

132952

基
本
讀
本
大
學
教
學
用
書

飛機氣動力計算

И. В. ОСТОСЛАВСКИЙ, В. М. ТИТОВ 著

忻 鼎 定 譯
徐 華 舫 夏 培 厚 校



高等教育出版社



代號 1 0 1 3
定價 1.5 0 元

高等學校教學用書



飛機氣動力計算

И. В. 奧斯道斯拉夫斯基, В. М. 基托夫著

忻 鼎 定 譯
徐 華 舫 夏 培 厚 校

高等教育出版社

本書係根據蘇聯國防工業出版社(Государственное издательство оборонной промышленности)出版的И. В. 奧斯道斯拉夫斯基(И. В. Остославский)和В. М. 基托夫(В. М. Титов)合著“飛機氣動力計算”(Аэродинамический расчет самолета)1947年版譯出。原書經蘇聯高等教育部審定為航空高等學校教科書。

本書講的是近代的氣動力計算方法以及怎樣確定為計算所需的起始數據的問題。

書中特別注意到，作氣動力計算時，空氣壓縮性的影響以及高速飛機設計的其他一些現實問題。

書中以“功率法”和“拉力法”作為氣動力計算的基本方法。也引入了其他方法以及確定飛機主要飛行性能的近似公式。

本書是按航空學院的教學大綱編成，預備給學生閱讀用，但也可以推薦給航空工業的設計師作為參考。

本書由北京航空學院忻鼎定翻譯，徐華紡、夏培厚校正。

飛機氣動力計算

書號291(譯219)

奧斯道斯拉夫斯基，基托夫著

忻鼎定譯

高等教育出版社出版

北京琉璃廠一七〇號

(北京市書刊出版業營業許可證出字第〇五四號)

新華書店總經理

京華印書局印刷

北京南新華街甲三七號

開本850×1163 1/32 印張10 字數251,000

一九五五年五月北京第一版 印數1—1,500

一九五五年五月北京第一次印刷 定價(8)1.50元

序

我們在莫斯科航空學院的教學經驗證明，必需寫一本飛機空氣動力學綜合性的教程，給學生作為主要的教材。目前關於飛機空氣動力學問題的書籍，一部分已經陳舊了，另一部分則過分詳細地研究沒有原則意義的個別問題。

這本書裏對於實驗空氣動力學、誘導阻力理論、螺旋槳以及與氣動力計算有關聯的其他各種問題談得都比較少，這是和我們在 1938 年出版的那本同名稱的書不同之處。

我們的主要目的是要儘可能把所研究現象的最清楚的物理概念給予讀者，並把近代的氣動力計算方法交代清楚。至於在實際計算上所需要的真實數字資料，書中只引了我們認為闡釋原理所必需的那一些。

在適宜的而又可能的地方，我們總是盡力引一些最近在空氣動力學範圍內，特別是在高速度的空氣動力學範圍內的研究結果。

本書是兩個人合寫的，由 И. Б. 奧斯道斯拉夫斯基教授作總校訂。

主要符號^①

R —氣動力(空氣力的合力)
 Y —舉力
 Z —橫力
 Q —阻力
 P —螺旋槳拉力
 P_p —可用拉力
 P_n —需用拉力
 N_M —發動機功率
 N_H —螺旋槳功率
 N_p —可用功率
 N_n —需用功率
 V —速度
 V_{max} —水平飛行的最大速度
 V_{min} —最小速度
 $V_{кр}$ —巡航速度
 $V_{пос}$ —降落速度
 $V_{под}$ —爬高速度(沿軌跡)
 $V_{пл}$ —滑降速度
 $V_{эк}$ —最經濟速度
 $V_{нв}$ —最有利速度
 $V_{отр}$ —起飛滑跑時飛機的離地速度
 V_i —計示速度
 V_c —對地速度
 V_y —鉛直速度
 $W_{кр}$ —臨界速度
 a —音速
 ω —角速度
 ρ —空氣的密度
 在海平面 $\rho = \rho_0 = 0.125 \frac{\text{千克秒}^3}{\text{米}^3}$

