

航空研究所彙報

第九十七號

昭和七年九月

航空評議會 飛行機機體強度規程解説

航空評議會機體分科主査委員 岩 本 周 平

同 木 村 秀 政

緒 言

本篇は次に掲げる飛行機々體強度規程を航空評議會に於て審議した時の議論，並に決定した理由等を取纏めたものである。本規程の原案は航空評議會機體分科主査委員の意見から成つたもので，これに歐米諸國の規格並に國際航空委員會決議等を参照した。而してこれに決定する迄に百數十回の會議を開き討議した外，本邦の主なる設計家，製造家の意見を尋ね，現在本邦で使用してゐる飛行機の實驗成績を参考し，尙現用飛行機に就て計算を試み更に必要の場合には陸海軍部當局及航空研究所で特に實驗をした。航空評議會では引續き水上機に分，並に軍用機の方も審議する筈であるが，大體の骨子に於ては變りはないので一先づ議了の分だけを掲げ茲に解説を附した次第である。

飛行機機體強度規程

(非軍用陸上機ノ部)

第一章 總 則

1・0・1 本規程ノ目的ハ本邦ニ於テ使用セラルベキ飛行機ノ機體ガ有スベキ強サノ最低標準ヲ定ムルニアリ。

1・0・2 飛行機ハ其ノ用途ニ依リテ豫期セラルル天候，操縱等ニ應ズル負荷ノ度合ニ依リ之ヲ次ノ如キ機種ニ區分ス。

第 一 種

第 二 種

第三種
第四種
第五種

第一種ハ強サノ特ニ小ナルモノ、第二種ハ強サノ稍小ナルモノ、第三種ハ普通ノ強サヲ有スルモノ、第四種ハ強サノ稍大ナルモノ、第五種ハ強サノ特ニ大ナルモノトス。

(註) 與ヘラレタル飛行機ガ何レノ機種ニ屬スルヤヲ定ムル爲ノ區分表ノ一例ヲ掲グレバ次ノ如シ。

用途 機種	記 研 機	銑 究 機	作 業 機	貨 物 機	旅 客 機	練 習 機 ス ポ ー ツ 機	曲 技 機
機種	R	T	M	P	E	A	
第一種	R ₁						
第二種	R ₂	T ₂	M ₂				
第三種	R ₃	T ₃	M ₃	P ₃	E ₃		
第四種	R ₄	T ₄	M ₄	P ₄	E ₄	A ₄	
第五種	R ₅	T ₅	M ₅	P ₅	E ₅	A ₅	

上表ニ於テ斜線ヲ施シタル部分ハ其ノ用途ニ對シ強サ不十分ナル範圍トス

- 1.0.3 飛行機々體各部トハ主翼，尾翼，操縱裝置，胴體，發動機架及降着裝置ヲ謂フ。
- 1.0.4 本規程ニ於テ機體ノ強サヲ規定スルニ必要ナル負荷状態ヲ定メ，各負荷状態ヲ夫々若干ノ負荷場合ニ區分シ，其ノ負荷條件ヲ定ム。
- 1.0.5 各負荷場合ニ於テ飛行機々體各部ガ受クル負荷ヲ算定シ之ヲ運用負荷トス。
- 1.0.6 機體各部ノ強サハ次ノ條件ヲ満足スルコトヲ要ス。
 - (1) 運用負荷ニ對シ各組子 (member) ノ内力ガ彈性界内力ヲ超エザルコト
 - (2) 運用負荷ニ規定ノ安全率ヲ乗ジタル負荷ニ對シ各組子ガ破壊セザルコト
- 1.0.7 機體ノ強サノ計算ニ於テ標準トスベキ材料ノ彈性界内力ハ2% 限界ヲ取ル。2% 限界トハ残り歪ガ全歪ノ2% ニ達スル内力ヲ謂フ。
- 1.0.8 材料ノ破壊ノ強サ及彈性界内力ノ値ハ材料規格ニ依ルヲ原則トス。材料規格ト異ル値ヲ取ル場合ニハ信頼スベキ實驗法ニ依リ十分多數ノ素材ニ就テ實驗シタル結果ヲ用フ。
- 1.0.9 荷重試験ニ於テ負荷後一分間以内ニ供試體ガ破斷若クハ曲折ヲ起シ其ノ負荷ニ堪エザルニ至レルトキ該供試體ハ破壊セルモノト看做ス。
- 1.0.10 荷重試験ニ於テ各組子ノ歪及残り歪ヲ測定スルコト困難ナル場合ニハ全體ノ撓ミ及残り撓ミノ比ヲ以テ彈性界ヲ超エタルヤ否ヤノ判定ニ用フルヲ得。但シ此ノ比ノ値ハ5% 以内ナルヲ要ス。
- 1.0.11 飛行機々體ノ安全率ハ特ニ記述セルモノノ外ハ2.0ト定ム。

1.0.12 飛行機全體ニ働ク外力、重力及慣性力ハ平衡ノ状態ニアルモノトス。

1.0.13 各組子ノ強サヲ計算スル場合、動的負荷ハ之ヲ靜的負荷ニ置換フルコトヲ得。

1.0.14 本規程ニ於テ使用スル記號ノ單位並ニ意義ハ特ニ斷リ書アルモノノ外次ノ如シ。

(記號)	(單位)	(意 義)
P	kg	飛行機ノ全備重量
S	m ²	主翼面積
b	m	翼 幅
t	m	翼 弦 長
v	m/s	速 度
q	kg/m ²	岐 點 壓
g	m/s ²	重力加速度
F	kg	力
R	kg	空氣合力
T	kg	推 力
Q	kg-m	ト ル ク
A	kg-m	仕 事
C_R		合力係數
C_u		揚力係數
C_x		抗力係數
C_Z		法線分力係數
C_X		切線分力係數
n		運用負荷倍數

第 二 章

負荷状態及負荷條件

第 一 節 負荷状態ノ區分及負荷場合

2.1.1 機體ノ強サヲ規定スルニ必要ナル負荷状態ヲ次ノ三種ニ區分ス。

- 一 飛行中ノ負荷状態
- 二 滑走離着時ノ負荷状態
- 三 取扱運搬時ノ負荷状態

2.1.2 各負荷状態ヲ次ノ負荷場合ニ區分ス。

- 一 飛行中ノ負荷状態
 - A 大迎角ノ引起シノ場合
 - B 小迎角ノ引起シノ場合
 - C 急降ノ場合

- D 小迎角ノ背面引起シノ場合
- E 大迎角ノ背面引起シノ場合
- F 突風ノ場合
- 二 滑走離着時ノ負荷状態
 - G 車輪降着ノ場合
 - H 不偏降着ノ場合
 - I 片車輪降着ノ場合
 - J 齒止ノ場合
 - K 逆立ノ場合
- 三 取扱運搬時ノ負荷状態
 - L 懸吊ノ場合

第二節 飛行中ノ各負荷場合ニ於ケル

負荷條件及運用負荷

2.2.1 Aノ場合

負荷條件:— 飛行機ハ全機ノ c_z ガ其ノ最大値ノ 8/9 倍ニ相當スル迎角迄引起サレ空氣力ノ方向ニ $n_A g$ ナル加速度ヲ生ジタル状態ニアルモノトス。

上記ノ場合「プロペラ」推力ハ零トシ $n_A P$ ナル空氣力が重力及慣性力ト鈎合ヘルモノトス。從ツテ A ノ場合ノ運用負荷ニ相當スル岐點壓 q_A ハ次式ニ依リ與ヘラル。

$$q_A = \frac{n_A P}{C_{RA} S} \quad (2.2.1)$$

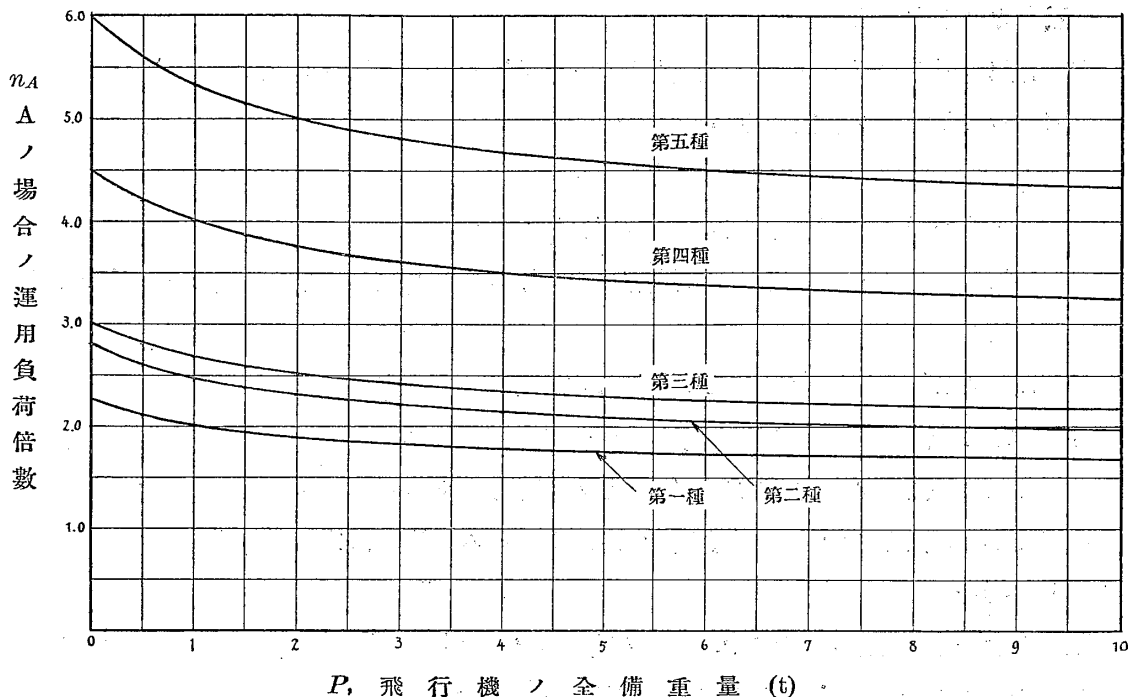
式中 C_{RA} ハ A ノ場合ニ於ケル全機ノ合力係數トス。

n_A ナ A ノ場合ニ於ケル運用負荷倍數ト稱シ機種ニ依リ次ノ如ク定ム。

(第 2.2.1 圖參照)

$$\left. \begin{array}{l} \text{第一種} \quad n_A = 1.6 + \frac{1}{P+1.5} \\ \text{第二種} \quad n_A = 1.8 + \frac{2}{P+2} \\ \text{第三種} \quad n_A = 2.0 + \frac{2}{P+2} \\ \text{第四種} \quad n_A = 3.0 + \frac{3}{P+2} \\ \text{第五種} \quad n_A = 4.0 + \frac{4}{P+2} \end{array} \right\} \quad (2.2.2)$$

第 2・2・1 圖

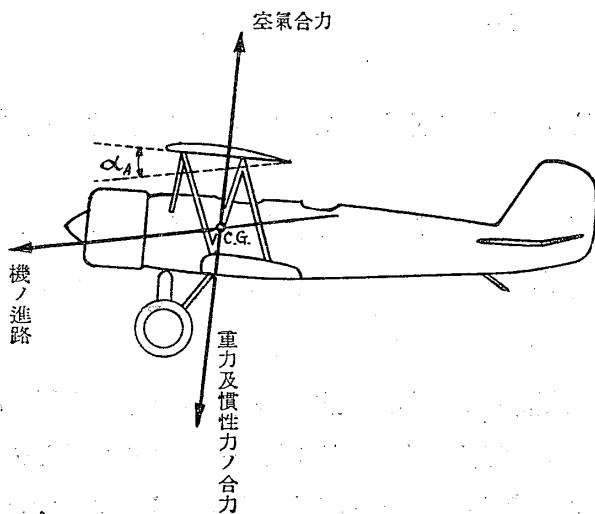


式中 P は飛行機ノ全備重量ヲ t (トン)ニテ表ハシタル數トス。

運用負荷:— A ノ場合ニ於ケル飛行機各部ノ運用負荷ハ上記ノ負荷條件ニ依リ算定シタル主翼, 尾翼其ノ他ノ各部ニ働ク空氣力並ニ各部ノ分布質量ニ働ク重力及慣性力ヲ以テ定ム。

(註) Aノ場合ニ於ケル各部ノ運用負荷ノ算定法ノ一例ヲ示セバ次ノ如シ。(第 2・2・2 圖 参照)

第 2・2・2 圖



(1) A の場合ノ迎角 α_A , 及 α_A = 相當スル全機ノ c_z/c_x ヨリ翼弦ニ對スル機ノ進路及空氣合力ノ方向ヲ決定ス。

(2) 各部ニ働ク空氣力ヲ各部ノ特性並ニ A ノ場合ノ岐點壓 q_A = 依リテ算定ス。

例ヘバ主翼ニ働ク空氣合力ハ

$$R' = c_{RA'} \cdot q_A \cdot S$$

式中 $c_{RA'}$ ハ A ノ場合ノ迎角ニ於ケル主翼ノ合力係數トス。

(3) 各部ノ空氣合力ノ方向ハ機ノ進路ニ對シ A ノ場合ノ迎角ニ於ケル夫々ノ部分ノ c_z/c_x ヨリ定ム。

(4) 各部ノ空氣合力ノ分布ハ夫々第三章ノ規定ニ依リテ定ム。

(5) 重力及慣性力ハ各部ノ分布質量 = $n_A g$ ヲ乗ジテ求ム。

(6) 重力及慣性力ノ合力方向ハ空氣合力ノ反對方向トス。

(7) 重力及慣性力ノ分布ハ成可ク實際ニ近カラシムル様ニ假定ス。

2.2.2 B ノ場合

負荷條件:— 飛行機ハ全機ノ c_z ガ其ノ最大値ノ 2/9 倍ニ相當スル迎角迄引起サレ空氣力ノ方向 = $n_B g$ ナル加速度ヲ生ジタル状態ニアルモノトス。

上記ノ場合「プロペラ」推力ハ零トシ $n_B P$ ナル空氣力ガ重力及慣性力ト鈎合ヘルモノトス。從ツテ B ノ場合ノ運用負荷ニ相當スル岐點壓 q_B ハ次式ニ依リ與ヘラル。

$$q_B = \frac{n_B P}{c_{RB} S} \quad (2.2.3)$$

式中 c_{RB} ハ B ノ場合ニ於ケル全機ノ合力係數トス。

n_B ヲ B ノ場合ノ運用負荷倍數ト稱シ各機種共夫々 n_A ノ 2/3 トス。

運用負荷:— B ノ場合ニ於ケル飛行機各部ノ運用負荷ハ上記ノ負荷條件ニ依リ A ノ場合ト同様ノ方法ヲ以テ算定ス。

2.2.3 C ノ場合

負荷條件:— 飛行機ハ發動機ヲ停止シ全機ノ c_z ガ零ニ相當スル迎角ヲ以テ垂直降下ヲナスモノトス。

上記ノ場合ニ於テ飛行機ノ岐點壓 q_C ハ機種ニ依リ次ノ如ク定ム。

機種	第一種	第二種	第三種	第四種	第五種
q_C/q_T	0.40	0.45	0.50	0.75	1.00

表中 q_T ハ飛行機ガ全機ノ c_z ガ零ニ相當スル迎角ニ於テ垂直降下ヲナシ全機（「プロペラ」ヲ含ム）ノ抗力ガ飛行機ノ全備重量ト等シクナリタル場合ノ岐點壓トス。

第一種乃至第四種ノ各機種ニ在リテハ垂直下向ノ加速度ヲ適當ニ考慮シテ全機ニ働ク空

氣力、重力及慣性力ヲ鈎合ハシムルモノトス。

運用負荷:— Cノ場合ニ於ケル飛行機各部ノ運用負荷ハ上記ノ負荷條件ニ依リAノ場合ト同様ノ方法ヲ以テ算定ス。

2.2.4 Dノ場合

負荷條件:— 飛行機ハ全機ノ c_z ガEノ場合ノ c_z ノ 1/3 倍ニ相當スル迎角迄背面ニ引起サレ空氣力ノ方向ニ $n_D g$ ナル加速度ヲ生ジタル状態ニアルモノトス。

上記ノ場合「プロペラ」推力ハ零トシ $n_D P$ ナル空氣力が重力及慣性力ト鈎合ヘルモノトス。従ツテDノ場合ノ運用負荷ニ相當スル岐點壓 q_D ハ次式ニ依リ與ヘラル。

$$q_D = \frac{n_D P}{c_{RD} S} \quad (2.2.4)$$

式中 c_{RD} ハDノ場合ニ於ケル全機ノ合力係數トス。

n_D ヲDノ場合ノ運用負荷倍數ト稱シ第四種、第五種共夫々 n_A ノ 1/2 トス。

第一種乃至第三種ニ屬スル飛行機ハ此ノ場合ノ強サヲ檢定スルニ及バズ。

運用負荷:— Dノ場合ニ於ケル飛行機各部ノ運用負荷ハ上記ノ負荷條件ニ依リAノ場合ト同様ノ方法ヲ以テ算定ス。

2.2.5 Eノ場合

負荷條件:— 飛行機ハ全機ノ c_z ガ其ノ最小値ノ 8/9 倍ニ相當スル迎角(但シ此ノ迎角ガ全機ノ揚力零ナル迎角ヨリ負ノ方ヘ 20 度取りタル範圍ノ外ニ在ルトキハ其ノ範圍ノ中ニ於テ全機ノ c_z ガ最小トナル迎角ヲ取ル)迄背面ニ引起サレ空氣力ノ方向ニ $n_E g$ ナル加速度ヲ生ジタル状態ニアルモノトス。

上記ノ場合「プロペラ」推力ハ零トシ $n_E P$ ナル空氣力が重力及慣性力ト鈎合ヘルモノトス。従ツテEノ場合ノ運用負荷ニ相當スル岐點壓 q_E ハ次式ニ依リ與ヘラル。

$$q_E = \frac{n_E P}{c_{RE} S} \quad (2.2.5)$$

式中 c_{RE} ハEノ場合ニ於ケル全機ノ合力係數トス。

n_E ヲEノ場合ノ運用負荷倍數ト稱シ第四種、第五種共夫々 n_A ノ 1/2 トス。

第一種乃至第三種ニ屬スル飛行機ハ此ノ場合ノ強サヲ檢定スルニ及バズ。

運用負荷:— Eノ場合ニ於ケル飛行機各部ノ運用負荷ハ上記ノ負荷條件ニ依リAノ場合ト同様ノ方法ヲ以テ算定ス。

2.2.6 Fノ場合

負荷條件:— 飛行機ハ最大速度ヲ以テ水平飛行中、上向又ハ下向ノ垂直分速度ヲ有スル突風ヲ受ケ空氣力ノ方向ニ $n_F g$ ナル加速度ヲ生ジタル状態ニアルモノトス。

上記ノ場合、飛行機ハ姿勢、速度ノ變化ナク合成空氣速度ニ對シテ次式ニ依リ與ヘラル
ル全機ノ合力係數ニ相當スル迎角トナレルモノトシ $n_F P$ ナル空氣力ガ推力、重力及慣性
力ト釣合ヘルモノトス。

$$c_{RF} = \frac{n_F P}{q_F S} \quad (2.2.6)$$

式中 q_F ハ F ノ場合ノ岐點壓ニシテ最大水平飛行速度ニ相當スル岐點壓ヲ取ル。

n_F ヲ F ノ場合ノ運用負荷倍數ト稱シ次式ニ依リ與ヘラル。

$$n_F = 1 \pm \frac{1}{16} v_h w \eta \cdot \frac{S}{P} \cdot \frac{dc_R}{da} \quad (2.2.7)$$

式中

v_h 飛行機ノ最大速度 m/s.

w 突風ノ垂直分速度 m/s.

