

蘇聯中等航空技術學校教材

# 飛機強度學

康 恩 著



機械工業出版社

# 飛 機 強 度 學

康 恩 著

徐 舜 壽 譯

蘇聯中等航空技術學校教材



機械工業出版社

1954

---

## 出版者的話

本書用淺近的數學和力學來講述飛機各主要構件的強度計算原理和受力作用；並講到對飛機的使用和維護應注意的事項。在本版（原著第三版）中，著者就反作用式（噴氣式及火箭式）發動機飛機作了修訂和補充。內容新穎實用，是理論結合實際的一本書。

蘇聯航空工業部學校管理局曾指定原書第二版（1946年）作為航空技術學校的教科書。本書目前可作我國中等航空技術學校的教材，並可作飛機設計、製造人員及航空人員的參考書。

---

本書根據蘇聯 С. Н. Кан 著 ‘Прочность самолета’  
(Оборонгиз 1953年第三版)一書譯出

\* \* \*

著者：康 恩 譯者：徐舜壽  
文字編輯：唐 俠 責任校對：倪熙忠

---

1953年9月發排 1954年3月初版 0,001—4,300 冊  
書號 0399-0-95 31×43<sup>1</sup>/<sub>16</sub> 290 千字 117 印刷頁 定價 20,000 元(甲)

機械工業出版社(北京匯甲廠 17 號)出版  
機械工業出版社印刷廠(北京泡子河甲 1 號)印刷  
新華書店發行

## 譯 者 序

幾年來我一直希望能有一套簡明實用的航空叢書(在飛機方面應包括構造學、空氣動力學、強度學、材料學和施工學等),能用簡單的文字,少量的數學公式,切實地聯系實際而編譯出來(在目前我以為應以翻譯為主),使具有高級中學、中等技術學校乃至初級中學程度的同志們都能看得懂;我相信這會對祖國航空事業的發展起一定程度的加速作用。正因為這一本書滿足了我的願望,所以我才決定翻譯它。

本書的特點(也就是使我喜愛它,由而決定翻譯它,並在翻譯過程中繼續激勵我譯完它的原動力),主要有下列兩點:

一、內容新穎而實用;對於新式飛機中的後掠機翼、氣密座艙、彈射座椅等講得相當多而且很實用。著者經常由原理而講到飛機使用和維護中應注意的事項,可以說是一本理論和實際相結合的好書。

二、每一位從事飛機製造、修理、使用的人員,對飛機強度都應有一個概括的了解。但在蘇聯教材沒有介紹到中國以前,“應力分析”似乎是一門高深的、非大學航空系結構組才能搞的學問。事實當然不是這樣的。用淺近的數學和力學來講述飛機各主要構件的強度計算原理不但是必要的,而且也是可能的。本書就完成了這樣的任務。

以上便是我對本書的一個簡單的介紹。

本書是從今年三月開始譯的;由於能抽出的時間很少,因此,一定有些欠仔細的地方,衷心地希望能得到讀者們的批評(來信請寄北京崇內盔甲廠十七號機械工業出版社轉)。

在翻譯和校對過程中,我得到了顧誦芬和顧偉豪兩位同志的協助,他們曾幫助我校對了大部分的譯稿和清樣,謹此誌謝。

譯者 1953年8月·北京

## 著者三版序

本書初版在1945年以石印本問世。飛機強度學

第二版由國立國防工業出版社在1946年出版。該版中曾包括了少量的修正。編寫本書的目的在於作為航空技術學校的教科書，並作為技術員與工程師的參考書。航空工業部學校管理局曾將本書第二版作為部定的航空技術學校教科書。

本書第三版是以同樣的讀者對象而編寫的。本版中包括了一些修正和補充。這些修正和補充是由於航空界使用了反作用式發動機<sup>①</sup>，使飛機能作接近於音速的飛行而引起的。上述的情況使飛機的外形和構造都有了若干變化，這些都可以由本書中看到。除此而外，本版對前一版所未講到的一些問題也作了部分的補充。

