

外弹道设计理论与方法

Theory and Method of Exterior Ballistic Design

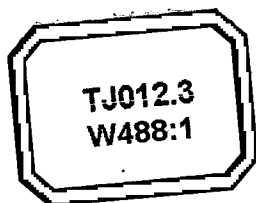
王中原 周卫平 编著



2.3
8:1



科学出版社
www.sciencep.com



外弹道设计理论与方法

Theory and Method of Exterior Ballistic Design

王中原 周卫平 编著

科学出版社

北京

内 容 简 介

本书对弹箭外弹道设计理论、外弹道反设计问题、外弹道设计中的外弹道相似理论以及外弹道相似性应用中的模拟弹设计等进行了系统介绍,为弹箭外弹道设计提供了理论依据和方法。全书共6章:第1章介绍作用于飞行弹丸上的力和力矩;第2章介绍弹丸一般运动方程组;第3章介绍弹丸绕心运动方程的简化;第4章介绍外弹道设计问题与原则;第5章介绍外弹道优化设计;第6章介绍外弹道设计中的弹道相似性理论。

本书可作为弹道、弹药研究人员的参考书,也可作为相关专业的研究生和本科生教材。

图书在版编目(CIP)数据

外弹道设计理论与方法/王中原,周卫平编著. —北京:科学出版社, 2004

ISBN 7-03-014119-9

I. 外… II. ①王… ②周… III. ①枪弹-外弹道-设计-高等学校-教材
②炮弹-外弹道-设计-高等学校-教材 IV. TJ012.3

中国版本图书馆CIP数据核字(2004)第090223号

责任编辑:段博原 贾瑞娜/责任校对:李奕莹

责任印制:钱玉芬/封面设计:耕者设计工作室

科学出版社 出版

北京东黄城根北街16号

邮政编码:100717

<http://www.sciencep.com>

新蕾印刷厂 印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

*

2004年9月第 一 版 开本: B5 (720×1000)

2004年9月第一次印刷 印张: 9

印数: 1—1 200 字数: 180 000

定价: 25.00 元

(如有印装质量问题,我社负责调换〈路通〉)

前 言

近年来,外弹道设计理论与方法伴随着外弹道学在弹箭设计中的应用而逐渐受到重视。外弹道学主要研究各类弹箭的运动规律及其相关问题,是兵器科学与技术中的重要基础学科之一。通常,外弹道学主要介绍常用坐标系和弹箭运动方程组的建立、飞行稳定性理论、射表编制等方面内容,所涉及的内容对开展弹箭研究有重要影响。

一些学过外弹道学的人员,在实际从事弹箭技术研究的初始阶段,对已设计好的弹箭(方案)进行外弹道计算、校验(弹道诸元、飞行稳定性等),感到较适应;而对要求他们自己设计某一弹箭方案或参与方案设计,常感到对所学的外弹道知识不知从何处下手,在一般的外弹道教材中对众多的弹箭结构参数如何影响外弹道性能并如何进行综合协调、匹配等方面,较系统、完整的介绍很少,有时甚至感到外弹道学与弹箭设计应用之间存在脱节。

随着兵器技术的不断提高,对弹箭性能要求也越来越高,这使得将弹箭外形与结构参数对外弹道诸性能综合影响、评价进行系统研究,为弹箭设计提供外弹道技术支持的需求较为强烈。在此状况下,近 20 多年来有关外弹道设计方面的研究较多,这些研究构造了外弹道学与弹箭设计应用中的桥梁,是外弹道学的重要组成部分。

为了有助于弹箭研究人员在实际中应用外弹道学知识进行弹箭设计,我们将这些年来开展的一些外弹道设计研究方面的内容加以整理,形成了本书内容。本书共 6 章,关于外弹道设计理论必须掌握的外弹道学的基本内容,前 3 章对作用于飞行弹箭上的力和力矩、炮弹一般运动方程组的建立、炮弹绕心运动的简化及飞行稳定性条件等作了介绍;第 4 章介绍了外弹道设计问题与原则、外弹道反设计等问题;第 5 章介绍了外弹道优化设计,包括外弹道优化设计中常采用的优化方法、外弹道优化设计数学模型的建立、典型弹种的外弹道优化设计数学模型等;第 6 章介绍了外弹道设计中的弹道相似性理论,主要涉及如何设计小口径炮弹来模拟测试中大口径炮弹的外弹道参数。

