

高等学校教材

飞行器气动特性分析 与工程计算

严恒元 主编



西北工业大学出版社

高等学校教材

飞行器气动特性分析与工程计算

严恒元 主编

严恒元 陈劲松
冯亚南 施志佳 编

西北工业大学出版社

前 言

本书是根据北京航空航天大学、西北工业大学、南京航空学院三院校共同拟定的教学大纲编写的。主要读者对象是空气动力学、飞行力学和飞行器设计专业的本科学生，也可供相关专业学生和从事飞行器设计与气动计算的科技人员参考。

本书是在学生学过空气动力学基础课程后进行讲授的。本书从设计角度出发运用空气动力学的基础知识阐述飞行器各部件、组合体和全机（弹）的气动特性分析及其工程计算方法，使学生在掌握基本理论和分析方法的前提下，具有进行飞行器（飞机与导弹）气动特性及其气动力工程计算的能力。

本书在编写时考虑了几个专业的需要，兼顾了飞机和导弹的气动特性，部分内容根据专业的不同可以有所侧重。与本书配套的一套工程计算图册（计划另行出版）供学习和进行气动计算训练使用。

本书第一章绪论，主要介绍本书的性质和任务、飞行器外形、几何参数和坐标系；第二、第三和第四章分别讨论了机翼、机身和翼身组合体的气动力特性；第五章、第六章叙述飞行器纵向气动力和力矩特性；第七章叙述飞行器横侧气动力特性；第八章、第九章叙述超音速流中飞行器的气动力和气动热问题。

本书第二章由陈劲松同志编写，第三、四章由冯亚南同志编写，第五、六章由施志佳同志编写，其余四章由严恒元同志编写。并由严恒元同志任主编。

本书承西北工业大学吕学富教授、周鼎义副教授审阅，提出了许多宝贵意见，谨致谢。

不妥之处，敬请读者指正。

编 者

1989年5月

目 录

第一章 绪 论	1
§ 1-1 引言	1
§ 1-2 飞行器的基本类型	1
§ 1-3 坐标系	6
第二章 机翼的气动特性	8
§ 2-1 机翼的几何参数	8
§ 2-2 翼型的低速气动特性	10
§ 2-3 翼型的亚音速气动特性	18
§ 2-4 翼型的超音速气动特性	21
§ 2-5 翼型的跨音速气动特性	32
§ 2-6 机翼的低、亚音速气动特性	39
§ 2-7 机翼的超音速气动特性	56
§ 2-8 机翼的跨音速气动特性	77
§ 2-9 小展弦比机翼的气动特性	81
§ 2-10 机翼的升力、阻力和力矩特性的估算示例	85
第三章 机身的气动特性	92
§ 3-1 引言	92
§ 3-2 旋成体机身绕流图画	94
§ 3-3 细长旋成体小迎角气动力特性	96
§ 3-4 大迎角细长旋成体气动力特性	113
第四章 翼-身组合体的气动特性	118
§ 4-1 翼-身组合体的干扰现象	118
§ 4-2 翼-身组合体的升力特性	121
§ 4-3 翼-身组合体的力矩特性	140
§ 4-4 翼-身组合体的阻力特性	151
§ 4-5 算例	156
第五章 飞行器的升力、阻力特性	160
§ 5-1 翼-身组合体对尾翼的干扰	160
§ 5-2 尾翼的气动特性	175

§ 5-3 飞行器的升力与阻力	184
§ 5-4 算例	190
第六章 飞行器的纵向力矩特性	192
§ 6-1 定常飞行的俯仰力矩	192
§ 6-2 纵向静稳定性	199
§ 6-3 纵向阻尼力矩	203
§ 6-4 下洗延迟引起的俯仰力矩	214
§ 6-5 算例	2
第七章 飞行器的侧向力和横侧力矩	21
§ 7-1 概述	218
§ 7-2 飞机侧滑飞行引起的侧向力和航向力矩	219
§ 7-3 飞行器侧滑引起的滚转力矩	222
§ 7-4 生产误差、差动舵和副翼产生的滚转力矩系数	230
§ 7-5 滚转阻尼力矩导数	237
§ 7-6 鸭式飞行器斜吹力矩系数	239
§ 7-7 滚转导数 $m_x^{\omega_y}$	249
§ 7-8 航向力矩导数 $m_y^{\omega_x}$, m_y^{α} 和 $m_y^{\omega_x}$	251
§ 7-9 铰链力矩系数	260
§ 7-10 算例	263
第八章 高超音速飞行器的空气动力	266
§ 8-1 高超音速气流流动的绕流特性	266
§ 8-2 高超音速流中翼剖面的空气动力	268
§ 8-3 高超音速流中旋成体的空气动力	276
§ 8-4 牛顿理论	280
§ 8-5 应用牛顿理论计算旋成体的空气动力	293
§ 8-6 高超音速流中组合体的空气动力计算	299
第九章 飞行器空气动力加热计算	30
§ 9-1 热流量平衡方程	303
§ 9-2 蒙皮热传导方程	311
§ 9-3 定常热过程壁温	312
§ 9-4 非定常热过程壁温	313
§ 9-5 高超音速钝头旋成体气动加热的计算	318
附录 标准大气表	323
参考文献	332

第一章 绪 论

§ 1-1 引 言

飞行器空气动力分析与工程计算是运用空气动力学基础知识来研究飞行器的空气动力特性及其工程计算方法的一门课程。

所谓飞行器的空气动力，就是指作用在飞行器各部件上的空气动力的总和。当气流流经飞行器的任一部件时，由于其他部件的存在，使气流受到其他部件的干扰，其流动情况和气流流过单独的同一部件时的情况有所不同。结果使作用在该部件上的空气动力也相应地发生一定程度的改变，和单独部件相比，要形成一个空气动力增量。这样，作用在飞行器的任一部件上的空气动力，都可看成是两部分空气动力的叠加：一部分是该部件单独存在时的空气动力，另一部分是由于其他部件的干扰所形成的空气动力增量。飞行器各部件间的干扰很多，主要有机翼和机身的相互干扰（包括尾翼和机身间的干扰），前翼对后翼的干扰，翼片与翼片之间的干扰等。本书首先研究各部件的气动特性，然后研究干扰影响及整个飞行器的气动特性。

