



高超声速空气动力学研究进展与趋势

叶友达^{①②}

① 中国空气动力研究与发展中心, 空气动力学国家重点实验室, 绵阳 621000;

② 国家计算流体力学实验室, 北京 100191

E-mail: youdaye@sina.com

2014-11-10 收稿, 2014-12-01 接受, 2015-01-09 网络版发表

摘要 高超声速空气动力学是空气动力学研究的前沿, 它随着现代高超声速飞行器的发展需求而发展. 未来高超声速空气动力学的发展趋势可大致概括为: 重视物理建模、预测的精细化; 重视实用的高性能计算、海量信息的提取和理解; 重视飞行器与流动的非定常、非线性的耦合运动及控制研究; 重视多目标/多学科优化设计、发展新的交叉学科. 建议学科重点发展方向为: 高温气体、化学非平衡效应与材料耦合响应的物理建模; 临近空间飞行器跨流域复杂非平衡绕流问题的数值模拟; 高速飞行器动稳定性与控制; 实用高性能计算方法与海量信息的提取; 气动数据不确定度与多目标优化; 多物理场耦合、多尺度数值模拟方法.

关键词

高超声速
空气动力学
学科发展

高超声速空气动力学是研究高超声速空气流动规律和空气与高超声速飞行器相互作用的科学, 作为现代空气动力学的前沿, 它随着现代高超声速飞行器的发展需求而发展. 一般将飞行马赫数大于 5 的流动称为高超声速流动^[1], 也有人认为高超声速流动可定义为: 随着马赫数的增大, 某些物理流动现象变得越来越重要的一系列流动范畴^[2].

美俄经飞行器高超声速再入、载人飞船、航天飞机等研究阶段, 解决了“热障”、“黑障”及可重复使用等技术难题. 近年来, 美国又推出的 3 类“高超声速”飞行器, 如 X-51A 巡航导弹、X-37B 小型航天飞机和 HTV-2 滑翔飞行器, 被视为拉动美国高超声速技术的“三驾马车”, 是美国实施“全球快速打击”战略的核心武器系统, 也代表了近代高超声速飞行器发展的方向. 2008 年 2 月, 美国国防部向美国国会递交了《国防部高超声速计划路线图》, 在这个文件中, 美军扩大了高超声速技术的定义: 使大气层高超声速机动飞行成为可能的技术. 该路线图进一步明确了美军的高超声速计划的目的是为美军提供 3 项未来的

作战能力: 打击/持久作战能力; 空中优势/防御能力; 快速进入空间能力. 这个路线图对上述的 3 个方面都提出了由一系列技术产品支撑的路线图. 这些技术产品包括: 吸气式高超速飞行器, 如美国空军的 X-51A、海军的 HyFly 等; 高超声速助推滑翔飞行器, 如 HTV-2、陆军的 AHW 等; 小型无人航天飞机 X-37B 等. 以火箭助推的 X-37B 和 AHW 获得成功, 但同样以火箭助推的 HTV-2 在两次失败后, 立即调整为“综合高超声速(IH)”计划. 这些飞行器的发展极大地推动高超声速空气动力学学科的发展, 特别是促进临近空间高超声速空气动力学的发展. 比如 HTV-2 的两次飞行试验失败提醒我们在高超声速飞行器研制方面还存在科学上的盲区, 对影响飞行稳定性的规律认识不足, 导致控制技术的失败. 特别对于临近空间的高超声速远距离滑翔飞行, 时间较长, 必须进行防热、气动和控制的一体化设计, 其难度就远远高于一般的再入飞行器. 而高速导致的飞行器表面附近的高温会引起气体的电离以及飞行器表面材料的烧蚀, 在此条件下的空气动力学问题变得十分复杂, 至今

引用格式: 叶友达. 高超声速空气动力学研究进展与趋势. 科学通报, 2015, 60: 1095–1103

Ye Y D. Advances and prospects in hypersonic aerodynamics (in Chinese). Chin Sci Bull, 2015, 60: 1095–1103, doi: 10.1360/N972014-01180

还缺乏有效和可靠的计算模型和实验方法及手段。再如,有动力的飞行器,如依靠超燃冲压发动机的飞行器,其发动机的工作窗口极其狭窄,错过一点点,超声速燃烧就不能维持,另一方面,温度升高使声速升高,不及时补偿的话,也会破坏超声速燃烧的条件。2010 年 5 月 26 日的 X-51A 第一次飞行试验,因热燃气的泄漏使巡航飞行器后部的温度和压力升高,导致遥测信号丢失,飞行试验提前终止。2011 年 6 月 13 日第二次飞行试验因进气道未启动失败。2012 年 8 月 14 日进行的第 3 次飞行试验,助推器点火后不久,因其中一个控制翼出现故障,导致 X-51A 仅飞行 16 s 后就坠入太平洋。这也反映了人们对超燃冲压发动机有关的科学问题认识不足,影响了技术的发展。

自 20 世纪 60 年代以来,经过几十年的努力,取得很大进展,我国高超声速空气动力学研究能基本满足现有型号选型和部分定型试验要求,在发展理论与数值计算、地面模拟试验和飞行试验等 3 大手段,解决型号气动问题方面取得了大批研究成果,使得对飞行器气动特性的预测能力和设计水平有了很大提高,为我国战术战略导弹、运载火箭、载人飞船和其他航天器研制做出重要贡献。到了 21 世纪初,临近空间飞行器成为一个热门的新领域,临近空间高超声速飞行器的研制涉及到多方面的科学和技术,如高超声速空气动力学、热防护的理论和技术、导航制导控制理论和技术、测控与试验技术、型号总体设计、末制导与战斗部等,是 21 世纪航空航天领域的制高点之一,体现了一个国家的科技实力和经济实力,国家成立了“高超声速飞行器科技工程”等重大科技专项,推动工程化发展^[3-8]。