η 係數

$\frac{dc_R}{da}$ 迎角(弧度)ニ對スル全機ノ合力係數ノ變化

式(2.2.7)ニ於テ $w\eta = 5\text{m/s}$ ト定ム。

第一種ニ屬スル飛行機ハ此ノ場合ノ強サヲ檢定スルニ及バズ。

運用負荷:— F ノ場合ニ於ケル飛行機各部ノ運用負荷ハ上記ノ負荷條件ニ依リ算定シタル主翼、尾翼其ノ他ノ各部ニ働ク空氣力、發動機ノ「トルク」、「プロペラ」推力並ニ各部ノ分布質量ニ働ク重力及慣性力ヲ以テ定ム。

2.2.7. 飛行中ノ負荷状態ニ於ケル迎角、岐點壓等ヲ定ムル場合、全機ノ揚力係數及抗力係數ハ重心(重心ノ移動著シキ飛行機ニ在リテハ其ノ兩極端ノ位置ヲ取ル)ノ周リノ空氣力學的縱搖レ「モーメント」ガ零トナル如キ水平尾翼取付角並ニ昇降舵角ニ於ケル値ヲ取ルモノトス。

第三節 滑走離着時ノ各負荷場合ニ於ケル

負荷條件及運用負荷

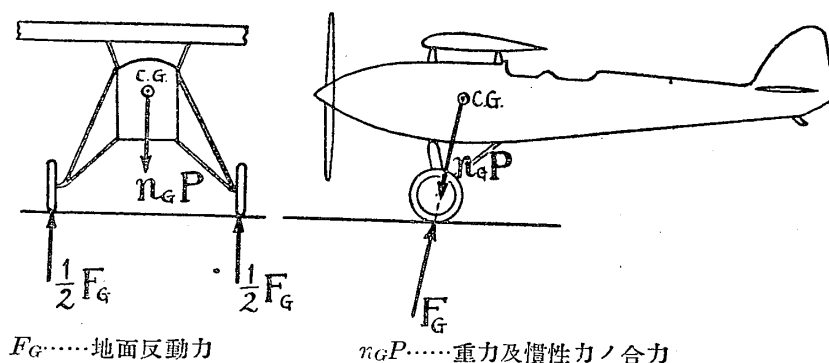
2.3.1 Gノ場合

負荷條件:— 飛行機ハ機體縱軸ヲ水平トシ前部兩車輪ヲ地面ニ着ケタル姿勢ニテ降着シ第2.3.1圖ニ示ス地面反動力ノ方向ニ $n_G g$ ナル加速度ヲ生ジタル状態ニアルモノトス。

上記ノ場合「プロペラ」推力並ニ全機ニ働ク空氣力ハ零トシ第2.3.1圖ニ示ス如ク兩車輪ノ接地点ニ $n_G P$ ニ等シキ地面反動力働キテ重力及慣性力ト釣合ヘルモノトス。

n_G ヲ G ノ場合ノ運用負荷倍數ト稱シ飛行機ガ全備重量ヲ以テ次ニ定ムル高サ h ヨリ機體縱軸ヲ水平ニシテ自由落下 (free fall) シタリトシ其ノ衝撃中ニ脚ノ受クル力ノ最大

第 2-3-1 圖



値ヨリ定ム。(第2-3-2圖参照)

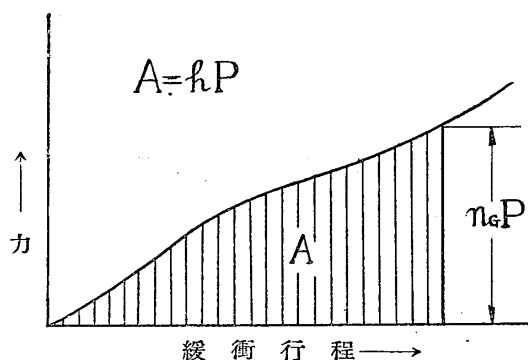
第 2-3-2 圖

$$h = \frac{(k v_G)^2}{2g} \quad (2-3-1)$$

式中 $v_G = 4 \sqrt{\frac{P}{c_{zG} S}}$

c_{zG} ハ全機ノ最大揚力係數ヲ取ル

k ハ常數ニシテ機種ニ依リ次ノ値ヲ取ル



機種	第一種	第二種	第三種	第四種	第五種
k	0.08	0.10	0.10	0.11	0.12

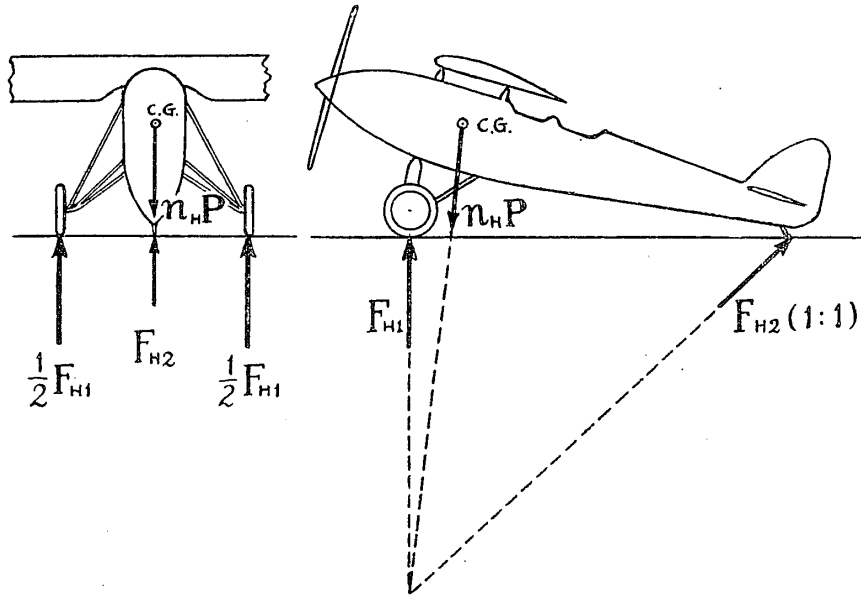
n_G ナ定ムル場合、緩衝装置（車輪ヲ含ム）ノ仕事曲線ハ落下試験ノ結果ニ依ルヲ原則トス。落下試験成績ナキ場合ニハ靜的試験又ハ理論的計算ノ結果ヲ以テ代用スルコトヲ得。運用負荷：— G ノ場合ニ於ケル飛行機各部ノ運用負荷ハ上記ノ負荷條件ニ依リ算定シタル車輪接地點ニ働ク地面反動力並ニ各部ノ分布質量ニ働ク重力及慣性力ヲ以テ定ム。

2-3-2 H ノ場合

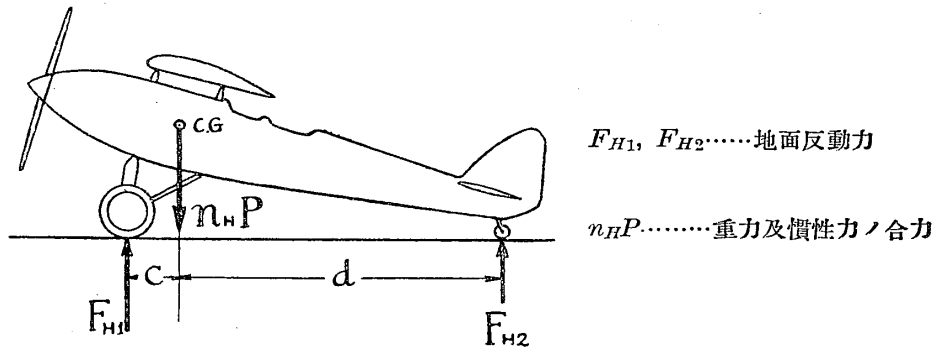
負荷條件：— 飛行機ハ前部兩車輪並ニ尾橈（又ハ尾車）ヲ地面ニ着ケタル姿勢ニテ降着シ第 2-3-3 圖ニ示ス地面反動力ノ合力ノ方向ニ $n_H g$ ナル加速度ヲ生ジタル状態ニアルモノトス。

上記ノ場合「プロペラ」推力並ニ全機ニ働ク空氣力ハ零トシ第2-3-3圖ニ示ス如ク前部兩車輪並ニ尾橈（又ハ尾車）ノ接地點ニ地面反動力働キテ重力及慣性力ト釣合ヘルモノトス。但シ第 2-3-3 圖ニ於テ尾橈ヲ有スルモノニ在リテハ F_{H1} ハ地面ニ垂直、 F_{H2} ノ側面圖ニ於ケル傾キハ 1:1 ニシテ F_{H1}, F_{H2} 及 $n_H P$ ガ釣合ヘルモノトス。

第2・3・3圖一(a)尾橋ノ場合



第2・3・3圖一(b)尾車ノ場合



尾車ヲ有スルモノニ在リテハ $n_H P$, F_{H1} 及 F_{H2} ノ方向ハ何レモ地面ニ垂直ニシテ

$$F_{H1} = \frac{d}{c+d} n_H P, \quad F_{H2} = \frac{c}{c+d} n_H P \quad \text{トス。}$$

n_H ナ H ノ場合ノ運用負荷倍数ト稱シ n_G ニ等シク取ル。

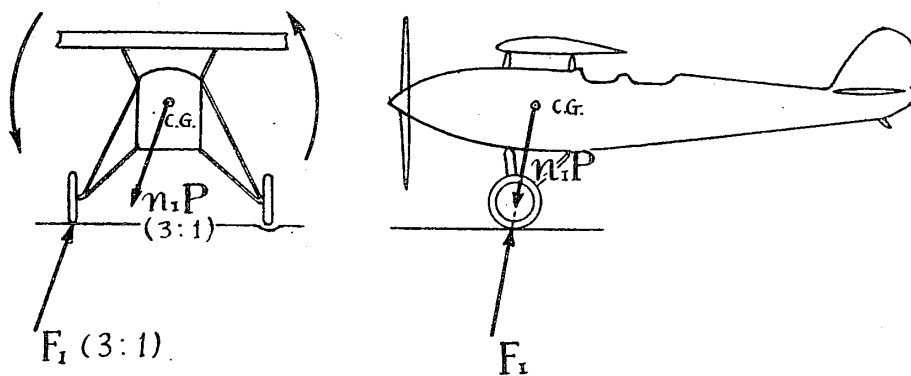
運用負荷:— H ノ場合ニ於ケル飛行機各部ノ運用負荷ハ上記ノ負荷條件ニ依リ G ノ場合ト同様ノ方法ヲ以テ算定ス。

2・3・3 I ノ場合

負荷條件:— 飛行機ハ機體縦軸及横軸ヲ水平トシ前部片車輪ヲ地面ニ着ケタル姿勢ニテ降着シ第2・3・4圖ニ示ス地面反動力ノ方向ニ $n_H g$ ナル加速度ヲ生ジタル状態ニアルモノトス。

上記ノ場合「プロペラ」推力並ニ全機ニ働ク空氣力ハ零トシ第2・3・4圖ニ示ス如ク片車輪

第 2・3・4 圖



F_I ……地面反動力

$n_I P$ ……重力及慣性力ノ合力

ノ接地點ニ地面反動力働キテ重力及慣性力ト釣合ヘルモノトス。

但シ第2・3・4圖ニ於テ F_I 及 $n_I P$ ノ正面圖ニ於ケル傾キハ 3:1 トシ F_I ハ $n_I P$ ニ等シキモノトス。此ノ場合必要ニ應ジ縦軸ノ周リニ角加速度アルモノトシテ力ノ釣合ヲ保タシム。
 n_I ナ I ノ場合ノ運用負荷倍數ト稱シ n_G ノ 1/2 ニ等シク取ル。

運用負荷:— I ノ場合ニ於ケル飛行機各部ノ運用負荷ハ上記ノ負荷條件ニ依リ G ノ場合ト同様ノ方法ヲ以テ算定ス。

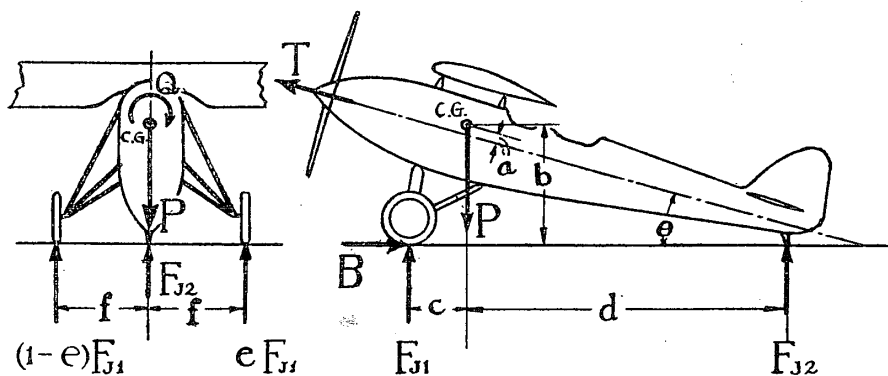
2・3・4 J ノ場合

(a) 靜止推力ノ場合

負荷條件:— 飛行機ハ前部兩車輪並ニ尾橋 (又ハ尾車) ヲ地面ニ着ケタル姿勢ニテ前部兩車輪ニ齒止ヲナシ發動機ヲ全開シタルモノトス。

上記ノ場合, 第2・3・5圖ニ示ス如ク全機ニ働ク各力ハ釣合ノ状態ニアルモノトス。

第 2・3・5 圖



T ……靜止推力 Q ……「トルク」反動力 B ……齒止力 P ……重力
 F_{J1} , F_{J2} ……地面反動力 ($F_{J2} < 0$ ナルトキハ尾部ヲ上ヨリ押スカトス)

$$B = T \cos \theta$$

$$F_{J1} = -\frac{1}{c+d} \left[Pd - T(a - b \cos \theta + d \sin \theta) \right]$$

$$F_{J2} = -\frac{1}{c+d} \left[Pc + T(a - b \cos \theta - c \sin \theta) \right]$$

$$e = \frac{1}{2} \left(1 + \frac{Q}{fF_{J1}} \right)$$

(a ノ符號ハ重心ガ推力線ノ上ニアルトキヲ正トス)

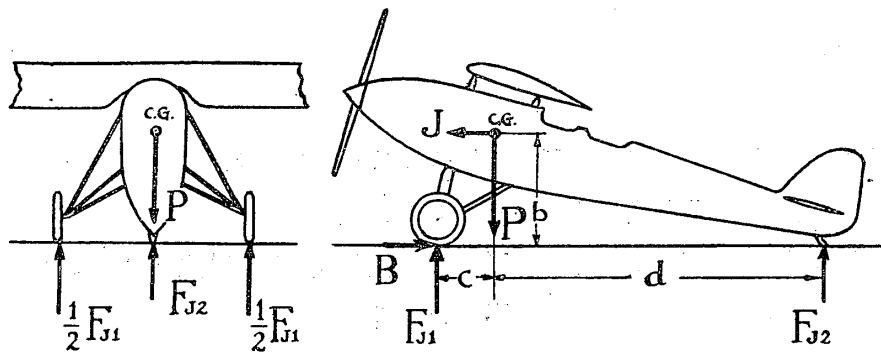
運用負荷:— J-a ノ場合ニ於ケル飛行機各部ノ運用負荷ハ上記ノ負荷條件ニ依リ算定シタル降着装置ニ働ク地面反動力, 齒止力, 發動機ノ「トルク」, 「プロペラ」推力並ニ各部ノ分布質量ニ働ク重力ヲ以テ定ム。

(b) 制動ノ場合 (制動装置アルモノノミ)

負荷條件:— 飛行機ハ前部兩車輪並ニ尾橈 (又ハ尾車) ヲ地面ニ着ケタル姿勢ニテ滑走中, 前部兩車輪ニ制動ヲナシタルモノトス。

上記ノ場合「プロペラ」推力並ニ全機ニ働ク空氣力ハ零トシ第2・3・6圖ニ示ス如ク全機ニ働ク各力ハ釣合ノ状態ニアルモノトス。

第 2・3・6 圖



B ……制動力 J ……慣性力 P ……重力 F_{J1}, F_{J2} ……地面反動力

$$B = J = \mu P$$

$$F_{J1} = -\frac{1}{c+d} (d + \mu b) P$$

$$F_{J2} = -\frac{1}{c+d} (c - \mu b) P$$

$$\mu = -\frac{c}{b}$$

(但シ μ ノ最大値ヲ 0.5 トス)

運用負荷:— J-b ノ場合ニ於ケル飛行機各部ノ運用負荷ハ上記ノ負荷條件ニ依リ算定シタル降着装置ニ働ク地面反動力, 制動力並ニ各部ノ分布質量ニ働ク重力及慣性力ヲ以テ

定ム。

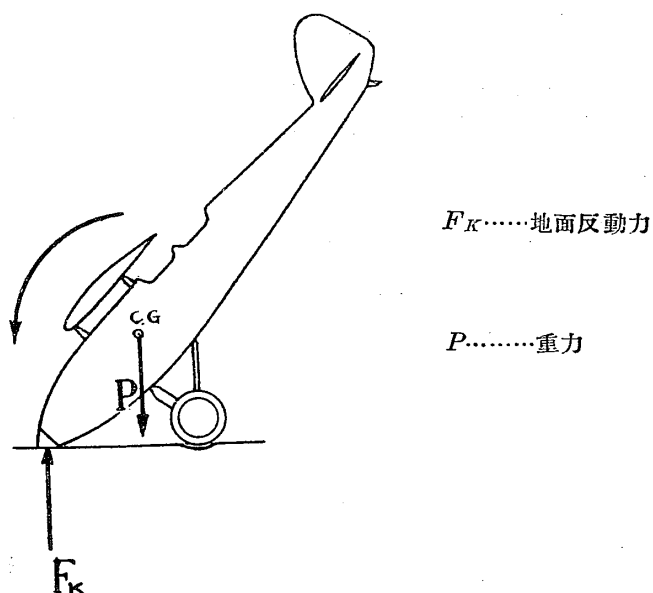
2.3.5 Kノ場合

負荷條件:— 飛行機ハ前部兩車輪並ニ胴體頭部ヲ地面ニ着ケタル姿勢ニアルモノトス。

上記ノ場合, 全機ニ働ク空氣力並ニ車輪ノ地面反動力ハ零トシ第2.3.7圖ニ示ス如ク胴體頭部ニ地面反動力働キテ重力及慣性カト釣合ヘルモノトス。

但シ第2.3.7圖ニ於テ F_K ハ垂直上向ニシテ P ニ等シク横軸ノ周リニ角加速度アルモノトシテカノ釣合ヲ保タシム。

第2.3.7圖



F_K ……地面反動力

P ……重力

運用負荷:— Kノ場合ニ於ケル飛行機各部ノ運用負荷ハ上記ノ負荷條件ニ依リ算定シタル胴體頭部ニ働ク地面反動力並ニ各部ノ分布質量ニ働ク重力及慣性カヲ以テ定ム。

第四節 取扱運搬時ノ各負荷場合ニ於ケル 負荷條件及運用負荷

2.4.1 Lノ場合 (吊上装置ヲ有スルモノノミ)

負荷條件:— 飛行機ハ吊上装置ヲ以テ懸吊シ垂直上向ニ $n_L g$ ナル加速度ヲ生ジタル状態ニアルモノトス。

上記ノ場合, 全機ニ働ク空氣力並ニ推力ハ零トシ $n_L P$ ナル懸吊力ガ重力及慣性カト釣合ヘルモノトス。

n_L ナ Lノ場合ノ運用負荷倍數ト稱シ各機種共 1.5 トス。

運用負荷:— Lノ場合ニ於ケル飛行機各部ノ運用負荷ハ上記ノ負荷條件ニ依リ算定シタ

ル吊上装置ニ働ク懸吊力並ニ各部ノ分布質量ニ働ク重力及慣性力ヲ以テ定ム。

第三章 機體各部ノ強サノ條件

第一節 主 翼

3.1.1 主翼ノ風壓分布ハ實驗成績ニ依ルヲ原則トス。

實驗成績ナキ場合ニハ次ノ規定ニ依ル。

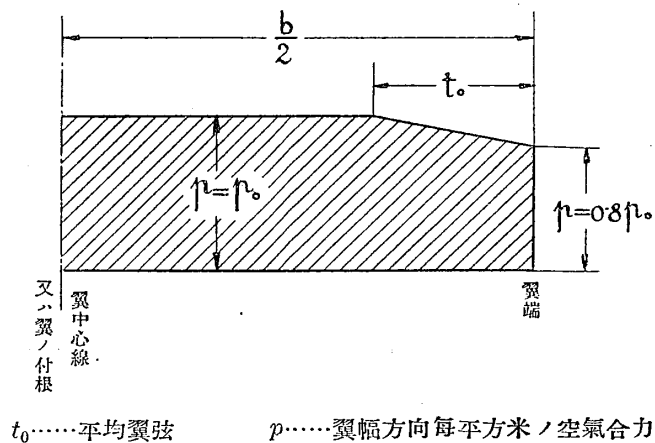
a) 層翼分布 層翼ニ對スル風壓分布ハ一般ニ承認セラレタル理論的計算ニ依ル。

b) 翼幅分布 翼幅ニ沿フ風壓分布ハ第3.1.1圖ニ依ル。

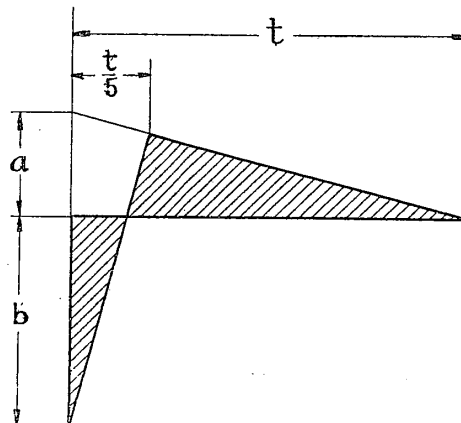
但シ翼斷面又ハ取付角ガ翼幅ニ沿ヒテ變化セルモノハ其ノ影響ヲ合理的ニ考慮スルヲ要ス。

c) 翼弦分布 翼弦ニ沿フ風壓分布ハ其ノ法線分力分布ヲ第3.1.2圖ノ如ク定ム。

第3.1.1圖



第3.1.2圖



第3.1.2圖ニ於テ翼幅方向任意ノ個所ニ於ケル風壓分布ヲ定ムルニハ a , b 及 t ノ値ヲ次ノ如ク取ル。

t ……當該個所ニ於ケル翼弦長

$$\left. \begin{aligned} a &= k (7.5 \gamma_y - 0.5 c_z) q \\ b &= k (30 \gamma_y - 12 c_z) q \end{aligned} \right\} \quad (3.1.1)$$

$$\text{式中 } k = \frac{p}{p_m}$$

p ………當該個所ニ於ケル翼幅方向毎平方米ノ空氣合力

p_m ………翼幅分布ヲ等齊トシタル場合ノ翼幅方向毎平方米ノ空氣合力

γ_y ………主翼ノ「モーメント」係數

c_z ………主翼ノ法線分力係數

q ………各負荷場合ノ運用負荷ニ相當スル岐點壓

- 3.1.2 Lノ場合ノ運用負荷ニ對シ主翼ニ取付ケラレタル吊上装置ノ安全率ハ2.5ト定ム。
- 3.1.3 主翼後縁ハ任意ノ個所ニ於テ翼面ニ直角ニ働ク7.5kgノ集中負荷ニ對シテ異狀ナキヲ要ス。
- 3.1.4 飛行中ノ各負荷場合ニ於ケル運用負荷ニ對シ主翼ノ撓ミハ如何ナル個所ニ於テモ主翼取付部ヨリ當該個所ニ至ル距離ノ2/100ヲ超ユベカラズ。
- 3.1.5 飛行中ノ各負荷場合ニ於ケル運用負荷ニ對シ主翼ノ捩レハ如何ナル個所ニ於テモ3.5°ヲ超ユベカラズ。

第二節 尾翼及補助翼

- 3.2.1 水平尾翼ニ於テハ運用負荷ノ最小限ヲ上向, 下向共次式ニ依リテ定ム。

$$M_H = 0.05 q_B \cdot S \cdot t \quad (3.2.1)$$

式中 M_H 水平尾翼ノ負荷ニ依ル重心ノ周リノ縱搖レ「モーメント」

第二章ノ規定ニ依リ算定セル各負荷場合ノ運用負荷ガ上向或ハ下向ノ各方向ニ付, 式(3.2.1)ニ依ル値ヨリ小ナル場合ニハ各負荷場合ノ外, 式(3.2.1)ニ依ル負荷ヲ所要ノ方向ニ水平尾翼ニ與ヘタル場合ニ對シ水平尾翼及之ニ關聯セル部分ノ強サヲ檢定スベシ。

- 3.2.2 水平尾翼ノ風壓分布ハ實驗成績ニ依ルヲ原則トス。

實驗成績ナキ場合ニハ飛行中ノ各負荷場合ニ於ケル水平尾翼ノ運用負荷並ニ第3.2.1條ニ定ムル運用負荷ヨリ上向, 下向共夫々最大ノ値ヲ取り之ヲ次ノ規定ニ從ヒテ分布セシム。