本书主要任务是分析和计算给定外形的飞行器的气动力、力矩及其静导数、动导数等。

对于从事飞行器设计、空气动力学和飞行力学工作的技术人员来说，要准确地确定飞行器设计中飞行器的飞行性能、稳定性和操纵性等问题，然而这些问题都直接与作用在飞行器上的空气动力密切相关。因此掌握飞行器上所受的空气动力的分析与工程计算方法是从事飞行器设计和研究上述有关问题的基础。

研究飞行器空气动力特性的方法有理论方法和实验方法，两者必须紧密联系起来。飞行器的空气动力数据可以通过理论计算和试验两个途径获得。理论研究的方法一般总是要作一些简化的假定，数学模型只能把事物主要的特征反映出来。因此，理论结果与实际结果总是有差别的，理论结果的近似程度需要用试验的方法来验证。另一方面，试验研究要完全模拟真实情况也是不可能的，而且获得的试验数据都有局限性，不可能适用于任何情况。因此，必须将这两种方法有机地结合起来应用。本书就是将上述两种方法结合起来解决飞行器气动力分析与计算问题的。

本书内容共分九章，第一章为绪论，第二至第七章系统介绍飞行器各部件、组合体及全机的气动力特性分析及其工程计算的方法。其内容一般适合于飞行 M 数 $M < 5$ 、迎角 $\alpha < 15^\circ$ 的要求。第八、第九章分别介绍了飞行器高超音速空气动力特性和气动加热计算的问题，以适应航空航天技术发展的需要。

§ 1-2 飞行器的基本类型

一、飞行器的两种对称形式

飞行器按对称形式分，有以下两种对称形式。

1. 面对称飞行器

面对称飞行器指飞行器有一个对称面的情况，如图 1-1 所示，大部分飞机和飞航式导弹属于此种情况。此种飞行器在纵向平面内可以产生较大的法向力，所以，它在此平面内可以作较大的机动飞行。在水平面内只能作缓慢的机动飞行，因为垂直尾翼和机身所产生的侧力都不大。图 1-2(a) 为水平翼，图 1-2(b) 为上反翼（或下反翼），图 1-2(c) 机翼与机身轴线之间的距离 y ，则表示了机翼相对于机身的上下位置。在本图中 $y > 0$

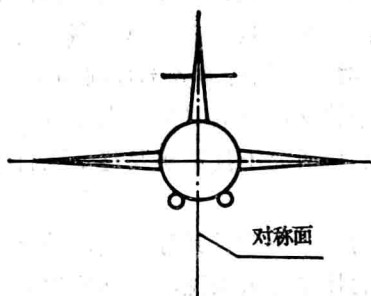


图 1-1 面对称飞行器的对称面

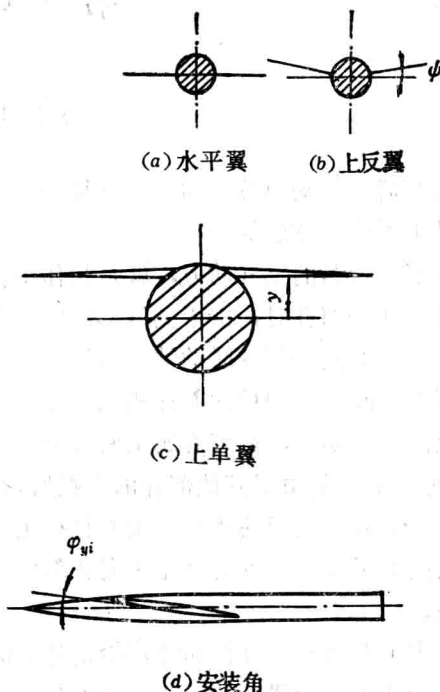


图 1-2 飞行器翼面的布置

称上单翼，若 $y = 0$ 为中单翼， $y < 0$ 为下单翼。翼根弦与机身轴的夹角 φ_{yi} 称安装角（图 1-2(d)）。

2. 轴对称飞行器

轴对称飞行器指飞行器的外形对飞行器纵轴相互对称（图 1-3），此类飞行器有“+”型和“×”型。由于它有两对较大的翼面，因而它在任何方向都可以产生较大的法向力，也就是说，它可以在任何平面内作较大的机动飞行，所以它能对付机动性较大的目标。大多数导弹属于轴对称配置。

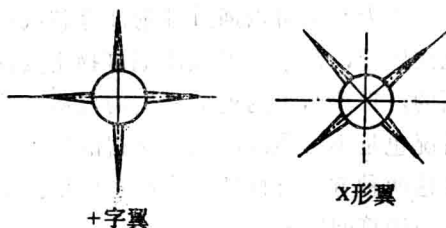


图 1-3 轴对称飞行器

二、飞行器的几种基本类型

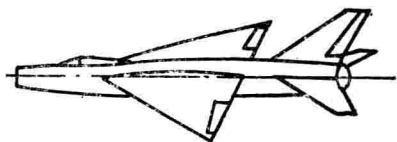
（一）正常式

机（弹）翼固定在机（弹）身上，机翼主要产生升力以平衡飞行器的重力和使飞行器作机动飞行。尾翼（或平尾的舵面）位于机翼之后，起稳定和操纵作用。尾翼（或平尾舵面）可以相对于机身轴线偏转，使尾翼（或舵面）的有效迎角增加或减小，产生附加的空气动力。此力对飞行器重心的力矩可以改变飞行器的飞行姿态，由此改变飞行器的运动方向。我

