



气动热与热防护 试验热流测量

QIDONGRE YU REFANGHU SHIYAN RELIU CELIANG



刘初平 主编



国防工业出版社
National Defense Industry Press

总装部队军事训练“十一五”统编教材

气动热与热防护 试验热流测量

刘初平 主编

国防工业出版社

·北京·

图书在版编目(CIP)数据

气动热与热防护试验热流测量 / 刘初平主编. —北京: 国防工业出版社, 2013. 1

总装部队军事训练“十一五”统编教材

ISBN 978-7-118-08361-3

I. ①气... II. ①刘... III. ①空气热动力学-热流-测量技术-教材 IV. ①V231.3

中国版本图书馆CIP数据核字(2012)第223229号

※

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路23号 邮政编码100048)

国防工业出版社印刷厂印刷

新华书店经售

*

开本 880 × 1230 1/32 印张 7½ 字数 211 千字

2013年1月第1版第1次印刷 印数 1—1500册 定价 28.00元

(本书如有印装错误, 我社负责调换)

国防书店: (010) 88540777

发行邮购: (010) 88540776

发行传真: (010) 88540755

发行业务: (010) 88540717

总装备部军事训练统编教材 编审委员会

(2010)

主任委员	任万德		
副主任委员	安敏建	蔡洙虎	
委员	于俊民	王福通	朱双华
	石华峰	李恒年	王泽民
	唐志共	闫章更	郝光宇
	孙宝升	裴承新	谢京稳
	姜世忠	穆山	张渊
秘书	石根柱	余敬春	

气动热与热防护试验热流测量

主 编 刘初平

副主编 杨庆涛

编写人员 (按姓氏笔画排序)

王 辉 孔荣宗 刘初平 刘济春

杜百合 李 明 杨 娟 杨庆涛

张扣立 周嘉穗

主 审 白菡尘

前 言

高超声速飞行器在大气层内飞行时,与周围空气相互作用会在飞行器表面形成高温边界层,给飞行器的结构、材料施加了巨大的气动热载荷,严重影响飞行器的结构安全和寿命。飞行器所承受的热载荷分布称为飞行器的热环境。在飞行器防热结构设计过程中,必须清楚地掌握飞行器表面的热环境,防热结构方案也需要经过试验考核,这两方面的工作都需要准确测量热流数据。

本书从热力学与传热学原理出发,结合气动热与热防护试验的实际需要,介绍了热流测量技术的相关基础知识,描述了常用热流测量技术的原理,热流传感器的设计、制作和标定,并给出了各型传感器的典型应用实例。

本书共分7章。第1章为概论,介绍高超声速气动热环境、高超声速气动热与热防护试验的地位和要求、气动热与热防护试验热流测量技术的原理与分类。第2章介绍与热流测量相关的一些基本知识,包括传热学基本原理、温度测量方法和误差的来源与分类等。第3章介绍基于能量平衡原理的热流测量技术,包括水卡量热计、薄壁量热计和塞块式量热计三种具体的热流测量手段。第4章介绍基于半无限大体假设的热流测量技术,包括薄膜量热计、同轴热电偶和零点量热计三种测量手段。第5章介绍测量温度梯度的热流测量技术,包括热阻式热流传感器、戈登计和柱塞式热流传感器三种测量手段。第6章介绍热图测量热流技术,包括红外热图以及相变、液晶、荧光等涂层热图技术。第7章专门介绍热流测量的标准溯源和热流传感器的标定问题。

本书第1章由刘初平、杜百合、杨庆涛和孔荣宗编写,第2章由杨庆涛、杨娟和王辉编写,第3章由杨庆涛、刘初平和杜百合编写,第4章由孔

荣宗、王辉、张扣立和刘济春编写,第5章由王辉、刘初平和杨庆涛编写,第6章由李明、周嘉穗和刘初平编写,第7章由王辉、刘济春和杨庆涛编写。

本书在中国空气动力研究与发展中心及其所属超高速空气动力研究所组织下编写,编写过程中得到了中心、研究所领导、机关、资料室的大力支持,超高速所训练科为本书的编写组织付出了辛勤劳动,中国空气动力研究与发展中心彭治雨、李海燕、祝智伟、夏斌、罗跃、姚峰、吴东、赵文峰、张松贺、吉洪亮等同志在编写思路、编写素材等方面给予了热情帮助,在此一并表示感谢。

