

Multi-dimensional interrelation theory for hypersonic wind-tunnel experimental data and its correlation algorithm

JIANG ZongLin, LUO ChangTong, HU ZongMin and LIU YunFeng

Citation: SCIENTIA SINICA Physica, Mechanica & Astronomica **45**, 124705 (2015); doi: 10.1360/SSPMA2015-00447-116

View online: <http://engine.scichina.com/doi/10.1360/SSPMA2015-00447-116>

View Table of Contents: <http://engine.scichina.com/publisher/scp/journal/SSPMA#undefined>

Published by the **Science China Press**

Articles you may be interested in

HADRONIC MOMENTUM-MULTIPLICITY CORRELATION IN QUANTUM FIELD THEORY AT SHORT DISTANCE

Chinese Science Bulletin **35**, 1862 (1990);

<http://engine.scichina.com/doi/10.1360/sb1990-35-22-1862>

The aeroelastic effects on the scatter phenomenon of wind-tunnel data

SCIENCE CHINA Technological Sciences **56**, 405 (2013);

<http://engine.scichina.com/doi/10.1007/s11431-012-5100-6>

Construction and cross-correlation analysis of the affective physiological response database

SCIENCE CHINA Information Sciences **53**, 1774 (2010);

<http://engine.scichina.com/doi/10.1007/s11432-010-4001-1>

A new method for fMRI data processing: Neighborhood independent component correlation algorithm and its preliminary application

Science in China Series F-Information Sciences **45**, 373 (2002);

<http://engine.scichina.com/doi/10.1360/02yf9032>

GENERALIZED THEORY OF REGION CONTRACTION ALGORITHM AND ITS APPLICATIONS (I)

Chinese Science Bulletin **31**, 1297 (1986);

<http://engine.scichina.com/doi/10.1360/sb1986-31-19-1297>



新型飞行器的关键空气动力学问题专题·论文

高超声速风洞实验数据的多维空间
相关理论与关联方法

姜宗林*, 罗长童, 胡宗民, 刘云峰

中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190

*联系人, E-mail: zjiang@imech.ac.cn

收稿日期: 2015-09-06; 接受日期: 2015-10-09; 网络出版日期: 2015-11-05

国家自然科学基金资助项目(批准号: 11532014)

摘要 本文首先回顾了国内外高超声速飞行器气动/热风洞实验数据关联方法领域的研究进展, 讨论了风洞实验数据关联方法发展的思路及其局限性. 在此基础上, 我们提出了具有普适性的高超声速风洞实验数据多维空间相关理论, 发展了一套基于多维空间相关理论的具有泛函优化特征的数据关联方法. 多维空间相关理论揭示了不同类型风洞实验数据之间的内在规律, 为合理利用已经获得的有效风洞实验数据奠定了基础. 选择一定体量的多空间数据, 应用发展的泛函优化数据关联方法, 能够得到具有全局最优特征的风洞实验数据多空间集合的解析关联函数, 探索反应高超声速流动规律的相似性参数. 通过几个典型算例的对比分析, 评估了实验数据多维空间相关理论应用的可行性、泛函优化数据关联方法的关联能力及其解析函数的关联精度. 研究表明: 高超声速风洞实验数据多维空间相关理论及其泛函优化数据关联方法能够充分并有效地利用已有的高超声速风洞实验数据, 获得更合理的全局关联函数和更高精度的风洞实验数据关联结果, 从而支撑利用风洞实验数据深入发掘流动规律和相似参数的研究.

关键词 高超声速飞行器, 高超声速风洞, 实验数据多维空间相关理论, 泛函优化数据关联方法, 气动力, 气动热

PACS: 07.05.Kf, 07.05.Mh, 07.05.Rm, 06.30.-k, 07.05.Tp

doi: 10.1360/SSPMA2015-00447

1 前言

高超声速科技与国民经济、航天工业和国家安全密切相关, 已经成为新世纪航空航天领域高新技术的

竞争热点. 对于高超声速飞行器的研制, 实际飞行状态下的气动力/热特性数据是飞行器设计与飞行试验规划最重要的依据, 所以合理地预测其气动力/热特性对于飞行器的气动布局、飞行控制、系统结构设计

