高超声速飞行器气动设计中的若干关键问题

安复兴, 李磊, 苏伟*, 刘文伶, 董超

北京航天长征飞行器研究所, 北京 100076

*联系人, E-mail: swsuwei@sina.com

收稿日期: 2021-06-15; 接受日期: 2021-08-12; 网络出版日期: 2021-09-18

摘要 高超声速飞行器是当前世界航空航天研究的重点方向, 其气动设计面临诸多技术挑战. 本文围绕高超声速飞行器气动设计相关的高升阻比气动布局设计、高超声速绕流中的复杂物理效应及预示方法、气动特性天地相关性三大关键技术问题, 从设计方法、预示方法、流动机理以及工程应用等方面回顾了研究进展. 在气动布局设计方面, 本文剖析了高升阻比乘波布局工程实现所面临的装填空间、操纵稳定性等技术难点及可行的解决方案; 在复杂流动物理效应及预示方法方面, 本文总结了边界层转捩/湍流、表面烧蚀、高温真实气体效应和稀薄气体效应等前沿科学问题在高超声速飞行器气动设计中的突出影响, 并对相关的流动机理及预示方法进行了综述; 在天地相关性研究方面, 本文分析了当前面临的瓶颈, 并提出与人工智能技术相结合是取得突破的可行途径.

关键词 高超声速, 高升阻比气动布局, 复杂流动, 预示方法, 天地相关性

PACS: 47.40.Ki, 47.27.Cn, 47.27.eq, 47.45.-n, 47.70.-n, 47.85.Gj

1 引言

高超声速飞行器具有高速度、强机动、超远程、强突防等特点, 是当前世界航空航天强国研究的重点方向. 由于长时间在大气层内以高超声速飞行, 飞行器气动/热环境非常严酷, 给气动设计带来了巨大挑战.

气动布局设计是高超声速飞行器设计的重要内容. 气动布局设计的好坏不仅影响飞行器总体方案和飞行性能, 还直接决定飞行的成败. 针对气动布局设计关键技术, 美国先后组织了国家空天飞机计划(NASP)^[1]、猎鹰计划(FALCON)^[2]和高超声速国际飞

行研究试验(HiFiRE)^[3]等多个项目开展研究, 取得了一系列成果. 在高超声速飞行器气动布局的各设计指标中, 航程与升阻比密切相关, 在飞行器性能要求不断提高的背景下, 低升阻比飞行器的航程不能满足设计要求, 因此最大升阻比是高超声速飞行器气动布局设计的关键参数, 也是气动设计中的一个关键问题.

高超声速飞行器气动设计面临的另一个关键问题是飞行器绕流中复杂物理效应的机理认知和预示方法的问题. 在高超声速条件下, 飞行器会面临转捩/湍流、表面烧蚀、高温气体效应、稀薄气体效应等一系列复杂问题, 其将对飞行器气动/热的预示和布局设计产生显著影响. 对于边界层转捩问题, 当飞行器外界

引用格式: 安复兴, 李磊, 苏伟, 等. 高超声速飞行器气动设计中的若干关键问题. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2021, 51: 104702
An F X, Li L, Su W, et al. Key issues in hypersonic vehicle aerodynamic design (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2021, 51: 104702, doi: 10.1360/SSPMA-2021-0135

流动参数和表面外形特性达到一定条件后, 表面边界层流动状态将由层流状态转变成湍流状态, 湍流产生的热流密度相比层流成倍增加(典型状态可增加4–5倍). 由于飞行器在大气层内巡航飞行, 气动加热严重, 如果边界层转换不能被准确预示, 转换后激增的总加热量可导致热结构破坏进而使得飞行试验失败. 可见, 高超声速边界层转换的精确预示是高超声速飞行器气动设计中需要重点关注的问题. 然而, 对于转换机理等理论认识的不完善在事实上制约了转换问题预示精度的提升. 在工程实际中, 长时间气动加热带来的表面烧蚀将改变飞行器表面形貌结构, 使得转换的准确预示更为困难. 此外, 高温真实气体效应与稀薄气体效应, 不仅对飞行器的气动力特性和气动热环境产生严重影响, 还会对通讯信号和雷达信号等有重要影响, 其准确预示也是当前的难点与前沿问题.

目前, 地面风洞试验虽可以提供飞行器气动力/热特性的地面测量数据, 并揭示上述部分复杂流动物理效应的机理和参数影响规律, 但受模型尺度、来流条件等因素限制, 诸多流动相似参数都不能保证地面试验与实际飞行情况一致, 尤其是高马赫数、高焓值和低雷诺数条件下的流动现象, 如黏性干扰效应、稀薄气体效应和高温真实气体效应等. 因此, 需要对地面风洞试验的数据与真实飞行条件数据开展相关性研究, 构建“天-地”气动数据的连接桥梁.

本文将结合高超声速飞行器气动设计需求, 围绕高升阻比气动布局设计、高超声速绕流中的复杂物理效应及预示方法、气动特性天地相关性分析三大关键问题展开系统的阐述和分析, 并探讨相关的技术难点和解决途径.

2 高升阻比气动布局设计

2.1 高升阻比气动布局特点

高超声速飞行器气动布局设计有尺寸、装填、防隔热、隐身、结构、制造工艺等诸多约束, 还要考虑操稳特性、控制舵效率、铰链力矩等方面的要求, 同时这些因素的相互制约, 也增大了设计难度. 如防隔热要求保留一定的防热层厚度, 并且限制飞行器表面曲率半径; 隐身则要求采用低雷达散射截面的整体或局部外形; 装填要求飞行器内部的可用空间满足需求; 制造工艺则要求飞行器表面尽量平直, 材料易加工; 操

纵性要求飞行器在飞行包线内可控等. 如何设计出在满足总体、防热等各专业约束条件下, 具有高升阻比特性且气动稳定性和操纵性等飞行性能满足要求的气动外形是气动布局研究的关键. 从20世纪50年代开始, 美国的研究人员就从最简单的锥体等外形出发, 对适用于高超声速飞行的气动布局进行了大量、系统的理论和试验研究工作^[4–11], 为其后高超声速飞行器研发奠定了坚实的理论和技術基础. 高升阻比气动布局形式主要包括翼身组合体、翼身融合体、升力体以及乘波体. 翼身组合体相比于升力体和融合体, 其升力和阻力小, 升阻比较高, 但是横航向稳定性不足, 容积率较低. 该布局可以应用于对有效载荷容积要求较低, 对升阻比和机动性要求比较高的飞行器^[12]. 与翼身组合体不同的是, 融合体在翼身之间没有明显的分界, 具有容积大、结构重量轻、阻力小的优点, 飞行性能较组合体外形有所改善, 并且融合体消除了机身和机翼间的直角, 能够有效减小飞行器雷达反射截面, 提高隐身性能. 翼身组合体与融合体的升力主要来源于机翼, 而升力体则主要依靠机身形成升力面, 并且能够消除机身和机翼之间的干扰. 同时由于机身外表面较为光滑, 其能够消除机身附属部件所产生的阻力. 该构型能够在低速状态下获得较高的升阻比, 因此能够满足全速域飞行需求, 其主要用于航天飞机等可重复使用、有水平起降需求的飞行器^[13]. 乘波体一般基于某个飞行状态下的基准流场进行设计, 由于其激波可以附着在前缘线上, 机身下表面的压强较高, 而上表面压强较低, 能够有效提高飞行器的升阻比, 但其需要对整个飞行器进行一体化设计. Fetterman等人^[10]总结了美国宇航局(NASA)在这一时期的研究工作, 对各类基本布局概念的气动性能进行了比较, 发现对于不同的高超声速巡航体积参数($V^{2/3}/S$, 其中 V 为总体积, S 为俯视平面面积), 并没有一种布局概念明显优于其他布局概念. 在体积参数较小时, 翼身组合体具有较高升阻比, 但是在体积参数较大时, 升力体具有一定的升阻比优势.

2.2 乘波布局研究进展

对于需要长时间机动飞行的高超声速飞行器而言, 最大升阻比是影响其航程的重要因素. 根据试验研究和统计分析, Kuchemann^[14]给出了传统飞行器最大

升阻比的经验关系式:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{\max} = \frac{4(Ma_{\infty} + 3)}{Ma_{\infty}}. \quad (1)$$

由以上公式可见, 随着马赫数的增加, 传统飞行器最大升阻比会达到极限, 即所谓的“升阻比屏障”. 乘波布局是突破这一“屏障”的重要技术方向. 乘波概念在过去30年得到了国内外学者的广泛关注和研究. Nonweiler^[15]提出的“乘波体”概念在1980年代开始复兴. 与传统高超声速飞行器绕流不同, 在设计条件下, 激波会附着在乘波体的整个前缘, 从而防止高压气体从下表面泄漏到上表面, 并实现出色的空气动力学效率. 然而传统乘波体理论没有考虑高超声速流动黏性效应、尖前缘气动热效应、有限的容积效率和非设计点的性能, 这些问题降低了其本身的升阻比优势. 对此, Bowcutt等人^[16]、Corda和Anderson^[17]提出了黏性优化乘波体, 首次将黏性效应纳入优化过程, 并随之产生了打破上述升阻比屏障的首个高超声速构型. 此后, 乘波体设计理论向实用化的方向蓬勃发展. 例如, 发展了不同源流场的乘波体生成和优化方法, 以提高体积效率、有效载荷能力和几何形状的灵活性^[18-27]. 有学者对前缘钝化方法开展了研究, 以在气动特性和气动热特性之间取得良好的平衡^[28,29]; 还有学者从不同角度研究了乘波体非设计点性能^[30,31]. 此外, 还有研究者尝试将乘波体与其他类型的飞行器结合起来设计飞行器^[32-35].

2.3 乘波布局的工程化

乘波布局在升阻比特性上具有潜在的巨大优势, 但是在工程化应用方面还存在以下几个方面的问题: 首先, 乘波构型的基本理论构建在无黏流动假设之上. 无黏条件下, 激波可以附着在前缘线上, 将高压气流封闭在下表面. 但实际飞行条件下, 气流黏性效应会导致边界层内的高压气体上溢, 从而损失压力, 特别是在高空飞行时雷诺数低、气流黏性效应较强的情况. 其次, 根据乘波理论生成的乘波外形为尖锐前缘. 由于飞行器长时间在大气层内飞行, 尖锐前缘热流密度高, 极易被烧蚀, 而且前缘过薄也不利于承力和维形. 基于这一考虑, 乘波构型需要对前缘进行钝化, 而在前缘钝化后, 也会出现下表面压力损失导致的升阻比下降问题. 再其次, 对于飞行器气动设计

而言, 在追求优良气动效率的同时, 还要满足内部装填空间的工程约束. 乘波布局较为扁平, 通常在内部容积率上很难满足要求, 因此根据需求进行修型, 这类修型通常会导致阻力大幅增加, 进而使得升阻比下降. 然后, 乘波布局存在非设计状态下升阻特性下降的问题, 难以适应高超飞行器宽速域飞行的高性能要求. 最后, 乘波布局的扁平特征会带来严重的航向稳定性问题, 纵航向压心位置不匹配导致操纵特性难以满足要求. 以上种种问题阻碍了乘波布局在工程中的推广应用.

多级乘波体设计则是改善乘波构型在高超声速非设计状态下气动特性的一种探索. 该方法的原理是把不同设计条件下的乘波构型通过并/串联的形式组合起来, 使组合乘波布局在宽马赫数范围内均具有较高的升阻比. 丁峰等人^[36,37]提出了高超声速滑翔-巡航两级乘波体设计思想, 如图1所示. 通过在滑翔和巡航阶段使用不同乘波体, 飞行器将在两个阶段内均具有良好的气动特性. Liu等人^[38]以两级乘波构型设计为基础, 提出了满足更大马赫数范围的多级乘波构型设计方法. 该布局中自由流线生成的上表面不变, 通过改变下压缩面外形实现不同马赫数乘波性能. 该方法虽然可以提高特定马赫数下的气动性能, 但是无法满足不同马赫数之间连续乘波特性.

