

丛书序

飞得更快一直是人类飞行发展的主旋律。

1903年12月17日,莱特兄弟发明的飞机腾空而起,虽然飞得摇摇晃晃,犹如蹒跚学步的婴儿,但拉开了人类翱翔天空的华丽大幕;1949年2月24日,Bumper-WAC从美国新墨西哥州白沙发射场发射升空,其上面级飞行马赫数超过5,成为人类历史上首次实现高超声速飞行。从学会飞行,到跨入高超声速,人类用了不到五十年,蹒跚学步的婴儿似乎长成了大人,但实际上,迄今人类还没有实现真正意义的商业高超声速飞行,我们还不得不忍受洲际旅行需要十多个小时甚至更长飞行时间的煎熬。试想一下,如果我们将来可以在两小时内抵达全球任意城市,这个世界将会变成什么样?这并不是遥不可及的梦!

今天,人类进入高超声速领域已经快70年了,无数科研人员为之奋斗了终生。从空气动力学、控制、材料、防隔热到动力、测控、系统集成等,在众多与高超声速飞行相关的学术和工程领域内,一代又一代科研和工程技术人员传承创新,为人类的进步努力奋斗,共同致力于达成人类飞得更快这一目标。量变导致质变,仿佛是天亮前的那一瞬,又好像是蝶即将破茧而出,几代人的奋斗把高超声速推到了嬗变前的临界点上,相信高超声速飞行的商业应用已为期不远!

高超声速飞行的应用和普及必将颠覆人类现在的生活方式,极大地拓展人类文明,并有力地促进人类社会、经济、科技和文化的发展。这一伟大的事业,需要更多的同行者和参与者!

书是人类进步的阶梯。

实现可靠的长时间高超声速飞行堪称人类在求知探索的路上极为艰苦卓绝的一次前行,将披荆斩棘走过的路夯实、巩固成阶梯,以便于后来者跟进、攀登,

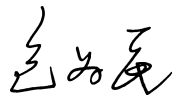
意义深远。

以丛书这样一种出版形式,将高超声速基础研究和工程技术方面取得的阶段性成果和宝贵经验固化下来,有助于建立基础研究与高超声速技术应用之间的桥梁。为广大研究人员和工程技术人员提供一套科学、系统、全面的高超声速技术参考书,可以起到为人类文明探索、前进构建阶梯的作用。

2016年,科学出版社就精心策划并着手启动了“高超声速出版工程”这一非常符合时宜的事业。我们围绕“高超声速”这一主题,邀请国内优势高校和主要科研院所,组织国内各领域知名专家,结合基础研究的学术成果和工程研究实践,系统梳理和总结,共同编写了“高超声速出版工程”丛书,丛书突出高超声速特色,体现学科交叉融合,确保丛书具有系统性、前瞻性、原创性、专业性、学术性、实用性和创新性。

这套丛书记载和传承了我国半个多世纪尤其是近十几年高超声速技术发展的科技成果,凝结了航天航空领域众多专家学者的智慧,既可供相关专业人员学习和参考,又可作为案头工具书。期望本套丛书能够为高超声速领域的人才培养、工程研制和基础研究提供有益的指导和帮助,更期望本套丛书能够吸引更多的新生力量关注高超声速技术的发展,并投身于这一领域,为我国高超声速事业的蓬勃发展做出力所能及的贡献。

是为序!



2017年10月

前言

目前,巡航飞行马赫数大于或等于5的高超声速飞行器备受关注,已成为各航空航天大国研究和竞争的热点。高超声速飞行器的特点是动能大,其巨大的动能通过飞行器头部强烈的激波和黏性摩擦阻力,把飞行器周围的空气加热到数千摄氏度甚至上万摄氏度的高温,绕流中空气分子的振动能激发、分子解离和原子电离,使得空气变成一种随着气体温度变化而持续进行热化学反应的复杂介质。这些现象超出了传统气体动力学的研究范畴。高超声速飞行器周围出现的空气热化学反应,表现出非线性、多物理和多尺度的特点,对流场测试技术提出了极大的挑战。在如此极端的条件下,在对高超声速边界层转捩、高温真实气体效应以及超声速燃烧等科学问题进行研究时,常规的接触式测量技术和传感器应用受限,无法满足科学观测的需求。以光学诊断为主的流场非接触测量技术不仅可以实现复杂流动现象的观测,还可以实现极端条件下的流动参数定量测量,对于复杂机理理论研究、数值仿真验证和工程试验都具有十分重要的意义。

本书围绕高超声速风洞试验对复杂流动现象观测和流场关键参数测量的需求,详细介绍多种高超声速流场光学诊断技术与测量方法。全书共8章。第1章介绍高超声速流动的研究需求与挑战,以及高超声速风洞试验;第2章介绍光学/光谱学基础知识和主要仪器器件;第3章介绍利用辐射光谱技术实现流场的多维表征;第4章介绍激光吸收光谱技术;第5章介绍荧光光谱的基础理论并实现流场结构显示;第6章主要介绍瑞利散射技术、自发拉曼散射技术以及相干反斯托克斯拉曼散射技术等基于散射光谱的流场参数测量方法;第7章介绍基于粒子和高分子的高超声速流场测速方法;第8章对其他光学测量技术进行补充介