引用格式: 姜宗林, 罗长童, 胡宗民, 等. 高超声速风洞实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: 124705
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: 124705, doi: 10.1360/SSPMA2015-00447

和功能模块布置都具有重要意义. 从航空航天飞行器的发展历程来看, 任何成功的飞行器在设计之初都需要通过大量的地面风洞实验来预测飞行器在特定飞行状态下气动特性. 然后, 研究人员再根据获得的实验数据, 开展飞行器设计和飞行试验规划. 美国在航天飞机的研制过程中, 曾经动用了 44 座风洞, 风洞实验时间长达 9 万多小时!

相对亚声速或超声速飞行, 高超声速飞行器头部的流动阻滞产生的高温导致了空气分子的振动激发、解离、甚至电离, 使得普通空气变成一种不断进行着热化学反应的复杂介质. 这种介质微团的微观变化通过改变其化学物理与热力学特性对宏观运动状态产生重要影响, 并导致了传统气体流动相似规律的失效, 使得高超声速流动现象超出了经典气体动力学理论能够准确预测的范围, 成为现代气体动力学研究的前沿学科之一. 特别是对于先进的新型空天飞行器, 其外形结构要求日益精细, 相关的气动布局与结构设计难度也越来越高, 因而高超声速流动气动/热特性预测方面的困难, 已经成为制约空天飞行器研制与发展的一个重要瓶颈. 已经认识到的主要困难在于高焓热化学反应气体流动相对于传统的亚、超声速气体流动, 表现出了非线性、非平衡和多尺度的流动特征, 至今依然缺乏具有适当精度的数学物理方程, 使得风洞试验依然是获得飞行器气动数据的主要手段之一.

为了发展高超声速飞行器, 研究高焓热化学反应气体流动, 世界上发展了大量不同类型的高超声速地面实验设备. 如: 通过降低静温获得高马赫数的常规高超声速风洞、直接加热空气的高超声速风洞和应用强激波压缩的高焓激波风洞. 这些风洞采用不同方式提高实验气流的马赫数、总温和流动速度, 获得了很大进展, 为高超声速流动和飞行器设计提供了大量数据. 但是, 由于各种风洞的驱动能力和加热方法的限制, 它们提供的试验气流也受到不同程度的限制, 难以完全复现实际高超声速飞行情况下的流场状态: 如飞行雷诺数、飞行马赫数、总温、总压、总温/壁温比、激波前后的密度比、流场流态、实验模型的几何尺寸等等. 即使目前世界上最先进的高超声速风洞也只能部分地模拟飞行条件. 因此, 获得的地面风洞试验结果一般不能直接应用于飞行器设计和飞行试验规划. 更困难的问题在于不同类型高超声速地面实验设备能够模拟的流动状态存在的差

异导致了实验数据差异. 例如在马赫数相同的条件下, 不同风洞之间的实验条件在雷诺数、静温、总压、流动速度等关键参数也存在明显差别, 使获得的风洞实验数据缺乏可比性, 给飞行器气动性能预测和高焓热化学反应气体流动规律研究带来了极大的不确定性. 所以, 开展高超声速风洞实验数据相关理论及其相应的关联方法研究, 由此提高风洞实验数据的可靠性与可应用性, 进一步获得从地面风洞实验数据到飞行条件的天地换算方法, 对于发展高超声速飞行技术, 认识高温气体流动规律具有重要意义.

