

第2章 性能計算〔滑空機〕

性能計算の順序 - - - 使用数式の説明 < 2 - 3 >

1. 計算諸元の決定
2. 使用翼型の決定及び性能
3. 縦横比の補正 誘導迎角、誘導抵抗係数
4. 有害抵抗係数の推定 ... 固有抵抗係数の決定
5. 全機性能 有効迎角、全機抵抗係数
6. 滑空性能 滑空比、滑空速度、沈下速度
7. 性能要約 一表にまとめる。

必要なグラフ

使用翼型性能極線、全機性能極線
滑空速度に対応する、滑空比及び沈下速度曲線

A. 翼型性能 < 2 - 2 >

翼断面の風試データには模型の縦横比無限大のものと縦横比 5 : 1 のものがあり、計算には誘導迎角及び誘導抵抗係数の補正には注意を要する。

< 2 - 3 - 2 >

1. 誘導迎角

$$\Delta\alpha = \frac{Cl}{\pi\lambda}$$

此の場合ラジアンで値が出るので $\frac{180^\circ}{\pi}$ を掛けて度の単位に直す事。

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta\alpha \quad \dots \text{誘導迎角} \quad \cdot^\circ \\ Cl \quad \dots \text{揚力係数} \\ \pi \quad \dots \text{円周率} \\ \lambda \quad \dots \text{設計した機体の主翼縦横比} \\ 1 \text{ ラジアン} = \frac{180^\circ}{\pi} \end{array} \right.$$

< 2 - 3 - 3 >

2. 誘導抵抗係数

$$Cdi = \frac{Cl^2}{\pi\lambda}$$

$$\left\{ \begin{array}{l} Cdi \quad \dots \text{誘導抗力係数} \\ Cl \quad \dots \text{揚力係数} \\ \pi \quad \dots \text{円周率} \\ \lambda \quad \dots \text{設計した機体の主翼縦横比} \end{array} \right.$$

< 2 - 3 - 4 >

3. 有害抵抗係数

主翼以外の部分、胴体、尾翼、降着装置等は何れも主翼の抗力に付加される抵抗体であるので、それぞれの抗力係数から算出して行かねばならない。

$$C_p = \frac{\sum C_{dp} \times S_p}{S} \times 1.1$$

$$\left\{ \begin{array}{l} C_p \quad \dots \text{有害抵抗係数} \\ C_{dp} \quad \dots \text{固有の抗力係数} \\ S_p \quad \dots \text{断面積又は面積 } m^2 \\ S \quad \dots \text{主翼面積 } m^2 \\ 1.1 \quad \dots \text{干渉抗力を10\%加算した係数} \end{array} \right.$$

B. 全機性能 < 2 - 3 - 5 >

翼型性能の迎角に誘導迎角を加 又は減したものが全機の迎角となる。

a. $\alpha = \alpha_0 - \Delta\alpha$ (アスペクト比 5:1 のデータの場合)

$\alpha = \alpha_0 + \Delta\alpha$ (風試 ∞ のデータの場合)

$$\left\{ \begin{array}{l} \alpha \quad \dots \text{新しい機体の迎角 } ^{\circ} \\ \alpha_0 \quad \dots \text{翼型特性の迎角 } ^{\circ} \\ \Delta\alpha \quad \dots \text{誘導迎角 } ^{\circ} \end{array} \right.$$

翼型性能の抵抗係数に誘導抵抗係数を加 又は減したものに更に有害抵抗係数を加えたものが全機の抵抗係数となる。

b. $C_d = C_{d_0} + C_{di} + C_p$

$C_d = C_{d_0} - C_{di} + C_p$

$$\left\{ \begin{array}{l} C_d \quad \dots \text{全機抵抗係数} \\ C_{d_0} \quad \dots \text{翼型抵抗係数} \\ C_{di} \quad \dots \text{誘導抵抗係数} \\ C_p \quad \dots \text{有害抵抗係数} \end{array} \right.$$