绍,进一步完善本书的技术谱系。本书重点介绍一些基本的物理概念,也对众多的技术进行比较深入的介绍和分析。这样的设置,便于读者有效地选取合适的技术应用于具体的工程试验和科学研究中。此外,在技术层面,相较于团队于2013年出版的《风洞非接触测量技术》一书,本书更关注高超声速流场以及燃烧流场测量适用的技术,对传统的流动显示以及光学测量技术介绍较少。

本书是在作者及其团队成员流场光学诊断领域研究经验的基础上撰写而成的,反映了国内外当今研究发展的现状。本书由陈爽统一组织撰写并审定,由周江宁组织撰写工作。第1章由陈爽组织撰写,第2章由周江宁、周全和王林森联合撰写,第3章由周江宁撰写,第4章由陈卫、王朝宗联合撰写,第5章由闫博组织王林森、罗杰和江涛等几位专业从事激光诱导荧光技术试验研发的工程师联合撰写,第6章由杨文斌和车庆丰联合撰写,第7章由张俊、陈力、殷一民和陈国柱联合撰写,第8章由周江宁组织撰写。

本书在撰写过程中得到了国内外专家同行的帮助,特别是乐嘉陵院士、唐志共院士、杨彦广研究员和吴军强研究员在百忙之中审阅本书初稿,提出宝贵意见,在此表示衷心的感谢。感谢国家重点研发计划“高性能风洞精细化流动显示与非接触测量技术研究”项目(2020YFA0405700)和中国空气动力研究与发展中心设备设计与测试技术研究所的资助,感谢中国空气动力研究与发展中心(特别是中国空气动力研究与发展中心设备设计与测试技术研究所)等机构、领导和专家的关心和支持。

由于作者水平有限,书中难免存在不妥之处,敬请各位读者批评指正,并提出宝贵意见。

作者

2025年8月

目 录

丛书序

前言

第1章 绪 论

1

- 1.1 高超声速流动：需求与挑战 / 1
 - 1.1.1 高超声速流动研究的重要性 / 2
 - 1.1.2 高超声速流动的概念 / 2
 - 1.1.3 高超声速流动的特点 / 4
 - 1.1.4 高超声速流动的典型问题 / 6
- 1.2 高超声速风洞试验 / 7
 - 1.2.1 高超声速风洞(设备)简介 / 7
 - 1.2.2 高超声速风洞试验关键物理量 / 14
 - 1.2.3 光学诊断技术概况 / 16
 - 1.2.4 光学诊断技术面临的难点和挑战 / 18
- 1.3 本书的结构 / 19
- 参考文献 / 20

第2章 光学/光谱学基础知识

21

- 2.1 基本原理 / 21

- 2.1.1 几何光学基础知识 / 22
- 2.1.2 波动光学基础知识 / 27
- 2.1.3 量子光学基础知识 / 36
- 2.2 光学系统硬件设计基础知识 / 48
 - 2.2.1 光源 / 49
 - 2.2.2 传输系统 / 56
 - 2.2.3 探测系统 / 63
 - 2.2.4 光学系统标定基础 / 68
- 2.3 小结 / 73
- 参考文献 / 73

第3章 辐射光谱技术

75

- 3.1 基本原理 / 75
 - 3.1.1 辐射光谱温度测量 / 76
 - 3.1.2 辐射光谱组分分析 / 80
 - 3.1.3 等离子体辐射光谱电子数密度测量 / 83
 - 3.1.4 辐射光谱速度测量 / 85
- 3.2 辐射光谱探测技术 / 86
 - 3.2.1 辐射光谱直接探测方法 / 87
 - 3.2.2 具有空间分辨能力的辐射光谱探测方法 / 88
 - 3.2.3 基于干涉原理的辐射光谱高光谱分辨探测方法 / 90
- 3.3 辐射成像技术 / 92
 - 3.3.1 二维辐射光谱成像 / 92
 - 3.3.2 三维辐射光谱成像 / 94
- 3.4 风洞应用实例 / 101
 - 3.4.1 高焓等离子体流场特性表征 / 101
 - 3.4.2 高焓/燃烧流场结构分析 / 107
 - 3.4.3 模型表面热流和烧蚀状态表征 / 110
- 3.5 小结 / 112
- 参考文献 / 113

