



华夏英才基金学术文库

激波与边界层主导的复杂流动

李素循 著

科学出版社

北京

序

在超声速/高超声速流动中,有激波/边界层互相作用的流动是一种最常见的复杂流动现象,在确定流动特性时涉及空气动力学中的许多没有解决的难题,但是这些问题对于现代高速飞行器研制有十分重要的影响。

实际上,从 20 世纪 40 年代开始,人们就已经注意到高速气流中激波与边界层相互作用的问题。首先实验发现,由于激波产生了极强的流动参数沿纵向的变化,破坏了边界层的基本假设,即在高雷诺数情况下,横向参数的导数要比纵向导数高一个数量级。此时,边界层模型已不适用,使得理论上的流动模型重回到纳维-斯托克斯方程(即 N-S 方程)。由于当时计算流体力学(CFD)还处在发展的初期阶段,用数字模拟求解 N-S 方程存在极大困难,理论工作主要围绕改进的边界层理论、推广卡门(Karman)积分关系法等,但总的说来,进展不显著。实验研究在当时占据了很重要的地位,但实验也受到限制并且有难度:一是实验设备很难或者几乎做不到完全模拟实际流动,二是用于流场精细结构测量的技术手段不足。

近年来 CFD 技术发展很快,技术日益成熟,但是也还是限于比较简单情况(如书中的层流压缩拐角等),还没有建立普遍适用的湍流及转捩模型,因此还需要依靠直接数值模拟方法。目前的计算机模拟能力距离实际需要还有相当的差距,所以我们现在所见到的,散布于各种文献中的结果,大多取自实验研究。再者,数值模拟所取得的结果,其可靠性也有赖于认真地与实验结果对比与分析,理论上讲数值模拟可以完全模拟实际流动,但前提是所提供的部分模拟结果应与实验结果基本一致。从这个意义上讲实验是基础。

该书从认识流动中复杂的物理问题以及了解主导流场特性的因素为出发点,以实验研究结果为主线,汇集和分析了国内外大量实验研究和数值模拟的结果,探讨了有关问题的研究现状,反映了国外长期的研究成果,同时也包括了相当一部分国内研究成果,特别包括了作者和她的研究小组的部分有关研究成果,这些工作看似一般,实际上富有创造性。

综观全书内容,可以看出,该书是为超声速/高超声速飞行器设计服务的,但它并不像一般的设计手册那样,直接提供有关气动力、气动热环境与载荷的设计数据,其主要目的是通过对典型流场(如钝舵绕流、突台绕流、压缩拐角流动、双椭圆体绕流以及更复杂的喷流与主流干扰流场等情况)的描述,细致地勾画飞行器设计中遇到的大量激波/边界层相互作用流动的物理现象,进一步揭示其作用机

理,使得飞行器整体与局部气动设计更有依据,不致因为一些看似“细小”的疏忽,而影响对总体气动性能的准确预示。该书为读者提供了一些精细的绕流显示图片,有助于直观与深入地了解复杂流动机理。

关于激波/边界层相互作用所诱发的复杂流动研究已有几十年的历史,但是我们还没有看到这方面系统的专著,该书是一次尝试。希望该书能使读者大致了解有关问题的研究处于怎样阶段,哪些问题可以认为基本解决,或可满足工程设计的初步需求,还有哪些复杂的问题有待更精细的实验技术的发展与数值模拟能力大幅度提高之后才有可能获得完善的答案。我们相信该书的出版,不但可以为现代高速飞行器设计提供基础性的技术支撑,而且会更有效地带动相关研究领域的工作,促进我国高超声速技术的发展。

庄逢甘

2006年10月

前 言

飞行器在超声速/高超声速飞行中,绕流场内存在着多种复杂流动现象;例如由于绕复杂外形流动、飞行姿态改变、内外流场干扰、不同介质的多相流干扰,甚至有化学反应的非平衡效应所引起的复杂流动等。本书选择了流场中存在激波与边界层,并由它们主导的复杂流动为题,展开分析与论述。因为这是一类工程应用中相当普遍存在的现象,认识与判断这些流动特性,是现代高速飞行器研制中不能回避的问题。