在提升乘波体有效容积方面, 韩天依星等人^[39]采用嵌入式乘波布局设计方法, 兼顾飞行器外形设计的高升阻比和高容积率需求, 设计了具有较高升阻比的两级入轨飞行器方案; 李永洲等人^[40]提出了一种前后缘同时可控的乘波外形气动修型设计方法. 该方法采用流线追踪和几何重构技术, 形成的乘波构型具有较高的升力、容积率和预压缩效率. 吴乔等人^[41]提出了

图1 (网络版彩图)滑翔-巡航两级锥导乘波体^[36]

Figure 1 (Color online) Glide-cruise two-stage cone-derived waverider [36].

一种给定容积空间的乘波构型参数化设计方法, 对于该方法得到的乘波构型飞行器, 适合在一定范围的正迎角下飞行, 并且能在较大的马赫数范围内保持优良的气动特性.

理论和试验研究结果均表明乘波布局在设计状态下具有优秀的气动性能, 上述探索使乘波构型向工程实用化方向前进了一大步. 尽管乘波布局在各个方面均取得了一定的研究成果, 但纵向稳定性仍是限制乘波体走向工程实践的一个难题. 即使现代主动控制系统的应用允许高超声速飞行器被设计为静不稳定^[42], 但良好的飞行器构型设计应有潜力根据整体性能要求灵活地在空气动力学设计过程中改变稳定性裕度. 过去的研究表明, 由于典型锥形流乘波体压心位于重心之前, 因此一般是静态不稳定的^[43]. 贾子安等人^[44]通过在简化的流线模型上应用牛顿理论, 推导了不同流线的压心随攻角的变化趋势, 发现对于凹形流线, 压心随着迎角的增加而单调向前移动, 而对于凸形流线, 趋势恰好相反. 为了满足配平需要, 重心应与设计攻角处的压心重合. 在这一前提下, 凹形流线将是静态不稳定的, 因为随着攻角的增加, 位于重心前面的压心会产生抬头的力矩. 从这个角度来看, 原始的锥形流乘波体是静不稳定的, 因为其下表面的流线是凹形的.

对于锥形流乘波体, 可以采用几种设计和优化方法来改善其纵向静态稳定性. 首先, 可以通过设计乘波体上表面以改变压心的位置. 但是, 由于背风区膨胀效应, 较小的修改可能仅在较小的迎角下起作用, 而较大的修改可能会导致升阻比的较大损失. 其次, 与锥形流乘波体相比, 源自轴对称幂次体流动的乘波体可能表现出更好的纵向稳定性, 因为其流线是凸的^[45]. 但是, 对于这种基本流不存在解析解, 通常需要使用CFD方法计算获得^[45,46]. 这样一来, 根据不同的稳定性约束条件进行优化的过程可能既耗时又复杂. 王晓朋等人^[46]对此问题进行了初步研究. 另一种选择是直接修改锥形流乘波体的原始凹下表面. 实际上, 受高马赫数和高海拔下强黏性干扰作用的影响, 飞行器有效形状将明显不同于原始形状, 对下表面进行合理修型甚至可以得到具有更好空气动力学性能的乘波飞行器^[47]. 因此, 在理想乘波体基础上进行适当优化完全可能获得满足各种工程约束且具有良好气动特性的飞行器.

3 高超声速绕流中的复杂物理效应及预示方法

3.1 高超声速绕流中的边界层转捩问题

边界层转捩指流态从层流向湍流转变的过程, 其物理机理是层流流动出现不稳定, 导致流动中的扰动增长, 出现复杂的非线性, 产生涡结构和涡的破碎, 最终使流动演变为一种混沌的状态(即湍流状态). 由于两种流态之间在摩阻和气动热等方面差异巨大, 高超声速流动中的可压缩边界层转捩成为了高超声速技术领域的关键气动基础问题. 转捩对飞行器气动性能、超燃冲压发动机、热防护系统等的设计均有重要影响, 具有重要的学术价值和工程意义. 转捩位置预测不准确将严重影响摩阻和热流的精确预示, 尤其是气动热环境的预示精度会对飞行器设计产生重要影响. 在飞行器外流中一般希望转捩能够延迟发生或不发生, 而在超燃冲压发动机内部由于湍流的掺混能力相比层流的分子扩散强得多, 在发动机中会采取措施强制转捩^[48]. 无论是推迟转捩还是促进转捩, 扰动的演化过程是必须关心的. 根据形成机理的差异, 边界层转捩可分为自然转捩和旁路转捩两类. Schlichting^[49]较完整地描述了自然转捩过程, 总结如下(见图2): (1) 低于临界动量厚度雷诺数的区域为稳定的层流, (2) 达到临界动量厚度雷诺数后, 边界层内的小扰动形成二维波并向下游传播, (3) 不稳定性发展, 导致非定常、三维波和涡形成并向下游发展, 在高强度的局部剪切区域涡开始破碎, (4) 发生级串的涡破碎产生显著的三维脉动, (5) 局部高强度脉动形成湍斑, (6) 湍斑聚集成充分发展的湍流.

由于在湍流状态下, 不同尺度流体微团的掺混效应增强, 气体动量和能量的传输效率极大地提高, 因此, 当边界层发生转捩后, 气动特性发生改变, 阻力增

图 2 自然转捩过程^[49]

Figure 2 Boundary layer natural transition process [49].

加, 表面热流成倍增长, 给飞行器气动设计和热防护带来了挑战. 从稳定性理论来看, 飞行器表面流动受来流扰动后直至发生转捩包括以下三个基本过程^[50]: 一是来流扰动进入边界层转变为边界层初始扰动, 二是边界层中初始扰动的发展和演化, 三是边界层中扰动演化到某一位置开始发生转捩. 第一个过程通常被称为感受性问题, 重点关注的是外界扰动在边界层内激发小扰动的机制^[51]. 自由流中脉动与边界层内不稳定波的色散关系不同, 不能直接激发边界层内的不稳定波, 而是必须通过某种机制才能激发边界层内的扰动. 比如经典的前缘调节机理^[52]、“共振”理论^[53]、“同步点”理论^[54]. 对于高超声速, 还需考虑自由扰动与激波的相互作用^[55]. 第二个过程中, 扰动的发展和演化过程一般包含两个阶段即线性阶段和非线性阶段, 自然转捩一般包含这两个阶段. 与自然转捩不同, 旁路转捩会越过线性阶段而直接进入非线性阶段. 对于简单模型, 线性稳定性理论可以定量给出各种扰动的演化规律, 非线性理论近年来也有了十足的发展^[56]. 对于实际情况下的复杂外形, 流场和扰动的三维性^[57]还带来了横流稳定性^[58]、全局稳定性^[59]等问题. 第三个过程是扰动演化到什么状态将触发并如何触发转捩. 部分研究表明触发转捩的关键是扰动导致平均流剖面的稳定性特性发生根本性改变, 同时参数共振等物理过程诱导更多不同扰动被激发并快速增长^[60,61]. 对于触发转捩的临界扰动幅值, 目前还没有定论, 但可根据不同流动问题取特定的经验值. 以上问题的深入研究加深了人们对转捩机理的认识, 为边界层转捩精准预示奠定了理论基础.

传统的湍流和转捩研究主要集中在不可压流域, 但随着飞行器飞行速度的扩展, 可压缩边界层转捩取代不可压边界层转捩成为重点. Mack^[62]对于黏性线性稳定性研究取得了一系列成果, 其发现在高速可压边界层中, 存在着黏性引起的不稳定波和Mack模态的不稳定波. 超音速边界层流动中, 不同马赫数下最不稳定的扰动存在差异. 在低马赫数或不可压边界层中, 只有黏性引起的不稳定扰动, 随着马赫数变大, 最不稳定的扰动由二维模态变为三维模态. 当马赫数大于2.2时, Mack模态变为不稳定模态, 其最大增长率与黏性引起的不稳定扰动增长率相区分, 分别被称为第二模态和第一模态. 第二模态的形式为以声波形式在壁面和相对声速线间来回反射的扰动. 当马赫数大于3时, Mack

模态的最大增长率超过第一模态, 成为边界层中最不稳定的扰动. 由于不同马赫数下不同的扰动模态占据主导地位, 这会使得转捩后期的非线性过程发生变化. 可压缩边界层中扰动的演化相对于不可压缩流动, 受到问题的复杂性和实验条件的限制, 难以对其进行系统研究, 目前为止还没有完全建立可压缩边界层转捩的理论模型^[48].

在真实飞行器中, 由于飞行器的形状如后掠等与流线间存在夹角, 边界层内与外流流线垂直的方向上由于压力梯度会产生横流. 横流不稳定性会引起定常横流涡和低频的横流行进波, 而横流失稳是三维边界层转捩的主要原因. 在定常横流涡的演化中, 其对壁面粗糙度非常敏感, 在激发后会处于一段线性增长历程, 之后其幅值会在下游由于非线性作用而饱和, 而这会导致平均流发生修正, 高频扰动再次失稳, 促进转捩发生^[63,64]. 由于横流转捩的外形特性, 该方面的研究主要集中在亚声速后掠翼上^[65]. 风洞试验或飞行试验是获得预示边界层转捩位置的有效途径. 然而高超声速飞行试验存在诸多困难, 风洞试验又难以复现真实飞行条件, 即使地面得到了准确的转捩位置^[66], 目前还缺乏有效的天地相关性^[67]换算方法转换到实际飞行状态. 飞行试验代价高昂, 国内外开展了为数不多的飞行试验^[68,69], 距离工程应用还有很远的距离. 飞行试验面临着遥测和表面测量准确性的问题, 且不同飞行试验间的一致性也需要进行确认. 在飞行试验中, 通过获取飞行器表面温度等参数, 可以分析出飞行器表面局部流态, 从而对转捩进行判别. 飞行试验能够发现飞行器上升段湍流-层流的再层流化与下降段层流-湍流转捩的临界高度差别, 且飞行器表面的微小台阶等会引发强制转捩^[69]. 这对飞行器的表面精度和飞行试验的准确性提出了挑战. 目前工程中常用的转捩预示方法还是基于数值模拟, 主要有三种. 第一种是转捩准则分析方法^[70], 通过所获得的飞行和风洞试验数据, 对转捩流动进行分析, 将各种典型特征参数联立形成预测转捩位置的判据. 该方法平衡了多方面因素, 是一种具有可行性和高效性的转捩预测方法, 在工程上应用广泛. 然而该方法并未考虑转捩的物理机制, 严重依赖试验数据, 置信度低、应用范围窄, 尤其是对缺乏试验数据的高超声速飞行器, 预示精度有限. 第二种是转捩模型预测方法^[71], 该方法是以湍流模型理论为基础发展起来的一种转捩预测方法. 该方法通

过引入描述转捩过程的参量(如间歇因子)并建立相应的控制方程,与湍流模型联立求解,最终可求解转捩的基本流场并给出转捩位置. 由于该方法能够用于复杂的几何外形并与现代CFD技术兼容,因此是计算复杂外形转捩的一种重要方法^[72]. 然而该方法控制方程中有较多的经验参数和关联函数,其物理意义模糊导致适用范围不明确,特别是对高超声速流动,若缺乏有效的高超声速修正,其可靠性较低. 在最近的研究进展中,基于结构系理论发展可靠的转捩模型是一种新的物理意义更明确的思路^[73]. 第三种是转捩预测 e^N 方法,该方法尽可能多地利用了边界层中扰动演化的线性稳定性理论,具有更强的理论依据. 然而最初的 e^N 方法主要应用于二维流场,三维情况结果并不令人满意,且未考虑感受性和转捩机理^[74]. 近年来,不少学者对传统 e^N 方法进行了改进,初步考虑了感受性^[75]、横流特性^[76]、三维性^[77,78]、理性判据^[79],使之适用于复杂外形,并开发了面向工程的转捩预测软件,在工程应用中取得了不错的效果^[80]. 上述预示方法均已取得重要进展,但其预示精度距离精细化气动设计还有很大的差距.