在本書以前各版本的緒論中，著者曾對結構力學問題作了介紹，但是在本版中，由於國防工業出版社已經在1951年出版了阿法那斯葉夫(А.М.Афанасьев)、加里寧(Н.Г.Калинин)和馬爾茵(В.А.Марьин)所著的“結構力學原理”，講述了材料強度學和結構力學，所以便不再介紹。讀者們在閱讀本書以前，應先閱讀這樣的教科書<sup>②</sup>。

巴依柯夫(В.Т.Байков)、扎依采夫(В.Н.Зайцев)、李波夫斯基(Д.Е.Липовский)、卡爾諾齊茨基(В.П.Карножицкий)和柯茨(В.М.Коц)等同志曾對本書提出寶貴的意見，並在本書準備出版前給予協助，著者特在此誌謝。

康恩 莫斯科1952年

① 反作用式發動機包括噴氣式發動機和火箭式發動機，是譯者在翻譯“飛機構造學”一書時根據俄文Реактивный двигатель而介紹的直譯譯名。——譯者

② 在“結構力學原理”一書未譯成中文以前，讀者可閱讀類似的書籍，如材料力學，材料強度學等。但對於高級或初級技術學校畢業的同志，實際上可以直接閱讀本書。——譯者

# 目 次

## 譯者序

## 著者三版序

|                            |           |
|----------------------------|-----------|
| 緒論 .....                   | 1         |
| <b>第一章 飛機的外在載荷</b> .....   | <b>5</b>  |
| 1 水平飛行 .....               | 5         |
| 2 曲線飛行 .....               | 8         |
| 3 在不穩定的氣流裏的飛行 .....        | 15        |
| 4 特技飛行時的過載 .....           | 19        |
| 5 飛機着陸時的載荷 .....           | 21        |
| 6 強度的安全係數 .....            | 22        |
| 7 強度規範 .....               | 24        |
| <b>第二章 機翼的構造及其作用</b> ..... | <b>28</b> |
| 8 機翼的形狀特性 .....            | 28        |
| 9 作用於機翼的外在載荷 .....         | 30        |
| 10 機翼的受力情況 .....           | 35        |
| 11 高速飛機機翼的形狀特性 .....       | 42        |
| 12 機翼的構造型式 .....           | 45        |
| 13 高速反作用式飛機的機翼構造特點 .....   | 54        |
| <b>第三章 機翼受力系統的計算</b> ..... | <b>56</b> |
| 14 正交應力 .....              | 56        |
| 15 切向應力 .....              | 59        |
| 16 後掠機翼受力系統的作用 .....       | 63        |
| <b>第四章 機翼的主要構件</b> .....   | <b>71</b> |
| 17 翼樑的功用和作用 .....          | 71        |
| 18 木質翼樑 .....              | 72        |
| 19 金屬翼樑 .....              | 75        |
| 20 翼肋的功用和它的近似計算法 .....     | 80        |
| 21 翼肋構造 .....              | 83        |
| <b>第五章 副翼</b> .....        | <b>86</b> |
| 22 副翼的功用 .....             | 86        |
| 23 副翼的補償 .....             | 88        |
| 24 副翼的載荷和作用 .....          | 91        |
| 25 副翼的構造 .....             | 94        |
| 26 副翼的逆動作用 .....           | 96        |
| <b>第六章 機翼的附翼</b> .....     | <b>97</b> |
| 27 附翼的功用 .....             | 97        |

