

獨 澳 押 收 飛 行 機 調 査 (第五報)

エルロンの設計に就いて (その二)

航空科學生 木 村 秀 政

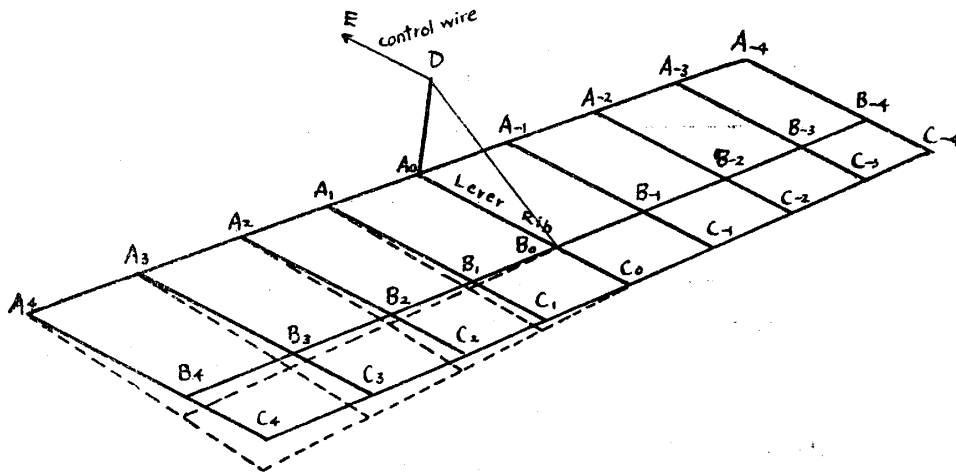
第 二 章 エルロン桁の強度

第 一 節 エルロン桁の振れの算出式

エルロンに限らず、凡て操縦舵面の桁は、bending の外に torsion を受け、この torsion が桁の断面を定める重要な factor になります。普通エルロンには longitudinal member として桁の外に stringer 又は後縁があつて、小骨の他の一端を支へて居ますから、其等の member の強さも桁の振れに影響する事になります。

John Case⁽¹⁾ が之等の影響を考へに入れて桁の振れの算出式を出してゐます。今この式に多少の modification を施して、もう少し正確な且簡単な算出式を導いて見たいと思ひます。

第 二 十 八 圖



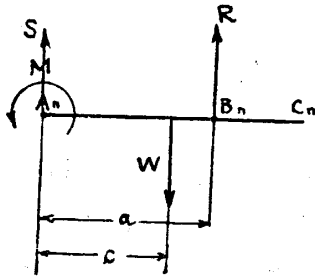
第廿八圖はエルロンを diagrammatically に示したものであります。A₄ A₋₄ はエルロン桁で主翼後縁又は補助桁に hinge で取付けられて居り、B₄ B₋₄ は longitudinal stringer であります。普通かゝる stringer を有する場合には後縁 C₄ C₋₄ は強度に関係しない程度のものであり、stringer のない場合には後縁がその代りをします。A₀ D は control lever で lever rib A₀ C₀ に固著され、D B₀ 間

(1) John Case: The Loads & Stresses on Aeroplanes, Cap. VII Ailerons P. 328, ~382, Aeronautics Vol. 18, 1920.

には張線のあるのを普通とします。D E は操縦索、A₁ C₁, A₂ C₂……等は小骨です。

今第廿八圖に於て lever rib A₀ C₀ の片側を考へ、エルロンが垂直下方に荷重を受けてゐるものとします。もし桁 A₀ A₄ と、lever rib A₀ C₀ とが元の位置に固定されてゐるとすれば、荷重の爲にエルロンは圖に點線で示した様に deflect されます。その結果として桁 A₀ A₄ は torsion を受け、stringer B₀ B₄ は bending 受けます。即ち桁 A₀ A₄ の torsional rigidity と、stringer B₀ B₄ の flexural rigidity とが問題になつて來ます。

第二十九圖



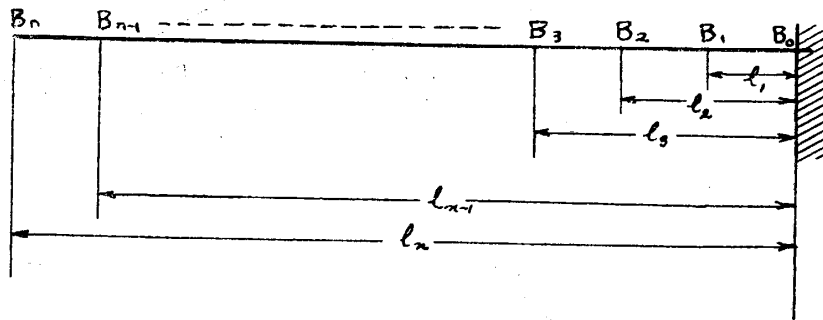
次に第廿九圖に於て小骨の一つ A_n C_n に就いて考へますと、小骨の分擔する荷重 W は B_n に於ける reaction R, A_n に於ける reaction S, 及び桁の torsional resistance に基く couple M によつて支へられる事になります。故に A_n の回りに moment を取りますと。

$$R = \frac{c}{a} W - \frac{M}{a}$$

依て各小骨に就て Reaction R を求めますと、この式から M が分り、從て桁の振れが求められる譯であります。

R を求めるには次の様にします。先づ stringer B₀ B₄ の bending に就て考へます。第三十圖に於て

第三十圖



B₀ = position of lever rib.

B₁, B₂…… = position of rib.