在一百多年航空航天飞行器的发展过程中, 人们已经成功地设计了亚声速和超声速飞行器, 并应用相关理论在风洞实验数据关联方面做了大量的研究工作, 取得了许多具有实际应用价值的工程计算方法. 但是, 六十多年高超声速飞行技术的研究并没有真正获得适于高超声速风洞实验数据的相关理论, 使得高超声速飞行器气动/热风洞实验数据的处理还局限于经验性的内插与外推修正. 事实上, 由于高温气体效应的影响, 使得高超声速地面实验不存在可靠的相似性准则, 而且高超声速飞行条件的极端要求, 使得风洞实验模拟技术不能满足研究实际飞行状态的需求, 导致预测的飞行器气动特性缺乏可靠性. 高超声速飞行器气动/热风洞数据相关理论与关联方法研究的不足, 严重地限制了大量风洞实验数据的综合应用, 降低了对于飞行器设计的参考和指导作用, 提高了新型飞行器研制的成本、周期和风险. 美国高超声速飞行器 X-51 和 THV-2 飞行试验的不断失利突显了高超声速流动现象的复杂性和飞行器气动特性可靠预测的迫切需求. 所以, 开展高超声速风洞实验气动/热数据相关理论和关联方法方面的研究, 把握风洞实验状态与真实飞行条件差异产生影响的规律, 建立由风洞实验特性数据到飞行条件的预测方法, 对于促进高超声速飞行技术的发展和高温气体流动规律的认知具有非常重要的意义.

2 国内外研究发展与现状

风洞实验数据相关性研究是指如何通过不同风洞的实验数据处理, 形成能够覆盖飞行区域的飞行器气动数据. 也就是建立不同风洞间实验数据的联系, 发展基于重要参数的关联方法, 形成能够描述复杂流动现象的具有一定普遍性的物理规律和关联参

数. 然后根据这些物理规律和关联参数, 获得风洞实验数据的关联方法, 并通过修正和外推获得飞行器在特定飞行条件下更可靠的气动特性数据, 支撑新型飞行器的研制与发展. 风洞实验数据相关性研究涉及风洞实验技术、数据关联方法和气动力/热实验数据处理三个主要方面. 本文将从风洞实验数据关联分析的角度, 回顾一下国内外相关研究的现状及其发展动态.

2.1 高超声速风洞实验技术发展

由于高超声速流动耦合了激波动力学、热力学和热化学反应等气体物理现象, 成为一类具有多尺度特征的强非线性流动. 相关研究不仅对气体动力学的理论, 也对地面风洞模拟实验技术提出了新的挑战^[1]. 传统气体动力学实验的模拟准则, 如雷诺数和马赫数, 对热化学反应影响占优的高超声速流动显得严重不足. 影响相似规律建立的关键物理问题之一是飞行器外流耦合了高温热化学反应, 吸气式飞行器推进系统的内流耦合了燃烧过程, 而化学反应尺度在地面模拟实验中并不随模型的缩小而缩短, 所以尺度效应是风洞技术模拟高超声速流动的关键困难之一. 高温气体热化学反应机制是风洞模拟技术发展面临的第二主要困难, 原因是常规高超声速风洞提供的试验气流总温低, 不足以模拟热化学反应机制, 而热化学反应伴随的介质特性变化和能量传递显著地影响了飞行器的气动特性. 美国航天飞机研制早期的气动实验, 由于缺乏高焓流动模拟设备, 应用于设计的实验结果没有能够体现高温真实气体效应的影响, 导致了在飞行实验中出现了配平攻角高出设计值一倍多的气动异常现象. 另外一个困难问题, 常规高超声速风洞能够提供的试验气流虽然马赫数相同, 但是气体的实际流动速度低, 影响了飞行器周边流态和摩擦力的预测. 然而, 实现高超声速飞行速度与大尺度模型的地面实验是极其困难的. 例如, 如果复现 30 km 高空、马赫数为 8, 总温 3000 K 的飞行状态, 为了建立直径为 3 m 的有效实验流场, 那么高超风洞功率的输出功率约为 900 MW, 而输入功率应该数倍于这个数据! 对比葛洲坝水电站 2720 MW 总装机容量可知, 如此高的功率和总温需求使得长试验时间、连续式、大型高超声速风洞几乎是不可能实现的.

