

高等学校规划教材 · 航空、航天科学技术

PROGRAMMING TEXTBOOKS FOR HIGHER EDUCATION



飞行器空气动力 特性分析与计算方法

徐敏 安效民 编

西北工业大学出版社

高等学校规划教材·航空、航天科学技术

飞行器空气动力特性分析与计算方法

徐 敏 安效民 编



西北工业大学出版社

【内容简介】 飞行器气动特性计算是飞行器初步设计中的重要内容,其结果将为飞行器总体布局设计、各部件外形设计、控制系统设计和飞行力学的分析及研究提供必要的原始数据。本课程是飞行器设计学科非常重要的技术基础课,是进一步学习弹道学、飞行器动态分析、飞行器控制原理与总体设计等专业课的基础。本教材针对飞行器气动力的计算,主要讲述以下问题:

第一部分(第2~7章)介绍在低速、亚声速、跨声速、超声速及高超声速时飞行器部件及总体的空气动力学特性;阐述常用的工程估算方法和经验修正理论及其在飞行器气动特性分析中的应用;介绍基于线化方程的飞行器气动特性的计算技术。

第二部分(第8章)介绍欧拉方程的基本形式;介绍计算流体动力学的网格生成;讲述基于有限差分法和有限体积法的基本原理和求解步骤,并简要介绍当前常用数值求解软件的特点。

第三部分(第9章)介绍飞行器气动布局设计方法,讲述飞行器技术指标对气动性能的要求,并介绍导弹气动布局和外形的设计方法以及导弹飞行性能的计算。

本教材适用于从事航空、航天飞行器设计、飞行力学等专业的本科生、研究生学习使用,亦可供其他有关专业学生和航空、航天工程技术人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

飞行器空气动力特性分析与计算方法/徐敏,安效民编. —西安:西北工业大学出版社, 2012.1

(航空·航天科学技术)

高等学校规划教材

ISBN 978-7-5612-3285-9

I. ①飞… II. ①徐… ②安… III. ①飞行器—空气动力学—高等学校—教材 IV. ①V211

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2012)第 003325 号

出版发行:西北工业大学出版社

通信地址:西安市友谊西路 127 号 邮编:710072

电 话:(029)88493844 88491757

网 址:www.nwpup.com

印刷者:陕西向阳印务有限公司

开 本:787 mm×1 092 mm 1/16

印 张:19

字 数:463 千字

版 次:2012 年 1 月第 1 版 2012 年 1 月第 1 次印刷

定 价:40.00 元

前 言

本教材针对飞行器气动特性的分析和计算,帮助学生正确建立物理概念和设计观念,了解飞行器气动布局设计,掌握一些基本的分析和设计方法,注重培养学生的理论基础、实际应用和工程实践能力;将工程方法、解析方法和数值方法有机结合起来,形成一套从低速、亚声速到超声速再到高超声速的完整体系,力求集系统性、实用性和先进性于一身。

本教材各章的主要内容如下:

(1)第1章:绪论。包括:①本课程地位和要求,飞行器气动力分析方法和手段;②飞行器基本类型;③飞行器的坐标系。

(2)第2章:机翼的气动特性分析。包括:①机翼几何参数;②翼型的低速气动特性;③翼型的亚声速气动特性;④翼型的超声速气动特性;⑤翼型的跨声速气动特性;⑥机翼的低、亚声速气动特性;⑦机翼的超声速气动特性;⑧机翼的跨声速气动特性;⑨小展弦比机翼的气动特性;⑩算例。

(3)第3章:机身的气动特性分析。包括:①机身几何参数;②机身绕流特点;③细长旋成体小迎角气动特性;④细长旋成体大迎角气动特性;⑤算例。

(4)第4章:翼身组合体气动特性分析。包括:①翼身组合体绕流特点;②翼身组合体升力特性;③翼身组合体力矩特性;④翼身组合体阻力特性;⑤算例。

(5)第5章:飞行器的气动特性分析。包括:①翼身组合体对尾翼的干扰;②尾翼的气动特性;③飞行器升力与阻力特性;④飞行器俯仰力矩特性;⑤算例。

(6)第6章:飞行器的侧向力和横侧力矩特性。包括:①飞行器横侧运动特点;②飞行器的侧向力和航向力矩特性;③飞行器的滚转力矩特性;④飞行器的铰链力矩特性;⑤算例。

(7)第7章:高超声速飞行器的气动力与气动热特性。包括:①高超声速气流的流动特性;②高超声速流的基本理论;③牛顿理论及高超声速气动特性计算方法;④高超声速飞行器气动热特性及计算方法;⑤算例。