B₀B₁ = l₁, B₀B₂ = l₂,……

[從て小骨の間隔は l₁, (l₂ - l₁), (l₃ - l₂) になります。]

R₁, R₂…… = reactions at B₁, B₂……

δ₁, δ₂…… = deflections at B₁, B₂……

としますと、前の假定により、stringer は B₀ を支點とした cantilever と考へる事が出來ますから、

應用力學の公式⁽¹⁾により、次の關係が得られます。但し

I =moment of inertia of stringer section

E =Young's modulus

とします。尚桁及び stringer は共に均一なる斷面を有するものとします。

$$\left. \begin{aligned}
 EI\delta_1 &= \frac{1}{3}l_1^3R_1 + \left(\frac{1}{2}l_2l_1^2 - \frac{1}{6}l_1^3\right)R_2 + \left(\frac{1}{2}l_3l_1^2 - \frac{1}{6}l_1^3\right)R_3 + \dots + \left(\frac{1}{2}l_nl_1^2 - \frac{1}{6}l_1^3\right)R_n \\
 EI\delta_2 &= \left(\frac{1}{2}l_2l_1^2 - \frac{1}{6}l_1^3\right)R_1 + \frac{1}{3}l_2^3R_2 + \left(\frac{1}{2}l_3l_2^2 - \frac{1}{6}l_2^3\right)R_3 + \dots + \left(\frac{1}{2}l_nl_2^2 - \frac{1}{6}l_2^3\right)R_n \\
 &\dots\dots\dots \\
 EI\delta_m &= \left(\frac{1}{2}l_ml_1^2 - \frac{1}{6}l_1^3\right)R_1 + \left(\frac{1}{2}l_ml_2^2 - \frac{1}{6}l_2^3\right)R_2 + \dots + \left(\frac{1}{2}l_ml_{m-1}^2 - \frac{1}{6}l_{m-1}^3\right)R_{m-1} \\
 &+ \frac{1}{3}l_m^3R_m + \left(\frac{1}{2}l_{m+1}l_m^2 - \frac{1}{6}l_m^3\right)R_{m+1} + \left(\frac{1}{2}l_{m+2}l_m^2 - \frac{1}{6}l_m^3\right)R_{m+2} + \dots \\
 &\quad + \left(\frac{1}{2}l_nl_m^2 - \frac{1}{6}l_m^3\right)R_n \\
 &\dots\dots\dots \\
 EI\delta_n &= \left(\frac{1}{2}l_nl_1^2 - \frac{1}{6}l_1^3\right)R_1 + \left(\frac{1}{2}l_nl_2^2 - \frac{1}{6}l_2^3\right)R_2 + \dots + \frac{1}{3}l_n^3R_n
 \end{aligned} \right\} (1)$$

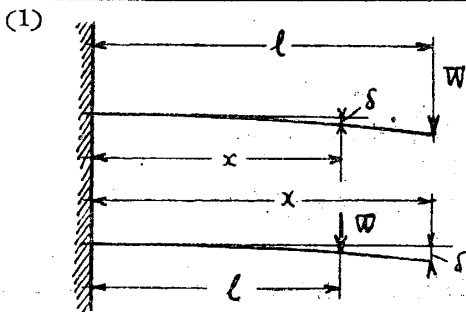
次に桁の振れを考へます。前の如く

$\delta_1, \delta_2, \dots$ = deflections at B_1, B_2, \dots

又 $A_1B_1 = a_1, \quad A_2B_2 = a_2, \dots$

M_1, M_2, \dots = twisting moments at A_1, A_2, \dots

C = polar moment of inertia of spar section



$$EIy = W\left(\frac{1}{2}lx^2 - \frac{1}{6}x^3\right)$$

$$EIy = W\left(\frac{1}{2}l^2x - \frac{1}{6}l^3\right)$$

N =modulus of rigidity

とすれば、 A_1, A_2, \dots 各點に於ける angle of twist はそれぞれ $\frac{\delta_1}{a_1}, \frac{\delta_2}{a_2}, \dots$ になりますから spar の section が circle ⁽¹⁾ の場合には次の關係が成立します。

$$\left. \begin{aligned}
 NC \frac{\delta_1}{a_1} &= M_1 l_1 + M_2 l_1 + \dots + M_n l_1 \\
 NC \frac{\delta_2}{a_2} &= M_1 l_1 + M_2 l_2 + M_3 l_2 + \dots + M_n l_2 \\
 &\dots \dots \dots \\
 NC \frac{\delta_m}{a_m} &= M_1 l_1 + M_2 l_2 + M_3 l_3 + \dots + M_m l_m + M_{m+1} l_m + \dots + M_n l_m \\
 &\dots \dots \dots \\
 NC \frac{\delta_n}{a_n} &= M_1 l_1 + M_2 l_2 + M_3 l_3 + \dots + M_n l_n
 \end{aligned} \right\} (2)$$

次に第廿九圖より

$$\left. \begin{aligned}
 M_1 &= c_1 W_1 - a_1 R_1 \\
 M_2 &= c_2 W_2 - a_2 R_2 \\
 &\dots \dots \dots \\
 &\dots \dots \dots \\
 M_n &= c_n W_n - a_n R_n
 \end{aligned} \right\} (3)$$