在飞行器设计过程中,往往需要解决针对性很强的工程问题,并为此而建立理论模型、数值模拟和实验研究方法。这类问题的工程背景明确,但是解决这些问题所涉及的空气动力学知识,目前并不完备,不论是理论基础、数值模拟技术,还是实验模拟能力,都很难完全回答清楚实际问题。因此,作者试图从国外与国内数十年的研究成果中梳理出一些应用基础知识,提供读者参考。

本书内容主要考虑由于复杂飞行器外形所引起的典型复杂流场特性及其形成机理、影响因素和减少与避免不利干扰的途径。一方面通过大量实验研究,从物理条件方面提供研究结果,同时使用各种测量技术的误差分析讨论结果的可信程度。另一方面应用一些数值模拟结果,进一步描述实验难以测量的流场特性。在这些数值模拟方法中采用不同的理论模型与数值处理方法,需要实验结果帮助验证。这样通过不同的途径尽可能地描绘复杂流动特性,说明流场中存在激波与边界层相互作用的机理:流场中的简单激波如何在干扰条件下形成多激波系,确定边界层分离与再附条件,以及这种干扰流场在多大的范围内影响空气动力及气动加热环境,怎样确定干扰域内的空气动力及气动加热载荷等。这些内容既涉及现代空气动力学的基础课题研究,也直接关联工程实际应用问题。

本书共分6章,基本按照绕流物体的几何外形排序:第1章,概论;第2章,圆柱与钝舵绕流特性;第3章,方柱绕流与低台绕流特性;第4章,压缩拐角流动;第5章,超/高超声速流绕双椭球外形流动;第6章,喷流引起激波/边界层干扰流动。

作者希望本书为现代高速飞行器的研制提供应用基础方面的支持,对空气动力学界的同行深入了解激波与边界层主导的复杂流动特性有所帮助,对于需要解决的问题更加明确,从而对建立专门基础研究与实际应用之间的通路有所贡献。

李素循

2006年9月

主要符号表

a	声速
C_p	定压比热
C_v	定容比热
C_f	摩阻系数($\equiv 2\tau_w / \rho_\infty V_\infty^2$)
C_p	压力系数($\equiv 2(p_w - p_\infty) / \rho_\infty V_\infty^2$)
f	函数关系
H	总焓值
h	静态焓值
L	长度, 参考长度
M	马赫数
$p(P)$	压力
Pr	普朗特数
$q(Q)$	热流密度、来流动压 $\equiv \rho_\infty V_\infty^2 / 2$
Re	雷诺数
St	斯坦顿数($\equiv q_w / [\rho_\infty V_\infty (h_{0\infty} - h_w)]$)
T	温度
V	速度
$x, y, z, / X, Y, Z$	笛卡儿坐标系三个分量
u, v, w	在 x, y, z 三个方向分速度
希腊字母	
α	攻角
γ	比热比
Λ	后掠角
δ	边界层厚度
δ^*	边界层位移厚度
θ	边界层动量厚度、压缩角
μ	黏性系数
ρ	密度
τ	摩擦力

下标

0	驻点, 总参数
∞	自由流条件
a	大气参数
aw	绝热壁
j	喷流
pk	峰值
rad	壁面辐射
ref	参考
s, u	未干扰量
sep	分离
w	壁面
l	层流
t	湍流
t_2	激波后总参数

目 录

序

前言

主要符号表

第 1 章 概论	1
1.1 飞行器发展的需要	1
1.2 飞行器绕流场的特性	2
1.2.1 超声速绕流场中的激波系	2
1.2.2 流场中的激波特性	2
1.2.3 飞行器外流场的复杂绕流	4
1.3 飞行器表面的边界层概念	5
1.3.1 边界层与激波层	6
1.3.2 速度边界层与温度边界层	6
1.3.3 高超声速平板边界层中的黏性相关系数	8
1.4 激波与边界层干扰流动特性	8
1.5 数值模拟与地面实验	9
参考文献	10
第 2 章 圆柱与钝舵绕流特性	11
2.1 引言	11
2.1.1 概述	11
2.1.2 复杂干扰流场简介	13
2.2 竖直圆柱干扰平板流动	17
2.2.1 层流干扰平板表面压力分布特性	17
2.2.2 湍流干扰平板表面压力分布特性	20
2.2.3 层流干扰下平板对称线上热流密度分布特性	28
2.2.4 湍流干扰下平板表面传热分布特性	32
2.3 圆柱(钝舵)前缘流场干扰特性	37
2.3.1 圆柱/钝舵前缘中心线压力分布特性(层流边界层)	37
2.3.2 圆柱/钝舵前缘表面压力分布特性(湍流边界层)	38
2.3.3 圆柱/钝舵表面上的传热特性(湍流边界层)	41
2.4 后掠角的影响	43