翼幅ニ沿フ風壓分布ハ等齊ナリトシ, 翼弦ニ沿フ風壓分布ハ其ノ法線分力ノ分布ヲ上向, 下向共何レモ第3.2.1圖(a)乃至(d)ノ如ク定ム。

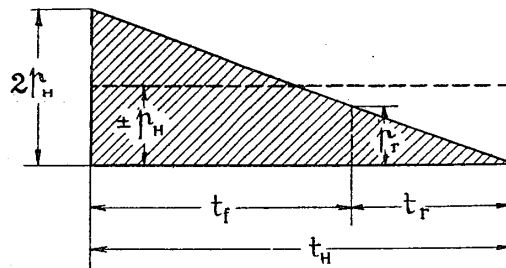
昇降舵ノ鈎合部ニ於ケル風壓分布ハ第3・2・1圖中、昇降舵ニ對スル分布線ヲ鈎合部ノ前縁迄延長シテ求ムルモノトス。

弧立セル鈎合小翼ノ風壓分布ハ等齊ナルモノト看做スコトヲ得。

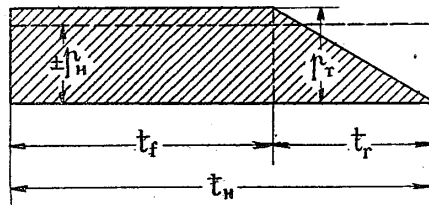
第3・2・1圖

- t_f 水平安定板ノ弦長
- t_r 昇降舵ノ弦長
- t_H $t_f + t_r$
- p_r 昇降舵前縁ノ風壓
- p_H 翼幅方向毎平方米ノ負荷

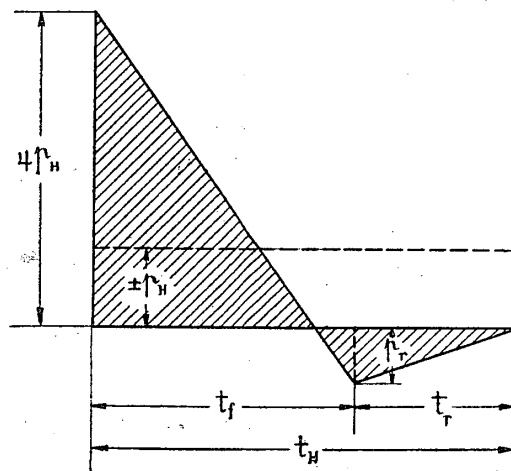
(a)
$$p_r = 2p_H \frac{t_r}{t_H}$$



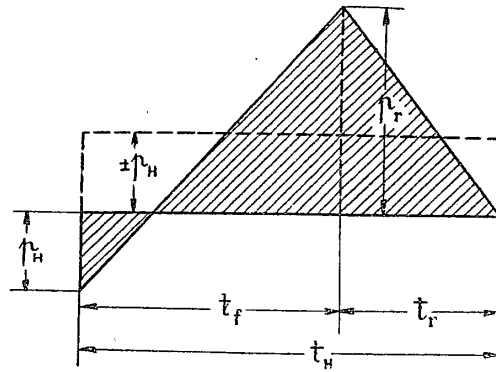
(b)
$$p_r = 2p_H \frac{t_H}{t_H + t_f}$$



(c)
$$p_r = 2p_H \frac{2t_f - t_H}{t_H}$$



$$(d) \quad p_r = p_H \frac{2t_H + t_r}{t_H}$$



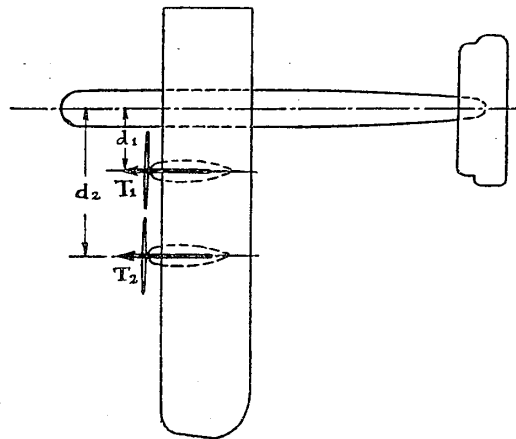
3.2.3 垂直尾翼ニ在リテハ次式ニ依リ與ヘラルル M_{V1} 及 M_{V2} ノ中, 大ナルモノヲ取リテ運用負荷ヲ算定ス。

$$M_{V1} = 0.003 q_B \cdot S \cdot b \quad (3.2.2)$$

$$M_{V2} = \Sigma T \cdot d \quad (3.2.3)$$

式中 M_{V1}, M_{V2} 垂直尾翼ノ負荷ニ依ル重心ノ周リノ偏搖レ「モーメント」
 T 最大推力
 d 第3.2.2圖参照

第3.2.2圖

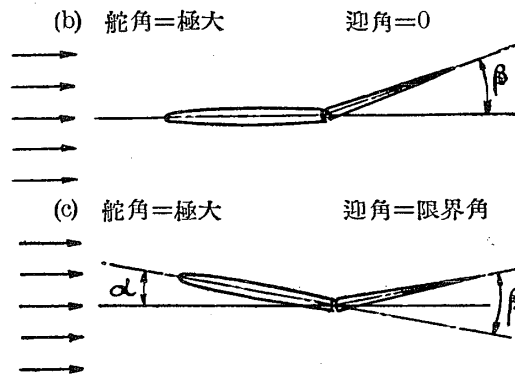


3.2.4 垂直尾翼ノ風壓分布ハ第3.2.3圖ニ示ス三場合ノ實驗成績ニ依ルヲ原則トス。

第3.2.3圖

(a) 舵角=0 迎角=限界角





實驗成績ナキ場合ニハ第3.2.2條ノ實驗成績ナキ場合ノ分布ニ依ル。

3.2.5 補助翼ニ於テハ運用負荷ノ最小限ヲ上向, 下向共次式ニ依リテ定ム。

$$M_A = 0.005 q_B \cdot S \cdot b \quad (3.2.4)$$

式中 M_A 補助翼ノ負荷ニ依ル重心ノ周りノ横搖レ「モーメント」

第二章ノ規定ニ依リ主翼ノ一部トシテ算定セル各負荷場合ノ運用負荷ガ上向或ハ下向ノ各方向ニ付, 式(3.2.4)ニ依ル値ヨリ小ナル場合ニハ各負荷場合ノ外, 式(3.2.4)ニ依ル負荷ヲ所要ノ方向ニ補助翼ニ與ヘタル場合ニ對シ補助翼及之ニ關聯セル部分ノ強サヲ檢定スベシ。

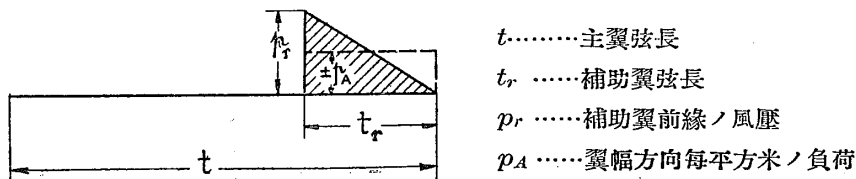
3.2.6 補助翼ノ風壓分布ハ主翼ノ風壓分布中, 補助翼ノ負擔スル部分ヲ取ル。

但シ式(3.2.4)ニ依リ運用負荷ヲ定ムル場合ニハ此ノ負荷ニ相當スル實驗成績ニ依ルヲ原則トス。

實驗成績ナキ場合ニハ翼幅ニ沿フ風壓分布ハ等齊ナルモノトシ, 翼弦ニ沿フ風壓分布ハ第3.2.4圖ニ從フ。

補助翼ノ鈎合部ニ於ケル風壓分布ハ第3.2.4圖ノ分布線ヲ鈎合部ノ前縁迄延長シテ求ムルモノトス。孤立セル鈎合小翼ノ風壓分布ハ等齊ナルモノト看做スコトヲ得。

第3.2.4圖



3.2.7 操縱翼面ノ柄ヲ固定シ操縱翼面ニ其ノ最大ノ運用負荷ヲカケタル場合, 操縱翼面ノ振レハ如何ナル個所ニ於テモ 5.0° ヲ超ユベカラズ。

第三節 操縱裝置

3.3.1 昇降舵操縱裝置ハ次ノ場合ニ對シテ其ノ強サヲ定ムルモノトス。

操縦桿ヲ以テ操縦スルモノニ在リテハ其ノ把握部ニ 50 kg ノ運用負荷ヲ前後方向ニ加ヘタル場合。

把輪ヲ以テ操縦スルモノニ在リテハ把輪ノ兩側ニ各 25 kg ノ運用負荷ヲ前後方向ニ加ヘタル場合。

3.3.2 補助翼操縦装置ハ次ノ場合ニ對シテ其ノ強サヲ定ムルモノトス。

操縦桿ヲ以テ操縦スルモノニ在リテハ其ノ把握部ニ 25 kg ノ運用負荷ヲ左右方向ニ加ヘタル場合。

把輪ヲ以テ操縦スルモノニ在リテハ把輪ノ周ニ $50 r \text{ kg-m}$ (r ハ把輪ノ半径) ノ運用負荷ヲ與ヘタル場合。

3.3.3 方向舵操縦装置ハ次ノ場合ニ對シテ其ノ強サヲ定ムルモノトス。

踏棒ノ片側ニ 75 kg ノ運用負荷ヲ操縦者ノ脚力ノ方向ニ加ヘタル場合並ニ踏棒ノ兩側ニ各 50 kg ノ運用負荷ヲ操縦者ノ脚力ノ方向ニ加ヘタル場合。

3.3.4 水平安定板調整装置ノ運用負荷ハ之ニ最大負荷ヲ與フル水平尾翼ノ運用負荷ニ依リテ定ム。

3.3.5 各操縦装置ニ於テ操縦翼面ノ柄ヲ固定シ操縦桿、把輪又ハ踏棒ノ着力點ニ夫々第 3.3.1 條乃至第 3.3.3 條ニ規定スル運用負荷ヲカケタル場合、着力點ノ變位ハ其ノ可動範圍ノ 7% ヲ超ユベカラズ。

第四節 胴 體

3.4.1 胴體ノ運用負荷ハ各負荷狀態ノ各負荷場合ノ外、B ノ場合ニ於テ同時ニ垂直尾翼ニ其ノ運用負荷ヲ與ヘタル場合ニ對シテ之ヲ算定スルモノトス。

3.4.2 K ノ場合ニ於ケル強サノ條件ハ胴體ノ主要組子(發動機覆等ヲ除ク)ニ對シテ適用セラルベキモノトス。

第五節 發 動 機 架

3.5.1 F 及 J-a ノ場合、發動機架ニ對シテハ第 1.0.6 條ニ於テ第一項ノ彈性界内力ノ代リニ其ノ 2/3 ヲ取り第二項ノ安全率ヲ 3.0 トス。

第六節 降 着 裝 置

3.6.1 滑走離着時ノ各負荷場合ニ於テ降着装置ノ安全率ハ降着装置以外ノ各部ノ安全率ヲ超ユベカラザルモ 1.6 ヲ下ルヲ得ズ。

(以 上)

第一章 總 則

1. 強度規程に就て 機體強度規程の目的は航空の安全にある事は云ふ迄もないが、今日の飛行機々體では、或る特殊の大強度機を除いては、如何なる操縦をしても又どんな天候に逢つても差支ない程の強度を具へたものは出来ない。これは燃料、貨物等の搭載量を相當に與へねばならぬ爲に、機體を成るべく軽く作る必要から來るので、その強度は「實際的に安全」な程度である。この程度は安全と經濟とを如何に配合すべきかに依るもので、經濟上の利點の爲に過度に強度を犠牲にする事を防ぐ主意から、ここに強度の最低標準を作る必要が起る譯である。この最低標準は航空に關する學理及技術の進歩の現状、國內工業の狀況、國內氣象狀態等を考慮して定めるべきものである。國際航空に従事する機體に就ては別に國際委員會で各國內の規程を寄せ集めた上で定められるから、ここには國際規程に對して考へる必要はない。従て本規程は日本で使用するものに適用する積りである。ここに「使用」といふのは飛行機として實用に供する意味で、飛行場の試飛行は「使用」の中に含まれない。

上に述べた様に本規程は「實際的安全」と認める最低標準を示すので、その認定の根本に經驗が基礎となつてゐる。詳しく云へば實用上差支のなかつた飛行機々體につき強度計算の基礎、計算方法、試験の結果等を調べた幾多の成績から「安全」といふ程度が大體定つて來たのである。従つて規程の各條項が從來の飛行機の型式、構造等に即し過ぎる傾のあるのは止むを得ない事である。その爲に新考案のものに適用し難い箇所が出て來る事があるかも知れぬ。併し萬一これが爲新しい試みを阻止する様な事があつてはならないから、新しい考案の爲に強度規程を適用し難い飛行機には、適當な制限を附して試飛行を許される事にした。これが「使用」といふ詞の中から試飛行を除外した理由である。又これと同時に強度規程そのものは最新の經驗、最近の研究を取入れて斷えず補足されねばならない。

2. 機種の區分 1.0.2 條に機種の區分を掲げてあるが、これは機體強度上の區分で、用途の區分ではない。用途で區分すれば記録機、輸送機、作業機等々となるが記録機の中にも大強度を要するものも小強度で間に合ふものもある。輸送機その他にしても、皆その通り夫々の中で強度上の要求が違ふものがある。従つて若しこの規程が採用されて法律の中に組入れられる場合には、それと同時に、どの用途のものは第何種として取扱はるゝかを明示する爲に 1.0.2 條の註に掲げたやうな區分表が必要である。

3. 強度條件 從來の規格では機體が破壊せぬといふ條件が機體強度の基礎となつてゐたが、機體は單に破壊せぬといふだけでは十分でなく、使用中の變形が後に残る様では、次第に弱つて危險であるから、この點に就て一つの條件が必要である。それには當該飛行機が實用上受けると考へ得べき最大負荷に對し、各組子 (member) が永久歪みを生ぜぬ事を條件と

すればよい。この負荷を本規程では運用負荷と稱へ、運用負荷に對して各組子の内力がその材料の弾性界内力を超えぬ事を一つの強度條件としたのである。(1.0.6條)

運用負荷は各機種につき夫々定められた負荷條件から計算し得るものであるから、強度規程では各機種の負荷條件を規定すればよい。負荷條件としての理想を云へば、各機種に應じて遭遇すべき天候、操縦の荒さ等を示すのがよいのであるが、今日に於てはこれ等を直接に量的に表示する方法がないから、本規程では種々の負荷状態を假定し垂直氣流速度、操縦の爲に起る加速度等を以て表示する事にしてある。(第二章参照)

材料の弾性界内力を強度條件の基礎とすることは、國際航空委員會では採用されてゐない。その理由は強度に關する爭論を決定するに弾性界内力は曖昧で用をなさぬから破壊で定めると謂ふに在るらしい。⁽¹⁾ 併し飛行機々體では、前述の如く永久歪みに關する考慮が絶対に必要である以上、この條件を止めるのは不可で、寧ろ曖昧さを除く方に努力すべきである。殊に從來の様に破壊近くの負荷で計算する方法では、實際の状態と遠くかけ離れてゐるが、弾性界以内の負荷ならば實際に近い計算が出来る、或は少くとも計算を益々實際に近からしめて機體構造の進歩を期待し得る筈である。この主旨で本規程では弾性界内力を強度條件の一つの基礎とした。

材料の弾性界内力を實際上どの點に取るかに就ては、獨逸では殘存歪が標點距離の0.02%である時の内力としてゐるが、これは實測上の不便があるので、本規程では井口教授の提案⁽²⁾に基き、“残り歪が全歪の2%である様な内力”を取る事にし、これを2%限界と名づけた。

今運用負荷を F とし、 F によつて起る機體の組子内力 (member stress) を m_F とし、材料の弾性界内力を σ_0 とすれば計算の強度條件は

$$m_F < \sigma_0 \dots \dots \dots (1)$$

と書く事が出来る。

次に實物飛行機につき荷重試験を施す時にはこの條件を如何に取扱ふか。機體の各部に運用負荷に相當する負荷を加へ、機體の組子中重要なものに歪計を附けて、その材料が弾性界を超えるか否かを調べればよい。併しこの事は實行困難の場合がある。例へば主要な組子が外部に露はれてゐないとか、歪計の取附に困難であるとか等の如き場合がある。依て本規程では歪の代りに全體の撓みを測定してもよい事にした。即ち荷を懸けた時の撓みと、荷を除いた時の残り撓みを測り、その比によつて弾性界を超えたか否かを判定してもよい。併しこの場合に2%限界を固守する譯に行かぬので判定にはいくらか餘裕を與へねばならない。

(1) Report by the material committee on the "Regulations concerning the minimum requirements for airworthiness certificates" 1924.

(2) 井口常雄: Practical determination of the elastic limit (航研彙報 No. 64)

各組子に歪計を取付けて歪を測るにしても組立てた機體の組子には初の内力 (initial stress) があるから、既に多少歪みを受けたものを0と看做すので、材料の弾性界に於ける残り歪と全歪との比は見掛上2%よりも多くなる筈である。

機體全體の撓みを測る場合にもこれと同様な事があるのみでなく、全體の組立ての中にねぢで取付けたりボルトで留めたりする所があれば、そこに多少の遊びがあるので、それ等が何れも残り撓みとして現はれて来る。以上は残り撓みを以て弾性界を判定する場合に、その限界を2%より大きく取らなければならぬ原因の例である。

これに反しその限界を却つて小さくしなければならぬ原因もある。例へば柱、張線等を多數用ひた複葉などに於て、張線が非常に丈夫で、桁が既に弾性界を超えても張線は未だこれを超えない場合には、桁の張間内に於ける全體撓みは、張線の伸びと桁自身の撓みとを合成したものであるが、残り撓みの方は桁自身のそれしか現れないから、兩者の比は桁自身の $\left(\frac{\text{残り撓み}}{\text{撓み}}\right)$ より小さくなる筈である。

複雑な翼トラスではかゝる原因が種々組合はさつて現れて来るから、全體の撓みと残り撓みの比を以て、弾性界を超えたか否かの判定をするには、機體構造によつて研究を要する譯である。航空研究所飛行機部で實驗した所によると、破壊の $\frac{1}{2}$ の負荷倍數に於ける残り撓みと全體撓みの比は Fokker Super-Universal 單葉 (木製、片持翼で翼全部が作りつけになつて分解出来ぬもの) では3%位、某軍用複葉機 (木製、單張間翼で柱、張線を用ひたもの) では5%位であつた。これ等の結果の詳細については近く航研彙報で發表する豫定である。

又荷重試験に於て荷を懸けて放置する時間、荷を除いて放置する時間の大小は撓みの量に影響する。木製機で實驗して見た所によると、撓み又は残り撓みが一定値に達する時間は負荷の小さい時には十分間位であるが、負荷の大きい時には十時間位を超えても、未だ少しづつ變化してゐるものがある。故に撓み又は残り撓みの測定は、撓み又は残り撓みが略々一定値に達する迄待つのを原則とすべきである。この點に就ては別に定むる機體荷重試験法に於て規定しておく必要がある。

4. 破壊に對する條件 前項に述べた如く機體の強さの條件を定めても、尙飛行機に於ては破壊に對する條件を捨てる譯に行かぬ。何となれば飛行機に在つては機體 (又はその一部) の破壊が直ちに人命に關係するからである。それに材料の弾性界と破壊の強さとは必ずしも比例するものでないから、弾性界に關する條件だけでは破壊の場合の強さは定まらない。依てここに安全率 s を取つて「機體は運用負荷の s 倍の負荷に對し何れの組子も破壊せざる事」をもう一つの強度條件とする。(1.0・6條)

本規程では實際機體についての多くの試験の結果から、最低標準として s を2と定めた。今材料の破壊の強さを σ_b とすれば、各組子が運用負荷に對し s なる安全率を有つとい

ふ條件は

$$m_F < \frac{\sigma_b}{s} \dots \dots \dots (2)$$

で表はされる。併し機體中の或る組子（例へば壓縮と屈撓とを同時に受ける桁の如き）に於ては、運用負荷に對して式(2)の條件を満足してゐても、運用負荷の s 倍の負荷に堪えられるとは限らないし、荷重試験その他の點から考へれば寧ろ後の條件の方が適當であるから、一般に

$$m_{sF} < \sigma_b \dots \dots \dots (3)$$

を強さの條件とした。(1.0.6條第2項) m_{sF} は機體全體に sF なる負荷を受けた時の組子内力で、機體が破壊に近い負荷を受けて各部分は著しく變形し、材料の歪み方も不規則となると共に、餘り組子 (Redundant member) が效力を發揮して來るので、 m_{sF} の合理的計算は出來ない。依て多數の同型同材料の機體の荷重試験から $m_{sF} \leq ksm_F$ なる様な k の値を経験的に得る外はない。今日迄實驗した機體では安全率 2 の程度のもものでは $k=1$ として差支ない様である。併し今後計算が緻密になり益々各部の餘肉を切詰める事になれば設計者は k に相當な價を與へねばならなくなるであらう。

この破壊に對する荷重試験は從來屢々行はれたもので、機體全體に sF なる荷重を加へ破壊に至らぬ事を確かむればよい。只破壊といふ事は負荷を加へておく時間によつて違ふから、荷重をかけて一分間破壊せずに保てば次の負荷を加へる事にした。(1.0.9) 實際には機體の各部をジャッキにて支へて負荷をかけるが、そのジャッキを下しつつある間に破壊が起る事が屢々あるが、ジャッキに發條を入れて發條の伸度をいつでも知り得る様な装置⁽³⁾を用ひれば破壊の時の負荷を知る事が出来る。

5. 振動的内力を受ける部分の運用負荷 振動的内力を受ける部分は、材料疲勞の危険を防ぐ爲に、1.0.6 條の強さの條件の(1)に於ては彈性界内力を $\frac{1}{c}$ 倍に割引して考へ、(2)に於ては運用負荷が c 倍になつたとする。即ち

$$m_F < \frac{\sigma_e}{c} \qquad m_{csF} < \sigma_b$$

發動機架に對しては $c=1.5$ とするので、強さの條件が 3.5.1條のやうになる。

元來繰返内力に對する材料の強さは必ずしも σ_e 又は σ_b に比例せぬから、 c の價は材料の繰返強度に應じて別々に定めるべきであり、同時に内力變化の振幅、周期等によつても異らねばならない。それ故これ等の關係を考へ入れた繰返強度 σ_f なるものが各材料に對して定められたなら、強さの條件の σ_e の代りに σ_f を用ひるのが合理的である。獨逸の D·V·L の規程⁽⁴⁾はこれに近いものである。但しその場合に各組子に如何なる振動的内力が働くかを算定