(8)第8章:飞行器气动特性的数值求解方法。包括:①欧拉方程;②网格生成方法;③有限差分法;④有限体积法;⑤常用数值计算软件简介;⑥算例。

(9)第9章:导弹气动布局设计。包括:①导弹战术技术指标对气动性能的要求;②导弹气动布局的特点;③导弹气动外形设计;④导弹飞行性能计算。

本教材适用于从事航空、航天飞行器设计、飞行力学等专业的本科生、研究生学习使用,亦可供其他有关专业学生和航空、航天工程技术人员参考。

本教材由徐敏教授规划和统稿。具体编写分工为徐敏编写1~4章,安效民编写5~9章。由于水平有限,书中缺点和不足在所难免,恳请读者批评指正。

编 者

2011年6月

目 录

第 1 章 绪论	1
1.1 引言	1
1.2 飞行器的基本类型	2
1.3 飞行器的坐标系	7
第 2 章 机翼的气动特性分析	9
2.1 机翼的几何参数	9
2.2 翼型的低速气动特性	11
2.3 翼型的亚声速气动特性	19
2.4 翼型的超声速气动特性	22
2.5 翼型的跨声速气动特性	34
2.6 机翼的低、亚声速气动特性	42
2.7 机翼的超声速气动特性	61
2.8 机翼的跨声速气动特性	78
2.9 小展弦比机翼的气动特性	82
2.10 算例	86
第 3 章 机身的气动特性分析	93
3.1 机身的几何参数	93
3.2 机身绕流特点	95
3.3 细长旋成体小迎角气动特性	97
3.4 细长旋成体大迎角气动特性	110
3.5 算例	113
第 4 章 翼身组合体的气动特性分析	116
4.1 翼身组合体绕流特点	116
4.2 翼身组合体的升力特性	120
4.3 翼身组合体的力矩特性	134
4.4 翼身组合体的阻力特性	143
4.5 算例	146

第5章 飞行器的气动特性分析	150
5.1 翼身组合体对尾翼的干扰	150
5.2 尾翼的气动特性	164
5.3 飞行器的升力与阻力特性	170
5.4 飞行器的俯仰力矩特性	174
5.5 算例	192
第6章 飞行器的侧向力和横侧力矩特性	195
6.1 飞行器的横侧运动特点	195
6.2 飞行器的侧向力和航向力矩特性	196
6.3 飞行器的滚转力矩特性	201
6.4 飞行器铰链力矩特性	217
6.5 算例	219
第7章 高超声速飞行器的气动力与气动热特性	222
7.1 高超声速气流的流动特性	222
7.2 高超声速流的基本理论	225
7.3 牛顿理论及高超声速气动特性计算方法	229
7.4 高超声速飞行器气动热计算方法	241
7.5 算例	250
第8章 飞行器气动特性的数值计算方法	253
8.1 欧拉方程	253
8.2 网格生成方法	254
8.3 有限差分法	262
8.4 有限体积法	266
8.5 常用数值计算软件简介	270
8.6 算例	272
第9章 导弹气动布局设计	275
9.1 导弹战术技术指标对气动性能的要求	275
9.2 导弹气动布局特点	277
9.3 导弹气动外形设计	284
9.4 导弹飞行性能计算	292
参考文献	296

第1章 绪 论

1.1 引 言

飞行器空气动力分析与计算方法是运用空气动力学理论的基础知识、数值计算方法等来研究飞行器的空气动力特性及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,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的空气动力,都可以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而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。本教材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。