Δ —空氣的相對密度
 $\Delta = \frac{\rho}{\rho_0}$
 μ —空氣的黏性係數
 ν —動黏性係數
 $\nu = \frac{\mu}{\rho}$
 t° —用攝氏溫度表示的度數
 T° —絕對溫度
 q —速度頭 ($q = \rho \frac{V^2}{2}$)
 S —機翼面積
 F_M —中間截面積
 l —翼展
 b —翼弦
 c —翼剖面的厚度
 f —翼剖面的彎度
 λ —展弦比; $\lambda = \frac{l^2}{S}$
 η —機翼的斜削比
 c_R —氣動力 R 係數; $c_R = \frac{R}{qS}$
 c_x —阻力係數; $c_x = \frac{Q}{qS}$
 c_y —舉力係數; $c_y = \frac{Y}{qS}$
 c_z —橫力係數; $c_z = \frac{Z}{qS}$
 c_{xi} —誘導阻力係數
 c_{xp} —翼型阻力係數
 c_{xsp} —廢阻力係數
 c_f —表面阻力係數

① 氣動力計算中所需的各主要量的定義,寫在附錄 I 中。

$c_{\text{ДП}}$ —波阻力係數	H —飛行高度
C_g —單位燃料消耗量	H_T —理論昇限
Re —雷諾數; $Re = \frac{Vl}{\nu}$	H_{HP} —實際昇限
Ma —馬赫數; $Ma = \frac{V}{a}$	L —航程
$Ma_{\text{кр}}$ —臨界馬赫數	T —續航力
α —衝角	q_k —千米燃料消耗量
β —側滑角	q_v —小時燃料消耗量
γ —傾斜角	L_{noc} —降落距離
φ_B —螺旋槳安裝角	$L_{\text{взл}}$ —起飛距離
δ —舵(操縱機構)的偏轉角	D —螺旋槳直徑
ν —俯仰角	H —螺旋槳幾何螺距
χ —箭形角(機翼)	h —螺旋槳相對螺距 $h = \frac{H}{D}$
ψ —機翼的上反角	λ —螺旋槳前進比 $\lambda = \frac{V}{n_c D}$
ε —下洗角	n_c —螺旋槳每秒鐘轉數
⊙—飛行軌跡與地平線間所成之夾角	φ —螺旋槳葉安裝角
K —氣動效率 $K = \frac{c_y}{c_x}$	α —螺旋槳拉力係數
μ —氣動效率的倒數 $\mu = \frac{c_x}{c_y}$	β —螺旋槳功率係數
G —飛機重量	η —螺旋槳效率
$G_{\text{Гоп}}$ —燃料重量	B —槳盤面上的載荷係數
	F —槳盤面積 $F = \frac{\pi D^2}{4}$

本譯本中基本物理單位量的譯名，係根據 1953 年 10 月中央人民政府政務院文化教育委員會學術名詞統一工作委員會公佈，中國科學院編譯局編訂之“物理學名詞”。

——譯者

目 錄

序.....	i
主要符號.....	ii
緒論	1
第一章 飛機的運動方程.....	4
1. 飛機的速度範圍	4
2. 不穩定飛行的運動方程	5
3. 穩定飛行的運動方程	7
4. 穩定水平飛行的運動方程	8
5. 飛行時的過度負荷	9
6. 飛行狀態.....	10
7. 阻力的成分(誘導阻力,翼型阻力,廢阻力).....	12
8. 需用功率和可用功率.....	18
第二章 氣動力計算的功率法	19
1. 作為功率法之基礎的幾個假設.....	19
2. 功率法的起始方程.....	20
3. 需用功率的實際計算法.....	21
4. 高度不等於零時飛機需用功率的算法.....	23
5. 需用功率曲線的分析.....	25
6. 運用需用功率曲線解決關於飛行狀態改變的問題.....	28
7. 水平飛行的功率組成.....	29
8. 飛機飛行特性的確定.....	30
9. 最大水平速度 $V_{\max}$ 的確定.....	31
10. 鉛直速度的確定.....	34
11. 飛機界限的確定.....	38
12. 上昇的氣壓圖.....	38
13. 爬高時飛機所走的水平距離.....	41
14. 結構與空氣動力參變數對需用功率曲線的影響.....	42
15. 飛行 Ma 數超過 Ma_{kp} 時,計算飛機飛行性能的特殊方法.....	45