目前发展的常规高超声速风洞、直接加热型高超

声速风洞和高焓激波风洞建立了具有不同参数的试验流场, 也获得了具有不同差异性的各种实验数据. 相对于连续型风洞, 脉冲型激波风洞具有可模拟的总温高、马赫数范围广、气流洁净等诸多优点^[2,3], 但是主要缺点是试验时间太短(一般为毫秒量级), 严重地制约了这类风洞在实验方面的应用. 近年来为满足高超声速科技发展的需求, 欧美国家都开展了提升激波风洞试验时间的研究探索. 其中最成功、最具代表性的是美国 Calspan 中心的系列激波风洞^[4]. 他们改进的 LENS-II 大尺度激波风洞, 可以模拟的马赫数范围为 4-7, 喷管直径达 1.55 m, 有效试验时间 18-30 ms^[5], 代表了同类风洞中的世界先进水平. 中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室(LHD)发展了系列的延长激波风洞试验时间的新技术, 研制成功了基于反向爆轰驱动方法的超大型高超声速激波风洞(JF-12 复现风洞). JF-12 复现风洞的喷管出口直径为 2.5 m, 具有复现 25-50 km 高空, 马赫数 5-9 的高超声速飞行条件的能力^[6-10]. 该风洞获得的有效试验时间长达 100 ms 以上, 远远超过了 LENS-II 风洞, 获得了气动力测量和发动机试验能力. 这两座风洞具有不同马赫数范围的流动复现能力, 能够为开展高超声速风洞实验数据的相关理论与关联方法的研究提供基础性和支撑性数据.

2.2 气动力关联方法研究进展

飞行器的气动力是一个整体量, 其分量是飞行器各部分受力的积分效应在不同度量方向的体现. 对于一定的气动布局飞行器, 应用不同的缩比模型, 通过在不同风洞中模拟不同的流场参数, 获得不同飞行姿态条件的气动力数据. 然后根据理论分析和实践经验, 通过假定适当的关联规律, 应用单、多参数的数学处理, 得到气动力特性的关联算法. 例如: Arnaiz 等人^[11]采用插值法研究了超声速巡航飞行器 XB-70-1 的风洞-飞行数据关联; Rufolo 等人^[12]采用了一维幂函数模型, 用非线性拟合方法完成了实验飞行器 PRORA USV1 的风洞实验气动数据分析; Nicoli 等人^[13]也用类似的幂函数模型研究了小型火箭 VEGA 的风洞-飞行数据外推方法; Morelli 等人^[14,15]在分析 X43-A 实验数据过程中采用了逐步回归和正交函数建模的方法; 姜等人^[16]初步提出了风洞实验数据的多维空间相关理论和基于全局优化的泛函进化算法的关联方法.

关于高超声速气动力实验数据关联研究的经典案例是 X-15 超声速飞机^[17,18]和航天飞机机轨道器再入飞行器^[19,20]. 在 20 世纪 60 年代, NASA Dryden 飞行研究中心开展了关于 X-15 表面摩阻的相关性研究. 由于风洞支撑结构等因素, 使得模型底部阻力在飞行试验与风洞实验结果缺乏相关性, 他们在阻力关联方法中采取了扣除处理方法. 图 1 给出了以雷诺数为关键参数, 把 1/15 缩比模型风洞实验数据通过关联方法外推的实际飞行条件下的阻力系数. 关联方法采用了 karmen-Schoenherr 湍流平板阻力理论, 在较高马赫数时还需要应用参考温度法, 如图中虚线所示. 总体看来, 目前的气动力风洞实验数据相关性研究常常以某一个关键参数为基础, 假定适当的函数结构, 优化选择关联函数的系数集, 获得最大限度适合实验数据的关系式. 对于风洞不能模拟的因素, 根据理论分析, 通过其他重要参数进行修正处理.

2.3 气动热关联方法研究进展

气动热是高超声速飞行条件下特有的气动物理现象. 热传递是局部量, 取决于测量部位的局部流动环境, 而局部流动状态与飞行器表面曲率和特征密切相关. 所以, 一般认为飞行器气动热特性不存在相似性准则, 由缩比模型的风洞实验数据无法推测全尺度飞行器在飞行条件下的气动热规律, 因此气动热相关性研究更加复杂.