依て(1)(2)(3)より $\delta_1, \delta_2, \dots$ 及び M_1, M_2, \dots を消去すれば次の關係が得られます。

$$\left. \begin{aligned}
 \left(\frac{l_1^3}{3} \lambda' + a_1^2 l_1 \right) R_1 + \left\{ \left(\frac{1}{2} l_2 l_1^2 - l_1^3 \right) \lambda' + a_1 a_2 l_1 \right\} R_2 + \dots + \left\{ \left(\frac{1}{2} l_n l_1^2 - \frac{1}{6} l_1^3 \right) \lambda' + a_1 a_n l_1 \right\} R_n \\
 = a_1 l_1 (c_1 W_1 + c_2 W_2 + \dots + c_n W_n) \\
 \left\{ \left(\frac{1}{2} l_2 l_1^2 - \frac{1}{6} l_1^3 \right) \lambda' + a_1 a_2 l_1 \right\} R_1 + \left(\frac{l_2^3}{3} \lambda' + a_2^2 l_2 \right) R_2 + \dots \\
 \dots + \left\{ \left(\frac{1}{2} l_n l_2^2 - \frac{1}{6} l_2^3 \right) \lambda' + a_2 a_n l_2 \right\} R_n \\
 = a_2 (l_1 c_1 W_1 + l_2 c_2 W_2 + l_2 c_3 W_3 + \dots + l_2 c_n W_n)
 \end{aligned} \right\}$$

(1) 獨換押收機の spar は皆 circular tube であります。 circle でない場合には polar moment of inertia の代りに適當な數を入れればよい譯であります。

$$\begin{aligned}
 & \left\{ \left(\frac{1}{2} l_m l_1^2 - \frac{1}{6} l_1^3 \right) \lambda' + a_1 a_m l_1 \right\} R_1 + \dots + \left\{ \left(\frac{1}{2} l_m l_{m-1}^2 - \frac{1}{6} l_{m-1}^3 \right) \lambda' + a_m a_{m-1} l_{m-1} \right\} R_{m-1} \\
 & + \left\{ \frac{l_m^3}{3} \lambda' + a_m^2 l_m \right\} R_m + \left\{ \left(\frac{1}{2} l_{m+1} l_m^2 - \frac{1}{6} l_m^3 \right) \lambda' + a_m a_{m+1} l_m \right\} R_{m+1} + \dots \\
 & + \left\{ \left(\frac{1}{2} l_n l_m^2 - \frac{1}{6} l_m^3 \right) \lambda' + a_m a_n l_m \right\} R_n \\
 & = a_m (l_1 c_1 W_1 + l_2 c_2 W_2 + \dots + l_m c_m W_m + \dots + l_n c_n W_n) \\
 & \dots \dots \dots \\
 & \left\{ \left(\frac{1}{2} l_n l_1^2 - \frac{1}{6} l_1^3 \right) \lambda' + a_1 a_n l_1 \right\} R_1 + \left\{ \left(\frac{1}{2} l_n l_2^2 - \frac{1}{6} l_2^3 \right) \lambda' + a_2 a_n l_2 \right\} R_2 + \dots \\
 & + \left\{ \frac{l_n^3}{3} \lambda' + a_n^2 l_n \right\} R_n = a_n (l_1 c_1 W_1 + l_2 c_2 W_2 + \dots + l_n c_n W_n)
 \end{aligned} \tag{4}$$

ここに $\lambda' = \frac{NC}{EI}$ とします

(4)は R_1, R_2, \dots, R_n に就ての n 元一次聯立方程式ですから、determinant によつて、 R_1, R_2, \dots, R_n の値を求める事が出来ます。従て(3)より M_1, M_2, \dots, M_n なる twisting moment を求める事が出来、桁全體の torque diagram を得られる事になります。

以上で桁の捩れは計算出来る譯であります、(4)を解く事は可なり煩雜な事になり、又普通の設計の問題にはかゝる程度の計算は不必要な事と思はれます。故に(4)に二三の approximation をして、もう少し簡単な算出式を導いて見やうと思ひます。

普通の場合小骨の間隔は等しいと見る事が出来ます。故にその間隔を b とすれば、

$$l_1 = \frac{l_2}{2} = \frac{l_3}{3} = \dots = \frac{l_n}{n} = b \tag{5}$$

又エルロンが rectangular form (エルロンの巾一定) なりとすれば

$$a_1 = a_2 = a_3 = \dots = a_n = a \tag{6}$$

従て

$$c_1 = c_2 = c_3 = \dots = c_n = c \tag{7}$$

となります。次にエルロンの荷重が全體に均一に分布されてゐるものとし、(5) (6)の關係が成立する場合には

$$W_1 = W_2 = \dots = W_{n-1} = 2 \times W_n \dots \dots \dots (8)$$

即ち一番端の小骨が分擔する荷重は他の小骨のそのの 1/2 になる譯であります。

以上(5)(6)(7)(8)の關係を(4)に入れますと、色々の n (lever rib の片側の小骨の數) に対し、次の關係が得られます。

$n=2$

$$\left. \begin{aligned} \left(1 + \frac{1}{3}\lambda\right)R_1 + \left(1 + \frac{5}{6}\lambda\right)R_2 &= \frac{3}{2} \frac{c}{a} W \\ \left(1 + \frac{5}{6}\lambda\right)R_1 + \left(2 + \frac{8}{3}\lambda\right)R_2 &= 2 \frac{c}{a} W \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots (9)$$

$n=3$

$$\left. \begin{aligned} \left(1 + \frac{1}{3}\lambda\right)R_1 + \left(1 + \frac{5}{6}\lambda\right)R_2 + \left(1 + \frac{4}{3}\lambda\right)R_3 &= \frac{5}{2} \frac{c}{a} W \\ \left(1 + \frac{5}{6}\lambda\right)R_1 + \left(2 + \frac{8}{3}\lambda\right)R_2 + \left(2 + \frac{14}{3}\lambda\right)R_3 &= 4 \frac{c}{a} W \\ \left(1 + \frac{4}{3}\lambda\right)R_1 + \left(2 + \frac{14}{3}\lambda\right)R_2 + (3 + 9\lambda)R_3 &= \frac{9}{2} \frac{c}{a} W \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots (10)$$