根据文献[9,10]报道,近 5 年来我国在高超声速空气动力学研究和应用方面取得显著进展:研究了多种高超声速气动布局,包括轴对称旋成体、翼身组合体、翼身融合体、升力体和乘波体等,有效提高了飞行器的升阻比;建立了改善高超声速条件下静/动稳定性的气动布局设计方法;研究了对高超声速飞行气动热环境预测和热管理技术;利用理论分析、数值模拟和地面风洞试验,研究了若干种气动布局在高超声速来流条件下的飞行稳定性和操纵特性,发展了飞行器动稳定性理论和 CFD/RBD 耦合计算方法;飞行器结构气动弹性研究取得重大进展,突破了高超声速风洞颤振试验技术等。

在风洞试验方面,一方面为取得上述成就作出

了重要贡献;另一方面,也还存在不足,主要体现在 3 个方面:(1) 试验测试技术。我国缺乏精细的气动力和气动热测量、摩阻测量、转捩与湍流测量、非接触测量、流动显示等。(2) 试验模拟能力有差距。美俄都配有多座 1.2 m 不同类型的高超声速风洞,模拟马赫数、动压范围宽,还配有超/高超声速静风洞,可进行湍流机理方面的基础研究。(3) 试验分析和支撑能力不足。美俄都形成了气动研究与型号设计紧密联系的体系。如在 X-43A 的飞行试验计划中,风洞试验和数值模拟不仅为 X-43A 的气动外形设计提供支撑,还为发射、级间分离和飞行控制提供了技术支撑。

在数值模拟方面的差距主要表现为:缺乏在特定飞行环境下计算所需物理建模的基础理论和数据、计算能力不足和数值模拟软件界面对用户不够友好等。

本文主要根据在发展高超声速飞行器中遇到的若干关键技术问题,分析高超声速空气动力学学科面临的挑战和未来发展的趋势,特别对 CFD 的发展和高性能计算(high performance computing, HPC)的发展提出看法,对国家在推动高超声速空气动力学发展的政策导向方面提出一些建议。

1 若干关键基础问题

高超声速飞行器可分为火箭推进空间轨道机动飞行器、临近空间助推滑翔飞行器、吸气式高超声速飞行器。高超声速空气动力学的研究内容主要由高超声速飞行器研制需求决定,目前的重点需求是:解决飞行器飞行的稳定性和机动性问题^[10]、解决飞行器的热防护问题^[11,12]。为此就要搞清与飞行过程有关的气动物理问题^[13],从而找到可靠的气动力和气动热的预测方法。更具体地说,目前,高超声速飞行需要解决的两个技术瓶颈问题是:吸气式推进技术、长时间非烧蚀热防护技术。而与此有关的关键科学问题则是:真实气体效应、黏性干扰效应和稀薄气体效应的耦合作用,以及流动转捩预测和可压缩湍流计算^[4],到目前为止这些方面的理论分析、地面试验和计算手段都还不完备。

高性能计算是将空气动力学用于解决实际问题的十分重要的手段。由于国家安全和国民经济的发展需求,它得到了迅速的发展。而高性能计算除了它本身所具有的科学问题,例如如何提高格式精度、提高计算速度、快速生成网格、优化设计方法等,还依赖于物理建模、多学科交叉、与风洞试验结合等。

以下分别叙述近代高超声速空气动力学发展的若干关键基础问题。

1.1 高性能计算

近年来高性能计算硬件进步神速,未来流行的技术难以预测^[14,15]。然而,有一个普遍的共识,即高性能计算硬件正处于模式转换的高峰期,为了利用新兴的硬件功能,急需新的算法和软件。尽管主要趋势是增加并行和异构体系结构,其他的新技术仍有可能使计算能力激增,虽然它们还处于初始阶段。网格生成和自适应仍是CFD工作流程中的重大瓶颈,随着功能更强的高性能计算硬件出现,可进行更高分辨率的仿真,快速可靠的网格生成和自适应技术将变得更为棘手。此外,自适应网格技术具有巨大的潜能,但由于软件的复杂性、误差估计能力不足以及计算外形复杂等问题,还没有看到自适应网格技术的广泛使用。

对于复杂构型流场的模拟,从时间周期和过程鲁棒性来看,最标准的CFD分析过程都是很繁重的。即使对于方案设计阶段进行一般分析的较简单的构型,为了使方案设计人员能够有效发挥高性能计算机和基于物理现象模拟工具的计算效率,也必需是全自动的。与CFD自动化和可靠性有关的关键问题可以归类于如下几个宽广的领域:网格生成与自适应,离散、解算器与数值技术,误差控制与不确定度量化。在NASA,目前HPC的利用情况几乎全都集中于容量计算(运算许多规模较小的作业),其能力计算很少(运行作业利用大量领先级高性能计算机)。高性能计算的基础是计算机系统,比如NASA最大的HPC系统是NASA先进超级计算(NAS)分部的Pleiades。2013年6月该系统位列TOP500的第19位(<http://www.top500.org/>, <http://www.nas.nasa.gov/hecc/resources/pleiades.html>)。到2013年10月,Pleiades系统的构成包括:11136个计算节点,具有总共162496个内核的Xeon处理器;64个后处理节点,总共32768个内核的NVIDIA图形处理装置;总内存417 TB。我国目前应用于高超声速空气动力学计算的设备能力处于大致比此小1个数量级的水平。

