

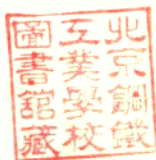
中央人民政府高等教育部推薦

高等學校教材試用本

飛機強度計算

康恩、斯維特洛夫合著

葉逢培譯



機械工業出版社

中央人民政府高等教育部推薦
高等學校教材試用本



飛機強度計算

康恩、斯維特洛夫合著

葉逢培譯



機械工業出版社

1954



出版者的話

本書係根據蘇聯國立國防工業出版社(Оборонгиз)出版的康恩(С. Н. Кан)和斯維特洛夫(И. А. Свердлов)合著的‘飛機強度計算’(Расчет самолета на прочность)一書1945年初版本譯出。原書經蘇聯高等教育部審定為高等航空工業學校教科書。

本書講述飛機及其構件所受的載荷，各構件受到彎曲和扭轉時的應力與變形，以及各種薄板的穩定性及失去穩定性後的情況等的計算。書後並附有各種計算用的曲線圖，可供學習及應用時參考。本書不僅是高等航空工業學校的教材，也是設計與製造飛機的工程師與技術員的一本很好的參考書。

著者：康恩、斯維特洛夫 譯者：葉逢培
文字編輯：唐 俠 責任校對：周任南

1953年9月發排 1954年2月印刷 0,601—3,300 冊
書號 0403-10-46 31×43 1/16 499 千字 200 印刷頁 定價 34,500 元(甲)
發行：機工出版社(北京亞里店17號)出版
機械工業出版社印務廠(北京亞里店1號)印刷
新華書店發行

中央人民政府高等教育部推薦

高等學校教材試用本的說明

充分學習蘇聯的先進經驗，根據國家建設需要設置專業，培養幹部，是全國高等學校院系調整後的一項重大工作。在我國高等學校裏，按照所設置的專業試用蘇聯教材，而不再使用以英美資產階級教育內容為基礎的教材，是進一步改革教學內容和提高教學質量的正確方向。

一九五二年九月廿四日人民日報已經指出：“蘇聯各種專業的教學計劃和教材，基本上對我們是適用的。它是真正科學的和密切聯繫實際的。至於與中國實際結合的問題，則可在今後教學實踐中逐漸求得解決”。我們現在就是本着這種認識來組織人力，依照需要的緩急，有計劃的大量翻譯蘇聯高等學校的各科教材，並將陸續向全國推薦，作為現階段我國高等學校教材的試用本。

我們希望：使用這一試用本及今後由我們繼續推薦的每一種試用本的教師和同學們，特別是各有關教研組的同志們，在教學過程中，對譯本的內容和譯文廣泛地認真地提出修正意見，作為該書再版時的參考。我們並希望各有關教研組在此基礎上逐步加以改進，使能結合中國實際，最後能編出完全適合我國需要的新教材來。

中央人民政府高等教育部

作者的話

在過去五年內，即從我們的“飛機強度計算”(1940年)一書出版以來，高等航空工業學校的課程大綱，和對於教授飛機結構力學及飛機強度計算的看法，都有了很大的改變，以至於必須把飛機強度計算教本的內容，以及各節的敘述方法，都作根本的修正。所以，本書並不是我們在1940年用同名出版的教本的重版，而是一完全新的著作。

符合於課程大綱的改變，我們從教本中刪去了一些屬於結構力學的章節，還刪去了一部分為計算桿件和薄板用的曲線圖。此外，我們在改寫教材時，立意盡量地縮小本書的篇幅，以便更容易為學生所接受。

同時，書中加進了一些本課程必須學習的，而在1940年版教本中所缺少的章節，例如機翼附翼構件的計算，起落架減震器的近似計算，接頭的計算等等。此外，關於單翼機機翼的設計計算，翼肋計算，現代式起落架的計算等教材，也經過了改寫和補充。關於計算飛機各部分外載荷那一章，基本上沒有改變；在教本中要更詳細地敘述這一章，我們認為是困難的，因為外載荷的問題可以是一個單獨著作的題材。