2.4.1 后掠角对平板上压力分布的影响	43
2.4.2 后掠角对平板上热交换的影响	47
参考文献	51
第3章 方柱绕流与低台绕流特性	53
3.1 引言	53
3.2 绕方柱流动特性	53
3.2.1 设备与测量系统	54
3.2.2 模型与测量位置	54
3.2.3 实验条件与内容	55
3.3 绕方柱流场主控参数研究	55
3.3.1 流场中的激波系与表面油流谱显示	55
3.3.2 表面静压比分布规律	57
3.4 圆柱与方柱干扰流场对比	60
3.4.1 圆柱与方柱压力分布对比	60
3.4.2 方柱与圆柱干扰流场差别	60
3.5 低台绕流	61
3.5.1 低台激波/湍流边界层干扰引起平板上压力分布变化	62
3.5.2 油流显示分离边界	69
3.5.3 纹影显示空间激波边界	71
3.6 低台绕流结构显示与分析	71
3.6.1 实验设备、模型与实验条件	71
3.6.2 流动显示技术与表面流谱	72
3.6.3 平板分离边界	74
3.6.4 分离涡流动结构	75
3.7 方柱模型尺度的影响	77
3.7.1 模型与实验条件	78
3.7.2 油流显示结果	79
3.7.3 表面压力分布特性与空间激波系	80
3.8 方柱绕流的数值模拟	82
3.9 小结	84
参考文献	84
第4章 压缩拐角流动	86
4.1 概述	86
4.2 二维压缩拐角流动	90
4.2.1 干扰流场的分类	90

4.2.2 层流干扰流场特性	91
4.2.3 层流压缩拐角影响	93
4.2.4 湍流干扰流动特性	98
4.3 二维初始分离角的确定	104
4.3.1 实验研究	105
4.3.2 数值模拟方法	109
4.4 马赫数、雷诺数、壁温比对干扰流场特性的影响	111
4.4.1 马赫数和雷诺数的影响	111
4.4.2 壁温比的影响	113
4.5 三维层流压缩拐角绕流	116
4.5.1 实验模型与实验条件	117
4.5.2 实验数据处理	118
4.5.3 流场特性与波系结构	119
4.5.4 热流密度测量及其表面分布特性	120
4.5.5 小结	123
4.6 三维湍流绕压缩楔面流动($M_\infty = 3.5, 5.0$)	124
4.6.1 实验设备与实验条件	125
4.6.2 模型与实验内容	125
4.6.3 流场特性分析	126
4.7 流场结构显示	129
4.7.1 纹影显示	129
4.7.2 表面油流显示	129
4.7.3 三维展向流动影响	131
参考文献	133
第 5 章 超/高超声速流绕双椭球外形流动	135
5.1 引言	135
5.2 实验设备、模型与试验条件	136
5.2.1 风洞设备性能	137
5.2.2 模型、实验条件与实验内容	137
5.2.3 测量仪器	141
5.2.4 攻角对表面压力分布的影响	142
5.2.5 来流马赫数对表面压力分布的影响	145
5.2.6 攻角对表面热流密度分布的影响	146
5.3 在六座风洞内实验条件、内容、模型的综合比较	148
5.4 流动显示结果	149