发展高性能计算,建立飞行器复杂绕流流场的模拟能力和复杂流动分析能力,主要关注提高计算精度和应用效能:

(1) 研究CFD理论、算法、验证与确认方法,解

决复杂飞行条件和流动环境的计算格式精度与网格规模及边界条件匹配问题、空气动力计算软件与气动构型优化设计问题;发展既能分辨激波、又能分辨湍流结构和黏性作用层的计算格式。

(2) 建立复杂流动基础研究、复杂外形和飞行环境应用研究的数值模拟能力,实现跨空域、跨速域、非定常运动、多体运动的计算分析,开展湍流及其他复杂流动问题的基础研究与应用计算。

(3) 建立适合于飞行器变形、机动飞行、舵面操纵和喷流操纵飞行控制等的数值仿真计算和风洞虚拟试验能力。

(4) 研究与CFD自动化和可靠性有关的问题,如网格生成与自适应、离散、解算器与数值技术、误差控制与不确定度量化等。

1.2 物理建模

临近空间高超声速飞行器所处的环境特点是:飞行环境多变复杂,气动特性预测面临许多基础科学问题。流动特征包括:高马赫数、低雷诺数;跨流域;几何多尺度。由此出现的气动问题:稀薄气体效应、真实气体效应、黏性干扰效应及流态变化相互耦合作用产生的影响必须重视^[4,13]。

现代航天飞行器发展使高超声速空气动力学出现新的生机与活力,它具有如下特点:问题全是非线性的,部分问题是跨尺度的(如湍流等)、跨学科领域的(如电、磁、气、热、流动耦合)、热化学非平衡的、跨层次的(从宏观到微观,如稀薄气体动力学问题),部分问题还涉及到随机性和确定性(如非定常流动)。

因无法准确可靠地预测有很大分离区的湍流流动,CFD在航空航天飞行器设计过程中的使用受到严格限制。单独采用雷诺平均Navier-Stokes (RANS)方程的模拟技术进展不可能克服这一缺陷,而在可预见的将来,采用大涡模拟(LES)和直接数值模拟(DNS)方法用于各种重要的应用仍将是不切实际的,除非在算法技术上取得巨大进步。混合RANS-LES和采用壁面模型的LES方法极有可能克服这一障碍,虽然仍有很多建模问题有待解决。比如连续流、滑移流和稀薄气体流的区域如何界定更加合理?一般情况下,采用飞行器的特征尺度与分子自由程的相对大小作为判断流动的稀薄程度的做法对在临近空间飞行的飞行器来说显然不尽合理,如果用飞行器表面的局部黏性干扰层的厚度作为滑移流出现的准则是

否更加合理?又如对于高超声速高空流动,边界层靠近飞行器壁面部分的分子自由程可能比来流的分子自由程大很多,是否会改变湍流的性质等?

此外,其他的物理模型,如转捩和燃烧模型,也要不断发展.

NASA的FAP基础研究计划(Fundamental Aeronautics Program)^[16]就明确提出需要关注物理建模、高性能计算和建立实验及计算数据库等问题.2008年美国国防部组织实施了国家高超声速基础研究计划(National Hypersonic Fundamental Research Program, NHFRP),研究的重点在于飞行器周围气动热力学环境的建模和模拟、发展高温材料设计方法和对飞行器表面与周围流场环境之间的复杂相互作用进行建模和控制.主要涉及6大科学问题:超声速燃烧、边界层机理、激波主导的流动、非平衡流、高温材料与结构、环境与材料相互作用,前4个问题就是高超声速空气动力学研究的内容,后2个与它密切相关.

在物理建模方面目前正在开展:

(1) 复杂流动机理研究:激波/边界层干扰、激波/激波干扰、分离流动、尾迹流动、复杂激波运动等.

(2) 可压缩湍流与转捩研究:湍流模型和转捩模型、流动控制方法、湍流的有效计算模型和方法.

(3) 高温真实气体效应研究:高温气体热力学特性、化学反应速率常数以及化学反应模型的选取;非平衡气流与壁面相互作用和表面催化效应的研究.

(4) 跨空域稀薄流、过渡流与滑移流研究:滑移边界条件,连续流、滑移流和稀薄气体流耦合作用的界面及作用区域的合理判断准则等.

(5) 超声速燃烧模型建模研究:在燃烧模型中考虑非定常激波/湍流/边界层相互作用、壁面流动分离、流动与燃烧耦合等,需要准确反映超声速流场中存在低速区、激波间断、多介质、流动可压缩等对燃烧过程影响的特点.

1.3 多学科交叉与优化设计

高超声速机动飞行器的气动布局,需要在满足高升阻比、横向机动距离、表面热载荷、结构、稳定与控制要求等方面进行多目标优化设计^[5,17,18].当前,由于物理模型和计算条件的不成熟,仍需要依赖经验和试验.对多学科交叉,目前主要关注:

(1) 结合飞行力学与飞行控制,发展数值虚拟飞行和风洞虚拟飞行的理论及工程实现技术,解决飞

行器飞行稳定性、机动飞行、助推分离、多体分离的仿真模拟问题.

(2) 开展非定常气动力与气动弹性耦合设计理论研究,建立高速飞行器非定常流固耦合计算方法、复杂流场环境下的载荷与气弹计算方法及风洞试验技术.

(3) 发展空气动力与结构、隐身、热防护和吸气式推进等多学科相结合的计算方法,发展气动布局优化设计软件,建立基于气动核心的一体化设计数字仿真平台,为型号总体设计提供技术支撑.