由于作者水平有限,书中难免有疏漏和不当之处,希望读者予以批评指正。

王中原

2004 年 3 月于南京

符 号 表

A	弹丸赤道转动惯量	M_{∞}	来流马赫数
a	弹丸加速度	M_z	静力矩
b_x	系数, $b_x = \frac{\rho S_m}{2m} C_x$	M_{zx}	赤道阻尼力矩
b_y	系数, $b_y = \frac{\rho S_m}{m} C'_y$	M_{zx}	极阻尼力矩
b_z	系数, $b_z = \frac{\rho S_m}{2m} dC''_z$	M_y	马格努斯力矩
C	弹道系数; 弹丸极转动惯量	m'_z	静力矩系数导数
C_s	声速	m''_{zx}	赤道阻尼力矩系数导数
C_x	阻力系数	m'_{zx}	极阻尼力矩系数导数
C'_y	升力系数导数	m''_y	马格努斯力矩系数导数
C''_z	马格努斯力系数导数	m	弹丸质量
D	火炮口径	P	空气压强
d	弹径	R	通用气体常数; 地球半径
E_0	炮口动能	R_x	空气阻力
G	重力; 弹丸重量	R_y	升力
g	重力加速度	R_z	侧向力
i	弹形系数	r	弹丸绕自身纵轴转角
k	比热比	$\dot{r}$	弹丸自转角速度
k_z	系数, $k_z = \frac{\rho S_m}{2A} l m'_z$	$\dot{r}_0$	弹丸炮口转速
k_{zx}	系数, $k_{zx} = \frac{\rho S_m}{2A} l d m'_{zx}$	S_m	弹丸最大横截面积
k_{xz}	系数, $k_{xz} = \frac{\rho S_m}{2C} l d m'_{xz}$	S_g	陀螺稳定因子
k_y	系数, $k_y = \frac{\rho S_m}{2C} l d m''_y$	S_d	动态稳定因子
L_n	弹丸头部长度	s	弹道弧长
L_c	弹丸圆柱部长度	T	热力学温度, $T = 273.15K + t$; 全射程飞行时间; 弹丸摆动周期
L_b	弹丸尾部长度	t	摄氏温度; 弹丸飞行时间
l	弹丸长度	v	速度
M	马赫数	v_r	相对速度
		v_0	初速
		W_x	纵风
		W_z	横风

X	射程	θ	弹道倾角
X_{00}	弹丸头部圆弧母线中心至弹顶轴向距离	θ_0	射角
x	弹道上任意点水平距离	Λ	地球纬度
y	弹道上任意点高度	λ	弹丸长细比
z	弹道上任意点侧偏	λ_n	弹丸头部长细比
α	系数, $\alpha = \frac{C}{2A} \frac{\dot{r}}{v}$	λ_c	弹丸圆柱部长细比
α^*	系数, $\alpha^* = \frac{C}{2A} \dot{r}$	λ_b	弹丸尾部长细比
β	弹尾锥角; 系数, $\beta = \sqrt{M_\infty^2 - 1}$	μ	空气黏性系数
Δ	复攻角	ρ	空气密度
δ_1, δ_2	复攻角 Δ 的两个分量	σ	系数, $\sigma = 1 - \frac{k_z}{\alpha^2}$
Δ_p	复动力平衡角	τ	虚温
δ_{1p}, δ_{2p}	复动平衡角 Δ_p 的两个分量	Φ	复摆动角
δ	攻角 (或章动角)	φ_1, φ_2	复摆动角 Φ 的两个分量
δ_r	相对攻角	Ψ	复偏角
η	膛线缠度	ψ_1, ψ_2	复偏角 Ψ 的两个分量
		$\bar{\psi}_{\delta_0}$	弹丸平均偏角
		Ω	地球自转角速度