$n=4$

$$\left. \begin{aligned} \left(1 + \frac{1}{3}\lambda\right)R_1 + \left(1 + \frac{5}{6}\lambda\right)R_2 + \left(1 + \frac{4}{3}\lambda\right)R_3 + \left(1 + \frac{11}{6}\lambda\right)R_4 &= \frac{7}{2} \frac{c}{a} W \\ \left(1 + \frac{5}{6}\lambda\right)R_1 + \left(2 + \frac{8}{3}\lambda\right)R_2 + \left(2 + \frac{14}{3}\lambda\right)R_3 + \left(2 + \frac{20}{3}\lambda\right)R_4 &= 6 \frac{c}{a} W \\ \left(1 + \frac{4}{3}\lambda\right)R_1 + \left(2 + \frac{14}{3}\lambda\right)R_2 + (3 + 9\lambda)R_3 + \left(3 + \frac{27}{2}\lambda\right)R_4 &= \frac{15}{2} \frac{c}{a} W \\ \left(1 + \frac{11}{6}\lambda\right)R_1 + \left(2 + \frac{20}{3}\lambda\right)R_2 + \left(3 + \frac{27}{2}\lambda\right)R_3 + \left(4 + \frac{64}{3}\lambda\right)R_4 &= 8 \frac{c}{a} W \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots (11)$$

$$\text{こゝに } \lambda = \frac{NC}{EI} \frac{b^2}{a^2} \dots \dots \dots (12)$$

(12)に於て b と a との比は略 1 に近いのを普通としますから、 λ は桁の torsional rigidity と stringer (又は後縁)の flexural rigidity との比を表はして居ます。獨塊押収機に就て λ の値を計算したものは第五表に示してありますが、その範圍は 3 から 202 位にまで互つて居ります。つまり桁と stringer との強さの比は設計者によつて、取り方が非常に違ふ様であります。

扱、 λ に色々の値を入れて、(9)(10)(11)を解いて見ますと

$$R_1 = k_1 \frac{c}{a} W$$

$$R_2 = k_2 \frac{c}{a} W$$

.....

$$k_1, k_2, \dots \text{const.}$$

の如く、 R_1, R_2, \dots を求めることが出来ます。この k_1, k_2, \dots の値を λ の色々の値に對して計算したものが第二表に示してあります。

第 二 表

n	λ	k	k_1	k_2	k_3	k_4
4	3		1.47	0.63	0.01	-0.02
	6		1.25	0.35	-0.04	-0.01
	12		0.91	0.15	-0.07	-0.01
	21		0.62	0.06	-0.06	0.00
	30		0.48	0.03	-0.05	0.00
	60		0.30	0.02	-0.03	0.00
	90		0.18	0.01	-0.02	0.00
3	3		1.23	0.43	-0.27	—
	6		1.00	0.17	-0.17	—
	12		0.72	0.03	-0.08	—
	21		0.50	-0.02	-0.05	—
	30		0.39	-0.03	-0.03	—
	60		0.25	-0.03	-0.02	—
	90		0.15	-0.02	-0.01	—
2	3		1.03	-0.16	—	—
	6		0.83	-0.17	—	—
	12		0.59	-0.13	—	—
	21		0.41	-0.10	—	—
	30		0.31	-0.08	—	—
	60		0.18	-0.04	—	—
	90		0.12	-0.03	—	—

つまり第二表より與へられたる λ と n に対する k_1, k_2, \dots 等の値を得ますと R_1, R_2, \dots 等が得られ、従て(3)より桁の torque diagram が得られます。

例へば $n=3, \lambda=3$ の場合には

$$k_1=1.23 \quad \therefore R_1=1.23 \frac{c}{a} W$$

$$k_2=0.43 \quad R_2=0.43 \frac{c}{a} W$$

$$k_3=-0.27 \quad R_3=-0.27 \frac{c}{a} W$$

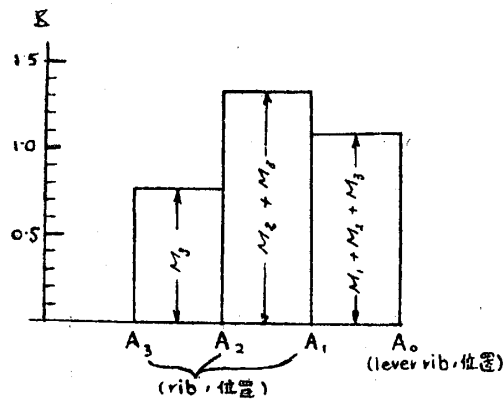
\therefore (3)ヨリ

$$M_1=cW-1.28cW=-0.23cW.$$

$$M_2=cW-0.43cW=0.57cW.$$

$$M_3=\frac{1}{2}cW+0.27cW=0.77cW.$$

第三十二圖



\therefore torque diagram は第三十二圖の如くなります。即ち max. torque は A_1, A_2 間⁽¹⁾ に於て起りその amount は

