

# 高超声速飞行器气动热预测技术研究进展



喻成璋\*, 刘卫华

南京航空航天大学 飞行器环境控制与生命保障工业和信息化部重点实验室, 江苏 南京 210016

**摘要:**气动热预测技术是制约高超声速飞行器发展的关键技术之一。飞行器在高速飞行过程中,气动加热对其结构强度影响显著,严重时甚至可能导致结构损伤,因此,为保障飞行器飞行安全,必须采取有效的热防护措施,而掌握气动热变化规律是合理设计高超声速飞行器热防护措施的基础,它对于飞行器结构设计、材料选择均有重要的指导意义。本文从试验、工程计算与数值仿真三个方面系统地归纳、总结国内外学者在气动热预测方面的研究成果,并展望其未来的发展,以期为国内高超声速飞行器的研制工作提供有益参考与借鉴。

**关键词:**气动热;高超声速飞行器;试验研究;工程算法;数值计算

中图分类号:V434+.11

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2021.02.002

因气动热所引发的热障问题已成为制约高超声速飞行器发展的瓶颈。当飞行器作超声速飞行时,机身表面与气流发生剧烈的摩擦,空气受到阻滞和压缩导致温度急剧上升,对飞行器形成强烈的热障<sup>[1-2]</sup>;当飞行速度进一步提高到高超声速时,空气流动特性还将发生本质的改变,其物理现象主要体现为薄激波层、熵层、黏性干扰、低密度性及高温激波层内的真实气体效应<sup>[3]</sup>。以马赫数  $Ma > 20$  的再入飞行器为例,其前缘驻点温度可高达  $1 \times 10^4 \text{K}$  以上,在此高温环境下,不仅其周围空气会发生电离,而且飞行器表面材料也将发生化学反应,对飞行器造成不可恢复的损伤。因此,为保证飞行安全,必须采取相应的热防护措施以保证飞行器结构和内部设置正常工作。

掌握气动热变化规律是高超声速飞行器热防护的关键技术,但气动热的影响因素众多,要想实现气动热精确的预测十分困难。从20世纪50年代开始,人们分别采用试验研究、工程计算,以及数值仿真等技术手段针对气动热问题开展了大量的研究工作,研究内容也随着高超声速飞行器的发展不断深化,本文旨在从这三个方面系统地总结当前的研究进展,并明确后续工作的重点。

## 1 试验研究

热流测试技术的进步为气动热试验研究奠定了良好的基础,目前,气动热测量的地面试验都是以各类激波风洞和常规高超声速风洞为手段,其试验研究内容主要涉及迎角、钝比率、表面热流分布、激波形状、边界层转捩和非平衡效应等因素。

20世纪60年代,美国国家航空航天局(NASA)对  $15^\circ$  钝锥体在  $Ma 10.6$  下的气动热问题进行了试验研究,结果表明,在迎角为  $0^\circ$  时,增大钝比率可降低热流密度并阻止边界层转捩<sup>[4]</sup>。

1992年,King<sup>[5]</sup>对  $5^\circ$  角锥在  $Ma 3.5$  下的边界层转捩位置进行了测量,结果表明,随着横向流动的增加,转捩点的位置发生了明显改变。

1998年,S.A. Berry<sup>[6]</sup>等就 X-34 模型进行了气动热试验及气动特性分析,借助于磷光测量技术实测了  $0^\circ \sim 35^\circ$  迎角范围内模型表面的热流分布、流线形式与激波形状,结果显示,当迎角从  $8^\circ$  增至  $23^\circ$  时,迎风面热流略有增加,弓形激波与机翼的相互作用逐渐向机翼内侧移动;且随着马赫数的不断增大,迎风面上的流动状态从层流转向湍流,中心线上的转捩位置不断向前缘移动。

收稿日期: 2020-10-26; 退修日期: 2020-11-18; 录用日期: 2020-12-15

基金项目: 国家自然科学基金民航联合基金(U1933121); 中央高校基本科研业务基金(NC2020001); 江苏高校优势学科建设工程

\*通信作者: Tel.: 15950538812 E-mail: yucz-1248@nuaa.edu.cn

引用格式: Yu Chengzhang, Liu Weihua. Research status of aeroheating prediction technology for hypersonic aircraft [J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(02): 14-21. 喻成璋, 刘卫华. 高超声速飞行器气动热预测技术研究进展[J]. 航空科学技术, 2021, 32(02): 14-21.