在工程实际应用中, 虽然气动热特性规律的表述缺乏像 Ma 和 Re 这样的关键相似参数, 但是通过理论分析还是能够把握影响气动热的主要参数. 对于某些具有代表性部位的热流, 可以通过风洞实验中获得大量的实验结果, 建立矩阵形式的气动热数据库, 而后进行多参数关联分析, 获得具有工程应用价值的气动热的规律. 例如, Kemp-Riddell 修正公式就是一个经典的驻点热流的关联范例, 该公式具体表示为

$$q_w = \frac{110311.7}{\sqrt{R_N}} \left(\frac{\rho_\infty}{\rho_0} \right)^{1/2} \left(\frac{v_\infty}{v_c} \right)^{3.15} \frac{h_s - h_w}{h_s - h_{300K}}$$

从公式表达式可以看出, 影响驻点热流的主要参数是密度比、焓值比、自由流速度比和模型的几何尺寸等 4 个关键参数. 该公式实际上是以上述 4 个参数为变量, 在幂函数分布的假定条件下, 通过系数优化得到的一个关联关系表达式. 对于特定部位的气动热问题, 同样可以得到一个反映指定部位的热流规律关系式, 只是表达形式与上式可能不同而已. 在这种研究思路指导下, 国外从 20 世纪 70 年代起就开展了气动热风洞实验数据关联方面的研究, 分别建立了尖锥, 平板和楔面的热流规律表达式. 采用不同流态的风洞实验数据修正, 也可以预测层流和湍流状态时的热流分布.

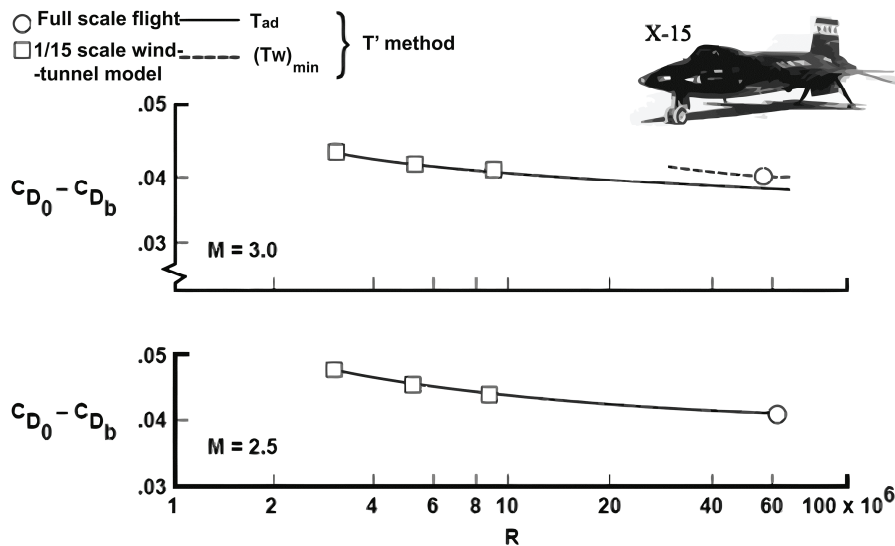


图 1 X-15 飞行器风洞实验(1/15 模型)阻力数据的关联结果^[17]
 Figure 1 The drag correlation of X-15 wind-tunnel test data [17].

对于气动热风洞实验数据到飞行条件的关联, 一种方法是基于斯坦特数 St 的外插, 这里假设:

$$\frac{S_t Re_x^n}{(\rho^* / \rho_e)^{1-2n}} = C.$$

另外一种方法是基于风洞实验数据和飞行试验数据的相似性假设, 即:

$$\frac{(q/q_{ref})_{FLT}}{(q/q_{ref})_{WT}} = C.$$

基于上述相似性关联方法, 美国航天飞机是利用风洞实验数据进行飞行条件下气动热评估的典型实例. 在航天飞机的研制过程中, 采用了计算比拟法^[1], 直接对风洞实验条件进行计算, 通过把实验与计算的结果作比较获得修正因子, 然后把此修正因子用于飞行条件下获得的计算结果处理.