|                              |     |
|------------------------------|-----|
| 28 附翼的形式 .....               | 98  |
| 29 附翼的構造 .....               | 101 |
| 30 機翼附翼構件的作用 .....           | 103 |
| <b>第七章 飛機的尾面</b> .....       | 109 |
| 31 尾面的功用 .....               | 109 |
| 32 尾面的構造 .....               | 110 |
| 33 尾面的外在載荷 .....             | 112 |
| 34 尾面的計算方法 .....             | 113 |
| 35 高速反作用式飛機的尾面構造特點 .....     | 116 |
| <b>第八章 飛機的操縱</b> .....       | 120 |
| 36 主操縱系的主要型別 .....           | 121 |
| 37 操縱系傳動件的主要型別 .....         | 125 |
| <b>第九章 機身</b> .....          | 129 |
| 38 機身的外在載荷 .....             | 129 |
| 39 機身構造 .....                | 131 |
| 40 樑式機身的計算 .....             | 138 |
| 41 構架式機身的計算 .....            | 143 |
| 42 反作用式飛機機身構造的特點 .....       | 146 |
| 43 氣密座艙 .....                | 147 |
| 44 飛行人員用的彈射機構 .....          | 153 |
| <b>第十章 原動力裝置組的發動機架</b> ..... | 166 |
| 45 外在載荷 .....                | 161 |
| 46 發動機架的構造 .....             | 163 |
| 47 發動機架的計算 .....             | 167 |
| <b>第十一章 起落架</b> .....        | 170 |
| 48 起落架的外在載荷 .....            | 170 |
| 49 起落架的基本要求 .....            | 172 |
| 50 用前輪的起落架 .....             | 174 |
| 51 起落架的機輪 .....              | 177 |
| <b>第十二章 減震支柱</b> .....       | 180 |
| 52 減震支柱的功用 .....             | 180 |
| 53 油液空氣減震支柱的作用原理 .....       | 181 |
| 54 皮碗摩擦阻力對支柱作用的影響 .....      | 184 |
| 55 減震支柱不恰當的填充 .....          | 186 |
| 56 減震支柱的構造 .....             | 189 |
| <b>第十三章 起落架受力系統的作用</b> ..... | 194 |
| 57 張臂式起落架 .....              | 194 |
| 58 斜支柱式起落架 .....             | 200 |
| 59 雙支柱式起落架 .....             | 202 |
| 60 反作用式飛機的起落架構造 .....        | 207 |

|                              |     |
|------------------------------|-----|
| <b>第十四章 飛機的振動</b> .....      | 209 |
| 61 振動的主要特性參數 .....           | 209 |
| 62 飛機上的振動 .....              | 210 |
| 63 彎扭抖振 .....                | 213 |
| 64 副翼彎曲抖振 .....              | 218 |
| <b>附錄 航空材料的物理機械性能表</b> ..... | 222 |

## 緒 論

現代飛機的要求是多式多樣的，並且也是很高的。飛機應該有良好的飛行性能（速度、航程、上昇頂點、爬高率、靈敏性等等），良好的生存力，應該使用方便，製造和修理簡單。最後，它的構造應有足够的強度，使飛行安全。

如果對上述這許多要求加以分析，就可以看出它們之間是有矛盾的。在飛機設計時，根據飛機的作用，構造家在當時一定的技術水平下，常常祇能在犧牲其他一些要求的情況下才能改善某一項要求。這樣的矛盾中有一種是在設計任何飛機時所不可避免的。這個矛盾在於一方面我們必須使飛機有最小的正面阻力和最小的重量，而另一方面又必須使它有足够的強度。像大家知道的，增加強度常使構造加重，而減輕構造重量又常使強度減弱。

減小正面阻力（例如由於用薄的機翼）也會有同樣結果，即必致使飛機的重量增加。

由此就產生了這樣的必要性，即在各種情況下準確地決定各種構件的需用強度。需用強度由外在載荷決定，外在載荷就是在飛機使用時（飛行、起飛及着陸時）實際作用在飛機或它的部件上的載荷。因此，本書第一章就講到飛機的外在載荷。

對於某個飛機構件，例如對於機翼，我們可以使用不同的構造、不同的材料和不同的製造施工方法而得到相等的強度。這些因素會使該項構件的重量不同，因而也使整個飛機的重量不同。由此可知，對於同一種作用的足够堅固的構造，它的重量可能不同，而重量是隨着構造是否合理和材料選擇是否得當等因素而變化的。

因此，構造強度的研究必須是在具體實樣的基礎上進行的。爲了要正確地估計飛機結構的受力作用，我們必須綜合地研究下列幾個問題：某種結構的功用，它所受的外在載荷，結構的方法和它的強度。本書把飛機各部分按照這樣的次序而加以討論。

飛機的作用和它各部分的作用決定了它們的外形和它們所受的外在載荷。這些當然都是按構造形狀本身的發展而有變型的。例如我們把驅逐機和重轟炸機相比較，就可以看出它們構造上有顯著的不同，也可以看出整個飛機和它的部件上所受的載荷有顯著的不同。即使我們把作用相同的但性能不同的飛機如驅逐機作比較，我們也可以看出飛機的形狀和它們所受載荷的不同。在三十年代以前的驅逐機（用雙翼翼匣的）和以後的驅逐機完全不相像，而它們和現代反作用式驅逐機便更不相像。