2000年, Nonaka<sup>[7]</sup>对速度 2.44 ~ 3.85 km/s、压力 0.56 ~ 20 kPa 范围的球体绕流进行了试验研究, 采用阴影法和纹影法对球体表面的激波形状及流场进行了可视化处理, 试验结果清楚地展示了冻结流、平衡流、非平衡流之间激波脱体距离的差距, 表明了非平衡效应对流场的影响。

2018年, Borg<sup>[8]</sup>等在 *Ma*6 的静风洞中对飞行姿态下的 HIFiRE-5 缩比模型进行了测试, 结果表明, 偏航角对横向流失稳的影响要大于迎角的影响, 在低噪声水平下, 改变 1° 偏航角可使得最小横向流转捩雷诺数减小 20%。

事实上, 边界层转捩和非平衡效应都是飞行器热防护系统设计需要面对的难题, 其中边界层转捩将产生复杂的、不确定的纵向向气流扰动及气动加热, 但由于风洞试验中各种扰动的存在, 针对边界层转捩的试验研究结果与实际情况存在较大差距; 同时, 非平衡效应试验条件的不易满足也制约了气动热试验研究的发展, 虽然有学者进行了一些尝试, 但目前这方面的研究无论是质量上还是数量上都无法满足发展的需求, 未来还需对试验设备及试验能力做进一步的完善。

由于受限于风洞试验设备的模拟能力, 地面试验在模型尺寸、雷诺数和真实气体效应方面均有一定的限制, 无法完整地各类飞行器真实气动热环境进行模拟, 为此, 欧美等国家也开展了大量的飞行试验研究, 如 1968 年 NASA 进行的 Reentry F 项目<sup>[9]</sup>、1994 年日本 HOPE-X 计划中的轨道再入飞行试验<sup>[10]</sup>等。虽然飞行试验能够获得较为准确的气动热数据, 但其周期长、难度大、耗资巨的特点也决定了它不可能成为气动热预测研究的主要手段, 目前飞行试验数据大多用于数值仿真结果验证、模型完善及飞行器设计的最终校核。

## 2 工程计算方法

虽然气动热的复杂性使得其尚无普适的理论预测方法, 但工程计算以其独特的优势, 在高超声速飞行器概念设计阶段扮演着重要角色。工程算法将拟设计的飞行器划分为无迎角和有迎角两种类型。

对于无迎角的气动热预测问题, 工程算法将其划分为驻点、非驻点层流区、非驻点湍流区分别进行处理。其中, 驻点热流密度采用边界层相似解的近似分析方法或风洞试验数据关联分析获得的经验公式来进行计算; 非驻点层流流动则假定各热力学参数沿物面切向的变化率远小于沿法向的变化率, 再通过数学变换得到局部相似解, 从而推导出层流的热流密度分布公式; 非驻点湍流区主要通过动量积分方程求解出局部摩擦因数, 再根据雷诺比获得传热系数进而确定湍流边界层加热情况<sup>[11]</sup>。

由于不同流动区域的气动热计算方法不同, 边界层转捩位置的预测将直接决定工程计算的准确性, 对此, 人们开发了多种方法来对转捩点位置进行预测, 如经验方法、 $e^n$  方法、转捩模式等。值得注意的是, 虽然目前大多数计算都采用了地面和飞行试验获得的转捩准则来对转捩点的位置进行判断, 然而, 不同转捩准则下气动热的结果存在一定偏差。

对于有迎角情况, 则必须首先根据飞行器的气动外形分为小宽钝比与大宽钝比两种预测类型, 然后再变换至零迎角条件下进行气动热的计算。

小宽钝比气动热工程预测方法主要有等价锥法和轴对称比拟法。等价锥法是将有迎角的锥体流动用零迎角的等价锥替代, 适合于小迎角计算, 并对于迎风面母线和背风面母线处的热流均有较为准确的预测能力, 但在处理非轴对称体时则存在较大偏差<sup>[12]</sup>; 轴对称比拟法基于小横向流假设, 通过 Manger 变化将三维边界层方程简化为准轴对称边界层方程, 再通过一定条件将各条流线上的热流密度与零迎角下轴对称物体的热流密度联系起来, 虽然轴对称比拟法被认为是当前工程上计算三维边界层传热问题最有效的方法之一, 但该方法中间量迭代计算复杂, 通用性较差<sup>[13]</sup>。

大宽钝比气动热预测主要采用了“片条理论”, 它把飞行器切成二维的片条, 并假定这些片条之间没有干扰, 然后将这些二维片条作为二维钝头体来计算其表面热流, 再综合三维效应来对结果进行修正。

对于稀薄流动气动热的预测, 桥函数法是目前应用最为广泛的工程计算方法, 它将连续流方法预测值和自由分子流方法预测值通过函数桥连接获得近似热流, 其中 Matting<sup>[14]</sup>和 Nomura<sup>[15]</sup>建立的桥函数最为常用。

桥函数法多用于驻点热流密度以及钝锥体表面热流密度计算<sup>[16-18]</sup>, 具有较高的计算精度, 但也有研究表明, 桥函数法对尖长体及细长体表面热流密度的预测并不理想<sup>[19]</sup>。