本書包含有必需數量的例題，這一定會使得學生們研讀教材時容易一些。

我們寫本書時的分工如下：

康恩寫第8~13, 25, 26, 28, 29~32, 48~50, 63~66各節。

斯維特洛夫寫第14~24, 27, 43~47, 67~70各節。

共同寫第一、十、十一、十四和十五等章。

無疑地，本書改編後也還不會沒有缺點的。我們將深深感激地接受讀者們對本書中疏漏及缺點的指正和批評。

作者

目 次

作者的話	
緒論	I
第一章 作用在飛機上的載荷	3
1 平飛	3
2 曲線飛行	3
3 尾面及飛機慣性的影響	6
4 在不平靜氣流中的飛行	7
5 與駕駛有關的載荷係數	11
6 安全係數	11
7 強度規範	13
第二章 桿的縱彎曲	17
8 桿在比例極限以內的縱彎曲	17
9 桿在比例極限以外的縱彎曲	20
10 有初曲度並且偏心受壓的桿件	23
空心桿件縱彎曲時的局部穩定性	26
11 直的空心桿	26
12 軸線有初曲度的空心桿	27
13 縱彎曲中的相似問題	28
14 樑柱的克來皮倫圖	29
克來皮倫圖的作法——附有蒙皮的固持桁條作克來皮倫圖的例題	
第三章 各向同性薄板的穩定性	52
15 壓縮	53
16 比例極限以外的穩定性	57
第四章 各向同性薄板失去穩定性之後的情況	58
17 壓縮	58
第五章 正向對稱性薄板的穩定性	63
18 壓縮	63
第六章 圓筒形薄殼的穩定性	67
19 壓縮	67
20 剪切	70
21 有加強條的圓筒形薄殼	71
第七章 薄壁樑由於剪切而失去穩定性之後的工作情況	73

22 薄壁樑的計算	73
23 薄壁樑中的額外應力	76
24 層板薄板因剪切面失去穩定性之後的工作情況	80
第八章 扭轉	83
I. 自由扭轉時應力及變形的求法	87
25 橫剖面是單閉室的樑的扭轉	89
II. 樑的橫剖面有限制扭轉時，應力及變形的求法	92
26 單節樑	92
27 等剖面的空心樑的扭轉	95
應力——變形	
28 變剖面的空心樑的扭轉	99
第九章 樑在彎曲時的剪應力	108
29 封閉剖面上的剪應力	108
30 求剪應力時對於剖面改變的考慮	110
31 筒形樑的剛心	115
32 變剖面的樑的剛心	116
第十章 單翼機機翼的載荷	120
33 空動載荷的分佈情況	121
34 飛機俯衝時空動載荷的分佈情況	122
35 空動力合力的方向和壓力中心的求法	123
36 質量力的分佈情況	124
37 機翼剪力圖及彎矩圖的作法	125
剪力在翼弦上的位置的求法——剪力及彎矩的約略算法	
第十一章 單翼機機翼的應力和變形的求法	130
38 正應力的求法	133
核驗計算——近似計算	
39 剪應力的求法	145
核驗計算——近似計算	
40 求剪應力時對於機翼固持處及其蒙皮中挖洞的考慮	159
41 翼肋計算	166
42 鎖釘縫及膠層	171
第十二章 單翼機機翼的設計計算	173
43 雙樑式機翼	173
剖面的選定——木質機翼計算的特點	
44 單樑式機翼	194

45 匣式機翼	196
桁條及蒙皮剖面的選定——牛匣式機翼	
46 無桁條的機翼	200
47 機翼剖面選法例題	204
雙樑式金屬機翼——無桁條雙樑式混合構造的機翼——單樑式機翼	
第十三章 機翼附翼和操縱面	214
48 副翼	214
49 機翼的附翼	218
開裂式襟翼——前緣縫翼——複式襟翼——普通襟翼	
50 尾面	229
第十四章 機身	234
51 外載荷	234
樑式機身	
52 彎矩的作用	236
金屬機身——木質機身	
53 剪力的作用	240
54 與飛機對稱面相垂直的力的作用	241
55 無桁條的硬殼式機身	243
56 機身上挖洞附近的計算	246
57 隔框及桁條的計算	250
58 樑式機身的設計計算(選定剖面)	253
59 桁架式機身	257
對於彎曲的計算——對於扭轉的計算——傾向斜桿內力的求法——桁架式機身的設計計算(選定剖面)	
第十五章 發動機架	261
60 外載荷和結構型式	261
61 星型發動機所用的桁架式發動機架	262
62 排型發動機所用的桁架式發動機架	269
第十六章 起落架	275
63 外載荷	275
64 機輪	279
65 起落架的減震器	281
66 減震器的計算	289
67 起落架的結構型式和內力計算	298
無支撐的減震柱——有支撐的減震柱——有兩根支撐桿的減震柱——雙柱式起落架——單叉式和雙叉式起落架——混合式起落架	
第十七章 接頭	330