第4章 激光吸收光谱技术

118

- 4.1 基本原理 / 118
 - 4.1.1 原子吸收光谱 / 119
 - 4.1.2 分子吸收光谱 / 120
 - 4.1.3 流场参数测量原理 / 122
- 4.2 直接吸收光谱技术 / 124
 - 4.2.1 单波长/多波长直接吸收光谱技术 / 125
 - 4.2.2 基线校正方法 / 127
 - 4.2.3 光源调谐范围标定方法 / 127
- 4.3 波长调制吸收光谱技术 / 131
 - 4.3.1 波长调制光谱系统设计 / 131
 - 4.3.2 波长调制谐波特性 / 133
 - 4.3.3 谐波信号的解调与处理 / 136
- 4.4 空间分辨吸收光谱测量方法 / 141
 - 4.4.1 基于 Abel 逆变换的二维场重建方法 / 141
 - 4.4.2 基于计算层析的二维场重建方法 / 142
 - 4.4.3 点测量吸收光谱技术 / 144
- 4.5 增强型吸收光谱技术 / 149
 - 4.5.1 多光程吸收光谱技术 / 150
 - 4.5.2 腔增强吸收光谱技术 / 151
 - 4.5.3 光腔衰荡技术 / 152
- 4.6 双光频梳吸收光谱技术 / 154
 - 4.6.1 双光频梳吸收光谱基本原理 / 154
 - 4.6.2 双光频梳吸收光谱应用案例 / 156
- 4.7 风洞应用实例 / 158
 - 4.7.1 高焓非平衡流场诊断 / 158
 - 4.7.2 超声速/高超声速燃烧状态表征 / 163
 - 4.7.3 表面化学反应/烧蚀问题研究 / 165
- 4.8 小结 / 166
- 参考文献 / 166

第5章 荧光光谱技术

170

- 5.1 基本原理 / 170
 - 5.1.1 荧光光谱组分测量 / 172
 - 5.1.2 荧光光谱温度测量 / 174
- 5.2 平面激光诱导荧光技术 / 177
 - 5.2.1 平面激光诱导荧光流场截面探测方法 / 178
 - 5.2.2 多色平面激光诱导荧光技术 / 182
 - 5.2.3 基于结构光照明技术的杂散光控制方法 / 183
- 5.3 双光子吸收激光诱导荧光技术 / 186
 - 5.3.1 双光子吸收激光诱导荧光探测方法 / 187
 - 5.3.2 双光子吸收激光诱导荧光标定技术 / 189
- 5.4 风洞应用实例 / 192
 - 5.4.1 超声速/高超声速燃烧流场模态分析 / 192
 - 5.4.2 流场热力学化学非平衡特性评估 / 196
 - 5.4.3 低密度流场荧光示踪测温 / 200
- 5.5 小结 / 202
- 参考文献 / 203

第6章 基于散射光谱的流场参数测量方法

208

- 6.1 基本原理 / 208
 - 6.1.1 弹性散射和非弹性散射 / 209
 - 6.1.2 线性拉曼散射和非线性拉曼散射 / 211
 - 6.1.3 散射光谱测量流场参数原理 / 213
- 6.2 弹性散射探测方法 / 218
 - 6.2.1 干涉瑞利散射技术 / 219
 - 6.2.2 瑞利散射温度成像技术 / 221
 - 6.2.3 增强型瑞利散射技术 / 226
- 6.3 非弹性散射探测方法 / 228
 - 6.3.1 自发拉曼散射技术 / 228

- 6.3.2 相干反斯托克斯拉曼散射技术 / 231
- 6.4 风洞应用实例 / 236
 - 6.4.1 高超声速流场湍流度测量 / 236
 - 6.4.2 高超声速流场非平衡特性评估 / 237
 - 6.4.3 超声速/高超声速燃烧流场温度组分诊断 / 240
 - 6.4.4 基于散射成像的边界层流场可视化 / 243
- 6.5 小结 / 246
- 参考文献 / 247

第 7 章 基于光学示踪的测速方法

252

- 7.1 基本原理 / 252
- 7.2 基于粒子示踪的测速技术 / 255
 - 7.2.1 二维速度场成像方法 / 255
 - 7.2.2 三维速度场成像方法 / 257
 - 7.2.3 粒子图像测速算法 / 260
- 7.3 基于分子标记的测速技术 / 264
 - 7.3.1 纳秒分子标记测速技术 / 264
 - 7.3.2 飞秒激光电子激发标记测速技术 / 270
 - 7.3.3 分子标记测速图像处理方法 / 275
- 7.4 风洞应用实例 / 278
 - 7.4.1 粒子示踪多维速度场测量 / 278
 - 7.4.2 纳秒分子标记速度场示踪 / 282
 - 7.4.3 飞秒激光电子激发标记速度线示踪 / 285
- 7.5 小结 / 292
- 参考文献 / 292

第 8 章 其他基于光学的流场参数测量方法

296

- 8.1 纹影/阴影流动显示技术 / 296
 - 8.1.1 基本原理 / 296
 - 8.1.2 系统设计 / 297

- 8.1.3 风洞应用实例 / 299
- 8.2 基于干涉/全息的流场诊断技术 / 302
 - 8.2.1 基本原理 / 302
 - 8.2.2 典型干涉/全息系统的设计 / 303
 - 8.2.3 风洞应用实例 / 312
- 8.3 温敏漆/压敏漆技术 / 319
 - 8.3.1 基本原理 / 319
 - 8.3.2 温敏漆/压敏漆标定-测量系统设计 / 321
 - 8.3.3 风洞应用实例 / 325
- 8.4 小结 / 330
- 参考文献 / 331