C. 滑空性能 < 2 - 3 - 6 >

a. 滑空比 = $\frac{C_l}{C_d}$ $\frac{\text{揚力係数}}{\text{全機抵抗係数}}$

b. 滑空速度

$$V = 4 \sqrt{\frac{W}{S}} \times \frac{1}{\sqrt{C_l}} \quad \text{記号は前述の通り。但し各迎角ごとに計算を行う。}$$

c. 沈下速度

$$V_s = \frac{V}{\frac{C_l}{C_d}} \quad (\text{m/sec})$$

$$\left\{ \begin{array}{l} V_s \quad \dots \text{ 沈下速度 } \quad \text{m/sec} \\ V \quad \dots \text{ 滑空速度 } \quad \text{m/sec} \\ \frac{C_l}{C_d} \quad \dots \text{ 滑空比} \end{array} \right.$$

[性能要約] < 2 - 3 - 7 >

最良滑空比時

滑空比 $\frac{C_l}{C_d} \quad \text{max}$

滑空速度 $V \quad \dots \quad \text{m/sec} \quad , \quad \text{km/h}$

沈下速度 $V_s \quad \dots \quad \text{m/sec}$

迎角 α

最小沈下速度時

滑空比 $\frac{C_l}{C_d}$

滑空速度 $V \quad \dots \quad \text{m/sec} \quad , \quad \text{km/h}$

沈下速度 $V_s \text{ min} \quad \dots \quad \text{m/sec}$

着陸速度 注 . 着陸速度は通常 最大揚力係数の 0.9 の値を使用する。

最大揚力係数 $\times 0.9$

滑空比

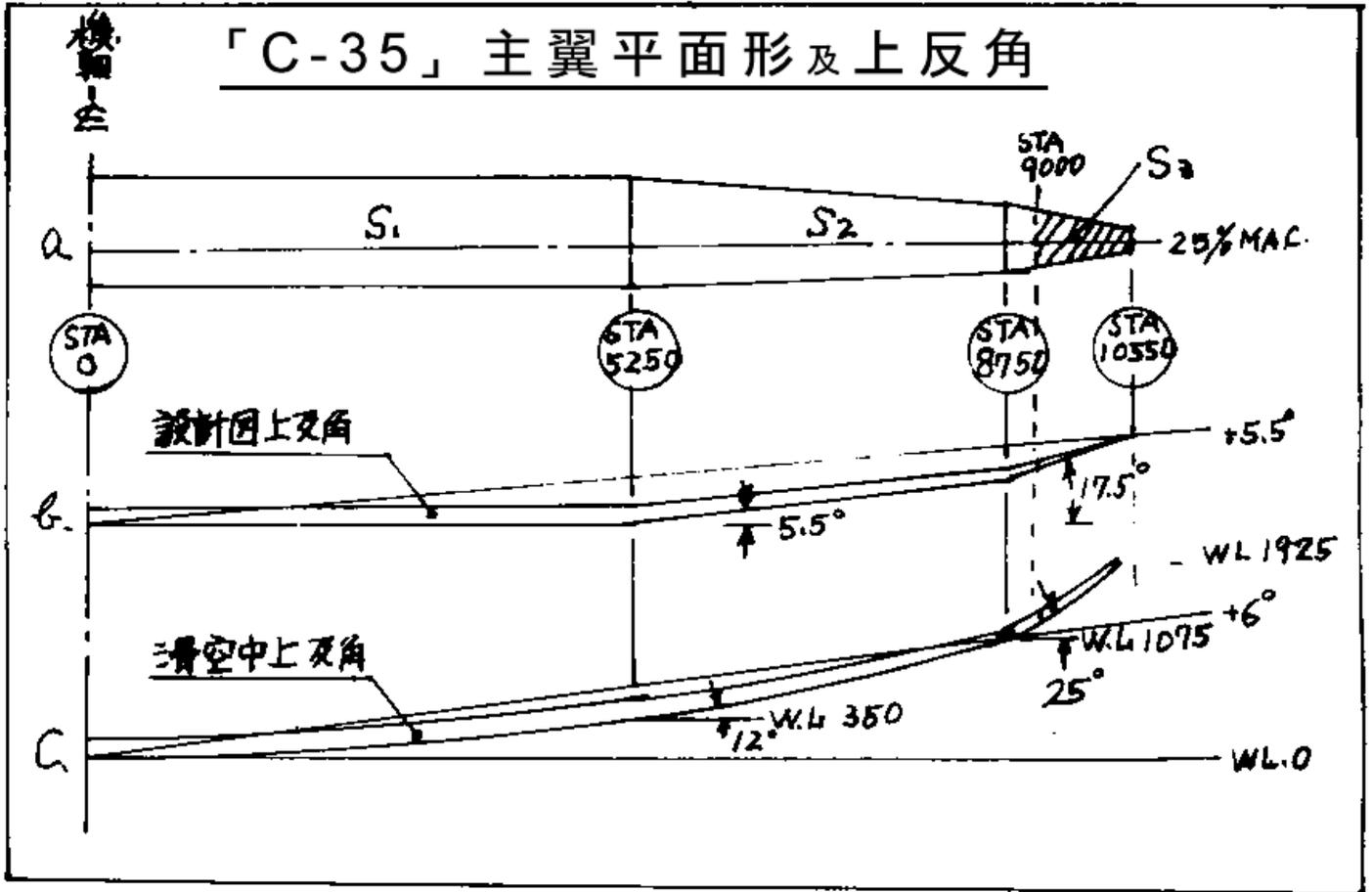
滑空速度 $\text{m/sec} \quad , \quad \text{km/h}$