3.2 烧蚀形貌对转捩/湍流问题的影响

在实际飞行过程中,经过长时间飞行后,高超声速飞行器耐热材料表面受气动加热作用会发生烧蚀. 烧蚀不仅会改变飞行器的总体气动外形,而且会导致飞行器表面形貌特征发生变化,使表面变得粗糙. 该粗糙表面会影响边界层的流动稳定性特性,影响转捩的发生位置,进而改变飞行器表面流态,甚至可能显著改变飞行器非定常动态特性^[81],对飞行器的气动特性和控制特性产生影响.

在实际问题中,粗糙表面的形貌形式多样. 除了随机分布砂粒粗糙表面外,研究中多根据粗糙元的几何特征简化规则外形,如圆柱、半球、网状,还有正弦波纹壁等. Nikuradse^[82]首先提出了等效砂粒粗糙度的概念,通过试验建立了等效砂粒粗糙高度 k_s 与粗糙单元形状参数的关系式. Schultz等人^[83]建议采用等效砂粒粗糙度 k_s 作为不同粗糙度的统一量度,将边界层对数律层无量纲平均速度的偏移量定义为粗糙函数. 粗糙函数与粗糙表面形貌相关,采用等效砂粒粗糙度可以很方便地评估不同粗糙表面形貌的粗糙函数. Sigal等人^[84]对普通粗糙元形状参数与等效砂粒粗糙高度

之间的映射关系式进行了修正,修正关系式在工程中得到了广泛应用. 针对粗糙表面形貌表征问题, Napoli等人^[85]提出了有效斜率(Effective Slope, ES)的概念,用于衡量粗糙高度和粗糙密度,其使用方法与等效砂粒粗糙度类似. 在粗糙过渡区和全粗糙区,有效斜率均可以表征不规则粗糙形貌的粗糙度. Schultz等人^[86]研究了ES对粗糙度函数的影响,发现当ES小于0.15时,粗糙度函数随ES线性变化,而当ES大于某一临界值时,粗糙度函数与ES不再相关.

针对包含表面烧蚀的边界层转捩与湍流问题,试验测量是重要的研究手段. Reda等人在NASA的Ames高超声速弹道靶试验中,对具有分布粗糙度的半球模型^[87]和大角度钝锥模型^[88,89]进行了试验,获得了大量纹影图像和表面温度分布数据,在对所得数据合理的无量纲化后给出了烧蚀钝体隔热罩在进入大气层时壁面粗糙度雷诺数与转捩临界粗糙度雷诺数的经验相关公式. Ye等人^[90]利用三维层析粒子图像测速技术研究了马赫数6.5条件下微型斜坡粗糙元下游的边界层转捩特征,发现最大速度脉动集中于靠近斜坡粗糙元中心处的低速区域. 石伟龙等人^[91]通过风洞试验给出了平板表面有无粗糙带的瞬态纹影对比图,指出了在高超声速情况下,分布式粗糙度的粗糙带可显著增加流场畸变程度,加快流场失稳速度,从而改变流场的特性. Iririppan等人^[92]采用激波风洞研究了马赫数8.8条件下表面粗糙度对球体壁面热流的影响,通过分析试验模型的热流测量数据发现粗糙空腔中涡旋的持续存在推迟了转捩.

在流动稳定性理论研究中,通常将飞行器粗糙表面简化为孤立的局部粗糙元. 当粗糙元高度小于0.01倍的当地边界层位移厚度时,可以对粗糙元进行线化,通过修改壁面边界条件来反映粗糙元对流动稳定性的影响,此时传统的流动稳定性理论仍然有效^[93]. 当粗糙元高度小于0.1倍当地边界层位移厚度时,可以采用三层结构理论进行研究. Smith等人^[94-96]采用三层结构理论研究了二维抛物型凸起和三维余弦型凸起对不可压层流边界层的影响,给出了粗糙元诱导的压力和壁面摩擦系数分布图,描述了粗糙元附近二次流的结构. Nayfeh等人^[97,98]的研究表明,粗糙元会增强不稳定波的不稳定性,而且基本波和亚谐波的增长率随着凸起高度的增加而增加. Wu等人^[99]基于三层结构理论发现,高频TS波对粗糙元敏感,而且粗糙元会阻碍高频

TS波的发展, 对高频波有稳定作用. 当粗糙元高度大于0.1倍当地边界层位移厚度时, 传统的稳定性理论将失效, 因为粗糙元附近的流动不再满足行进波假设. 对不可压缩流动, Wu等人^[100]提出了采用局部散射理论来描述较大局部突变对稳定性的影响, Huang等人^[101]提出了局部散射法(LSA)来定量刻画局部突变对稳定性和转捩的影响, 并与直接数值模拟结果和试验结果对比, 取得了很好的效果.

数值模拟方法是开展临近空间飞行器边界层转捩和湍流研究的另一有效手段. 当前直接数值模拟(DNS)和转捩/湍流模型方法已经应用到考虑粗糙表面的高超声速流动特征研究中. 直接数值模拟方面, Bartkiewicz等人^[102]探索了粗糙元上游扰动的产生和扰动向下游的发展, 发现大尺度和小尺度粗糙元的失稳区域大小是不一致的. De Tullio等人^[103]研究了孤立长方体粗糙单元诱导的超声速平板边界层湍流问题, 发现粗糙单元改变了基本流的分布, 从而导致流动稳定性的极大改变. Loiseau等人^[104]研究了不稳定模态在孤立圆柱粗糙元尾迹流中的非线性演化, 但未考虑转捩过程. Subbareddy等人^[105]采用动力学模态分解(DMD)对圆柱粗糙元产生的马蹄涡和分离剪切层的演化进行了较为深入的研究. Duan等人^[106]研究了孤立圆柱形粗糙元诱导的高超声速边界层转捩, 结果表明马蹄涡和粗糙元后剪切层的不稳定性是影响边界层转捩的主要因素. Di Giovanni等人^[107]研究了钝头体上展向周期分布式粗糙度和随机分布式粗糙度引起的不稳定性机理, 发现了一种新的由不规则粗糙壁面诱导的横流不稳定性. 刘骁飞等人^[108]研究了三维不规则粗糙壁面对边界层转捩过程和湍流的影响, 利用流向和展向分别叠加正弦函数的方法产生粗糙壁面模型, 研究发现三维不规则粗糙壁面是雷诺应力产生的重要来源, 其峰值大小对于雷诺应力的输运也起着至关重要的作用. 李慧等人^[109]研究了较小局部凸起对可压缩平板边界层稳定性的影响, 发现单个粗糙元使低频扰动波不稳定, 对高频扰动波有稳定作用.

转捩/湍流模型方面, Stripf等人^[110]在输运方程中添加了额外的“阻尼项”来反映粗糙度对流动的遮挡作用. Elsner等人^[111]采用等效砂粒粗糙高度和边界层位移厚度的关系来确定转捩判据. Dassler等人^[112]在 γ - Re_{θ} 模型的输运方程中引入了粗糙度放大因子(Amplification Roughness, Ar)来考虑粗糙度对转捩的影响. Lan-

gel等人^[113,114]发展了Dassler的方法, 去掉了Ar输运方程的源项, 采用物面上的边界条件来引入粗糙度对流动的影响. Yang等人^[115]建立了基于等效砂粒粗糙度 k_s 的 k - ω - γ -Ar四方程转捩模型, 并在低速的平板和各种翼型进行了验证. Liu等人^[116]建立了包含Ar输运方程的四方程层流动能转捩模型, 对第一模态和第二模态的时间尺度进行修正, 并用高超声速粗糙圆锥和半球模型试验结果进行了验证.

随着风洞试验技术的发展和直接数值模拟方法的大量应用, 边界层转捩和湍流流动机理方面的研究手段更加丰富和有效, 对边界层的认识也更加深入. 然而, 由于转捩和湍流问题非常复杂, 烧蚀形貌诱导转捩和对湍流影响的机理还不清楚, 烧蚀形貌的科学表征方法、粗糙表面高超声速边界层流动的风洞测量手段、粗糙表面高超声速边界层流动稳定性分析方法和粗糙表面高超声速转捩/湍流模型仍有待完善.

3.3 高超声速绕流中的高温真实气体效应

高超声速飞行器由于马赫数高, 在高速来流和高温环境下, 气体分子会发生内部自由度激发, 并且存在离解、电离、复合等化学反应. 上述过程使得气体在物性参数、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. 除了气体本身的物理化学性质随着高温环境发生变化, 气体的飞行环境也使得飞行器的高温真实气体绕流存在一系列特殊效应. 如图3所示^[117], 脱体激波贴近物面导致的薄激波层效应、熵层与边界层相互作用效应、高空低密度引起的稀薄气体效应等也都会对飞行器产生影响. 这些多物理效应对飞行器外形设计、热防护设计、控制系统设计等具有十分重要的影响, 特别是对于大气层内长时间巡航飞行器, 这些效应导致的气动预示偏差的时间积累会严重影响飞行器的航程、机动能力等指标, 需要开展相关的机理和预示方法研究, 提高预示精度.

在高温真实气体效应中最引人关注的是气体的热力学性质和高温空气化学反应的变化. 按照热力学松弛时间和化学反应特征时间与流动特征时间在量级上的大小, 可以将流动大致分为热力学冻结、热力学平衡和热力学非平衡状态以及化学冻结、化学平衡和化学非平衡状态^[118]. 下面给出高温真实气体效应对飞行器气动力/热环境等方面的影响. 图4^[119]给出了高温真实气体效应随马赫数和高度的变化示意图. 在600—

 图 3 高超声速飞行器流动物理现象^[117]

Figure 3 Flow physics of hypersonic vehicle [117].

 图 4 高温真实气体效应图^[119]

Figure 4 High temperature real gas effect diagram [119].

2500 K之间, 气体的自由度开始激发, 空气的比热比不再保持常值; 在2500–4000 K之间主要为氧气离解; 在4000–9000 K之间为氮气离解; 在9000 K以上空气发生电离。在高马赫数下, 由于空气化学反应主要为吸热反应, 且其组元的比热也随温度增大, 因此考虑热力学和化学反应的温度(如图4中实际温度曲线所示)要低于完全气体条件下的温度(如图4中理想温度曲线所示)。

图5为类航天飞机飞行器在不同舵偏下完全气体(PG)和化学非平衡气体完全催化壁面(FCW)的气动力系数随飞行高度的变化^[120]。在该算例中, 高温真实气

 图 5 (网络版彩图)高温真实气体效应对气动特性影响^[120]. (a) 轴向力系数; (b) 法向力系数; (c) 俯仰力矩系数

Figure 5 (Color online) Effect of high temperature real gas on aerodynamic characteristics [120]. (a) Coefficient of axial force; (b) coefficient of normal force; (c) coefficient of pitch moment.