(3) 山本峰雄：荷重試験用ジャッキに関する一考案 (航研彙報 No. 92)

(4) D. V. L.: Belastungsannahmen für die Festigkeitsberechnung von Flugzeugen (1930-12)

し、又機體のどの部分迄振動を考へるべきかを定めねばならぬ。將來飛行機々體の計算が進んで構造の振動の計算をする様になれば、 σ_f を強度條件の基礎にする事になるであらうが、今日では強度規程にこれを入れるのは困難である。

元來飛行機に働く力は大部分動的であるが、この動的負荷に對する各組子の強さを計算するには、これと同價と認め得べき靜的負荷を以て計算するのが從來のやり方で、本規程でも1.0.13條にこの事を斷つてある。尙負荷條件として與へた負荷の状態が靜的釣合にない場合には、各部の慣性を考へて釣合にあるものとし(1.0.12條)、荷重試験には靜的負荷を用ふる事とした。

振動に對してもこの主旨で通す事とし、前述の如く振動部に對しては負荷が cF なる靜負荷で置換へられるものと考へたのである。

6. 機體の耐久性に就て 機體は時日を経過すると共に、錆とか風化その他の原因で材料が變質して強度を減ずる。一般構造物の例に倣へば、ここに耐久性安全率ともいふべき係數 d を與へて、 $d \cdot m_F < \sigma_e$ 及 $d \cdot m_{sF} < \sigma_b$ を計算上の強度條件とすべきであらう。併し飛行機ではそんな大ざつばな係數は與へられない。變質は材料の性質、各組子の位置(外面に曝露して居るか、内部に包まれて居るか、温度の變化の多い所にあるか)等で違ふから、たとへ d を計算中に入れるとしても、強度規程上で一律に規定すべき事ではない。そのみならず、元來飛行機は安全な範圍で極度に軽く作る事を主とするから、これ等耐久性の爲に材料の贅肉を増す事は成るべく避けて、寧ろ材料そのものの改良とか、乃至は表面塗料又は鍍金を施して耐久性を與へる方が望ましい。従て強度規程の最低標準としては $d=1$ とするのが至當である。依て本規程の強度條件中には耐久性に關する因子は入て居ない。

さうかと云つて、強度規程は機體の今日只今の強さのみを云々し明日の強さは構はぬといふのではない。夫々の機體に對し相當の耐久性を豫想してゐる事は當然であるけれどもその耐久性を量的に表はす手段がないので特に言明してはない。その代り機體各部が計算通りに作られ、計算通りの働きをなし、計算通りの強さを持ち且相當の耐久性を持つ等の必要な事項は別に機體構造規程⁽⁵⁾の中で規定されるべきである。この意味に於て強度規程と構造規程とは聯立的に成立たねばならない。

新機體と古機體との差別問題 新機體に規定の強さの條件を適用するものならば古機體はどの程度迄弱くなつたなら使用できないかといふ問題が屢起るから、茲に一言附加へて置きたい。強度規程は飛行機として使用し得る強さの最低條件である事を考へれば、古機體がこの規程に合はなくなれば使へない事は當然である。新機體に強さの餘裕が幾許あらうとそ

(5) 機體構造規程案は帝國海事協會航空機登録委員會に於て編纂、追て本彙報に掲げられる筈。

これは問題でない。併し若し何かの都合で注文主が耐久性を與へる目的で規程以上の強さを要求し、新製機體が果して要求だけの強さがあるかを實驗する様な場合は起るであらうがこれに關して強度規程（即ち最低標準）は何等與る所はない、只その機體が古くなつても強度規程に合格する間は使用し得る譯である。

木製機と金屬機との耐久性の差別 木製機と金屬機とは耐久性が違ふ。若し兩者に對して同じ耐久性を要求するなら、金屬機の強度條件を低くしてよいとの議論がある。これも前に述べた様に強度條件に耐久性の因子が入つてゐない事から考へれば、製造材料によつて強度條件を二三にする事は出來ぬ事は明である。尤も木材と金屬とは材料強度の不均齊度が違ふといふ事から計算條件に差別をつけるといふならば理由がある。この事は7項に述べる。

飛行機の使用期間 使用期間といふのは該機體が或一定の使用時間（これを飛行時間と表はすが適當か否かは今ここで論じない）を經過したなら大分解をして（普通の検査は定期に行ふがその外に）精密な検査を行ふ規定である。言ひ換へれば、機體は定められた使用期間内は大なる事故に遇はぬ限り、大分解検査を行はずに使用し得る譯である。木製機と金屬機とは何れも強度規程並に構造規程に従て作られるが、木材と金屬とは自然工作の精度も違ひ耐久性も違ふから、使用期間に差別が生ずる筈である。即ち使用期間は機體の耐久性と直接關係がある數字で、強度規程と構造規程とによつて聯立的に定められねばなぬものである。

7. 材料の性質の不均齊に就て 計算の強度條件に用ひる材料の彈性界内力 σ_0 、破壊の強さ σ_b の價は材料規格に示された價を取り、機體製作の際は使用するべき素材に就て試験し、材料規格に合したものとみを取るのが原則である（1・0・8條）。併し材料の製造法も常に進歩するから、規格の改正が遅れると、折角よい材料を使つても規格上の價で計算しては無駄な肉を付けねばならない場合があるかも知れぬから、十分多數の實驗成績を得る場合には規格以上の價も取つてよい譯である。

尙材料の強さの値は實際機體製造に使用する材料から一定數の試片を取つてその成績中の最小値を取るといふ案もあるが、それは只一機について強度檢定を行ふ場合に限るので、一般に標準型につき計算、試験を行ひ、その外の同型機體を多數に製作する場合には、それと同じ材料が十分豊富に得られる見込が確實なる事を證するだけの準備が必要である。

さて上に述べた素材の試験であるが、凡そどんな材料でも性質の「むら」のある事は免れない。素材から採取した僅かの試片が果してその素材を代表するであらうか。曾て故菱田教授が一枚のデュラルミン板素材を315個の試片に切つて、その一つ一つに就て實驗し、彈性率、抗張力、伸長率等の「むら」⁽⁶⁾を調べた結果によると、

(6) 菱田唯藏：航空機用デュラルミン諸性質のムラ（海防義會研究報告 No.5）

弾性率	平均値	$E_m=710.6 \text{ Kg/mm}^2$
	最大	$E_x=743$
	最小	$E_n=636$
	Probable deviation ⁽⁷⁾	+8.6
		-14.6
抗張力	平均値	$\sigma_m=41.8 \text{ Kg/mm}^2$
	最大	$\sigma_x=43.5$
	最小	$\sigma_n=39.0$
	Prob. deviation	+0.47
		-0.54
伸長率	平均値	$\epsilon_m=14.1 \%$
	最大	$\epsilon_x=17.3$
	最小	$\epsilon_n=6.6$
	Prob. deviation	+0.98
		-1.38

であつて、若し材料規格にデュラルミンの弾性率 700, 抗張力 40, 延伸 12% を與へられてあるとすればこの板の大部分は合格して居るが、不合格の試片が弾性率に於て 62 片, 抗張力に於て 4 片, 延伸率に於て 25 片ある事になる。これは僅か數片の試片では発見されない場合があるが而もその素材の大部分は實際製作材料として使用されてるとすれば機體のどこかに強さ不足の部が出来ない限りでもない。鋼板の實驗は一寸見當らないが、恐らくデュラルミンよりも「むら」が少い事と想像される。木材に至ては著しく不均齊である事は井口博士が會て講演された所である。⁽⁸⁾ 機體設計に際してはこの事を考の中に入れて強度計算をせねば荷重試験に於て若くは實際飛行中に弱點を曝露するかも知れぬ。若し前例の様な實驗が澤山あればそれから各材料の Reliability factor とも云ふべきものが定められる譯である。規格の値にこの factor を乗じて、計算強度條件の σ_x 又は σ_n に置き替える事が出来る。前項に木製機と金屬機とで強度條件を異にするかといふ事を述べたがその問題はこの reliability factor に依つて解決される。併し現在ではこの factor を定むべき實驗が極めて少いから、設計者は各自の實驗なり經驗なりから適宜にこの factor を考慮して計算せねばならぬ。但しこれは決して安全率を増すのではないから荷重試験の強度條件には何等變化はない譯である。

(7) Probable deviation は菱田博士の記録から著者が計算したものである。これに就ては他日別に記述する積りである。

(8) 航空談話會にて講演、印刷物にては未だ發表されず。

8. 工作の不完全に就て 飛行機々體は安全率を餘り大きく取る事が出来ないから、工作上の僅かな缺點も極力これを防ぐ方法を講じて、各組子が計算通りの強度を持つ様にせねばならぬ。機體構造規程を設けて、微細な點迄注意する理由は主としてここにある。そして各部品はその工程の一段落毎に検査される事になつて居る。それにも拘はらず實際上避け難い原因が幾つかある。従業者の不注意とか不熟練とかを除いても

- a. 各部の寸法が圖面通り出來ず若干の誤差あること。
- b. 加工の爲材料の性質に變化を與ふること。
- c. 部品の形狀工作の順序等から作業困難なる箇所若くは検査し難き箇所あること。

等がある。a)寸法の誤差は豫め工作法、機械の精度等から考へて公差を定め、強度計算の際にこれを計算に入れると共に、部品検査で公差以上の誤差のものを除外するとすればこの點に關する不安は除かれる。これが機體製作上の原則である。b)材料加工の爲強度の變化することは従來種々の材料及部品に就て實驗され、reliability factor を出してこれを強度計算に用ひてゐる。小川助教授の銲接継手の効率の實驗はその一例である。⁽⁹⁾ かういふ事は設計計算に於て當然行はれる筈であるから、別に規程の中に述べてはない。c)部品の形狀に依つて作業が困難になる事は設計者が極力避ける筈であるが、都合によつては手の届かぬ所にリベットを打つとか、或は膠着けした部分を検査する事が出來ぬとか、さう云つた場所が出来るのを絶対に避ける事はむづかしい。それ等に對しても計算上考慮さるべきであらう。

以上工作に關して reliability factor を計算に入れるのは、機體の實質が規程強度を持つ爲であつて、決して規程強度そのものを増減するものでないから、荷重試験に際してはこれ等の factor の有無を考へる必要はない。

要するに7,8兩項で述べた所は材料の不均齊、工作の不完全等に關しては設計者に於て當然適當に計算に入れられるものとして、本規程の強さの條件の因子として入てゐない事を明にしたのである。

第二章 負荷狀態及負荷條件

第一節 負荷狀態の區分及負荷場合

1. 機體強度を全體として各負荷場合で算定する方針に就て。

本規程では機體強度を規定するに必要な三つの負荷狀態を定め、更にこれをA乃至Lの負荷場合に區分してある。(1.0.4條, 2.1.1條, 2.1.2條)これらの各負荷場合に於て、飛行機のすべての部分が1.0.6條の強度條件を満足しなければならないのが原則である。

(9) 小川太一郎：銲接した鋼管の引張り試験 (航研彙報 Nos. 80, 81)

A乃至Lの十二場合を考へると、この中には、機體の或る部分に對しては重要であつても、他の部分に對しては、それ程問題にならないと云ふやうなものも少くない。例へばA乃至Fの飛行中の各負荷場合は、普通の降着装置の強度を規定するのには殆ど不必要であり、G乃至Kの滑走離着時の各負荷場合は、普通の尾翼の強度に對しては殆ど問題にならない。従つて従來の強度規格では機體の各部によつて別個の負荷場合を考へたものが多かつた。

しかし機體各部は互に連結されてゐて、一つの部分は自身の直接受ける負荷の外に他の部分からの影響によつて連帶的に負荷を受ける場合が多く、各部相互の關係は可成り複雑である。故に機體強度を合理的に算定するには、各部別々に切離して考へ、相互の關係をごまかす方法によらずして、飛行機を全體として或る負荷場合の中に置き、機體全體に働く力が釣合にある状態で各部の強度を定めなければならない。勿論こゝで云ふ釣合とは單なる靜的釣合のみを意味するのではなく、場合によつては適宜に慣性力を考へて釣合を保たしめる。(1.0.12條, 1.0.13條)

又本規程は餘りに特殊な型式に就ては考へてないが、現在普通に用ひられてゐる各種各型式の飛行機に適用されることを豫想してゐる。従つて各部の構造型式にも可成り多種多様のものゝあることを豫想しなければならないのであつて、その爲にも、飛行機全體としてすべての負荷場合に對して強度を定める本規程の方針は適當である。例へばJ-aの場合即ち靜止推力の場合(2.3.4條)は、普通の主翼に對しては問題にならないが、翼に發動機を裝備したものに對しては重要であつて、この場合を降着装置又は發動機架だけに對して考へるのは不適當である。

2. 特殊な負荷場合

2.1.2條に於て區分したA~Lの負荷場合は、前述のやうに機體のすべての部分に適用される一般的な負荷場合であるが、この外に、飛行機全體としては考へる必要のない各部固有の特殊な部分的な負荷場合も必要である。例へば操縦装置に對する負荷場合の如きものである。これ等に就ては第三章の各部の強度條件の所に掲げてある。

第二節 飛行中の各負荷場合に於ける負荷條件 及運用負荷

1. 各負荷場合の關係

本規程の各負荷場合は2.1.2條に定められてゐるやうに、大迎角の引起し、小迎角の引起し、急降等々の名稱が附せられてゐるが、これは必ずしも各負荷場合が或る限定された一つの飛行状態のみを表はしてゐる意味ではない。例へば大迎角の引起しの場合と云つても、必ずしも垂直降下から大迎角迄急に引起した状態のみを意味するのではなく、同様な負荷を

生ずる他の状態をも代表してゐる譯である。又第三節で、降着の場合と云つても、降着ばかりでなく、同様な負荷を生ずる離陸時の滑走や、着陸後のタキシング等の状態をも代表してゐるのである。

今第五種機に就て考へて見ると、この機種は普通より特に大なる強度を有するものであるが、これを全く異つた二種類にかなりはつきり區別出来る。一つは曲技機の如く非常に“荒い操縦”を豫想されるもの、もう一つは荒天用輸送機の如く非常に“荒い天候”を豫想されるものである。兩者共、大なる負荷を受けることに於ては同様であるが、その負荷の生ずる原因は全く異なる。故に或る負荷場合が嚴密に或る飛行状態のみを表はしてゐるとしたら曲技機と荒天用輸送機とでは別々な負荷場合を與ふべきであるが、前述の如く、本規程の負荷場合は同様な負荷を生ずる他の状態をも代表して居るのであるから、負荷の原因を異にする二種類の機種を共に第五種機として同じ負荷場合を與へ得るのである。

以上の如き關係にあるとは云へ、各負荷場合の負荷條件を定めるに就ては、夫々代表的な一つの飛行状態を根底とした方が種々な點から見て都合がよい。本規程では A 乃至 E の場合を夫々垂直降下及びその状態からの引起しの飛行状態と考へ、相互の間に次のやうな關係を與へてある。

即ち C の場合は垂直降下の状態であり、その状態から、比較的大なる迎角まで瞬間的に引起したのが A の場合であり、比較的小なる迎角まで瞬間的に引起したのが B の場合である。又同じく C の場合から背面の方に比較的大なる迎角まで瞬間的に引起したのが E の場合であり、比較的小なる迎角まで瞬間的に引起したのが D の場合である。従つて各場合の運用負荷に相當する岐點壓 q は次のやうに解釋出来る。

先づ A の場合に就て考へる。垂直降下の状態から A の場合の迎角まで瞬間的に引起し、その間に速度變化が全くなかつたとすれば、A の場合の岐點壓 q_A は引起し動作を始めた瞬間の垂直降下岐點壓である。云ひかへれば垂直降下をしてゐて岐點壓が q_A までに達した時、瞬間的に A の場合の迎角まで引起したのが A の場合である。更に云ひかへれば本規程による機體は垂直降下をしてゐて A の場合の迎角まで引起す時には、岐點壓が q_A に達しない前ならばいくら急激に引起しても安全であることを意味する。

他の q_B, q_D, q_E も同様の意味になる。

今 q_A と q_B とを比較して見ると

$$q_A = \frac{n_A P}{C_{RA} S}$$

$$q_B = \frac{n_B P}{C_{RB} S}$$

$$\therefore q_A/q_B = n_A C_{RB} / n_B C_{RA}$$

略算として

$$\frac{C_{RA}}{C_{RB}} \doteq \frac{C_{zA}}{C_{zB}}$$

とすれば

$$q_A/q_B \doteq n_A C_{zB} / n_B C_{zA}$$

然るに

$$n_B = \frac{2}{3} n_A$$

$$C_{zA} = \frac{8}{9} C_{zmax}$$

$$C_{zB} = \frac{2}{9} C_{zmax}$$

$$\therefore q_A/q_B \doteq \frac{3}{8}$$

つまり q_B は大體 q_A の $\frac{8}{3}$ 倍であつて、B の場合の如く小なる迎角まで引起す場合には、垂直降下速度が A の場合よりもつと増加してからでよいことを意味する。D と E との関係も同様である。

扱 C の場合の岐點壓は必ずしも垂直降下に於ける極限岐點壓ではなく、機種によつてその何%かに定めたものであるが、特殊な例外を除いては、 q_A, q_B, q_D, q_E の何れよりも大となる。故に垂直降下をする場合には、この q_C 迄達してもよいのであるが、ここ迄達してから他の場合で假定したやうに急激な引起しをしては、忽ちその機體として過大な負荷に達する譯である。この岐點壓まで達したならば徐々に引起さなければならぬ譯である。

2. 負荷場合と機種との關係

飛行中の負荷状態の A 乃至 F の六場合は、その負荷條件から考へて第一種乃至第五種の總てに一様に課せらるべき性質のものでないことは明かである。今この負荷場合と機種との關係を表にすると次の通りである。

場合 機種	A	B	C	D	E	F
第一種	○	○	○	×	×	×
第二種	○	○	○	×	×	○
第三種	○	○	○	×	×	○
第四種	○	○	○	○	○	○
第五種	○	○	○	○	○	○

(○印は強度を検べる必要のある場合、×印はその必要がない場合)

上表の如く、A, B, C の三場合は、すべての機種に對して必要としてあるが、事實上これ

等の三場合の負荷条件を定めるに當つて想定した飛行状態を考へても、如何なる機種にも必要な且あり得べき状態である。例へば C の場合の如きは垂直降下であるが、第三種に對しては岐點壓を極限岐點壓の $\frac{1}{2}$ に定めてあるから (2.2.3條) かかる垂直降下には第三種に屬する普通の旅客輸送機と雖も入ることがあり得るであらう。

これに反し、D, E の二場合は垂直降下から背面に引起した場合であるから、曲技飛行をなし得る第四種及び第五種の外は考へないのが當然であらう。但し曲技を行はない機種でも突風等の影響で D, E の場合と同方向の負荷を受けることがあり得るが、第二種、第三種には F の場合が幾分 D, E の代りになる。

F の場合は水平飛行中、上向又は下向の垂直分速度を有する突風を受けた場合であつて、運用負荷倍数を定める要素中に翼荷重、最大速度等が入つてゐる點と、上向又は下向の相當に大きな慣性力と同時に推力やトルクの働く點に於て A~E の五場合とは異つた獨特の場合であるから第四種、第五種にも課してある。

但し、A~E の五場合は各機種に就て運用負荷倍数を異にしてゐるのに反し、F の場合のみは運用負荷倍数を定める $w\eta$ の値を第二種乃至第五種迄一様に $w\eta=5^{m/s}$ と與へてある (2.2.6條)。第四種及第五種の中には荒天用の輸送機も含まれるから、これに對しては F の場合の $w\eta$ の値をもつと増すのが當然であるが、未だ我國では F の場合の負荷条件の基礎となるべき氣象上のデータに乏しいので、今の所は、F の場合に左程重要性を持たせぬやうにしておいた。尚第四種、第五種の荒天用輸送機に對しては、A 乃至 E の各場合で十分大なる運用負荷倍数を與へてあるから、 $w\eta=5^{m/s}$ より大なる突風を受けた場合を間接に代表せしめ、今の所はこれで間に合はせておく。

第一種は長距離記録機の如く、強度を最低限度まで切詰めた特殊な機種であるから、基本的な A, B, C の三場合のみを課してある。

3. 各負荷場合の假定

A, B, D, E の場合

A, B, D, E の四負荷場合は次のやうな假定の下に加速度飛行をしてゐるものと考へる。

- (1) 飛行機は急降下の状態から定められた迎角まで引起し、空氣合力の方向に ng なる加速度を生じた状態にある。但しこの場合、飛行機の進路がどんなであつても負荷は變らないから、進路は任意にとる。
- (2) 飛行機は nP なる空氣合力を受けてゐて、これと方向反對で大きの等しい重力及慣性力の合力と釣合つてゐる。これ等の力の方向は飛行機の進路を任意に定めれば、これに對して定まる譯である。
- (3) 空氣合力が nP であるから、飛行機は瞬間的に

$$q = \frac{nP}{c_R S}$$

なる岐點壓を有してゐる譯である。もし引起しの間に速度變化がなかつたとすればこの q は引起し直前の急降下岐點壓であるが、その間に速度變化があつて結局定められた迎角まで起した時に上記の q になつたものと思つても關はない。

- (4) 重心の周りの縦揺れ、横揺れ及び偏揺れの角加速度は何れも零とする。但し水平尾翼、補助翼等の負荷を特別な方法(式3.2.1及式3.2.4)によつて定める場合を除く。
- (5) プロペラは丁度推力が零なるやうな回轉をしてゐる。

C の 場 合

C の場合は次の如き假定の下に垂直降下をしてゐるものとする。

- (1) 飛行機は全機の c_z が零なる迎角を以て垂直降下をしてゐるものとする。
- (2) 飛行機の垂直降下速度は機種に応じて異り、その岐點壓が2.2.3條に示すやうな値になつてゐるとする。即ち第五種機の外はその姿勢に於ける極限速度に達してゐないから、垂直下向の加速度が存在する譯であつて、その慣性力は飛行機の重量と、定められた岐點壓に於て飛行機に働く空氣合力との差から容易に求められる。第五種機は重力と空氣合力が釣合ひ、定常(steady)な垂直降下をしてゐるものとする。
- (3) 重心の周りの縦揺れ、横揺れ及び偏揺れの角加速度はすべて零である。
- (4) 極限岐點壓を計算する場合にはプロペラはムウリネとして働いてゐるものとし、その抗力を考へる。