第三章 用拉力法的氣動力計算·其他方法.....49

1. 拉力法的要旨.....	49
2. 茹可夫斯基的力三角形.....	49
3. 確定 c_G 和 c_D 用的茹可夫斯基圖線.....	52
4. 茹可夫斯基需用拉力網線圖的繪製.....	53
5. 在茹可夫斯基網線圖上的可用拉力曲線的繪製.....	56
6. 用拉力法確定飛機的飛行特性.....	56
7. 爬高時動能改變的計算.....	58
8. 轉速法的要旨.....	64
9. 需用轉速曲線的計算和繪製.....	65
10. 用轉速方法確定飛行特性.....	66
11. 對數法的要旨.....	68
12. 對數刻度的佈置.....	70
13. 用對數法解決問題的原則.....	71
14. 對數極線圖的繪製.....	72
15. 在對數座標上繪製可用功率曲線.....	74
16. 用對數法確定飛行的性能.....	74
17. 變相拉力法.....	78

第四章 氣動力計算的原始數據·飛機的極線圖.....88

1. 氣動力計算原始數據的確定.....	88
2. 機翼翼型阻力係數 c_{xp} 的確定.....	88
3. 機翼波阻係數 c_{xB} 的確定.....	92
4. 機翼和機身或發動機巢間的干擾計算.....	94
5. 飛機附加阻力的算法.....	96
6. 在 V_{max} 下機翼 c_{xp} 值的算法.....	97
7. 機翼最大舉力係數 $c_{y_{max}}$ 的確定.....	97
8. 機翼有偏轉時機翼的 $c_{y_{max}}$ 的確定.....	100
9. 廢阻總和.....	104
10. 尾部阻力係數的計算.....	104
11. 機身阻力係數的計算.....	105
12. 發動機巢阻力係數的計算.....	111
13. 冷卻裝置的阻力係數計算法.....	111
14. 飛機個別構件阻力係數的計算.....	115
15. 全部廢阻的綜合.....	117
16. 飛機誘導阻力係數的確定.....	118
17. 著陸用襟翼收起時, 飛機極線圖的繪製法.....	119

18. 着陸用襟翼有偏轉且起落架已放下時，飛機極線圖的繪製法120
19. 根據模型的風洞試驗數據來繪製極線圖121

第五章 氣動力計算的原始數據·可用功率123

1. 拉力的來源123
2. 可用功率圖123
3. 螺旋槳性能曲線的修正125
4. 螺旋槳和飛機之間的相互影響125
5. 空氣的可壓縮性對螺旋槳性能的影響128
6. 確定螺旋槳波阻損失的 $\Pi A \Pi$ 方法131
7. 活塞式航空發動機的性能曲線134
8. 活塞式發動機性能受速度頭影響的修正136
9. 活塞式發動機高空性能曲線的近似作法138
10. 有排氣噴管時由於排氣的反作用力所生的額外功率的計算法139
11. 可用功率圖線的計算和繪製142
12. 可用拉力圖的繪製法和螺旋槳就地拉力的算法145
13. 噴氣式發動機的性能146

第六章 航程與續航力151

1. 航程與續航力的基本定義和計算公式151
2. 關於計算航程和續航力問題的提法153
3. 在給定的巡航速度下的航程計算法·在給定的飛行條件下計算最大航程的問題155
4. 隨巡航功率而變的最有利轉速圖和最有利單位消耗量圖157
5. 在最有利狀態下近地面飛行時的航程計算法159
6. 燃料可用儲存量的算法162
7. 用小時消耗量對巡航速度的圖線來解決問題之舉例162
8. 高度不等於零時的航程計算法163
9. 裝有渦輪噴氣式發動機(TPE)的飛機之航程計算169
10. 有風時的航程計算176