第 1 章

绪 论

高超声速飞行器技术与国民经济发展及国家安全紧密相连,是世界各主要航空航天大国临近空间飞行器技术竞争的焦点之一,将对未来国际战略格局转变产生重要影响,已经成为航空航天领域新技术研究的制高点。除了理论预测和数值计算方法外,基于地面高超声速设备开展试验研究是深入认识高超声速气流条件下高温真实气体效应和流动特性的关键手段。开展地面试验研究离不开高时空分辨的流场测量,准确的流场测量对理解流场内复杂流动-传输过程起着关键作用,在为数值模拟提供有效验证并提升计算精度的同时为地面风洞设备流场品质评估及飞行器热防护系统设计等方面提供技术支撑。对于高超声速流动,传统的接触式物理探针法不仅会严重干扰流场并降低流场测量精度,还会对传感器本身造成损伤,因此接触式测量技术在高超声速流动测量中存在固有局限性。随着激光技术的不断发展,以激光技术、光谱技术、光电探测技术、图像处理技术等为基础的非接触式、综合性测试诊断技术在高超声速流动测量中发挥着日益重要的作用,甚至成为唯一可采用的测量手段。这些非接触测量技术具有对流场几乎没有扰动(非接触)、高空间分辨(毫米至微米量级)、高时间分辨(毫秒至微秒量级甚至更短)、测量信息丰富、测量精度高等优势,能够有效诊断高超声速流场特性,对于认识高超声速流动过程中的核心物理化学机制具有重要意义。

1.1 高超声速流动:需求与挑战

国内外高超声速飞行及关键技术的验证与考核一直依赖风洞试验,而风洞试验中对流场的认识取决于测量的精细程度。对测量技术(包括光学诊断技术)而

言,高超声速流场属于极端环境且对象参数复杂,针对这类流场的测量和诊断极具挑战性。在重大科学问题研究和高超声速飞行器研制的大背景下,高超声速流场光学诊断技术的理论创新和工程实践一直是一个紧迫的基础性研究课题。

1.1.1 高超声速流动研究的重要性

从 1903 年莱特兄弟(Wright Brothers)的第一次飞行开始,人类的飞行高度和速度一直在不断刷新和超越。就当前而言,无论是载物的还是载人的高超声速飞行都已经实现并取得了巨大的成功,但其内在复杂性以及更高远的飞行梦想依然强烈驱动着空气动力学家去探索。能够在大气中持续飞行的吸气式高超声速飞行器,也就是空天飞机,承载了这些探索者的梦想:从地面起飞,加速飞行入轨,再入返回大气层,最后在地面降落。

20 世纪 60 年代,空气动力学家提出的这种空天飞机概念很快得到了美国空军的重视:地面起飞后靠超燃冲压发动机推动,然后借助火箭助推进入轨道,在轨飞行后以马赫数为 25 的飞行速度进入大气层,最后在地面跑道着陆。20 世纪 80 年代,美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)、美国国防部高级研究计划局(Defense Advanced Research Projects Agency, DARPA),以及英国、德国的航空航天机构重新提出了这一概念,其中最著名的就是美国的国家空天飞机计划(National Aerospace Plane, NASP),研究成果就是 X-43 试验机。2004 年,X-43 试验机以超燃冲压发动机为动力,成功实现了持续 10 s、马赫数为 10 的飞行,为高超声速飞行研究注入了巨大的动力,也让学界认识到了风洞试验和计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)的巨大作用。

为什么高超声速流动如此重要,如此值得研究?可以引用 *Hypersonic and High-Temperature Gas Dynamics* 一书中的结论:

- (1) 高超声速流动和超声速流动在物理上是不同的;
- (2) 高超声速流动是对 21 世纪很多有趣的飞行器设计方案起到支配作用的一种流动。

1.1.2 高超声速流动的概念

从近几十年航空航天技术的发展历程以及目前的趋势来看,高超声速是人类进入、探索和利用空间的重要技术。高超声速飞行器种类繁多,包括高超声速再入飞行器、空间进入飞行器、高层大气拦截弹、空间作战飞行器、火箭助推的战

术战略导弹(弹道式、助推滑翔式、巡航式)、吸气式高超声速飞行器以及多种动力组合形式。民用高超声速技术主要关注如何安全、廉价地进入太空以及星际再入。高超声速飞行技术不仅承载了人类对未来的科学探索,也是当下大国博弈的焦点。

对于飞行器或者说在空气中运动的物体,高超声速飞行意味着一个完全不同的运动状态和环境。最典型的不同就是,在如此高的速度下,这些飞行器将能量传递给被压缩的空气,而被加热的空气反过来又对飞行器产生剧烈的气动加热。飞行速度越快,空气温度越高,就越难以防止飞行器热性能的退化和结构稳定性的下降。高温导致大量的流体力学现象,这些现象在亚声速到超声速的飞行中是不显著的,但是在高超声速下飞行就不得不面对高温气体效应这一特殊的物理问题。