称这种尾翼（或平尾舵面）为操纵面或舵面。舵面在后，机翼在前的飞行器称为正常式布局，如图 1-4 所示。一般的飞机、导弹属于此类布局。此类飞行器的舵面处于翼面的下洗流场中，故舵面气动效率相对较低。

（二）鸭式

若把舵面安放在机（弹）翼（通常把产生主要升力的翼面称为机（弹）翼）之前，舵面同样起操纵面作用。这种类型的飞行器就称为鸭式飞行器。由于操纵面在前，它不受机翼下洗流的影响，故舵面的气动效率较高。但主翼受前舵下洗流影响，翼面升力有所减小。图 1-5 所示为鸭式的空-空导弹。



(a) 正常式飞机

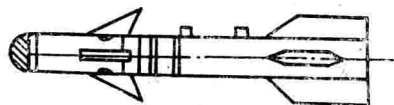
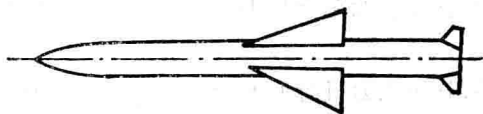


图 1-5 鸭式飞行器



(b) 正常式导弹

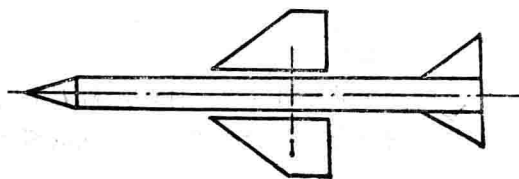
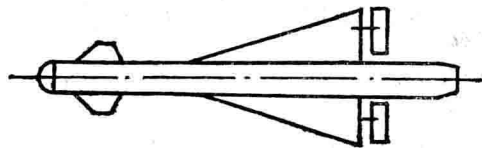


图 1-6 旋转弹(机)翼式飞行器

（三）旋转弹翼（或机翼）式

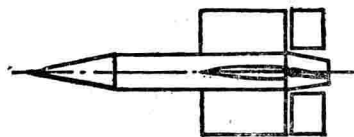
这类飞行器的外形与正常式相类似。弹（机）翼在前，尾翼在后，不同的是：弹（机）翼相对于弹（机）身可以旋转，起操纵面作用，而尾翼是固定在弹（机）身上的，不能转动。尾翼对飞行器只起稳定（安定）作用，所以又称为安定面。此类飞行器由于操纵面很大，操纵面偏转直接产生较大的升力，故快速性和机动性好，但操纵面的铰链力矩很大，这是不利的。这种飞行器在飞行过程中弹（机）身迎角变化比较小，因此动力装置可以安装直流冲压发动机。图 1-6 所示为一种旋转弹翼式空-空导弹（麻雀）。这种形式多用于导弹。



(a) 苍鹰

（四）无尾式

这类飞行器的特点是没有尾翼，弹（机）翼固定在弹身后段，操纵面紧靠弹翼，弹翼的翼较短，翼弦较长。一般此类飞行器的静稳定性较大，为了减小一些静稳定性以改善飞行操纵性，通常在弹翼前方装有一对（或二）小翼，称为反安定面，图 1-7 所示为一种无尾式空-空导弹（苍鹰）。这种类型多



(b) 反坦克弹

图 1-7 无尾式飞行器

用于空-空、地-空及反坦克导弹。

(五) 弹道式

此类飞行器没有弹翼只有尾翼，有的甚至连尾翼也没有，只有一个弹身。此类飞行器大部分时间在大气层外飞行，所以不需要产生气动力的翼面。有尾式火箭如 V-2 (图 1-8)，红石等。尾翼主要起稳定和操纵作用。无尾翼的如“阿特拉斯”。一般用作发射卫星的运载火箭大多没有尾翼，有时弹身的尾部有一段扩展段，称为安定裙，起稳定作用，借助于摇摆发动机进行操纵。

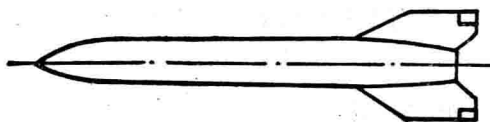


图 1-8 弹道式飞行器

三、飞行器的几何参数

飞行器通常由机翼、机身、尾翼（水平尾翼和垂直尾翼）以及动力装置（进气道、尾喷口）等部件组成，从事气动力工作的技术人员经常遇到这样的问题：已知飞行器几何外形求其气动参数。要解决这一问题首先要计算出飞行器各部件及组合体的几何参数。机翼、机身外形及几何参数见第二章和第三章。

当机翼和机身组合成一体时，机翼中间一部分面积为机身所遮蔽（图 1-9），把它外露在气流中的部分两边合起来，所构成的机翼称外露翼。凡外露翼均加下标“wl”如：

S_{wl} ——翼面积； l_{wl} ——翼展长； b_{0wl} ——翼根弦长； b_{1wl} ——翼尖弦长； $\lambda_{wl} = \frac{l_{wl}^2}{S_{wl}}$ ——