本教材的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,并针对技术指标要求进行导弹气动布局的设计。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、实验方法和数值计算方法三种。理论分析方法是在研究空气运动规律的基础上,建立各种简化的数学模型,形成控制方程,在一定假设条件下,经过解析推导及运算,得到问题的解析解或简化解。其最大特点是往往给出带有普遍性的信息,在一定条件下可以得到封闭、简单的公式。理论研究的方法一般总是要做一些简化的假定,数学模型只能把事物的主要特征反映出来。因此,理论结果与实际结果总是有差别的,而且对于大量的复杂的空气动力问题,理论分析方法往往会受到限制。实验研究一直是空气动力特性的主要研究手段,通过实验设备直接测量空气运动的参数,获取速度、压力、载荷、力矩等相关数据,结果较为真实、可靠。但实验研究中也存在诸如模型尺寸限制、实验边界影响、支架干扰、测量误差、研究周期长、费用昂贵等不足。随着有限差分、有限元、有限体积等数值求解方法的发展和应用,近些年来,与计算机相结合的计算流体力学(CFD)的数值求解方法已经成为飞行器气动特性分析的最活跃和最有潜力的方法之一。在计算机上采用数值方法求解空气动力基本方程,通过求解各种简化或非简化的方程,获取各种条件下空气运动的数据和作用在飞行器上的载荷、力矩、流动图画等。数值方法可以对有些无法进行实验而又难以做出

理论分析的问题进行求解,但也存在着如数值方法稳定性、精度和可靠性等需要验证和提高的问题。这三种研究方法不是相互排斥,而是相互补充的。需要将三者联系起来分析和计算飞行器的空气动力数据。

1.2 飞行器的基本类型

1.2.1 飞行器的两种对称形式

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,它在此平面内可以做较大的机动飞行。在水平面内只能做缓慢的机动飞行,因为垂直尾翼和机身所产生的侧力都不大。图1-2(a)所示为水平翼,图1-2(c)中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。在图1-2中, $y > 0$ 称上单翼, $y = 0$ 为中单翼, $y < 0$ 为下单翼,翼根弦与机身轴的夹角 φ_{yi} 称为安装角(见图1-2(d))。



图 1-1 面对称飞行器的对称面

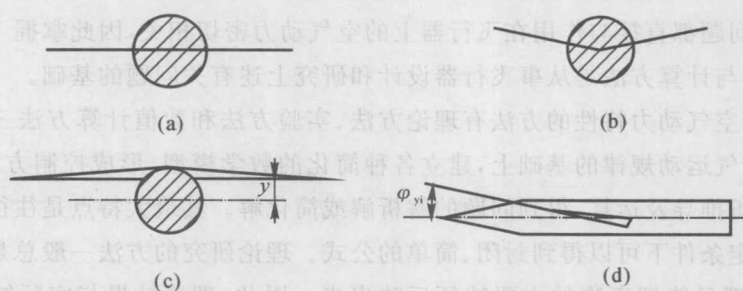


图 1-2 飞行器翼面的布置

(a) 水平翼; (b) 上反翼; (c) 上单翼; (d) 安装角

2. 轴对称飞行器

轴对称飞行器指飞行器的外形关于飞行器的纵轴线相互对称(见图1-3),此类飞行器有十字型和X型。由于它有两对较大的翼面,因而它在任意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做较大的机动飞行,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。

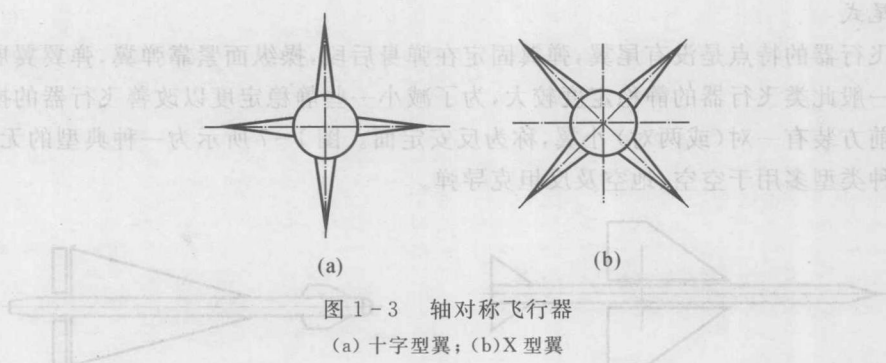


图 1-3 轴对称飞行器

(a) 十字型翼; (b) X型翼

1.2.2 飞行器的几种基本类型

1. 正常式

机翼固定在机身上,机翼主要产生升力以平衡飞行器的重力和使飞行器做机动飞行。尾翼(或平尾的舵面)位于机翼之后,起稳定和操纵作用。尾翼(或平尾的舵面)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。这种尾翼(或平尾的舵面)称为操纵面或舵面。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。