68 接頭構件的作用	330
69 接頭的螺釘或鉚釘所受力的求法	338
70 典型接頭	340
外翼與中翼的裝配接頭 機翼與機身的裝配接頭	
附錄 為計算用的曲線圖	353
參考文獻	386
中俄名詞對照表	388

中央人民政府高等教育部推薦
高等學校教材試用本



飛機強度計算

康恩、斯維特洛夫合著

葉逢培譯



機械工業出版社

1954



第一章 作用在飛機上的載荷

選定飛機各種構件的剖面時所依據的內力，是根據飛機在真正使用情況中，結構上可能發生的外載荷而求出的。外載荷的求法則在空氣動力學和飛機動力學中詳細研究。

按照作用的性質，外載荷可以分為兩類：

- a) 飛行時作用在飛機及其各個部分上的載荷；
- b) 起飛及降落時作用在飛機及其各個部分上的載荷。

以下討論飛行時作用在飛機及其各個部分上的載荷，而起飛及降落時所作用的載荷，則將在起落架那一章(第十四章)內討論。

1 平 飛

穩定平飛時作用在飛機上的力有(圖1)：飛機重力 G ，昇力 Y_0 ，阻力 X_0 ，和拉力 P_0 。

為了便於分析作用力，我們將引入下列假設：

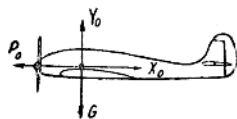


圖 1

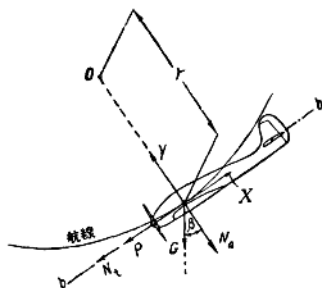


圖 2

- 1) 拉力 P_0 通過飛機重心，並垂直於昇力 Y_0 ；
- 2) 阻力 X_0 也通過飛機重心。

於是，根據飛機上作用力的平衡條件得出：

$$Y_0 = G; \quad P_0 = X_0.$$

2 曲線飛行

當飛機在對稱面內作曲線飛行時(圖2)，也同樣受到作用於平飛時的那些力： G 、 X 、 P 和 Y ，可是這些力並不平衡。在一般的曲線飛行情況中，有兩種加速度：

$j_t = \frac{dV}{dt}$ ——切線加速度，由於沿航線的速度 V 有改變而產生的；

$j_n = \frac{V^2}{r}$ ——向心加速度，因航線曲率半徑 r 而產生的。

與這些加速度 j_t 及 j_n 相對應，有慣性力 N_t 及 N_n ，其中：

$N_t = M \frac{dV}{dt}$ ——飛機質量的切線慣性力，沿切線 $b-b$ 方向作用；

$N_n = M \frac{V^2}{r}$ ——飛機質量的離心力，從曲率中心 O 沿半徑 r 方向向外作用。

$M = \frac{G}{g}$ ，為飛機的質量。

由於 $\frac{dV}{dt}$ 很小，我們以後將略去切線慣性力 N_t 。

根據達朗白 (D'Alembert) 原理，作用力和慣性力加在一起是平衡的。我們研究作用力的平衡情況時，照舊作出平飛時那些假設。於是把這些力投影到半徑 r 的方向上去，即得：

$$Y - G \cos \beta - N_n = 0$$

亦即：
$$Y = G \cos \beta + \frac{G}{g} \times \frac{V^2}{r} = G \left(\cos \beta + \frac{V^2}{rg} \right)$$