展弦比； η_{wl} ——根梢比。

而在组合体中把外露机翼的前后缘向机身内延长并交于机身纵对称面，这样组成的机翼称毛机翼。凡未加下标说明的则表示毛机翼。

如果安装机翼处的机身直径 D 为已知，则梯形翼利用以下公式可求出外露翼和毛机翼的几何参数之间的关系：

$$S_{wl} = S \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta + 1} \frac{D}{l} \right) \left(1 - \frac{D}{l} \right); \quad S = S_{wl} \left(1 + \frac{\eta_{wl} - 1}{\eta_{wl} + 1} \frac{D}{l_{wl}} \right) \left(1 + \frac{D}{l_{wl}} \right);$$

$$\begin{aligned} l_{wl} &= l - D & ; & & l &= l_{wl} + D \\ b_{0wl} &= b_0 \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \frac{D}{l} \right) & ; & & b_0 &= b_{0wl} \left(1 + \frac{\eta_{wl} - 1}{\eta_{wl}} \cdot \frac{D}{l_{wl}} \right) \end{aligned}$$

$$\eta_{wl} = \eta - \frac{D}{l} (\eta - 1) \quad ; \quad \eta = \eta_{wl} + \frac{D}{l_{wl}} (\eta_{wl} - 1)$$

$$\lambda_{wl} = \lambda \frac{1 - \frac{D}{l}}{1 - \frac{\eta - 1}{\eta + 1} \frac{D}{l}} \quad ; \quad \lambda = \lambda_{wl} \frac{1 + \frac{D}{l_{wl}}}{1 + \frac{\eta_{wl} - 1}{\eta_{wl} + 1} \frac{D}{l_{wl}}}$$

梯形外露翼和毛机翼的平均气动弦及其展向位置

$$(b_A)_{wl} = \frac{4}{3} \frac{S_{wl}}{l_{wl}} \left[1 - \frac{\eta_{wl}}{(\eta_{wl} + 1)^2} \right]$$

$$b_A = \frac{\lambda}{3} \frac{S}{l} \left[1 - \frac{\eta}{(\eta+1)^2} \right]$$

$$\left(z_A - \frac{D}{2} \right)_{wl} = \frac{l_{wl}}{3} \cdot \frac{\eta_{wl} + 2}{\eta_{wl} + 1}$$

$$z_A = \frac{l}{3} \frac{\eta + 2}{\eta + 1}$$

梯形机翼的后掠角

$$\operatorname{tg} \chi_{1/4} = \operatorname{tg} \chi_0 - \frac{1}{\lambda} \frac{\eta - 1}{\eta + 1}$$

$$\operatorname{tg} \chi_{1/2} = \operatorname{tg} \chi_0 - \frac{2}{\lambda} \frac{\eta - 1}{\eta + 1}$$

$$\operatorname{tg} \chi_1 = \operatorname{tg} \chi_0 - \frac{4}{\lambda} \frac{\eta - 1}{\eta + 1}$$

飞机的尾翼（平尾、垂尾）都可视为机翼计算其几何参数，亦可把它分为毛尾翼（毛平尾、毛垂尾）参数和外露尾翼参数。只是在计算垂尾几何参数时常把垂尾的对面假想有一与其对称的下垂尾来计算其展弦比，如图 1-10。整个飞行器的几何尺寸与参数见图 1-11(a)、(b)。图 1-11(a) 为飞机的几何尺寸与参数，飞机的垂尾和平尾分别用注标“cw”和“pw”表示，图 1-11(b) 表示