尙 A, B, C, D, E の各場合は、以上の如く全機に働く空氣合力が、これと大き等しく方向反對の重力及慣性力の合力に釣合つてゐなければならぬ。故に岐點壓を計算するに當つて次式を用ひる。

$$q = \frac{nP}{c_R S}$$

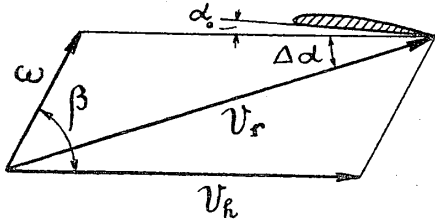
即ち全機の合力係數 c_R を用ひなければならぬ。

合力係數 c_R の代りに揚力係數 c_z を用ひても大差ない場合もあるが、これでは嚴密に云ふと前記の條件の下に釣合が成立しなくなるから、 c_R を用ひるのを原則とする。

F の 場 合

F の場合は最大速度を以て水平飛行中、上向又は下向の垂直分速度を有する突風を受けた場合である。この場合飛行機は角度變位をなさざるものとし、又對地速度は變化しないものとする。然る時上向又は下向の突風を受けた直後には迎角は次の値だけ變化する。(第1圖)

$$\Delta \alpha = \pm \tan^{-1} \frac{\frac{w}{v_h} \sin \beta}{1 + \frac{w}{v_h} \cos \beta} \quad (\text{上向+ , 下向-}) \quad (4)$$

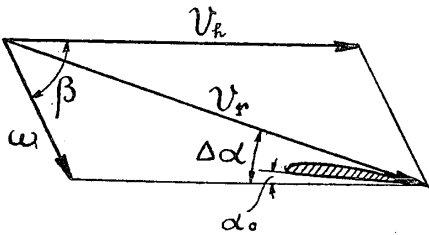


式中 v_h 飛行機の水平最大速度
 w 突風の速度
 β w, v_h の間の角度

合成速度 v_r の大きさは次のやうになる。

$$v_r = \sqrt{w^2 + v_h^2 + 2wv_h \cos \beta} \quad (5)$$

速度及迎角が上記のやうに變化するので、空
 合力の方向に生ずる加速度は次のやうになる。



第 1 圖

$$ng = \left[1 + \left(\frac{w}{v_h} \right) + 2 \left(\frac{w}{v_h} \right) \cos \beta \right] \left(1 + \frac{1}{16} \frac{dc_R}{da} \Delta \alpha \cdot \eta \cdot \frac{S}{P} \cdot v_h^2 \right) g \quad (6)$$

式中 $\frac{dc_R}{da}$ 迎角に対する合力係數の變化
 η 突風の gradient や機體の彈性に基く係數

式(6)に於て、簡單にするために

$$\left(\frac{w}{v_h} \right)^2 = 0$$

$$\beta = \frac{\pi}{2}$$

$$\Delta \alpha = \pm \tan^{-1} \frac{w}{v_h} \doteq \pm \frac{w}{v_h}$$

とすれば次の式を得る。

$$n_F = 1 \pm \frac{1}{16} \frac{dc_R}{da} w \cdot \eta \cdot v_h \frac{S}{P} \quad (\text{式2.2.7})$$

(+上向, -下向)

飛行機の對地姿勢は舊の儘で、合成速度の方向が $\Delta \alpha = \pm \frac{w}{v_h}$ だけ變化したのであるから迎角の變化も

$$\Delta \alpha = \pm \frac{w}{v_h} \quad (7)$$

又は迎角變化後に於ける合力係數の値で表はしてもよい。

$$c_{RH} = \frac{n_{FP}}{q_{FS}} \quad (\text{式2.2.6})$$

4. 各負荷場合の迎角の定め方

A の場合

A の場合の迎角は全機の c_z が $\frac{8}{9} c_z \max$ になる所で定める。 $\frac{8}{9} c_z \max$ をとつた理由は次の通りである。

元來 A の場合の特長は

- (a) c_z が極大又はこれに近い値である爲、急降下からこの迎角迄引起した時の加速度は非常に大となり、従つて飛行中の他の負荷場合に比し負荷倍数が最大となる。
- (b) 風壓中心が前方に移動するので、前トラスに大なる負荷がかかる。
- (c) 翼の切線分力負荷が前向となる。

即ち A の場合の迎角は出来るだけ以上の条件を満足するものでなければならない。

従來 A の場合の迎角は $c_z \max$ 又は風壓中心最前位置 (以下 C.P. 最前と略記) の所で定めてあつたが、この兩者共適當でない所がある。先づ C.P. 最前の點は、最近よく用ひられる風壓中心の移動が少い翼では甚だ定め難いばかりでなく、場合によつては迎角の小さい所で起るため上記 (a) 及 (c) を満足せず、従つて A の場合の迎角として適當でない。

次に $c_z \max$ の點は大體に於て上記三条件を満足してゐるが、實用上次のやうな缺點がある。

即ち $c_z \max$ の點は翼が既に失速してゐる點であるから、流れが非常に不安定で風洞實驗の成績も區々であり、従つてその成績から計算した各部の負荷は非常に不確實なものとなり、實驗を原則とする本規程として、かくの如き點をとるのは甚だ工合が悪い。又本規程では風壓分布の決定その他の所で根據ある空氣力學的な計算を實驗に代へることが出来るやうにしてあるから、この點から云つても失速した状態を扱ふことは不合理である。

そこで本規格では $c_z \max$ をとつた場合の以上のやうな缺點を除き、しかも前記三条件を満足せしむる點として $\frac{8}{9} c_z \max$ の點をとつた。

$\frac{8}{9} c_z \max$ の點が前記三条件をどの程度迄満足するかを $c_z \max$ の場合と比較して見よう。

(a) 加速度の問題

急降下の状態から瞬間的に引起す場合、速度變化が全くない理論的な場合には當然 $c_z \max$ まで引起した場合の加速度は $\frac{8}{9} c_z \max$ まで引起した時よりも大となる。しかし實驗の結果を見ると却つて $c_z \max$ より手前に於て加速度極大に達してゐるものが多いが、これは實際問題としては $c_z \max$ の近くまで來ると retardation が大きくなり、どうしても多少の

速度変化を免かれぬ爲であらう。

免に角引起しの場合から考へると $\frac{8}{9}c_z \max$ の所は十分に A の場合の條件 (a) を満足してゐる。

(b) 風壓中心位置の問題

現在使用されてゐる各種の翼断面に就て調べて見ると $\frac{8}{9}c_z \max$ の點, $c_z \max$ の點及 C. P. 最前の點を比較して殆ど差違がないから, $\frac{8}{9}c_z \max$ の點は十分に A の場合の條件 (b) を満足してゐる。

第 1 表 風壓中心位置の比較

翼 断 面	C. P. 最前	$\frac{8}{9}c_z \max$ に於ける値	$c_z \max$ に於ける値	風洞實驗結果の出所
Aeromarine 2	29.0	29.4	29.0	N.A.C.A. Rep. 182
Boeing 103	28.4	29.2	28.4	" 286
Clark Y	30.2	30.7	30.2	" 244
Curtiss C-62	27.4	27.8	31.6	" 244
Göttingen 387	32.1	33.1	32.3	Gött. Ergebnisse I
" 398	31.7	32.0	32.0	" I
" 420	31.5	32.0	31.5	" III
" 436	30.4	30.6	30.4	" I
" 591	32.0	33.0	32.4	" III
M-6	22.8	23.8	N.A.C.A. Tech. Note 243
M-12	25.7	27.0	" 260
N-9	29.0	29.5	29.0	N.A.C.A. Rep. 244
N-10	29.0	30.3	29.0	" 244
N-22	28.8	30.3	28.8	" 286
R.A.F. 15	27.2	27.5	29.4	R & M 954
" 28	29.1	29.2	29.4	" 1027
" 32	32.9	35.0	32.9	" 928
" 34	25.0	25.3	25.8	" 1071
Sloane	27.3	28.2	31.5	N.A. C. A. Rep. 244
U.S.A. 27	33.3	33.3	33.7	" 124
" 35A	32.0	32.8	38.0	" 182
" 35B	30.0	30.3	30.8	" 182
" 45	25.2	25.6	25.2	" 244

(c) 翼の切線分力負荷の問題

翼の切線分力負荷は, 現在使用されてゐる各種の翼断面に就て調べて見ると, $\frac{8}{9}c_z \max$ の點でも $c_z \max$ の點と同様にその方向はすべて前向となり, 法線分力との比 c_x/c_z の

大きさは第2表の如く $c_z \max$ の點の値の70%内外となる。例外としては40%位、或は逆に100%を遙かに越すものもあるが、これは $c_z \max$ の點の値が不確實な爲に起るもので $\frac{8}{9}c_z \max$ の所では大體どの翼型も同程度の値を示してゐる。扱 $\frac{8}{9}c_z \max$ の點と $c_z \max$ の點とを比較して、前者の c_x/c_z の値が後者の70%位になることは、同じ負荷倍數に對して Drag truss と Lift truss との強度の比が異なることを示すものであるが、負荷倍數によつては Drag truss の強度そのものは必ずしも70%になるのではなく、これを以て $\frac{8}{9}c_z \max$ の點が不適當であると斷定する理由は少しもないのである。即ち $\frac{8}{9}c_z \max$ の點でも A の場合の條件(c)を十分に満足してゐるのである。

第2表 c_x/c_z の値 (%)

(風洞實驗結果の出所は第一表に同じ)

翼 斷 面	$\frac{8}{9}c_z \max$ に於ける値	$c_z \max$ に於ける値	$\frac{\frac{8}{9}c_z \max \text{ に於ける値}}{c_z \max \text{ に於ける値}}$ の比
Aeromarine 2	-12.2	-16.6	74
Boeing 103	-10.2	-16.3	63
Clark Y	- 9.7	-14.6	66
Curtiss C-62	- 9.4	- 5.1	184
Göttingen 387	-10.6	-15.0	71
" 398	- 9.6	-13.1	73
" 420	- 4.7	-11.5	41
" 436	-10.2	-14.2	72
" 591	-10.4	-15.1	69
M-6	-19.0	-22.1	86
M-12	-18.3	-21.9	84
N-9	- 9.6	-12.9	74
N-10	- 9.7	-14.1	69
N-22	-11.0	-16.5	67
R.A.F. 15	-11.8	-13.2	89
" 28	- 6.6	- 6.6	100
" 32	- 7.5	-14.2	53
" 34	-12.5	-15.2	82
Sloane	- 9.3	- 5.5	169
U.S.A. 27	-12.3	-16.6	74
" 35A	-10.9	-17.1	64
" 35B	-11.6	-16.6	70
" 45	-15.9	-19.0	84

B の 場 合

B の場合の迎角は全機の c_z が $\frac{2}{9}c_z \max$ になる點で定める。元來 B の場合は A の場合に比し c_z が小さく急降下からこの迎角迄引起した場合の加速度は A の場合よりも小さいが、一般に風壓中心が後退し後トラスの強度がこの場合で決定される。この目的から考へて $\frac{2}{9}c_z \max$ の迎角は適當な點であらうと思ふ。

C の 場 合

C の場合の岐點壓を 2.2.3 條に示す如く定めたのは次の理由からである。

C の場合は $c_z=0$ なる迎角を保つて垂直降下をする状態であるから飛行機の受ける空氣力は岐點壓に比例する。即ち岐點壓は負荷倍數の如きものなのである。故に各機種の場合の岐點壓を A の場合の負荷倍數に比例して定めるのが合理的である。

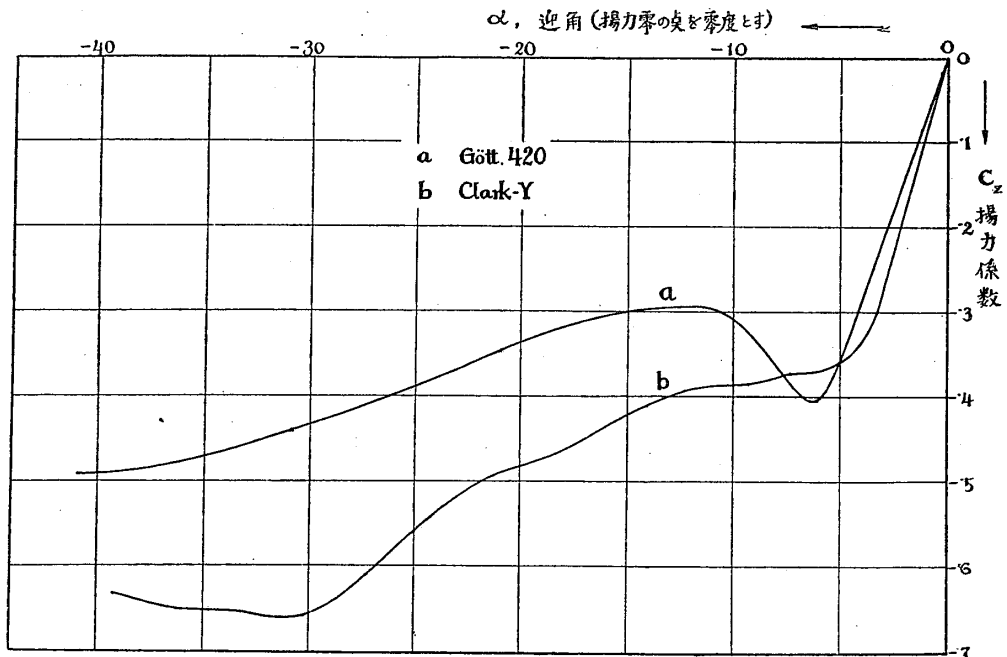
P (P は全備重量) $=0$ 及 $P=\infty$ の二場合につき、A の場合の負荷倍數を各機種に就て求め、その比を計算すると次の通りになる。この中、後の場合の値を q_c/q_x にとつた。

	$P=0$	$P=\infty$
第一種	.378	.40
第二種	.467	.45
第三種	.50	.50
第四種	.75	.75
第五種	1.00	1.00

D, E の 場 合

E の場合は A の場合に全く相應してゐるから、その迎角の定め方も A の場合と同様の理由で全機の c_z が $\frac{8}{9}c_z \min$ になる所で定める。しかし c_z が最小になる點は、 $c_z \max$ の點と異り、實驗結果を綜合すると -40° とか -50° とか云ふやうな絶對値の大きな迎角で起ることが多い。實際問題としてはこんな迎角まで引起すことはあり得ない。所で多くの翼型は、この c_z が最小な點に達する前に揚力零の點から負の方へ 20° 取つた範圍の内で迎角正の方の $c_z \max$ の點に相應するやうな $c_z \min$ の點が起る。(第 2 圖 a) これは當然さうありさりなことである。この $c_z \min$ の點をとつて、その $\frac{8}{9}$ で E の場合の迎角を定め、E の場合の c_z の $\frac{1}{3}$ の點で D の場合の迎角を定めることにした。

又翼型によつては、(場合によつては風洞實驗の方法により) 最初に起る $c_z \min$ の點が明瞭に現はれず、 c_z-a 曲線が平になつて、だらだらと最小値に達するものもある(第 2 圖 b) かゝるものでは揚力零の迎角から負の方へ 20° とつた範圍内で c_z 最小の迎角(結局揚力零から負の方へ 20° とつた點がこれに當る場合が多い)で E の場合を定め、それから D の場合を定める。



第 2 圖

各場合の迎角實例

今普通に使用されてゐる三種の翼型について、各場合の迎角及翼の特性を計算して見ると第 3 表(次頁)の通りである。但しこの値は風洞實驗に用ひた翼だけで計算したものであるから、實際の飛行機に用ひた場合には、多少様子が異なる筈である。この三種の中、特に Göttingen 420 の如きは背面飛行に適した翼型ではないやうであるが、普通の翼型の一例として、こゝに加へた譯である。

5. 運用負荷倍數

飛行中の各負荷場合に於ける運用負荷倍數の定め方は A~E の場合と、F の場合とで根據が異なるから、別々に述べることにする。

A~E の場合は各負荷場合の條件の下に、飛行機が受くべき最大の加速度を以て、運用負荷倍數と定めるのが理想的である。例へば A の場合では $\frac{8}{9} C_x \max$ の迎角まで引起すと云ふ條件の下に、最大の加速度を生ずる飛行状態と云へば、極限速度の急降下から、速度低減の起らない程の急激さでこの迎角まで引起した場合であらう。この場合の加速度から運用負荷倍數を定めると

$$n = \left(\frac{v_I}{v_A} \right)^2 \quad (8)$$

v_I 極限速度

v_A $\frac{8}{9} C_x \max$ に相當する速度

第 3 表

翼 型		Clark-Y	Göttingen 420	R.A.F. 34
⁽¹⁾ 迎角(度)	A	10.0	8.6	11.3
	B	-1.9	-4.6	1.9
	C	-5.7	-8.9	-1.0
	D	-7.6	-10.7	-3.5
	E	-25.7	-14.2	-9.4
c_z	A	1.084	1.209	.907
	B	.271	.302	.227
	C	0	0	0
	D	-.160	-.122	-.194
	E	-.480	-.365	-.581
c_x	A	.088	.115	.065
	B	.018	.018	.013
	C	.019	.014	.011
	D	.025	.015	.015
	E	.302	.028	.054
γ_y (モーメント係数)	A	.330	.385	.229
	B	.147	.162	.060
	C	.070	.089	.010
	D	.027	.058	-.032
	E	-.192	.005	-.122
風圧中心 位置(%)	A	30.4	31.8	25.3
	B	54.5	54.0	26.8
	D	-16.0	-47.1	16.5
	E	34.0	-1.4	21.0
岐点圧 ⁽²⁾	B	$2.67q_A$	$2.67q_A$	$2.67q_A$
	D	$2.25q_A$	$3.31q_A$	$1.56q_A$
	E	$1.13q_A$	$1.66q_A$	$0.78q_A$
実験結果出所		NACA Rep. No.317	Gött. Ergebnisse, III	R. & M. 1087

(註) (1) 迎角を定める場合には主翼のみの c_z を用ひた。

(2) 岐点圧の計算には全機の合力係数の代りに主翼の揚力係数を用ひた。

しかし實際問題としては、この式で與へられる n の値は極めて大きく、第一章總則第 1 項に於て述べたやうに、かゝる大きな負荷倍數を與へることは現在の技術を以てしては、到底不可能であり、又機種によつては運用上不必要であるとも云へやう。そこで引起し前の降下速度或は引起す場合の急激さに或る制限を假定して、運用負荷倍數の値を起り得べき最大の加速度よりも減らした譯である。この制限の程度が問題になるが、本規程では、現在の技術から見て、2.2.1 條~2.2.5 條に定めたやうな値を採つたのである。2.2.1 條の式 (2.2.2) に與へてある n_A の式を見ると

$$n_A = a + \frac{b}{P+c} \quad (a, b, c \text{ は常數}) \quad (9)$$

の形で n_A が飛行機の全備重量 P の函數となつてゐる。この點に就ては尙研究の餘地があり、全備重量以外の要素、例へば馬力荷重⁽¹⁰⁾速度範圍⁽¹¹⁾引起しの急激さ⁽¹²⁾等を考へに入れて n を決定しやうとする案も出てゐるが、何れも未だ完全なものとは云へない。

本規程では運用負荷倍數の値を上述の如く全備重量の函數として定め、機種によつてその式の常數を變へてある。即ち、操舵や天候の度合の如く、飛行機の運用負荷倍數を決定する“外的な”原因となる要素は、機種によつて常數を異にする點に含まれて居り、この外的な原因に遭つた各飛行機の加速度を決定する要素例へば從舵性の如きものは、運用負荷倍數を全備重量の函數とする點に含まれてゐるのである。

尙運用負荷倍數を全備重量の函數とするに當り、

$$n = a - bP \quad (10)$$

の如き形もあるが、本規程の方式はこれに比して重量の全範圍に亘り n の變化を連続的になし得る長所がある。

F の場合の運用負荷倍數は他の場合と異り、突風の垂直分速度から決定すればよい。即ち

$$n_F = 1 \pm \frac{1}{16} v_k \cdot w \cdot \eta \cdot \frac{S}{P} \cdot \frac{dc_R}{da} \quad (\text{式} 2.2.7)$$

で $w\eta$ を規定すれば n_F が定る譯である。

w 即ち突風の垂直分速度は實際各種の方法で測定した結果⁽¹³⁾によると悪天候に於ては $5\text{m/s} \sim 10\text{m/s}$ が普通であり、稀には 20m/s に達する程度のもも記録されてゐるが、F の場合

(10) U. S. Department of Commerce: Airworthiness Requirements of Air Commerce Regulations, 1931

(11) Preliminary Study of Load-Factor Determination (U.S. Dept. of Com., Air Commerce Bulletin. Nos 9, 11 Vol. III) その抄録が The Determination of Load Factors (Aircraft Engineering, Feb. 1932)

(12) J. S. Newell: The Rationalization of Load Factors for Airplanes in Flight, (S. A. E. Journal, Jan. 1932)

(13) H. G. Küssner: Beanspruchung von Flugzeugflügeln durch Böen. (Z.F.M. Heft 19, 1931)

が最も問題となる第二種機及第三種機ではかかる突風に遭遇することは稀であり、突風の gradient や機體の弾性を考へれば η を 1 より小さく取ることが出来るし、又我國に於けるこの種の氣象上のデータが乏しいと云ふやうな理由で、本規程では暫定的に $w\eta$ の値を $5m/s$ と定めた。

$w\eta$ を $5m/s$ と定めるについては、最近⁽¹⁴⁾の各種の非軍用飛行機について n_F 及 C_{RF} を計算して参考とした。 n_F の式で規程通り $w\eta=5$ とし簡単にするために $-\frac{dc_R}{d\alpha}=4$ とおくと

$$n_F = 1 \pm \frac{5}{4} v_h \frac{S}{P} \tag{11}$$

n_F は v_h 及 $\frac{S}{P}$ (翼荷重の逆数) の函数となるから、例へば翼荷重の非常に小さい軽飛行機級の旅行機、スポーツ機、練習機、又軍用機では翼荷重の比較的小さい割に高速度を出し得る単座戦闘機の如きは比較的 n_F が大きくなる譯である。次に計算結果を纏めて掲げる。