在研究飛機個別部分時也有同樣的情況。譬如拿機翼來說，它的作用是產生昇力，它的外形和它的構造首先是由這個作用所決定的。當飛機的飛行性能改變時，機翼的形狀和它的構造的受力型式也有改變。這一切祇要我們把低速飛機的機翼和現代接近於音速的飛機的機翼比較一下就可以明白的。

作為另一個例子，我們可以看一下起落架。起落架的構造和它所受的外在載荷是由它的作用所規定的（起落架的作用是保證飛機安全著陸，使飛機能在地面移動等）。像大家知道的，在起落架的發展過程中，它所受的外在載荷和它本身的構造都有過改變。

要把飛機構造作為工程構造來分析，就必須知道它的外在載荷——它們的大小，作用方向和分佈規律。對於飛機在各種作用條件下所受的外在載荷的研究是一種很重要、很繁複的工作。這樣的工作通常在大的科學研究機構裏進行。這種工作的彙總就是“強度規範”，其中規定着整個飛機和它的各個部件所受的外在載荷。這種規範是飛機強度計算的基礎。

在編訂強度規範的工作上，蘇聯的學者們作了卓越的貢獻。這些學者們是：希施金（С.Н.Шишкин）、高利雅伊諾夫（А.А.Коряинов）、庫茲明（Г.И.Кузьмин）、馬卡烈夫斯基（А.М.Макаревский）及其他人等。由於他們的成績，以及由於茹柯夫斯基（Н.Е.Жуковский）與魏特慶金（В.П.Ветчинкин）的成就所奠定的基礎，飛機的強度規範得以根據理論研究、風洞試驗數據、飛機的使用和個別飛機的破壞研究而予以制訂。須要指出：為了適應飛機構造的發展，我們也必須把強度規範加以改進。

飛機構造是複雜的工程構造，是在不停的發展和改善之中的。在飛機構造發展的最早階段中，它的受力部分採用了一般的工程構造的實踐。布質蒙皮的構架式機翼，敞開的構架式機身等都是例子。在飛機速度較低，構造重量對飛行性能的影響比正面阻力對性能的影響大得多的時代，這樣的構造方式是可以採用的。

當飛行速度加大時，飛機構造的正面阻力的影響也開始顯著，因而不得不設法改善飛機的外形。飛機構造在這一發展階段的特點在於把飛機的構架部分用好的流線型的外壳包起來。這裏我們就得到飛機部件的明顯的分類方法：結構件（外部的成形壳）和受力件（構架）。飛機構造的更進一步的發展是把外壳逐漸轉變到受力件，這也就是把結構件和受力件融合起來。

現在讓我們來看一下強度的意義。在所有的工程構造中，包括飛機在內，所謂強度就是指結構能承受預定外在載荷而不致遭受破壞的本領。結構愈堅固，則使它破壞的外在載荷也愈大。結構系統的強度由組成它的構件的強度所決定。因此，為了判斷整個結構的強度，就必須檢查組成它的各個構件的強度。假如我們能根據飛機所受的外在載荷而求出各個別構件的內力，並求出它們所受的應力，那末整個的強度問題是可以解決的。把構件所受的應力和結構材料所能承受的應力相比較，我們就可以立即得到構造強度是否足夠這一問題的解答。

決定構件的內力和應力這一問題，不但對於飛機設計是十分重要的工作，而且對於飛機的使用也是十分重要的。在飛機修理時，在決定受了損壞的飛機的可能飛行範圍時等，飛機強度計算也是必需的。