事实上, 工程计算方法的不断完善也催生了工程预测软件的开发。早期著名气动热计算软件 MINIVER<sup>[20]</sup>采用了常见的热流公式来对驻点、层流区、湍流区分别进行气动热计算, 它适用于完全气体和平衡气体两种情况, 但三维计算有一定的局限性, 且无法计算钝锥模型的下游效应<sup>[21]</sup>。

AEROHEAT 是人们早期根据轴对称比拟法开发的一款经典的气动热计算程序; Zoby 等采用适体坐标系, 开发了 LATCH 计算程序, 与 AEROHEAT 相比, 它增强了处理复杂外形气动热的能力; 2006 年, Hamilton 等对 LATCH 算法进行改进, 发展了三角形结构化网格的 UNLATCH2 算法, 它改善了 LATCH 在结构化网格计算无黏流场方面的

局限性<sup>[22]</sup>。

### 3 数值模拟技术

由于工程算法对飞行器外形的适用性较差,对转捩、激波以及黏性边界层等物理现象难以准确描述,因此,早期人们只能通过试验获得复杂流动的流动细节,周期长且耗费巨大。20世纪80年代后,数值模拟技术的长足进步改变了这种不利状况,通过求解控制方程继而获得表面热流分布情况,不仅花费更少、效率更高,且对流动细节的刻画也更为细致,目前数值模拟方法已经成为气动热预测的重要研究手段。

不同流动区域的气动特性不同,因此当飞行器处于连续流区和稀薄流区等不同流动区域时,其数值计算方法也有所差异<sup>[23]</sup>。

#### 3.1 连续流区气动热数值模拟

在连续流区对N-S方程及其各种近似方程的求解是获取热流分布的主要途径,随着计算机性能的不断提高,气动热数值模拟经历了边界层方程、黏性激波层方程、抛物化N-S方程、全N-S方程等不同的发展历程。

1982年,Hamilton<sup>[24]</sup>发展了一种求解二阶边界层方程的计算方法,并以此获得了飞行器热流分布情况,计算结果表明边界层方程能够较好地模拟迎角为25°~40°的流动状况。

边界层理论为气动热研究提供了有效的计算方法,但由于边界层方程本身的局限性,它无法反映出无黏流和黏流之间的相互干扰机理,因此边界层方程仅适于处理一些马赫数不太高的简单工况;为了精确地考虑黏性作用,有学者将激波和物面之间的整个流场作为全黏性处理,建立了统一的控制方程,形成了黏性激波层理论。

1992年,欧阳水吾<sup>[25]</sup>等通过对多组元黏性激波层方程的求解,就包含钝头体气动加热率在內等多个问题进行分析计算,所得出的各物理量变化规律表明了该计算方法的合理性。但值得注意的是,由于高雷诺数流动的物面附近物理量变化非常剧烈,黏性激波层方程的求解需要采用许多特殊的数值方法,计算过程复杂,通用性较差。

由定常N-S方程舍去含有流向导数黏性项的抛物化N-S方程(PN-S方程),在各类高超声速飞行器绕流问题中获得了较好的应用,如20世纪90年代,Lawrance<sup>[26]</sup>将TVD格式应用于PN-S方程的空间推进算法中,对半角为10°的圆锥流动进行求解,给出了三个不同迎角下圆锥的热流密度,计算结果与试验结果较好吻合;2002年,NASA通过求解PN-S方程获得了X-43前机身,以及整流罩前端的气动热分布情况<sup>[27]</sup>,进一步丰富了PN-S方程数值解法在高超声速飞行器领域的应用。

虽然通过简化N-S方程获取气动热分布的PN-S方法在早期取得了丰富的研究成果,但与全N-S方程相比,两者还是存在一定的误差,随着计算机性能的提升,对全N-S方程进行求解成为现实,该方法越来越多地被应用到气动热数值计算中。在21世纪初期,贺国宏<sup>[28]</sup>通过求解N-S方程对钝锥和钝双锥流动进行了数值模拟,计算结果不仅精确地模拟了迎风区的热流分布,还准确地刻画了钝锥背风区气流分离、双锥交接区域热流变化等一系列现象。

事实上,除控制方程外,气动热数值模拟计算的结果还受到差分格式、网格分布、限制器和湍流模型等多个因素的影响,为此,国内外学者针对这些影响因素开展了较为系统的研究工作。

当流动中存在间断时,中心型格式通常需要添加人工黏性来抑制振荡,它极易造成污染、影响计算精度,因此从20世纪80年代开始,各类迎风格式成为数值计算的主流格式。

2003年,李君哲<sup>[29]</sup>等分别选用FDS格式、FVS格式、AUSM+三种迎风格式以及一种中心差分格式对二维圆柱绕流和钝双锥绕流进行计算,结果表明,三种迎风格式的数值计算精度明显优于中心差分格式,其中AUSM+格式和FDS格式更为逼近试验数据。