目 录

前言

符号表

第 1 章 作用于飞行弹丸上的力和力矩	1
1.1 大气特性及标准气象条件	1
1.1.1 空气状态方程和虚拟温度	1
1.1.2 气温、气压随高度的变化	2
1.1.3 我国炮兵的标准气象条件	3
1.1.4 声速随高度的标准变化	4
1.2 重力及科氏惯性力	4
1.3 空气动力及力矩	6
1.3.1 空气阻力	6
1.3.2 阻力系数与弹形系数	8
1.3.3 空气阻力加速度与弹道系数	11
1.3.4 弹轴与速度矢量不重合时的空气动力和力矩	12
1.3.5 弹道方程中常用空气动力和力矩的系数表达式	15
1.3.6 底排弹的减阻	17
1.4 常用的一些获取气动力系数的方法	18
1.4.1 对弹丸空气动力的计算	18
1.4.2 风洞实验方法	19
1.4.3 射击试验方法	20
第 2 章 弹丸一般运动方程组	22
2.1 基本假设及弹丸质心运动方程	22
2.2 常用坐标系	25
2.2.1 地面坐标系	25
2.2.2 速度坐标系	25
2.2.3 弹轴坐标系与弹体坐标系	26
2.2.4 弹轴坐标系与弹体坐标系的关系	27
2.3 弹丸一般运动方程组	28
2.3.1 质心运动方程	28
2.3.2 绕心运动方程	29
2.3.3 应用弹丸一般运动方程组的一些说明	32

第3章 弹丸绕心运动方程的简化	37
3.1 概述	37
3.2 弹丸运动方程的简化	37
3.2.1 质心运动方程组简化	38
3.2.2 绕心运动方程简化	38
3.3 旋转稳定弹丸的飞行稳定性条件	40
3.3.1 陀螺稳定性条件	40
3.3.2 追随稳定性条件	41
3.3.3 动态稳定性条件	42
3.4 尾翼稳定弹丸的飞行稳定性条件	44
3.4.1 静稳定和动态稳定性条件	45
3.4.2 追随稳定性条件	46
第4章 外弹道设计一般问题与方法	47
4.1 外弹道设计一般问题	47
4.1.1 外弹道设计	47
4.1.2 外弹道设计中应注意的问题	48
4.2 外弹道设计中的一些最优解析方法	49
4.2.1 榴弹炮较佳弹重与初速的选定	49
4.2.2 炮弹最小波阻母线方程	50
4.3 外弹道反设计问题	56
4.3.1 外弹道反设计主要要解决的问题及常用计算方法	57
4.3.2 外弹道反设计过程中应注意的一些问题	58
第5章 外弹道优化设计	59
5.1 概述	59
5.2 外弹道优化设计概念	59
5.3 外弹道优化设计可采用的优化方法	60
5.4 外弹道优化设计的数学模型建立	60
5.4.1 构造函数关系	61
5.4.2 目标函数	62
5.4.3 约束函数	62
5.4.4 优化设计变量	63
5.4.5 外弹道优化设计准备	63
5.5 一些典型弹种的外弹道优化设计数学模型	64
5.5.1 小口径火炮用榴弹外弹道优化设计数学模型	65
5.5.2 炮弹地面射程的外弹道优化设计数学模型	68
5.5.3 旋转稳定脱壳穿甲弹外弹道优化设计数学模型	70
5.5.4 对不同弹种的外弹道优化设计一般步骤	74

5.6 一些优化方法在外弹道优化设计中的应用	74
5.6.1 常用直接方法与罚函数法相配合在外弹道设计中的应用	75
5.6.2 序列二次规划方法在外弹道优化设计中的应用	81
5.7 外弹道优化设计中应注意的一些问题	90
5.7.1 外弹道优化设计数学模型最优解的存在性	90
5.7.2 外弹道优化设计中初始迭代点的选取	95
5.7.3 外弹道优化设计变量的参数分析	102
第6章 外弹道设计中的弹道相似性理论	104
6.1 概述	104
6.2 外弹道相似性条件	105
6.2.1 外弹道诸元参数分类	105
6.2.2 外弹道相似性条件	106
6.3 非完全相似条件下的外弹道修正方法	121
6.3.1 问题的引出	121
6.3.2 非完全相似条件下的外弹道修正	121
6.4 外弹道相似性应用实例介绍	127
6.4.1 基本弹和模拟弹的选定	127
6.4.2 模拟弹的方案设计	127
6.4.3 两弹外弹道相似性对比	129
参考文献	132
附录 纯水平液面饱和蒸汽压	133