2. 鸭式

若把舵面安放在机翼(通常把产生主要升力的翼面称为机翼)之前,舵面同样起操纵面的作用。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,因此舵面气动效率较高。但主翼受前舵下洗流的影响,翼面升力有所减小。图 1-5 所示为鸭式的空空导弹。

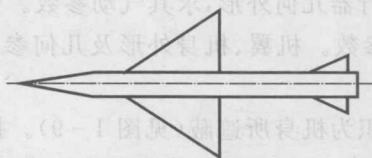


图 1-4 正常式飞行器

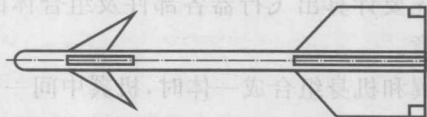


图 1-5 鸭式飞行器

3. 旋转弹翼式

这类飞行器的外形与正常式相类似,弹翼在前、尾翼在后。不同的是,弹翼相对于弹身可以旋转,起操纵面作用,而尾翼是固定在弹身上的,不能转动。尾翼对飞行器只起稳定作用,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。

4. 无尾式

这类飞行器的特点是没有尾翼,弹翼固定在弹身后段,操纵面紧靠弹翼,弹翼翼展较短,翼弦较长。一般此类飞行器的静稳定度较大,为了减小一些静稳定度以改善飞行器的操纵性,通常在弹翼前方装有一对(或两对)小翼,称为反安定面。图 1-7 所示为一种典型的无尾式空空导弹。这种类型多用于空空、地空及反坦克导弹。

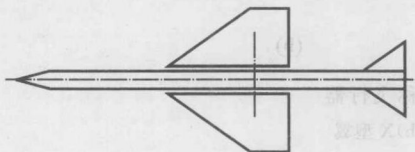


图 1-6 旋转弹翼式飞行器

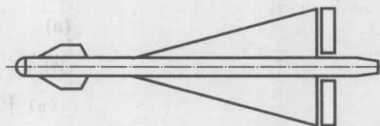


图 1-7 无尾式飞行器

5. 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。有尾翼火箭如 V-2(见图 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。

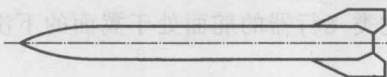


图 1-8 弹道式飞行器

1.2.3 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。对于气动正问题及气动分析而言,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 2 章和第 3 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(见图 1-9)。把它外露在气流中的部分两边合起来,所构成的机翼称为外露翼。凡外露翼参数均加下标“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;

$\eta_{wl} = \frac{b_{0wl}}{b_{pwl}}$ ——根梢比。

在组合体中把外露翼根部的前后缘向机身内延长并交于机身纵对称面,这样组成的机翼称为毛机翼。凡未加下标说明的,则为毛机翼。

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:

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

$$l_{wl} = l - D;$$

$$b_{0wl} = b_0 \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \frac{D}{l} \right);$$

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

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

$$l = l_{wl} + D$$

$$b_0 = b_{0wl} \left(1 + \frac{\eta_{wl} - 1}{\eta_{wl}} \frac{D}{l_{wl}} \right)$$

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

$$\lambda = \lambda_{wl} \frac{1 + \frac{D}{l_{wl}}}{1 + \frac{\eta_{wl} - 1}{\eta_{wl} + 1} \frac{D}{l_{wl}}}$$

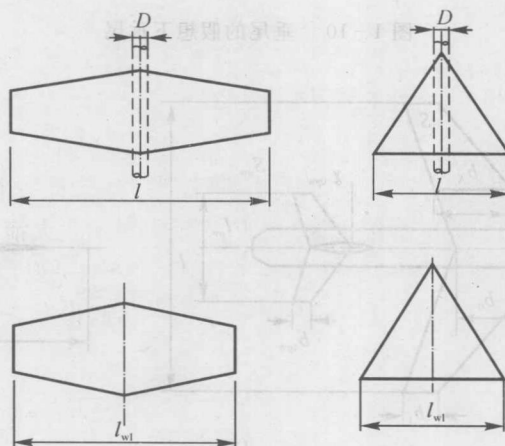


图 1-9 外露翼和毛机翼的几何参数

梯形外露翼和毛机翼的平均气动弦长(定义见第2章式(2-4))及其展向位置为

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

$$b_A = \frac{4}{3} \frac{S}{l} \left[1 - \frac{\eta}{(1 + \eta)^2} \right]$$

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

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

梯形机翼后掠角

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

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

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

飞机的尾翼(平尾、垂尾)都可视为机翼来计算其几何参数,亦可把它分为毛尾翼和外露尾翼参数。只是计算单垂尾几何参数时,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所示。

