

飛機結構學

上 冊

許 玉 贊 編

中 國 科 學 圖 書 儀 器 公 司

出 版

飛機結構

上 冊

許 玉 贊 編

中國科學圖書儀器公司

出 版

序 言

本書討論飛機構造之各種結構問題，大部分材料採自奈爾斯及紐惠爾兩氏之“飛機結構學”一書，亦即編者執教交通大學時，所任飛機結構學一科的教材，經整理擴充，編譯而成。書中分章方法及其先後次序，並不依照原書排列各章內容，亦頗多增刪；另有數章則根據他書及歷年授課之補充材料而寫成。

本書的編寫，雖以作大學教本為主，但同時亦可供航空工程師作參考之用，故附有許多公式及設計數據。因全書篇幅較多，故特分為上下兩冊，上冊計十二章，所論大致限於飛機上的一般構件，惟其中第七章屬於半硬殼式結構的應力分析。下冊計十一章，大部分討論金屬飛機結構的各種理論及方法，全書約可供航空工程系三、四年級，一學年半或二學年之用。

本書採用公制，長度以厘米計，重量以仟克計。根據這項基本單位，乃得其它導出單位，如彎矩單位為仟克-厘米，應力單位為仟克/方厘米等等。凡以厘米、仟克等單位表示的數量，在插圖上均寫成不名數。

章末大多附有習題若干。原書有習題三百餘則，經編者擇其有代表性者百餘，另自其他書籍選出若干題，加入本書。為使學者明瞭習題的作法起見，在論述原理之後，附有例題，其解答必按步驟列，力求簡明。因欲節省篇幅，若干不甚重要的理論及證明，常藉

例題表達。

屬稿時承季文美、曹鶴孫、楊彭基諸兄的鼓勵，才能編成本書。
書中插圖，承崔振源兄代繪。編者對上述各位同仁，深致謝忱。
編者學識淺薄，謬誤必多，謹請讀者隨時指正。

許玉贊序於上海交通大學

一九五二年五月

目 錄

(上 冊)

序言	i
----	---

第一章 臨界載荷情形

1-1 作用於飛機上的各力	1	的各力	4
1-2 慣性力	2	1-6 主要飛行情形	6
1-3 標準載荷情形	2	1-7 主要降落情形	9
1-4 等速度飛行時飛機上所受的各力	3	1-8 次要載荷情形	10
1-5 加速度飛行時飛機上所受的各力	3	1-9 載荷因數, 設計載荷, 安全裕度	11

第二章 反力、切力、力矩

2-1 反力的原素	13	2-7 載荷, 切力, 彎矩的關係	25
2-2 反力的計算	15	2-8 $M = \int S dx = \int w dx dx$ 的解法	28
2-3 切力及彎矩	19	2-9 兩彎矩方程式	34
2-4 切力圖及彎矩圖	20	2-10 半圖解積分的力矩計算法	38
2-5 切力的圖解法	23		
2-6 彎矩的圖解法	23		

第三章 桁架分析

3-1 靜定桁架	43	3-3 軸桿或虛桿的應用	50
3-2 節點法	44	3-1 力矩法	52

3-5	切力法	54	3-9	空間構架的分解	70
3-6	空間構架	56	3-10	單翼飛機機翼構架的分析 . 74	
3-7	拉力係數法	58	3-11	空間構架的扭轉	75
3-8	外縛機翼的分析	62			

第四章 影響線

4-1	影響線的性質	80	4-4	有多個集中載荷的簡支梁	92
4-2	簡支梁的影響線	81	4-5	桁架的影響線	99
4-3	最大彎矩圖及最大切力圖	84	4-6	有橫梁及縱梁的鉸梁 .	106

第五章 梁的撓度

5-1	定義及假定	110	5-5	撓度的圖解法	121
5-2	由於單獨彎曲所生的撓度	111	5-6	面矩法	123
5-3	曲率, 斜度, 撓度的關係 113		5-7	連續積分法	124
5-4	彈性載荷法	114	5-8	梁撓度公式	125