至于多快的速度可以称为高超声速,或者说马赫数高于何值时流动属于高超声速流动,其实一直是一个模糊的概念。1949年,美国在白沙试验场发射了一枚多级V-2火箭,最大飞行高度约100 km,最大飞行马赫数达到4.8,这是人造物体的超声速飞行。1961年,苏联航天员尤里·加加林(Yuri Gagarin)上尉乘坐东方1号飞船,借助多级火箭进入宇宙并绕地球轨道自由飞行,返回地球时以超过飞行马赫数25进入大气层,成为第一个经历高超声速飞行的人类。这一年,也是高超声速飞行技术突飞猛进的一年。美国空军试飞员罗伯特·怀特(Robert White)少校在进行X-15飞机试飞时,飞行马赫数达到了5.3,这是航空飞行器的高超声速飞行。这些里程碑式的历史纪录,标志着人类全面进入高超声速时代。

通常,在空气动力学领域,习惯以速度或者马赫数来划分流动的状态。然而,对于高超声速流动,这样的定义只不过是一个大致的、经验的判断或者认识。例如,马赫数为4.99和马赫数为5.01的流动并没有本质上的区别,其性质是非常近似的。高超声速流动的真正内涵是:随着气流速度的加快、马赫数的增大,一些在速度较低时不太显著和明显的物理现象将逐渐变得越来越明显和重要。具体而言,在亚声速到超声速飞行中,典型的流体力学物理现象主要是层流-湍流转捩、湍流特性、压缩性、流动分离和燃烧过程等;而高超声速流动的显著特征包括流动中激波前后高密度比、流场温度急剧升高、激波层变薄等。如果流动中出现了此类特征,就可以定义为高超声速流动,出现高超声速流动的特征马赫数并非固定为5,而是一个较宽的马赫数范围。例如,对钝头体扰流,马赫数为3左右时就可能出现高超声速流动特征;对于细长体,马赫数到7左右可能仍未出

现高超声速流动特征。因此,判断高超声速流动特征,不应仅依据马赫数,而是要根据是否出现了高超声速流动的相关现象。

与亚声速流动和超声速流动不同,高超声速流动存在一些复杂的物理现象,通常称为真实气体效应,包括离解、电离、振动激发、电子激发、非平衡化学反应和振动非平衡。这些物理现象属于极端环境和条件下的多物理场相互作用,人类对这些物理现象和过程的内在机理认识很有限,从而导致仿真和预测变得非常困难。另外,在如此复杂的环境中,飞行器表面会在氧化、氮化和层裂等过程中退化,伴随发生表面催化和辐射传热等效应,间接影响飞行器表面的物性参数,甚至出现结构稳定性问题,这使得飞行器设计的工程问题更加突出,当然这也对测量技术提出了全新的挑战。

1.1.3 高超声速流动的特点

近空间高超声速飞行器绕流流动结构之所以复杂,关键在于严酷的气动加热效应。由于在高速来流和高温环境下,气体分子会发生内部振动能激发,并且存在离解、电离、复合等化学反应,使得飞行器绕流气体在物性参数、组元构成、本构方程和线性理论等方面与经典空气动力学存在较大差异。高超声速流动的物理特征如图 1.1 所示,激波靠近物面,会导致薄激波层效应、熵层与边界层相互

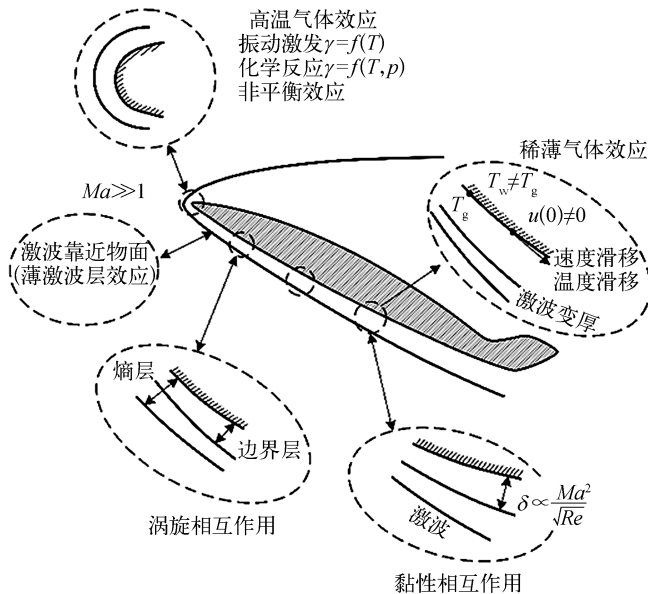


图 1.1 高超声速流动的物理特征^[1]

作用效应、高空低密度引起的稀薄气体效应等。典型区域流动特性如下所述。

(1) 薄激波层。根据斜激波理论^[2,3], 对于一个给定的流动偏转角, 穿过激波的密度增量随着马赫数的增加而增大。密度越大, 激波后的质量流越容易挤过(穿过)较小的区域。对于流经飞行器表面的高超声速流动, 物面与激波之间的距离会很小。激波与物面之间的流场称为激波层, 高超声速流动下激波层会非常薄, 激波层会和附面层(厚黏性边界层)融合, 这是高超声速流动的基本特点。

(2) 熵层。在高超声速流动下, 钝头前缘会产生脱体激波, 且激波会剧烈弯曲。流动的气体穿过激波, 熵会增加, 在头部区域产生一个较强的熵梯度, 形成熵层。熵层向下游发展, 最终会影响到下游区域, 边界层沿着物面在熵层内部增长并受到熵层影响, 即受到熵层内部强度较大的涡干扰。