沈下速度 m/sec

以上の諸量を迎角ごとに計算して一表にまとめる事が必要である。

1. 計算諸元の決定 < 2 - 1 >

主翼アスペクトレシオの実効値の変化



1 - 1. 面積の変化

上反角 +6° の線と撓んだ主翼の交点迄を有効面積とする。交点は STA 8750 である。これより翼端迄の上反角は 25.5° に達するので有効面積としては考慮しない。

$$\text{面積 } S = 1.0 \times (5250 \times 2) + \{(1.0 + 0.6) \times 3.5\} = 16.2 \text{ m}^2$$

1 - 2. 翼幅

$$b = 8750 \times 2 = 17500 + \alpha^* = 17.5 \quad \alpha^* = 0.5 \text{ m} \\ = 18.0 \text{ m}$$

1 - 3. アスペクトレシオ < 2 - 3 - 1 >

$$\lambda = \frac{b^2}{S} \text{ より } \frac{18.0^2}{16.2} = 20$$

実際 有効アスペクトレシオは $\lambda = 19.02 \sim 20.74$

∴ 誘導迎角の計算には $\lambda = 21$ を使用する。

∴ 誘導抵抗迎角の計算には $\lambda = \frac{b^2}{S} = \frac{21.1^2}{17.72} = 25.12 \quad \lambda = 25$