(4) 研究高超声速飞行条件下存在某些流场物理量间断等特殊困难,发展耦合多物理效应的高超声速条件下气动外形优化设计理论,特别需要考虑如何改善局部气动热环境等关键问题.

多学科分析(multidisciplinary analyses, MDA)的局限性有多种不同的方面,包括:分析的准备和执行,求解过程的鲁棒性,缺乏正规方法来保证耦合的高精度模拟的稳定性和精度,以及缺乏多学科耦合的现有标准.结果往往是一次性的、麻烦且与其他学科非标准衔接,其精度和稳定性不可靠.多学科优化(multidisciplinary design and optimization, MDO)继承了所有这些局限性,还具有它自身的另外一些缺点,如不能形成严密的学科和系统水平的灵敏度,包含的模型中缺乏量化的不确定度,系统水平的优化过程缺乏鲁棒性,以及调试时间非常漫长.多学科优化需要考虑:(1)快速调试(未来工程实际要求预计MDA为数小时,MDO为1天以内);(2)用户规定的耦合模拟精度;(3)求解方法的鲁棒性;(4)能够提供灵敏度和不确定度信息;(5)有效利用未来的HPC资源.

根据有关报道进行分析后认为导致HTV-2飞行试验失败的原因很多,除了急于求成和投入经费有限外,技术上还存在一些盲区.比如高超声速边界层转捩问题,应用地面试验和预测方法给出的边界层转捩结果与实际飞行结果差别明显,气动稳定性及控制问题仍是HTV-2当前的技术瓶颈,这也是涉及多学科耦合问题,需要进一步研究.

1.4 风洞和CFD的耦合

风洞和CFD的耦合是未来重要的发展方向^[19,20],当CFD技术为气动数据扩展到真实飞行环境提供有效的基础时,可以显著地减少和改善试验后的处理周期,这种真实的飞行环境在试验设备中是不可能

模拟的。试验前阶段,增强了试验的计划性;试验阶段,提高了试验效率和生产率;试验后阶段,提高了数据的利用率和可用性。总的来说风洞和CFD耦合的结果提高了试验程序的价值,缩短整个计划安排时间并降低了试验过程的成本。随着新型空天飞行器的发展^[21~25],两者的耦合将越来越密切。由于地面试验能力的限制,20世纪70年代开始,计算高温气体动力学得到了迅速的发展,为高超声速飞行器气动热环境的预测和流动机理的研究发挥了重要的作用^[8,26~45],国内相关的研究近年来也取得了重要进展^[8,46~48]。

其实从趋势上看,CFD能起的作用将越来越大。例如风洞实验结果转换到实际飞行器一般要以满足相似率为条件,通常需要几何相似及雷诺数和马赫数相同,但实际上仅仅满足这3个条件有时就做不到,更不要说即使满足了这些条件,也仅能保证气动系数可转换(也还要温度不太高、气体的热力学常数不变才行,否则还不能直接转换,除非是热力学常数的分布也相似,更不要说温度高到有电离或化学反应就更不行了)。阻力系数就不能直接转换,因为边界层的流速分布与壁面温度条件有关,而温度很难满足相似条件。如果要做转捩实验,则还要扰动相似,包括扰动速度、扰动温度的大小及它们的频率或尺度分布等相似,甚至还要模型和飞行器表面的粗糙度相似、温度分布相似等,再加上底阻测量精度问题,这些都是无法同时满足的,有些甚至是不可控的,如温度分布和粗糙度分布,但在CFD中这些因素都比较容易调整。因此风洞在未来将更多地起验证CFD的作用,即CFD根据风洞能做的实验条件进行(即使这一点也很难做到,因为如温度边界条件就几乎不可能给准确),而实验结果则验证计算是否正确,然后用CFD解决实际飞行器的问题。

X-37B小型航天飞机之所以研制很成功、进展很快,主要得益于航天飞机研制的技术基础和工程经验。X-37B的风洞试验只占19%,这不包括航天飞机与运载火箭组合布局的试验,之所以能够如此大幅度地节省试验量和试验时间,是因为事先汲取了航天飞机的经验教训,并利用CFD预筛选模型布局。众所周知,美国在航天飞机研制过程中^[7],当时动用了全国所有的生产型风洞,加工了101个风洞模型,进行了71297 h的风洞试验,形成了较为完善的气动力/热数据库,这

在美国飞行器研究历史上是创记录的。

2 未来发展的趋势与启示

高超声速空气动力学研究面临的挑战在于:高速飞行条件下问题所表现出的复杂物理模型、复杂的非定常和非线性物理过程、认识复杂流动现象和演化机理的高难度、研究条件的高要求以及应用中千变万化的多样性。

2.1 未来的发展趋势

(1) 重视物理建模、预测的精细化。高超声速远程机动滑翔飞行器、远程打击武器的精确制导、新型高超声速飞机设计等,都需要准确的气动力/热数据,从而需要开展特别是转捩、湍流、分离、化学反应流、辐射、热传导和本构模型等较以前更能反映基本物理现象的研究。高超声速流动下的高温效应导致介质与壁面发生的物理化学效应等需要新的物理模型。风洞试验和数值模拟技术更加精细,包括计算和试验模型、流场品质、测量设备、计算网格、湍流模型、数据修正方法等许多方面的精细化。管理好物理建模的误差和不确定度、网格和离散缺陷产生的误差、自然变量的偶然不确定度、试验数据的误差和不确定度,以及由于对特定流动问题的特性缺乏认识而产生的认知不确定度。