第 4 表

機種	全備重量 (kg)	計算した機数	上 向 突 風						下 向 突 風					
			n_F			C_{RF}			n_F			C_{RF}		
			最大	最小	平均	最大	最小	平均	最小	最大	平均	最小	最大	平均
旅行機・スポーツ機	300以上 500未満	10	2.88	2.25	2.61	1.016	0.718	0.833	-0.88	-0.25	-0.61	-0.269	-0.085	-0.193
	500以上 700未満	17	3.30	2.13	2.48	0.975	0.415	0.703	-1.30	-0.13	-0.48	-0.189	-0.048	-0.124
	700以上 1,000未満	16	2.95	1.85	2.47	1.003	0.308	0.630	-0.95	0.15	-0.47	-0.205	0.051	-0.109
	1,000以上	7	2.43	2.20	2.34	0.780	0.446	0.661	-0.43	-0.20	-0.34	-0.123	-0.053	-0.094
練習機	850~1370	8	2.64	2.05	2.43	1.084	0.341	0.651	-0.64	-0.05	-0.43	-0.159	-0.026	-0.103
旅客・貨物輸送機	1,000以上 2,500未満	11	2.56	2.03	2.26	0.775	0.372	0.553	-0.44	-0.03	-0.26	-0.106	-0.010	-0.059
	2,500以上 5,000未満	14	2.87	1.97	2.21	0.795	0.410	0.668	-0.87	0.03	-0.21	-0.124	0.012	-0.052
	5,000以上 10,000未満	11	2.85	1.88	2.17	0.736	0.466	0.625	-0.85	0.12	-0.17	-0.139	0.045	-0.039
	10,000以上	5	2.89	1.77	2.22	1.115	0.625	0.762	-0.89	0.23	-0.22	-0.360	0.096	-0.075

6. 全機の揚力係數及抗力係數の決定に就て

飛行負荷状態に於ては各場合共、水平尾翼を特別な負荷 (3・2・1條) で計算する時の外は、各軸の周りの角加速度を零と考へてゐる。

故に各軸の周りの空氣力學的モーメントはそれぞれ零になつてゐなければならぬ。従つ

(14) Z. F. M. 1931. Luftfahrt-Rundschau 欄の data をとる。

て横軸の周りの空気力學的モーメントを考へた場合、昇降舵或は水平安定板はこのモーメントを零にする如き角度になつてゐなければならぬ。

昇降舵或は水平安定板に或る角度を與へれば全機の揚力係數及抗力係數に影響を及ぼすのは勿論であるから、その影響を考へた値で迎角や岐點壓を計算すれば、横軸の周りの角加速度が零となるやうな各部の空氣力を算出し得る譯である。

以上の理由から、飛行中の各負荷場合に於ける全機の揚力係數及抗力係數は昇降舵或は水平安定板に所要の角度を與へた状態に於ける値を取ることに定めたのである。(2・2・7條)

第三節 滑走離着時の各負荷場合に於ける 負荷條件及運用負荷

1. G, H, I 各場合の概要

滑走離着時の各負荷場合の中 G, H, I の三場合は飛行機が種々な姿勢で降着し、降着装置の一部が地面に着いた直後の状態である。普通降着装置には緩衝装置を有してゐるから、これ等の場合の負荷條件の基礎となるべき地面反動力の最大値は緩衝装置の仕事吸収能力の如何で定まるべきである。これと無關係に全備重量、機種等によつて一概に定めるのは不合理である。

飛行機が降着時に有する運動のエネルギー A は

$$A = \frac{P}{2g} v_v^2 \quad (12)$$

v_v 降着時の垂直速度

$$v_v = k v_G \quad (13)$$

v_G 降着速度

とすれば

$$A = \frac{(k v_G)^2}{2g} P \quad (14)$$

これだけのエネルギーを吸収中に生ずる地面反動力の最大値は緩衝装置(車輪を含む)の仕事曲線で斜線を附した部の面積が A に等しくなるやうな點をとり、その間の最大の力を取ればよい。(第2・3・2圖)

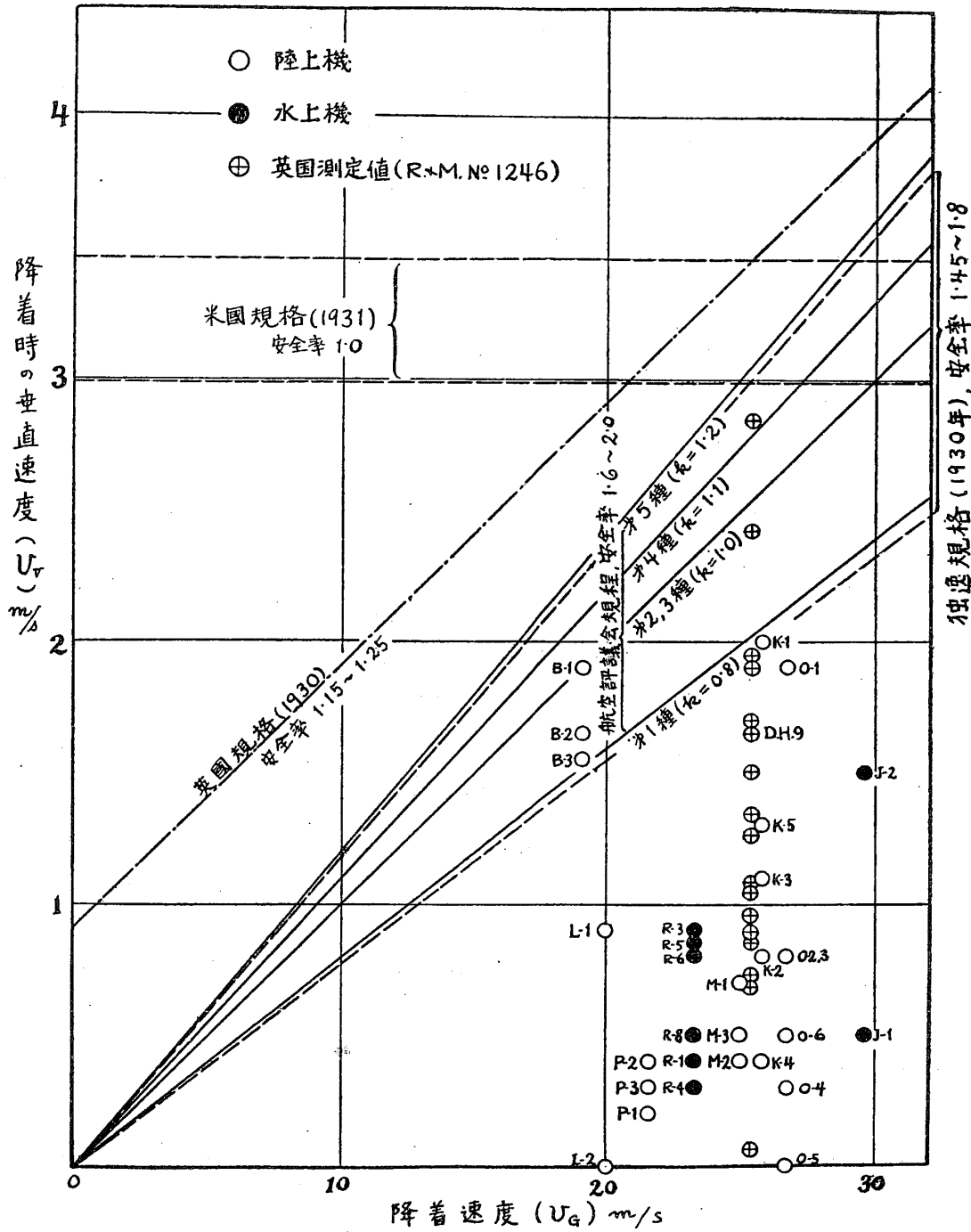
緩衝装置の仕事曲線はゴム紐によるものでは靜的試験と落下試験とで大した差がないがオレオギア等では兩者の間に著しい差があり、又落下試験の結果でも落下速度によつて異つたものが出る。故に各飛行機で想定した降着の状態と同じ條件の下に落下試験をした結果を用ふべきである。

落下試験で飛行機が着地瞬間に有する運動のエネルギー A' は

$$A' = hP \tag{15}$$

故に落下高 h を

$$h = \frac{(kv_G)^2}{2g} \tag{式2.3.1}$$



第 3 圖

とすれば、上に想定した降着の状態と同じ条件になる。

2. 落下高 h の定め方

垂直速度 v_r の値は小川助教授の實驗結果⁽¹⁵⁾(第3圖)を参考として定めた。第3圖は各種の飛行機で普通に行はれる程度の降着を行つた場合の垂直速度を、その飛行機の平均降着速度に對して plot したものであつて、これに本規程及各國の規格を入れたものである。但し獨逸及米國の規格は、本規程の如く機種又は全備重量等により數種に區別されてゐるのでその中の最も大なるものと最も小なるものを掲げた。これによると h を定めるに當り

- (1) v_r の値を kv_G で與へたこと (式13)
- (2) h の値を 0.8~1.2 に定めたこと

は適當な假定であると思ふ。

3. G, H, I, 三場合の假定

G, H, I, の三場合は負荷條件を簡單にする爲、結果に於て實際の降着状態と餘り著しい差を生じない範圍で次のやうな假定をした。

- (1) 飛行機の何れの部分にも空氣力は働かないとする。
- (2) 緩衝装置が行程をしてゐる間、飛行機は規定された姿勢を保つてゐるとする。
- (3) 各場合共横軸の周りの角加速度は零とする。
- (4) I の場合のみは縦軸の周りに角加速度を考へて力の釣合を保たせる。

地面反動力の方向は G, I の場合では、重心と車輪接地点を含む平面内にあると考へた。かくの如く地面反動力が傾くと考へた理由は次の通りである。

- (1) 車輪は地面に接した瞬間から暫くの間、回轉しないでその儘滑るので、地面の摩擦が働き反動力が傾く。
- (2) 地面の水平でない時、障害物のある時にも反動力が傾く。

地面反動力が傾くとすれば、その傾きを上記のやうにすると力の釣合が簡單になる。

H の場合は尾橈を有するものでは、尾橈の摩擦係數は車輪のそれよりも遙かに大きいから摩擦係數を 0.5 として、尾橈の地面反動力のみに水平分力を考へ、車輪の方は垂直とした。飛行機が尾橈を地に着けて滑走する時は、尾橈に相當大きな水平分力が働くものと考へられるが、この場合も H の場合で代用出来る。

尾橈の代りに尾車を有するものでは地面反動力、重力、慣性力をすべて地面に垂直に考へる。

I の場合、正面圖に於ける地面反動力の傾きは 1:3 とした。試みにこの場合の垂直分力と側方水平分力の比を各國規格から引照すると次の通りである。

- (15) 近く航研彙報に掲載される筈。

第 6 表

規 格	側方水平分力/垂直分力%	
本 規 程		33.3
佛 國 ⁽¹⁶⁾	(1929)	26.8
米 國	(1931)	25.0
獨 逸	(1930)	20.0

4. J の場合の概要

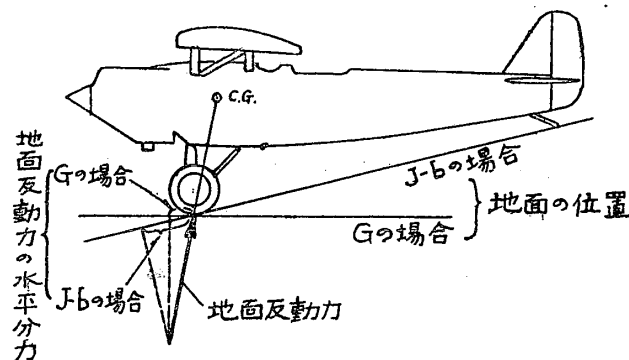
J の場合は G, H, I と異り、緩衝装置の能力と無関係に力が定まる。飛行機を地上に置き、前車輪に歯止を附して發動機を全開にした場合と、尾部を地につけて滑走中ブレーキをかけた場合は同様の負荷条件になるので、これを纏めて J の場合とし、前者を (a) 静止推力の場合、後者を (b) 制動の場合と分けた。

(a) 静止推力の場合、第2・3・5圖で飛行機に働く各力が釣合ふ条件から地面反動力及歯止力を計算すると第2・3・4條のやうな結果になる。この場合 $F_{J2} < 0$ であれば F_{J2} を地面反動力でなしに、上から尾部を押す力と考へればよい。

(b) 歯止の場合の力の求め方も、これと同様である。この場合は普通 F_{J2} が零になるから滑走中尾部が丁度地面を離れる所までブレーキをかけた状態に相當する。従つて重心が後にある程摩擦係数 μ を大きく取ることになるが、これをいくらでも大きくすることは出来ないから、その最大値を 0.5 とした。つまり $\frac{c}{b} > 0.5$ のものはすべて $\mu = 0.5$ として制動力 B を定める。

5. J の場合の存在理由

J の場合の中 (b) 制動の場合は、普通 $F_{J2} = 0$ であるから G (車輪降着) の場合と比べて大體同様な負荷条件になる。(第4圖)



第 4 圖

(16) Bureau Veritas: Règlement pour la Construction et la Classification des Aéronefs, 1929.

即ち兩場合の地面反動力を比較すると姿勢が異なるため前方からの水平分力の合力に對する比に於て、制動の場合は G の場合よりも幾分苛酷になるやうに思はれるが、結局機體に對する負荷の方向は同じことであり、運用負荷倍數に於て制動の場合が 1 であるのに、G の場合は 2~3 の如き値をとるから G の場合で制動の場合を含むことが出来る譯である。しかし制動装置及これに附隨した組子に制動の場合特別な力がかゝることを豫想してこの場合を設けた譯である。

J の場合の中(a)齒止の場合は他のすべての負荷場合に比して推力が最大になるのでこの點だけでも存在の理由がある。

6. K の場合

K の場合は飛行機が地上滑走中、障害物に脚を拂はれて顛覆した場合等に胴體頭部がかゝる力に對して弱過ぎ意外に重大な事故を起すやうなことがあつては困るし、外の負荷場合では胴體にこの方向の力がかゝらないので特に設けたものである。この場合胴體頭部と云つても勿論胴體頭部の主要な(強度に關係ある)組子を指すのであつて、發動機覆の如きものは考へない。(第3.4.2條)

K の場合で前部兩車輪が地に着いてゐると考へるのは、制動の場合の尾橈と同様、姿勢を定めるだけのことであつて、こゝには地面反動力を全く考へないのである。

第四節 取扱運搬時の各負荷場合に於ける 負荷條件及運用負荷

L (懸吊) の場合は、水上機殊に荒海上で懸吊により揚げ却しするものに在つては、相當大きな負荷を受けることが經驗されてゐるが、陸上機ではこれ程の負荷を受けることもなく又懸吊装置を有するものも少いから、この場合は餘り問題にならない。

しかし懸吊装置を有するものでは、次のやうな場合を豫想されるから、運用負荷倍數を 1.5(2.4.1條)、機體に取付けられた懸吊装置の安全率を 2.5(3.1.2條)(機體の他の部分の安全率は一般に 2.0)と定め、十分な強度を與へることとした。

- (1) 懸吊個所の多いものでは吊索が均等に効かないので、各懸吊個所の負荷分配が靜的に決定したものと異なることがある。
- (2) 二個以上の懸吊個所を有するもので、懸吊の際、誤つてその中の一個所のみ全負荷のかゝることがある。
- (3) 懸吊の際、過剩の懸吊力が働き、若干の加速度を生ずることがある。

第三章 機體各部の強度條件

第一節 主翼

1. 主翼の風壓分布

3.1.1 條には主翼の運用負荷を定める空氣力の分布を規定してある。主翼の運用負荷は主翼に働く空氣力の外に主翼自身及これに取付けられた翼内タンク等の重量による重力、慣性力より成る。この中で空氣力の分布は重力、慣性力の分布と全く性質を異にするものであるから、これ等を一緒にして運用負荷の分布を與へるのは正しくない。そこで規定には空氣力の分布を與へ、重量分布は計算、實測等により適當に推定する。

空氣力の分布は實驗成績に依るのが原則である。實驗成績とは多くの場合模型による風洞實驗成績であるが原型機等の實物飛行機による飛行實驗でも勿論差支へない。

層翼分布

實驗成績のない場合の層翼分布は理論や實驗の結果から歸納した極く簡単な線圖等で定め得れば甚だ便利である。併し層翼の分布は翼組各要素の組合せにより著しく變化するものであるから、すべての場合を包含し得るやうな簡単な線圖等は到底得られない。そこで強度計算を合理的なものとするにはどうしても適當な理論的計算によるより外はない。

現在發表されてゐる理論的計算の中で、理論的に正しい根據に立ち、結果が實際とよく一致し、しかも使用法が簡便であると云ふやうな強度規格に適した方法は容易に見出せないが、次の如きはこの要求に適合するものと思はれる。

小野正三：複葉の計算に就いて⁽¹⁷⁾

C. B. Millikan: An Extended theory of thin Airfoils and its Application to the Biplane Problem.⁽¹⁸⁾

又理論と實驗に基いた次の方法等も理論的計算と考へてよいと思ふ。

D. V. Kerber: Relative Lift Distribution in Any Biplane.⁽¹⁹⁾

2. 翼幅分布

實驗成績のない場合の翼幅分布は第3.1.1圖で與へられてゐるが、これは空氣合力の分布であつて揚力の分布ではない。故に主翼の負荷を法線方向と切線方向とに分けて考へる場

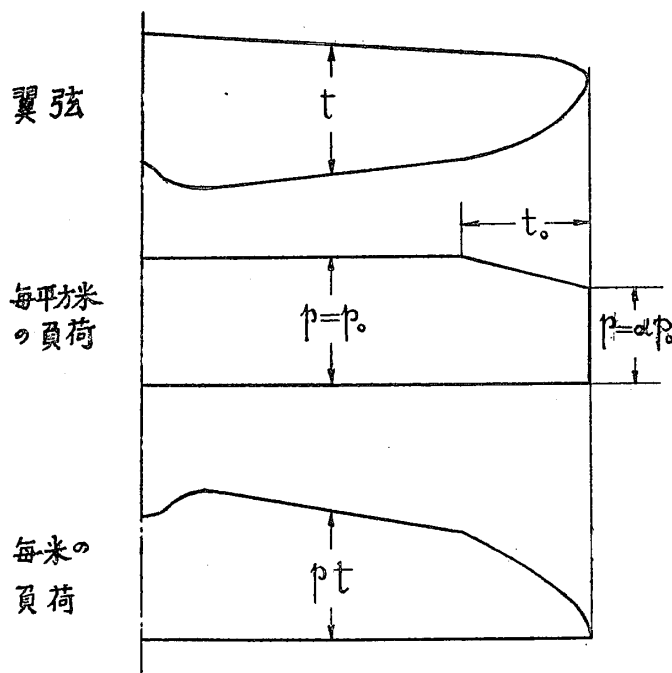
(17) 航研彙報 No. 80. (昭和6年4月)

(18) N. A. C. A. Rep. No. 362

(19) Aviation, April 20, 1929

合には、兩方共その儘この分布に従へばよいから簡單である。

第3・1・1圖の p は每平方米の負荷 (Load per m^2) であつて毎米の負荷 (Load per m run) ではない。翼組の計算によく用ひられる毎米の負荷を任意の場所で計算するにはその場所の p にその場所の翼弦 t を乗すれば得られる。(第5圖)



第 5 圖

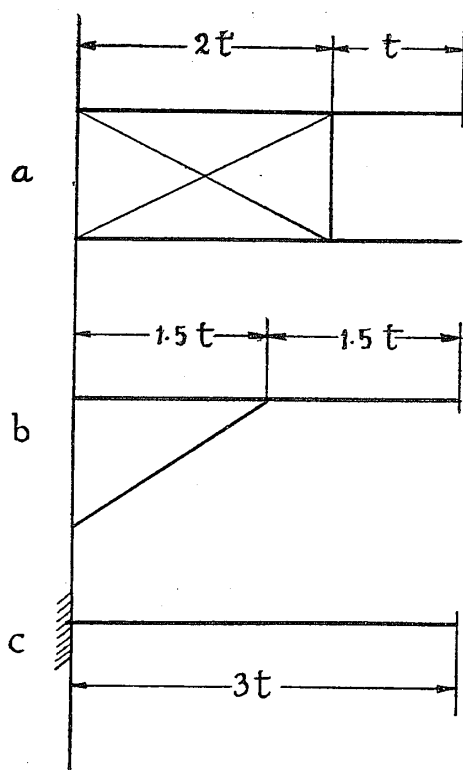
本規程では第5圖の α の値を0.8と定めた。 α の値は従來0.5と定めたものが多かつたが、多數の實驗結果を見ると、Aの場合の如きは却て翼端で p の増してゐるものも多く、 α を0.5と定めることは必ずしも適當でない。又 $\alpha=0.5$ では半片持翼や片持翼で翼端の撓みが大きくなり過ぎると云ふやうな實際上的問題もある。

α の値を色々變化させると、これが翼組の強度にどんな影響を及ぼすかを例に就て調べて見る。

下記の三例は半翼幅が翼弦の3倍に等しい翼を第6圖 $a \sim c$ のやうに支持した翼組に於て、一定の負荷を α の種々な値に對して分布した場合、支持點外側の屈曲モーメント M 、剪斷力 S 及每平方米の負荷の等齊分布部の値 p_0 (第5圖参照) の變化を計算したものである。ここに $M_{1.0}$ 、 $S_{1.0}$ 、 $p_{0(1.0)}$ は $\alpha=1.0$ に於けるそれぞれの値である。

この例でも示されるやうに、支柱で支持した翼組では大體に於て α が1.0に近付けば支持點外側に對して苛酷となり、張間内に對しては樂になる。

以上のやうな考察を経て、結局 $\alpha=0.8$ と定めた次第である。



第 6 圖

第 5 表

(1) 複 葉 (第6圖 a)

α	$\frac{M}{M_{1.0}} \%$	$\frac{S}{S_{1.0}} \%$	$\frac{p_0}{p_{0(1.0)}} \%$
0.5	72.7	82.0	109.1
0.6	78.6	85.9	107.1
0.7	84.2	89.5	105.2
0.8	89.7	93.1	103.4
0.9	94.9	96.7	101.7
1.0	100	100	100

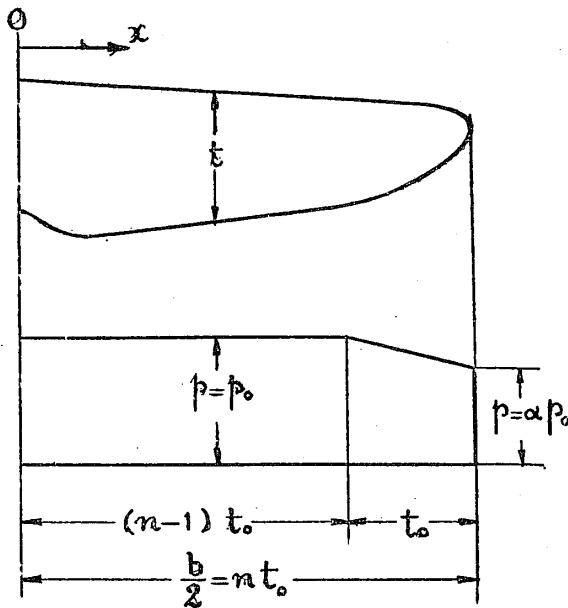
(2) 半片持單葉 (第6圖 b)