整个飞行器的几何尺寸与参数见图1-11(a)(b)。图1-11(a)表示飞机的几何尺寸与参

数。飞机的垂尾和平尾参数分别用下标“cw”和“pw”表示。图1-11(b)表示导弹外形的几何参数。导弹有弹翼和尾翼;通常主翼参数用下标“yi”表示,翼面按前后位置区分时,前翼、后翼参数分别用下标“qy”和“wy”表示。

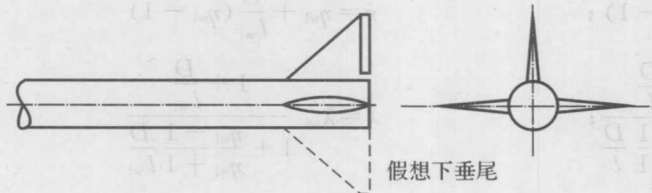
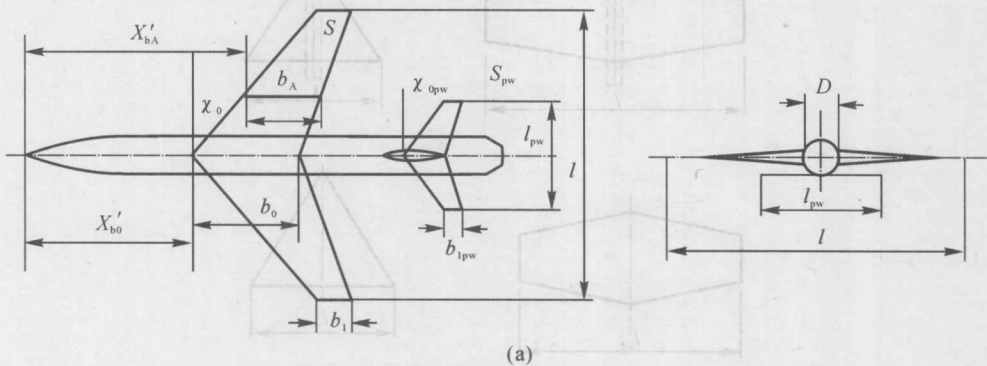
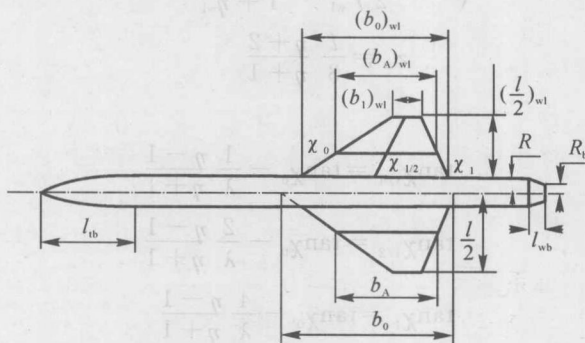
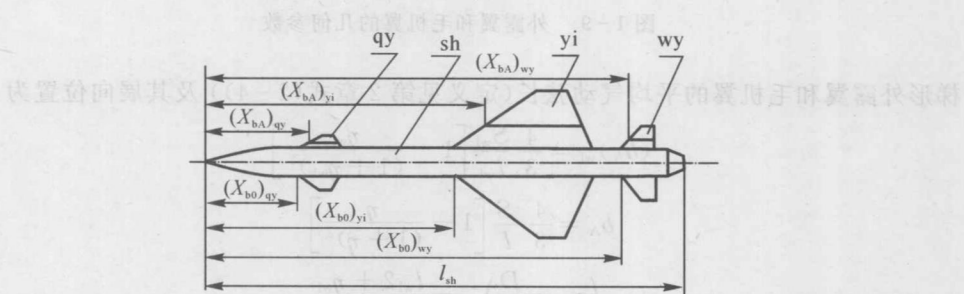


图1-10 垂尾的假想下垂尾



(a)



(b)