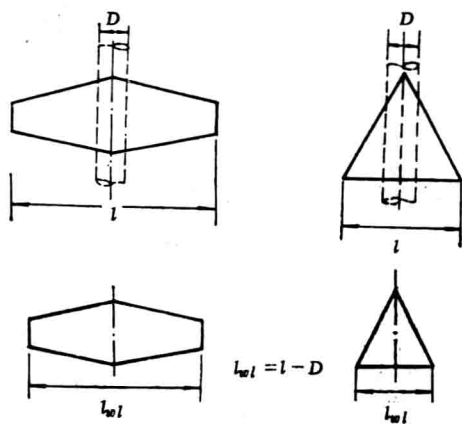


图 1-9 外露翼和毛机翼的几何参数

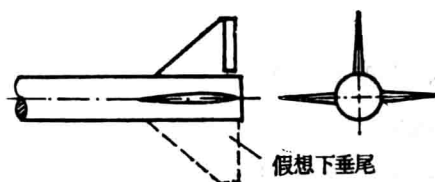


图 1-10 垂尾的假想下垂尾

导弹外形的几何参数，导弹有弹翼和尾翼，通常主翼面用注标“yi”表示。翼面按前后位置区分时，前翼、后翼分别用注标“qy”和“wy”表示。

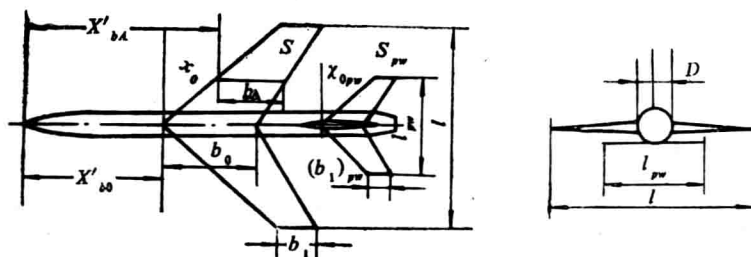


图 1-11(a) 飞机的几何参数

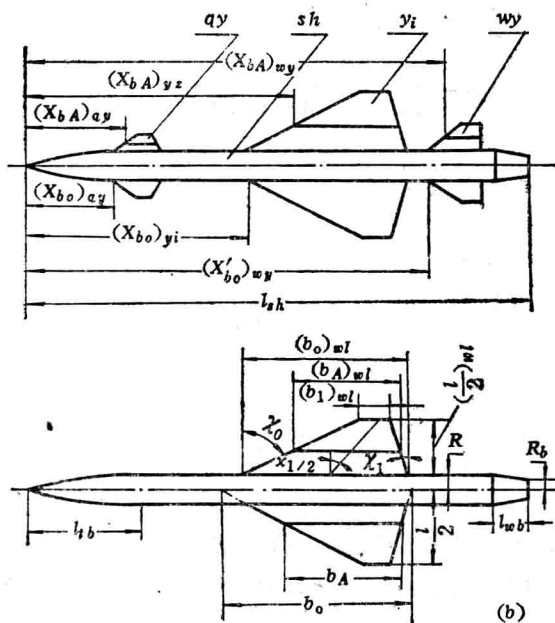


图 1-11(b) 导弹的几何参数

§ 1-3 坐标系

在飞行器空气动力分析与计算中，经常要用到机体坐标系和速度坐标系

一、机体坐标系

机体坐标系 $ox_t y_t z_t$ 是固连在机体上的，坐标原点取在飞行器的重心上，纵轴 ox_t 沿机体轴线，指向前方为正。竖轴 oy_t 在飞行器的纵对称平面内，垂直于 ox_t 轴，指向上方为正。横轴 oz_t 垂直于 $x_t oy_t$ 平面（纵对称面），与 ox_t ， oy_t 组成右手坐标系（见图 1-12）

空气动力合力 R 沿机体坐标系分解后，得到三个分力，它们是

$X_t = C_{xt} q_\infty S$ （轴向力，指向后方为正）

$Y_t = C_{yt} q_\infty S$ （法向力）

$Z_t = C_{zt} q_\infty S$ （横向力）

空气动力对飞行器重心的合力矩

M 沿机体坐标系分解后，得到三个分力矩

$$M_{xt} = m_{xt} q_\infty S l$$

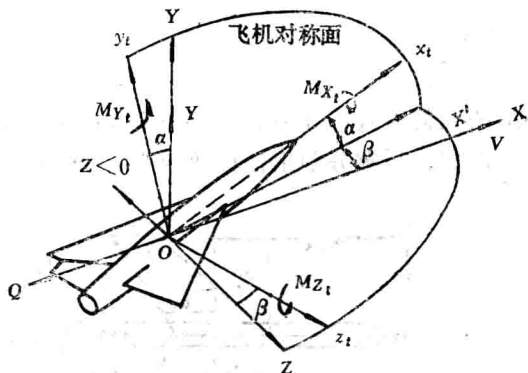


图 1-12 机体坐标系与速度坐标系

$$M_{yt} = m_{yt} q_{\infty} S l$$

$$M_{zt} = m_{zt} q_{\infty} S l$$

其中 S 为参考面积, l 为参考长度。飞机通常用机翼面积为参考面积, 机翼展长为参考长度; 导弹通常用弹身最大横截面积为参考面积, 全弹长度为参考长度。

二、速度坐标系

速度坐标系 $oxyz$ 的坐标原点亦取在飞行器的重心上, ox 轴沿速度矢量方向, oy 轴在飞行器的纵向对称平面内, 垂直于 ox 轴, 指向上方, oz 轴与 ox 、 oy 轴相垂直, 构成右手坐标系 (见图 1-12)

空气动力合力 R 沿速度坐标系分解的三个分量为

$$X = C_x q_{\infty} S \quad (\text{阻力, 指向后方为正})$$

$$Y = C_y q_{\infty} S \quad (\text{升力})$$

$$Z = C_z q_{\infty} S \quad (\text{侧力})$$

空气动力对飞行器重心的合力矩 M 沿速度坐标系分解后的三个分量为

$$M_x = m_x q_{\infty} S l$$

$$M_y = m_y q_{\infty} S l$$

$$M_z = m_z q_{\infty} S l$$

在实际应用中, 气动力矩 M 沿速度坐标系分解的三个分量不常用, 而对机体坐标系上的三个分量 M_{xt} , M_{yt} , M_{zt} 用得最多。为了书写方便, 在后面的应用中, 常常省略脚注 “ t ”, 即把 M_{xt} 写成 M_x , 力矩系数 m_{xt} 写成 m_x 。其含意还是表示气动力矩沿机体坐标系投影的三个分量, 而不能误解成气动力矩在速度坐标系内的三个投影。

三、机体坐标系和速度坐标系的关系

机体坐标系与速度坐标系之间的关系可以用迎角 α 和侧滑角 β 联系起来。迎角 α 是速度矢量 V_{∞} 在 $x_t o y_t$ (纵对称面) 平面上的投影与 ox_t 轴之间的夹角; 对轴对称飞行器正迎角产生正升力。负迎角产生负升力。侧滑角 β 是速度矢量 V_{∞} 与纵对称面 $x_t o y_t$ 的夹角。一般驾驶员感受到相对风来自机头右侧的 $\beta > 0$, 反之 $\beta < 0$ 。

机体坐标系和速度坐标系之间的转换关系见表 1-1。

表 1-1 机体坐标系和速度坐标系之间的夹角余弦

速度坐标系 机体坐标系	ox	oy	oz
ox_t	$\cos\beta\cos\alpha$	$\sin\alpha$	$-\sin\beta\cos\alpha$
oy_t	$-\cos\beta\sin\alpha$	$\cos\alpha$	$\sin\beta\sin\alpha$
oz_t	$\sin\beta$	0	$\cos\beta$

第二章 机翼的气动特性

§ 2-1 机翼的几何参数

飞机机翼厚度方向的尺寸较弦向和展向尺寸小得多，因此，可将机翼视作一个扁平物体。机翼的几何参数主要指的是构成机翼的翼型，平面形状——根梢比、展弦比和后掠角、扭转角和上反角等。为说明机翼的几何参数，要引入坐标系，坐标系的原点通常置于机翼根弦的前缘点上，如图 2-1 所示。