5.4.1 纹影显示	149
5.4.2 表面实验流谱与数值模拟流谱的比较	150
5.4.3 数值模拟等密度与等马赫数图	154
5.4.4 一组表面流谱数值模拟结果	157
5.5 小结	159
参考文献	160
第 6 章 喷流引起激波/边界层干扰流动	162
6.1 概述	162
6.1.1 流动分类	163
6.1.2 典型流动	163
6.1.3 喷流与主流强干扰研究	167
6.1.4 飞行器上应用喷流直接力控制示例	168
6.2 流场模拟的相似准则	170
6.2.1 喷流干扰流场是三维突起物干扰的特例	170
6.2.2 喷流干扰流场边界的确定	171
6.2.3 关于相似准则	173
6.3 典型平面喷流干扰流场特性	174
6.3.1 超声速外流与超声速喷流干扰的实验研究	174
6.3.2 高超声速来流与超声速喷流干扰研究	178
6.4 旋成体上喷流干扰流场特性	182
6.5 小结	190
参考文献	190
附录	192
单位转换表	192
感谢	194
彩图	195

第 1 章 概 论

1.1 飞行器发展的需要

在百年航空史中,人类不满足仅仅离开地面,而是追求飞向更高更远的目的地,追求离开地球、飞向宇宙,因此要求飞行器必须具有更高的速度。

自从 20 世纪 30 年代以来,经过 70 年的努力,人类为了超声速飞行所付出的代价以及取得的辉煌成绩,令人难忘。一般地讲,凡是飞行速度超过声速,都可以认为是超声速,随着飞行马赫数的提高,出现了一些异常的特性——高马赫数流动特性。开始并没有明确划分超声速和高超声速的界限,1946 年钱学森先生在《高超声速流相似律》论文中首先提到“高超声速”这一名词,并提出了以马赫数为 5 作为高超声速的分界(Bertin 2003)。这样在超声速流中,将马赫数($M_\infty = V_\infty/a_\infty$)远远大于 1 的情况区分出来,因为在这种条件下流体质点所具有的热力学内能明显低于自由流的动能。在高超声速流场中出现了许多超声速流场中未曾出现的特征。

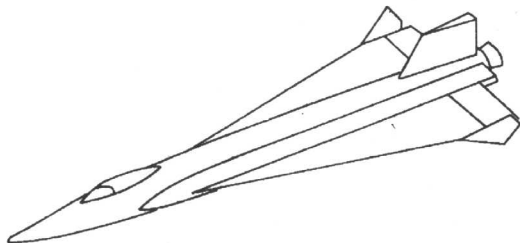
早在 40 年前,有些飞行器已经达到了高超声速,例如,1961 年苏联宇航员加加林乘“东方 1 号”飞船,成功地以高超声速返回地球;1963 年美国飞行员怀特(R.M. White)驾驶试验型喷气飞机(北美 X-15)达到马赫数为 6.7 的高超声速飞行。

20 世纪 70 年代,美国载人航天飞机问世,它具有较高的升阻比、较大的容积率和较好的操纵性,基本上可重复使用(每次飞行后需要修整,但主体不受损)。航天飞机在返回地球进入大气层的过程中,必须由极高的马赫数减速至安全落地速度,其间历经极高超声速、高超声速、超声速、跨声速、亚声速直至落地,包括全速域。在再入过程中最严重的环境出现在高超声速,飞行马赫数大于 20,在机头驻点区的局部压力可达到近百大气压^①,温度近万度。空气在这种条件下出现化学反应,严酷的气动力与气动加热环境,迫使飞机外形设计中放弃一些气动力优化特性,而选择保证结构安全,减少气动加热的外形。在飞机的端头、机翼的前缘都选择了圆钝外形,虽然总阻力增加、升阻比下降,但是减少了严重加热区的热流密度。图 1.1 中给出 X-15 高超声速飞机外形与 X-33 及 STS 航天飞机外形,由于飞行速度不同,气动外形特点不同,X-15 飞行速度较低,外形细长,端头与翼前缘半径比较小。相反,对于重返大气层,外形选择较大的端头与翼前缘半径,