图1-11

(a) 飞机的几何参数; (b) 导弹的几何参数

1.3 飞行器的坐标系

在飞行器空气动力分析计算中,经常用到机体坐标系和速度坐标系。

1.3.1 机体坐标系

机体坐标系 $Ox_1y_1z_1$ 是固连在机体上的,坐标原点取在飞行器重心上,纵轴 Ox_1 沿机体轴线,指向前方为正,竖轴 Oy_1 在飞行器的纵向对称平面内,垂直于 Ox_1 轴,指向上方为正,横轴 Oz_1 垂直于 x_1Oy_1 平面(纵向对称面),与 Ox_1, Oy_1 组成右手坐标系(见图 1-12)。

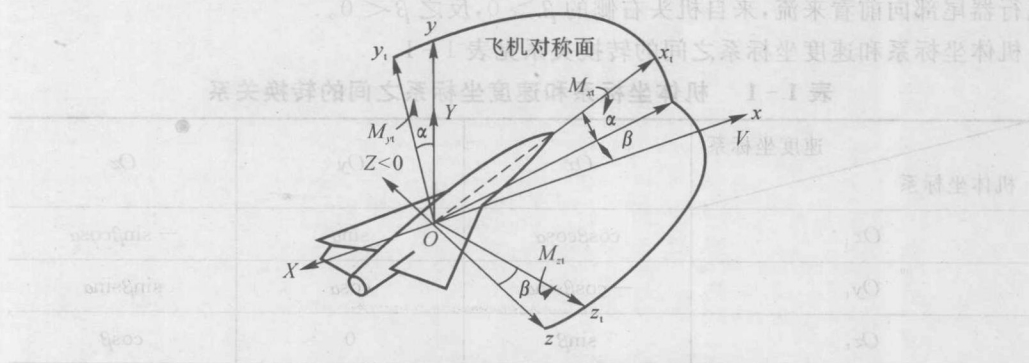


图 1-12 机体坐标系与速度坐标系

空气动力合力沿机体坐标系分解后,得到三个分力,它们是

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

$$Y_t = C_{yt} q_\infty S \quad (\text{法向力})$$

$$Z_t = C_{zt} q_\infty S \quad (\text{横向力})$$

空气动力对飞行器重心的合力矩 $\mathbf{M}$ 沿机体坐标系分解后,得到三个分力矩

$$M_{xt} = m_{xt} q_\infty S l, \quad M_{yt} = m_{yt} q_\infty S l, \quad M_{zt} = m_{zt} q_\infty S l$$

式中, S 为参考面积; l 为参考长度。飞机通常以机翼面积为参考面积,机翼平均气动弦长为参考长度,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。

1.3.2 速度坐标系

速度坐标系 $Oxyz$ 的坐标原点亦取在飞行器重心上, Ox 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 与 Ox, Oy 轴相互垂直,构成右手坐标系(见图 1-12)。

空气动力合力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 $\mathbf{M}$ 沿速度坐标系分解后的三个分量为

$$M_x = m_x q_\infty S l, \quad M_y = m_y q_\infty S l, \quad M_z = m_z q_\infty S l$$

在实际应用中,气动力矩 $\mathbf{M}$ 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 $M_{x_t}, M_{y_t}, M_{z_t}$ 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_{x_t} 写成 M_x ,力矩系数 m_{x_t} 写成 m_x 。其含义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。

1.3.3 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 $\mathbf{v}_\infty$ 在 $x_t O y_t$ 平面(纵向对称面)上的投影与 $O x_t$ 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 $\mathbf{v}_\infty$ 与纵向对称面 $x_t O y_t$ 的夹角。一般从飞行器尾部向前看来流,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转换关系

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2章 机翼的气动特性分析

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,可将机翼视做一个扁平物体。机翼的几何参数主要是指构成机翼的翼型,平面形状——根梢比、展弦比和后掠角、扭转角、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。