(3) 黏性干扰。高超声速气流的动能非常大, 在边界层内受黏性影响会发生减速, 动能将不断转化为气体的内能, 即黏性耗散现象, 导致边界层内部的温度升高。这种温度升高的效应会影响高超声速边界层的特性, 如黏性系数随温度升高而增大, 温升导致气体密度减小, 使得边界层厚度增加。这种变化会导致边界层外的无黏性流产生一个较大的位移效应, 会反过来影响边界层的发展。这种边界层和边界层外无黏性流动的相互作用称为黏性干扰, 使得物面压力分布产生变化, 从而影响高超声速飞行器的升力、阻力和稳定性。

(4) 高温气体效应。高超声速气流较大的动能在黏性耗散作用下会产生非常高的温度, 足以激发分子内部的振动能, 导致气体的分解和电离。极端的高温会导致表面烧蚀, 这些复杂的物理过程将会在边界层内表现出来, 与化学反应相互耦合, 可以称为化学反应边界层。另外, 在钝头体头部, 强激波后的气体温度也极高, 如在飞行马赫数为 36 时, 阿波罗飞船头部可以达到 11 000 K 的高温。气体温度的升高会引起气体分子出现振动激发、解离、复合、电离等现象, 直接影响流体的热力学和化学特性, 这种效应称为高温气体效应。由于整个激波层都受到化学反应流的支配, 高温化学反应流自然会给飞行器的升力、阻力和力矩带来影响, 高温气体带来的热辐射会加剧飞行器表面的热流强度。此外, 这种高温导致的电离会产生等离子体阻挡和吸收射频辐射, 也就是常说的通信黑障。

(5) 稀薄气体效应。通常高超声速飞行的一个典型场景出现在临近空间(距地面 20~100 km), 这个空域的空气密度非常低, 分子自由程较海平面大幅度增加, 空气不再是连续的气体介质, 而是由一个个远距离的分子单体构成的间断区域, 即通常说的稀薄气体效应。在这种极端的情况下, 基于连续介质假设的空气动力学概念、方程和理论将不再适用。但需要明确的是, 稀薄气体效应本质上

并不是由高超声速流动导致的。而在研究高超声速流动或飞行时需要特别强调低密度流动,是因为实际的高超声速飞行器飞行包线一般需要穿越临近空间和外层大气环境,会直接受到低密度效应的影响。

(6) 非平衡效应。高超声速飞行速度高达每秒千米量级,对应的流动时间尺度是毫秒量级,与热力学弛豫时间和化学反应弛豫时间在同一个量级。所以,在激波后方、近壁区、分离区等速度梯度分布较大的区域,高超声速流场处于热力学和化学反应非平衡态。高超声速流场的这种非平衡特性能够直接影响高超声速边界层特性,从而对飞行器的力热特性产生显著影响。

1.1.4 高超声速流动的典型问题

在高温气体效应、稀薄气体效应、非平衡效应等多种复杂物理化学机制的影响下,高超声速流场气体的物理化学性质已远远偏离气体恒定比热容假设,呈现出高温非平衡、多尺度、跨流域特征,给高超声速流动问题研究带来了巨大挑战。以高超声速飞行器设计需求为牵引,高超声速流动中涉及高超声速边界层转捩、表面催化和烧蚀以及超声速/高超声速燃烧等关键问题。

(1) 高超声速边界层转捩。边界层由层流变化为湍流的现象称为转捩现象。当边界层产生转捩时,飞行器表面摩擦系数和传热系数会大幅增加,导致飞行器表面摩擦阻力和热流成倍增加,直接影响了飞行器的气动力热特性,严重时甚至会导致飞行失利。因此,高超声速边界层转捩问题是高超声速飞行器技术发展中的重点和难点问题之一。通过准确理解高超声速边界层转捩机制,实现转捩区域的准确预测,对于降低飞行器摩擦阻力、减少热流、改善气动性能有着重要的意义。

(2) 表面催化和烧蚀。高超声速流动带来的强气动加热效应(边界层气体温度可达 10 000 K),使飞行器表面发生复杂的物理化学变化,对高超声速飞行安全性、可靠性提出了严峻挑战。一方面,飞行器表面材料会与高温空气产生催化反应,高温气体的热化学效应、材料表面氧化、引射气体析出等复杂物理化学过程会改变温度、密度和组分的分布,对飞行器表面气动特性造成显著影响。另一方面,表面材料在高温作用下会出现烧蚀、热解、剥蚀等一系列复杂的物理化学现象,导致飞行器表面的微结构变化并且对边界层产生影响,进一步影响飞行器的气动力热状态,导致烧蚀状态的改变。

