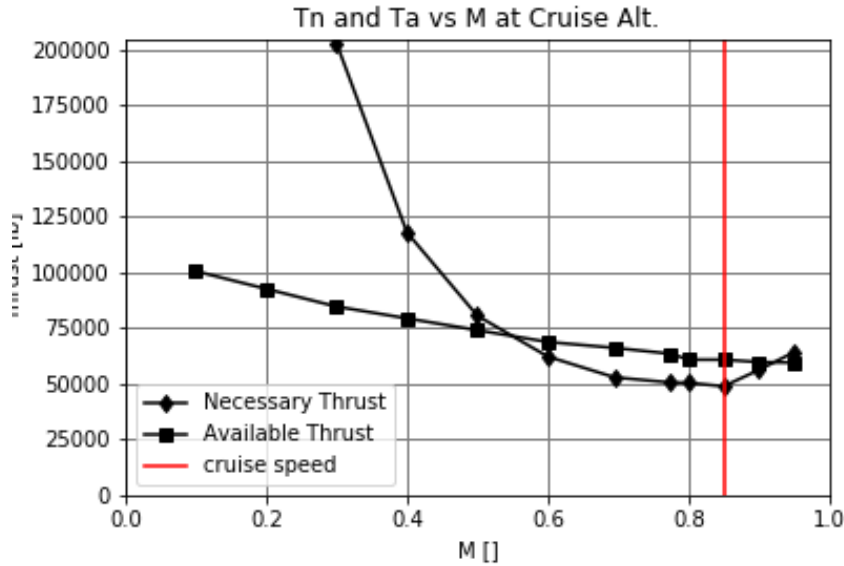


図 18 Tn and Ta vs. M at Cruise Altitude

9.2 Payload Range Diagram

ジェット機の飛行距離は以下の式により推算される。

$$R = R_F \ln \frac{W_{TO}}{W_{TO} - W_F}$$

$$R_F = V \frac{\eta_j C_L}{c_j C_D} = \frac{\eta_j}{c_j} \sqrt{\frac{2 C_L^{0.5}}{\rho S C_D}}$$

$\eta_j = 0.99, c_j = 0.55, L/D = 17.4, W_{TO} = 968898[\text{lb}], W_F = 394866[\text{lb}]$ 等を代入すると $R = 8042[\text{nm}]$ となるので, 設計要求の飛行距離を $8,000[\text{nm}]$ に変更する. 以上によって設計要求を満たす. また以下に Payload-Range Diagram を載せる.

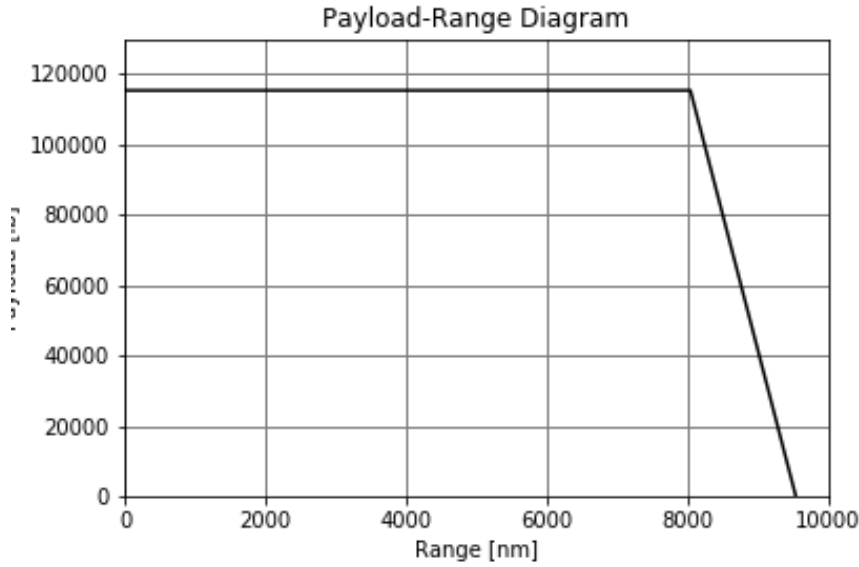


図 19 Payload-Range Diagram

9.3 Take-off Field Length

加速停止距離をカーペットプロット作成の過程で求めたので, 結果のみ記載する. これより Take-off Field Length は $9,949[\text{ft}]$ になり設計要求を満たす.

9.4 Landing Field Length

Landing Field Length はカーペットプロット作成の過程で求め $6,867[\text{ft}]$ と分かっている. これは設計要求を満たす.

10 要求性能を満たしているかの確認

以上, 要求性能はすべて満たしている.