第 1 章 作用于飞行弹丸上的力和力矩

1.1 大气特性及标准气象条件

地球周围的空气就是通常所说的大气,当弹丸在空中飞行,与它周围的空气存在相对运动时,弹丸与空气之间就存在相互作用,其中空气对弹丸的作用力(矩),称为空气动力(矩)。空气动力对弹丸的飞行弹道及其运动规律有极其重要的影响,可以说求取准确地作用于弹丸上的空气动力参数是求取准确的弹丸飞行弹道的先决条件。因此对弹丸空气动力学的研究,一直是外弹道学研究中的一门重要的基础科学。

弹丸在空气中飞行,大气的特性对空气动力有着重要的影响,因此必须对大气特性方面的知识首先作一介绍。

空气密度是影响弹丸空气动力的重要因素,而它又与空气的压强与温度紧密相关,因此需研究空气密度与气压、气温之间的关系,然后研究气压、气温随高度的变化规律。此外,声音在空气中传播的速度反映了空气的可压缩性,对弹丸受力的大小也有影响,所以需要研究声速随高度的变化规律。在这些基础上,还需要介绍我国炮兵常用的标准气象条件。

1.1.1 空气状态方程和虚拟温度

由物理学知,对于理想气体来说,一定质量气体的压强 P 、密度 ρ 和绝对温度 T 三个状态参数之间满足以下的状态方程关系,即

$$\frac{P}{\rho} = RT \quad (1-1)$$

式中: R 为气体常数,与该气体的摩尔质量成反比。对不同气体, R 的数值不同。

然而在实际中,空气通常是具有水蒸气的湿空气,它是否可以直接采用式(1-1)在实际中应用呢?

根据空气的平均摩尔质量可计算出干空气的气体常数 $R_1 = 287(\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K}))$,水蒸气的气体常数 $R_2 = 462(\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})) \approx \frac{8.05}{5} R_1$ 。

实际中的湿空气由于干空气和少量水蒸气混合而成,设干空气和湿空气在温度 T 下单独存在时的密度和气压分别为 ρ_1 、 P_1 和 ρ_2 、 P_2 ,对应的状态方程分别为

$$\rho_1 = \frac{P_1}{R_1 T}, \quad \rho_2 = \frac{P_2}{R_2 T}$$

根据分压定律,湿空气的总气压 P 为干空气分压 P_1 和水蒸气分压 P_2 之和, ρ_1 、 ρ_2 之和为大气(湿空气)的密度 ρ ,故根据以上关系可得

$$\rho = \rho_1 + \rho_2 = \left(P_1 + \frac{5}{8.05} P_2 \right) \frac{1}{R_1 T} = \frac{P}{R_1 T / \left(1 - \frac{3.05}{8.05} \frac{P_2}{P} \right)}$$

设虚拟温度 τ 为

$$\tau = \frac{T}{1 - \frac{3.05}{8.05} \frac{P_2}{P}}$$

则有

$$\rho = \frac{P}{R_1 \tau} \quad (1-2)$$

由式(1-2)可见,引入虚拟温度后,使得实际应用中,对一般湿空气的气压与密度关系可采用形式上完全类似于干空气的状态方程,非常方便,故在外弹道学中通常所说的气温,除非特殊说明一般均指虚温。

在实际中要注意对虚温的正确使用。通常空气中的水蒸气分压 P_2 称为绝对湿度,它与饱和蒸汽压的比值称为相对湿度。一般在外弹道试验中对测得的当时气温 T ,需根据当时空气的相对湿度情况转换成虚温,再代入式(1-2)计算气温、气压与密度之间的关系。

饱和蒸汽压力值在专门的气象书中可查到,有的外弹道书中也将它随温度的变化列出,但通常范围较小(在 $-20 \sim 40^\circ\text{C}$ 之间),本书附录中列出了在更大温度范围内的饱和蒸汽压力变化情况,便于实际使用中查阅。