(3) 超声速/高超声速燃烧。对于高超声速飞行器推进动力系统(如超燃冲压发动机),高速气流在燃烧室内的滞留时间极短(微秒至毫秒量级),如何在有

限时间内完成燃料掺混、点火并燃烧,获取高效且稳定的推力依然具有挑战性。

1.2 高超声速风洞试验

数值模拟、风洞试验和飞行试验是研究高超声速问题的三大手段。由于高超声速流场问题的复杂性,风洞试验在各类高超声速问题研究中占据了重要地位。一方面,风洞试验能为数值方案提供验证;另一方面,风洞试验能够低成本、高可靠地模拟飞行包线内的气动力热环境,为飞行试验提供了基本气动数据。除此之外,将三大手段紧密结合,开展 CFD 计算、风洞试验和飞行条件数据间的相关性研究,构建由地面风洞试验数据向天上真实飞行数据的外推方法,能够进一步提升风洞试验数据的可靠性与可用性,对高超声速问题研究和相关领域的发展具有重要意义。

1.2.1 高超声速风洞(设备)简介

为了成功设计高超声速飞行器,首先需要对高超声速流动以及现象有足够细致的了解,才可有效实现预测。由于高超声速流动现象涉及复杂的物理化学过程,很难精确计算,一般会基于计算模型(如湍流模型、化学模型、燃烧模型、高温非平衡模型等)并借助地面试验提供的数据。从工程的角度出发,也希望能够在地面试验中完成对飞行器性能的评估和验证,所以高超声速风洞和设备就显得尤其重要。

高超声速飞行器经历的极高速(数千米每秒)和极高温(高达几千开尔文)环境导致飞行器周围出现大量特殊的空气动力学现象。除了湍流、转捩、可压缩性、流动分离和燃烧等典型的流体力学挑战外,高超声速飞行还存在更为复杂的高温气体效应、稀薄气体效应以及表面催化和辐射传热等效应。如何实现这些高超声速流动效应的有效模拟对地面试验提出了严苛的要求,也对当前高超声速试验设备提出了新的需求。截至目前,世界上还没有能够长时间运行并模拟所有高超声速流动物理现象的风洞^[4]。鉴于单一的地面试验设备中不可能模拟高超声速飞行所有的重要影响因素(如飞行速度、热力学条件、高温气体效应等),高超声速地面试验逐步形成了一套独立的体系。所以,整个高超声速地面模拟试验和设备种类繁多,不同类型的风洞因其模拟参数和解决问题方面的差异,在运行模式和机理上也千差万别。国内外典型风洞及其参数如表 1.1 所示,

各类风洞的运行时间与驻点温度包线如图 1.2 所示。

表 1.1 高超声速典型风洞

风 洞 类 型		代 表 风 洞	典 型 参 数
所属类型	工作方式		
常规高超 声速风洞	连续式 风洞	美国 AEDC 风洞 B	马赫数：6、8；最高总压：6.2 MPa；最高总温：750 K；试验段尺寸：1.27 m
		美国 AEDC 风洞 C	马赫数：4、8、10；最高总压：14 MPa；最高总温：1 200 K；试验段尺寸：1.27 m
	传统下吹 式风洞	美国 AEDC 9 号风洞	马赫数：7、8、10、14、16.5、18；最高总压：145 MPa；最高总温：1 600 K；试验段尺寸：1.5 m；典型试验时间：0.23~15 s
		德国 DLR H2K 风洞	马赫数：5.3、6、7、8.7、11.2；最高总压：4.5 MPa；最高总温：1 100 K；试验段尺寸：0.6 m；典型试验时间：最长 30 s
		法国 Modane S4A 风洞	马赫数：4、6、10、12；最高总压：12 MPa；最高总温：1 800 K；试验段尺寸：0.7~1.0 m；典型试验时间：25~90 s
		美国 NASA 兰利研究中心 8 ft ^① 高温风洞	马赫数：3、4、5、6.5；最高总压：27.5 MPa；最高总温：2 200 K；试验段尺寸：2.4 m；典型试验时间：15~20 s
		美国格伦研究中心的 1.07 m (42 in) 高超声速风洞	马赫数：5、6、7；最高总压：8.4 MPa；最高总温：2 167 K；试验段尺寸：1.07 m；典型试验时间：2~3 min
		俄罗斯中央空气流体动力学研究院 T-116 风洞	马赫数：1.8~10；最高总压：79.2 MPa；最高总温：1 075 K；试验段尺寸：1 m×1 m×2.35 m；典型试验时间：300 s
		中国 CARDC FD-30A	马赫数：4~10；最高总压：12 MPa；最高总温：1 100 K；试验段尺寸：1 m、1.2 m；典型试验时间：30 s
		中国航空工业空气动力研究院 FL-64 风洞 (1 m 高超声速气动力风洞)	马赫数：4~8；最高总温：900 K；试验段尺寸：约 1 m；典型试验时间：不小于 30 s；最大模拟高度：48 km