α	$\frac{M}{M_{1.0}} \%$	$\frac{S}{S_{1.0}} \%$	$\frac{p_0}{p_{0(1.0)}} \%$
0.5	80.9	91.0	109.1
0.6	84.9	92.8	107.1
0.7	88.8	94.7	105.2
0.8	92.7	96.5	103.4
0.9	96.5	98.3	101.7
1.0	100	100	100

(3) 片持単葉 (第6圖c)

α	$\frac{M}{M_{1.0}} \%$	$\frac{S}{S_{1.0}} \%$	$\frac{p_0}{p_{0(1.0)}} \%$
0.5	92.9	100	109.1
0.6	94.4	"	107.1
0.7	95.9	"	105.2
0.8	97.3	"	103.4
0.9	98.7	"	101.7
1.0	100	"	100

p_0 の計算法



第 7 圖

第7圖に於て主翼に働く空氣合力を R

とすれば

$$\begin{aligned}
 R &= 2 \int_0^{nt_0} p t dx \\
 &= 2 \left\{ p_0 \int_0^{(n-1)t_0} t dx + 0.2 p_0 \int_{(n-1)t_0}^{nt_0} \left(4+n-\frac{x}{t_0} \right) t dx \right\} \\
 &= 2 p_0 \left\{ \left[S \right]_0^{(n-1)t_0} + 0.2 \int_{(n-1)t_0}^{nt_0} \left(4+n-\frac{x}{t_0} \right) t dx \right\} \tag{16}
 \end{aligned}$$

$\frac{R}{p_0}$ 即ち $2 \left\{ \dots \right\}$ の値は相當面積 (Equivalent area) と稱すべきもので、これを計算すれば p_0 が定まる。

もし矩形翼即ち t が一定 ($t=t_0$) な場合

には相當面積が簡単に求められる。即ち、上式を積分して

$$\begin{aligned}
 \text{相當面積 } S_e &= 2(n-0.1)t_0^2 \\
 &= \frac{n-0.1}{n} S \tag{17}
 \end{aligned}$$

3. 翼弦分布

實驗成績のない場合の翼弦分布は第3・1・2圖に與へてあるが、これは空氣力の法線分力の分布であつて、切線分力の分布は與へてない。併し普通の小骨の計算にはこれで十分間に合ふと思ふ。又小骨の負荷を上面と下面とに分配する割合は、各場合によつても異り、到底一様に規定することが出来ないのので、この規定では省略することにした。

翼幅方向任意の個所に於ける翼弦分布は、次式で計算した a, b で定まる。

$$\left. \begin{aligned} a &= k(7.5\gamma_y - 0.5c_z)q \\ b &= k(30\gamma_y - 12c_z)q \\ k &= \frac{p}{p_m} \end{aligned} \right\} \quad \text{(式3.1.1)}$$

この翼弦分布曲線で囲まれた部分の面積 Q 及其の面積の前縁の周りのモーメント M を計算すると (c_z は法線分力係数)

$$\left. \begin{aligned} Q &= k \cdot c_z \cdot q \cdot t \\ M &= k \cdot \gamma_y \cdot q \cdot t \cdot t \end{aligned} \right\} \quad (18)$$

この Q 及 M がそれぞれ翼幅方向毎米の法線負荷 (normal load per m run) 及其のモーメントを表はしてゐれば都合がよい譯である。

扱、翼幅分布を均齊とすると翼幅方向毎米の法線負荷は

$$Q' = c_z \cdot q \cdot t = \frac{c_z}{c_R} p_m \cdot t \quad (19)$$

然るに第 3.1.1 圖の如き翼幅分布で、任意の個所に於ける翼幅方向毎米の法線負荷は

$$Q = \frac{c_z}{c_R} p \cdot t \quad (20)$$

故に

$$Q = \frac{p}{p_m} Q' = k \cdot c_z \cdot q \cdot t$$

即ち上で求めた曲線圖の面積が任意の個所に於ける翼幅方向毎米の負荷に等しくなる。 M の方も同様である。

従つて第 3.1.2 圖の a, b の値で決定した分布曲線は、直ちに翼幅方向任意の個所に於ける毎米の負荷及其のモーメントを與へるのである。

4. 主翼の撓みに就て

主翼は 1.0.6 條の強度條件を満足しても、撓みが過大であつては主翼としての機能を害し、又操舵の困難を來したりする危険がある。殊に金屬製の主翼にあつてはかゝるものがありさうに想像される。そこで本規程では飛行中の各負荷場合の運用負荷に對する撓みの最大量を規定することにした。その條件として、撓みは便宜上、翼桁で測定し、任意の個所に於ける撓みと主翼取付部 (主翼の構造に従ひ中央翼支柱の位置、中央翼又は胴體への取付部等を取) より當該個所に至る距離との比が如何なる個所でも $\frac{2}{100}$ を超えないことに規定した。如何なる個所と云つても、結局は翼端の撓みが最大となるのが普通である。

$\frac{2}{100}$ と云ふ數字を定めるについては、各種の構造を有する 16 機の荷重試験の結果を參考にした。この 16 機は何れも實用に供せられてゐる飛行機であるが、運用負荷 (破壊

負荷の $\frac{1}{2}$ 附近を取る) に対する翼端の撓みと翼取付部から翼端までの距離との比は大體に於て半片持單葉, 片持翼單葉, 及單張間複葉では 1.0~2.0%, 複張間又は三張間の複葉では 0.5~1.0% で, 2.0% を超えるものは一つもない。故に $\frac{2}{100}$ は實用上適當な値であらうと思ふ。

第二節 尾翼及補助翼

1. 水平尾翼運用負荷に最小限を定める必要

水平尾翼の運用負荷は飛行中の各負荷場合に於ける横軸の周りの釣合から求める。普通の飛行機では, この各負荷場合の負荷の中から上向及下向の最大値をとれば, これで水平尾翼及胴體の強度には十分である。しかし次のやうな特別な場合がある。

(1) 風壓中心位置の殆ど移動しない安定な翼を有する飛行機, 特にその重心が風壓中心位置と一致する場合を考へると各負荷場合で釣合の爲に要する尾翼のモーメントは殆ど零でよいから, これによつては尾翼の負荷を定め得ない。しかし, かゝる飛行機でも, 例へば急に操舵を行つた場合などには尾翼に大きな負荷を生ずる。

(2) 最近の飛行機によくあるやうに, 重心位置がずつと前にある頭の重い飛行機では, 各負荷場合の釣合から出した尾翼負荷は全部下向である。しかしかゝる飛行機でも例へば胴體の強度に就て考へると, 尾翼に上向負荷を考へておかないと心配である。

以上のやうな特別の場合に對しては, 各負荷場合の釣合以外の方法で運用負荷の最小限を定める必要がある。そこで本規程ではその値を式(3.2.1)の縦揺れモーメントで與へることに定めた。

$$M_H = 0.05 q_b \cdot S \cdot t \quad \text{式(3.2.1)}$$

式(3.2.1)はBの場合で重心の周りの縦揺れモーメント係数の最小値を0.05と定めて得たものである。

2. 操舵の見地から定めた運用負荷算出式

水平尾翼運用負荷に最小限を與へた理由の一つは, 急激に操舵をした場合の影響を考へたことにあるから, 最小限の値を操舵の見地から定めるのも一つの方法である。しかしこれを簡単に且合理的に定めることは甚だ困難である。

昇降舵角を $\Delta\beta$ だけ急激にとつた場合, 水平尾翼に附加される負荷 ΔZ_H は

$$\Delta Z_H = \frac{dc_{zH}}{d\alpha_H} \cdot \frac{d\alpha_H}{d\beta} \cdot \Delta\beta \cdot q \cdot S_H \quad (21)$$

c_{zH} 水平尾翼の揚力係數

α_H 水平尾翼の迎角

β 昇降舵角

S_H	水平尾翼面積
q	岐點壓

式(21)で $\Delta\beta$ を與へれば運用負荷算出式を得るが、その $\Delta\beta$ の定め方が問題である。最も簡単な方法は

- (i) $\Delta\beta$ を全ての飛行機に付き一定とする
- (ii) q として q_B をとる
- (iii) $\frac{dc_{zH}}{da_H}$ 及 $\frac{da_H}{d\beta}$ を一定とする

然る時

$$\Delta Z_H = k \cdot q_B \cdot S_H \quad (22)$$

こゝで問題になるのは $\Delta\beta$ を一定にしたことである。元來飛行中の各負荷場合で運用負荷倍数が機種によつて異なるのは、一つに飛行機が姿勢を變へる場合の急激度が機種によつて異なるものと考へたからである。例へば或る小さな迎角で滑空してゐる飛行機で、上舵を引いて大きな迎角まで引起したとする。この場合、引起し方が急激であれば速度の變化しない中に大きな迎角まで引起し得るから、そこに生ずる加速度は極めて大きく、急激度が減すると共に大きな迎角に達する迄に速度が減るので、そこに生ずる加速度も小さくなつて來る。

次にこの引起しの急激度と操舵との關係を考へると、引起しの急激度は舵の利きに關係するものである。強度規格ではこの急激度を機種によつて異なるものとして定めてあるが、舵の利きの方は必ずしもこれに比例して出來てゐない。同じ機種に屬す飛行機でも或る設計者は比較的利きの良い舵を與へ、或る設計者は比較的利きの悪い舵を與へる。

今引起しの場合の急激度を簡単に、重心の周りの縦揺れ角速度 ω と考へ、舵の利きを $\frac{\Delta\omega}{\Delta\beta}$ で定義すると、強度規格で假定されたある状態及急激度に於て舵の利きのよい飛行機は利きの悪いものより $\Delta\beta$ が小さい筈である。つまり舵の利きと無關係に $\Delta\beta$ を一定にとるのは不合理であると云ふ結論になる。

3. 各國規程の吟味

最近米國では「荷重係數の合理化」に關する論文が頻りに發表されてゐるが、その一つ⁽¹¹⁾には昇降舵の負荷の定め方を、水平最大速度の飛行状態で急激に操舵した場合から求めてゐる。即ち式(21)

$$\Delta Z_H = \frac{dc_{zH}}{da_H} \cdot \frac{da_H}{d\beta} \cdot \Delta\beta \cdot q \cdot S_H$$

で $\frac{da_H}{d\beta}$ は $\frac{t}{t_H}$ (昇降舵弦長と水平尾翼全弦長との比)の函数であつて次のやうに表はし得る。

$$\frac{da_H}{d\beta} = k_1 \frac{t_r}{t_H} \quad (23)$$

$$\text{故に} \quad \Delta Z_H = \frac{dc_{zH}}{da_H} \cdot k_1 \cdot \Delta\beta \cdot \frac{t_r}{t_H} \cdot q \cdot S_H \quad (24)$$

この $\Delta\beta$ の定め方が問題であるが、この提案では

$$\Delta c_{zH} = \frac{dc_{zH}}{da_H} \cdot k_1 \cdot \Delta\beta \cdot \frac{t_r}{t_H} = k_0 \frac{t_r}{t_H} \quad (25)$$

とおき、僅かに二つの実験結果から k_0 の値を定めてゐるのである。即ち $\Delta\beta$ を何度とはつきり定めてはないが、結局この値をすべての機種に就て大體一樣に定めた譯で、しかもその定め方の根拠は極めてあやしいのである。

又英國の規程でも⁽²⁰⁾ §1 に述べたのと同様の理由で、水平尾翼負荷の最小限を次式で定めてゐる。

$$Q_H = 0.4 \rho S_H (1.4 v_s)^2 \quad (26)$$

Q_H	水平尾翼負荷 (lb)
ρ	空氣密度 (slug/ft ³)
S_H	水平尾翼面積 (ft ²)
v_s	失速速度 (ft/sec)

この式をメートル法 (kg, m², m/sec) で書き直すと

$$Q_H = 0.098 S_H v_s^2 \quad (27)$$

結局、§2 で述べたのと同様に $\Delta\beta$ だけ操舵した後に於ける尾翼の揚力係数を一定にとつてあることになるから、假定として適當でないし、その上單に失速速度をとつてあるので次のやうな不都合が起る。

即ちもし §2 で述べたやうに q_B を用ひると

$$q_B = 3 \eta_A q_s \quad (28)$$

(q_s 失速岐點壓)

故に尾翼負荷の中に A の場合の運用負荷倍數が入るので、機種及全備重量に基く運用負荷倍數即ち加速度の相違が含まれてゐて都合がよいが、單に q_s を用ひたのではこの點が無視されてゐるから、實例に當つて不適當な結果が出るのは當然である。

例へば式 (26) で $c_{z \max}$ を一定たると

$$\frac{Q_H}{S_H} \propto \frac{P}{S} \quad (29)$$

即ち毎平方メートルの尾翼負荷が翼荷重のみに比例することになるから、翼荷重 100kg/m² の

(20) A. P. 970 Handbook of Strength Calculations, 1930, Chap 1—6

第三種輸送機は翼荷重 50kg/m^2 の第五種曲技機の二倍の尾翼負荷を與へられると云ふ常識上不都合な結果になり同一機種の中でも單に翼荷重に比例すると考へると、實際上の問題として種々不適當な結果が起る。

獨逸の規程⁽⁴⁾ では操舵により B の場合に附加すべき尾翼負荷 (最小限とは多少意味が異なるが) を次式から計算することにしてゐる。

$$M=0.02q_B \cdot S^{15} \quad (30)$$

これは一つの經驗式で、特別理論的な意味を有つたものではないから、その適否は實例計算の結果で論ずるより外はない。それによると従來までの規程、或は實用に供せられてゐる尾翼強度の標準に對して一般に適當な結果を與へない。

以上のやうに操舵の見地から合理的な尾翼負荷算出式を求めることが困難なので、尾翼の毎平方メートルの負荷を機種或は全備重量によつて直接與へる簡単な方法を、この目的のために採用することも考へられる。現に米國の規程⁽¹⁰⁾ では、尾翼負荷をすべてこの方法で定めてゐる。この方法は最も簡單且比較的無難であるため、舊くから各方面で採用されてゐるが、各飛行機固有の空氣力學的性質とは何等關係のないものであるから、或る飛行機に適當な値を與へても他の飛行機には甚だ苛酷な値を與へることは容易に想像される。これは強度規格を合理化し、設計の特徴を出來得る限り生かす方針とは相容れざるものであつて、現に永年この方法を採用してゐた米國でさへも次の案にはこの方法を廢する模様⁽¹¹⁾ である。

4. 本規程案の根據

以上の如く、水平尾翼の負荷として、特別な場合の最小限を定めなければならない必要に迫られながら、これを操舵の見地から定めるとすると、理論的には到底簡単な式を導き出し難く、各國の規程の中にも採用するに足る適當な方法を見出し難い。そこで式(3.2.1)を定めた譯である。

式(3.2.1)も操舵の見地から見れば一つの經驗式に過ぎない。しかし次のやうな點で、幾分前述の主旨を満足してゐると思ふ。

- (1) 飛行中の各負荷場合に於ける負荷倍數の定め方から考へて、操舵による尾翼負荷は飛行機に或る急激度 (例へば重心の周りの縦揺れ角速度の或る値) の引起しを與ふべき尾翼の縦揺れモーメントから決定すべきである、このモーメントを M とすれば、水平尾翼の毎平方メートルの負荷 p_H は

$$p_H = \frac{M}{S_H d_H} \quad (31)$$

S_H 水平尾翼面積

d_H 重心より舵軸までの距離

故に M が等しい場合には $S_H d_H$ の大きさによつて p_H が定まる筈で、 $S_H d_H$ と関係なく p_H を定めめるのは不合理である。

本規程では p_H を直接與へずに M を與へてあるから、この點は合理的である。

(2) 次に M の定め方であるが、或る急激度の引起しを與ふべき尾翼のモーメントは簡單に式(3.2.1)の如き形では與へられないが、他の條件が等しい場合には St の大なるもの程 M が大きくなることは確かである。故に式(3.2.1)は簡単な割に満足すべき結果を與へるのである。

(3) 一方 M の値を定めるに當つて尾翼の damping を看過することは出来ない。尾翼の damping moment は大體 $S_H d_H^2$ に比例するから、式(31)で $S_H d_H$ の大なるものは M も大きくなり、この影響が大きくなるに従ひ p_H は $S_H d_H$ に無関係になると云ふ傾向に近づく。即ち(1)に述べたことが無意味になつて来る。

従來の米國規格などで p_H (kg/m^2) を他の要素に關せず一定に與へた根據の一つはこゝにあると思ふ。

以上の諸點に就ては多くの實驗及計算の結果で例證しなければならないが、何分にもこの計算は甚だ複雑なので、これは後の機會に待つこととし、筆者が St, S_H 及 d_H を種々に變へた三つの例で計算した結果によると、尾翼の damping を考へても、

(a) 英國案(式26), その他の如く p_H を $S_H d_H$ に無関係に定める方法

(b) 本規程の如く $p_H = \frac{M}{S_H d_H}$ より定める方法

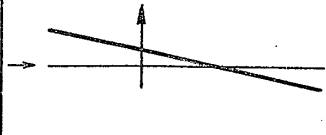

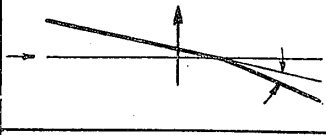

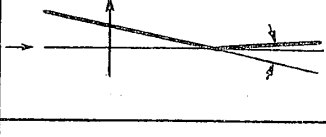
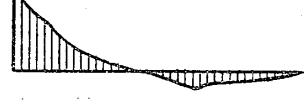
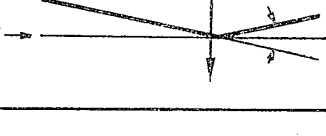
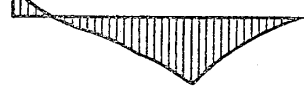
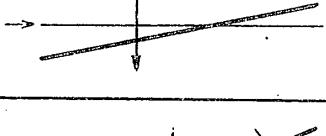

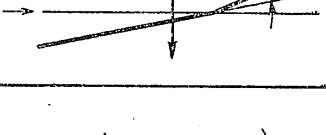




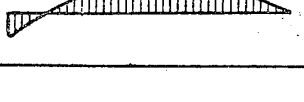

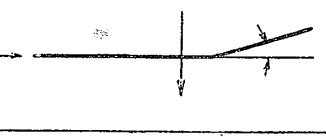

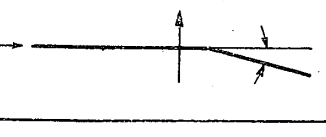

を比較して、後者の方が適當な方式であると云ふ結論を得た。但しこの問題に就ては尙多くの理論的並に實驗的な研究を経なければならないこと勿論である。

5. 水平尾翼の風壓分布

水平尾翼の風壓分布は主翼と同様實驗成績に依るのが原則である。實驗成績のない場合には適當な規定によらなければならないが、飛行機は實際飛行中種々な尾翼迎角及舵角を與へられるものであり、その尾翼迎角と舵角との種々な組合せによつて、水平尾翼の風壓分布殊に翼弦方向分布は著しく變化するものであるから、成るべくすべての場合を盡すやうな規定にしておく必要がある。

迎角 α と舵角 β の組合せは第8圖のやうな各種の場合が考へられる。

これ等の中で代表的なのはIに屬する四つの場合で、これ等各場合の風壓分布を上向及下向の兩方向に考へれば、結局あらゆる場合の分布を含むものと思つてよい。

番號	迎角 α	舵角 β	力の方向と風壓中心	風壓分布
I-a	正	零		
I-b	正	正		
I-c	正	負 (絶對値) 小		
I-d	正	負 (絶對値) 大		
II-a	負	零		
II-b	負	負		
II-c	負	正 (絶對値) 小		
II-d	負	正 (絶對値) 大		
III-a	零	零		
III-b	零	負		
III-c	零	正		

第 8 圖

扱上記四場合の實驗結果⁽²¹⁾から、強度規程に都合のいいやうな分布線圖を作つたのが第3・2・1圖(a)~(d)である。この四つの場合がそれぞれ飛行中の各負荷場合に相應してゐれば都合がいいけれども、各負荷場合に於ける尾翼迎角及舵角は飛行機によつて著しく異なるものであるから、Aの場合の分布は第3・2・1圖の(a)と云ふ風には定め得ない。そこで各負荷場合の尾翼負荷から上向、下向に就て夫々最大の値を取り、これ等の値と式(3・2・1)の値とを比較して、結局各負荷場合と式(3・2・1)を通じての最大な上向負荷及下向負荷を選ぶ。そしてこの各々を第3・2・1圖(a)(b)(c)(d)の四つの分布法に従つて分布せしめるのである。

6. 翼弦分布

翼弦分布曲線の Ordinate の取り方

第3・2・1圖に於て、主翼と同様分布曲線圖の面積が翼幅方向毎米の負荷即ち p_{nt} になるやう、分布線圖の ordinate を定めておくに都合がよい。そのために p_f や p_r の取り方を次のやうにした。