体效应使得飞行器的轴向力、法向力和俯仰力矩均发生变化, 轴向力的影响最为明显, 最大偏差约20%。随着高度的增加, 稀薄空气能促进空气进一步离解, 不同

物理模型所预示的气动力偏差进一步扩大。

高温真实气体效应的风洞试验研究需要依靠高焓试验装置, 是高温气体效应研究的主要手段。目前高焓风洞主要面临三个问题^[1,121]: 一是高超声速飞行条件下的气流总温难以复现; 二是化学反应的进程不随模型缩比尺寸的变化发生变化, 而纯净的空气来流和足够大的试验段尺寸在高焓风洞实现原理和工程实现上难以达到; 三是气流速度难以复现。同时高焓流动实验中的高温、高速气流对实验装置的损坏较大, 非接触式测量在测量精度等方面有待提高, 这些因素都限制了高温气体效应风洞试验研究。国内外建成了许多高焓风洞, 如中国科学院力学研究所的JF12^[122]爆轰驱动激波风洞、美国加州理工大学的T5自由活塞驱动激波风洞^[123]和美国LENS系列加热轻气体驱动激波风洞^[124]等, 并在高温真实气体效应研究方面取得了一系列成果。飞行试验相比风洞试验能够完全反映出真实物理环境的影响, 但其能够获取的数据有限, 难以进行机理性研究工作。如NASA的无线电衰减测量(RAM)项目^[125]测试了空气的电离特性和减轻无线电干扰的技术, 得到了飞行器附近电子数密度分布。欧洲空间局(ESA)的试验飞行器ELECTRE^[126]记录了再入过程中的气动力/热数据。数值模拟方法不受试验条件的限制, 能够获得丰富全面的流场数据, 是目前高超声速化学反应流动研究的重要手段。一方面可以使用基于经验和理论的公式及拟合曲线进行快速评估, 另一方面也可以通过求解流动控制方程对流场进行精细计算。对于高温空气化学反应, 根据电离程度的不同, 一般分为无电离的5组元模型(N_2 , O_2 , NO , N , O)、弱电离的7组元模型(N_2 , O_2 , NO , N , O , NO^+ , e^-)和强电离的11组元模型(N_2 , O_2 , NO , N , O , NO^+ , N_2^+ , O_2^+ , N^+ , O^+ , e^-)。对于空气的热力学性质, 根据自由度激发的程度不同, 可以将振动能、电子能或每个组元的各个能量模式单独建立控制方程, 形成双温、三温和多温模型等。

当前高温气体效应研究主要存在两个方面的难题, 一个是如何建立高精度的物理模型, 另一个是如何获取多物理场耦合对飞行器的影响。在物理模型方面, 国内在大气参数、高温空气化学反应动力学模型、高温空气和烧蚀产物物理化学特性参数、高温表面物理化学特性等方面的研究存在不足^[121], 目前基本引用国外Gupta等人^[127]、Park等人^[128]、Dunn和Kang^[129]的数

据。随着计算机的性能不断提高, 近年来理论和计算化学在化学反应模型等方面取得了一系列成果^[130], 将其与高温真实气体效应相结合以获取更精细的模型是可能的发展方向。对于多物理场耦合问题, 由于高温气体效应的存在影响了全流场的物理化学特性, 因此会表现出完全气体不具有的物理现象, 其中最为突出的是与热防护材料相耦合。在高温真实气体效应环境作用下, 会对材料表面催化特性、氧化/氮化特性、质量引射、多孔介质反应等多个方面产生影响^[121]。Milos等人^[131]研究了某烧蚀材料的烧蚀后退律, 研究发现烧蚀行为主要受空气非平衡化学动力学过程控制, 烧蚀与氧分子分压关系不明显, 而与氧原子分压呈线性关系。李仲平^[132]指出, 在二氧化硅/氮化硅材料的烧蚀机理中, 存在与空气非平衡主流的相互作用, 氮化硅氧化和二氧化硅液化相互耦合, 形成了复杂的气-液-固三相系统。Park等人^[128]研究了再入过程中碳酚醛的烧蚀, 给出了双温模型下的高温真实气体效应与表面烧蚀效应耦合化学反应模型。研究结果表明, 相比表面平衡气体和准稳态烧蚀的计算结果, 考虑更加真实的化学非平衡效应和丰富的化学反应模型可以使得气动热和烧蚀速率减少一半。此外, 高温真实气体效应还对表面滑移效应^[133]、喷流燃烧^[134]、辐射^[135]、湍流^[136]等多种物理效应产生影响。

需要注意的是, 随着我国火星探测计划的实施, 对火星和其他外星大气的高温真实气体效应也需要进行系统的研究^[137,138], 并且外星大气的气体组成大多与空气不同, 其不同的多物理场耦合效应也需要进行关注^[139,140]。

3.4 高超声速绕流中的稀薄气体效应

按照气体分子的平均自由程和高超声速飞行器特征长度的关系, 可以使用努森数 Kn 对高超声速绕流中的稀薄程度划分为四个流域: 连续流($Kn < 0.01$)、滑移流($0.01 \leq Kn \leq 0.1$)、过渡流($0.1 \leq Kn \leq 10$)和自由分子流($Kn > 10$)。不同流域气体的绕流状态和热力学性质存在较大差异, 导致再入过程的气动力和气动热性能预测困难。稀薄气体效应指飞行器处于自由分子流区、过渡流区和滑移流区时产生的特殊流动现象的影响。当前滑翔类高超声速飞行器气动布局多为组合体或融合体复杂外形, 各部位几何尺寸差异较大, 基于飞行器特征长度的稀薄流判别准则不再完全适

用^[141]. 根据局部流场和外形特征的不同, 在飞行器局部会表现出稀薄气体效应, 出现多种流态共存的复杂现象. 准确预示稀薄气体效应对高超声速飞行器气动/热的影响, 已成为再入飞行器研制的关键问题.

当来流努森数发生变化时, 稀薄气体效应会使得物体绕流的影响范围扩大, 激波远离物面. 图6给出了类球锥飞行器两种飞行高度下绕流流场轴对称平面内的马赫数等值线图^[142]. 可以看出, 随着来流努森数的增加流动稀薄效应迅速增强, 飞行器绕流流场的受扰动区域大大增加. 低高度时脱体激波清晰可见, 高高度时不存在激波等强间断现象, 而是在飞行器周围形成厚厚的扰动区域.

Boltzmann方程基于分子动理学理论建立, 其描述了粒子分布函数的时空演变过程. 由于在推导过程中无需连续介质假设, 因此其适用于从自由分子流到连

续流的整个流域^[143]. 由于Boltzmann方程在形式上较为复杂, 且其碰撞项难以直接引入现有的物理模型, 因此在 $Kn > 10$ 的自由分子流中可以将其碰撞积分项进行简化, 从而在自由分子流数值模拟中得到广泛应用. 而在 $1 < Kn < 10$ 的过渡流区, Bird^[144]提出的直接模拟蒙特卡罗方法(DSMC)能够高效、准确预测流动物理特征并证明收敛于Boltzmann方程. DSMC方法已成功应用于工程实践, 如美国航天飞机升阻比计算与飞行试验测量结果吻合很好^[145]、我国长征-4B火箭末子级剩余推进剂在轨排放扰动力矩得到成功预测^[146]等. 然而在滑移流区与 $0.1 < Kn < 1$ 的过渡流区, 传统N-S方程的准确性不足与DSMC方法的巨大计算量均带来一定局限性. 针对飞行器可能出现多流区共存的混合流动现象, Xu^[147]、李启兵等人^[148]、Li等人^[149,150]建立了模拟飞行器跨流域绕流问题的气体动理学统一算法, 但对于高速流动, 该算法对于内存的高需求和较高的计算成本限制了其在工程中的应用.

目前, 稀薄气体效应研究所面临的最主要问题是其相关基础理论不够坚实, 相关实验验证可靠性不高. 如数值求解中一般假设粒子的热运动分布接近Maxwell分布, 但是在高度热力学非平衡态下会出现明显偏离的现象. 且到目前为止粒子之间的碰撞和粒子与物体表面的碰撞等DSMC模拟的关键还没有一个精准的理论模型支撑. 在低密度风洞中, 风洞的真空度等参数距离真实稀薄环境仍存在差距, 存在相似参数如双尺度律不能完全满足的问题, 并且真空环境对测量的精度也提出了新要求. 因此, 高超声速稀薄流研究仍需要进一步发展, 以满足精细化预示高超声速飞行器气动特性的要求.

4 气动特性天地相关性

4.1 天地相关性问题概述

长期以来, 地面风洞试验是发现和确认流动现象、探索和揭示流动机理、寻求和了解流动规律的主要方法. 由于数值模拟和飞行试验分别在物理模型精度、试验成本与测量等方面存在不足, 地面风洞试验能够与上述两种方法互相补充与验证, 在飞行器研制中占据非常重要的地位. 但如图7所示, 高超声速飞行器飞行马赫数高、飞行高度高, 当前高超声速风洞无法完全复现飞行条件下的流场环境, 尤其是高马赫

图6 (网络版彩图)不同努森数下的流场结构对比^[142], (a) $H=70.8$ km, (b) $H=105$ km

Figure 6 (Color online) Comparison of flow field structure at different Kn [142], (a) $H=70.8$ km, (b) $H=105$ km.

数、高焓值和低雷诺数条件的流动现象, 如黏性干扰效应、稀薄气体效应和高温真实气体效应等.

在美国航天飞机首飞试验时, 高马赫数再入段出现了“高超声速异常”现象^[151-153], 如图8所示, 飞行器俯仰力矩异常增大使得实际舵偏比预估高了一倍. 这种差异原因是黏性干扰现象和高温真实气体效应对飞行器绕流特性造成影响, 并使得体襟翼附近的流动现象发生改变. 如图9所示, X-43A 飞行试验辨识的轴向力系数与地面风洞预测结果相比偏大约10%–15%^[154], 这种差异主要是由地面风洞不能模拟真实飞行条件造成的.

由于风洞实现原理、风洞工程建设条件等因素的影响, 模型大小、来流参数和物理化学特性受到限制, 这使得风洞试验无法满足所有相似参数, 与实际飞行

图 7 (网络版彩图) 典型航天飞行器再入飞行走廊^[120]

Figure 7 (Color online) Reentry flight corridor of typical hypersonic vehicles [120].

图 8 航天飞机体襟翼偏转角飞行测量值与预测值比较^[152]

Figure 8 The comparison of space shuttle flaps deflection angle between flight data and predicted data [152].

图 9 (网络版彩图) 飞行试验与地面试验轴向力系数对比^[154]

Figure 9 (Color online) The comparison of axial force coefficient of flight and wind tunnel [154].

情况存在一定的差异, 并且由于受到物理效应等非线性影响, 有时难以通过风洞试验结果推断出实际飞行情况, 形成地面预示结果与飞行辨识结果之间的差异. 为了准确预示飞行状态, 风洞试验的结果必须进行合理的修正, 从而得到接近真实飞行环境下的气动特性. 因此, 开展气动特性天地相关性研究, 掌握风洞试验与真实飞行条件差异产生影响的规律, 构建“天-地”气动数据的连接桥梁对推动高超声速飞行技术发展具有重要意义.

4.2 天地换算方法

天地换算就是研究如何选取联系真实飞行条件和风洞实验的相似参数, 并通过其对风洞试验数据进行修正, 从而得到预示的真实飞行条件下的气动数据, 并对其误差和不确定度分析^[155].

研究表明, 表征黏性干扰效应的黏性干扰参数与马赫数 Ma_∞ 、雷诺数 Re 和流体黏性系数等相关^[156,157]. 对于尖锥给出了第一黏性干扰参数 $\bar{\chi}_e$:

$$\bar{\chi}_e = Ma_e^3 \sqrt{\frac{C}{Re_e}}, \quad C = \frac{\mu_w T_e}{\mu_e T_w}. \quad (2)$$

尖锥的黏性效应诱导的压力增量 $\Delta p/p_c$ 随 $\bar{\chi}_e$ 呈线性增长; 对于非尖锥的任意体的压力系数 C_p 采用第二黏性干扰参数进行修正:

$$\bar{\chi}_\infty = Ma_\infty \sqrt{\frac{C_\infty}{Re_\infty}}, \quad C_\infty = \frac{\mu_w T_\infty}{\mu_\infty T_w}. \quad (3)$$

在第二黏性干扰系数数学形式的基础上引入 Monoghan 的边界层参考温度, 形成第三黏性干扰系数:

$$\overline{V}'_{\infty} = Ma_{\infty} \sqrt{\frac{C'}{Re_{\infty,L}}}, C' = \frac{\mu' T_{\infty}}{\mu_{\infty} T'}, \quad (4)$$

其中 $Re_{\infty,L}$ 为实际模型特征长度雷诺数, T'/T_{∞} 为边界层内的参考温度与来流温度之比. 对于大升力面的高超声速飞行器, 根据研究经验表明, 第三黏性干扰参数是比较合适的开展气动力天地相关研究的关联参数^[157].