高超声速技术研究六十年来, 公开发表的关于高超声速风洞实验数据相关理论和关联方法的研究论文和科研报告都很少, 可靠的风洞实验数据更是非常缺乏, 这不能不承认已经是造成高超声速技术发展缓慢的重要因素. 另一方面, 由于高超声速风洞实验模拟能力提升和测量技术发展的极其困难, 即使马赫数和雷诺数相同, 由于其他流动参数的差别, 也可能带来实验数据的不可比性, 使得获得实验数据关联规律也不相同. 目前, 高超声速风洞实验数据关联研究主要依赖于不太可靠的相关参数和相关性假设, 关联规律依赖于经验性的关联函数选取和常系数集的拟合. 这些方法是有效的, 也满足了不少工程问题的一些需求, 但是这些方法的缺陷和局限性也是明显的. 所以, 发展先进的高超声速风洞实验数据相关理论和关联方法, 提高风洞实验数据可用性、可靠性和使用效率一直是一个国际前沿学科难题.

3 风洞实验数据多维空间相关理论

对于亚声速和超声速流动的气动力问题, 马赫数和雷诺数是两个很好的相关量. 由于高马赫数可以降低实验气流静温获得, 所以常规的高超声速难以模拟同样马赫数条件下高超声速飞行状态的高温热化学机制. 而且热化学反应时间尺度与实验模型缩比无关的事实也对雷诺数的推广应用强加了限制. 另外气动热相关性研究采用的飞行试验数据与风洞实验数据相似的假设也带有明显的经验性. 所以, 高

超声速飞行器气动力/热风洞实验数据相关理论研究的不足, 限制了大量风洞实验数据关联方法研究极其综合应用, 降低了这些昂贵实验结果对于飞行器设计的参考价值与指导意义, 也影响了人们对高温气体流动现象的认知, 增加了飞行器研制成本和周期.

对于目前获得的高超声速风洞实验数据, 如果无论从风洞流场的自由流物理参数(如来流速度 V_∞ , 温度 T_∞ , 压力 P_∞), 还是从无量纲参数(如 Ma 数, Re 数, 比热, 声速, 壁温比等等)来看, 风洞之间都存在不同程度的差异, 而且实验模型的缩比也不尽相同. 由于实验条件的可比性差, 那么基于一两个参数去比较分析, 进而建立关联关系, 所获得的关联关系与规律存在可靠性与精度方面的差异是不足为奇的. 这些差异不仅影响了飞行器设计, 也影响了人们对物理现象的认知. 在 20 世纪 60 年代早期, 美国两个科研单位受命发展解析方法和实验设备研究以超轨道速度飞行时滞止点的热流率. 经过努力工作, 他们各自独立地给出了如图 2 所示的研究结果, 并声称其结果被证明理论与实验符合良好. 但是图 2 表现的差别是明显的, 而且有着线性与非线性之分. 进一步的深入研究表明: 出现差别的原因在于他们的理论计算结果只反应各自应用的物理模型, 各自的物理模型依据各自的实验数据, 而他们数据又仅反映各自建立的地面实验设备所能模拟的高超声速流动.

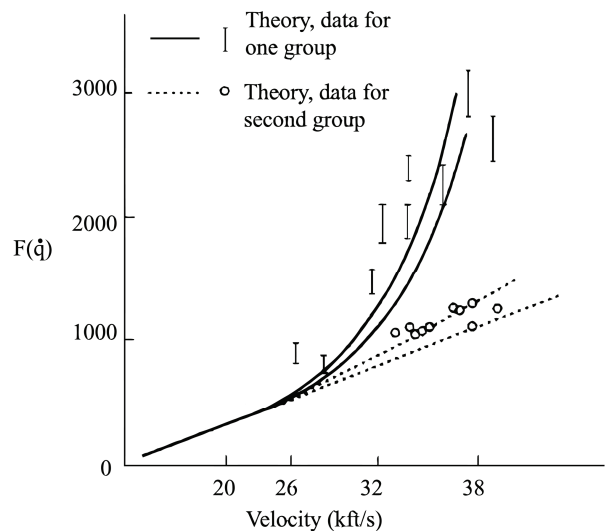


图 2 超轨道速度飞行条件下飞行器滞止点热传递相关律^[1]
Figure 2 The stagnation-point heat-transfer correlations at superorbital speeds [1].

风洞试验流动参数的不同反应出物理现象的差异是导致实验数据差异的根源,它带来了对物理现象认知的不同和物理规律表述的分歧.所以,发展可靠的的风洞实验数据相关理论是研究数据关联方法和认知客观物理规律的基础.