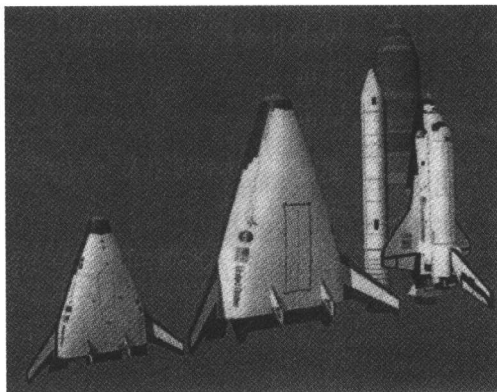
① 1 标准大气压 = 1.01325×10^5 Pa

正是为了满足减小较高超声速条件下气动加热的要求。

为了便于读者阅读本书,补充介绍一些空气动力学的基本概念,包括激波特性、边界层概念、激波/边界层干扰及分离流动。



(a) X-15 高超声速巡航飞行器外形(Reithmaier 1995)



(b) X-33 与航天飞机外形

图 1.1 典型高超声速飞行器外形

1.2 飞行器绕流场的特性

1.2.1 超声速绕流场中的激波系

在超声速流场中,激波是最普遍的现象,在管道内或在飞行器绕流环境之中几乎无处不在。图 1.2 给出了绕飞机外形的激波,机翼与舵前缘的激波示意图。随着飞行马赫数增加,激波更加贴近物面,在波后出现了高温与高压环境。在超声速流场中,激波是不可避免的物理参数间断面。

1.2.2 流场中的激波特性

要了解流场特性,首先需要了解有关激波的基本特征。

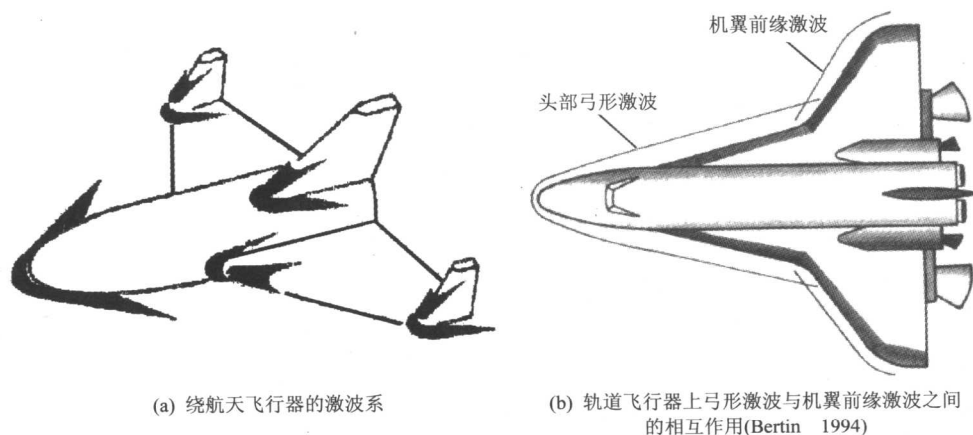


图 1.2 绕飞机外形的激波系

在超声速流场中经常遇到激波现象。飞行器以超声速飞行，对周围环境的扰动以压力波的形式传播，而压力波的传播速度为当地声速，可想而知以超声速运动的物体速度超过了压力波的传播速度，从而引起多重压力波的追赶与集汇，在飞行器前端形成了超强的波前，称之为激波。激波的上游和下游的质量、动量和能量关系式通常可以用连续介质假设，动量、能量守恒方程描述，建立绝热条件下的激波关系式。

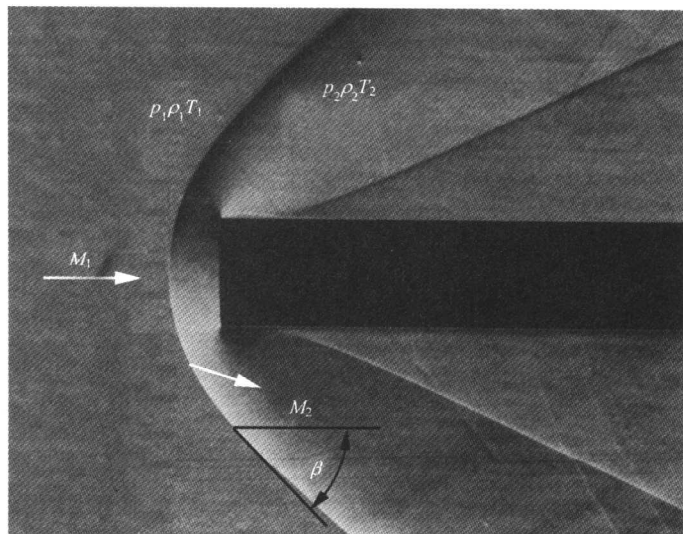
激波上、下游流场特性 图 1.3(a)给出绕过钝头物体的激波外形，以经过激波后的各种物理参数的突跃情况表征激波强度，通常以比值形式给出，对于理想气体，取比热比 γ 为常数(如空气 $\gamma=1.4$)计算波前、波后的参数，在激波上游参数下标记为1，过激波后的下游参数记为下标2，滞止参数下标为0，当地静参数可不标。