随着计算能力的提高和 CFD 技术的不断发展, CFD 方法成为飞行器气动特性预示不可或缺的重要手段, 成为解决风洞试验与飞行试验天地相关性问题的行之有效的方法之一. 龚安龙等人^[158,159]结合数值模拟和理论分析方法, 建立了考虑高超声速马赫数效应、黏性干扰效应和真实气体效应的天地换算方法. 如图 10 所示, 该方法在同一迎角和侧滑角下, 首先获取风洞试验得到的气动数据, 根据工程方法计算得到各个物理效应所对应的气动参数修正量, 最后通过线性叠加的方法获取修正后对应于真实飞行条件的气动数据. 随着未来新型航天飞行器的发展, 单纯的依靠风洞试验来完成飞行器气动特性预示已经难以实现, 必须将试验空气动力学和计算流体力学进行有机结合, 将地面试验数据向飞行条件进行修正和外推, 这是型号研制的必由之路.

近几年来, 能从数据中自主寻找隐藏特征信息的

图 10 天地换算流程图^[158]

Figure 10 The procedure sketch of data extrapolating from wind tunnel to flight conditions^[158].

深度学习技术成为新一代人工智能技术的核心算法. 相比于传统的机器学习方法, 神经网络可以表达更为复杂的非线性映射关系, 并通过深度学习技术做到自动更新神经网络中的结构参数来实现学习非线性系统隐藏特征的能力. 在短短几年内, 人工智能技术就为多个领域带来了颠覆性的变化, 在流体力学领域也取得了广泛的应用. 姜宗林等人^[160,161]基于泛函智能优化算法, 结合简化理论和近似数学模型, 提出了多空间相关理论与泛函智能优化关联方法. 该方法站在全局的角度, 将不同风洞试验数据结果进行统一, 可反映某多维物理问题的一个统一性的规律, 如图 11 所示, 通过深度学习可以将不同风洞数据进行融合, 从而得到一个统一的规律, 从而更好地用于天地换算.

天地相关性问题的核心问题正是从大量的、高维度的地面预示数据和飞行试验数据中建立地面预示值与飞行试验值之间的关联关系, 从而提高气动预示的精准度. 而这也正是人工智能技术最擅长的领域之一. 随着海量数值仿真数据、大量地面风洞试验以及飞行试验数据的不断积累, 基于人工智能技术,

图 11 (网络版彩图)风洞数据从个别规律到不变规律^[161]. (a) 原始数据分布; (b) 关联结果

Figure 11 (Color online) Wind tunnel data from individual rules to invariant laws^[161]. (a) Raw data distribution; (b) correlation results.

开展数值计算、地面风洞试验和飞行试验之间的相关性研究, 建立更加准确的天地换算方法, 对高超声速飞行器的发展具有极其重要的意义.

5 总结

高超声速飞行器气动设计是一项非常复杂的工程, 面临诸多技术和基础理论方面的挑战. 在高升阻比气动布局设计方面, 乘波布局具有很好的理论支撑, 是气动布局未来发展的重要方向. 乘波布局的工程化应用除了需要考虑防热要求引出的前缘钝化问题外, 还需要解决内部装填和稳定性、操纵性的匹配问题, 理论方法还不能完全支撑工程研制的需求, 有待进一步发展. 乘波布局前缘钝化问题可通过发展新型防热技术解决, 一种可行的技术途径是与结构设计相结合, 进一步发展发汗冷却、气膜冷却等主动式防热技术, 另一途径是在前缘部位采用新型非烧蚀或微烧蚀防热材料. 通过这些技术实现尖锐化前缘的应用, 从而避免前缘钝化导致的性能下降问题. 由于乘波布局固有的扁平特征, 必然会导致航向稳定性差、控制困难. 针对该问题, 通过发展气动、控制耦合设计技术, 即在气动布局设计时考虑控制对稳定性的需求, 从而实现

飞行性能的优化.

高超声速绕流中的复杂物理效应的机理及预示方法一直是高超声速飞行器气动设计中的重点和难点, 包括边界层转捩、表面烧蚀、高温真实气体效应、稀薄气体效应等科学问题高度复杂, 由于流动机理的认识不够充分、理论方法的不完善、试验数据的缺乏等因素, 这些复杂问题的预示仍受明显制约, 其精度有待进一步提高. 目前, DNS技术的逐步应用以及静风洞、低密度风洞、飞行试验技术的发展, 为复杂流动效应的研究提供了强有力的手段. 通过开展大量的高精度仿真、风洞试验以及飞行试验, 结合理论分析, 进一步探索复杂流动效应形成规律和机制, 形成流动精确预示方法, 是解决当前问题的可行途径之一.

地面试验技术的快速发展虽然为气动设计提供了坚实的基础, 但地面风洞由于无法完全反映真实飞行条件的影响因素, 其风洞试验数据还需要天地相关性研究以提供进一步的修正. 高超声速飞行器性能指标的提升对气动特性数据的精准度提出了新的要求, 随着人工智能技术的发展, 通过基于人工智能技术对大量的地面试验、飞行试验数据的学习, 可挖掘气动数据的天地相关性, 形成高维度非线性性的天地换算关系, 从而提升气动特性预示的精度.

参考文献

- 1 Whitehead A Jr. NASP aerodynamics. In: Proceedings of the AIAA First National Aerospace Plane Conference. Dayton: AIAA, 1989-5013
- 2 Walker S H, Rodgers F. Falcon hypersonic technology overview. In: Proceedings of the 13th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Capua: AIAA, 2005-3253
- 3 Dolvin D. Hypersonic international flight research and experimentation (HIFiRE) fundamental sciences and technology development strategy. In: Proceedings of the 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Dayton: AIAA, 2008-2581
- 4 Syvertson C A, Gloria H R, Sarabia M F. Aerodynamic performance and static stability and control of flat-top hypersonic gliders at Mach numbers from 0.6 to 18. Research Memorandum. NASA Ames Research Center Moffett Field, 1958
- 5 Eggers A J. Some considerations for aircraft configurations suitable for long-range hypersonic flight. NASA-TM-108684, 1959
- 6 Paulson J W, Shanks R E. Investigation of Low-Subsonic Flight Characteristics of A Model of A Flat-Bottom Hypersonic Boost-Glide Configuration Having A 78 Delta Wing. NASA Technical Report. NASA Langley Research Center, 1959
- 7 Radcliffe W F. Hypersonic Glide Vehicle Design Considerations. Technical Report. AR-G-002, 1960
- 8 Smith R C. Aerodynamic characteristics of a hypersonic glider configuration at Mach numbers from 0.6 to 3.2. NASA Technical Note. NASA-TM-X-973, 1964
- 9 Graves E B, Carmel M M. Aerodynamic characteristics of several hypersonic boost-glide-type configurations at Mach numbers from 2.30 to 4.63. Technical Memorandum. NASA Langley Research Center, Hampton, 1968
- 10 Fetterman D E, McLellan C H, Jackson L R, et al. A review of hypersonic cruise vehicles. In: Proceedings of the Conference on Aircraft Aerodynamics. NASA Langley Research Center Hampton, 1966
- 11 Draper A C, Sieron T R. Evolution and Development of Hypersonic Configurations, 1958-1990. Technical Report. 1991, WL-TR-91-3607

- 12 Xu G W, Zhang M, Chen B Y. Investigation on near space hypersonic aerodynamic configuration (in Chinese). *Chin Quart Mech*, 2015, 36: 671–677 [徐国武, 张莽, 陈冰雁. 临近空间高超声速气动布局研究. *力学季刊*, 2015, 36: 671–677]
- 13 Ye Y D. Study on aerodynamic characteristics and design optimization for high speed near space vehicles (in Chinese). *Adv Mech*, 2009, 39: 683–694 [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: 683–694]
- 14 Kuchemann D. *The Aerodynamic Design of Aircraft*. Oxford: Pergamon Press, 1978. 448
- 15 Nonweiler T R F. Aerodynamic problems of manned space vehicles. *J R Aeronaut Soc*, 1959, 63: 521–528
- 16 Bowcutt K G, Anderson J D, Capriotti D. Viscous optimized hypersonic waveriders. In: *Proceedings of the AIAA 25th Aerospace Sciences Meeting*. Nevada: AIAA, 1987-0272
- 17 Corda S, Anderson J D. Viscous optimized hypersonic waveriders designed from axisymmetric flowfields. In: *Proceedings of the AIAA 26th Aerospace Sciences Meeting*. Nevada: AIAA, 1988-0369
- 18 Sobieczky H, Dougherty F C, Jones K. Hypersonic waverider design from given shock waves. In: *Proceedings of the First International Waverider Symposium*. University of Maryland, College Park, 1990. 1–18
- 19 Takashima N, Lewis M J. Waverider configurations based on non-axisymmetric flow fields for engine-airframe integration. In: *Proceedings of the 32nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Nevada: AIAA, 1994-0380
- 20 Rodi P E. The osculating flowfield method of waverider geometry generation. In: *Proceedings of the 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Nevada: AIAA, 2005-0511
- 21 Geng Y B, Liu H, Ding H H, et al. Optimized design of waverider forebody derived from asymmetric near isentropic compression flow fields (in Chinese). *J Propul Tech*, 2006, 27: 404–409 [耿永兵, 刘宏, 丁海河, 等. 轴对称近似等熵压缩流场的乘波前体优化设计. *推进技术*, 2006, 27: 404–409]
- 22 Lobbia M A, Suzuki K. Experimental investigation of a Mach 3.5 waverider designed using computational fluid dynamics. *AIAA J*, 2015, 53: 1590–1601
- 23 Ferguson F, Dasque N, Dhanasar M. Waverider design and analysis. In: *Proceedings of the 20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*. Scotland: AIAA, 2015-3508
- 24 Kontogiannis K, Söbester A, Taylor N. Efficient parameterization of waverider geometries. *J Aircraft*, 2017, 54: 890–901
- 25 Wang J, Liu C, Bai P, et al. Design methodology of the waverider with a controllable planar shape. *Acta Astronaut*, 2018, 151: 504–510
- 26 Hu S, Jiang C, Gao Z, et al. Combined-wedge waverider for airframe-propulsion integration. *AIAA J*, 2018, 56: 3348–3352
- 27 Zhao Z, Huang W, Yan B, et al. Design and high speed aerodynamic performance analysis of vortex lift waverider with a wide-speed range. *Acta Astronaut*, 2018, 151: 848–863
- 28 Hinman W S, Johansen C T, Rodi P E. Optimization and analysis of hypersonic leading edge geometries. *Aerospace Sci Tech*, 2017, 70: 549–558
- 29 Li S, Wang Z, Huang W, et al. Aerodynamic performance investigation on waverider with variable blunt radius in hypersonic flows. *Acta Astronaut*, 2017, 137: 362–372
- 30 Starkey R P, Lewis M J. Analytical off-design lift-to-drag-ratio analysis for hypersonic waveriders. *J Spacecraft Rockets*, 2000, 37: 684–691
- 31 Takashima N, Lewis M J. Optimization of waverider-based hypersonic cruise vehicles with off-design considerations. *J Aircraft*, 1999, 36: 235–245
- 32 Strohmeyer D, Eggers T, Haupt M. Waverider aerodynamics and preliminary design for two-stage-to-orbit missions, Part 1. *J Spacecraft Rockets*, 1998, 35: 450–458
- 33 Heinze W, Bardenhagen A. Waverider aerodynamics and preliminary design for two-stage-to-orbit missions, Part 2. *J Spacecraft Rockets*, 1998, 35: 459–466
- 34 Johnson D B, Thomas R, Manor D. Stability and control analysis of a waverider TSTO second stage. In: *Proceedings of the 10th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*. Kyoto: AIAA, 2001-1834
- 35 Smith T R, Bowcutt K G, Selmon J R, et al. HIFiRE 4: A low-cost aerodynamics, stability, and control hypersonic flight experiment. In: *Proceedings of the 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*. California: AIAA, 2011-2275
- 36 Ding F. Design Study of Hypersonic Slide-Cruise Two-stage Waverider (in Chinese). Dissertation for Master Degree. Changsha: National University of Defense Technology, 2012 [丁峰. 高超声速滑翔-巡航两级乘波设计方法研究. 硕士学位论文. 长沙: 国防科学技术大学, 2012]