11 強度計算

11.1 $V - n$ 線図

本機体は飛行機輸送 T に分類される.

$$L = nW = \frac{1}{2}\rho V^2 SC_L$$

より, $n_A = 2.11$ である.

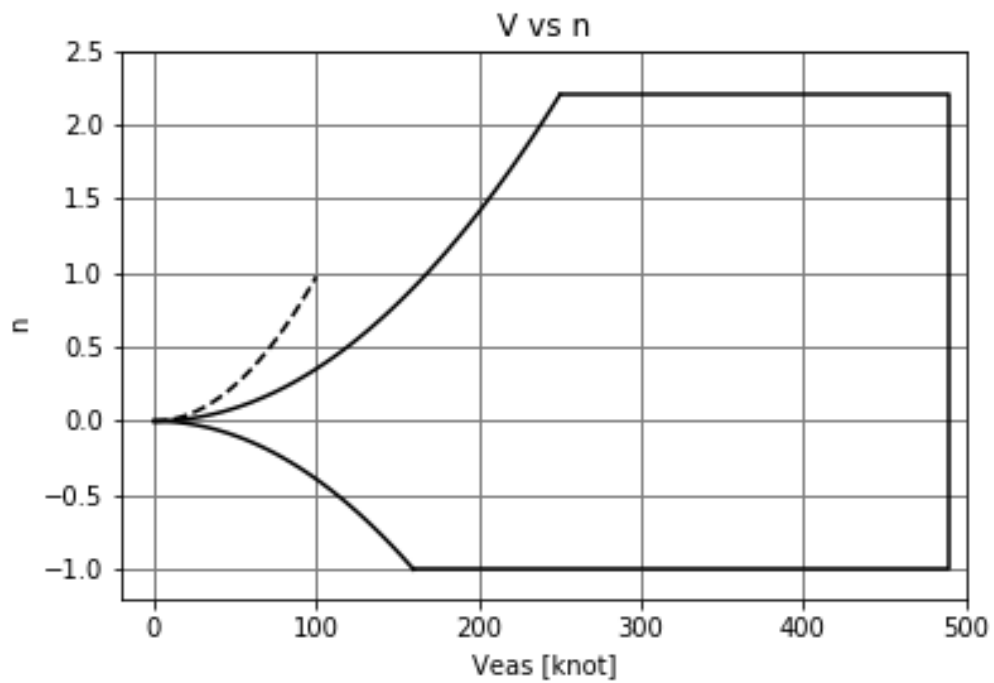


図 20 $V - n$ 線図

11.2 主翼にかかる剪断力と曲げモーメント

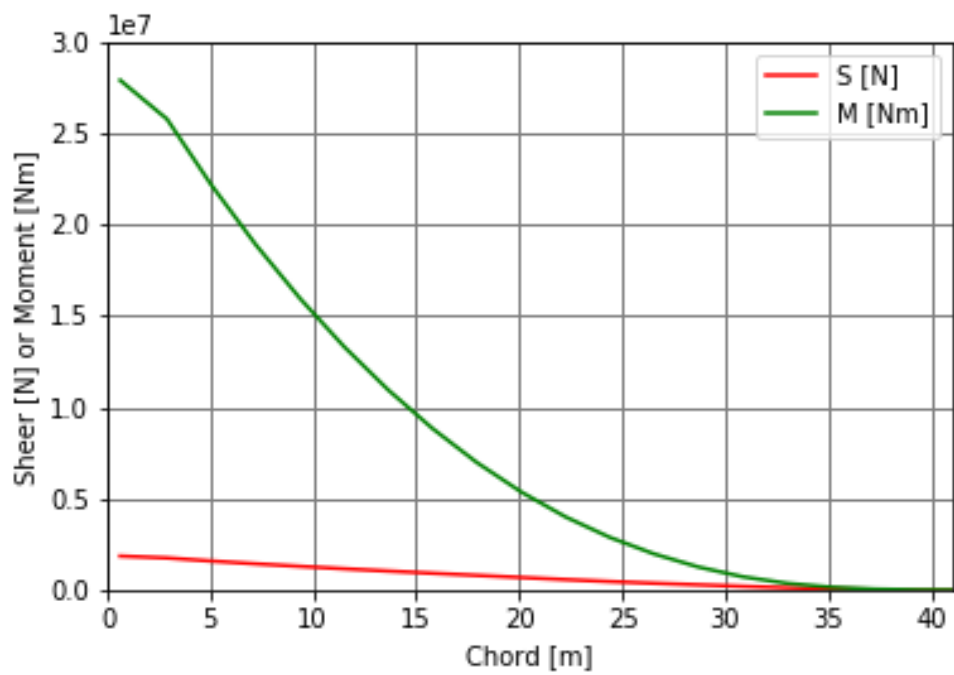


図 21 剪断力線図及び曲げモーメント線図