一般意义上讲,对于任意一个处于给定姿态的飞行器,飞行速度 V 和高度 H 是两个关键因素,也是全部的飞行条件.那么飞行器的任何一项气体动力学特性都可以表述为这两个因素的函数,即 $F=f(V, P)$.在大气层里,飞行器周边的静温与静压对于给定高度是可以解析关联的,所以,飞行器的任何一项气体动力学特性也可以表述为飞行速度、静温和静压三个自变量的函数.对于任何一个风洞实验,如果给定飞行器气动外形和飞行姿态,在排除风洞干扰与测量系统误差的条件下,自由流速度、静温、静压、模型缩比、壁温和气动特性(力或者热)构成一个完备的数据空间.在这样一个实验数据的多维空间里,每次风洞实验得到的数据都对应于某项气动性能参数(升阻比、热流系数等)曲面上的一个点.对于所有的风洞实验结果,只要是物理正确的,就应当落在风洞实验数据的多维物理空间内.对于给定飞行轨道的飞行器,静温、静压和高度存在一个制约关系, $H(T, P)$.在这样一个限制条件下,给定飞行轨道的气动特性构成一个新的飞行数据空间,这个空间是风洞实验数据多维物理空间的一个子空间,可以称为飞行数据空间.由自由流速度、静温、静压力、模型缩比、壁温和气动特性(力或者热)构成的数据空间可以定义为物理空间.利用一些无量纲参数,把物理空间变换到需要的无量纲参数也是可行的.另外,如果把飞行试验看作是在一个理想风洞中开展的理想实验,那么飞行试验也自然而然地包含在都在风洞实验数据的多维空间里.这里提出的风洞实验数据多维空间相关理论实际上是在一个更高维度的空间里阐述风洞实验数据之间的关系.一般来讲,所有高超声速风洞的实验数据,不论自由流参数高低,其实验结果都在风洞实验数据的多维空间里,只是距飞行数据空间的远近程度不同而已.在构造飞行数据空间的过程中,所有风洞实验数据对于飞行数据空间都是有贡献的,只是贡献大小而已.

4 泛函优化数据关联方法

选择马赫数或者雷诺数等某个关键参数,建立

一定的关联函数关系,再考虑一些经验性的修正,最后实现风洞试验数据的外推是工程上经常采用的方法,属于单参数或者双参数关联方法研究.这类方法在很大程度上依赖于研究者的经验,具有一定的片面性和主观性.风洞实验数据多维空间相关理论首次揭示了不同风洞试验数据之间的内在联系,给出了试验数据在多维空间内的基本相关规律,为风洞数据关联方法研究奠定了理论基础.然而,在试验数据的多维空间里,如何构造一个全局解析关联函数依然是一个极具挑战性的课题.

建立基于多维空间相关理论的关联函数,获得一套风洞实验数据作为多空间理论的基础框架数据是进行数据关联的第一步.考虑到框架数据的疏密性需求,在具有一定体量的可靠风洞试验数据的基础上,利用经过充分验证的 CFD 计算结果作为补充是有意义的选择.然后结合试验数据和 CFD 结果,构建覆盖飞行器轨道范围的气动特性的基础数据框架.以框架数据为基础,利用智能优化算法,在泛函空间中进行优化,最后获得能够更好地逼近多维空间数据的解析关系.这是本论文进行数据关联的基本思路.其中,基于泛函优化的关联方法是利用泛函空间的全局优化算法(如: PME),获得反应基础框架数据变化趋势的解析函数.该方法能够突破传统关联方法的函数结构经验性假定的局限,同时优化关联函数的函数结构和待定系数,从而使关联函数具有更好的可靠性和相关精度.

多维空间数据关联方法的基本核心问题是如何寻找一个最优的解析函数,并在满足一定稳定性、控制模型复杂度要求的前提下,以尽可能高的精度地逼近多维空间高超声速飞行器性能的数据.为此,我们发展了一种具有进化特色的泛函空间全局优化算法 PME^[21].图3给出了这种关联算法的示意图.该关联算法有三要素:(1)碱基:即解析关系的基本单元,如: +, -, ×, ÷, pow, sgn, sinh, exp, $x_1, x_2, x_3, \lambda_1, \lambda_2$ 等;(2)基因:即解析关系片段,如: $\lambda_1 + \sinh(x_1) \text{sgn}(x_2)$;(3)染色体:参与评价的候选解析关系式,如: $(\lambda_1 + \sinh(x_1) \text{sgn}(x_2))^2 / x_3$.