气动热计算网格的选择十分苛刻,有时需要根据数值计算结果对网格进行多次调整,这也是数值计算过程中较为耗时的部分。

物面第一层网格高度对数值计算结果影响较大,许多文献将其作为重要参数加以分析。1998年,Lee<sup>[30]</sup>等在钝头体气动热计算中探讨了网格相关性问题,结果表明,在其他条件均不改变的情况下,壁面网格雷诺数扩大一倍,计算结果偏差值能达到20%以上。由此可见,气动热能否精确求解,与近壁面的网格尺寸有着直接关系。

2016年,张翔<sup>[31]</sup>以二维圆柱绕流为例分析了网格雷诺数对热流计算结果的影响。结果表明,气动热计算中通常需要保持网格雷诺数小于10这一最低要求,而网格雷诺数小于8即可获得收敛结果。目前人们广泛根据网格雷诺数来确定第一层计算网格高度,但也有研究表明这种方法并不总是可靠的,例如,Gao<sup>[32]</sup>在圆柱体绕流计算中发现,根据网格雷诺数确定的第一层网格高度偏大,若要达到计算要求至少还需要减小一个数量级。

为了避免结果振荡,计算过程中通常需引入限制器对插值梯度进行限制<sup>[33]</sup>,各种限制器的精度和耗散性不同,曾有学者认为限制器对计算精度的影响甚至要大于计算格式。

杨建龙<sup>[34]</sup>分别采用minmod、Van Leer和Osher-C三种

限制器对双锥模型外部流场进行了数值模拟,结果表明,采用 minmod 限制器获得的最大热流值与热流分布特性明显优于其余两种限制器。Zhang<sup>[35]</sup>将传统的 MUSCL 型限制器与多维限制器进行对比分析,结果表明, Van Leer 限制器是传统 MUSCL 型限制器中考虑鲁棒性和准确性的最佳选择,而多维限制器则在这两方面比其他所有传统限制器表现得更为优秀。赵雅甜<sup>[36]</sup>发展了一种新型三阶 TVD 限制器并对其进行了性能分析,结果表明,该限制器在复杂外形气动热算例中均表现出更好的适应性以及气动热预测能力,与 double minmod 限制器相比,计算精度更高;与 minmod 限制器相比,具有良好的间断分辨率且避免了过多的数值耗散。

自流体力学问世以来,湍流一直是各类流动问题的难点,但到目前为止,人们对于湍流气动热的预测结果并不理想<sup>[37-38]</sup>,如 GASP 程序对 X-33 模型湍流中心线上的计算结果就比试验值偏小 30%~40%。目前湍流的数值模拟方法包括雷诺平均 N-S 方程求解、大涡模拟、分离涡流模拟以及直接数值模拟等,但考虑到鲁棒性以及计算效率的限制,求解雷诺平均 N-S 方程(RAN-S)仍是目前采用的主要研究手段。

随着数值计算方法日趋成熟,对于复杂流动的工程算法逐步让位于数值计算,因此,开发专业计算软件成为了热门,对此,NASA Langley 研究中心、Ames 研究中心及波音公司做了大量工作,其中比较著名的有 LAURA<sup>[39]</sup>程序和 GASP<sup>[40]</sup>程序,其有效性已被多个飞行试验以及地面试验所证实<sup>[41]</sup>。目前国外这些气动热数值计算软件已较为成熟,对于特定构型有较高的计算精度,相比之下,我国仍缺乏高效、可靠的气动热模拟工具。

### 3.2 稀薄流区气动热数值模拟

从  $6 \times 10^4 \text{ m}$  高空开始,气体性质逐渐偏离连续介质,飞行器的气动特性亦发生了显著变化,在各类稀薄流动中,自由分子流由于可以忽略气体速度分布函数的变化,通常可以根据气体分子动理论获得解析解<sup>[42]</sup>,而滑移流区以及过渡流区的气动热预测则较为困难。

目前针对滑移流区和过渡流区的数值模拟方法主要有两种:采用滑移边界条件计算流体力学(CFD)方法和基于分子动力学的直接模拟蒙特卡罗(DSMC)法。

在滑移流域,其主流场中的流动依然适用于连续介质假设,因此相较于复杂的 DSMC 算法,人们更倾向于应用滑移条件来对 N-S 方程的应用范围进行拓展。目前广泛采用的有 Maxwell 滑移条件、Gokcen 滑移条件以及 Lockerby 滑移条件。Lofthouse<sup>[43]</sup>分析了该方法在滑移流域的适用性并对三种滑移条件进行比较,结果表明,当克努森数  $Kn_\infty \leq 0.25$  时,

带滑移边界的 CFD 方法与 DSMC 方法预测值误差  $< 5\%$ ,而且极大地缩短了计算时间。在三种滑移条件中,Gocken 条件所得到的计算结果最好,但也最为耗时。