流场中的物理量表示为压力比、温度比、密度比、速度比、马赫数比(p_2/p_1 、 T_2/T_1 、 ρ_2/ρ_1 、 V_2/V_1 、 M_2/M_1)等，它们的表达式与计算公式简单，可以从许多气体动力学书籍中查阅。

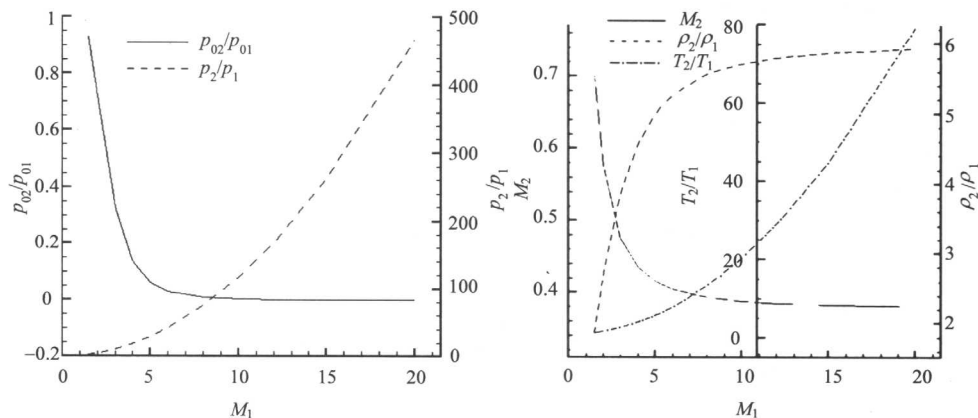
根据这些关系式导出的正激波前后参数的突跃，表示在图 1.3(b)中，左图给出激波前后总压比 p_{02}/p_{01} 与静压比 p_2/p_1 随来流马赫数的变化，其中总压比在 $M_\infty < 5$ 范围内，下降很快；静压比随马赫数增加上升很快。右图表示波后 M_2 、静密度比 ρ_2/ρ_1 与静温度比 T_2/T_1 随来流马赫数的变化，其中 M_2 变化与 p_{02}/p_{01} 相似， T_2/T_1 则迅速上升； ρ_2/ρ_1 在 $M_\infty < 10$ 范围内增长很快，最后趋向一个极限值，对于空气，如取 $\gamma=1.4$ ，则按照理想气体的计算方法， ρ_2/ρ_1 的极限值为 6。

激波外形确定 激波外形取决于绕过物体的外形和来流马赫数。因此描述激波形状的方程式如果已确定，那么根据相应的一阶导数，则可确定激波角度 β 和对应的激波强度。最简单的两种激波即为正激波与斜激波。正激波与来流方向垂直，波后马赫数小于 1，为亚声速流；斜激波与来流方向不垂直，倾斜 β 角，称

为激波角,通常波后为超声速流,马赫数大于1,但是在 β 角接近 90° 时,波后也可能出现 $M < 1$ 的情况。图1.3(a)中的弓形激波,在端头正前方,有一小段视为正激波,而在弓形激波不同的位置,激波斜角 β 不断减小。



(a) 平面圆柱绕流的头激波照片与波前后参数($M_\infty = 2$, Johansen 1958)



(b) 正激波前后的流场参数变化(NACA Report-1135, 1953)