(2) 重视实用的高性能计算、海量信息的提取和理解。随着计算机技术、并行算法、网格生成技术等不断发展,CFD将在计算复杂外形绕流,模拟湍流、分离流等复杂流动现象方面得到快速发展,工程实用的数值风洞将得以实现,快速气动设计将成为可能。要求分析过程的所有步骤自动化程度更高,这包括几何外形的建立、网格生成和自适应、仿真结果大型数据库的创建、所产生的海量信息的提取和理解,并具有引导计算过程的能力。所有这些改进的本质是尽量减少用户干预,需要求解工作链的每一步都具有高度的可靠性/鲁棒性。

(3) 重视飞行器与流动的非定常、非线性的耦合运动及控制研究。高超声速飞行器机动飞行时姿态角、角速度和角加速度等运动参数随时间剧烈变化,引发飞行器的绕流出现强烈的非定常特性,气动力呈现迟滞、突变与分叉等非线性特征,气动力不仅取决于飞行器的运动姿态,而且严重依赖于运动的时间历程、振幅和频率等参数,这又会导致飞行器运动

特性的非线性变化,从而使飞行器的气动特性与运动特性形成强烈的非线性耦合.这种非线性的气动/运动耦合对飞行性能影响很大,难以用现有的线性气动和飞行力学理论分析预测,应开展流动和控制耦合作用研究,在实验方面发展相应的虚拟风洞试验技术.

(4) 重视多目标/多学科优化设计、发展新的交叉学科.多目标/多学科优化设计将成为先进高超声速飞行器设计追求的目标,多学科分析的无缝集成将成为常态,合成的耦合模拟不用牺牲准确性或数值稳定性,但高超声速流动的复杂性使得优化设计方法存在特殊的困难.空气动力学将进一步与隐身、推进、飞行控制、等离子体、智能材料与结构等相结合,形成新的交叉学科,提出新的飞行器设计概念和设计技术.对高超声速飞行器飞行性能起关键作用的跨尺度、跨层次、跨学科(“三跨”)问题和非线性、非平衡、非完全确定性(“三非”)问题在短时间内难以得到解决,将在一个较长的时间内成为高超声速空气动力学学科研究的热点,在理论研究领域的突破将催生新概念飞行器的诞生.

2.2 启示

高超声速空气动力学随着现代高超声速飞行器的发展而发展,它给我们的启示是:

(1) 新型飞行器将向“更高、更快、更远”发展,这些需求给空气动力学特别是高超声速空气动力学提出了严峻的挑战.如超燃冲压发动机技术、推进-机体一体化技术、高升阻比滑翔飞行技术、气动热防护与热管理技术、智能流动控制技术以及稀薄气体效应、真实气体效应与化学反应流、多相流、气动/结构耦合、流动转捩及湍流模拟、气动光学、非定常、非线性等问题.

(2) 气动创新概念的探索、研究与验证是推动飞行器发展的重要手段.国外多年来不断探索发展新概念飞行器技术,特别是美国为验证新技术发展的X-系列验证飞行器,探索了大量创新概念的飞行器技术,俄罗斯也非常重视气动概念的创新研究,有的技术验证机直接发展成型号,有的经技术验证机探索验证的技术已应用于型号研制或后续的研究计划之中.气动创新概念是新飞行器的摇篮,国外十分重视此项工作^[49-52].

(3) 建设速度、尺寸配套的先进风洞试验设备群,

提高风洞试验数据质量和数据生产率,降低风洞试验费用和运行费用.提高风洞试验数据的精准度、风洞流场品质,提高风洞试验自动化程度,并不断发展和完善先进测量技术手段是当前的首要任务.要突破若干测试技术难点.例如,迄今为止,还无法给出高超声速流边界层中的精细流场,以致无法可靠地验证计算结果,特别是稀薄气体效应作用表现明显时.另外,国外还利用计算机网络开展远程风洞试验,用户不需要进入风洞试验现场就可在异地参与和完成风洞试验,这样,不仅可以为用户节省宝贵的时间和差旅费,还可免除用户往返的旅途劳顿之苦^[19].

(4) 未来CFD突出的高速、廉价设计优势将十分明显.在考虑计算效率和算法稳定性的情况下,目前发展的数值模拟软件必须与不断发展和新兴的高性能计算机系统相协调.需要研究适用于未来计算机体系结构的大规模并行和密集存储结构的新算法、离散方法和解算器^[14,53-55].

(5) 为了进一步推动高超声速空气动力学的发展,需加强CFD与风洞试验和飞行试验的结合.数值计算设备是CFD的物质基础,高性能的计算设备可以弥补计算方法的不足;计算方法是CFD的灵魂,计算方法的巧妙应用可以弥补计算能力的不足;数值模型是解决物理问题的根本,只有建立了能够准确模拟物理现象的模型才能计算出准确的结果;计算数据的验证是CFD走向实用的必经环节,计算数据只有经过风洞数据、飞行数据的验证才能应用,或者计算软件必须经过验证给出的数据才是可信的^[56-64].

3 建议

高超声速空气动力学仍是空气动力学的前沿学科,高超声速飞行器涉及到的新的研究内容推动了高超声速空气动力学学科的发展,特别是促进临近空间高超声速空气动力学的发展.未来5~10年高超声速空气动力学的发展方向可大致概括为:高温气体、化学非平衡效应与材料耦合响应的物理建模;临近空间飞行器跨流域复杂非平衡绕流问题的数值模拟;高速飞行器动稳定性与控制;实用高性能计算方法与海量信息的提取;气动数据不确定度与多目标优化;多物理场耦合、多尺度数值模拟方法.因此,本文建议:

(1) 加强基础研究.围绕国家高超声速重大专项等工程应用背景需求,以形成概念、原理的基础理论

为研究支撑,继续推进重大基础研究,拓展多学科交叉研究,继续推进前沿问题研究.真实气体效应、黏性干扰、稀薄气体效应的耦合作用机理,非定常流动分离、流动转捩、激波-黏性层干扰等重大基础问题研究需要加大研究力度.