DSMC 方法是由 Bird<sup>[44]</sup>首先提出的。该方法采用了大量模拟分子代替真实气体分子来进行分子运动和碰撞过程的解耦运算,待流场中分子数量趋于稳定后再通过统计采样的方式获得宏观计算结果。由于 DSMC 方法是从微观气体分子入手,本质上更接近于真实的气体运动状态和能量交换过程,因此在处理稀薄流气动热问题上具有天然的优势。

2013 年,Prasanth<sup>[45]</sup>对 DSMC 方法的限制条件进行了系统的总结,提出了计算结果的准确性必须满足的三个条件:网格小于分子的平均自由程、碰撞网格大小(每个网格中模拟的分子数)满足计算需求以及时间步长小于分子的平均碰撞时间。依据 Prasanth 研究结果,小  $Kn$  流动需要采用高精度网格并消耗大量的计算资源,所以 DSMC 方法多用于稀薄程度较大的过渡流区。

DSMC 方法的有效性已被多次证明并取得了一系列成果,例如,2007 年,Liechty<sup>[46]</sup>运用 DSMC 方法计算了火星侦察轨道飞行器(MRO)在不同迎角、侧滑角下的传热系数,计算结果与飞行试验结果较为吻合,证实了该方法在过渡流区的有效性;2015 年,Sengil<sup>[47]</sup>采用二维 DSMC 求解器分析了不同几何外形对气动特性的影响;2019 年,NASA 采用 DSMC 并行计算软件 DAC 对空心圆柱和空心方形棱柱的气动热环境进行模拟,并对迎角、壁厚以及  $Kn$  等重要参数对气动加热的影响进行了分析<sup>[48]</sup>。

目前,DSMC 方法已被公认为处理稀薄流动最成功的办法,但庞大的计算量限制了其发展,为此,许多学者对其进行了优化,在诸多优化算法中以 DSMC/N-S 耦合算法最为常见。2005 年,Lian<sup>[49]</sup>提出一种基于非结构网格的 DSMC/N-S 耦合算法,它不仅能够细致刻画连续介质失效带来的一系列物理现象,而且能够对楔形表面前缘的非平衡效应进行准确的预测;2018 年,Xu<sup>[50]</sup>提出了一种基于自适应结构化/非结构化重叠网格的耦合算法,该方法综合了结构化网格和非结构化网格的优点,不仅可以高精度地研究流动中的各种特性,在计算速度方面比全 DSMC 方法提高了近三倍左右。

除了对耦合算法进行改进,完善连续介质失效边界的准确判定和分析连续假设失效所带来的影响也是研究热点。由于连续介质失效准则与耦合算法的计算效率息息相关,为此,研究者提出了一系列准则数来对失效边界进行准确划分,如  $P$  参数、当地克努森数  $Kn_1$ 、局部克努森数  $Kn_p$  等。多数情况下采用的是  $Kn_p$  作为判定准则,当  $Kn_p \geq 0.05$  时则

认为连续方程失效<sup>[51]</sup>;但也有研究表明,该结论并不一定适用。2019年,午辛暄<sup>[52]</sup>对不同物理问题所体现的失效准则数进行了区分,其结论是,对于平板流动结构采用全局 $Kn$ 作为失效准则更为合适,其失效大小为 $Kn \geq 0.01$ ;而采用 $Kn_p$ 则不够准确。

连续假设失效的影响通过量化CFD方法计算误差来体现。Lofthouse<sup>[53]</sup>分别采用CFD方法和DSMC方法对不同稀薄程度的氩气圆柱绕流进行模拟。结果表明,随着稀薄程度的不断增大,两种方法对气动热峰值的预测差异从 $Kn = 0.002$ 时不足1%逐渐增加到 $Kn = 0.25$ 时的30%以上。连续介质失效的研究对耦合算法有重要意义,随着该部分理论的逐渐完善,算法的计算效率将进一步提高。

目前带滑移边界条件的CFD方法以及DSMC类算法在稀薄气体气动热中广泛使用,但也有学者尝试通过高阶Boltzmann方程来获得稀薄流动气动热的分布情况,如Burnett方程<sup>[54]</sup>及Eu方程<sup>[55]</sup>等。虽然有相关研究表明这些方程在计算中有一定的优势,但一些难以解决的问题仍限制着其在气动热领域的应用。随着该部分理论的进一步完善,拓展的流体动力学方程也许将成为预测稀薄流区气动热的又一重要工具。

## 4 结束语

目前的风洞试验设备无法对真实飞行环境进行高品质的复现,尤其是对稀薄流动以及非平衡效应难以模拟,因此,对现有风洞进行改造升级,拓展其功能,研制开发一些新概念风洞来适用于未来高超声速飞行器发展将势在必行。

(1) 发展可适用于不同几何体稀薄流动的桥函数,完善与拓展工程计算方法的使用范围是有现实意义的。

(2) 采用高分辨率、高精度的差分形式求解全N-S方程是连续流区气动热预测技术的发展方向,同时计算格式、网格效应、限制器以及湍流模型等数值计算理论的完善将进一步增强对复杂工况的气动热预测的准确性。