$$M_{max}=M_2+M_3=1.34cW$$

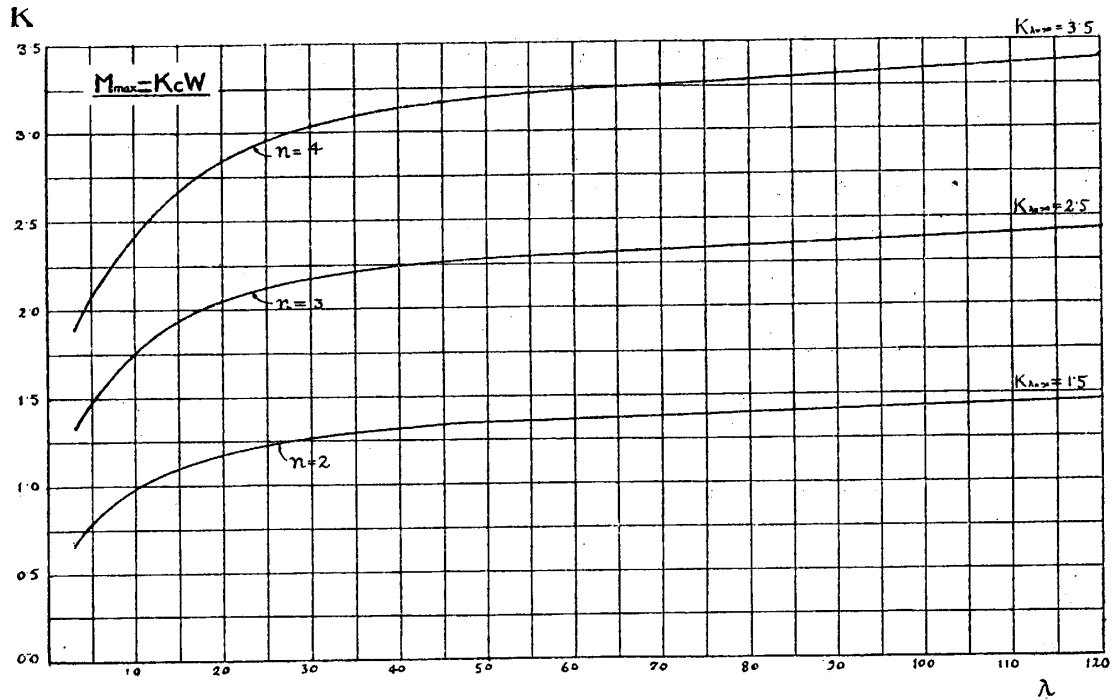
かくの如くにして種々の場合に於ける max. torque を求めますと次の如くなります

$$M=KeW$$

この K を λ の値に對して plot したものが第三十三圖に示してあります。

(1) $k_1 < 1$ なる時は max. torque は lever rib と次の rib との間に起り
 $k_1 > 1$ なる時は max. torque は Fig. 32 の如き位置に起る譯であります。

第三十三圖



即ち桁の max. torque を求めるには

- (1) 桁の polar moment of inertia C , modulus of rigidity N を定む。
- (2) Stringer (又は後縁) の moment of inertia I , Young's modulus E を定む。
- (3) 小骨の間隔 b 桁と Stringer との間隔 a を定む。
- (4) $\lambda = \frac{NC}{EI} \frac{b^2}{a^2}$ を計算す、
- (5) 所要の小骨数に對し、 λ の値より K を求む。(第三十三圖)

然る時 $M_{max} = KcW$.

ここに c : 桁の中心線より、荷重の中心までの距離、

W : 一本の小骨の分擔する荷重、

但しこの式を用ひ得る爲には a, b の略均一なる事を要します、

stringer 及び後縁を有せざる時、即ち小骨が cantilever になつてゐる場合には

$$\lambda = \infty$$

∴ この時小骨の數を n としますと、

$$M = (n - 0.5)cW$$

になる事明かであります。云ひ換へれば $\lambda = \infty$ に於て

$$K = n - 0.5$$

となる譯であります。

第二節 桁の振れに就ての計算

1. C, N の計算

桁は *L. V. G. C VI* を除く外は悉く鋼製の圓管でありますから (第一圖~第二十七圖参照)⁽¹⁾ その polar moment of inertia C は容易に求むることが出来ます。第三表にこの値を示してあります。

ここに D は diameter of tube

I は moment of inertia

suffix, o, i はそれぞれ外内を表します、

第三表 Polar moment of inertia of spar

機名	D_o cm	I_o cm ⁴	D_i cm	I_i cm ⁴	$I = I_o - I_i$ cm ⁴	$C = 2I$ cm ⁴
Alb. Cib	3.0	3.98	2.80	3.02	0.96	1.92
" CXII	3.0	"	"	"	"	"
" DVa	3.0	"	2.78	2.93	1.05	2.10
" JII	3.0	"	2.80	3.02	0.93	1.92
D. F. W.	3.0	"	"	"	"	"
Gotha	4.0	12.57	3.78	10.11	2.56	5.12
Hansa	2.5	1.92	2.32	1.42	0.50	1.00
Phönix	3.8	10.24	3.50	7.37	2.87	5.74
Siemens	3.5	7.37	3.28	5.68	1.69	3.38

次に *L. V. G.* は第二十圖 (A) の如き断面を有し、材料は Spruce であります。今この断面を approximately に外徑 5.0 cm. 内徑 2.0 cm の圓管と見なしますと第三表の如き計算により