由于编者水平有限,书中的错误、缺点和不足之处在所难免,欢迎读者批评指正。

编者

2012年6月

目 录

第 1 章 概论	1
1.1 高超声速飞行器气动热环境	1
1.2 高超声速地面气动热与热防护试验	2
1.2.1 地面试验及作用	2
1.2.2 气动热与热防护试验的要求	4
1.3 气动热与热防护试验热流测量的原理与分类	7
1.4 气动热与热防护试验热流测量技术发展趋势	11
第 2 章 热流测量技术的基础知识	13
2.1 传热学基本原理	13
2.1.1 传热的基本方式	13
2.1.2 导热	14
2.1.3 对流换热	18
2.1.4 热辐射	25
2.1.5 传热与导电的相似性	30
2.2 温度测量	32
2.2.1 温度的基本概念	32
2.2.2 几种常用温标	33
2.2.3 测温仪器分类	35
2.2.4 热电偶测温	35
2.3 量热计、热流计和热流传感器	41
2.4 误差的来源与分类	42
2.4.1 系统误差	42

2.4.2	粗大误差	43
2.4.3	随机误差	43
第3章	基于能量平衡原理的热流测量技术	45
3.1	概述	45
3.2	水卡量热计测量热流	46
3.2.1	测量原理	46
3.2.2	设计与使用方法	47
3.2.3	影响测量精度的因素	50
3.2.4	应用实例	51
3.3	薄壁量热计测量热流	53
3.3.1	测量原理	53
3.3.2	设计与使用方法	55
3.3.3	影响测量精度的因素	62
3.3.4	应用实例	69
3.4	塞块式量热计测量热流	72
3.4.1	测量原理	72
3.4.2	设计与使用方法	74
3.4.3	影响测量精度的因素	75
3.4.4	应用实例	76
第4章	基于半无限大体假设的热流测量技术	79
4.1	概述	79
4.2	基于半无限大体假设的热流测量原理	79
4.3	利用温度响应数据换算热流的方法	81
4.3.1	正向数据处理方法	82
4.3.2	传热逆问题求解方法	85
4.3.3	计算方法的比较和噪声抑制技术	86
4.4	热电模拟网络求解半无限大体导热方程	91
4.5	薄膜热流传感器测量热流	93
4.5.1	设计与使用方法	93

4.5.2	影响测量精度的因素	96
4.5.3	应用实例	96
4.6	同轴热电偶热流传感器测量热流	98
4.6.1	设计与使用方法	99
4.6.2	影响测量精度的因素	101
4.6.3	应用实例	102
4.7	零点量热计测量热流	104
4.7.1	“零点”概念	104
4.7.2	设计与使用方法	106
4.7.3	影响测量精度的因素	108
4.7.4	应用实例	112
第5章	基于温度梯度的热流测量技术	115
5.1	概述	115
5.2	热阻式热流传感器测量热流	116
5.2.1	测量原理	117
5.2.2	设计与制作	119
5.2.3	使用方法	125
5.2.4	影响测量精度的因素	126
5.2.5	应用实例	126
5.3	戈登计测量热流	131
5.3.1	测量原理	131
5.3.2	设计与使用方法	135
5.3.3	影响测量精度的因素	139
5.3.4	应用实例	140
5.4	柱塞式热流传感器测量热流	142
5.4.1	测量原理	143
5.4.2	设计与使用方法	145
5.4.3	影响测量精度的因素	150
5.4.4	应用实例	150