1.1.2 气温、气压随高度的变化

地球周围的大气,根据温度变化规律的不同可分为若干层。最下面一层称对流层,它的特点是越接近地面温度越高。这主要是由于大气本身直接吸收太阳辐射热量的能力小,大部分太阳辐射的热量被地球表面所吸收,地表温度升高后反过来又向大气辐射,因而使越靠近地表部分的大气温度越高,在这一层内空气不断经历着受热上升,膨胀而冷却,压缩而下降再受热的过程,这样就形成空气的上下对流。对流层的高度随季节和地理纬度的不同而变化,在赤道处的年平均高度约为 17km,而在纬度 45° 左右的年平均高度约为 11~12km。

对流层以上为同温层,这一层内的特点是气温随高度变化很小,空气没有上下对流,故又称为平流层。同温层顶高在 80km 左右。

在对流层与同温层之间有一过渡区间,称为亚同温层。

如图 1-1 所示,气压随高度的变化取决于空气在铅直方向上的压力状况。设在距地面高度 y 米处有一上下底面积为 s ,厚度为 dy 的空气微团,其所受重力为

$\rho g s dy$, 又设此空气微团下底面处气压为 P , 上底面处气压为 $P + dP$, 且空气在铅直方向运动时加速度很小可忽略不计, 所以在上述力作用下该空气微团在铅直方向上处于力学上的平衡状态, 由此存在关系, 即

$$sP - s(P + dP) - \rho g s dy = 0$$

简化后得

$$dP = -\rho g dy \quad (1-3)$$

将式(1-2)代入, 有

$$\frac{dP}{P} = -\frac{g dy}{R_1 t} \quad (1-4)$$

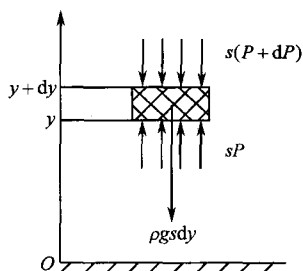


图 1-1 空气微团在铅直方向受力状况

由上面关系可知, 只要知道了虚温随高度 y 的变化规律, 就可积分求出气压随高度的变化规律。

1.1.3 我国炮兵的标准气象条件

上面讨论的气温、气压、湿度等均是反映大气特性的气象诸元, 它们随着季节和地区的不同差别很大。为了便于编制弹道表和射表, 对于一个地区来说, 必须确定一个标准气象条件, 弹道表和射表就是根据这个标准气象条件编制的, 对于射击时实际气象条件与标准气象条件不同造成的弹道偏差, 可以用射表中的修正诸元来修正。

标准气象条件包括地面标准值和随高度变化的标准分布规律。我国炮兵用标准气象条件的地面值为

$$t_{0n} = 15^\circ;$$

$$P_{0n} = 100 \text{ kPa};$$

$$a_{0n} = 846.7 \text{ Pa (相对湿度 50 \%)};$$

$$\tau_{0n} = 288.9 \text{ K};$$

$$\rho_{0n} = 1.206 \text{ kg/m}^3;$$

无风雨。

温度随高度分布的标准定律为:

$$y \leq 9300 \text{ m (对流层)}$$

$$\tau = \tau_{0n} - Gy \quad (1-5)$$

$$G = 6.328 \times 10^{-3}$$

$$9300 \text{ m} < y \leq 12\,000 \text{ m (亚同温层)}$$

$$\tau = A - B(y - 9300) + C(y - 9300)^2 \quad (1-6)$$

式中: $A = 230.2$, $B = 6.328 \times 10^{-3}$, $C = 1.172 \times 10^{-6}$ 。

$$12\,000\text{m} < y \leq 30\,000\text{m} \text{ (同温层)}$$

$$\tau = 221.5\text{K} \quad (1-7)$$

将上面气温随高度的标准分布代入式(1-4)、式(1-2),立刻可以获得对应气象条件随高度变化的标准定律。

1.1.4 声速随高度的标准变化

由物理学知,声音在空气中传播的速度 C_s 与空气中压强对空气密度的导数有关,其关系式为

$$C_s = \sqrt{\frac{dP}{d\rho}} \quad (1-8)$$

它表明:声速的大小反映出空气的可压缩性。声速大,则空气的可压缩性小;声速小,则空气的可压缩性大。

声音在传播过程中,空气的压缩与膨胀是在很短的时间内进行的,可以看作是绝热过程。因此由绝热过程状态方程可得

$$\frac{P}{\rho^k} = \frac{P_0}{\rho_0^k}$$

求导得

$$\frac{dP}{d\rho} = k \frac{P_0}{\rho_0^k} \rho^{k-1} = k \frac{P}{\rho}$$

代入式(1-8)得

$$C_s = \sqrt{\frac{kP}{\rho}}$$

式中: k 为绝热指数,对空气取为 $k=1.404$ 。

由式(1-2)及上式可得

$$C_s = \sqrt{kR_1\tau} \quad (1-9)$$

根据气温 τ 随高度变化的标准定律,就可由式(1-9)求出声速随高度的标准变化。

由前面介绍的标准气象条件地面值知,声速的地面标准值为

$$C_s = \sqrt{1.404 \times 287 \times 288.9} = 341.2(\text{m/s})$$

1.2 重力及科氏惯性力

任何物体均受重力作用,弹丸在空中运动时也不例外。

由于地球存在自转和绕太阳的公转,而通常研究弹丸的运动又是在地球上进行的,所观察的运动速度和加速度自然是相对于地球的,所以用力学定律来直接研

究弹丸相对于地球的运动就会产生误差,为此必须先研究弹丸相对于地球的加速度和绝对加速度之间的关系。

忽略地球绕太阳的公转,地球可以近似看成定轴转动的球体。设弹丸在地心引力 F 作用下产生的绝对加速度为 a ,它是几部分加速度的合成,即

$$a = a_r + a_e + a_c \quad (1-10)$$

式中: a_r ——弹丸相对于地球的加速度;

a_e ——弹丸在所处位置随同地球旋转时的牵连加速度(即向心加速度);

a_c ——由于地球旋转和弹丸相对于地球运动产生的加速度,一般称之为科氏加速度。

由牛顿第二定律知

$$F = ma_r + ma_e + ma_c$$

由于通常研究的是相对于地球的运动,故上式可改写为

$$ma_r = F - ma_e - ma_c = G + F_c \quad (1-11)$$

式中: $G = F - ma_e$;

$$F_c = -ma_c。$$

G 是重力,它是地心引力与离心惯性力的矢量和,我们通常用弹簧秤或其他仪器测出的物体重量就是此力。 G 与质量的比值就是重力加速度 g 。

由于离心惯性力的大小与纬度 Δ 有关,因而重力大小与纬度有关。根据理论和实验得到计算重力加速度的近似公式,即

$$g = g_{\Delta_0} (1 + 0.00529 \sin^2 \Delta) \quad (1-12)$$

式中: g_{Δ_0} 指在赤道处 ($\Delta = 0^\circ$) 的重力加速度值, $g_{\Delta_0} = 9.7805 \text{ m/s}^2$ 。

式(1-12)反映了重力加速度随地球纬度的变化关系,进一步分析这种变化关系可知,重力加速度随纬度变化不大,在实践中可以忽略弹丸飞行中由于纬度变化而带来的重力加速度变化。

由于地心引力的大小是与物体距地心距离的平方成反比的,因而重力加速度的大小也与物体距地球表面的高度有关,重力加速度与高度 y 的近似关系式为

$$g_y = g_0 \left(1 - \frac{2y}{R} \right) \quad (1-13)$$

式中: g_0 ——地面的重力加速度值;

g_y ——距地面 y 处的重力加速度值;

R ——地球半径。

由于地球并非规则的几何体,为便于计算,有必要简化成比较规则的几何模型,现今常用椭球模型和圆球模型。对椭球模型来说,其两轴长度分别为:

长半轴(赤道平均半径) = 6 378 245m;