$$C = 2 \times (30.68 - 0.79) = 59.78 \text{ cm}^4$$

となります。

N の値は次の如く定めます、

$$\text{Steel} \quad N = 0.45 E$$

$$\text{Spruce} \quad N = 0.10 E$$

2. I の計算

後縁 (十一機の中 Hansa のみ Stringer を有す) も多くは鋼管製で、圓管のまゝのものもあり、

(1) 第一圖~第二十七圖は、雑録第二十三號参照

又之を壓縮して流線形にしたのもあります、流線形にしたものの moment of inertia は Schroeder⁽¹⁾の方法によつて求めます。即ち

D_0, D_i , 壓縮しない前の圓管の外徑及内徑

a , 切口の長

b , 切口の幅

としますと、

$$I = 1.13(b/D_0)^2 I_R$$

$$\text{ここに } I_R = \frac{\pi}{64}(D_0^4 - D_i^4)$$

この値を第四表に示してあります。

第四表 Moment of inertia of Stringer

機名	a	b	a/b=δ	b/D ₀	D ₀ cm	I ₀ cm ⁴	D _i cm	I _i cm ⁴	I _R = I ₀ -I _i	I=1.13(b/D) ² I _R
Alb. Clb	1.8	1.1	1.64	0.77	1.43	0.205	1.31	0.145	0.060	0.041
" CXII	1.7	1.1	1.55	0.80	1.37	0.173	1.13	0.080	0.033	0.067
" DVa	1.2	0.7	1.71	0.75	0.93	0.037	0.77	0.017	0.020	0.012
" JII	1.8	1.1	1.54	0.77	1.43	0.205	1.29	0.136	0.069	0.046
D. F. W.	1.5	1.0	1.50	0.82	1.22	0.109	1.08	0.067	0.042	0.032
Gotha*	—	—	—	—	1.00	0.049	0.82	0.022	0.027	—
Hansa*	—	—	—	—	1.50	0.249	1.38	0.178	0.071	—
Phönix	1.4	0.7	2.00	0.57	1.04	0.057	0.92	0.035	0.022	0.011

*circular section

鋼管でないものは Siemens, 及 L. V. G. で共に圓と長方形の組合せ(第二十七、第二十圖参照)でありますからその moment of inertia は次の如くなります。

L. V. G.

$$I = \frac{1.7^3 \times 1.65}{12} + \frac{\pi \times 1.7^4}{64 \times 2} = 0.675 + 0.205 = 0.880 \text{ cm}^4$$

Siemens は approximately に

$$I = \frac{1}{12}(0.7^3 \times 2.5 - 0.58^3 \times 2.44) = 0.031 \text{ cm}^4$$

3. λ の値

(1) 雜錄第十四號獨塊押收機調査第一報参照

以上求めた C , I 及び N , C の関係より λ を計算しますと第五表の如くなります。但し小骨の間隔はどの機でも正確に均一ではありませんが、殆ど均一と見做し得る程度のものでありますから、それ等の平均をとりとしました。又エルロンの中も均一でないものが多く、中にはバランスを有するものもありますが、之等は approximate にその平均値

$$\alpha = \frac{\text{area of aileron}^{(1)}}{\text{length of spar}}$$

にとりました。

表中上、下とあるはそれぞれ上翼エルロン、下翼エルロンを示し、内、外とあるはそれぞれ lever rib の内側、外側なることを示します。

第五表 Value of λ

機名	C spar	I stringer	$\lambda' = \frac{NC}{EI}$	b cm	a mc	$\lambda = \frac{b^2 NC}{a^2 EI}$
Alb. Clb	1.92	0.041	21.5	内 40.5 外 39.3	59.0 56.0	10 11
" CXII	1.92	0.067	13.0	内 39.3 外 35.3	41.3 72.5	12 3
" Dva	2.10	0.012	75.8	内 31.3 外 29.7	32.0 48.5	74 28
" JII	1.92	0.046	18.8	上 { 内 35.5 外 37.3	33.8 45.0	21 13
				下 { 内 36.0 外 36.8		
D. F. W.	1.92	0.032	27.4	内 32.6 外 36.7	53.0 52.0	10 14
Hansa	1.00	0.071	6.3	内 44.5 外 35.0	35.0 25.0	11 6
L. V. G.	59.78	0.880	6.6	内 43.5 外 42.5	49.5 49.5	5 5
Phönix	5.74	0.011	229.0	上 { 内 31.5 外 31.5	42.0 33.5	129 202
				下 { 内 24.7 外 25.0		

Gotha 及び Siemens は lever rib を有せず、従て第一節に示した算出式は用ひることが出来ません。従て λ も計算してありません。

4. max. torque の計算

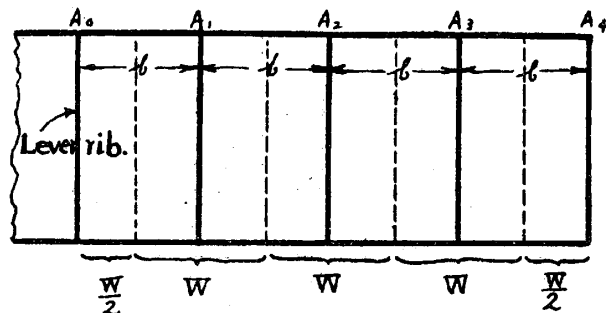
之で λ の値が分りましたから第三十三圖より、之に相當する K を求める事が出来ます。

(1) stringer を有する場合は、この代りに area between spar & stringer. をとる。

又 W 即ち一本の小骨の分擔する荷重は、荷重が均一で、小骨の間隔等しき場合には

$$W = \frac{\text{total load}}{\text{no. of ribs}}$$

第三十四圖



になることは第三十四圖より明かであります。次に荷重の中心は均一なる荷重の場合には前縁よりエルロンの巾の $1/2$ の距離に來ますから

$$c = \frac{\text{width of aileron}}{2}$$

従て stringer のない時には

$$c = \frac{a}{2} \text{ になります。}$$

以上の順序に従ひ max. torque 及び max. shearing stress due to torsion を計算しますと第六表の如くなります。ここにエルロンの荷重は

$$w = 200 \text{ kg/m}^2 \text{ (B. L. V. 1918 による)}$$

にとりました。

第六表

機名	Area of aileron m ²	n, no. of ribs	W, load on one rib, kg	K	c cm	Torque, max $M = Kc W$ kgcm	Shearing ⁽¹⁾ stress due to torsion $f = \frac{M}{C/D_0/2}$ kg/cm ²	Factor of safety
Alb Clb	内 0.96	4	48	2.4	29.5	3400	2650	1.5
	外 0.65	3	44	1.8	28.0	2220		
" CXII	内 0.33	2	33	1.0	20.7	680	2750	1.5
	外 1.02	4	51	1.9	36.3	3520		
" DVa	内 0.20	2	20	1.4	16.0	450	1750	2.3
	外 0.66	4	33	3.0	24.3	2430		