第六章 連續梁及拘束梁

6-1	分析連續梁所用的原理	142	6-7	傳遞彎矩的計算	156
6-2	三彎矩方程式	143	6-8	偶強係數和分配係數	158
6-3	中間支點上外彎矩的效應	149	6-9	固端彎矩	159
6-4	不等轉動慣量的效應	150	6-10	支點撓曲的效應	164
6-5	軸向載荷的效應	150	6-11	計算的核對	166
6-6	彎矩分配法	150	6-12	變斷面梁	166

第七章 彎曲、撓曲切流量、抗扭切流量

7-1	橫梁公式	172	7-5	斷斷面的切流量	195
7-2	撓曲切應力的分佈 . . 174		7-6	抗扭切流量	201
7-3	不對稱彎曲	182	7-7	通斷面的切流量	205
7-4	撓曲切流量	190			

第八章 簡單梁的設計

- | | |
|-------------------------|------------------------|
| 8-1 圓管的設計 217 | 曲 222 |
| 8-2 不同材料合成斷面的彎 | 8-3 薄壁圓柱體的彎曲 . . . 224 |

第九章 扭 轉

- | | |
|------------------------|--------------------------------------|
| 9-1 圓桿的抗扭應力 . . . 230 | 9-6 合成應力 240 |
| 9-2 扭角 232 | 9-7 主應力及最大切應力 . 243 |
| 9-3 圓斷面的許用抗扭應力 232 | 9-8 管子承受合成載荷時的
最大應力 244 |
| 9-4 非圓斷面構件的扭轉 . 234 | 9-9 合成載荷的許用應力 . 247 |
| 9-5 斷斷面的扭轉 238 | |

第十章 撓 度

- | | |
|--------------------------|--------------------------------------|
| 10-1 撓度和轉動 250 | 10-10 轉動計算 266 |
| 10-2 變形和能變 251 | 10-11 互換定理 268 |
| 10-3 虛功法 253 | 10-12 卡思的義安諾第一定理 269 |
| 10-4 拉伸時所生的撓度 . . 254 | 10-13 計算桁架撓度的彈性載
荷法 平桿鍊 . . . 271 |
| 10-5 力偶所做的功 258 | 10-14 桿鍊內斜連桿的效應 . 280 |
| 10-6 彎曲變形時所生的撓度 259 | 10-15 桁架撓度的圖解法
章烈圖 286 |
| 10-7 剪切變形時所生的撓度 262 | |
| 10-8 扭轉變形時所生的撓度 264 | |
| 10-9 虛功法概要 264 | |

第十一章 靜不定式結構

- | | |
|-------------------------|-------------------------------------|
| 11-1 多餘次數 294 | 解法 304 |
| 11-2 靜不定結構的解法 . . 295 | 11-8 只有軸向載荷的多餘結
構 305 |
| 11-3 疊合原理 297 | 11-9 桁架的初應力 308 |
| 11-4 一次多餘結構 298 | 11-10 在載荷下不受應力的構
件 303 |
| 11-5 多次多餘結構 301 | 11-11 最小功法 311 |
| 11-6 多餘結構中的靜定結構 303 | |
| 11-7 用疊合原理的多餘結構 | |

- | | |
|---------------------------------------|-------------------------------------|
| 11-12 計算偏導數的另一法 314 | 11-18 剛節桁架的向號規則 325 |
| 11-13 內功公式 316 | 11-19 固定節點的彎矩分配 327 |
| 11-14 疊合撓度法及最小功法
的價值 320 | 11-20 已知節點移動的彎矩分
配 328 |
| 11-15 相對剛度原理 321 | 11-21 有未知撓度的彎矩分配 329 |
| 11-16 計算的排列 322 | 11-22 斜度變位法 338 |
| 11-17 用影響線的解法 323 | |

第十二章 梁 柱

- | | |
|------------------------------------|-------------------------------------|
| 12-1 軸向載荷的一般效應 347 | 12-6 近似公式 398 |
| 12-2 柱梁公式 348 | 12-7 支點間不等軸向載荷的
效應 393 |
| 12-3 三彎矩方程式 355 | 12-8 副切力 394 |
| 12-4 其他載荷公式 軸向壓
力 367 | 10-9 等斷面柱梁的彎矩分配 396 |
| 12-5 臨界載荷 387 | 12-10 變斷面柱梁的彎矩分配 408 |