短半轴(极半径) = 6 356 863m。

对于圆球模型,可以用不同方式来确定地球半径。如按体积来说,具有和椭球体相同体积的球体半径为6 371 110m,我们常用地球半径计算此值,即取

$$R = 6\,371\,110(\text{m})$$

对式(1-13)计算分析可知,当 $y = 32\,000\text{m}$ 时, g_y 值仅比地面值 g_0 减小约 1%。因此对飞行距离仅几十公里内的弹丸来说,重力加速度 g 可看作常数。重力加速度的国际标准值为 $9.806\,65\text{m/s}^2$,而在我国,常用的炮兵射击条件中取重力加速度值为 9.80m/s^2 。

$F_c = -ma_c$ 为科氏惯性力。其中 a_c 为科氏加速度,即

$$a_c = 2\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{V} \quad (1-14)$$

式中: $\boldsymbol{\Omega}$ ——地球自转角速度;

$\mathbf{V}$ ——弹丸相对于地球表面的速度。

当弹丸相对地球表面速度为零时,科氏加速度为零。一般科氏加速度对飞行弹道的影响较小,如不加特殊说明,在外弹道计算中常常忽略不计。

1.3 空气动力及力矩

弹丸在空中运动时将受到空气的作用而产生一些作用力和力矩,称之为空气动力和力矩,它们对弹丸的飞行运动产生极其重要的影响,可以说对弹丸飞行弹道计算是否准确很大程度上取决于空气动力数据是否准确。一般弹丸在飞行中受到作用的空气动力和力矩主要有阻力、升力、侧向力、翻转力矩(或静稳定力矩)、赤道阻尼力矩、极阻尼力矩、马格努斯力矩等,下面分别作一介绍。

1.3.1 空气阻力

当弹丸在空中飞行时,作用在弹体上的空气动力合力在弹丸飞行速度方向上的分量、方向与飞行速度方向相反的力,称为空气阻力。在诸空气动力中,以空气阻力对弹丸的飞行运动影响最大、最明显,空气阻力一般由以下几部分构成。

1. 摩擦阻力

当弹丸在空气中运动时,由于空气的黏性,使弹体表面附近的一薄层的气体也产生随弹丸向前运动的速度,且在这层空气内越靠近弹体表面,随弹体向前运动的速度越大(与弹体的相对速度越小),因而沿弹表面向外存在速度梯度,这一薄层气体称之为附面层。由于在附面层内存在速度梯度,层与层之间将产生相互作用力,即黏性力。弹体也将受到表面上空气的黏性力,其方向与弹体表面平行、与弹丸运动方向相反,称之为摩擦阻力。

摩擦阻力的大小主要与弹丸运动速度、弹丸表面的粗糙程度、弹体侧表面积的大小及空气的黏性等有关。

2. 底部阻力(涡阻)

弹丸向前运动时,弹体表面气流在绕流弹丸至弹底截面处时,绕流弹底折转难以完全充满弹底空间,且在弹底附近气流折转过程中流线破碎,出现许多漩涡,流动非常复杂,如图 1-2 所示,此时在弹丸底部形成一个空气较稀薄、压力较低的涡流区,从而形成一底部阻力(也称涡流)。

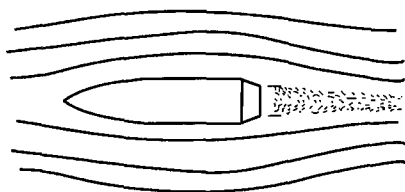


图 1-2 气流绕流弹尾部时状况

底部阻力在弹丸空气中占相当大的比例,它的大小主要与弹丸运动速度、弹丸尾部形状、空气黏性等有关。

3. 激波阻力

弹丸在向前运动过程中,弹头部将压缩前面的空气,使空气的密度和压强产生微小的变化,这些微小的压缩将形成疏密波以声速向周围传播。当弹丸的运动速度远小于声速时,这些微小的扰动能向前方、后方及时传播,弹丸头部附近空气密度和压强不会出现大的变化。但当弹丸运动速度达到或大于声速时,这些压缩扰动来不及向前方传播,弹丸头部众多的疏密波将被压缩形成一厚度极小的空气层,气流经过此空气层后压强和密度都有突跃,此空气层称为激波,它随着弹丸一同向前运动,使激波后弹体表面上保持很高的压强,形成一阻力,称之为激波阻力。在实际中,当气流绕流弹尾部时对应的折转压缩、气流绕流过弹体表面一些形状突变沟槽时(如弹带),均会产生激波,如图 1-3 所示,对应出现激波阻力。通常将弹丸头部、尾部出现的激波称为弹头波、弹尾波。