飛機強度的基礎課程是結構力學。

結構力學和飛機強度這兩門科學大部分都是由俄國學者們奠定基礎的，他們是：橋樑工程師茹臘夫斯基(Д.И. Журавский, 1821~1891年)，工兵工程師高洛文(Х. С. Головин, 1844~1904年)教授，橋樑工程師雅辛斯基(Ф.С. Ясинский, 1856~1899年)教授，基爾庇契夫(В.Л. Кирпичев, 1845~1913年)教授，造船工程師布勃諾夫(И.Г. Бубнов, 1875~1913年)教授及其他人等；而更重要的則是卓越的蘇維埃學者們和研究家們的研究成績，他們是：克磊洛夫(А.Н. Крылов, 1863~1945年)院士，迦列爾金(Б.Г. Галеркин 1871~1945年)，勤尼克(А.Н. Динник, 1876~1950年)，蘇聯科學院通訊院士派普柯維奇(П.Ф. Папкович, 1887~1946年)，別里雅葉夫(Н.М. Беляев, 1890~1944年)，符拉索夫(В.З. Власов)教授，烏曼斯基(А.А. Уманский)教授及其他人等。

在蘇聯，飛機各個別部分的特殊計算方法是由個別研究家和飛機製造部門內設計部分的計算組所研究出來的成果。由於他們的功績，飛機強度學已成為結構力學中，獨立的一門科學，並使這一門科學的優先地位保持在我們祖國的掌握之中。

機翼，尾翼和起落架前輪的自激振動問題由蘇聯學者們完整地研究着，並應用了祖國的獨創的試驗方法。

在結束語中必須指出：我們必須努力達到這樣的成就，即不但要造出實際的構造，這誠然是很重要的，而且還要有能力來分析它的合理程度、它的進一步的發展、它的展望。為了研究飛機結構的展望，我們必須用歷史觀點來研究問題，必須研究飛機的發展、它的性能、外形、各種部件的構造與型式等。

俄國是飛機的祖國。世界上第一架飛機是在1882~83年由莫查伊斯基(А.Ф. Можайский)所設計、製造的。從航空發展的最早階段起一直到今天，我們的祖國在飛機製造界一直站在領導地位，製造了質量上超越其他國家的飛機。在這一方面，蘇聯學校裏的在飛機強度學方面做工作的學者們和工程師們作了卓越的貢獻。



# 第一章 飛機的外在載荷

## 1 水平飛行

當飛機在穩定的水平飛行時(圖1),它所受的力如下:

1. 飛機的重量  $G$ ;
2. 昇力  $Y_0$ ;
3. 正面阻力  $X_0$ ;
4. 螺旋槳的拉力或反作用式發動機的拉力  $P$ 。

上述符號中的腳碼“0”用以表示水平直線飛行時的空氣動力和空氣動力係數( $X_0$ 、 $Y_0$ 、 $c_{y0}$ 等等)。

爲了簡單起見,我們假定上述的幾個力都通過飛機的重心。

爲了使飛機能以等速  $V_0$  作水平飛行,這也就是說爲了飛機能作直線等速運動,那它必須符合牛頓第一定律,即飛機所受的力的總和必須等於零。爲此,垂直方向的力和水平方向的力都必須平衡。

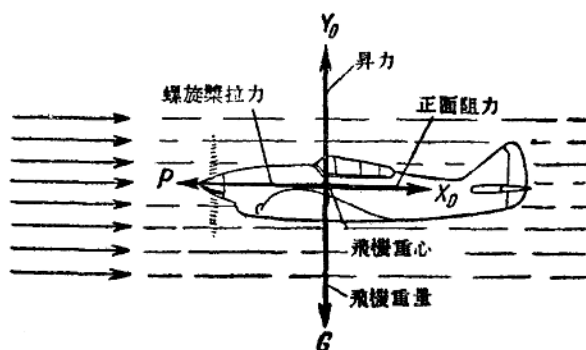


圖1 水平飛行

在水平飛行時,昇力  $Y_0$  總是和飛機重量  $G$  相等的。

$$P = X_0$$

$$G = Y_0$$

假如  $P$  不等於  $X_0$ , 那麼水平飛行雖然可以維持, 但飛機的前進速度必須有所改變(沿航線方向有加速度)。

假如  $Y_0$  不等於  $G$ , 那麼水平飛行便不可能維持, 飛機不是爬高就得降低高度, 而這兩者都使飛機進入曲線飛行。由此可見, 在任何水平飛行中, 昇力  $Y_0$  必須與飛機重量  $G$  相平衡。

從空氣動力學得知:

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

式中  $c_{y0}$  是飛機昇力係數(在水平飛行時的);