第七章 起飛和降落數據的算法179

1. 關於降落和降落距離179
2. 下滑181
3. 拉平階段185
4. 持平階段186
5. 墜落188
6. 降落滑跑188

7. 如何縮短降落距離	190
8. 下滑階段軌跡的坡度增大法	192
9. 增大 $c_{y_{max}}$ 的方法	194
10. 關於起飛滑跑和起飛距離	197
11. 飛機的起飛滑跑	198
12. 持平階段	204
13. 起飛距離的計算	206

第八章 氣動力計算的近似方法 208

1. 緒論	208
2. 最大速度的近似算法	208
3. 昇高時間的近似算法	213
4. 飛機昇限的近似算法	218
5. 航程的近似算法	221
6. 起飛滑跑的近似算法	222
7. 降落速度的近似算法	224

第九章 飛機的氣動力佈局原理 225

1. 氣動力佈局的一般問題	225
2. 關於穩定性和操縱性的簡要知識	225
3. 高速飛機的氣動力特性	229
4. 飛機形式的選擇	233
5. 確定飛機的飛行重量和機翼面積	236
6. 機翼的氣動力佈局	239
7. 機身的形狀及其空氣動力學	250
8. 水平尾翼	253
9. 鉛直尾翼和機翼的上反角	256

參考文獻 260

附錄 I. 飛機氣動力計算中所用的基本定義 261

附錄 II. T° , a , μ , ν 和 $\frac{1}{\nu}$ 對高度 H 的關係 279

附錄 III. 表示低空活塞式發動機功率的隨高度增大而降落的 功率降落係數 A 之值 279

附錄 IV. 活塞式發動機對使用不同的增壓度 p_k 和不同的轉速 n 時, 其高空性能曲線的算法 280

附錄 V. 螺旋槳的氣動力性能曲線 282

附錄 VI. $D^2, \frac{\pi D^2}{4}, D^4$ 和 D^5 的數值.....	286
附錄 VII. n^2, n^3, n_c^2 , 和 n_c^3 的數值.....	287
附錄 VIII. 機翼的極線和 $c_y = f(\alpha)$ 曲線 (NACA 23012, NACA 4412 和 Clark YH 等翼型).....	288
附錄 IX. 計算 $c_{y_{\max}}$ 的圖和表.....	291
附錄 X. 國際標準大氣(MCA)表.....	296
中俄名詞對照表	303

緒 論

約在四十年前^①，人類駕駛着比空氣重的機器完成了第一次飛行。萊特兄弟的第一架飛機（圖 1）當然與近代飛機（圖 2）很少有相似之處。這架飛機的設計者只具有些極普通的空氣動力學法則的概念；這架飛機的式樣從空氣動力學的觀點上來說是不利的。現在即使是一個外行對這些在空氣動力學上的不利地方也能一望而知，但是可以想像得到，在當代的人看來，萊特兄弟的飛機該是如何的複雜和難於瞭解！