第 6 章 热图测量热流技术	153
6.1 概述	153
6.2 热图技术测量热流的原理	154
6.3 红外热图测量热流技术	157
6.3.1 红外热图测温原理	157
6.3.2 系统组成与使用方法	158
6.3.3 影响测量精度的因素	160
6.3.4 应用实例	162
6.4 相变热图测量热流技术	166
6.4.1 相变热图测温原理	166
6.4.2 系统组成与使用方法	167
6.4.3 影响测量精度的因素	169
6.4.4 应用实例	170
6.5 液晶热图测量热流技术	171
6.5.1 液晶热图测温原理	171
6.5.2 系统组成及使用方法	173
6.5.3 影响测量精度的因素	177
6.5.4 应用实例	177
6.6 荧光热图测量热流技术	182
6.6.1 荧光热图测温原理	183
6.6.2 系统组成与使用方法	185
6.6.3 影响测量精度的因素	189
6.6.4 应用实例	190
第 7 章 热流传感器的标定	194
7.1 概述	194
7.2 直接标定法	195
7.2.1 窄角辐射标定方法	195
7.2.2 半球辐射标定方法	199
7.3 比较法标定热流传感器	203

7.3.1	室温电标定辐射计(ECR)的标定	203
7.3.2	基于 ECR 传递标准比较法标定热流传感器	211
7.4	热流传感器元件集总热参数 $\sqrt{\rho C_p k}$ 的标定	214
7.4.1	瞬态加热法	215
7.4.2	浸入法	218
参考文献		221

第 1 章 概 论

1.1 高超声速飞行器气动热环境

高超声速(Hypersonic)的概念最早由著名科学家钱学森与冯·卡门于1946年提出。高超声速流动的特征是:由于马赫数的增加,某些在超声速流动中不明显的物理化学现象,在较高马赫数情况下变得重要。这些物理化学现象包括^[1,2]:薄激波层、熵层、黏性干扰、低密度流动、高温流动。有些入门教材将马赫数大于5作为高超声速的分界,目的是给入门读者一个大致的概念。严格地讲,还是应以是否存在高超声速流动的特征为依据,在某些情况下,也许马赫数3时就出现了高超声速流动特征,在另外的情况下,也许需要更高的马赫数,才出现高超声速流动特征。

常见的高超声速飞行器气动构型有三种:升力体再入飞行器,如航天飞机、空天飞机等有翼飞行器;弹道式再入飞行器,如弹道导弹、返回式卫星等;小升阻比再入飞行器,如宇宙飞船、星际探测器等。飞行器的气动构型是依据不同任务设计的,所以其飞行路程和飞行环境也各不相同。当经历高超声速飞行阶段时,其基本飞行环境的特征及其对飞行器的影响是相似的。

高温流动是飞行器气动加热的根源。在高超声速绕流的边界层内,由于黏性耗散,气流的动能转化成了内能,边界层内出现极高温,足以使分子的振动能激发,出现离解甚至电离。如果飞行器表面采用烧蚀防热,烧蚀的产物进入高超声速绕流的边界层内,引起复杂的碳氢化学反应,这样高超声速飞行器表面将会被化学反应边界层所覆盖。地球轨道飞行器和其他星球探测器,如月球探测器,再入速度约为第一、第二宇宙速度,洲际弹道导弹弹头的再入速度为7km/s左右。再入时飞行器具有

很高的初始动能,同时在地球引力场中,还具有所处再入高度上的势能,随高度下降,势能将转化为动能。飞行器极高的动能意味着飞行器绕流对飞行器表面具有极高的加热能力。高超声速飞行器周围气体温度很高,头部驻点区域可达上万摄氏度,对飞行器产生严重的气动加热。由于高温高压气体的作用,弹道导弹头部驻点区的加热热流有可能超过 $50\text{MW}/\text{m}^2$ 。

1.2 高超声速地面气动热与热防护试验

为了保证飞行器安全,必须在飞行器外设置防热系统,保证飞行器的内部温度在一定的范围内。目前高超声速飞行器防热系统主要有烧蚀防热和辐射防热两种方式(在高超声速飞行器发展的初期,曾经使用过热沉防热方式,现已被淘汰)。烧蚀防热依靠防热材料烧蚀过程中的物理化学过程带走大量热量;辐射防热则通过提高材料的耐高温性能,依靠材料在高温下的辐射散发热量。防热材料和防热结构的性能都需要在地面模拟设备上进行试验考核。