$S$  是機翼面積;

$\rho$  是空氣的密度。

在上述公式中,  $S$  是不變的數值,  $\rho$  也是不變的數值 (對於某一飛行高度而言), 而  $c_{y0}$  和  $V_0$  則是可變的數值。但是, 由於在水平飛行中, 公式中的  $Y_0$  是不變的數值 (因為  $Y_0 = G$ ), 所以公式中等號右邊的  $c_{y0} V_0^2$  的乘積也應該是不變的數值。這就是說, 假如我們要增加平飛速度  $V_0$ , 那麼我們必須用減低攻角  $\alpha$  的方法來使昇力係數  $c_{y0}$  減低。

相反, 要使平飛速度減低, 就必須加大攻角  $\alpha$ , 由而加大  $c_{y0}$ 。飛機的最小速度  $V_{\min}$  是在這樣的攻角時達到的, 即當  $c_{y0}$  達到其最大值  $c_{y\max}$  的攻角 (圖 2) 時。在此情況下:

$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2G}{c_{y\max}\rho S}}$$

飛機的最大平飛速度由發動機的最大功率或反作用式發動機的最大拉力所決定。

低速度的飛行相當於大的攻角, 此時翼剖面上的壓力分佈情況是翼剖面上部表面受吸力, 而它的下部表面受到壓力 (圖 3)。翼剖面上部表面所受到的吸力和下部表面所受到的壓力之總和就是機翼所受到的氣動力; 這個氣動力的主要分力是與飛行方向相垂直的力, 也就是昇力  $Y_0$ 。氣動力的第二個分力, 即與飛行方向相平行的分力, 就是正面阻力  $X_0$ 。

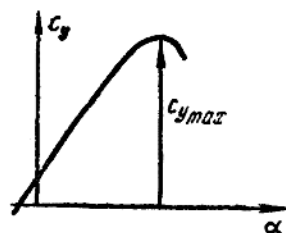


圖 2  $c_y$  和  $\alpha$  的關係  
在一定限度內, 昇力係數  $c_y$  依攻角  $\alpha$  而增加。

高速度的飛行需要用小的攻角。對於現代雙凸翼剖面而言, 在小攻角飛行時它所受的壓力分佈見圖 4, 即此時翼剖面的上部表面和下部表面都是受吸力  $p$  的。由此可見, 在高速飛行時機翼所受的氣動力是由於翼剖面上下表面所受吸力的差值而產生的。

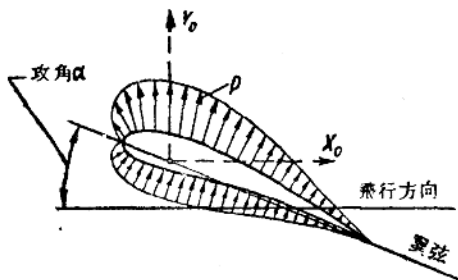


圖 3 低速飛行時的壓力分佈  
機翼上部表面所受吸力和下部表面所受壓力的總和就是機翼所受的氣動力。

在高速飛行和低速飛行時的昇力  $Y_0$  是相等的 (圖 3 及圖 4), 但機翼上下表面每單位面積上所受的氣動力  $p$  (壓力或吸力) 則在兩種情況下是不相同的。在高速飛行時所產生的吸力數值較大。

由此可見, 在高速飛行時, 氣動力顯著地加大。這種氣動力是要把蒙皮從機體骨架上撕開的。所以在高速飛機上蒙皮和骨架的接合總要做得堅固得多 (通常用大直徑的鉚釘)。在吸力很大的局部地點, 蒙皮需要特別加強, 以預防因它的拱漲而使飛機的氣動力性質受到不良影響。

上面討論到的關於飛行速度增加時機翼表面所受吸力也必定增加的現象, 對於

飛機其他各部分表面所受的氣動力來說，也完全是適合的。在飛行速度加大時，機身(圖5)、駕駛員座艙罩(圖6)、炸彈艙門(圖7)、各種艙口蓋板等等所受到的吸力都要顯著地加大。