(a) 三角形分布であるから

$$p_f = 2p_H$$

とすればよい。すると p_r は自然に $p_r = 2p_H \frac{t_r}{t_H}$ と定まる。

(b) この場合には當然 $p_f = p_r$ であつて

$$p_f = p_r = 2p_H \frac{t_H}{t_H + t_f}$$

とすればよい。

(c) この場合には前方の三角形が後方の三角形より面積大きく、その差が p_{nt} になればよいのであるから、この条件を充す p_f 或は p_r の解は無限にある。故に p_f 及 p_r の中何れかを適當に與へる必要がある。本規程では

$$p_f = 4p_H$$

と與へた。

すると p_r を次のやうにすればよいことになる。

$$p_r = 2p_H \frac{2t_f - t_H}{t_H}$$

(d) (c)と同様であるが、後方の三角形の方が前方の三角形より大きい場合である。 p_f , p_r の定め方も(c)と同様で、この場合には

$$p_f = p_H$$

と與へた。すると p_r を次のやうにすればよいことになる。

(21) 水平尾翼の風壓分布を決定するに當つては、海軍技術研究所霞ヶ浦出張所に於て行つた西井委員の實驗結果を参考にするとところが多かつた。

$$p_r = p_H \frac{2t_H + t_r}{t_H}$$

風 壓 中 心 位 置

上記の風壓分布に於て前縁の周りのモーメントを求め、前縁よりの風壓中心の距離を計算すると次の通りである。

(a) $\frac{t_H}{3}$

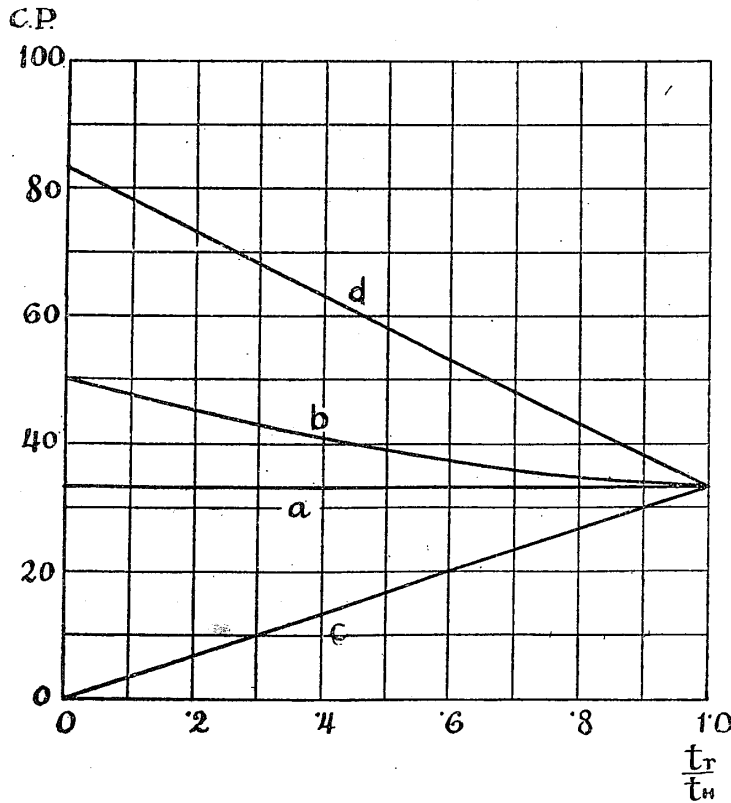
(b) $\frac{t_H^2 + t_H t_r + t_r^2}{3(t_H + t_r)}$

(c) $\frac{t_r}{3}$

(d) $\frac{2t_H + 3t_r}{6}$

各 場 合 の 比 較

以上のやうに定めた四つの場合(a)(b)(c)(d)に於て、尾翼強度に關係のある前縁の風壓 p_f 、舵軸の風壓 p_r 及び風壓中心位置の三要素は、昇降舵弦長と全尾翼弦長との比 $\frac{t_r}{t_H}$ の函數になつてゐるから、その間の關係を計算して見ると第9圖及び第6表のやうになる。



第 9 圖

第 6 表

	(a)		(b)		(c)		(d)	
	$p_f = 2p_H$		$p_f = p_r$		$p_f = 4p_H$		$p_f = p_H$	
$\frac{t_r}{t_H}$	$\frac{p_r}{p_H}$	c.p. %	$\frac{p_r}{p_H}$	c.p. %	$\frac{p_r}{p_H}$	c.p. %	$\frac{p_r}{p_H}$	c.p. %
0	0	33.3	1.00	50.0	2.0	0	3.0	83.3
0.1	0.2	〃	1.05	47.5	1.6	3.3	2.9	78.3
0.2	0.4	〃	1.11	45.2	1.2	6.7	2.8	73.3
0.3	0.6	〃	1.18	42.9	0.8	10.0	2.7	68.3
0.4	0.8	〃	1.25	40.8	0.4	13.3	2.6	63.3
0.5	1.0	〃	1.33	38.9	0.0	16.7	2.5	58.3
0.6	1.2	〃	1.43	37.1	-0.4	20.0	2.4	53.3
0.7	1.4	〃	1.54	35.6	-0.8	23.3	2.3	48.3
0.8	1.6	〃	1.67	34.5	-1.2	26.7	2.2	43.3
0.9	1.8	〃	1.82	33.6	-1.6	30.0	2.1	38.3
1.0	2.0	〃	2.00	33.3	-2.0	33.3	2.0	33.3

第6表及び第9圖では、 $\frac{t_r}{t_H}$ の値を0から1.0までとつてあるが、 $\frac{t_r}{t_H}$ の値は普通0.3~0.5の範圍であるから、この邊の數字で各場合の特長を比較すべきである。 $\frac{t_r}{t_H}=0.4$ なるときの各場合の風壓分布は第10圖の如くなる。

7. p_H の定め方

水平尾翼の翼幅方向毎平方米の負荷 p_H を定めるに當つて、注意すべき點がある。この點では垂直尾翼も同様であるから、こゝで一緒に述べることにする。

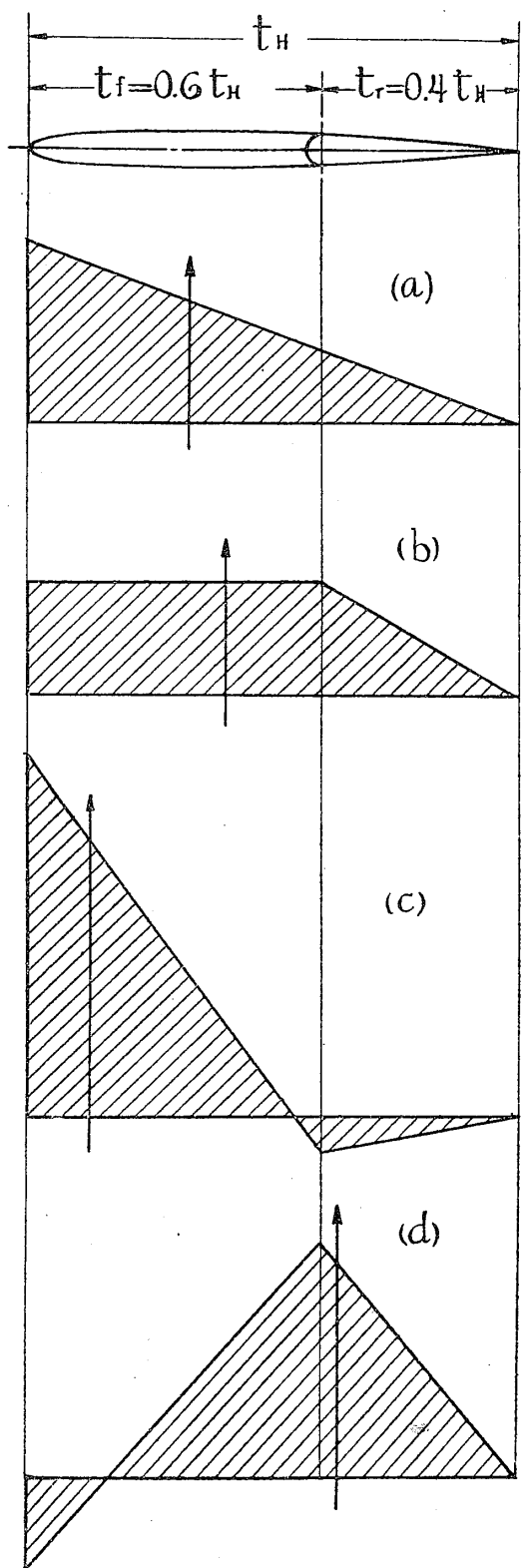
尾翼の風壓分布では翼幅分布を等齊としてあるから、 p_H は普通の形の尾翼では、容易に次式から求め得る。

$$p_H = \frac{M_H}{S_H d_H} \quad (32)$$

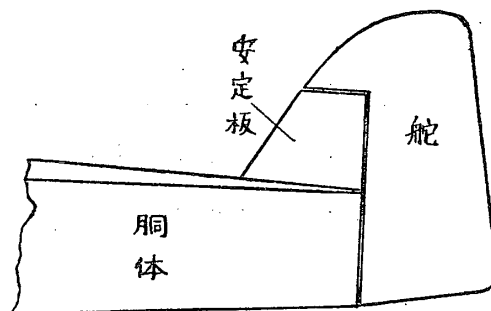
けれども第11圖の如く釣合操縦翼面のある場合や垂直尾翼によくあるやうに安定板の一部が胴體のために途切れてゐる場合には、式(32)によることは出来ない。かゝる場合の p_H の計算法の一例を示すと次の通りである。例へば釣合操縦翼面の場合(第12圖参照)釣合部の風壓分布は操縦翼面の分布線を釣合部の前縁まで延長して求めるのであるから、釣合部の前縁の風壓 p_f' は

$$p_f' = p_r \frac{t'}{t_r} \quad (33)$$

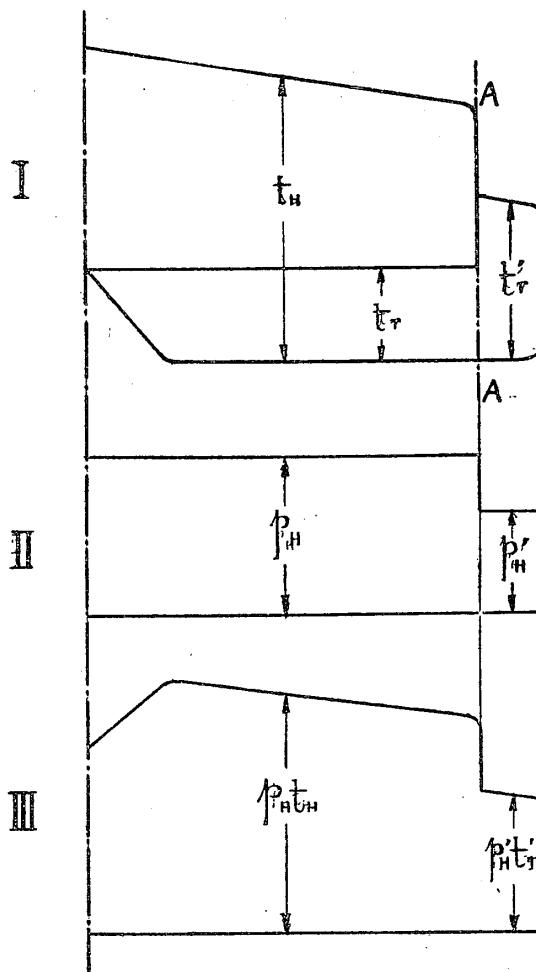
p_r , t 及 t' の値はAA断面の値をとる。釣合部の翼弦分布は、迎角及舵角の如何に関



第 10 圖



第 11 圖



第 12 圖

せず三角形分布〔第3・2・1圖(a)〕としてあるから、この部分の毎平方米の負荷 p'_H は

$$p'_H = \frac{p'_f}{2} = \frac{p_r}{2} \frac{t'_r}{t_r} \quad (34)$$

これで第12圖IIの翼幅方向毎平方米の負荷分布を得られるので、この分布線圖と弦長とからIIIの翼幅方向毎米の負荷分布を得られる。 p_H の値はIIIの曲線を積分したものを $\frac{M_H}{d_H}$ に等しくおいて求め得るが、釣合部と釣合部以外の部分とでそれぞれ毎平方米の負荷が一定であるから簡単に

$$\frac{M_H}{d_H} = p_H S_{H1} + p'_H S_{H2} \quad (35)$$

式中 S_{H1} 釣合部以外の面積

S_{H2} 釣合部の面積

$$S_{H1} + S_{H2} = S_H$$

式(34)で p_r は第3・2・1圖の各場合につき $p_r = k_1 p_H$ で表はし得るから、

$$p'_H = \frac{k_1}{2} \frac{t'_r}{t_r} p_H = k_2 p_H \quad (36)$$

$$k_2 = \frac{k_1}{2} \frac{t'_r}{t_r}$$

k_2 はAA断面に於ける t_r, t'_r 及 k_1 によつて決定し得るから、式(35)により

$$p_H = \frac{M_H}{(S_{H1} \pm k_2 S_{H2}) d_H} \quad (37)$$

〔 $k_2 S_{H2}$ の前の符號は第3・2・1圖(c)の場合には一とし(a)(b)(d)の場合には十とす〕

他の場合にも以上の如き要領で p_H を計算し得る譯である。

8. 垂直尾翼の運用負荷

垂直尾翼は2・1・2條に掲げたA~Lの各負荷場合に於ては強度を定めるに足る負荷を受けないので、別に運用負荷を定める必要がある。

先づ操舵の場合に對しては水平尾翼に於けると同様の理由から、垂直尾翼によつて生ずる偏搖れモーメントの大きさを式(3・2・2)で與へた。但し偏搖れモーメントであるから、縱搖れモーメントの翼弦の代りに翼幅を用ひた。

尙多發動機飛行機では、全發動機の中の何臺かが停止すると残りの發動機の推力に依る偏搖れモーメントを垂直尾翼で釣合はせなければならない。これに基く負荷を定めるために片舷の發動機が全部停止し、他の片舷の發動機は全部最大推力を出してゐるものとして式(3・2・3)を定めた。

垂直尾翼の運用負荷は式(3・2・2)と式(3・2・3)とで與へられたモーメントの中、大なる方

を取つて定めるのであるが、實例について見ると、單發動機は勿論、多發動機のものでも式(3.2.3)の方で定められるものは殆どない。

9. 補助翼の運用負荷

補助翼は主翼の一部として、飛行中の各負荷場合に於ける主翼の風壓分布によつて、運用負荷を定め得る。但し水平尾翼と同様、操舵その他の影響を考慮して上向及下向共運用負荷の最小限を式(3.2.4)の横揺れモーメントで與へた。故に各負荷場合の負荷の中から上向下向各々の最大値を取り、これと式(3.2.4)に依る値を比較して結局最大の上向及下向の運用負荷を定めるのであつて、式(3.2.4)によるものを各負荷場合の負荷に附加するのではない。

10. 實例計算

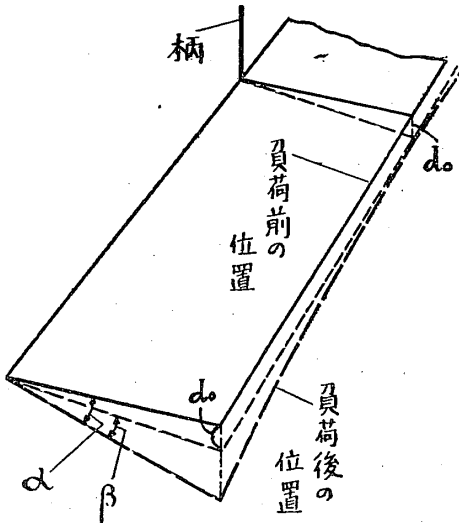
各尾翼、操縦翼面の運用負荷を決定するモーメントの式(3.2.1)(3.2.2)及び(3.2.4)にその係数の大きさを定めるためと、各種の實例に對して適當な値を與へるか否かを檢べるために、實例計算をして見た。計算した飛行機の中には軍用機が多いので、その負荷倍數に従つて適當な機種に分類した。結果は第7表(次頁)の通りである。

11. 操縦翼面の捩れ

昇降舵、方向舵、補助翼等の操縦翼面は 1.0.6 條の強度條件を満足する外に、十分な rigidity を有し、所要の舵角を確實に保ち得るものでなければならぬ。この點に對して 3.2.7 條の規定がある。

3.2.7條で最大の運用負荷と云ふのは A, B, C 等の各場合中での最大を意味する。又捩れと云ふのは第13圖の α 即ち負荷後に於ける小骨の角變位を負荷前の位置に對して測つた値であつて、 β 即ち柄に取付けた小骨の撓み d_0 を除去した舵面の捩れを指すのではない。

次に捩れの値は、獨逸規格には略々同様の負荷條件に於て 3.5° と定めてあるが、我が國に於て實用に供せられてゐる多數の飛行機に就て實驗した結果から 5.0° を適當な値として取つたのである。



第 13 圖

第三節 操 縦 装 置

各操縦装置の運用負荷は各國の強度規格及陸軍の實驗結果を參考として定めた。

第 7 表

機種名	Bの場合の破点壓 q_b (kg/n ²)	裂面積 S (m ²)	裂幅 b (m)	裂弦 l (m)	水平尾裂(最小限)			垂直尾裂			補助裂(最小限)					
					式(3.2.1)のモーメント M_x (kg-m)	面積 S_H (m ²)	重心より舵軸までの距離 d_H (m)	式(3.2.2)のモーメント M_y (kg-m)	面積 S_V (m ²)	重心より舵軸までの距離 d_V (m)	式(3.2.4)のモーメント M_z (kg-m)	面積 S_A (m ²)	重心より舵軸までの距離 d_A (m)	毎平方米の負荷 p_A (kg/m ²)		
A	340.6	57.13	14.760	2.133	2074	5.31	5.91	66.1	862	1.400	6.240	98.6	1435	8.120	5.340	33.1
B	353.2	54.31	14.000	2.000	1918	6.50	6.10	48.4	806	2.100	6.500	59.0	1343	5.000	5.500	48.9
C	313.9	55.00	14.500	2.100	1813	6.29	6.10	47.3	751	2.131	6.340	55.6	1253	4.014	4.570	68.2
D	200.2	56.10	14.892	2.100	1179	4.744	4.98	49.9	502	2.520	5.250	37.9	836	4.400	5.080	37.4
E	329.0	51.10	15.000	2.032	1709	5.11	5.664	59.0	757	2.391	6.192	51.1	1261	6.070	5.440	38.3
F	373.3	36.00	15.440	2.33	1567	4.57	7.59	45.2	622	1.290	7.590	63.6	1038	2.086	5.445	91.4
G	372.0	36.00	15.440	2.33	1560	4.57	7.525	45.4	621	1.290	7.525	64.0	1034	2.086	5.445	91.0
H	294.3	32.63	10.205	1.680	806	3.812	4.81	44.0	294	1.020	5.200	55.4	490	3.684	4.100	32.5
I	309.2	29.30	10.970	1.467	664	3.785	5.70	30.8	298	0.923	5.900	54.7	498	4.044	3.900	31.5
J	486.0	37.27	11.767	1.677	1519	4.15	5.50	66.6	640	1.330	5.600	85.0	1067	5.360	4.790	41.6
K	488.0	29.70	13.250	2.45	1775	4.52	5.98	65.7	576	1.590	6.180	58.6	960	3.400	3.500	80.7
L	517.0	48.00	14.425	1.825	2264	3.44	7.40	89.0	1131	1.250	7.400	115.8	1790	3.760	5.000	95.3
M	658.5	26.30	9.702	1.648	1426	2.973	3.735	128.5	504	1.347	3.950	94.7	840	3.362	2.150	116.3
N	649.0	26.84	9.700	1.500	1307	3.72	4.21	111.2	507	1.103	4.150	110.5	844	2.150	3.030	129.5
O	1025.0	20.36	11.000	2.000	2086	3.00	4.65	149.7	689	1.110	4.690	132.2	1148	2.300	3.300	151.4
P	949.0	24.00	9.550	1.320	1503	2.58	4.17	139.8	652	1.367	4.450	107.1	1087	2.360	3.330	138.3

各國の強度規格とは獨逸（脚註4参照）英國（脚註20参照）米國（脚註10参照）の三つである。

これ等の規格及本規程はそれぞれ異つた安全率を有するので、運用負荷をそのまま比較し難い。故に、（運用負荷）×（安全率）の値を参考のために掲げておいた。第8表で例へば $50 \times 2 = 100$ とあるのは50が運用負荷、2が安全率を表はす。

第 8 表

昇 降 舵 (kg)

本規程	$50 \times 2 = 100$
獨	$50 \times 1.8 = 90$
英*	$68 \times 1.25 = 85$
米**	$(91 \sim 136) \times 1 = 91 \sim 136$
陸實***	最小 33, 最大 85, 平均 45.6

補 助 翼

	桿に依るもの (kg)	把輪に依るもの (m-kg)
本規程	$25 \times 2 = 50$	$50r \times 2 = 100r$
獨	$25 \times 1.8 = 45$	$60r \times 1.8 = 108r$
英*	$34 \times 1.25 = 42.5$	$34r \times 1.25 = 42.5r$
米**	$(34 \sim 57) \times 1 = 34 \sim 57$	$(68 \sim 114)r \times 1 = (68 \sim 114)r$
陸實***	最小 18.5, 最大 35.5, 平均 28.9	—————

方 向 舵

	片 側 (kg)	各 側 (kg)
本規程	$75 \times 2 = 150$	$50 \times 2 = 100$
獨	$50 \times 1.8 = 90$	$110 \times 1.8 = 198$
英*	$136 \times 1.25 = 170$	$82 \times 1.25 = 102.5$
米**	$(91 \sim 136) \times 1 = 91 \sim 136$	—————
陸實***	最小 60, 最大 185, 平均 107.9	—————

* 英國の規定では自重 400kg を超えるものと、自重 400kg 以下のものとで運用負荷の値が異なることに掲げたのは 400kg を超える普通の飛行機の値であつて、400kg 以下の輕飛行機ではこの値の大體 $\frac{1}{2}$ の程度である。

** 米國の規定では操縦翼面にその規定負荷の 125% をかけた場合で計算する。但しこの負荷によつて操縦桿、踏棒等に生ずる負荷の最大値及最小値を上記の如く規定してある。又上記の値は全備重量 680kg 以上の普通の飛行機に對する値であつて、それ以下の輕飛行機では最小値がもつ

と低い。

*** 陸軍の實驗は操縦席にあつて操縦桿、踏棒等に加へ得る力を、操縦桿、踏棒等に取付けた發條秤で測定した結果であつて、その最大、平均、最小の値は昇降舵操縦装置に對しては 15 名が左手及右手で桿を押した場合、曳いた場合の結果から、補助翼操縦装置に對しては 8 名が右手を以て桿を右及左へ動した場合の結果から、又方向舵操縦装置に對しては右足 11 名、左足 15 名で踏棒を押した場合の結果から選んだ。

水平安定板調整装置は舵面の操縦装置と異り全力を以て急激な操作をすることはないから、水平尾翼にその最大 (A, B, C, D, E, F, 各場合中の) 運用負荷を與へた場合で強度を定める。

操縦装置は十分な強度を有してゐても各部の伸縮、變形、遊び等のため操縦翼面の角度が操縦桿、踏棒等の角度に伴はないやうでは、目的を達し得ない。故に 3・3・5 條の規定を設けてある。

操縦装置がこの規定に適合してゐるか否かを檢べるには、勿論實驗に依らなくてはならない。この實驗は予め操縦装置に適當な負荷を與へ各部の伸び、緩み等を出しこれを緊定した後に行ふべきものであると思ふ。

(昭和七年七月十五日)