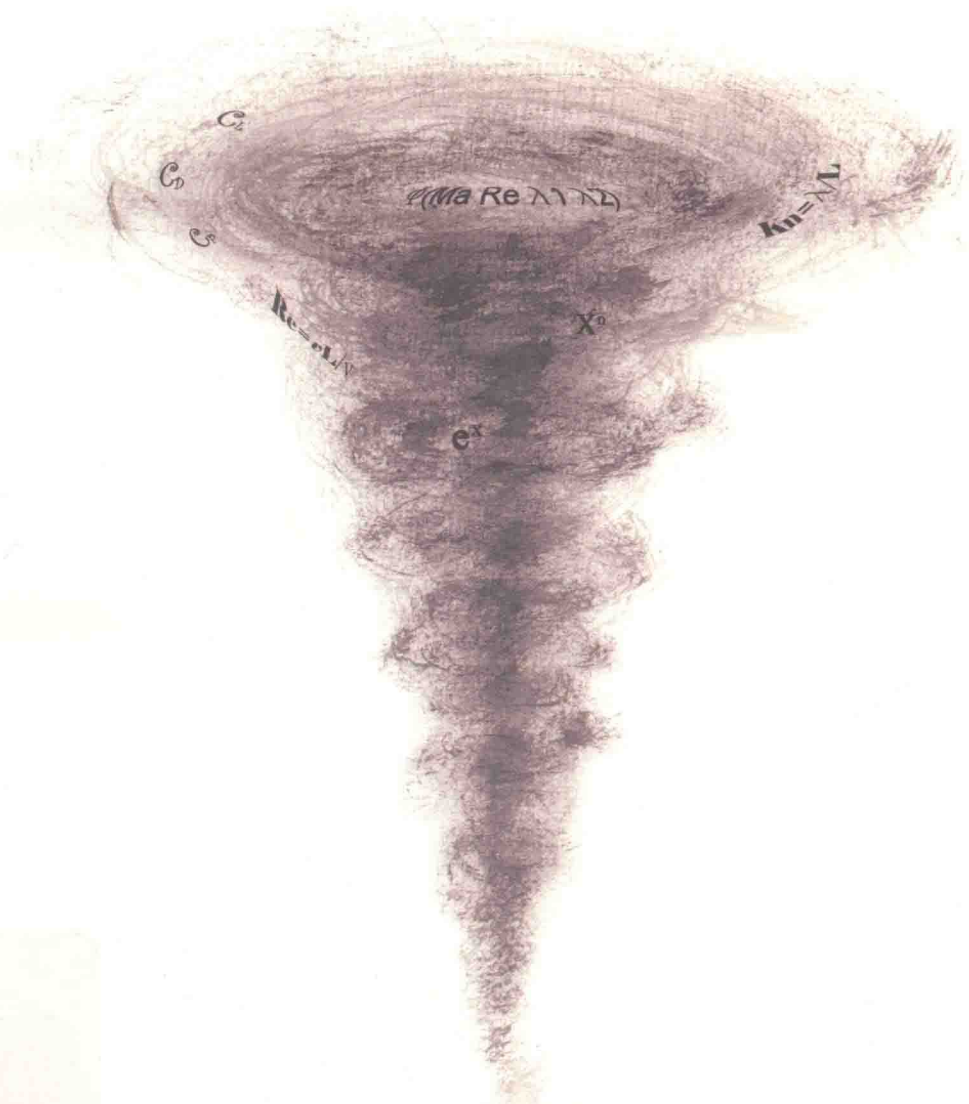


# 高超声速气动力热环境 新型预测与验证技术

赵民 等著



国防工业出版社  
National Defense Industry Press

# 高超声速气动力热 环境新型预测与验证技术

赵 民 等著



国防工业出版社

·北京·

## 内 容 简 介

本书旨在气动力热研究领域分析新型预测与验证技术发展脉络并推进新技术的应用。分析了高超飞行器的气动力热技术和天地一致性研究的发展,以及钝体绕流控制与减阻技术领域的新进展;提出了基于泛函的预示方法,使用智能算法在多维度数据中寻求不变规律,对湍流转捩数值预测这个艰深又重要的方向做了深入的探讨;试验验证技术中介绍了嵌入式大气数据传感系统,期望可以为飞行试验提供重要测量技术,风洞非接触测量技术则讲述了测量表面热分布的磷光热图技术和测量全场速度分布的粒子图像测速技术。