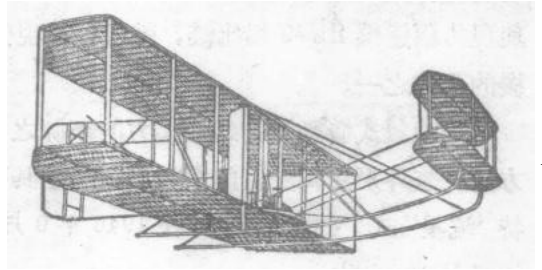


圖 1. 萊特兄弟的飛機。

最初飛機的設計者對飛機的要求，實際上只在於希望能得到最主要問題的答案：即設計者所設計的飛機是否能飛？歷史上已有過這種情形，由於重量過大，由於空

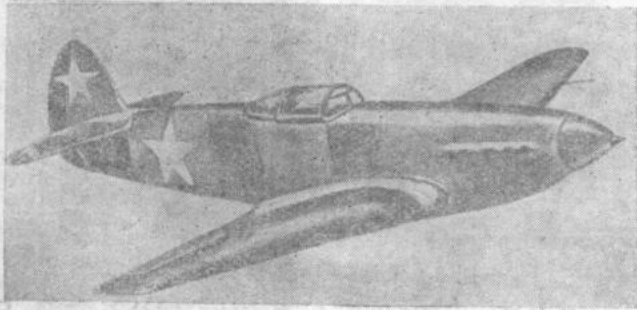


圖 2. “ЯК-9”式飛機。

^① 萊特兄弟在 1903 年完成他們的第一次飛行，因本書原著係在 1947 年出版，故此處所謂之“約在四十年前”即以原著之出版日期為根據。其實真正的人類的第一次飛行，早在 1882 年，是俄國人馬查依斯基（А. Ф. Можайский）所完成的——譯者。

氣動力特性不够好等等，使已造成的飛機不能昇上天空。這種情形的所以發生，是因為在航空發展的初期，實際上是沒有飛機的氣動力計算方法的緣故；那時科學家們所具有的關於實驗空氣動力學和動力學的知識，還遠不足以作氣動力計算的研究。生活對科學家們逐漸提出越來越複雜的要求。航空工程促使最年青的一門科學——航空空氣動力學迅速發展起來。空氣動力學所經過的艱巨的道路可以從下面的例子看出來。如拿蘇維埃航空工業所生產的第一批飛機的一種 P-1 飛機來與現代驅逐機 MiG-9 相比較，就會發現現代飛機的阻力竟只有 P-1 飛機的八分之一。

用噴氣式發動機作為推進力的來源之後，可以獲得在空氣動力學方面說來外形更為完善的飛機。圖 3 是具有兩個噴氣發動機的葛洛斯特“流星”式 IV 型飛機，曾在 1946 年 9 月 7 日創造世界的速度紀錄（991 千米/小時）。

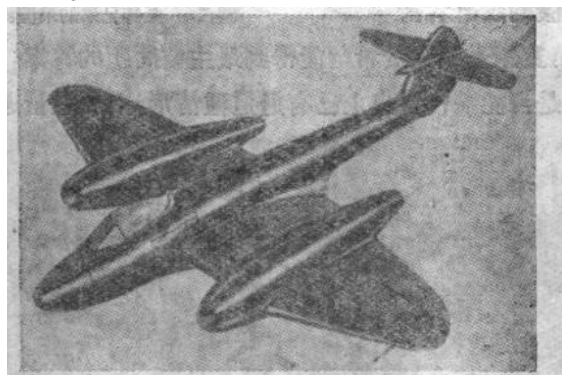


圖 3. 葛洛斯特《流星》式飛機。

現在，設計者只知道他們所設計出來的飛機是否會飛，已經不够了。設計者應該知道飛機怎麼樣飛，可能的速度和飛行的高度是多少，飛機能穩定到什麼程度，如何操縱它，它所能飛行的最大距離為何等等。

這些問題的答覆便構成廣義氣動力計算這樣一門學問的課題。因

此計算飛機的一切飛行特性就被稱為飛機的氣動力計算；諸如確定在各種飛行狀態下作用在飛機上的力和力矩，可能的速度範圍，爬高的時間，飛行的極限高度——“昇限”，起飛前滑跑的長度，航程，飛機的穩定程度，舵的必要偏轉度，飛機重心應有的位置等等。

實用上，氣動力計算被分成幾個獨立的部分。這可以取下面的分法：

1. 狹義的氣動力計算(確定水平速度和垂直速度，航程，起飛滑跑長度，飛機的昇限等)。
2. 穩定性的計算(確定飛機穩定程度，操縱機構的必需偏轉角，飛機不穩定運動的軌跡等)。
3. 飛行動力學(確定飛機作特技飛行的機動性等)。