2. 使用翼型の決定 及び 翼型性能 < 2 - 2 >

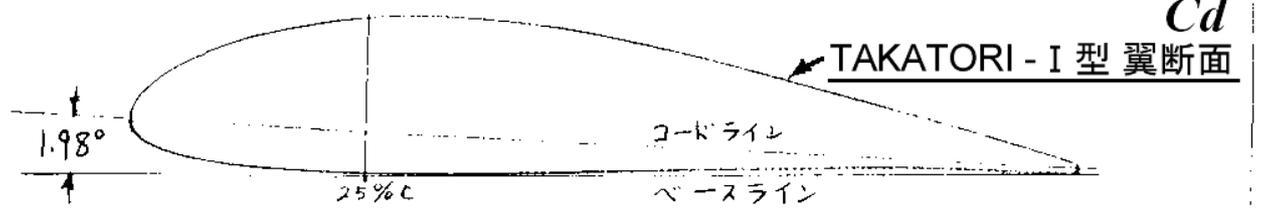
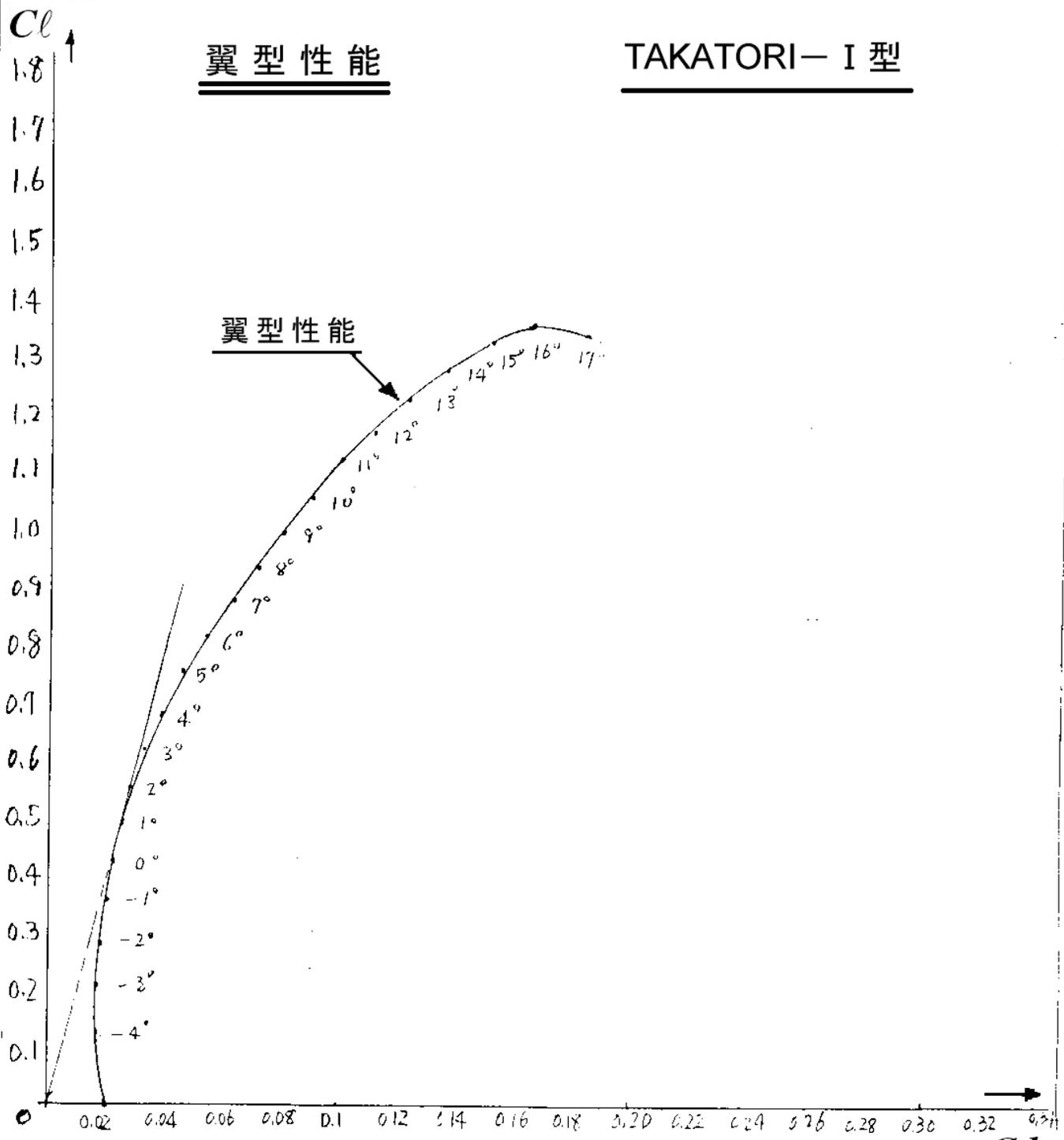
TAKATORI - 型 風洞試験より得た翼型特性
模型 Aspect ratio = 5
R.N. 2.7×10^5

迎角 α [deg]	揚力係数 C_l	抗力係数 C_{d_0}
-4	0.13	0.017
-3	0.21	0.017
-2	0.28	0.018
-1	0.35	0.020
0	0.42	0.022
1	0.49	0.025
2	0.55	0.028
3	0.615	0.033
4	0.68	0.039
5	0.75	0.046
6	0.81	0.054
7	0.87	0.062
8	0.93	0.071
9	0.99	0.080
10	1.05	0.090
11	1.11	0.100
12	1.16	0.110
13	1.22	0.123
14	1.27	0.137
15	1.32	0.152
16	1.35	0.166
17	1.33	0.185

注 “C - 35,, の実際の翼型は「EPPLER 654」及び翼端では「EPPLER 654-SD-7062」であるが、手元に性能データが無いので、計算を進める上で、私の設計した翼型「TAKATORI - 」の風洞試験結果を使用した。
尚、この翼型は TAKATORI 式 滑空機 5 型式に使用した実績が有る。