下面讨论一下与机翼空气动力特性有关的重要几何参数。

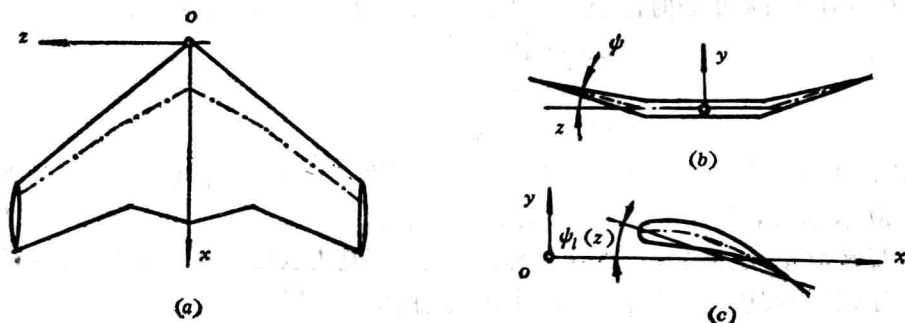


图 2-1 机翼的几何特性和坐标系

(a)机翼平面形状; (b)上反角; (c)翼型、扭转角

一、翼型的几何参数

用平行于对称面 xy 的平面将机翼切一刀所得的截面称为翼剖面或翼型，如图 2-2 所示。

翼型的前缘点与后缘点的连线称为弦线。它们之间的距离称为翼型弦长，用符号 b 记之，它是翼型的特征长度。

机翼的翼型形状可用厚度特性——厚度分布、最大厚度和最大厚度位置；弯度特性——中弧线，最大弯度和最大弯度位置；前缘半径和后缘角等参数来描述。可以想象翼型是由厚度分布 $y_0(\bar{x})$ 和中弧线分布 $y_f(\bar{x})$ 叠加而成的，如图 2-2 所示。对于中等厚度和弯度的翼型，上下翼面方程可以写成：

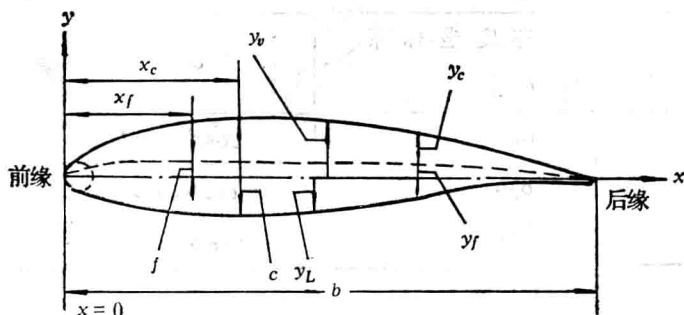


图 2-2 翼型（翼剖面）的几何特性

$$\bar{y}_{u,L}(\bar{x}) = \bar{y}_f(\bar{x}) \pm \bar{y}_c(\bar{x}) \quad (2-1)$$

式中的正号用于翼型上表面, 负号用于下表面。 $\bar{x} = x/b$ 、 $\bar{y} = y/b$ 为纵、横向无量纲坐标。翼型的最大厚度 c 和最大弯度 f , 除以弦长 b 称为相对厚度和相对弯度, 用 $\bar{c}$ 和 $\bar{f}$ 记之。最大厚度位置和最大弯度位置分别用 x_c 和 x_f 或用无量纲量 $\bar{x}_c (= x_c/b)$ 和 $\bar{x}_f (= x_f/b)$ 记之。翼型前缘的内切圆半径叫做前缘半径, 用 r_L 记之, 它通常与翼型厚度有关。后缘角 τ 是翼型上表面和下表面在后缘处的夹角。

目前广泛使用的是美国的 NACA 翼型族, 和 60 年代中期发展起来的超临界翼型。关于上述翼型的有关特性可参考专门资料。

二、机翼的几何参数

(1) 机翼平面形状——根梢比、展弦比和后掠角机翼平面形状指的是机翼外形在 xz 平面上的投影形状。常用的平面形状如图 2-3 所示。机翼的平面形状由前缘、侧缘和后缘确定。机翼与 xy 平面相交的剖面的翼弦称为根弦, 机翼翼梢侧缘剖面的翼弦称为梢弦, 分别用 b_0 和 b_1 记之。机翼左右两翼梢沿 z 轴方向的距离称为翼展, 用 l 记之。机翼面积 S 是指机翼在 xz 平面上的投影面积;

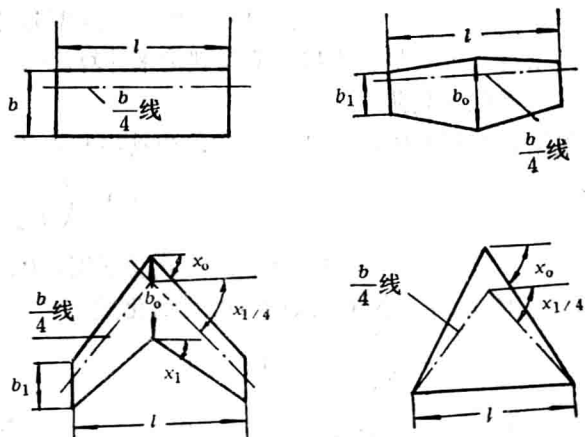


图 2-3 机翼的平面形状和几何特性

$$S = \int_{-l/2}^{l/2} b(z) dz \quad (2-2)$$

式中 $b(z)$ 为当地弦长。几何平均弦长 b_{py} 和平均气动力弦长 b_A 分别定义为

$$b_{py} = \frac{S}{l} \quad (2-3)$$

$$b_A = \frac{2}{S} \int_0^{l/2} b^2(z) dz \quad (2-4)$$

显然, b_{py} 是面积和展长都与原机翼相等的当量矩形翼的弦长; 而 b_A 是半翼面心所在的展向位置处的弦长, 通常取 b_A 作为纵向力矩的参考长度。

除了上述几何参数外, 通常还采用几种无量纲几何参数——根梢比、梢根比和展弦比。根梢比 η 和梢根比 ξ 定义为

$$\eta = \frac{b_0}{b_1} \quad \xi = \frac{b_1}{b_0} \quad (2-5)$$

展弦比 λ 是机翼展向伸长程度的量度, 定义为

$$\lambda = \frac{l}{b_{py}} = \frac{l^2}{S} \quad (2-6)$$

梯形后掠翼前缘与 z 轴的夹角叫做前缘后掠角, 用 α_0 记之。常用的还有 1/4 弦线, 1/2 弦线和后缘线的后掠角, 分别用 $\alpha_{1/4}$ 、 $\alpha_{1/2}$ 和 α_1 记之, 见图 2-3。