第一章

臨界載荷情形

飛機須有結構，才能抵抗在飛行或降落時所受的各種外力，每組外力不能使結構各部分同時承受最大應力，故須根據使各部分內發生臨界載荷的載荷情形，設計結構。雖不確知作用於飛機上的最嚴重載荷，但根據幾個標準載荷情形所設計的結構，能切合實用。本章敘述飛行與降落的標準載荷情形，並說明為何把這些情形作為臨界載荷情形的理由。

1-1 作用於飛機上的各力 設計飛機結構時所需考慮的各力是飛機及飛機內物體的重量、慣性力、空氣壓力、發動機的拉力或推力、發動機扭力偶、及地面反力。

重量是和物體質量成正比的力，有把物體向地心拉的趨向。空氣壓力是空氣阻止飛機通過空氣時所生的力。發動機發生的拉力或推力是把飛機拉過或推過空氣的力。發動機扭力偶是用螺旋槳為推進器時附帶發生的，而不能直接利用的力偶。地面反力是當飛機降落、滾行、或停放在地面上或水面上時，地面或水面作用於飛機上的力。慣性力是使飛機發生加速度的各力的反力。

為便於討論，常把空氣壓力分為升力、阻力、橫向力三種。升力是平行於飛機對稱面而和飛行路徑垂直的空氣壓力的分力。阻力是平行於飛行路徑的分力，而橫向力是垂直於對稱面的分力。因

飛機是個大約對稱的物體，除少數次要飛行情形外，橫向力的矢量和，常是極小數值，可略去不計。

1-2 慣性力 當一物體在平衡狀態時(在靜止或在等速度運動時)，作用於物體上或物體的任一部分上各力的矢量和必等於零。這是引用平衡公式計算作用於物體上或物體的部分上未知力的基本法。

如一物體的任何部分有加速度，則作用於該部分上各力的矢量和不等於零，而等於作用於加速度的方向的一力，它的大小等於該部分質量乘加速度。因此，如以大小等於物體質量和它的加速度的乘積，方向和加速度方向相反的虛力，加於有加速度物體的實力系上，則作用於物體各力(包括虛力)的矢量和將等於零，而可應用平衡公式求未知力。表示加速度的虛力，稱為物體的慣性力。

當一物體的各部分有同一加速度時，慣性力和各部分質量成正比，它們的合力經物體的重心。當一物體以等角速度對物體重心軸轉動時，物體的每一微小部分將有一個對向轉動中心的加速度，可用和加速度相反方向的慣性力，表示加速度的效應。這些慣性力的合力等於零。當一物體以變角速度對物體重心軸轉動時，每一微小部分的加速度將有一個切於該部分運動路線的切向分加速度，慣性力的合力是個力偶。

1-3 標準載荷情形 標準載荷情形可分為主要飛行情形、主要降落情形、及次要載荷情形三種。主要飛行情形表示翼面上或尾面上有效迎角突變的情形，這種迎角的突變，可由駕駛員的操縱動

作或飛機遇到一種直風(垂直於飛行路徑的氣流)所致。主要降落情形表示能得安全降落的幾個降落情形,這樣可包括其他中間情形。次要載荷情形是不為主要情形所包括的幾個特殊飛行或降落情形;在主要情形內,結構的有些部分不受最大載荷,須在次要情形內,它們才受臨界載荷,故次要載荷情形,可使這些部分有足夠強度。

1-4 等速度飛行時飛機上所受的各力 在等速飛行時,作用於飛機上各力約如圖 1-1 所示。以豎力 W 表示飛機及所載物體的總重量。 W 可分為平行於飛行路徑的 $W \sin \theta$ 及垂直於飛行路徑的 $W \cos \theta$ 兩分力。空氣壓力可用三總力及一力偶表出:總阻力 D 、尾面升力 E 、作用於機翼空氣動力中心的機翼升力 L 、及機翼上力偶 M_w 。機翼升力,亦可用作用於壓力中心的 L 力表出,而省去 M_w ,但在本節討論中,把它當作一力及一力偶的合成,比較適宜。其他空氣壓力極小,可略去不計。以 T 表示發動機的拉力或