當其他情況一樣時，在航線的最低點處， Y 有最大值；即當 $\beta = 0$ ， $\cos \beta = 1$ 時：

$$Y = G \left(1 + \frac{V^2}{rg} \right)$$

從這個表達式可見，由於慣性力的存在，曲線飛行時的昇力 Y 可能是不等於飛機重量 G 的。

$$\text{比值 } \frac{Y}{G} = 1 + \frac{V^2}{rg} = n^* \quad (1)$$

稱為使用載荷係數

因為平飛時的昇力 Y_0 等於飛機重量 G ，所以，整個飛機的使用載荷係數 n^* ，就是飛機在曲線飛行時所受昇力與平飛時所受昇力的比。

由公式 (1) 得知，係數 n^* 大致與 V^2 成正比，與 r 成反比。

我們從公式 (1) 看不出載荷係數是要依飛機重量而定的。可是，既然飛機重量會影響飛機的操縱，因而就影響航線的曲率半徑，那末很顯然，飛機重量與載荷係數之間一定有着關係。

飛機使用載荷係數是可以用空氣動力係數來表達的。

$$\text{在平飛時：} \quad Y_0 = G = c_{y0} S \rho \frac{V_0^2}{2}$$

$$\text{在曲線飛行時：} \quad Y = c_y S \rho \frac{V^2}{2}$$

$$\text{因此：} \quad n^* = \frac{Y}{G} = \frac{c_y V^2}{c_{y0} V_0^2} \quad (2)$$

其中 c_{y0} 及 V_0 屬於平飛；

c_y 及 V 屬於曲線飛行。

n^* 的另外一些表達式，可以根據以下的推理得出。

a) 我們把 n^* 取為攻角相同時（即昇力係數 c_y 相等）曲線飛行的昇力與平飛的昇

力之比, 就得出:

$$n^3 = \frac{Y}{Y_0} = \frac{c_y S \rho \frac{V^2}{2}}{c_{y0} S \rho \frac{V_0^2}{2}} = \left(\frac{V}{V_0} \right)^2 \quad (3)$$

b) 如果把 n^3 取為速度相同時曲線飛行的昇力與平飛昇力之比, 則得:

$$n^3 = \frac{Y}{Y_0} = \frac{c_y S \rho \frac{V^2}{2}}{c_{y1} S \rho \frac{V^2}{2}} = \frac{c_y}{c_{y1}} \quad (4)$$

把平飛時的昇力用飛機降落速度來表達, 那我們就得出下列與方程式(2)相對應的 n^3 表達式:

$$n^3 = \frac{c_y V^2}{c_{y \text{ noc}} V_{\text{noc}}^2} = \frac{c_y}{c_{y \text{ noc}}} \left(\frac{V}{V_{\text{noc}}} \right)^2 \quad (5)$$

利用上面這個方程式, 可以作出 c_y (亦即攻角 α) 已知時的曲線 $n^3 = f\left(\frac{V}{V_{\text{noc}}}\right)$ (圖 3b)。曲線 $c_y = \varphi(\alpha)$ 則畫在圖 3a 上。

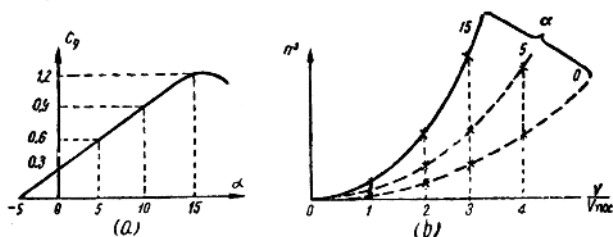


圖 3

從圖 3 或上面的公式可見, $\frac{V}{V_{\text{noc}}}$ 愈大, 以及 c_y 愈大, 則曲線飛行的使用載荷係數也就愈大, 理論上可能的最大載荷係數是:

$$n_{\text{max}}^3 = \left(\frac{V_{\text{max}}}{V_{\text{noc}}} \right)^2 = \frac{c_{y \text{ max}}}{c_{y0}},$$

其中 c_{y0} 是與最大平飛速度相對應的。

如果飛機用對應於 $c_{y \text{ max}}$ 的攻角從穩定的垂直俯衝飛行, 瞬息間拉平, 那末, 我們將得到如下的 n_{max}^3 值:

$$n_{\text{max}}^3 = \frac{c_{y \text{ max}} S \rho \frac{V_{\text{max}}^2}{2}}{G}$$