(2) 提高试验与测试能力.以目前形成试验能力为研究支撑,解决型号总体单位存在的问题.继续有计划建造大型高超声速风洞设备,发展先进的测试技术和流动显示技术,解决气动力、壁面摩阻、热流以及气动弹性/热气动弹性的精细测量等技术问题,解决建立高超声速空气动力飞行试验手段问题等.依托现有试验技术水平,加大资助力度,在技术创新和试验能力发展方面有所作为.

(3) 解决CFD软件化和工程应用问题.目前,国内CFD的研究已经取得了一系列较大进展,但尚未形成统一的、实用的自主研发软件.因此,国家应加大整合力度,统一规划,加强团队配合,研发出具有自主知识产权的CFD计算软件,能够解决实际的工程应用问题,形成为未来航天武器型号设计提供技术支撑的能力.

(4) 规划CFD学科的发展.国家应设立并持续资助CFD基础研究与技术发展计划,加强人才培养,注重基于模拟结果的物理分析;发展和维持一种一体化

的模拟和软件开发基础设施,使CFD技术快速成熟起来;建立和利用HPC系统发展大尺度CFD技术及测试;发展和推行一体化实验测试和计算确认活动,数值计算结果与风洞试验、飞行试验数据的相互验证,是实现快速、廉价、高效的飞行器设计的重要途径;发展并促进在广泛的科学和工程界的跨学科领域内主要研究合作伙伴和行业利益相关方的良好合作.

(5) 推进HPC和CFD的产业结合.预计正在开发的 10^{18} (百亿亿)浮点运算速度规模系统(称为E级机)的发展将持续到2030年,所代表的技术很可能大大提高未来CFD模拟的生产力.随着计算机硬件技术的发展,目前的CFD软件必须移植到不断发展和新兴的高性能计算机系统上并形成一定的行业标准,国家在这方面要树立明确的政策导向,发展适用于未来HPC结构的超大规模并行和密集存储结构的新的计算理论与方法.不管是为生产,还是为算法研究和软件发展,增加获取最大规模计算机硬件的渠道必需得到保障,这对新模拟工具和技术的设计和验证是关键.

本文是在香山科学会议第508次学术讨论会“新型航天器中的力学问题”的中心议题评述报告基础上写成的,仅代表作者个人观点,肯定存在不全面和不当之处,欢迎批评指正.

致谢 本文在写作过程中得到张涵信院士的指导和帮助,文章中引用了相关作者的材料,在此一并表示衷心的感谢.

参考文献

- 1 Qu Z H, Zeng M, Liu W, et al. Hypersonic Aerodynamics (in Chinese). Changsha: National University of Defense Technology Press, 1999 [瞿章华, 曾明, 刘伟, 等. 高超声速空气动力学. 长沙: 国防科技大学出版社, 1999]
- 2 Anderson J D. Hypersonic and High Temperature Gas Dynamic. New York: McGraw-Hill Book Company, 1989
- 3 Zhuang F G, Zhao M X. The aerodynamics of space shuttle (in Chinese). J Exper Fluid Mech, 1987, 1: 1-8 [庄逢甘, 赵梦熊. 航天飞机的空气动力学问题. 实验流体力学, 1987, 1: 1-8]
- 4 Ye Y D. Studies on aerodynamic characteristics of high velocity vehicle flying at high altitude (in Chinese). Adv Mech, 2009, 39: 387-397 [叶友达. 高空高速飞行器气动特性研究. 力学进展, 2009, 39: 387-397]
- 5 Ye Y D. Study on aerodynamic characteristics and design optimization for high speed near space vehicles (in Chinese). Adv Mech, 2009, 39: 685-694 [叶友达. 近空间高速飞行器气动特性研究与布局设计优化. 力学进展, 2009, 39: 685-694]
- 6 National Natural Science Foundation of China, Chinese Academy of Science. Mechanics (in Chinese). Beijing: Science Press, 2012 [国家自然科学基金委员会, 中国科学院. 力学. 北京: 科学出版社, 2012]
- 7 Zhang L M, Ye Y D, Ji C Q, et al. Aerodynamics Analysis of Space Shuttle (in Chinese). Beijing: National Defense Industry Press, 2009 [张鲁民, 叶友达, 纪楚群, 等. 航天飞机空气动力学分析. 北京: 国防工业出版社, 2009]
- 8 Li J C. Fluid Dynamics (in Chinese). Beijing: Science Press, 2014 [李家春. 流体力学. 北京: 科学出版社, 2014]
- 9 China Association for Science and Technology, Chinese Society of Astronautics. Report on Advances in Space Science and Technology (in Chinese). Beijing: China Science and Technology Press, 2014 [中国科学技术协会, 中国宇航学会. 航天科学技术学科发展报告. 北京: 中国科学技术出版社, 2014]
- 10 Ye Y D, Zhao Z L, Tian H, et al. The stability analysis of rolling motion of hypersonic vehicles and its validations. Sci China Phys Mech Astron, 2014, 57: 2194-2204