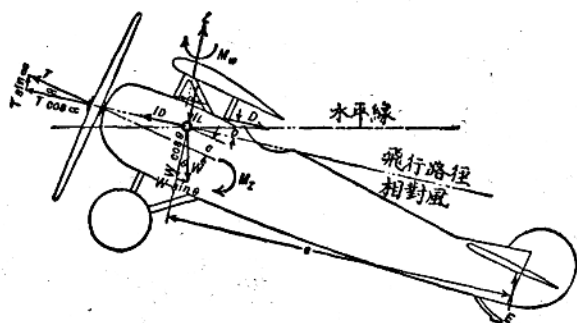


圖 1-1

推力，分為平行於飛行路徑的 $T \cos \alpha$ 及垂直於飛行路徑的 $T \sin \alpha$ 兩分力。在決定各力間關係時，發動機扭力偶的影響極小，故可略去不計。因假定加速度為零，故圖示的慣性力 I_L, I_D, M_I 等於零。

如應用平衡條件，得下列方程式；假定 X 、 Y 軸分別和飛行路徑平行及垂直，力矩軸和經重心的 Z 軸平行。

$$\Sigma X = 0; T \cos \alpha = D + W \sin \theta \quad (1-1)$$

$$\Sigma Y = 0; T \sin \alpha + L + E = W \cos \theta \quad (1-2)$$

$$\Sigma M_z = 0; M_w + T \times c + L \times a + D \times b = E \times e \quad (1-3)$$

在等速度飛行時，各力對飛機對稱面對稱，可當作它們都在該平面內，故 $\Sigma Z = 0, \Sigma M_x = 0, \Sigma M_y = 0$ 。

1-5 加速度飛行時飛機上所受的各力 飛機以等速度沿着直的飛行路徑飛行，操縱動作或直風改變飛機迎角時，飛行路徑及作用於飛機上載荷的性質，改變極大。在迎角改變前，無慣性力作用；重量、空氣力、及螺旋槳拉力的矢量和等於零。增加的迎角使升力係數及阻力係數增大，力矩係數亦可能改變。增加阻力係數亦即增加總阻力，發生速度的減小，而有對應慣性力。因大部分增加的阻力作用於機翼上，改變總阻力 D 的位置，常使它的大小亦改變。除非迎角變大極慢，升力係數的增加比 V^2 的減小快（增加的阻力減小速度），故翼上的總升力增加。增加的升力使飛機有向上加速度，而有向下慣性力。和飛行路徑垂直的加速度，使飛機的運動方向經常改變，亦即飛行路徑變為曲線。加上慣性力及改變空氣壓力的大小和作用點，常使尾面上的升力改變（尾面上升力須合於方程式 $\Sigma M = 0$ ），因此，飛機對它的重心轉動，而發生角加速度，

飛機各部分質量上有慣性力。這些慣性力的合力是個力偶。

力系約如圖 1-1 所示。在此圖上，飛機的線加速度以作用於重心而分別和升力及阻力平行的慣性力 I_L 及 I_D 表出。以慣性力偶 M_I 表示角加速度 (M_I 比其他力小，可略去不計)。

對力系應用平衡條件，得下列方程式：

$$\Sigma X = 0; T \cos \alpha + I_D = D + W \sin \theta \quad (1-4)$$

$$\Sigma Y = 0; T \sin \alpha + L + E = W \cos \theta + I_L \quad (1-5)$$

$$\Sigma M_x = 0; M_w + M_I + T \times c + L \times a + D \times b = E \times e \quad (1-6)$$