(2) 几何扭转角和气动扭转角在机翼上垂直于 z 轴的翼剖面弦线与翼根剖面弦线之间的夹角称之为几何扭转角 $\varphi_L(z)$ ，如图 2-1 所示。若该翼剖面几何迎角大于翼根剖面的几何迎角，则扭转角为正。但要注意除了几何扭转角外，还有所谓气动扭转角，指的是垂直于 z 轴的任一翼剖面的零升力线与翼根剖面的零升力线间的夹角。

§ 2-2 翼型的低速气动特性

一、翼型的升力和动力矩特性

粘性对失速前翼型升力特性的影响是可以忽略的。此外，只要翼型相对厚度 $\bar{c}$ 和相对弯度 $\bar{f}$ 都很小，并且翼型的迎角也不大，那么翼型表面上压强的合力的大小和方向就只受到厚度分布的轻微影响。对于这样的微弯薄翼，翼型的升力和力矩特性可以用气流绕它的中弧线流动而求得，也就是说可以用薄翼理论来计算。

(一) 压强和载荷

根据伯努利 (Bernoulli) 方程，流动中某点的压强系数与该点的速度 V 有如下关系

$$C_P = 1 - \left(\frac{V}{V_\infty} \right)^2 \quad (2-7a)$$

式中 $V = (V_\infty + u)\mathbf{i} + v\mathbf{j}$ ， u 和 v 为扰动速度， V_∞ 为来流速度。对于小扰动情况，即 $u, v \ll V_\infty$ ，略去二阶小量后式(2-7a)可简化成

$$C_P = -\frac{2u}{V_\infty} \quad (2-7b)$$

弦向点 x 处下翼面与上翼面的压强 P_L 与 P_u 之差为载荷，用符号 $\Delta P(x)$ 记之，并表成

$$\begin{aligned} \Delta P(x) &= P_L(x) - P_u(x) \\ &= \Delta C_P(x) \cdot q_\infty \end{aligned} \quad (2-8)$$

式中 $\Delta C_P(x)$ 为载荷系数，

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2$$

对于中等厚度和弯度的翼型，可以想象整个翼型是由厚度分布和中弧线叠加而成的，见图 2-4。在小迎角情况下，根据线化方程和边界条件，翼型的压强系数可以表示成由厚度和弯度（包括迎角）贡献的叠加：

$$C_P = C_{Pe} + C_{Pf} + C_{Pa}$$

式中 C_{Pe} 为迎角 $\alpha = 0$ 和弯度 $f = 0$ ，由厚度产生的压强系数； $C_{Pf} + C_{Pa}$ 为中弧线和迎角产生的压强系数。关于这样的处理方法的细节请参阅资

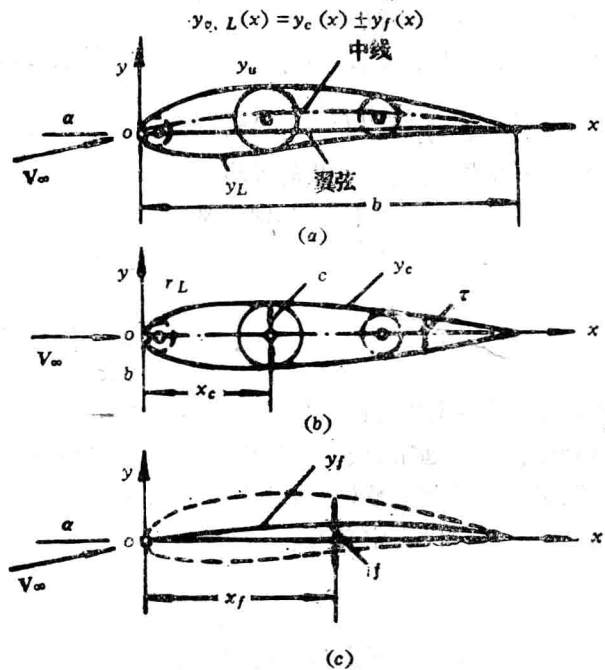


图 2-4 任意形状翼型可线性地分解为厚度和弯度问题的示意图

(a) 总翼型；(b) 零弯度翼型（厚度分布）；
(c) 中线（弯度分布）

料^[1]。

对于任意厚度和弯度分布的翼型，可用数值解法得到物面压强系数和载荷系数。资料^[11]介绍了涡面元的数值解法，利用此法对 NACA2412 翼型作了压强分布计算，其结果如图 2-5 所示。