翼型性能

TAKATORI-I 型



3. アスペクトレシオの補正 < 2 - 3 - 1 >

< 2 - 3 - 2 >

a. 誘導迎角 α_i 此の場合 $\lambda^a = 21$ を使用

$$\begin{aligned}\alpha_i &= \frac{Cl}{\pi} \left(\frac{1}{\lambda_1} - \frac{1}{\lambda_2} \right) \\ &= \frac{Cl}{\pi} \left(\frac{1}{5} - \frac{1}{21} \right) \\ &= Cl \times 0.0485 \quad \text{ラジアン}\end{aligned}$$

之を度に直すと

$$\begin{aligned}\frac{180^\circ}{\pi} \times 0.0485 \\ = Cl \times 2.79^\circ\end{aligned}$$

< 2 - 3 - 3 >

b. 誘導抗力係数 Cd_i 此の場合 $\lambda^b = 25$ を使用

$$\begin{aligned}Cd_i &= \frac{Cl^2}{\pi} \left(\frac{1}{\lambda_1} - \frac{1}{\lambda_2} \right) \\ &= \frac{Cl^2}{\pi} \left(\frac{1}{5} - \frac{1}{25} \right) \\ &= 0.05092 \times Cl^2\end{aligned}$$

4. 有害抗力係数 Cp < 2 - 3 - 4 >

	Cdp	Sp	Cdp · Sp	} Σ 0.04316
胴体関係	0.06	0.313	0.01876	
水平尾翼	0.01	1.5	0.015	
垂直尾翼	0.01	0.94	0.0094	

其の他の干渉抗力を 10% 加えて

$$\begin{aligned}\therefore Cp &= \frac{\Sigma Cdp \cdot Sp}{S} \times 1.1 = \frac{0.04316}{17.66} \times 1.1 \\ &= 0.002688\end{aligned}$$

此の場合の主翼面積は $S = 17.66 \text{ m}^2$ を使用

5. 全機性能 < 2 - 3 - 5 >

a. 有効迎角の算定

$$\alpha_e = \alpha - \alpha_i \quad (\text{迎角} - \text{誘導迎角})$$

迎角 α	揚力係数 Cl	誘導迎角 $Cl \times 2.79^\circ$	有効迎角 $\alpha_e = \alpha - \alpha_i$
-4	0.13	0.3627	-4.3627
-3	0.21	0.5859	-3.5859
-2	0.28	0.7812	-2.7812
-1	0.35	0.9765	-1.9765
0	0.42	1.1718	-1.1718
1	0.49	1.3671	-0.3671
2	0.55	1.5345	0.4655
3	0.615	1.7158	1.2842
4	0.68	1.8972	2.1028
5	0.75	2.0925	2.9075
6	0.81	2.2599	3.7401
7	0.87	2.4273	4.5727
8	0.93	2.5947	5.4053
9	0.99	2.7621	6.2379
10	1.05	2.9295	7.0705
11	1.11	3.0969	7.9031
12	1.16	3.2364	8.7636
13	1.22	3.4038	9.5962
14	1.27	3.5433	10.4567
15	1.32	3.6828	11.3172
16	1.35	3.7665	12.2335
17	1.33	3.7107	13.2893