本书主要供气动力热、飞行器设计、试验测试、流体力学和对气动力热领域感兴趣的专业人员参考。

### 图书在版编目(CIP)数据

高超声速气动力热环境新型预测与验证技术/赵民  
等著. —北京:国防工业出版社,2019.5

ISBN 978-7-118-11739-4

I. ①高… II. ①赵… III. ①高超音速飞行器—气动  
传热—研究 IV. ①V47

中国版本图书馆CIP数据核字(2019)第043633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)

三河市腾飞印务有限公司印刷

新华书店经售

\*

开本 710×1000 1/16 印张 20¼ 字数 373 千字

2019年5月第1版第1次印刷 印数 1—1500册 定价 268.00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

《高超声速气动力热环境新型预测与验证技术》  
编写委员会

主任 赵 氏

副主任 刘敏华 刘丽丽

委员 陈广强 韩 旭 韩曙光 黄 湛 惠俊鹏

刘锦生 陆宏志 罗长童 尚 庆 王庆洋

徐胜金 于 沿 赵 静 赵大海

# 序

航天是彰显国家实力和承载国家意志的高技术产业领域。航天器是航天发展的重要标志,各航天大国都在积极探索和研发新型航天器,而新型航天器的研发要解决许多新的科学与技术问题。超声速和高超声速是目前世界航天大国关注和研究的热点。对于此类航天器一个重要问题是热障或新的热障问题。

热障问题实际上是气动力热问题,这是飞行器研究和设计的重要问题之一,研究和设计者在认知气动力热机理基础上,寻求对气动力热分析、试验和预测,为此必须发展新的理论预测、试验模拟和研究性飞行试验,使三者互为补充互为完善。对于高超声速飞行器来说,气动力热问题极为复杂,目前对其力热环境、力热响应、试验模拟等认识不甚清晰,解决途径有待探索和创新。

本书作者对此进行多年研究,提出高超声速飞行器气动环境的理论、数值模拟预测和试验验证技术,是难能可贵的。本书不是一般包罗万象的气动教科书,主要对高超声速飞行的气动力热环境研究做了较全面分析,在此基础上提出一些新的预示和试验理论及技术。全书系统总结和分析了诸如高超飞行器气动力热技术发展、天地一致性、绕流和减阻、力热预示方法、转捩和湍流以及风洞先进测试等。

书中分析了高超飞行器气动力热技术和天地一致性相关研究,梳理了发展脉络。在预示技术方面讲述了基于泛函的预示方法,希望用泛函算法分析数据识别规律,将来替代人脑识别海量数据,将数学领域的进步及时引入工程应用。这也是高超气动研究向人工智能化发展的一个途径,具有一定的前瞻性。

试验技术在工程设计中,长期处于方案验证和性能测试的位置。虽然地位很高,对工程设计具有决断性的发言权,但是也慢慢有些落伍。伴随工程设计越来越追求精细与准确,需要我们对流动的理解,从知其然要迈向知其所以然的水平。只知道总性能,不知道这些性能下深藏的流动细节和背后的物理机理,我们就不敢将余量挖到底,不敢使用跨越创新的方法。书中在试验验证技术方面讲述了风洞先进非接触测量技术,在不破坏流动本身的前提下测量气动热力分布,捕捉丰富的流动细节,为分析流动机理和考核仿真模型提供可靠的依据,为试验从知其然迈向知其所以然的水平提供方法。

科学、技术与工程是相辅相成的促进关系,没有工程实践就没有科学研究的方向,没有科学研究就没有关键技术的突破和工程发展的原动力。书中这些预示与试验技术,在科学领域里已经诞生,在实验室中逐步形成工程技术的雏形,但是还要通过艰苦的推动过程,才能在工程设计中得到应用。值得欣慰的是,编者根据自己长期在工程实践中积累的经验和技术,选择了这些有重要工程应用前景的新技术,并且致力于将他们推向工程应用,为科学研究成果融入工程实践中做出有益的探索。