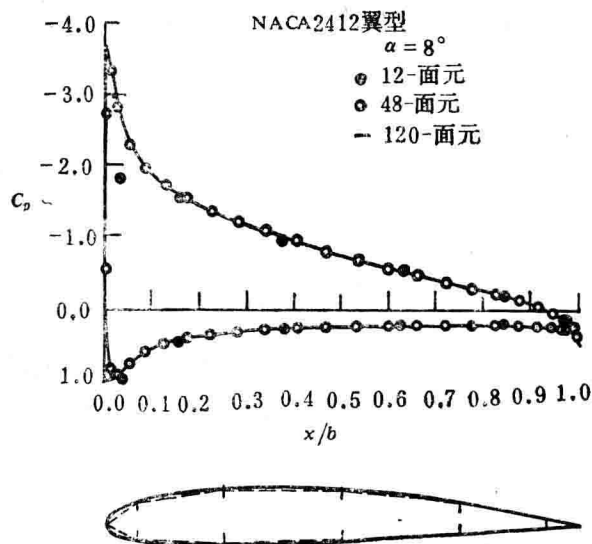


图 2-5 涡面元法的计算结果

(二)升力和力矩特性

对于微弯薄翼在小迎角工作时，翼型可用它的中弧线来代替，在中弧线上连续分布附着涡，附着涡强度 $\gamma(x)$ 根据来流速度与涡扰动的速度的合速必须与物面相切的边界条件来确定。这就是薄翼理论的计算模型。求出 $\gamma(x)$ 后，由库达-儒可夫斯基 (Kutta-Joukowski) 升力定理就可求出薄翼型的升力和力矩特性。下面将讨论一下薄翼理论的结果。

翼型的升力系数和绕翼型前缘的力矩系数为

$$C_y = \frac{Y}{q_\infty b} = \frac{1}{q_\infty b} \int_0^b \Delta P(x) dx \quad (2-9)$$

$$m_{yL,E} = \frac{M}{q_\infty b^2} = \frac{-1}{q_\infty b^2} \int_0^b \Delta P(x) x dx \quad (2-10)$$

式中规定力矩 M 使翼型前缘抬起为正，载荷与环量密度 $\gamma(x)$ 的关系为

$$\Delta P(x) = \rho_\infty V_\infty \gamma(x) \quad (2-11)$$

由薄翼理论有

$$\gamma(x) = 2V_\infty \left(A_0 \frac{1 + \cos\theta}{\sin\theta} + \sum_{n=1}^{\infty} A_n \sin n\theta \right) \quad (2-12)$$

由式(2-9)至(2-12)得

$$C_y = 2\pi A_0 + \pi A_1 \quad (2-13)$$

$$m_{zL,E} = -\frac{1}{2} \pi \left(A_0 + A_1 - \frac{1}{2} A_2 \right) \quad (2-14a)$$

用升力系数表示的力矩系数可写成

$$m_{zL,E} = -\frac{1}{4}C_y + \frac{1}{4}\pi(A_2 - A_1) \quad (2-14b)$$

式(2-12)至(2-14)中的多项式系数 A_n 与中弧线方程 $y_f(x)$ 的关系为

$$\begin{aligned} A_0 &= \alpha - \frac{1}{\pi} \int_0^\pi \frac{dy_f(x)}{dx} d\theta \\ A_n &= \frac{\alpha}{\pi} \int_0^\pi \frac{dy_f(x)}{dx} \cos n\theta d\theta \quad (n=1, 2, \dots) \\ x &= \frac{b}{2}(1 - \cos\theta) \end{aligned} \quad (2-15)$$

1. 翼型的升力特性

将式(2-15)的系数代入式(2-13), C_y 改写为

$$\begin{aligned} C_y &= 2\pi(\alpha - \alpha_0), \\ \alpha_0 &= \frac{1}{\pi} \int_0^\pi \frac{dy_f(x)}{dx} (1 - \cos\theta) d\theta \end{aligned} \quad (2-16)$$

式中 α_0 为零升迎角, 它代表零升力线与弦线的夹角 (见图 2-6), 它仅与中弧线形状有关。此式说明翼型的升力系数随几何迎角 α 成线性变化。

将 C_y 对 α 求导, 得薄翼理论的升力线斜率

$$C_{y\alpha}^\alpha = 2\pi \quad (2-17)$$

图 2-7 显示出了 NACA0009 和 NACA2408 两翼型的实验结果, 由图表明在 $-10^\circ < \alpha < +10^\circ$ 的范围内式(2-16)的结果与实验数据符合得很好。当 C_y 曲线显著偏离线性关系时, 翼型“失速”, 此时薄翼理论失效。

2. 翼型的力矩特性

对于给定的翼型, 式(2-14b)中的第二项

$\frac{1}{4}\pi(A_2 - A_1)$ 为常量, 故 $m_{yL,E}$ 与 C_y 成线性关系, 可将式(2-14b)改写成

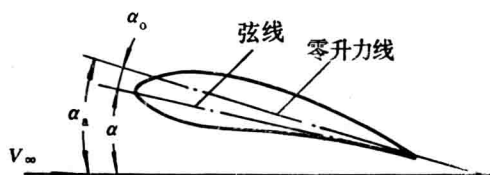


图 2-6 翼型的绝对几何迎角 α_a 和零升迎角 α_0

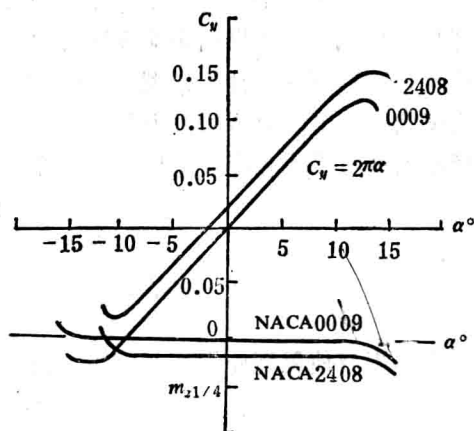


图 2-7 对称翼型和弯度翼型的 C_y 和 $m_{y1/4}$ 与 α 的关系曲线

$$\left. \begin{aligned} m_{zL,E} &= m_{z0} + m_{y\alpha}^C C_y \\ m_{z0} &= \frac{\pi}{4}(A_2 - A_1) \\ m_{y\alpha}^C &= -\frac{1}{4} \end{aligned} \right\} \quad (2-18)$$

式中 m_{z0} 是零升力矩系数, 它与翼型的升力或迎角无关, 仅是翼型弯度分布 $y_f(\bar{x})$ 的函数;