- 37 Liu J, Ding F, Huang W, et al. Novel approach for designing a hypersonic gliding-cruising dual waverider vehicle. *Acta Astronaut*, 2014, 102: 81–88
- 38 Liu Z, Liu J, Ding F, et al. Novel methodology for wide-ranged multistage morphing waverider based on conical theory. *Acta Astronaut*, 2017, 140: 362–369
- 39 Han T Y X, Luo L, Xu C H, et al. Conceptual study of an embedded-waveriding TSTO vehicle (in Chinese). *Aeronaut Sci Tech*, 2020, 31: 25–34 [韩天依星, 罗磊, 许晨豪, 等. 嵌入式乘波设计的两级入轨飞行器概念研究. *航空科学技术*, 2020, 31: 25–34]
- 40 Li Y Z, Li G X, Zhang K Y, et al. Aerodynamic modification design and analysis of waverider with controllable leading and trailing edges (in Chinese). *J Rocket Propul*, 2018, 44: 1–9 [李永洲, 李光照, 张堃元, 等. 前后缘同时可控的乘波体气动模型设计与分析. *火箭推进*, 2018, 44: 1–9]
- 41 Wu Q, Lu S, Ye Y D, et al. A parametric design method for the waverider configuration with given volume (in Chinese). *Acta Aerodyna Sin*, 2019, 37: 754–761 [吴乔, 卢笙, 叶友达, 等. 一种给定容积空间的乘波构型参数化设计方法. *空气动力学学报*, 2019, 37: 754–761]
- 42 Bowcutt K G. Physics drivers of hypersonic vehicle design. In: *Proceedings of the 22nd AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*. Orlando: AIAA, 2018-5373
- 43 Rasmussen M L, He X H. Analysis of cone-derived waverider by hypersonic small-disturbance theory. In: *Proceedings of the First International Waverider Symposium*. University of Maryland, College Park, 1990. 1–6
- 44 Jia Z A, Zhang C A, Wang K M, et al. Longitudinal static stability analysis of hypersonic waveriders (in Chinese). *Sci Sin Tech*, 2014, 44: 1114–1122 [贾子安, 张陈安, 王柯穆, 等. 乘波布局高超声速飞行器纵向静稳定特性分析. *中国科学: 技术科学*, 2014, 44: 1114–1122]
- 45 Mangin B, Benay R, Chanetz B, et al. Optimization of viscous waveriders derived from axisymmetric power-law blunt body flows. *J Spacecraft Rockets*, 2006, 43: 990–998
- 46 Wang X P, Zhang C A, Liu W, et al. Effect of design parameters on longitudinal static stability of power law waverider (in Chinese). *J Astronaut*, 2019, 40: 887–896 [王晓朋, 张陈安, 刘文, 等. 设计参数对幂次乘波体纵向静稳定性的影响. *宇航学报*, 2019, 40: 887–896]
- 47 Liu W, Zhang C A, Wang F M. Modification of hypersonic waveriders by vorticity-based boundary layer displacement thickness determination method. *Aerospace Sci Tech*, 2018, 75: 200–214
- 48 Chinese Academy of Sciences. *The Development Strategy of Chinese Disciplines. Fluid Dynamics* (in Chinese). Beijing: Science Press, 2014 [中国科学院. *中国学科发展战略. 流体动力学*. 北京: 科学出版社, 2014]
- 49 Schlichting H. *Boundary-Layer Theory*. New York: McGraw-Hill, 1979
- 50 Zhou H. Preface of flow stability and transition column (in Chinese). *Acta Aerodyn Sin*, 2018, 36: 1–2 [周恒. “流动稳定性与转捩”专栏前言. *空气动力学学报*, 2018, 36: 1–2]
- 51 Luo J S. Transition and prediction for hypersonic boundary layers (in Chinese). *Acta Aeronaut et Astronaut Sin*, 2015, 36: 357–372 [罗纪生. 高超声速边界层的转捩与预测. *航空学报*, 2015, 36: 357–372]
- 52 Goldstein M E. The evolution of Tollmien-Schlichting waves near a leading edge. *J Fluid Mech*, 1983, 127: 59–81
- 53 Wu X. Generation of Tollmien-Schlichting waves by convecting gusts interacting with sound. *J Fluid Mech*, 1999, 397: 285–316
- 54 Fedorov A. Transition and stability of high-speed boundary layers. *Annu Rev Fluid Mech*, 2011, 43: 79–95
- 55 Huang Z, Wang H. Linear interaction of two-dimensional free-stream disturbances with an oblique shock wave. *J Fluid Mech*, 2019, 873: 1179–1205
- 56 Wu X. Nonlinear theories for shear flow instabilities: Physical insights and practical implications. *Annu Rev Fluid Mech*, 2019, 51: 451–485
- 57 Duan Y, Yao S Y, Li S Y, et al. Reivew of progress in some issues and engineering application of hypersonic boundary layer transition. *Acta Aerodyn Sin*, 2020, 38: 1–13 [段毅, 姚世勇, 李思怡, 等. 高超声速边界层转捩的若干问题及工程应用研究进展综述. *空气动力学学报*, 2020, 38: 1–13]
- 58 Craig S A, Saric W S. Crossflow instability in a hypersonic boundary layer. *J Fluid Mech*, 2016, 808: 224–244
- 59 Theofilis V. Global linear instability. *Annu Rev Fluid Mech*, 2011, 43: 319–352
- 60 Wang X J, Luo J S, Zhou H. The internal mechanism of the “breakdown” process of laminar turbulent transition in plane channel flow (in Chinese). *Sci China Ser G-Phys Mech Astron*, 2005, 35: 71–78 [王新军, 罗纪生, 周恒. 平面槽道流中层流-湍流转捩的“breakdown”过程的内存机理. *中国科学G辑: 物理学 力学 天文学*, 2005, 35: 71–78]
- 61 Huang Z F, Cao W, Zhou H. Mechanism and time model of sudden transition from laminar flow to turbulence flow in supersonic flat plate boundary layer (in Chinese). *Sci China Ser G-Phys Mech Astron*, 2005, 35: 537–547 [黄章峰, 曹伟, 周恒. 超音速平板边界层转捩过程中层

- 流突变为湍流的机理-时间模式. 中国科学G辑: 物理学 力学 天文学, 2005, 35: 537–547]
- 62 Mack L M. Stability of three-dimensional boundary layers on swept wings at transonic speed. In: Proceedings of the IUTAM Symposium Transsoniccam III. Gottingen, 1988. 209–223
- 63 Kachanov Y S, Borodulin V I, Ivaanov A V. Swept-wing boundary-layer transition at various external perturbations: Scenarios, criteria, and problems of prediction. *Phys Fluids*, 2017, 29: 094101
- 64 Han Y F, Ma S X, Su C H. Numerical study on cross-flow transition in three-dimensional hypersonic boundary layers (in Chinese). *Acta Aerodyn Sin*, 2019, 37: 522–529 [韩宇峰, 马绍贤, 苏彩虹. 高超声速三维边界层横流转捩的数值研究. *空气动力学学报*, 2019, 37: 522–529]
- 65 Saric W S, Reed H L, White E B. Stability and transition of three-dimensional boundary layers. *Annu Rev Fluid Mech*, 2003, 35: 413–440
- 66 Juliano T J, Paquin L A, Borg M P. HIFiRE-5 boundary-layer transition measured in a Mach-6 quiet tunnel with infrared thermography. *AIAA J*, 2019, 57: 2001–2010
- 67 Tu G H, Wan B B, Chen J F, et al. Investigation on correlation between wind tunnel and flight for boundary layer stability and transition of MF-1 blunt cone (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2019, 49: 124701 [涂国华, 万兵兵, 陈坚强, 等. MF-1钝锥边界层稳定性及转捩天地相关性研究. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2019, 49: 124701]
- 68 Kimmel R L, Adamczak D W, Hartley D, et al. Hypersonic international flight research experimentation-5b flight overview. *J Spacecraft Rockets*, 2018, 55: 1303–1314
- 69 Yuan X X, He K, Chen J Q, et al. Preliminary transition research analysis of MF-1 (in Chinese). *Acta Aerodyn Sin*, 2018, 36: 286–293 [袁先旭, 何琨, 陈坚强, 等. MF-1模型飞行试验转捩结果初步分析. *空气动力学学报*, 2018, 36: 286–293]
- 70 Kong W X, Zhang H, Yan C. Transition criterion prediction method for hypersonic boundary layer (in Chinese). *Missiles Space Vehicles*, 2013, 328: 54–58 [孔维萱, 张辉, 阎超. 适用于高超声速边界层的转捩准则预测方法. *导弹与航天运载技术*, 2013, 328: 54–58]
- 71 Fu S, Wang L. Progress in turbulence/transition modelling (in Chinese). *Adv Mech*, 2007, 37: 409–416 [符松, 王亮. 湍流转捩模式研究进展. *力学进展*, 2007, 37: 409–416]
- 72 Yang W B, Shen Q, Zhu D H, et al. Tendency and current status of hypersonic boundary layer transition (in Chinese). *Acta Aerodyn Sin*, 2018, 36: 183–195 [杨武兵, 沈青, 朱德华, 等. 高超声速边界层转捩研究现状与趋势. *空气动力学学报*, 2018, 36: 183–195]
- 73 Bi W T, Tang F, Hu Y H, et al. New perspective for developing reliable engineering transition model based on the structural ensemble dynamics theory (in Chinese). *Acta Aerodyn Sin*, 2020, 38: 1136–1148 [毕卫涛, 唐帆, 胡永煌, 等. 基于结构系综理论发展可靠工程转捩模型的一种新思路. *空气动力学学报*, 2020, 38: 1136–1148]
- 74 Su C H, Zhou H. Transition prediction of supersonic and hypersonic boundary layer over a cone with nonzero angle of attack (in Chinese). *Sci China Ser G-Phys Mech Astron*, 2009, 39: 874–882 [苏彩虹, 周恒. 超音速和高超音速有攻角圆锥边界层的转捩预测. *中国科学G辑: 物理学 力学 天文学*, 2009, 39: 874–882]
- 75 Su C H, Zhou H. Transition prediction of hypersonic boundary layer over a sharp cone with small angle of attack and improvement of e^N method (in Chinese). *Sci China Ser G-Phys Mech Astron*, 2009, 39: 123–130 [苏彩虹, 周恒. 小攻角高超音速尖锥边界层的转捩预测及 e^N 法的改进. *中国科学G辑: 物理学 力学 天文学*, 2009, 39: 123–130]
- 76 Song W P, Wu M M, Zhu Z, et al. Transition prediction methods towards significant drag reduction via laminar flow technology (in Chinese). *Acta Aerodyn Sin*, 2018, 36: 213–228 [宋文萍, 吴猛猛, 朱震, 等. 面向层流减阻设计的转捩预测方法研究. *空气动力学学报*, 2018, 36: 213–228]
- 77 Yu G T, Luo J S. Application of e^N method in three-dimensional hypersonic boundary layers (in Chinese). *J Aerospace Power*, 2014, 29: 2047–2054 [于高通, 罗纪生. 三维高超声速边界层中 e^N 方法的应用. *航空动力学报*, 2014, 29: 2047–2054]
- 78 Song R, Zhao L, Huang Z. Conservation relation of generalized growth rate in boundary layers. *Appl Math Mech-Engl Ed*, 2018, 39: 1755–1768
- 79 Huang Z F, Xiao L C, Luo J S. Transition prediction e^N method and its software development for supersonic boundary layers. *Acta Aerodyn Sin*, 2018, 36: 279–285 [黄章峰, 肖凌晨, 罗纪生. 超声速边界层转捩预测 e^N 方法及其软件开发. *空气动力学学报*, 2018, 36: 279–285]
- 80 Huang Z F, Wan B B, Duan M C. Progress in engineering application research on hypersonic flow stability and transition (in Chinese). *Acta Aerodyn Sin*, 2020, 38: 368–378 [黄章峰, 万兵兵, 段茂昌. 高超声速流动稳定性及转捩工程应用若干研究进展. *空气动力学学报*, 2020, 38: 368–378]
- 81 Chen J Q, Tu G H, Zhang Y F, et al. Hypersonic boundary layer transition: What we know, where shall we go. *Acta Aerodyn Sin*, 2017, 35: 311–337 [陈坚强, 涂国华, 张毅锋, 等. 高超声速边界层转捩研究现状与发展趋势. *空气动力学学报*, 2017, 35: 311–337]