(1) $C/D_0/2$ は第三表より求められます

機名	Area of aileron m ²	n, no of ribs	W, load on one rib, kg	K	c cm	torque, max M=KcW kgcm	Shearing stress due to torsion $f = \frac{M}{C/\frac{D_0}{2}}$ kg/cm ²	Factor of safety	
Alb JII	上 { 内 0.36 外 0.83	3	24	2.1	16.9	850	1920	2.1	
		4	42	2.6	22.5	2460			
	下 { 内 0.36 外 0.45	3	24	2.1	16.8	850		780	5.1
		3	30	2.2	15.3	1010			
D. F. W.	内 0.52 外 0.69	3	35	1.7	26.5	1580	1850	2.2	
		4	35	2.6	26.0	2370			
Hansa	内 0.84 外 0.50	4	42	2.5	25.3	2600	3250	1.2	
		3	34	1.4	25.3	1220			
L. V. G.	内 0.43 外 0.60	2	43	0.8	24.8	850	62 ⁽¹⁾	1.1	
		3	40	1.5	24.8	1490			
Phönix	上 { 内 0.26 外 0.49	2	26	1.5	21.0	820	490	8.2	
		4	25	3.5	16.8	1470			
	下 { 内 0.31 外 0.39	3	21	2.3	21.0	1030		380	10.5
		4	20	3.5	16.2	1140			
Gotha ⁽²⁾	上 { 内 0.65 外 0.95	total load 130 ^{kg}		—	22.1	2870	2190	1.8	
		190		—	29.5	5600			
	下 { 内 0.38 外 0.52	76		—	20.4	1550		960	4.2
		104		—	23.5	2450			

Gotha は第十四、第十五圖に於て見る様に lever rib を有つて居りませんから、その max. torque は容易に

$$M = \text{load on onese side of lever rib} \times \frac{1}{2} \text{width of aileron}$$

で求める事が出来ます。

Factor of safety に就て

第六表に於て、例へば Albatros Clb は lever rib の内側に於ける max. torque は 3400 kg, cm. 外側に於ける max. torque は 2220 kg, cm. であります。而して断面は内側も外側も同一ですから、全體としての max. shearing stress は、内側に於て起り、その amount は 2660 kg/cm² になります。故に Factor of safety はこの場合内側に就て考へればよい事になります。

尙 Factor of safety は

$$\begin{array}{ll} \text{allowable stress for steel in torsion} & 4000 \text{ kg/cm}^2 \\ \text{" " " spruce " "} & 70 \text{ kg/cm}^2 \text{ (3)} \end{array}$$

として計算しました。

(1) Spruce (2) Gotha は別の計算による (3) 林業試験所試験結果

計算した飛行機は何れも 1918 年以前のものらしく思われますから、必ずしも B. L. V. 1918 年の規格によつてゐるとは考へられませんが、大體に於て操縦舵面の荷重は 200 kg/m² 位に取つてあるとして差支へないと思ひます。而してこの荷重で計算した結果二三の例外を除き、大體似通つた Factor of safety が得られましたから結局次の通りに考へてよいと思ひます。即ち

エルロンの桁は荷重を 200kg/m²にとり torsion のみに對して 1.5~2.5 の安全率を持たせればよい事になります。

こゝに torsion のみと申しましたのはエルロン桁には shear due to torsion の外に、shear due to bending が加はるからであります。之は第三節に於ても解る様に前者に比し極めて小なるを普通とします。

第三節 桁の屈曲に就ての計算

1. Shear, & Bending moment diagram.

桁の shear (due to bending) 及び bending moment を求めますには普通桁を continuous beam と考へ、之を hinge の點で支へたものとして計算します。この continuous beam にかゝる荷重は第二節の如く

$$W=200\text{kg/m}^2$$

と假定し、この荷重が span の方向に均一に分布されたものと考へます。

然る時 Three moment の Theorem によりまして各支點(hinge の位置)に於ける fixing moment が求められます。故に之を用ひて容易に shear 及び bending moment の diagram が得られる譯であります。

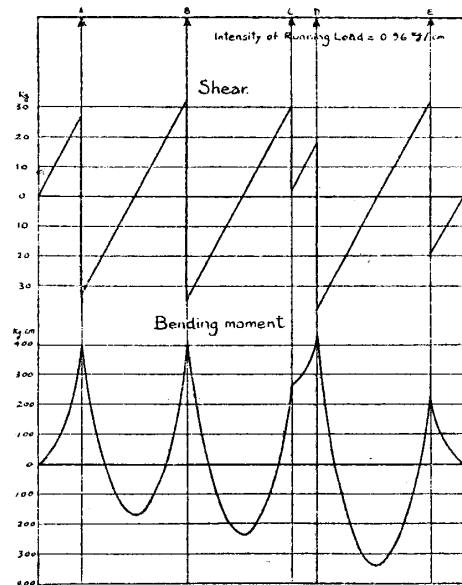
一例として Hansa のエルロンに就て diagram を描いて見ますと第三十五圖の様になります。