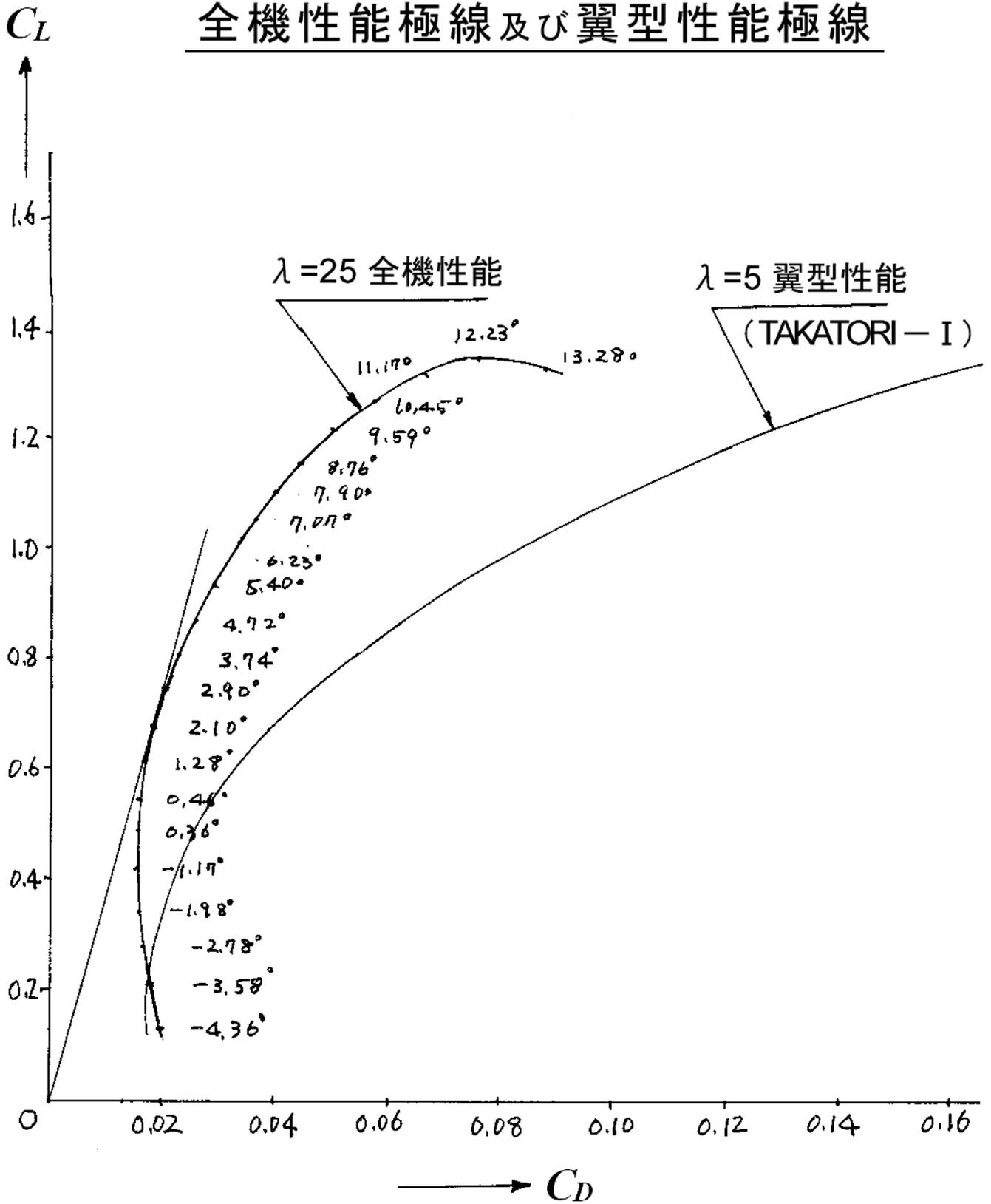
← $\frac{L}{D}$ max

b. 全機抗力係数及び滑空比の算定

$$C_D = (C_d - C_{d_i}) + C_p$$

	有効迎角 α_e	翼型 抗力係数 Cd	誘導 抗力係数 Cd _i	有害 抗力係数 C _p	抗力係数 C _D	揚抗比 滑空比 Cl/C _D	Cl ²
(Cd - Cd _i)							
	-4.36	0.017	0.0008605	0.002688	0.0188275	6.90	0.0169
	-3.58	0.017	0.0022455		0.0174425	12.03	0.0441
	-2.78	0.018	0.0039921		0.0166959	16.77	0.0784
	-1.98	0.020	0.0062377		0.0164503	21.27	0.1225
	-1.17	0.022	0.0089822		0.0157058	26.74	0.1764
	-0.36	0.025	0.0122258		0.0154622	31.69	0.2401
	0.46	0.028	0.0154033		0.0152847	35.98	0.3025
	1.28	0.033	0.0192579		0.0164301	37.43	0.3782
L/D max→	2.10	0.039	0.0235454		0.0181426	37.48	0.4624
Vs min→	2.90	0.046	0.0286425		0.0200455	37.41	0.5625
	3.74	0.054	0.0334086		0.0232794	34.79	0.6561
	4.57	0.062	0.0385413		0.0261467	33.27	0.7569
	5.40	0.071	0.0440407		0.0296473	31.36	0.8649
	6.23	0.080	0.0499066		0.0327814	30.20	0.9801
	7.07	0.090	0.0561393		0.0365487	28.72	1.1025
	7.90	0.100	0.0627385		0.0399495	27.78	1.2321
	8.76	0.110	0.0685179		0.0441701	26.26	1.3456
	9.59	0.123	0.0757893		0.0498987	24.44	1.4884
	10.45	0.137	0.0821288		0.0575592	22.06	1.6129
	11.32	0.152	0.0887230		0.0659650	20.01	1.7424
	12.23	0.166	0.0928017		0.0758863	17.78	1.8225
	13.28	0.185	0.0900723	0.002688	0.0976157	13.62	1.7689