续 表

风 洞 类 型		代 表 风 洞	典 型 参 数
所属类型	工作方式		
常规高超 声速风洞	路德维希 (Ludwig) 管风洞	美国 Boeing/ AFOSR <i>Ma</i> 6 静 风洞	马赫数: 6; 最高总温: 2 100 K; 最高总压: 10 MPa; 试验段尺寸: 0.24 m; 典型试验时间: 10 s
		中国 CARDC Φ 300 mm 路德维 希管高超声速静 音风洞	马赫数: 6; 试验段尺寸: 0.32 m; 运行总压: 0.1~ 1 MPa; 运行总温: 387~445 K; 运行时间: 10 s
	传统下吹 式风洞	中国 CARDC 的 2.4 m 脉冲燃烧 风洞	马赫数: 4~7; 最高总温: 2 100 K; 最高总压: 10 MPa; 试验段尺寸: 2.4 m; 典型试验时间: 300 ms
脉冲型 高超声速 风洞	炮风洞/ 自由活塞 风洞	比利时 VKI 的 M14 自由活塞高 超声速长射风洞	马赫数: 14~25; 最高总压: 400 MPa; 最高总温: 2 500 K; 试验段尺寸: 0.36~0.6 m; 典型试验时 间: 0.02 s
		中国 FD-20 和 FD-22 风洞	马赫数: 0.6~12; 试验段尺寸: 0.42 m、1.0 m
	热射风洞	俄罗斯 TsAGI 的 热射风洞 IT-2	马赫数: 10~22; 最高总压: 150 MPa; 最高总温: 5 000 K; 试验段尺寸: 0.44~0.9 m; 典型试验时 间: 0.1 s
		俄罗斯 ITAM 的 热射风洞 IT- 302M	马赫数: 4~20; 最高总压: 100 MPa; 最高总温: 4 000 K; 试验段尺寸: 0.1~0.4 m; 典型试验时 间: 0.05~0.5 s
		法国国家航空航 天研究中心 F4 风洞	马赫数: 4~20; 最高总压: 100 MPa; 最高总温: 4 000 K; 试验段尺寸: 0.1~0.4 m; 典型试验时 间: 0.05~0.5 s
	激波管/ 激波风洞	美国卡尔斯塔德 大学-布法罗研 究中心的国家大 型高能激波风洞 I (LENS I)	马赫数: 7~22; 最高总压: 200 MPa; 最高总温: 7 000 K; 试验段尺寸: 0.5~1.2 m; 典型试验时 间: 2~18 ms
		俄罗斯 U-12 风洞	马赫数: 4.8~10.55; 最高总温: 3 000 K; 试验段 尺寸: 0.5~1.4 m; 典型试验时间: 25~220 ms
		美国加州理工学 院 T5 高超声速 反射激波风洞	速度: 3~6 km/s (马赫数: 9~18); 最高总温: 10 000 K; 最高总压: 85 MPa; 试验段尺寸: 0.3 m; 典型试验时间: 1~2 ms

续 表

风 洞 类 型		代 表 风 洞	典 型 参 数
所属类型	工作方式		
脉冲型 高超声速 风洞	激波管/ 激波风洞	德国 DLR HEG	马赫数: 6~10;最高总温: 9 900 K;最高总压: 90 MPa;试验段尺寸: 0.43~0.88 m;典型试验时间: 1~6 ms
		中国科学院力学研究所 JF22	马赫数: 10~25(速度: 3~10 km/s);最高总温: 10 000 K;最高总压: 50 MPa;试验段尺寸: 2.5 m;典型试验时间: 2~40 ms
		中国航空工业空气动力研究院 FL-63 风洞	亚高超声速段(路德维希管模式): 马赫数: 3~5;最高总压: 1 MPa;最高总温: 900 K;试验段尺寸: 0.3 m;典型试验时间: 150 ms 高超声速段(激波管模式): 马赫数: 5~10;最高总压: 30 MPa;最高总温: 1 200 K;试验段尺寸: 0.5 m;典型试验时间: 20 ms
		中国 CARDC 2 m 激波风洞(FD-14A、FD-14B、FD-14C)	马赫数: 6、9、10、12、14、16、24;最高总温: 4 000 K;最高总压: 35 MPa;试验段尺寸: 1.2 m、2.0 m;典型试验时间: 4~18 ms
	膨胀管/ 膨胀风洞	美国 CURBC 的 LENS-XX	速度: 最高 13 km/s(马赫数: 5~37);试验段尺寸: 0.6~2.4 m;典型试验时间: 0.2~8 ms
		澳大利亚的 X3 风洞	马赫数: 6、9、10、12、14、16、24;最高总温: 18 200 K;最高总压: 27 500 MPa;试验段尺寸: 0.44~0.57 m;典型试验时间: 0.3~1.3 ms
		美国伊利诺伊州立大学 HET 膨胀管	马赫数: 7.1;最高总温: 5 400 K;最高总压: 53 MPa;试验段尺寸: 0.15 m;典型试验时间: 0.09~0.15 ms
		中国科学院力学研究所 JF16	速度: 8.5 km/s(马赫数: 20~30);最高总温: 11 100 K;试验段尺寸: 0.068 m、0.27 m;典型试验时间: 0.05~0.1 ms
弹道靶	弹道靶	中国 CARDC 200 m 自由飞弹道靶(FD-18)	发射器口径: 37/50 mm、120 mm、203 mm;模型发射速度: 0.3~6.5 km/s(37/50 mm)、0.3~5.0 km/s(120 mm)、0.3~4.0 km/s(203 mm);模型质量: 0.03~30 kg;飞行环境模拟高度: 0~80 km(靶室压力 10 Pa)