- 11 Hirschel E H, Weiland C. Selected Aerothermodynamic Design Problems of Hypersonic Flight Vehicles (in Chinese). Beijing: National Defense Industry Press, 2013 [希舍尔, 魏兰德. 高超声速飞行器气动热力学设计问题精选. 唐志共, 译. 北京: 国防工业出版社, 2013]
- 12 Jiang G Q, Liu L Y. Heat Transfor of Hypersonic Gas and Ablation Thermal Protection (in Chinese). Beijing: National Defense Industry Press, 2003 [姜贵庆, 刘连元. 高速气流传热与烧蚀热防护. 北京: 国防工业出版社, 2003]
- 13 Bertin J J, Cummings R M. Critical hypersonic aerothermodynamic phenomena. *Annu Rev Fluid Mech*, 2006, 38: 129–157
- 14 Slotnick J P, Khodadoust A, Alonso J J, et al. Enabling the environmentally clean air transportation of the future: A vision of computational fluid dynamics in 2030. *Phil Trans R Soc*, 2014, A372: 20130317
- 15 Mavriplis D, Darmofal D, Keyes D, et al. Petaflops opportunities for the NASA fundamental aeronautics program. AIAA 2007-4084
- 16 Salas M D. A review of hypersonic aerodynamics, aerothermodynamics and plasmadynamics activities within NASA's fundamental aeronautics program. AIAA 2007-4264
- 17 Kinney D J. Aerodynamic shape optimization of hypersonic vehicles. AIAA 2006-0239
- 18 Bhungalia A A, Philip S B, Chen P C, et al. Hypersonic aerothermodynamics TPS design, analysis and optimization-affordable responsive spacelift (ARES) booster case study. AIAA 2006-7124
- 19 Weinberg S, Laganelli A, Martellucci A. A plan for coupling wind tunnel testing with CFD techniques. AIAA 88-1996
- 20 Jameson A. Numerical wind tunnel—Vision or reality. AIAA 93-3021
- 21 Whitmore S A, Dunbar B J. Orbital spaceplane, past, present, and future. AIAA 2003-2718
- 22 Barber T, Maicke B, Majdalani J. Current state of high speed propulsion: Gaps, obstacles and technological challenges in hypersonic applications. AIAA 2009-5118
- 23 Verderame L K, Phillips T, Patel K, et al. X-37 and space maneuver vehicle (SMV) aerobraking and aerodynamic plane change. AIAA 99-4608
- 24 John L T, Pienkowski P. Analysis of the aerodynamic orbital transfer capabilities of the X-37 space maneuvering vehicle (SMV). AIAA 2003-0908
- 25 Walker S H, Rodgers F. Falcon hypersonic technology overview. AIAA 2005-3253
- 26 George S D. Computational aerothermodynamics. NASA TM-1987-89450, 1987
- 27 Park C. Laboratory simulation of aerothermodynamic phenomena—A review. AIAA 92-4025
- 28 Hollis B R. Experimental and computational aerothermodynamics of a Mars entry vehicle. NASA CR-1996-201633
- 29 Thompson R A. Review of X-33 hypersonic aerodynamic and aerothermodynamic development. ICAS 2000
- 30 Otsu H, Sasoh A, Fujita K, et al. Assessment of the thermochemical model for a super-orbital reentry flow. AIAA 2002-3310
- 31 Gnoffo P A. Computational fluid dynamic technology for hypersonic applications. AIAA 2003-2829
- 32 Muylaert J, Cipollini F, Walpot L, et al. In-flight research on real gas effects using the ESA EXPERT vehicles. AIAA 2003-6981
- 33 Tchuén G, Burttschell Y, Zeitoun D E. Numerical prediction of weakly ionized high enthalpy flow in thermochemical nonequilibrium. AIAA 2004-2462
- 34 Pulsonetti M V, Wood W. Computational aerothermodynamic assessment of space shuttle orbiter tile damage—Open cavities. AIAA 2005-4679
- 35 Padilla J F, Tseng K C, Boyd I D. Analysis of entry vehicle aerothermodynamics using the direct simulation Monte Carlo method. AIAA 2005-4681
- 36 Moss J N. DSMC Simulations of ballute aerothermodynamics under hypersonic rarefied conditions. AIAA 2005-4949
- 37 Miller J H. Computational aerothermodynamic datasets for hypersonic heat transfer on reentry vehicles. AIAA 2005-5911
- 38 Kinney D J, Garcia J A, Huynh L. Predicted convective and radiative aerothermodynamic environments for various reentry vehicles using CBAERO. AIAA 2006-0659
- 39 Surzhikov S, Rouzaud O, Soubrie T, et al. Prediction of non-equilibrium and equilibrium radiation for re-entry conditions. AIAA 2006-1188
- 40 Gnoffo P A, Buck G, Moss J, et al. Aerothermodynamic analyses of towed ballutes. AIAA 2006-3771
- 41 Panagiotopoulos E E, Margaris D P, Papanikas D G. Aerothermodynamic analysis and real gas flow properties of spacecraft hypersonic entry flight. AIAA 2006-3250
- 42 Cipollini F, Muylaert J M. European activities on advanced flight measurement techniques for hypersonic space vehicles. AIAA 2006-3832
- 43 Gnoffo P A. A perspective on computational aerothermodynamics at NASA. 16th Australasian Fluid Mechanics Conference, Crown Plaza, Gold Coast, Australia 2–7 Dec. 2007
- 44 Edquist K T, Dyakonov A A, Wright M J, et al. Aerothermodynamic environments definition for the Mars science laboratory entry capsule. AIAA 2007-1206
- 45 Tang C Y, Wright M J. Analysis of the forebody aeroheating environment during genesis sample return capsule reentry. AIAA 2007-1207
- 46 Zhang H X. Symposium of the Modern High-Temperature Gas Dynamics (in Chinese), 2008 [张涵信. 近代高温气体动力学研讨会论文集, 2008]
- 47 The Symposium of the First Modern Aerodynamics and Aerothermodynamics Conference (in Chinese). Beijing: National Defense Industry Press, 2006 [第一届近代空气动力学与气动热力学会议论文集. 北京: 国防工业出版社, 2006]