- 82 Nikuradse J. Laws of flows in rough pipes. Technical Memorandum. National Advisory Committee For Aeronautics, Washington, 1950. NACA TM-1292
- 83 Schultz M P, Flack K A. Outer layer similarity in fully rough turbulent boundary layers. *Exp Fluids*, 2005, 38: 328–340
- 84 Sigal A, Danberg J E. New correlation of roughness density effect on the turbulent boundary layer. *AIAA J*, 1990, 28: 554–556
- 85 Napoli E, Armenio V, de Marchis M. The effect of the slope of irregularly distributed roughness elements on turbulent wall-bounded flows. *J Fluid Mech*, 2008, 613: 385–394
- 86 Schultz M P, Flack K A. Turbulent boundary layers on a systematically varied rough wall. *Phys Fluids*, 2009, 21: 015104
- 87 Reda D C, Wilder M C, Bogdanoff D W, et al. Transition experiments on blunt bodies with distributed roughness in hypersonic free flight. *J Spacecraft Rockets*, 2008, 45: 210–215
- 88 Reda D C, Wilder M C, Prabhu D K. Transition experiments on blunt cones with distributed roughness in hypersonic flight. *J Spacecraft Rockets*, 2013, 50: 504–508
- 89 Wilder M C, Reda D C, Prabhu D K. Effects of distributed surface roughness on turbulent heat transfer augmentation measured in hypersonic free flight. In: Proceedings of the 52nd AIAA Aerospace Sciences Meeting. Maryland: AIAA, 2014-0512
- 90 Ye Q, Schrijer F F J, Scarano F. Geometry effect of isolated roughness on boundary layer transition investigated by tomographic PIV. *Int J Heat Fluid Flow*, 2016, 61: 31–44
- 91 Shi W L, Wei L F, Gan C J, et al. Wavefront distortion of hypersonic plate boundary layer under two-dimensional strip (in Chinese). *Opto-Electron Eng*, 2017, 10: 990–996 [石伟龙, 魏连风, 甘才俊, 等. 二维粗糙带作用下的高超声速平板流场波前畸变. *光电工程*, 2017, 10: 990–996]
- 92 Irimpan K J, Menezes V, Srinivasan K, et al. Nose-tip transition control by surface roughness on a hypersonic sphere. *J Flow Control Measure Visual*, 2018, 6: 125–135
- 93 Liu K P, Luo J S. Effect of concave groove on the stability of boundary layer (in Chinese). *J Aerospace Power*, 2016, 31: 168–178 [刘开平, 罗纪生. 凹型粗糙元对边界层稳定性的影响. *航空动力学报*, 2016, 31: 168–178]
- 94 Smith F T. Laminar flow over a small hump on a flat plate. *J Fluid Mech*, 1973, 57: 803–824
- 95 Smith F T, Sykes R I, Brighton P W M. A two-dimensional boundary layer encountering a three-dimensional hump. *J Fluid Mech*, 1977, 83: 163–176
- 96 Smith F T, Brighton P W M, Jackson P S, et al. On boundary-layer flow past two-dimensional obstacles. *J Fluid Mech*, 1981, 113: 123–152
- 97 Nayfeh A H, Ragab S A, Al-Maaitah A A. Effect of bulges on the stability of boundary layers. *Phys Fluids*, 1988, 31: 796–806
- 98 Nayfeh A H, Ragab S A, Masad J A. Effect of a bulge on the subharmonic instability of boundary layers. *Phys Fluids A-Fluid Dyn*, 1990, 2: 937–948
- 99 Wu X, Hogg L W. Acoustic radiation of Tollmien-Schlichting waves as they undergo rapid distortion. *J Fluid Mech*, 2006, 550: 307–347
- 100 Wu X, Dong M. A local scattering theory for the effects of isolated roughness on boundary-layer instability and transition: Transmission coefficient as an eigenvalue. *J Fluid Mech*, 2016, 794: 68–108
- 101 Huang Z, Wu X. A local scattering approach for the effects of abrupt changes on boundary-layer instability and transition: A finite-Reynolds-number formulation for isolated distortions. *J Fluid Mech*, 2017, 822: 444–483
- 102 Bartkowicz M D, Subbareddy P K, Candler G V. Numerical simulations of roughness induced instability in the Purdue Mach 6 wind tunnel. In: Proceedings of the 40th Fluid Dynamics Conference and Exhibit. Illinois: AIAA, 2010-4723
- 103 De Tullio N, Paredes P, Sandham N D, et al. Laminar-turbulent transition induced by a discrete roughness element in a supersonic boundary layer. *J Fluid Mech*, 2013, 735: 613–646
- 104 Loiseau J C, Robinet J C, Cherubini S, et al. Investigation of the roughness-induced transition: Global stability analyses and direct numerical simulations. *J Fluid Mech*, 2014, 760: 175–211
- 105 Subbareddy P K, Bartkowicz M D, Candler G V. Direct numerical simulation of high-speed transition due to an isolated roughness element. *J Fluid Mech*, 2014, 748: 848–878
- 106 Duan Z W, Xiao Z X, Fu S. Direct numerical simulation of hypersonic transition induced by an isolated cylindrical roughness element. *Sci China-Phys Mech Astron*, 2014, 57: 2330–2345
- 107 Di Giovanni A, Stemmer C. Cross-flow-type breakdown induced by distributed roughness in the boundary layer of a hypersonic capsule configuration. *J Fluid Mech*, 2018, 856: 470–503

- 108 Liu X F, Wei A Y, Luo K, et al. Direct numerical simulation of turbulent boundary layer over a rough wall (in Chinese). *J Eng Thermophys*, 2014, 35: 2425–2428 [刘晓飞, 韦安阳, 罗坤, 等. 粗糙壁面上湍流边界层的直接数值模拟. *工程热物理学报*, 2014, 35: 2425–2428]
- 109 Li H, Huang Z F. Effect of local hump on stability of compressible boundary layer on flat plate (in Chinese). *J Aerospace Power*, 2015, 30: 173–181 [李慧, 黄章峰. 局部凸起对可压缩平板边界层稳定性的影响. *航空动力学报*, 2015, 30: 173–181]
- 110 Stripf M, Schulz A, Bauer H J, et al. Extended models for transitional rough wall boundary layers with heat transfer—Part I: Model formulations. *J Turbomach*, 2009, 131: 031016
- 111 Elsner W, Warzecha P. Numerical study of transitional rough wall boundary layer. *J Turbomach*, 2014, 136: 011010
- 112 Dassler P, Kozulovic D, Fiala A. Modeling of roughness-induced transition using local variables. In: *Proceedings of the V European Conference on Computational Fluid Dynamics*. Lisbon, 2010. 14–17
- 113 Langel C M, Chow R, Van Dam C P, et al. A computational approach to simulating the effects of realistic surface roughness on boundary layer transition. In: *Proceedings of the 52nd Aerospace Sciences Meeting*. Maryland: AIAA, 2014-0234
- 114 Langel C M, Chow R, Van Dam C P. Further developments to a local correlation based roughness model for boundary layer transition prediction. In: *Proceedings of the 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting*. Florida: AIAA, 2015-1232
- 115 Yang M, Xiao Z. Distributed roughness induced transition on wind-turbine airfoils simulated by four-equation $k-\omega-\gamma$ -Ar transition model. *Renew Energy*, 2019, 135: 1166–1177
- 116 Liu Z, Zhao Y, Chen S, et al. Predicting distributed roughness induced transition with a four-equation laminar kinetic energy transition model. *Aerospace Sci Tech*, 2020, 99: 105736
- 117 Anderson J D. *Hypersonic and High-Temperature Gas Dynamics*. 2nd ed. Virginia: AIAA, 2006. 459
- 118 Mitcheltree R, Gnoffo P. Thermochemical nonequilibrium issues for earth reentry of Mars mission vehicles. In: *Proceedings of the 5th Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference*. Seattle: AIAA, 1990-1698
- 119 Wu Z N, Bai C Y, Li J, et al. Analysis of flow characteristics for hypersonic vehicle (in Chinese). *Acta Aeronaut et Astronaut Sin*, 2015, 36: 58–85 [吴子牛, 白晨媛, 李娟, 等. 高超声速飞行器流动特征分析. *航空学报*, 2015, 36: 58–85]
- 120 Yang Y, Zhang H, Zheng H T. Difficulties in aerodynamic design problems of the winged hypersonic reentry vehicle (in Chinese). *Acta Aeronaut et Astronaut Sin*, 2015, 36: 49–57 [杨勇, 张辉, 郑宏涛. 有翼高超声速再入飞行器气动设计难点问题. *航空学报*, 2015, 36: 49–57]
- 121 Chinese Academy of Sciences. *The Development Strategy of Chinese Disciplines. Key Mechanical Problems in New Aircraft* (in Chinese). Beijing: Science Press, 2018 [中国科学院. 中国学科发展战略. 新型飞行器中的关键力学问题. 北京: 科学出版社, 2018]
- 122 Liu Y F, Wang Y P, Yuan C K, et al. Aerodynamic force measurements of 10° half-angle cone in JF12 long-test-time shock tunnel (in Chinese). *Phys Gases*, 2017, 2: 1–7 [刘云峰, 汪运鹏, 苑朝凯, 等. JF12长实验时间激波风洞 10° 尖锥气动力实验研究. *气体物理*, 2017, 2: 1–7]
- 123 Hornung H G, Cummings E B, Germain P, et al. Recent results from hypervelocity research in T5. In: *Proceedings of the 25th Plasmadynamics and Lasers Conference*. Colorado: AIAA, 1994-2523
- 124 Holden M S, Wadhams T P, Candler G V. Experimental studies in the LENS shock tunnel and expansion tunnel to examine real-gas effects in hypervelocity flows. In: *Proceedings of the 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Nevada: AIAA, 2004-0916
- 125 Grantham W L. *Flight Results of A 25000-Foot-Per-Second Reentry Experiment Using Microwave Reflectometers to Measure Plasma Electron Density and Standoff Distance*. NASA Technical Report. NASA Langley Research Center, 1970
- 126 Muylaert J, Walpot L, Hauser J. Standard model testing in the european high enthalpy facility F4 and extrapolation to flight. In: *Proceedings of the 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit*. Nashville: AIAA, 1992-3905
- 127 Gupta R N, Yos J M, Thompson R A, et al. A Review of Reaction Rates and Thermodynamic and Transport Properties for An 11-Species Air Model for Chemical and Thermal Nonequilibrium Calculations to 30000 K. NASA Technical Report. Fluid Mechanics and Heat Transfer, NASA, 1989
- 128 Park C, Jaffe R L, Partridge H. Chemical-kinetic parameters of hyperbolic earth entry. *J Thermophys Heat Transfer*, 2001, 15: 76–90
- 129 Dunn M G, Kang S. *Theoretical and Experimental Studies of Reentry Plasmas*. NASA Contractor Report 2232, NASA, 1973
- 130 National Natural Science Foundation of China, Chinese Academy of Sciences. *The Development Strategy of Chinese Disciplines. Theoretical and Computational Chemistry* (in Chinese). Beijing: Science Press, 2016 [国家自然科学基金委员会, 中国科学院. 中国学科发展战略. 理论与计算化学. 北京: 科学出版社, 2016]
- 131 Milos F S, Chen Y K, Gokcen T. Nonequilibrium ablation of phenolic impregnated carbon ablator. *J Spacecraft Rockets*, 2012, 49: 894–904
- 132 Li Z P. *Thermal Wave Transmission Mechanism and Thermal Wave Transmission Materials* (in Chinese). Beijing: China Astronautic Publishing