又因 $G = X = c_{x \text{ max}} S \rho \frac{V_{\text{max}}^2}{2}$, 所以:

$$n_{\text{max}}^3 = \frac{c_{y \text{ max}}}{c_{x \text{ max}}}$$

就現有的飛機而論，載荷係數 n^* 的最大理論值可能達到 20~30，甚至於更大。

然而，實際上這樣大的載荷係數是不可能得到的。這是因為飛行員能夠加在駕駛桿（駕駛盤）上的力，受着體力上的限制，或者因為尾面效能是有限制的，並且由於尾面的影響及飛機的慣性，飛機速度也會降低。

3 尾面及飛機慣性的影響

圖 4 表明，當航線激烈改變時，尾面攻角的增加，比機翼攻角的增加更要劇烈。

這點可以解釋如下：假定直線飛行時（圖 4a）機翼攻角和尾面攻角是相等的，則到曲線飛行時（圖 4b），由於 $r_1 \neq r_2$ ，這兩種攻角就不相等了。而且這尾面攻角與機翼攻角之差（ $\Delta\alpha$ ）是隨航線曲率的增加而增加的。這種現象減小了機翼攻角及昇力係數（ α_{np} 及 c_{ykp} ）增加的速率。從此得出結論：攻角及與之相應的昇力，都並不是在一瞬間突然增大的，而是在一段時間內慢慢增大的；由於這個緣故，飛行速度沿航線也就減小了。因而， $c_{y \max}$ 發生在飛行速度較小之時。顯然，機身愈長，這種尾面影響也就愈大。

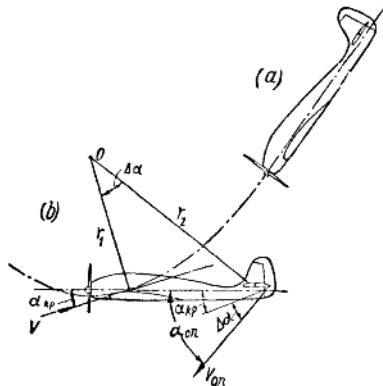


圖 4

航線的改變是否激烈，要依飛機的旋轉力矩及飛機的慣矩而定，旋轉力矩愈大而飛機慣矩愈小，旋轉就愈激烈。旋轉力矩的最大值是依水平舵的傾轉角及尾面效能而定的。水平舵的傾轉角則又直接與加在駕駛桿（駕駛盤）上的力有關。因此，飛機質量（飛機慣矩）和駕駛桿上大小有限的力，一起都使角加速度減低，阻止了航線的激烈改變。所以， $c_{y \max}$ 發生在飛行速度已經減小的時候。

尾面及飛機慣性對於 n^* 值的影響，可以乘以如下的修正係數：

對於驅逐機	 0.9
對於偵察機	 0.7
對於轟炸機	 0.5

算進了這些修正係數之後，我們還會得出 15~20 那樣大的 n^* ；而人的身體却不能忍受大於 8 的 n^* 。所以，按照那樣大的載荷係數來計算飛機強度，也還是毫無意義的，有時就得設法減低載荷係數。

要減低俯衝飛機的使用載荷係數，可以採取下列方法來達到目的：

a) 沿航線減低速度，從俯衝綫和地拉平；

b) 限制俯衝速度(即所謂“限制俯衝”);

c) 裝置特製的用以減低穩定俯衝速度的空氣型(襟翼、轉柱^①、型翼等)。

爲了在飛行時測定使用載荷係數,我們使用一種稱爲加速表的儀器(圖5)。

這表的作用原理如下:上面曾經指出,使用載荷係數是由於作用在飛機所有部分上及其中載物上的離心力而產生的。所以,加速表中掛在刻度彈簧上的重塊所受到的力,並不等於它本身的重量。這時,與彈簧相連的指針就指出了使用載荷係數值。