- 48 The Symposium of the 2rd Modern Aerodynamics and Aerothermodynamics Conference (in Chinese). Beijing: Chinese Aerodynamics Research Society, 2011 [第二届近代空气动力学与气动热力学会议论文集. 北京: 中国空气动力学学会, 2011]
- 49 Zhong P, Wang Y. The development of hypersonic facilities in abroad (in Chinese). *Aerodyn Inform Res*, 2011, 105: 1–34 [钟萍, 王颖. 国外高超声速试验设备发展现状综述. *气动参考*, 2011, 105: 1–34]
- 50 Sun Z X, Liu X B. Information investigation on the failed flight experiment of HTV-2 and its aerodynamic characteristics (in Chinese). *Aerodyn Inform Res*, 2011, 108: 1–20 [孙宗祥, 刘晓波. HTV-2 高超声速试验飞行器的气动问题和飞行试验失败原因情报调研. *气动参考*, 2011, 108: 1–20]
- 51 Zhong P, Chen X L. Information investigation on the failed flight experiment of X-51A and its aerodynamic characteristics (in Chinese). *Aerodyn Inform Res*, 2011, 108: 21–38 [钟萍, 陈喜兰. X-51A 高超声速试验飞行器的气动问题和飞行试验失败原因情报调研. *气动参考*, 2011, 108: 21–38]
- 52 Su F N, Liu D C. Information investigation on the failed flight experiment of HyFly and its aerodynamic characteristics (in Chinese). *Aerodyn Inform Res*, 2011, 108: 39–57 [苏冯念, 刘典春. HyFly 高超声速试验飞行器的气动问题和飞行试验失败原因情报调研. *气动参考*, 2011, 108: 39–57]
- 53 Scalabrin L C, Boyd I D. Development of an unstructured Navier-Stokes solver for hypersonic nonequilibrium aerothermodynamics. AIAA 2005-5203
- 54 Gnoffo P A, White J A. Computational aerothermodynamic simulation issues on unstructured grids. AIAA 2004-2371
- 55 Apdin H, Ferguson F, Zhang S Y. An engineering method for the construction and analysis of hypersonic vehicle configurations. AIAA 2005-3364
- 56 Bose D, Brown J L, Prabhu D K, et al. Uncertainty assessment of hypersonic aerothermodynamics prediction capability. *J Spacecr Rockets*, 2013, 50: 12–18
- 57 Ghia U, Bayyuk S, Habchi S, et al. The AIAA code verification project—Test cases for CFD code verification. AIAA 2010-0125
- 58 Hash D, Olejniczak J, Wright M, et al. FIRE II calculations for hypersonic nonequilibrium aerothermodynamics code verification—DPLR LAURA and US3D. AIAA 2007-0605
- 59 Yamamoto Y. CFD study and validation process of hypersonic aerodynamics for the space transport systems including HOPE-X. AIAA 2001-1854
- 60 Melanson M R, Chang M, Baker W M. Wind tunnel testing's future: A vision of the next generation of wind tunnel test requirements and facilities. AIAA 2010-0142
- 61 Schneider S P. The development of hypersonic quiet tunnels. AIAA 2007-4486
- 62 Schneider S P, Skoch C. Mean flow and noise measurements in the Purdue Mach-6 quiet-flow Ludwig tube. AIAA 2001-2778
- 63 Schneider S P, Matsumura S, Rufer S, et al. Hypersonic stability and transition experiments on blunt cones and a generic scramjet forebody. AIAA 2003-1130
- 64 Schneider S, Skoch P C, Rufer S, et al. Hypersonic transition research in the Boeing/AFOSR Mach-6 quiet tunnel. AIAA 2003-3450

Advances and prospects in hypersonic aerodynamics

YE YouDa^{1,2}

¹ State Key Laboratory of Aerodynamics, China Aerodynamic Research and Development Center, Mianyang 621000, China;

² National Laboratory for Computational Fluid Dynamics, Beijing 100191, China

Hypersonic aerodynamics is the most active frontier in the field of fluid mechanics. Its development is closely allied to the development of modern hypersonic flight vehicles. The future development of hypersonic aerodynamics can be expected to include: establishing predictive models within abundant physical framework; developing high-performance computing and managing capabilities to handle vast amounts of data generated by current and future large-scale simulations; studying coupled motion of unsteady flows and hypersonic flight vehicles with flight control; developing multidisciplinary design and optimization, and cultivating interdisciplinary principles among the different scientific branches. In the near future, the emphasis should be directed toward: developing physics-based models for non-equilibrium chemistry, surface catalytic effects, turbulence, transition and radiation; simulating complex, multi-region, non-equilibrium flow around near space flight vehicles; analyzing the stability and control of hypersonic flight vehicles; advancing effective and high-performance computing and information extraction from large databases generated by simulations; managing errors and uncertainties from all possible sources and multi-objective optimizations; developing numerical algorithms for the simulations of multi-scale problems crossing multi-physical fields.

hypersonic, aerodynamics, disciplined development trends

doi: 10.1360/N972014-01180