(3) 稀薄流动的连续假设失效对气动热预测技术提出了新的挑战,其中滑移流区和过渡流区的气动热预测较为困难,因此继续完善滑移边界条件以及DSMC方法将会是未来稀薄流动气动热发展的重点。

AST

## 参考文献

[1] 赵旭升,杨志斌,张新霞.一种一体化热防护系统综合效能量化评价方法[J].航空科学技术,2019,30(5):65-69.  
Zhao Xusheng, Yang Zhibin, Zhang Xinxia. A quantitative

evaluation method for comprehensive efficiency of integrated thermal protection system[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(5): 65-69. (in Chinese)

[2] 罗楚养,张朋,李伟东,等.高温复合材料在空空导弹上的应用研究[J].航空科学技术,2017,28(1):19-24.  
Luo Chuyang, Zhang Peng, Li Weidong, et al. Application research of high temperature composite on airborne missile[J]. Aeronautical Science & Technology. 2017, 28(1): 19-24. (in Chinese)

[3] Anderson J D. Hypersonic and high-temperature gas dynamics [R]. Blackburg, Virginia, US: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.

[4] Cleary J W. Effects of angle of attack and bluntness on laminar heating-rate distributions of a 15 cone at a Mach number of 10.6 [R]. NASA TND-5450, 1969: 1-4.

[5] King R A. Three-dimensional boundary-layer transition on a cone at Mach 3.5[J]. Experiments in Fluids, 1992, 13(5): 305-314.

[6] Berry S A, Horvath T J, DiFulvio M, et al. X-34 experimental aeroheating at Mach 6 and 10[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1999, 36(2): 171-178.

[7] Nonaka S, Mizuno H, Takayama K, et al. Measurement of shock standoff distance for sphere in ballistic range[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2000, 14(2): 225-229.

[8] Borg M P, Kimmel R L. Ground test of transition for HIFiRE-5b at flight-relevant attitudes[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2018, 55(6): 1329-1340.

[9] Sinha K, Barnhardt M, Candler G. Detached eddy simulation of hypersonic base flows with application to fire ii experiments [C]//34th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 2004: 2633.

[10] Yanagihara M, Miyazawa Y, Alimoto T, et al. HOPE-X high speed flight demonstration program phase II[C]//10th AIAA/NAL-NASDA-ISAS International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2001: 1805.

[11] 彭洽雨,石义雷,龚红明,等.高超声速气动热预测技术及发展趋势[J].航空学报,2015,36(1):325-345.  
Peng Zhiyu, Shi Yilei, Gong Hongming, et al. Hypersonic aeroheating prediction technique and its trend of development [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(1): 325-