第一章 飛機的運動方程

1. 飛機的速度範圍

因為飛機是比空氣重的機器，因此它飛行的必要條件是要具有可以平衡飛機飛行重量的空氣動力。此力稱為舉力，一般的飛機舉力是由機翼所產生。

只有當氣流對飛機而言有一定的相對速度時，才可能產生空氣動力；那末機翼對空氣應有相對運動。因此，機翼固定在機身上的這種飛機，在空中必須處於運動狀態。

載荷面能對機身作相對運動的那一類飛機，整個飛機的運動就不是必需的了。

例如：直昇飛機，以旋翼代替普通機翼，旋翼轉動，與空氣發生相對運動；所以直昇飛機對於地面坐標軸系說來可以不發生運動，即可以“掛”在空中。

從實驗空氣動力學得知，舉力可表為：

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

此處，舉力係數 c_y 與衝角^①有這樣的關係，即隨着衝角的增加， c_y 亦增大，直到某最大值，過此，則隨衝角的增加而減小（圖 4）。

由此，顯然，如舉力應等於某給定值，那末一個已定尺寸的飛機（即給定機翼面積 S ），飛行在某一定高度（即給定的空氣密度 ρ ）上，其衝角就必須按着飛行速度 V 減小的程度而增加，以使 c_y 增加。

這樣減低速度可以一直到舉力係數達最大值 $c_y = c_{y_{\max}}$ 。再減低速度就不行了；如我們竟繼續減低速度，飛機就要失速，最後將掉落下來。

① 關於衝角和在氣動力計算中用到的其他各基本量的定義，請參看附錄 1。

因之對於每架飛機在每一高度上，都存在一個能作穩定飛行的最小的可能速度。

另一方面，飛機在空氣中運動，由於渦流的形成和空氣與飛機表面的摩擦產生了阻力 Q ，為克服這個阻力，就必須消耗一定的功率。裝置在飛機上的發動機就是這些功率的來源。阻力隨飛機速度而異，其關係可表為公式

$$Q = c_x S \frac{\rho V^2}{2}.$$

然而發動機不可能產生出比它最大功率更大的功率來。因之存在一個作穩定水平飛行的某最大速度。如要再繼續增大速度，飛機就得開始下降。

所以每架飛機都有一定的速度範圍，在這範圍內飛機可以作正常飛行。確定飛行的可能速度並確定在飛機的這些速度中動作的特性就是氣動力計算的問題。

2. 不穩定飛行的運動方程

飛機在空氣中運動時，空氣動力作用在飛機的各部分上，各氣動力的大小和方向決定於飛行速度和速度向量與飛機各相當部分間所成的夾角。

沿着不在水平面內的曲線軌跡而具有傾斜和有側滑的飛行，顯然是飛機飛行最有概括性的情形。此時空氣動力所在的平面既不是通過飛機重心的鉛直平面也不是通過飛機重心的水平平面。這種運動情形可以由六個動力學方程式來確定。這一類運動可以發生在進行複雜的

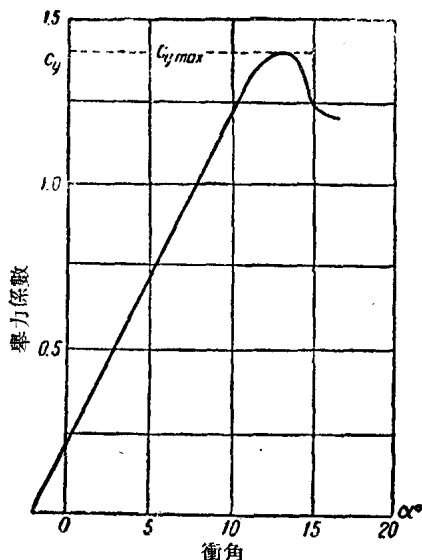


圖 4. 舉力係數隨衝角而異的關係圖。