弹丸飞行速度 v 与当地声速 C 的比值定义为马赫数,用 M 表示。当马赫数等于 1 或略大于 1 时,弹头激波在弹顶部前面不与弹顶接触,且其顶部波面与运动

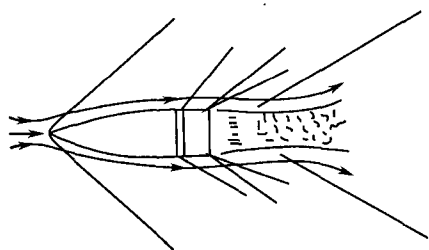


图 1-3 超声速下气流绕流弹丸表面状况

方向垂直,称之为脱体激波。随着马赫数的不断增大,脱体激波与弹顶之间的距离不断缩小,且激波面越来越倾斜,当马赫数增大到某一值以后,脱体激波开始附体,整个激波波面近似为一圆锥面,此圆锥的半锥角为激波角,它随马赫数的增大而减小。

按照激波阻力产生的原因,似乎仅当弹丸飞行速度大于或等于声速才会产生波

阻,而在实际中,当弹丸飞行速度虽未达到,但接近于声速时,也会出现波阻。这是由于当气流在绕流弹体表面过程中,在某些区域存在气流膨胀、加速,以致在弹体表面局部区域流速达声速以上,此时若存在一些强干扰源(如弹表面凸起、沟槽等),则对应产生激波,从而出现波阻。

对于超声速飞行的弹丸来说,激波阻力占全弹总阻的大部分,它的大小主要取决于弹丸飞行速度、弹丸形状等。

1.3.2 阻力系数与弹形系数

弹丸所受的阻力对其飞行运动有重要的影响,也是我们评价弹丸气动力性能的重要依据之一。但阻力是有量纲的参数,它受弹丸尺寸变化等影响,直接对两弹的阻力进行比较是很不方便的。为此在弹丸空气动力学中引入阻力系数概念。

根据前面对弹丸阻力的介绍,阻力的大小主要与弹丸形状与尺寸、表面粗糙度、弹丸相对于空气的速度、空气的特性等有关。在空气动力学中,理论与实验研究均表明,弹丸的空气阻力大小与一特征面积成正比,与空气密度也成正比。其一般表达式为

$$R_x = \frac{\rho v^2}{2} S_m C_{x_0} \quad (1-15)$$

式中: ρ ——空气密度;

v ——弹丸相对于空气的速度, $\frac{\rho v^2}{2}$ 习惯上称为速度头;

S_m ——特征面积,通常取弹丸的最大横截面积;

C_{x_0} ——阻力系数,下标 0 表示弹轴与速度矢量夹角为零时的阻力系数。

阻力系数是我们对不同弹形进行气动力性能比较,进行外弹道计算的最常用空气动力系数之一。它与弹丸的形状、运动状况等有关,在一具体的弹形下,它的大小与马赫数、雷诺数及一些大气参数等有关。其中雷诺数为

$$R_e = \frac{\rho v l}{\mu} \quad (1-16)$$

式中: ρ ——空气密度;

v ——弹丸相对于空气的速度;

l ——弹丸特征长度(如可取为弹长);

μ ——空气的黏性系数。

雷诺数主要影响阻力中的摩阻部分,当 $M > 0.6 \sim 0.7$ 后,一般开始出现局部激波,此时摩阻仅占总阻中的很小部分,而当 $M < 0.6$ 时,试验表明阻力系数变化很小,近似为常数。所以在一般的阻力系数分析中,通常忽略雷诺数 R_e 的影响而近似认为 C_{x_0} 仅为 M 的函数。图 1-4 所示的是典型的阻力系数 C_{x_0} 随马赫数 M