- 345.(in Chinese)
- [12] 高翔. 迎角下高超声速弹头气动热和温度场的计算与研究[D]. 南京:南京理工大学,2016.  
Gao Xiang. Calculation of aerodynamic heating and temperature field for hypersonic warhead under attack angle [D]. Nanjing: Nanjing University of Science&Technology, 2016.(in Chinese)
- [13] Parhizkar H, Karimian S M H. Application of axisymmetric analog to unstructured grid for aeroheating prediction of hypersonic vehicles[J]. International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow, 2009, 19(3/4) :501-520.
- [14] Matting F W. Approximate bridging relations in the transitional regime between continuum and free-molecule flows[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1971, 8(1): 35-40.
- [15] Nomura S. Correlation of hypersonic stagnation point heat transfer at low Reynolds numbers[J]. AIAA Journal, 1983, 21(11): 1598-1600.
- [16] 戎宜生,陈伟芳,石于中,等. 过渡流区圆柱体驻点热流的工程计算[J]. 国防科技大学学报,2008(5):6-9.  
Rong Yisheng, Chen Weifang, Shi Yuzhong, et al. Engineer calculation of heat flux at the stagnation point of cylinder in transitional region[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2008(5):6-9.(in Chinese)
- [17] 戎宜生,刘伟强. 过渡流区钝锥体 Linear 桥函数调节参数研究[J]. 物理学报, 2012, 61(4): 40508.  
Rong Yisheng, Liu Weiqiang. Reseach on accommodation parameter of linear bridging relation for blunt cone in transitional regime[J]. Acta Physica Sinica, 2012, 61(4): 40508. (in Chinese)
- [18] Lutz S. Heating correlations for bluff cylinder hypersonic rarefied flows[C]//36th AIAA Thermophysics Conference, 2003: 4060.
- [19] Swaminathan P K, Taylor J C, Rault D F G, et al. Transition regime aerodynamic heating of missiles[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1996, 33(5) : 607-613.
- [20] Engel C D. Miniver upgrade for the avid system, volume 1: lanmin user's manual[R]. NASA CR-172212, 1983.
- [21] Hamilton H H, Greene F A, DeJarnette F R. Approximate method for calculating heating rates on three-dimensional vehicles[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1994, 31(3) : 345-354.
- [22] 陈雄昕,刘卫华,罗智胜,等. 高超声速飞行器气动热研究进展[J]. 航空兵器, 2014(6):8-13.  
Chen Xiongxin, Liu Weihua, Luo Zhisheng, et al. Research advances of aerodynamic heating for hypersonic aircraft[J]. Aero Weaponry, 2014(6):8-13.(in Chinese)
- [23] Tsien H S. Superaerodynamics, mechanics of rarefied gases [J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1946, 13(12) : 653-664.
- [24] Hamilton II H. Approximate method of predicting heating on the windward side of space shuttle orbiter and comparisons with flight data[C]//3rd Joint Thermophysics, Fluids, Plasma and Heat Transfer Conference, 1982: 823.
- [25] 欧阳水吾,苏玉宏. 高超声速有迎角钝头体三维化学非平衡黏性激波层流动数值计算[J]. 宇航学报,1992(3):1-12.  
Ouyang Shuiwu, Su Yuhong. Viscous shock-layer numerical calculations of three dimensional nonequilibrium flows over hypersonic blunt bodies at high angle of attack[J]. Journal of Astronautics, 1992(3):1-12. (in Chinese)
- [26] Lawrence S, Chaussee D, Tannehill J. Application of an upwind algorithm to the three-dimensional parabolized Navier-Stokes equations[C]//8th Computational Fluid Dynamics Conference, 1987: 1112.
- [27] Cockre C, Auslender A, White J, et al. Aeroheating predictions for the X-43 hyper-X cowl-closed configuration at Mach 7 and 10[C]//40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 2002: 218.
- [28] 贺国宏,高晓成,庞勇. 高超声速再入体气动热环境数值模拟研究[C]//第十届全国计算流体力学会议, 2000.  
He Guohong, Gao Xiaocheng, Pang Yong. Numerical simulation research on aerodynamic thermal environment of hypersonic reentry body[C]//The 10th National Conference on Fluid Mechanics, 2000. (in Chinese)
- [29] 李君哲,阎超,柯伦,等. 气动热CFD计算的格式效应研究[J]. 北京航空航天大学学报,2003(11):1022-1025.  
Li Junzhe, Yan Chao, Ke Lun, et al. Research on scheme effect of computational fluid dynamics in aerothermal[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003(11): 1022-1025.(in Chinese)
- [30] Lee J, Rho O H. Accuracy of AUSM+ scheme in hypersonic

- blunt body flow calculations[C]//8th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 1998: 1538.
- [31] 张翔, 阎超, 杨威, 等. 高超声速飞行器气动热网格依赖性研究[J]. 战术导弹技术, 2016(3): 21-27.  
Zhang Xiang, Yan Chao, Yang Wei, et al. Investigation of the grid-dependency in heat transfer simulation for hypersonic vehicle[J]. Tactical Missile Technology, 2016(3): 21-27. (in Chinese)
- [32] Gao Z, Jiang C, Lee C. Aeroheating study of hypersonic chemical nonequilibrium flows around a reentry blunt body [C]//AIAA Space 2014 Conference and Exposition, 2014: 4415.
- [33] Scott J, Niu Y Y. Comparison of limiters in flux-split algorithms for Euler equations[C]//31st Aerospace Sciences Meeting, 1993: 68.
- [34] 杨建龙, 刘猛. 限制器对高超声速体表面热流数值模拟的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(3): 417-421.  
Yang Jianlong, Liu Meng. Influence of limiters on numerical simulation of heating distributions for hypersonic bodies[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(3): 417-421. (in Chinese)
- [35] Zhang S, Chen F, Liu H. Assessment of limiting processes of numerical schemes on hypersonic aeroheating predictions[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2016, 30(4): 754-769.
- [36] 赵雅甜, 阎超, 孙迪, 等. 新型三阶 TVD 限制器性能分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 800.  
Zhao Yatian, Yan Chao, Sun Di, et al. Performance analysis of a new-type third-order TVD limiter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 800. (in Chinese)
- [37] Hollis B, Nowak R, Thompson R, et al. X-33 aerodynamic and aeroheating computations for wind tunnel and flight conditions [C]//24th Atmospheric Flight Mechanics Conference, 1999: 4163.
- [38] Berry S A, Horvath T J, Weilmuenster K J, et al. X-38 experimental aeroheating at Mach 10[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2004, 41(2): 293-301.
- [39] Gnoffo P A. An upwind-biased, point-implicit relaxation algorithm for viscous, compressible perfect-gas flows[R]. NASA-TP-2953, 1990.
- [40] Aerosoft. GASP version 3 The general aerodynamic simulation computational flow analysis software for the scientist and engineer. User's Manual[S]. Aerosoft, 1996.
- [41] William L K, Peter A G, Stephen J A. Computational aeroheating predictions for X-34[R]. AIAA 98-0879, 1998.
- [42] 谢福寿, 雷刚, 徐元元, 等. 自由分子流区气体外掠平板/圆柱体流动与传热预测[J]. 西安交通大学学报, 2019, 53(3): 6-12.  
Xie Fushou, Lei Gang, Xu Yuanyuan, et al. Prediction on the flow and heat transfer performance of rarefied gas over objects in free molecular flow regime[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2019, 53(3): 6-12. (in Chinese)
- [43] Lofthouse A J, Scalabrin L C, Boyd I D. Velocity slip and temperature jump in hypersonic aerothermodynamics[J]. Journal of thermophysics and heat transfer, 2008, 22(1): 38-49.
- [44] Bird G A. Molecular gas dynamics[R]. NASA STI/Recon Technical Report A, 1976.
- [45] Prasanth P S, Kakkassery J K. Direct simulation Monte Carlo (DSMC): a numerical method for transition-regime flows-a review[J]. Journal of the Indian Institute of Science, 2013, 86(3): 169.
- [46] Liechty D S. Aeroheating analysis for the Mars reconnaissance orbiter with comparison to flight data[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(6): 1226-1231.
- [47] Sengil N, Sengil U. Aerothermal load and drag force analysis of the electromagnetically launched projectiles under rarefied gas conditions[J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2015, 43(5): 1131-1135.
- [48] Marichalar J J, Ostrom C L. Estimating drag and heating coefficients for hollow reentry objects in transitional flow using DSMC[C]// International Orbital Debris Conference, 2019: 6019.
- [49] Lian Y Y, Wu J S, Cheng G, et al. Development of a parallel hybrid method for the DSMC and NS solver[C]//43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2005: 435.
- [50] Xu X, Wang X, Zhang M, et al. A parallelized hybrid NS/DSMC-IP approach based on adaptive structured/unstructured overlapping grids for hypersonic transitional flows[J]. Journal