图 1.3 激波外形与正激波前后的流场参数

1.2.3 飞行器外流场的复杂绕流

在光滑的飞行器表面上所嵌装的大大小的突起物,通常引起局部流场环境的改变,但对总体气动特性的影响有时可以忽略不计,有时仅对部分性能有影响,

有时对于关键的气动性能有重要影响。因此必须确定流动的环境以及大致的分类,并按这些分类归纳为基础性的研究题目,以便从机理上对流动特性有深入地了解,然后推广应用。

各类不同突起物是由于特殊的作用而安装的。例如,以机身为主体,则机翼、尾翼都是安装在机身上的突起物,不仅影响了原机身的气动性能,也影响了原机翼、尾翼的气动性能,而其相交部分又构成了特别复杂的三维流场。对于超音速飞行器而言,不仅由于流场中存在着激波,通常突起物还会引起局部流场中的激波与边界层干扰,这些干扰流场中可能会存在流动分离。高速流场中的环境包括了压力场、温度场以及环境噪声,这些参数之间是密切相关的,需要综合起来研究。

在飞行器表面上所嵌装的突起物,包括很大的部件,它们突出于边界层之外,如翼面、裙面、座舱盖等,也包括一些与边界层同量阶的低矮突起物,如电缆罩、天线窗、检修盖、小发动机罩等。

在过去的基础研究之中,有过一个粗略的分类,大体上可分为三类:其一,这类突起物的几何尺度对流场特性没有影响;其二,模型突出于边界层之外,但是模型的几何尺度对流场是有影响的,其中直径 D 、高度 H 及后掠角 Λ 都有影响;其三,突起物的直径、高度均与边界层同量阶,几何尺度与外形对干扰流场有明显影响。

图 1.4 中表明“HERMES”典型部件所引起的干扰,包括钝舵前缘所产生的干扰区、拐角流动区、舵面偏转区以及激波与激波干扰区和激波撞击表面等。

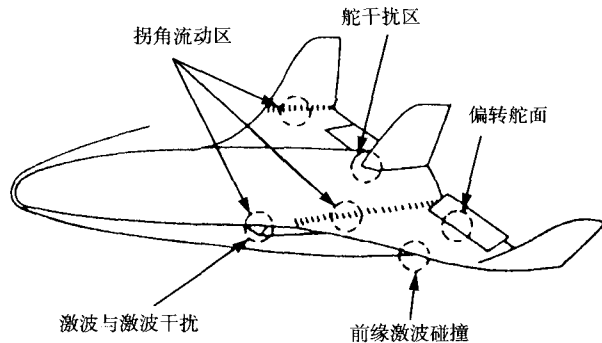


图 1.4 HERMES 外形典型部件所引起的干扰(Korkegi 1971)

1.3 飞行器表面的边界层概念

飞行器表面气体的黏性作用不可忽略,但是在流场的雷诺数相当高时,黏性

影响层很薄，在层内由于黏性而引起的剪切力(τ)和热交换不可忽略，定义为边界层。在层内流体的惯性与黏性都不可忽略，只不过在两个边界(边界层外缘和壁面)上对它们的处理不同。

1.3.1 边界层与激波层

边界层可以分为层流、转捩和湍流三种流态，对其最简单的描述如下：

层流是流体分子之间成层的平行剪切流动，在分子间存在动量与能量交换。

湍流是流体微团、多尺度涡掺混的剪切层流动，在微团之间存在动量与能量交换。

转捩是层流失去稳定性后，间歇地产生湍流区，逐渐地扩大湍流区过渡到完全湍流。

对于高超声速流动，激波贴近物面，在激波与物面之间的流场称之为激波层，此时边界层与激波层不能清楚地分界，整体地需要考虑黏性影响，同时也必须考虑在层内温度的明显变化。因此，关于边界层的定义，可以分为速度边界层与温度边界层。

1.3.2 速度边界层与温度边界层

在物面上一点的速度边界层内，沿物面法向的速度分布可以近似表示为

$$\frac{u}{u_e} = \left(\frac{y}{\delta} \right)^n, \quad \text{层流 } n = 1/2, \text{ 湍流 } n = 1/7$$