1.2.1 地面试验及作用

高超声速飞行器绕流现象非常复杂,如边界层转捩、湍流、黏性/非黏性干扰、分离流动、激波/边界层干扰、激波/激波干扰、化学非平衡和表面催化、烧蚀以及稀薄气体效应等。高超声速技术已经发展了60多年,数值计算、地面试验评估和飞行试验技术都得到了长足的进步。但是由于问题的复杂性,地面试验仍然起着不可替代的作用。

地面试验的主要作用包括:

(1) 发现新的物理现象和作用机制。

(2) 通过实验观察,为数值分析建立物理模型,对数值分析软件进行验证和校核。

(3) 工程评估,对高超声速飞行器(部件)方案进行试验考核。

根据 Bertin J J^[4]的观点,通过地面试验可以实现如下目的:

(1) 对计算机难以数值模拟的复杂流场和完全几何外形,通过试验

获得数据,确定气动力、力矩和/或热流分布。

(2) 利用局部外形,通过试验获得数据,研究局部流动现象,例如高超声速吸气式发动机的入口流场,或者平板上襟翼、突起等表面的激波/边界层干扰等。

(3) 通过试验得到详细的流场数据,用于发展数值算法所用的流场模型(程序验证)。

(4) 在一定几何外形和流动条件下,试验测量传热系数、阻力等参数,并与数值计算结果进行比较(程序校验)。

(5) 研究表面气动部件布局、失效等的气动影响。

(6) 对吸气式发动机进行试验评估。

受到技术条件的限制,任何地面设备上都不可能完全模拟真实流场,即同时模拟飞行时间、速度、气体化学效应、马赫数、雷诺数、飞行高度、模型表面温度、烧蚀效应、稀薄气体效应等。只有全尺寸飞行器的飞行试验能够提供飞行器气动热环境的真实数据。当然,可以利用简单形状(如钝锥)模型,进行研究性、引导性的飞行试验来获得真实环境中的基础数据。但飞行试验十分昂贵,不可能进行大量研究,所以地面试验还是获得客观流动现象最基本的手段。

随着计算机硬件和计算技术的发展,数值分析手段在高超声速飞行器设计、流动分析等方面发挥着越来越重要的作用。物理模型的选择和简化、网格的划分、方程组的离散、数据的舍入误差等都会引起数值计算结果与真实结果的差异。因此,对数值模型的验证(Validation)和校验(Calibration)是必不可少的。CFD程序的验证^[4]是将计算得到的详细模型表面参数、流场参数与试验数据进行对比,检验程序准确模拟流场特性的能力。验证的条件是在一定范围内,已知试验数据的精度和局限,并且了解程序数值算法的精度和局限、网格大小的影响以及相应的物理基础。CFD程序的校验^[4]是以高超声速飞行器设计中的真实几何形状为对象,将CFD计算结果与试验结果进行对比,目的是衡量程序准确预测设计目标中某些重要参数的能力,而不需要验证流动的所有特性是否被正确模拟。对CFD计算结果的验证和校验,既可以利用飞行试验数据,也可以利用地面试验的数据。