- of Computational Physics, 2018, 371: 409-433.
- [51] 唐振宇, 蔡国飙. 两种用于NS-DSMC耦合方法的连续失效参数对比[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(3):389-393.  
Tang Zhenyu, Cai Guobiao. Comparison analysis between two continuum breakdown parameters applied in coupled NS-DSMC method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(3):389-393. (in Chinese)
- [52] 午辛暄, 陈浩, 张斌, 等. 基于 DSMC 和 NS 的稀薄高超声速平板流场分析[J]. 计算机仿真, 2019 (2): 10.  
Wu Xinxuan, Chen Hao, Zhang Bin, et al. Analysis of rarefied hypersonic flow around flat plate based on the DSMC and NS method[J]. Computer Simulation, 2019 (2): 10. (in Chinese)
- [53] Lofthouse A J, Boyd I D, Wright M J. Effects of continuum breakdown on hypersonic aerothermodynamics[J]. Physics of Fluids, 2007, 19(2): 027105.
- [54] Zhong X. On numerical solutions of Burnett equations for hypersonic flow past 2D circular blunt leading edges in continuum transition regime[C]//23rd Fluid Dynamics, Plasmadynamics, and Lasers Conference, 1993: 3092.
- [55] Xiao H, He Q J. Aero-heating in hypersonic continuum and rarefied gas flows[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 82: 566-574. (责任编辑 王昕)

### 作者简介

喻成璋(1997-)男, 硕士研究生。主要研究方向: 飞行器热防护技术。

Tel: 15950538812

E-mail: yucz-1248@nuaa.edu.cn

刘卫华(1965-)男, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞行器环境与生命保障工程、飞行器燃油系统研究。

## Research Status of Aeroheating Prediction Technology For Hypersonic Aircraft

Yu Chengzhang\*, Liu Weihua

*Key Laboratory of Aircraft Environmental Control and Life Support Industry and Information Technology, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China*

**Abstract:** Aeroheating prediction technology is one of the key problems which restrict the development of hypersonic aircraft. When the aircraft is flying at high speed, aerodynamic heating affects the structure intensely, and even cause structural damage in some severe cases. Therefore, in order to ensure the flight safety of aircraft, the thermal protection system must be adopted, and to master the changing rules of aeroheating prediction is the basis for it, which has important guiding significance for aircraft structure design and material selection. From the aspects of experiments, engineering computation methods and numerical simulations, this paper aims to systematically summarize the research results, and explore future development in order to provide useful references for domestic hypersonic aircraft development.

**Key Words:** aeroheating; hypersonic aircraft; experimental research; engineering computation method; numeral simulation

**Received:** 2020-10-26; **Revised:** 2020-11-18; **Accepted:** 2020-12-15

**Foundation item:** Civil Aviation Joint Found of NSFC(U1933121); Fundamental Research Funds for the Central Universities (NC2020001); Priority Academic Program Development of Jiangsu Higher Education Institutions

\*Corresponding author. Tel. : 15950538812 E-mail: yucz-1248@nuaa.edu.cn