在任一規定速度 V_0 ，升力 L_0 等於 $\frac{1}{2} \rho C_L A V_0^2$ ，在此速度的可能最大升力等於 $\frac{1}{2} \rho C_{L \max} A V_0^2$ 。如 V_0 是平直飛行時可保持的最小速度，則 $\rho C_{L \max} A V_0^2$ 等於飛機重量 W (假定不用提高升力的裝置)。合併以上兩關係，得一重要公式：

$$\frac{L_{0 \max}}{W} = \frac{V_0^2}{V_s^2} = n_{\max} \quad (1-7)$$

故在任一規定飛行速度，作用於翼上的升力等於飛機重量乘規定速度和最小速度比的平方。

從方程式 (1-7) 可知：如飛機速度等於 3 倍它的最小速度，在飛行時，迎角突變至發生 $C_{L \max}$ 的迎角，則機翼上承受的空气壓力等於 9 倍飛機重量 (在精確計算時，應以飛機上的總空氣力代機翼上的升力)。這表示飛機內的每一質量承受 9 倍體重的力，而發生 8 倍重力加速度。速度比例愈高，翼上所受的載荷愈大。所幸這些大載荷及發生的加速度僅是理論數字，實際上可能發生的載荷為三主要因素所限制：人體不能承受過大加速度、操縱動作不致發生大的迎角突變、以及飛行時所遇的直風並不太大。

一個5至6倍飛機重量的翼上載荷所生的加速度，恐非一般人在坐着的姿勢所能忍受，人體在彎曲姿勢時所能承受的力可能大得多。有訓練的駕駛員可受相當於9或10倍飛機重量的翼上載荷所生的加速度。

在大的商用機上，無需急劇操縱動作，並且操縱系的設計，不使飛機發生大的迎角突變。經驗指出這種飛機上的總升力約為2.5倍飛機重量。在軍用機上，可用較大載荷。

飛機遇到直風時，有效迎角增大。增加的載荷雖比操縱動作時的增加載荷大，但極少使總升力超過4或5倍飛機重量。

1-6 主要飛行情形 圖1-2表示某飛機的載荷因數(翼上總載荷和飛機重量的比例)對飛行速度的曲線，可用此圖說明設計飛機結構時所需決定的幾個主要飛行情形。曲線AB表示在各飛行速度 V_0 迎角突變為最大升力迎角的 n 線。此線僅表出正迎角改變

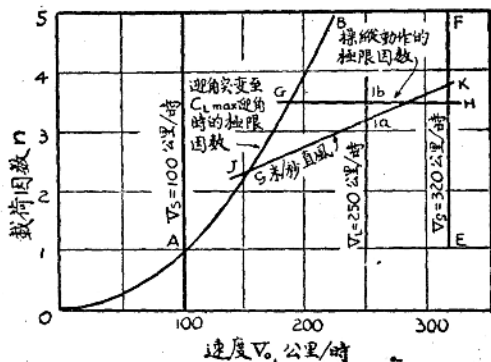


圖 1-2

的效應。當飛行速度大於 V_1 ，小於 $C_{L\max}$ 迎角飛行時所生的載荷比在 $C_{L\max}$ 迎角飛行時所生的載荷小，故曲線 AB 表示在各飛行速度 V_0 飛行時機翼上可能發生的最大載荷。

機翼上所受的載荷，在較小 V_0 時，可用 AB 曲線表出；在較大 V_0 時，則為前節所述的三因素所限制。三因素的後兩因素（飛機的操縱動作，及飛行時所遇的直風）實際上限制機翼上的載荷，故須根據這兩個因素，決定設計載荷。

操縱動作所生的載荷，可從下列經驗公式求出：

$$n = 1 + \frac{2.30}{\left(\frac{W}{P}\right)^{0.435}} \left(0.77 + \frac{160000}{11W + 46000}\right) \quad (1-8)$$

式中的 n = 載荷因數

W = 飛機總重量，仟克

P = 發動機功率，馬力（一歐洲大陸馬力 = 75 仟克·米/秒）

以 GH 線表示操縱動作所生的最大載荷。 AB 及 GH 線決定某飛機的最大載荷因數 n 值，根據此因數設計的飛機結構有足夠強度，可抵抗操縱動作所生的向上載荷。以類似曲線，可定出向下載荷的極限情形。