高超声速技术发展中计算分析、飞行试验和地面试验之间的相互关系^[5],如图 1-1 所示。

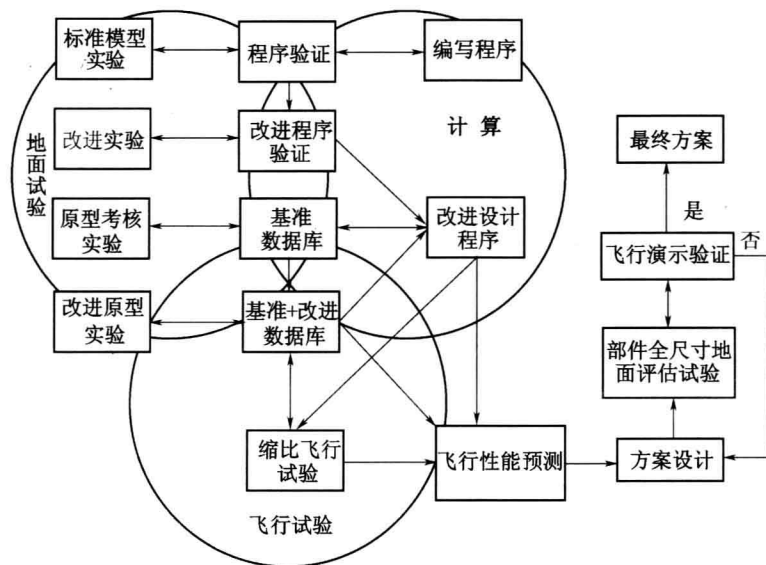


图 1-1 高超声速技术发展中计算、飞行试验和地面试验之间的关系

1.2.2 气动热与热防护试验的要求

1. 模拟要求

由于地面试验设备不可能完全复现真实环境,所以需要根据所要研究的问题和设备能力特点,确定主要的模拟要求。

气动热试验的主要内容是通过试验,获得高超声速飞行器在典型飞行状态下的表面热流分布规律以及热流随飞行轨道的变化规律。为了研究高超声速流动的气动热效应,需要模拟飞行器表面的高超声速流场结构和边界层状态,在模型外形确定的情况下,流场结构和边界层状态主要由马赫数和雷诺数决定,因此主要模拟参数为马赫数和雷诺数。因为壁温比(T_w/T_0)会影响表面边界层的分布,所以严格地讲壁温比也是需要模拟的。对于飞行器表面突起物、缝隙等特征尺度(高度或宽度 h)与当

地边界层厚度 δ 相当或更小的典型局部区域气动热试验,要在模拟当地流态的基础上重点模拟 h/δ 。研究真实气体效应条件下飞行器气动热环境,主要模拟气流速度和温度等参数,同时研究气体组分、电离、表面催化等对气动热的影响。

飞行器热防护试验,又称防热试验,是指在热环境参数已知情况下开展的热防护系统验证和考核试验研究,通常利用电弧射流等离子体设备、燃气加热设备等开展。这类试验通常分为防热材料性能试验和防热结构试验两类。防热材料筛选和性能特征试验要求设备能够复现飞行器各部位在飞行过程中所对应的气流焓值、冷壁热流和试验时间,试件的大小依据设备喷管的具体尺寸确定;对于部件级的防热结构试验,重要的模拟参数仍为气流焓值、冷壁热流和试验时间,限于地面试验设备的能力,一般选取局部 1:1 的试件开展试验研究。

通常为了较准确地模拟气动加热条件下局部热结构试件表面和内部的温度分布,需要事先通过计算确定试验模拟参数,并根据试验设备能力和飞行参数预测温度分布结果,确定出需要模拟的试验参数。一次较长时间试验中,可以模拟多个飞行状态参数进行试验。

2. 测量参数

一般来说,在气动热与热防护试验中,需要测量的参数分为模型表面参数和流场参数。

模型表面参数是指试验模型表面承受的热流、压力及其分布,在热防护试验中还需要测量模型表面温度分布、结构材料的应变响应等。

流场参数主要包括气流焓值、总压、皮托(驻点)压力、总温等。为了评价流场的均匀性,需要给出某些流场参数(如驻点压力、总温、速度等)沿若干剖面上的分布;为了评价流场的稳定性,还需要给出某些流场参数(如焓、总压、速度等)随时间的变化。

在以验证、校验 CFD 程序为目的的试验中,还应当利用流动显示技术得到流场的激波位置、边界层、流场扰动等细节。

在气动热与热防护试验中,热流是最重要的测量参数。在有条件时,应利用热流传感器直接测量;在难以直接测量时,需要利用其他参数测量来辅助确定表面热流。