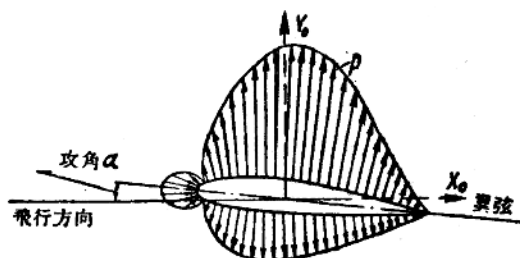


圖4 高速飛行時的壓力分佈

機翼所受的氣動力是由它的上下表面所受的吸力的差值而產生的。

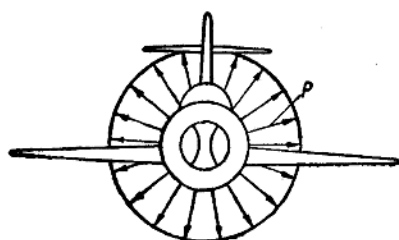


圖5 機身所受壓力  $p$  的分佈

機身受到吸力的撕開作用。

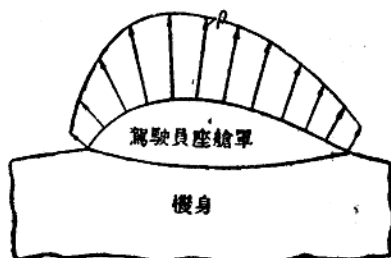


圖6 駕駛員座艙罩所受壓力  $p$  的分佈

座艙罩的表面受到很大的吸力，使它易於自動(應急)釋放。

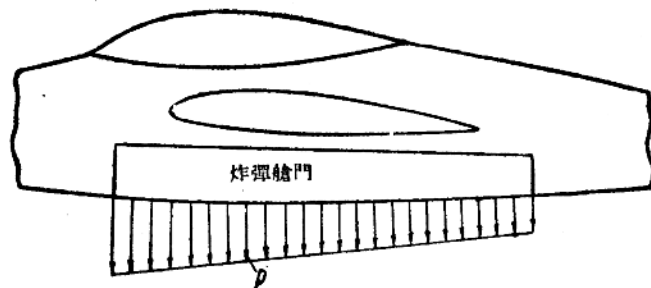


圖7 炸彈艙門所受壓力  $p$  的分佈

炸彈艙門受到吸力，即受到從機身向外拉開的力量。

必須指出，這些吸力  $p$  可能達到每平方公尺表面 5,000~6,000 公斤的數值。由於力量這樣大，所以技術部門就必須很仔細地去檢查飛機表面的情況。鉚接蒙皮與骨架的個別鉚釘若是它的強度受到損壞，會致使其它鉚釘受力過大，超過它們應能承受的力量，因而它們會在飛行中斷裂。

在高速飛機中，各種艙口蓋板的連接和它們的鎖都做得很結實。沒有這種鎖的話，蓋板就可能從艙口表面吸掉，因而使飛機的氣動力性質受到不良影響。

上述的討論對於飛機的其他部分也是在同等的程度上適合的，其中特別值得提出的是駕駛員座艙罩。在飛機有緊急的情況時，座艙罩必須能自動(應急)釋放；而在

這種情況中，座艙罩表面所受的吸力是使它易於釋放的。

在飛機表面所受吸力很大的情況下，我們可以在表面上爲了通氣而鑽孔。這些孔的作用在於使飛機組合件的內部壓力能和外表面的壓力相等，使它的蒙皮不受吸力，因而也使飛機的外形不致受到影響。例如，假如這樣的孔開在機翼上襟翼的表面，那麼襟翼所受從機翼拉開的吸力便可以減少。

**例題1** 求飛機在下列條件下的接近於地面的水平飛行速度：

飛機重量  $G=3,600$  公斤；

機翼面積  $S=16$  公尺<sup>2</sup>；

空氣密度  $\rho = \frac{1}{8}$  (地面) 公斤·秒<sup>2</sup>/公尺<sup>4</sup>；

升力係數  $c_{y0}=0.25$ 。

**解答** 在水平飛行時升力等於飛機的重量：

$$Y_0 = G$$

或

由此：

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

$$V_0 = \sqrt{\frac{2G}{c_{y0} \rho S}} = \sqrt{\frac{2 \times 3,600}{0.25 \times \frac{1}{8} \times 16}} = 120 \text{ 公尺/秒}$$