直風發生的載荷和直風大小、飛機速度成正比。通常假定 9 米/秒為設計的最大直風速度。規定的直風速度雖和飛機性能無關，但影響結構上設計載荷的大小。在等速度飛行時，如遇一定速度的直風，機翼載荷和飛機速度成正比，可用圖 1-2 的 JK 線表出。因在較大飛機速度，直風所生的載荷，可能比操縱動作所生的載荷（ GH 線所示的載荷）大，故須根據直風載荷，設計結構。為防止規定直風下過大飛機速度發生過大載荷，須限制飛機的下滑或俯衝

速度。可用下列經驗公式，規定商用機的極限速度 V_g 。

$$V_g = V_L + K_g(V_m - V_L) \quad (1-9)$$

式中的 V_L = 設計平飛速度。

V_m = 在標準空氣中發動機停止時的最大垂直速度。

$$K_g = 0.08 + \frac{9250}{11W + 15000} \text{ (應大於 } 0.15 \text{)}.$$

W = 飛機總重量，仟克。

又規定 V_g 不超過 $1.5V_L$ 或 $V_L + 45$ 米/秒，用兩者中的較小值。

圖 1-2 EF 線表示 V_g 。

圖 1-2 可視為正升力係數機翼上的載荷圖。以 AB 曲線表示的最大載荷(理論上可能發生的最大載荷)，與平直飛行時的最小速度有關。 GH 線表示可能發生的最大載荷。此線的位置視飛機的種類而定。當操縱動作所定的極限載荷不大，在大的飛機速度時，載荷可由直風條件決定，如 JK 線所示。飛機的最大速度(EF 線)決定直風的極限載荷。

從正負升力係數的載荷圖，得四個正常飛機機翼結構承受臨界載荷的飛行情形。在第一種飛行情形，假定飛機速度等於 V_L ，而以 $1a$ 或 $1b$ 點的豎距(兩者中的較大豎距)表示載荷因數。 $1a$ 點表示飛機遇到 9 米/秒直風而迎角突增時的情形。 $1b$ 點表示飛機有操縱動作而機翼上發生極限載荷時的情形。發生這兩機翼載荷時的飛機迎角是在於或近於 $C_{L\max}$ 迎角，故這種飛行情形，稱為正大迎角。

在正大迎角時，翼上總力在翼弦上的壓力中心接近機翼前緣，故前梁受力最大。如將合力分為和翼弦平行的及垂直的分力，平行

分力向前緣作用,使阻力桁架的有些部分承受臨界載荷。

K 點表示第二種飛行情形,此時飛機速度等於 V_0 。和前一情形相同,直風或操縱動作,決定這情形的載荷因數。發生 K 點載荷的飛機迎角比 $1a$ 點的迎角小,在正常翼型,翼上總力的壓力中心接近機翼後緣,平行於翼弦的分力向後緣作用。這種飛行情形,稱為正小迎角。

迎角突減的效應和迎角突增的效應相似,故須考慮迎角突減時機翼上所受的載荷。和迎角突增相同,直風及操縱動作可生迎角突減。這種迎角減小,使機翼經過無升力迎角而進入負升力迎角,機翼受一向下載荷。假定飛行速度和迎角突增時的飛行速度相同,飛行時遇一向下直風(大小和前相等),可定出迎角突減時的兩種飛行情形。飛行速度等於 V_L 時的情形稱為負大迎角;等於 V_0 時的情形稱為負小迎角。操縱動作發生的載荷,常小於直風發生的載荷,故不必計算前者發生的最大載荷。

向上直風所生的載荷因數 $n = 1 + \Delta n$,式中的 Δn 稱為直風載荷因數的增值。如直風向下, $n = 1 - \Delta n$ 。因此,決定設計載荷時,可先算出 Δn , 1 加因數增值,得正迎角情形; 1 減因數增值,得負迎角情形。分別算出 V_L 及 V_0 的 Δn , 可得四個迎角情形。

1-7 主要降落情形 三輪降落和兩輪降落是兩種必須考慮的降落情形。三輪同時着地的稱為三輪降落。兩輪降落又稱水平降落,此時地面總反力經飛機重心,而拉力線或推力線保持水平。如後輪比兩前輪先着地,後輪着地時的碰撞,發生地面反力,這反力使飛機轉動,前輪迅速着地,因此,後輪不致承受全部反力。在兩