2. Shear due to bending.

第二節に於て shear due to torsion のみに對して factor of safety をとりましたが、shear due to bending は、shear due to torsion と、同一平面、同一方向にも起りますから實際の max. shearing stress は兩者の和になる譯であります。しかし bending の方の shear は torsion の方のものより遙に小さいので普通の設計書などでは全く考へてゐない様であります。

一例としまして Hansa をとりますと第三十五圖より

第三十五圖



max. shearing force=38kg.

sectional area of spar=0.68cm.²

∴ max. shearing stress due to bending=56kg/cm²

しかるに第六表より

max. shearing stress due to torsion=3,250kg/cm²

で全く比較にならない程のものであります。即ち、torsion のみに對して shearing stress を計算してよい事になります。

3. Bending moment.

本節の始めに述べました様な方法を以て各機のエルロンの桁に就いて bending moment を計算しますと次の通りになります。

但し一々こゝには bending moment diagram を掲げずに各 bay の max. bending moment 及び各支點の fixing moment のみを表として示します。

第七表 各 bay の max. bending moment 及各支點の fixing moment (kg. cm)

機名	A	AB間	B	BC間	C	CD間	D	DE間	E
Alb. Clb	— 632	969	— 1470*	— 234	372	— 632		
" CXII	— 76	155	— 885	935	— 1450*	— 76		
" DVa	— 39	82	— 124	7	— 26	313*	— 29	287	— 57
" JII	{上	— 407	451	— 172	1363*	— 755			
	{下	— 348	220	— 491	267	— 599*			
D. F. W.	— 696	9	— 17	10	8	— 1695*		
Gotha	{上	— 1440	69	— 152	117	771	— 2210*	
	{下	— 412	262	— 582	325	— 712*			
Hansa	— 393	169	— 403	241	— 263	— 430*	345	— 216
L. V. G.	— 4	418	— 540	— 237	223	— 776*		
Phönix	{上	— 61	83	— 226	43	— 142	0	— 313*	
	{下	— 174	23	— 144	111	— 187*	73	— 144	

* は max. value を示す。

表中 A. B. C. は、エルロンの内側（機の中央に近い方）より順次に名づけた hinge の位置であります。又各欄に のあるのは Hansa の CD 間に於けるが如く（第三十五圖参照）free

bending moment in bay が小さくて、その bay の間に於て bending moment が 反對の sign に達せざる場合であります。第七表中更に全體としての max. bending moment* をとりますと

$$f. \text{ max. compressive stress} = \frac{B.M.}{Z}$$

where Z = modulus of section

になります。allowable bending stress を steel 6000 kg/cm² spruce 480 kg/cm² にとつて factor of safety を求め、更に之を torsion に對する factor of safety と比較したものが第八表であります。

第 八 表

機 名	R. M. max (kg cm)	Z ⁽²⁾ (cm ³)	B.M. f = $\frac{B.M.}{Z}$	factor of safety (bendingに對する) F _B	factor of safety ⁽¹⁾ (torsionに對する) F _T	ratio $\frac{F_B}{F_T}$
Alb. Clb	-1470	0.64	2300	2.6	1.5	1.7
" CXII	-1450	"	2270	2.6	1.5	1.7
" DVa	313	0.70	450	13.3	2.3	5.8
" JII	上 1363	0.64	2130	2.8	2.1	1.3
	下 - 599	"	935	6.4	5.1	1.3
D. F. W.	-1695	"	2650	2.3	2.2	1.0
Gotha	上 -2210	1.28	1720	2.9	1.8	1.6
	下 - 712	"	560	9.3	4.2	2.2
Hansa	- 430	0.40	1070	5.6	1.2	4.7
L. V. G. ⁽³⁾	- 776	11.95	65	7.4	1.1	6.7
Phönix	上 - 313	1.51	207	29.0	8.2	3.5
	下 - 187	"	124	48.4	10.5	4.6

(1) 第六表より (2) 第三表より (3) spar の材料は spruce

第 三 十 六 圖

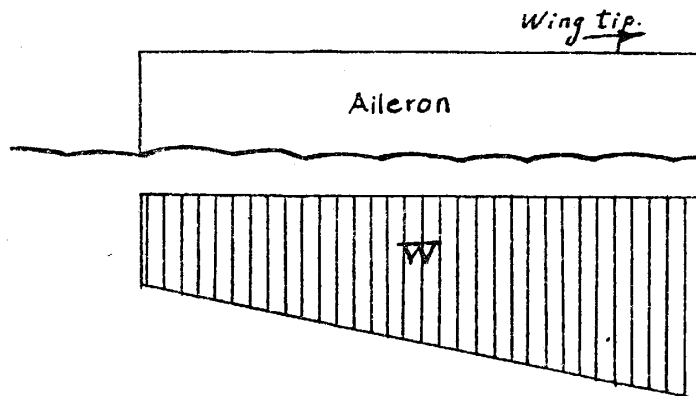


Fig. 36 Load distribution for aileron.

即ち bending moment に對する factor of safety は torsion に對するそれに比し、何れも大きく
なつてゐます。云ひ換へれば hinge の位置が、今迄のものと非常な大差のない限りはエルロン桁の
斷面を定めるに當つては、torsion のみを考へて第二節の様な計算をすればよい事になります。尙以
上の計算では、荷重を全體に亙つて均一と考へましたが、エルロンが control surface としてはた
らく時には翼端の方に大きな荷重がはたらくものと想像されます。従て計算の場合にも、第三十六圖の
如き梯形の荷重分布を考へるのが至當かも知れません。之等の點も、尙、考ふべき問題であると思ひ
ます。以上で桁の計算を終ります。終りに本調査に就て御高教を賜りました小川先生に心からの感謝
を捧げます。