全機性能極線及び翼型性能極線



滑空速度 $V = 4 \times \sqrt{\frac{W}{S}} \times \frac{1}{\sqrt{Cl}} \quad \{ \text{m/sec} \}$

沈下速度 $V_s = \frac{V}{Cl/Cd} \quad \{ \text{m/sec} \}$

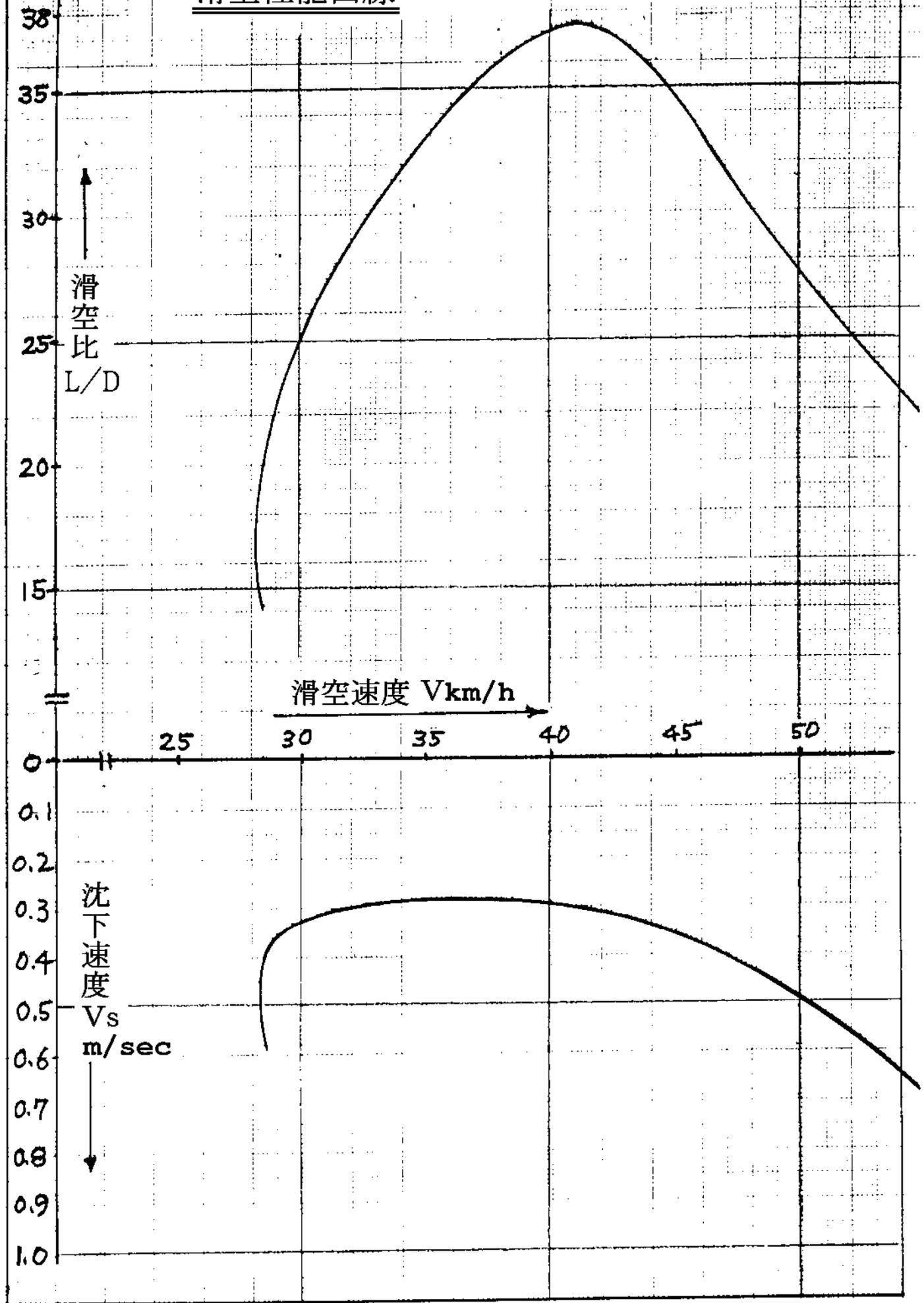
- $\left\{ \begin{array}{l} Cl/Cd \quad \dots \quad \text{滑空比} \\ V \quad \dots \quad \text{滑空速度} \quad \text{m / sec} \\ V_s \quad \dots \quad \text{沈下速度} \quad \text{m / sec} \\ \frac{W}{S} \quad \dots \quad \text{翼面荷重} \quad \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} \end{array} \right.$