千里之行始于足下,此书也许为新型高超飞行器工程技术发展照亮了一小段路,相信本书是一本从事高超飞行器研究的科技工作以及从事此领域学习的研究生的重要参考书。



2019年2月于北京

# 前 言

推出此书,本人一直很忐忑不安,气动力热环境是个无边无际的话题,新型预测与验证方法又囊括了所有技术前沿,如此大的题目要说能够把握,难免是吹牛。但是本人又一直有个愿望,能够将多年来积累的经验和感受表达出来,邀请专家学者们一起探讨对气动力热环境和工程技术的认识,并且对未来的技术发展提出我们的想法。

气动力热环境是飞行器设计第一步就要解决的问题,又是在飞行器飞上蓝天的第一刻要重点考核的性能。如此重要的领域却面临着一个尴尬的局面。气动力热是科学研究的前沿,诸多学者倾其一生心血做理论研究,又有多少才俊在高校和实验室里提出理论模型、建立仿真方法、改进试验技术,浩如烟海的文献天天在提出新思想。然而我们面对的现实却是工程气动力热设计与验证技术远远赶不上科学前沿发展,由于行业的固守和科学思想向工程技术转换的艰难,气动力热环境的预测和验证技术其实是发展迟缓的。应当说,科学思想向工程技术转换是很多行业发展的瓶颈,气动力热环境研究方面也不例外。

本书并没有对气动力热做系统讲述,因为该领域已经有了很多优秀的教科书,而是重点关注和分析新型预测与验证技术在气动力热环境工程设计中的应用,并且选取了几个在理论上较为成熟,工程应用中有潜在推动力的技术发展方向重点做了介绍。期望读者是期待改变传统技术的有心人,能够在阅读此书后有兴趣进一步深入学习,将具有应用前景的新技术和新思想注入设计流程中,在工程应用中再次哺育,将科学理论转换为技术创新的能力。

书中首先分析了技术发展脉络探讨了发展前景,对多项新技术的内涵和工程背景做了介绍,并且从应用的角度阐述了新技术的优势与不足。相关内容包

括:第1章高超声速气动力热技术发展;第2章高超飞行器天地一致性研究发展;第3章钝体绕流与减阻控制。

在新型预示技术方面提出了基于智能算法和数值仿真的新型预测技术。虽然目前预示技术还不具备良好的普适性和可靠性,但代表着将来预示技术的发展方向。相关内容包括:第4章基于泛函的高超声速气动力热预示方法;第5章湍流转捩数值预测方法研究。

书中提出的新型试验技术,虽然目前在工程应用中尚未普及,但是很可能在工程设计中成为重要的新型验证手段。相关内容包括:第6章嵌入式大气数据传感系统;第7章风洞选进非接触测量技术。

这些内容远远无法覆盖气动力热环境研究的宽泛,只是以有限的内容向未来发展做一个遥远的招手,以有限的认知为缩短技术创新与科学前沿之间的差距迈出小小一步。

未来已经来临只是尚未流行,期待你们这些真正了不起的技术人员,能够在这伟大时代,实现我们共同的梦想。

作者

2019年1月于北京

# 目 录

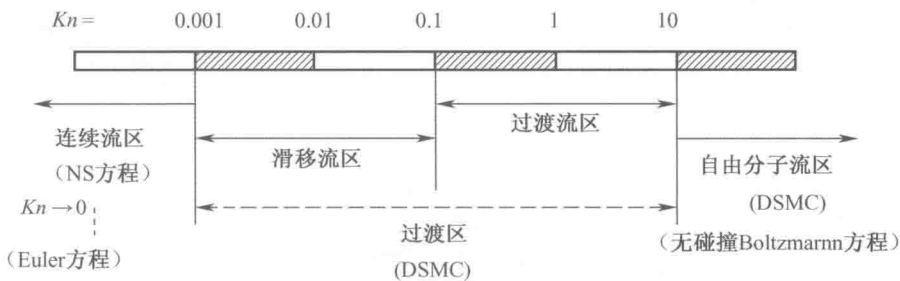
第一章 高超声速气动力热技术发展 .....	1
1.1 高超声速气动力预测 .....	3
1.2 高超声速气动力问题研究发展趋势与展望 .....	15
1.3 高超声速气动热预测 .....	17
1.4 高超声速气动热问题研究发展趋势与展望 .....	28
1.5 小结与展望 .....	30
参考文献 .....	31
第二章 高超飞行器天地一致性研究发展 .....	35
2.1 高超飞行器气动力热环境 .....	37
2.2 气动力热天地一致性研究现状 .....	39
2.3 气动热天地换算方法发展 .....	43
2.4 飞行试验的发展 .....	62
2.5 小结与展望 .....	72
参考文献 .....	74
第三章 钝体绕流与减阻控制 .....	77
3.1 钝体绕流 .....	79
3.2 钝体绕流减阻控制 .....	95
3.3 小结与展望 .....	126
参考文献 .....	127
第四章 基于泛函的高超声速气动力热预示方法 .....	135
4.1 引言 .....	137
4.2 预示方法概述 .....	139