其中， u 、 u_e 分别定义为边界层内速度与层外边缘速度， y 为物面法向坐标， δ 为边界层厚度，如图 1.5 所示。

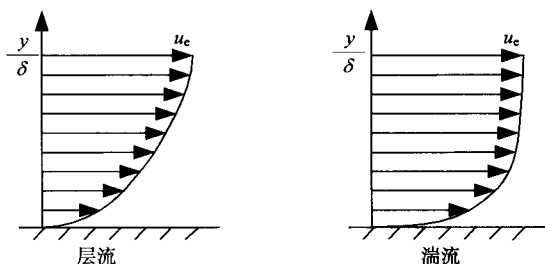


图 1.5 边界层内速度分布

剪切力 τ 与速度梯度成正比， $\tau = \mu(\partial u / \partial y)$ ，壁面上 $\tau_w = \mu_w(\partial u / \partial y)_{y=0}$ ， μ 为黏性系数。

速度边界层厚度有三种定义：

(1) δ ，边界层厚度，表示在 u/u_e 接近 0.99 时黏性层的厚度(有时记为 δ_u)。

(2) δ^* ，边界层位移厚度， $\delta^* = \int_0^\infty \left(1 - \frac{\rho u}{\rho_e u_e}\right) dy$ 表示由于黏性作用使得流过 δ

厚度的层内流体质量减少，而相当于物面边界外移的距离为 δ^* 。

(3) θ ，边界层动量厚度(有时记为 δ^{**})，表示由于黏性作用，使得流过 δ 厚度内的流体动量减少，相当于物面边界外移的距离为

$$\theta = \int_0^\infty \frac{\rho u}{\rho_e u_e} \left(1 - \frac{u}{u_e}\right) dy$$

温度边界层厚度 δ_T ，在物面上确定点($x, y = 0$)，沿法向(y)的温度分布 T/T_w 接近 0.99 时， $y = \delta_T$ ，假如气体的普朗特数 $Pr=1$ ，绝热壁面上温度边界层厚度与速度边界层厚度相当。温度边界层受物面温度的影响，根据不同壁面温度 T_w ，可以分为三种情况：

(1) 绝热壁，即 $(\partial T/\partial y)_w = 0$ ，任何热量均不可穿过物面， $T_w = T_{aw}$ ， T_{aw} 为绝热壁温；在 $Pr=1$ 时， $T_{aw} = T_0$ ，在 $Pr < 1$ 时， $T_{aw} = T_r < T_0$ ， T_r 称之为恢复温度。

(2) 冷壁， $(\partial T/\partial y)_w > 0$ ， $T_w < T_{aw}$ ，热量自流体传入壁面。

(3) 热壁， $(\partial T/\partial y)_w < 0$ ， $T_w > T_{aw}$ ，由壁面向流体传入热量。

如图 1.6 所示。

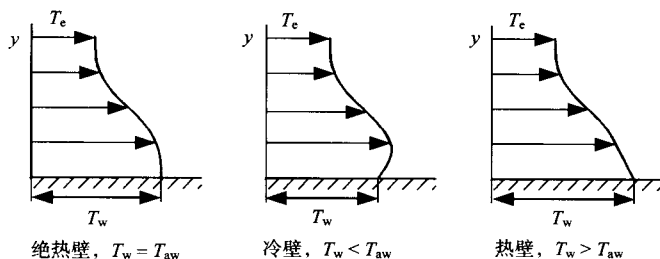


图 1.6 壁面温度对温度边界层的影响

因此可见，边界层厚度的定义本身并不严格，也不可能准确地通过测量或计算得到 δ ，只能得到有一定误差的物理量，在其外边界上 $(\partial u/\partial y)_{y=\delta_u} = 0$ ， $(\partial T/\partial y)_{y=\delta_T} = 0$ 。边界层厚度受到壁温 T_w 的影响，以绝热壁面作为基准，在 $T_w < T_{aw}$ 时，边界层厚度变薄，在 $T_w > T_{aw}$ 时，边界层厚度变厚。这些特性是最简单的二维平板边界层流动特性。在有压力梯度存在时，沿流向的逆压梯度 $\partial p/\partial x > 0$ 使边界层变厚，且速度型发生明显变化，直至 $(\partial u/\partial y)_{y=0} = 0$ ，对应着当地表面摩擦力为