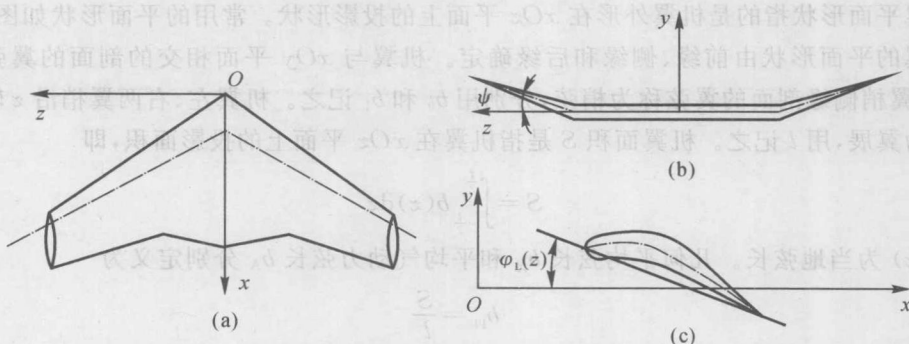


图 2-1 机翼的几何特性和坐标系

(a) 机翼平面形状; (b) 上反角; (c) 翼型、扭转角

2.1.1 翼型的几何参数

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

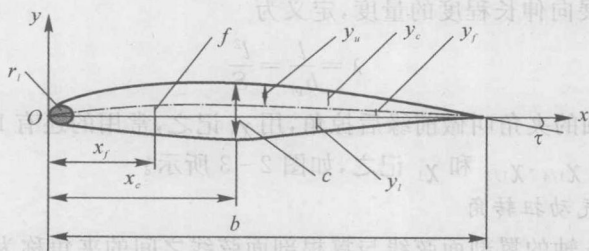


图 2-2 翼型(翼剖面)的几何特性

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 $\bar{y}_c(\bar{x})$ 和中弧线分布 $\bar{y}_f(\bar{x})$ 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

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

式中的正号用于翼型上表面,负号用于下表面。 $\bar{x}=x/b, \bar{y}=y/b$ 分别为纵、横向无量纲坐标。翼型的最大厚度 c 和最大弯度 f 分别除以弦长 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。

2.1.2 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 xOz 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 xOy 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 xOz 平面上的投影面积,即

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

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

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

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

显然, b_{pj} 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

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

梯形后掠翼前缘与 z 轴的夹角叫做前缘后掠角,用 χ_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 $\chi_{1/4}, \chi_{1/2}$ 和 χ_1 记之,如图 2-3 所示。

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 轴的翼剖面的零升力线与翼根剖面的零升力线间的夹角。

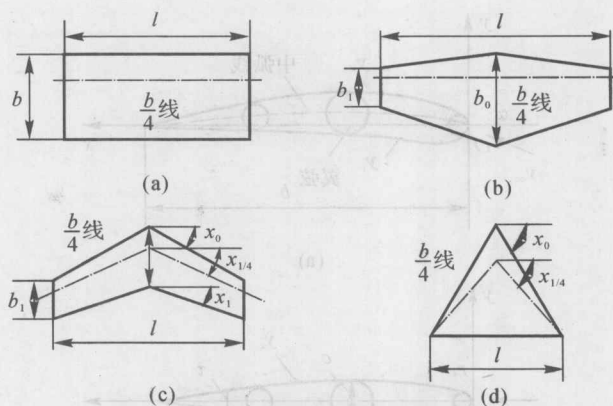


图 2-3 机翼的平面形状和几何特性

2.2 翼型的低速气动特性

2.2.1 翼型的升力和力矩特性

黏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。

2.2.1.1 压强和载荷

根据伯努利方程,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, $\mathbf{v} = (v_\infty + v_x)\mathbf{i} + v_y\mathbf{j}$, v_x 和 v_y 为扰动速度, v_∞ 为来流速度。对于小扰动情况,即 $v_x, v_y \ll v_\infty$, 略去二阶小量后式(2-7a)可简化成

$$C_p = -\frac{2v_x}{v_\infty} \quad (2-7b)$$

弦向点 x 处下翼面与上翼面的压强 p_L 和 p_U 之差为载荷,用符号 $\Delta p(x)$ 记之,并表示为

$$\Delta p(x) = p_L(x) - p_U(x) = \Delta C_p(x) \cdot q_\infty \quad (2-8)$$

式中, $\Delta C_p(x)$ 为载荷系数, $q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2$ 。

对于薄翼,整个翼型是由厚度分布和中弧线叠加而成的,如图 2-4 所示。在小迎角情况下,根据线性化方程和边界条件,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,即

$$C_p = C_{p_c} + C_{p_f} + C_{p_\alpha}$$

式中, C_{p_c} 为当迎角 $\alpha = 0$ 和弯度 $f = 0$ 时,由厚度产生的压强系数; $C_{p_f} + C_{p_\alpha}$ 为中弧线和迎角产生的压强系数。