4.3	基于泛函的智能优化关联预示方法 .....	143
4.4	预示方法的实现 .....	159
4.5	预示方法的初步应用 .....	162
4.6	小结与展望 .....	168
	参考文献 .....	169
<b>第五章</b>	<b>湍流转捩数值预测方法 .....</b>	<b>173</b>
5.1	引言 .....	175
5.2	基于稳定性理论的 e-N 方法 .....	175
5.3	高精度 LES 或 DNS 精细流动模拟方法 .....	182
5.4	湍流/转捩模型数值预测方法 .....	189
5.5	基于转捩准则的工程预测方法 .....	198
	参考文献 .....	204
<b>第六章</b>	<b>嵌入式大气数据传感系统 .....</b>	<b>209</b>
6.1	国内外发展趋势 .....	211
6.2	关键技术问题分析 .....	233
6.3	小结 .....	240
	参考文献 .....	241
<b>第七章</b>	<b>风洞先进非接触测量技术 .....</b>	<b>245</b>
7.1	引言 .....	247
7.2	磷光热图技术 .....	247
7.3	粒子图像测速技术 .....	270
	参考文献 .....	312



# 第一章

## 高超声速气动力热技术发展





## 1.1 高超声速气动力预测

高超声速飞行器的气动力特性决定其飞行轨道和飞行性能,而气动力特性受到高超飞行器外形的影响。在高超声速飞行器的初始设计阶段,必须对不同外形飞行器的气动力特性进行准确预测。对于高超声速飞行器的气动力的研究,主要方法包括理论工程计算、数值模拟以及试验研究三大方面<sup>[1]</sup>。

### 1.1.1 高超声速气动力理论工程计算

在高超声速飞行器的研制初期,不可能投入过多的资源进行数值仿真和试验研究,因此发展快捷有效的工程计算方法进行气动力的计算就显得十分必要。

对于高超声速飞行器,空气黏性主要在比激波层薄很多的边界层内起作用,而在激波层内,可以忽略黏性作用。因此,用无黏流动的分析方法,可以预测大部分的气动特性,特别是预测升力和俯仰力矩可以取得比较满意的结果。但如果要更为准确地获得气动力信息,仍需考虑黏性阻力的影响。下面从无黏气动力的计算方法以及黏性阻力的计算方法对气动力工程计算进行介绍。

#### 1.1.1.1 无黏气动力计算方法

无黏气动力的计算方法包括牛顿流模型法、切楔法/切锥法以及 Dahlem-Buck 法三种常用方法。

##### 1) 牛顿流模型法

将流体质点的运动看作直线运动的粒子,流体粒子撞击到物体表面后法向动量完全损失而切向动量保留。在此假设下,流体作用于物体表面的压力系数只与物面和来流方向的夹角  $\theta$  有关。压力系数有如下表达式:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\rho_\infty V_\infty^2 / 2} = 2 \sin^2 \theta \quad (1.1)$$

式中： $p_\infty$ 、 $V_\infty$ 、 $\rho_\infty$ ——来流压力、速度和密度；  
 $p$ ——物体表面压力。

原始的牛顿压力系数公式适用于  $Ma$  趋近于无穷大的情况，Lees<sup>[2]</sup>考虑了有限马赫数对牛顿公式的修正，提出修正公式如下：

$$C_p = C_{pmax} \sin^2 \theta$$

$$C_{pmax} = \frac{2}{\gamma Ma_\infty^2} \left\{ \left[ \frac{(\gamma + 1)^2 Ma_\infty^2}{4\gamma Ma_\infty^2 - 2(\gamma - 1)} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left[ \frac{1 - \gamma + 2\gamma Ma_\infty^2}{\gamma + 1} \right] - 1 \right\} \quad (1.2)$$