或

$$V_0 = 120 \times 3.6 = 432 \text{ 公里/小時}$$

## 2 曲線飛行

### 作用在曲線運動中的飛機上的力

讓我們來看一架在垂直平面內作曲線運動的飛機，它的航線的曲率半徑是  $r$  (圖8)。此時作用於飛機的力和水平飛行時一樣，即  $G, Y, X, P$ ，但不同之點在於它們並不平衡；這就是說，它們的總和並不等於零，而等於某一不平衡的力。根據牛頓第二定律，飛機將作加速運動，加速度的方向與該不平衡力的方向相同。

在這種情況下，不平衡的力和加速度可分解成下列兩種方向的分量：

1. 沿航線方向的(切線方向的)——這是切線方向的力和切線方向的加速度，使飛機沿航線方向的前進速度加大或減小。

2. 垂直於航線(與航線正交)方向，即沿曲率半徑方向的——這是向心力和向心加速度，使航線變爲曲線。

圖8表示曲線飛行中飛機所受的力。在位置  $A$  時，重力  $G$  (它的方向垂直向下)按圖中所表示的兩個方向而分爲兩個分力。這樣，沿航線方向的力共有三個：拉力  $P$ ，重力的分力  $G_t$ ，和飛機的阻力  $X$ 。它們的總和是一個切線方向的力，它的方向或者向前，或者向後，這也就是使飛機沿航線方向發生加速或減速。這個力的數值比較小，在解

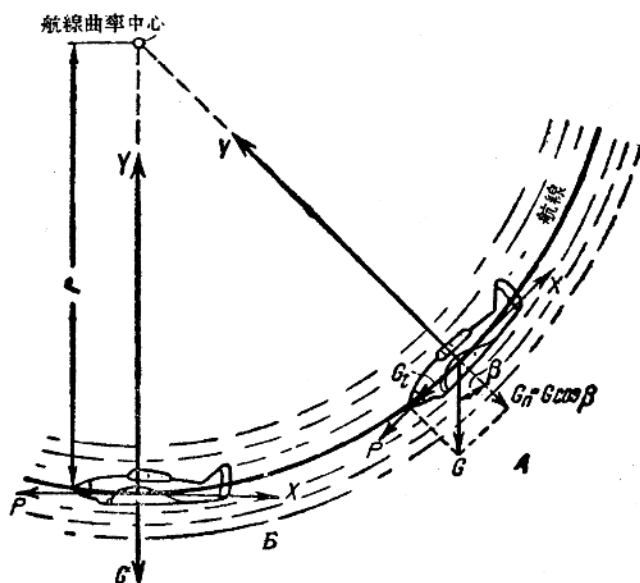


圖 8 曲線飛行

在曲線飛行中，昇力  $Y$  不等於重量  $G$ 。在圖中  $B$  的位置， $Y$  和  $G$  的差值等於使飛行航線得以彎曲的向心力。

決飛機強度問題時通常可以置之不論。

重要的是垂直於航線方向的力。這些力共有兩個：一個是昇力  $Y$ ，另一個是重力的分力：

$$G_n = G \cos \beta$$

昇力的一部分與重力的分力  $G_n$  相平衡；而其餘的部分，即不平衡的部分  $Y - G \cos \beta$ ，產生向心加速度，向心加速度的大小是  $\frac{V^2}{r}$ 。

我們從力學裏知道，不平衡力等於質量  $m$  乘加速度。由此：

$$Y - G \cos \beta = \frac{m V^2}{r}$$

由於質量可用重量表示如下：

$$m = \frac{G}{g}$$

所以：

$$Y - G \cos \beta = \frac{G V^2}{g r}$$

式中  $r$  是航線的曲率半徑；

$g = 9.81 \text{ 公尺/秒}^2$  是重力加速度。

由這個公式，可以寫出：

$$Y = G \cos \beta + \frac{G V^2}{g r}$$

在位置  $B$  (圖 8) 時，重力  $G$  的方向與航線垂直。在這種情況下 ( $\beta = 0$  而  $\cos \beta = 1$ )，我們得到：

$$Y = G + \frac{G V^2}{g r}$$