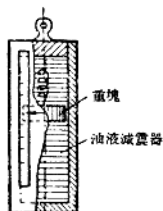


圖 5

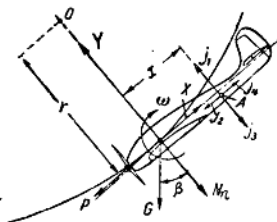


圖 6

要求出整個飛機的使用載荷係數,必須把加速表放在飛機的重心處。當加速表不放在飛機重心處,而放在 A 點時(圖6),則在重塊上除重力以外,還作用有由於下列加速度而產生的慣性力:

$$j_1 = \frac{(Y - G \cos \beta)}{M} = \frac{(Y - G \cos \beta)g}{G} = \frac{V^2}{r} \quad \text{——飛機對於瞬時旋轉中心的向心加速度};$$

$$j_2 = \omega^2 x \quad \text{——重塊的向心加速度,因飛機以角速度 } \omega \text{ 繞其重心旋轉而引起的};$$

$$j_3 = \frac{d\omega}{dt} x \quad \text{——重塊的切線加速度,因飛機繞重心旋轉時有角加速度而引起的};$$

$$j_4 = \frac{P + G \sin \beta - X}{M} = \frac{(P + G \sin \beta - X)g}{G} \quad \text{——飛機重心的切線加速度,由於速度沿航線有改變而產生的}。$$

倘使不能够把加速表安置在飛機的重心處,那末就在飛機後部及前部離重心有相等距離處,放兩個加速表,以便量出與 j_1 及 j_3 相當的載荷係數。這兩個表的讀數總和的一半,就等於整個飛機的使用載荷係數;因為放在飛機前部的加速表的 j_3 , 跟放在飛機後部的加速表的 j_3 , 彼此大小相等,方向相反,因而相加時就互相抵消了。

各別加速表的讀數則給出放表處物質所受的加速度。

4 在不平靜氣流中的飛行

水平暴風 當飛機以速度 V_0 平飛時(圖7),其上作用有昇力:

① 轉柱是舊式雙翼型裝在上下機翼之間兩根可以轉動的板條,當需要阻力時,可以把板條略得面向氣流。——譯者

$$Y_0 = c_{y0} S \rho \frac{V_0^2}{2} = G$$

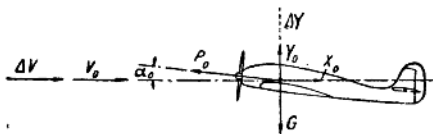


圖 7

當飛機在一瞬間遇到一速度為 ΔV 的暴風時，昇力就增加 ΔY 。總昇力為：

$$Y = Y_0 + \Delta Y = c_{y0} S \rho \frac{(V_0 + \Delta V)^2}{2}$$

就不再等於飛機重量；因而，新出現的向心力 ΔY 將使飛機作曲線運動。於是，使用載荷係數將是：

$$n^a = \frac{Y}{Y_0} = \frac{(V_0 + \Delta V)^2}{V_0^2}$$

因為和 V_0 比較， ΔV 是個很小的數值 ($\Delta V \approx 0.1 \sim 0.2 V_0$)，所以 n^a 值介於 1.2 到 1.5 之間，也就是說， n^a 並不大的。

垂直暴風 (上昇氣流和下降氣流) 當飛機以速度 V_0 平飛時 (圖 8)，和先前情況一樣，其上作用有昇力：

$$Y_0 = c_{y0} S \rho \frac{V_0^2}{2} = G$$

本來這飛機是用攻角 α_0 飛行的 (圖 9)。

當有一速度為 u 的垂直暴風作用時，攻角就發生激烈的改變 (圖 8)。

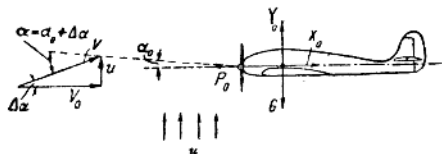


圖 8

結果，我們得到機翼昇力：

$$Y = c_y S \rho \frac{V^2}{2}$$

其中 $c_y = c_{y0} + \Delta c_y$ ； $V = \frac{V_0}{\cos(\Delta\alpha)}$ ； $\Delta\alpha \approx \tan(\Delta\alpha) = \frac{u}{V_0}$ 。

因為通常 u 比 V_0 要小，所以 $\Delta\alpha$ 是個很小的數值，即 $\cos(\Delta\alpha) \approx 1$ ，並可以取 $V = V_0$ 。從圖 9 可見：

$$\Delta c_y = \frac{dc_y}{d\alpha} \Delta\alpha = \frac{dc_y}{d\alpha} \times \frac{u}{V_0}$$

把 Δc_y 及 V 值代入 Y 的方程式中，即得：