式中： $C_{pmax}$ ——驻点压力系数；  
 $\gamma$ ——比热比。

图 1.1 给出来流马赫数  $Ma=8$  时，牛顿公式和 Lees 修正牛顿公式给出绕椭球体表面压力系数分布与精确时间推进解<sup>[3]</sup>的对比，可见对于马赫数不太高的钝头体外形绕流问题，Lees 修正公式与精确解吻合更好。

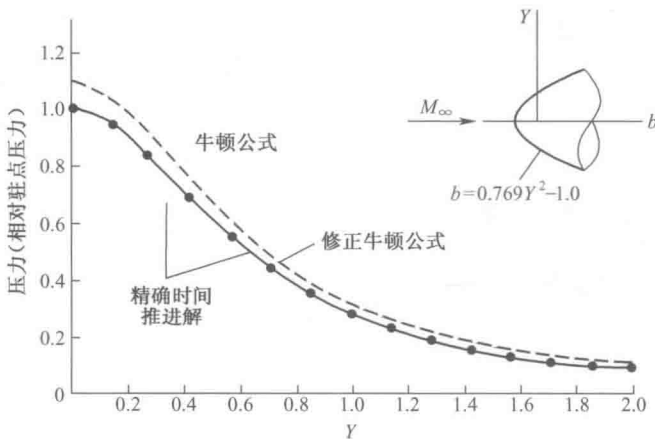


图 1.1 绕椭球体的表面压力分布 ( $Ma=8.0$ )

## 2) 切楔法/切锥法

切楔法/切锥法<sup>[4]</sup>用于预测二维平面/轴对称体在高超声速流场中的表

面压力分布。切楔法/切锥法的基本思想是物面上任意一点的压力等于以当地倾角  $\theta_i$  为半楔角/半锥角的平面斜激波/圆锥激波后的压力,从而由斜激波关系式/圆锥激波关系式得到。图 1.2 是切楔法的示意图。使用切楔法/切锥法需注意,物面当地倾角不能大于来流马赫数对应的临界脱体角。因而切楔法/切锥法只适用于具有贴体激波的尖头体外形。

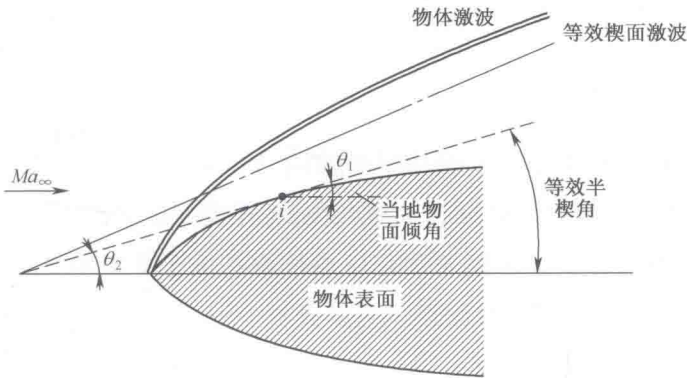


图 1.2 切楔法示意图

切楔法根据斜激波的  $\theta_i - \beta - Ma_\infty$  关系求解每个面元处的激波角  $\beta$ 。

$$\tan\theta_i = \frac{2\cot\beta(Ma_\infty^2 \sin\beta - 1)}{Ma_\infty^2(\gamma + \cos 2\beta) + 2} \quad (1.3)$$

求解方程得到激波角后,利用激波前后参数关系式得到激波后压力  $P$  以及物面压力系数  $C_p$ 。

### 3) Dahlem-Buck 法

Dahlem-Buck 法是牛顿流模型法与切锥法相结合的方法,在大撞击角时采用修正牛顿法,在小撞击角时采用近似的切锥法。

$$C_p = C_{pD} \cdot \frac{c_{p,\text{cone}}(Ma_\infty)}{c_{p,\text{cone}}(Ma_\infty = 20)} \quad (1.4)$$