但し $\frac{W}{S} = 5.19 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} \quad \sqrt{\frac{W}{S}} = 2.2781571 \quad \therefore 4 \times \sqrt{\frac{W}{S}} = 9.1126284$

迎角 α_e	\sqrt{Cl}	滑空速度 $9.1126284 \times \frac{1}{\sqrt{Cl}}$		滑空比 Cl/Cd	沈下速度 m / sec
		m / sec	km / h		
-4.36	0.36056	25.27	90.98	6.90	3.66
-3.58	0.45826	19.88	71.58	12.03	1.65
-2.78	0.52915	17.22	61.99	16.77	1.02
-1.98	0.59161	15.40	55.45	21.27	0.72
-1.17	0.64807	14.06	50.62	26.74	0.52
-0.36	0.70000	13.01	46.86	31.69	0.41
0.46	0.74162	12.28	44.23	35.98	0.34
1.28	0.78422	11.61	41.83	37.43	0.31
2.10	0.82462	11.05	39.78	37.48	0.29
2.90	0.86603	10.52	37.88	37.41	0.28
3.74	0.90000	10.12	36.45	34.79	0.29
4.72	0.93274	9.76	35.17	33.27	0.29
5.40	0.96437	9.44	34.01	31.36	0.30
6.23	0.99499	9.15	32.97	30.20	0.30
7.07	1.02470	8.89	32.01	28.72	0.30
7.90	1.05357	8.64	31.13	27.78	0.31
8.76	1.07703	8.46	30.45	26.26	0.32
9.59	1.10454	8.25	29.70	24.44	0.33
10.45	1.12694	8.08	29.11	22.06	0.36
11.17	1.14891	7.93	28.55	20.01	0.39
12.23	1.16190	7.84	28.23	17.78	0.44
13.28	1.15326	7.90	28.44	13.62	0.58

L/D max
Vs min

滑空性能曲線



7. 滑空性能要約 < 2 - 3 - 7 >

最良滑空比時	(L/D max)	
滑空速度	39.78 km/h	$\alpha = 2.1^\circ$
沈下速度	0.29 m/sec	$Cl = 0.68$
滑空比	37.48 : 1	
最小沈下速度時	(V_s min)	
滑空速度	37.88 km/h	$\alpha = 2.9^\circ$
沈下速度	0.28 m/sec	$Cl = 0.75$
滑空比	37.41 : 1	

着陸速度 (V_{Lmin})

$$V_L = 4 \times \sqrt{\frac{W}{S}} \times \frac{1}{\sqrt{Cl_{max} \cdot 0.9}} \quad \text{と規定されているが}$$

此の機体の場合は地面効果等の影響で
計算の Cl_{max} の速度より更に小さくなると思はれる。

$Cl_{max} \rightarrow$ over 1.8 とすれば

$$\sqrt{1.8} = 1.3416407$$

$$V_{Lmin} = 6.79 \text{ m/sec} \quad 24.45 \text{ km/h}$$

$$V_s = 0.49 \quad 0.5 \text{ m/sec}$$

∴ 従って計算値 28.4 km/h より 25 km/h 位迄の間で
離着陸は可能で有る。