- House, 2013 [李仲平. 热透波机理与热透波材料. 北京: 中国宇航出版社, 2013]
- 133 Gupta R N, Moss J N, Price J M. Assessment of thermochemical nonequilibrium and slip effects for orbital re-entry experiment. *J Thermophysics Heat Transfer*, 1997, 11: 562–569
- 134 Zhao F M, Wang J F, Li L F. Numerical analysis of the air chemical non-equilibrium effect in combustion for a semi-sphere with opposing jet. *Mod Phys Lett B*, 2018, 32: 1840055
- 135 Liang R H. Numerical Simulation of the Flow Field and Radiative Properties for Hypersonic Vehicle in High-Temperature Environment (in Chinese). Dissertation for Master Degree. Xi'an: Xidian University, 2019 [梁日辉. 高速飞行器高温流场及其辐射特性数值模拟. 硕士学位论文. 西安: 西安电子科技大学, 2019]
- 136 Chen X P, Dou H S. Study on characteristics of turbulent scaling law in real gas effects (in Chinese). In: Proceedings of the 17th National Conference on Shock Waves and Shock Tubes. Chengdu, 2016 [陈小平, 窦华书. 基于真实气体效应的湍流标度率特性研究. 见: 第十七届全国激波与激波管学术会议. 成都, 2016]
- 137 Yang X F, Guo Y J, Tang W, et al. High-temperature real-gas effects and aerodynamic heating for capsules entering Martian atmosphere (in Chinese). *J Astronaut*, 2018, 39: 959–967 [杨肖峰, 国义军, 唐伟, 等. 进入火星大气的高温真实气体效应与气动加热研究. 宇航学报, 2018, 39: 959–967]
- 138 He T. Research on Mars Rarefied Flow Through DSMC Numerical Technique (in Chinese). Dissertation for Master Degree. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016 [何涛. 火星大气稀薄流DSMC数值模拟技术研究. 硕士学位论文. 南京: 南京航空航天大学, 2016]
- 139 Yang X F, Gui Y W, Liu L, et al. Influence of surface catalysis on coupled aerodynamic heating for Mars entries (in Chinese). *Sci Sin Tech*, 2018, 48: 939–949 [杨肖峰, 桂业伟, 刘磊, 等. 表面催化特性对火星进入气固耦合热效应的影响研究. 中国科学: 技术科学, 2018, 48: 939–949]
- 140 Liu Q Z, Dong W Z, Ding M S, et al. Numerical study on surface catalytic characteristics for Mars entry capsule (in Chinese). *J Astronaut*, 2018, 39: 926–934 [刘庆宗, 董维中, 丁明松, 等. 火星探测器表面材料催化特性数值模拟研究. 宇航学报, 2018, 39: 926–934]
- 141 Chen J, Zhao L. A criterion for the existence of local rarefaction effect in a hypersonic flow field and the corresponding flow characteristics (in Chinese). *Acta Aerodyn Sin*, 2018, 36: 4–11 [陈杰, 赵磊. 高超声速流存在局部稀薄效应的一个判据及相应的流动特性. 空气动力学学报, 2018, 36: 4–11]
- 142 Li Z H, Wu J L, Jiang X Y, et al. A massively parallel algorithm for hypersonic covering various flow regimes to solve Boltzmann model equation (in Chinese). *Acta Aeronaut et Astronaut Sin*, 2015, 36: 201–212 [李志辉, 吴俊林, 蒋新宇, 等. 跨流域高超声速绕流Boltzmann模型方程并行算法. 航空学报, 2015, 36: 201–212]
- 143 Vincenti W G, Kruger C H. Introduction to Physical Gas Dynamic. New York: Wiley, 1965. 538
- 144 Bird G A. Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flow. Oxford: Clarendon Press, 1994. 208–209
- 145 Bird G A. Application of the DSMC method to the full shuttle geometry. In: Proceedings of the 5th Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference. Seattle: AIAA, 1990-1692
- 146 Fan J, Liu H L, Jiang J Z. Analysis and simulation of discharging residual rocket propellants in orbit (in Chinese). *Acta Mech Sin*, 2004, 36: 129–139 [樊菁, 刘宏立, 蒋建政, 等. 火箭剩余推进剂排放过程的分析与模拟. 力学学报, 2004, 36: 129–139]
- 147 Xu K. Direct modeling for computational fluid dynamics. Construction and Application of Unified Gas-Kinetic Schemes. Singapore: World Scientific, 2015
- 148 Li Q B, Xu K. Progress in gas-kinetic scheme (in Chinese). *Adv Mech*, 2012, 42: 522–537 [李启兵, 徐昆. 气体动理学格式研究进展. 力学进展, 2012, 42: 522–537]
- 149 Li Z H, Zhang H X. Study on gas kinetic unified algorithm for flows from rarefied transition to continuum. *J Comput Phys*, 2004, 193: 708–738
- 150 Li Z H, Peng A P, Fang F, et al. Gas-kinetic unified algorithm for hypersonic aerothermodynamics covering various flow regimes solving Boltzmann model equation (in Chinese). *Acta Phys Sin*, 2015, 64: 224703 [李志辉, 彭傲平, 方方, 等. 跨流域高超声速绕流环境Boltzmann模型方程统一算法研究. 物理学报, 2015, 64: 224703]
- 151 Arrington J P, Jones J J. Shuttle Performance Lessons Learned, Part 1. NASA Technical Report. NASA Langley Research Center, 1984
- 152 Arrington J P, Jones J J. Shuttle Performance Lessons Learned, Part 2. NASA Technical Report. NASA Langley Research Center, 1984
- 153 Maus J R, Griffith B J, Szenma K Y. Hypersonic Mach number and real gas effects on space shuttle orbiter aerodynamics. In: Proceedings of the AIAA 21st Aerospace Sciences Meeting. Reno: AIAA, 1983

- 154 Davis M C. X-43A flight test determined aerodynamic force and moment characteristics at Mach 7.0. *J Spacecraft Rockets*, 2008, 45: 472–484
- 155 Chen J Q, Zhang Y R, Zhang Y F. Review of correlation analysis of aerodynamic data between flight and ground prediction for hypersonic vehicle (in Chinese). *Acta Aerodyn Sin*, 2014, 32: 587–599 [陈坚强, 张益荣, 张毅锋. 高超声速气动力数据天地相关性研究综述. *空气动力学学报*, 2014, 32: 587–599]
- 156 Mao M L, Wan Z, Chen L Z, et al. Studies of hypersonic viscous interaction (in Chinese). *Acta Aerodyn Sin*, 2013, 31: 137–143 [毛枚良, 万钊, 陈亮中, 等. 高超声速流动粘性干扰效应研究. *空气动力学学报*, 2013, 31: 137–143]
- 157 Mao M L, Chen L Z, Wan Z, et al. Review on influence of the multi-physical effects in hypersonic flow on aerodynamic characteristics of the United States space shuttle (in Chinese). *Acta Aerodyn Sin*, 2017, 35: 1–12 [毛枚良, 陈亮中, 万钊, 等. 高超声速流动多物理效应对美国航天飞机气动力影响研究的回顾. *空气动力学学报*, 2017, 35: 1–12]
- 158 Gong A L, Xie J, Liu X W, et al. Study on ground-to-flight extrapolation of near space hypersonic aerodynamic data (in Chinese). *Eng Mech*, 2017, 34: 229–238 [龚安龙, 解静, 刘晓文, 等. 近空间高超声速气动力数据天地换算研究. *工程力学*, 2017, 34: 229–238]
- 159 Gong A L, Liu Z, Wang X L, et al. Correction of hypersonic viscous interaction correlation parameter (in Chinese). *Acta Aeronaut et Astronaut Sin*, 2013, 34: 1582–1587 [龚安龙, 刘周, 王晓路, 等. 高超声速粘性干扰相关性参数的修正. *航空学报*, 2013, 34: 1582–1587]
- 160 Jiang Z L, Luo C T, Hu Z M, et al. Multi-dimensional interrelation theory for hypersonic wind-tunnel experimental data and its correlation algorithm (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2015, 45: 40–51 [姜宗林, 罗长童, 胡宗民, 等. 高超声速风洞试验数据的多维空间相关理论与关联方法. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2015, 45: 40–51]
- 161 Luo C T, Hu Z M, Liu Y F, et al. Research progress on ground-to-flight correlation of aerodynamic force and heating data from hypersonic wind tunnels (in Chinese). *J Experiments Fluid Mech*, 2020, 34: 78–89 [罗长童, 胡宗民, 刘云峰, 等. 高超声速风洞气动力/热试验数据天地相关性研究进展. *实验流体力学*, 2020, 34: 78–89]

Key issues in hypersonic vehicle aerodynamic design

AN FuXing, LI Lei, SU Wei^{*}, LIU WenLing & DONG Chao

Beijing Institute of Space Long Mach Vehicle, Beijing 100076, China

Hypersonic vehicle is the key competitive equipment direction of world aerospace power, and its aerodynamic design faces multiple technical challenges. This paper focuses on three key technical issues related to the aerodynamic design of hypersonic vehicle, such as high lift-to-drag ratio aerodynamic configuration design, prediction method of the complicated physical effects in hypersonic flow around a body, and the ground-to-flight correlation of aerodynamic characteristics. Research progress is reviewed from the perspectives of the design method, prediction method, flow mechanism, and engineering applications. In terms of the aerodynamic design, the technical difficulties in the engineering realization of high lift-to-drag ratio waverider configuration such as loading space and longitudinal stability are analyzed. For the complex flow physics and prediction method, this paper summarizes the significance of key issues, including the boundary-layer transition, surface ablation, high-temperature real gas effect, and rarefied gas effect, in hypersonic vehicle aerodynamic design. Furthermore, the corresponding flow mechanisms and prediction methods are reviewed. With respect to research on ground-to-flight correlations, this paper analyzes the current bottlenecks and considers using artificial intelligence technology is a feasible way to make a breakthrough.

hypersonic, high lift-to-drag ratio aerodynamic configuration, complex flows, prediction method, ground-to-flight correlation

PACS: 47.40.Ki, 47.27.Cn, 47.27.eq, 47.45.-n, 47.70.-n, 47.85.Gj

doi: [10.1360/SSPMA-2021-0135](https://doi.org/10.1360/SSPMA-2021-0135)