式中:  $c_{p,\text{cone}}$  ——相应马赫数下锥形流的压力系数,作为引入马赫数的修正;

$C_{pD}$  ——根据不同撞击角下选择的牛顿法或切锥法。

其中：

$$C_{pD} = \begin{cases} \left[ \frac{1}{\sin^{3/4}(4\delta)} + 1 \right] \sin^2\delta \\ C_{p\max} \sin^2\delta \end{cases} \quad (1.5)$$

式中： $\delta$  ——撞击角，也就是气流偏转角。

### 1.1.1.2 黏性阻力的计算方法

这里黏性阻力的计算主要是指摩擦阻力系数的计算，对摩擦阻力的工程计算，是利用平板的研究结果，把飞行器表面展开成一个“相当平板”。通过将平板的摩擦加入形状修正因子和可压缩性修正因子来获得飞行器的摩擦阻。对于低速情况，平板摩擦为

$$C_{x_{fp}} = 1.328 / \sqrt{Re_L} \quad (1.6)$$

式中： $C_{x_{fp}}$  ——平板双面摩擦系数。

经过修正，可以计算高超飞行器摩擦阻：

$$C_{x_f} = C_{x_{fp}} \cdot (1 + 0.03Ma^2)^{-1/3} \cdot \eta_\lambda \cdot S_f/S_{ref} \quad (1.7)$$

式中： $Re_L$  ——以飞行器长度计算出的雷诺数；

$\eta_\lambda$  ——形状修正因子；

$S_f$  ——飞行器侧面积。

### 1.1.2 高超声速气动力的数值模拟

在高超声速飞行器设计中，CFD 数值模拟是获取飞行器气动力的重要手段。对于高超声速绕流流场的数值模拟，现有的大多数 CFD 计算方法在气动力的计算中都能够给出令人满意的结果，可以较好地刻画流场动力学特性。但由于高超声速问题的复杂性，如高温边界层转捩、化学非平衡流效应以及高空稀薄流效应等，均会对气动力的数值计算造成影响，因而需对此类问题

进行更深入的研究。

### 1.1.2.1 网格/湍流模式的影响

由于高超声速飞行器壁面流动复杂,为了对气动力进行准确计算,必须考虑网格对计算的影响,同时需采用有效的转捩模式和湍流模式。

Alter<sup>[5]</sup>评估了在高超声速计算中结构网格的质量问题以及网格质量对计算结果的影响,认为网格的正交性对准确计算高超声速情况下物面的摩擦阻力计算很重要,并定义了一种网格质量评估标准,1表示最好的网格,0表示最差。一般的高超声速计算,要求网格质量在0.6~0.8之间。Nichols<sup>[6]</sup>则进一步讨论了高超声速流动中壁面计算问题,提出了一种适合高超声速流动的湍流壁面函数边界条件,使得在 $y^+ < 100$ 的范围内,都能得到较好的壁面压力、摩擦分布。Brown等人<sup>[7]</sup>对高超声速流动的湍流模型进行了验证,考虑物面的压力变化,摩擦阻力变化,并与试验数据进行比较,分析表明 $k-\omega$  SST和 $k-\omega$ 湍流模型能够给出与试验更为接近的结果。

### 1.1.2.2 化学非平衡流效应

由于高温效应,高超声速飞行器壁面气体会发生化学反应。当化学反应时间尺度与流动特征时间尺度相当时,即处于化学非平衡流动状态,此时的CFD控制方程需考虑不同的气体化学组分、化学反应模型等。图1.3为Gupta等人<sup>[8]</sup>对一典型的半径为0.305m的球头驻点区域的热化学状态的分类。

Hassan等人<sup>[9]</sup>针对“阿波罗”返回舱开展了考虑化学非平衡效应的气动分析,研究了化学反应和振动激发对升阻比和配平攻角的影响,考虑了5组元化学反应模型进行计算( $Ma = 27$ ),并与理想气体和试验结果进行了比较。结果表明考虑化学非平衡效应计算的升阻比系数小于考虑理想气体计算的结果,并与试验结果吻合较好。Papadopoulos等人<sup>[10,11]</sup>采用5组元化学非平衡模型对航天飞机不同攻角下俯仰力矩的特征进行了计算研究。结果表明