应用上述三要素和人工智能全局优化方法,能够在一定维度的函数空间中,寻找出关联全部基础数据的最优解析关系,其优化过程如图4所示.考虑到关联精度和可靠性之间的平衡,我们增加了模型复杂度的维度,进行多目标优化,结果取其 Pareto

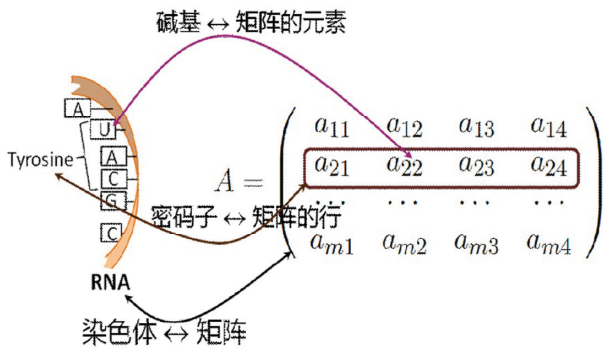


图 3 (网络版彩图)基于试验数据多维空间理论的全局优化关联算法示意图

Figure 3 (Color online) The sketch of data-driven correlation algorithm of multi-dimensional interrelation theory based on global optimization.

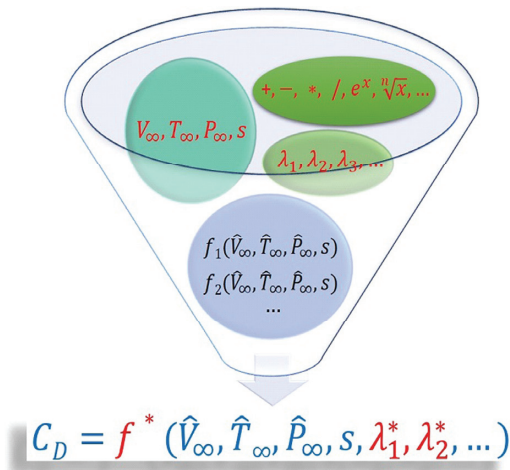


图 4 (网络版彩图)关联函数优化过程示意图

Figure 4 (Color online) The sketch of the optimizing process of correlation functions.

前沿的“Knee”区^[22]解析表达式。

一旦获得了具有全局最优特性的解析函数关系,对于所需指定飞行轨迹的飞行器性能参数,只要给定飞行速度,静压和静温,依据飞行高度相关曲线,即可得到在飞行子空间由低维解析函数表示的性能参数。应当指出,由于飞行器外形的复杂性,建立的框架数据库可能是飞行器构型相关的。但是对于具有同一类气动布局特征的高超声速飞行器,根据多维空间理论获得的解析关系式所表示的主要物理规律是具有一定普适性的。

应当强调的是,已有方法假定关联模型具有某种先验的函数结构,如多项式、样条、双指数、多层

线性等,通过调整系数来实现目标模型的逼近,局限了目标模型的优化范围,从函数空间来看是一种局部优化。而这里提出的多空间关联方法是在更大的函数空间上进行优化关联函数的结构,是一种泛函空间的全局优化方法。因而可以期望基于多维空间相关理论的关联方法能够得到更高精度的关联函数,获得更适当的物理规律。同时,文献中的经验模型方法可以看作多维空间关联方法的一个特例。

5 多空间关联方法的能力与精度评估

为了验证风洞试验数据多空间相关理论和全局优化关联方法的可行性和有效性,我们利用一些典型的数学和物理实例来考察关联方法的反演能力和关联精度。

5.1 关联方法反演能力测试

为了测试关联方法的反演能力,我们选择以激波前后压强比这一典型的物理问题为例。首先,在理想气体条件下,取气体的比热比 γ 为常数($\gamma=1.4$),则激波前后压强比是以马赫数 M 为参数的解析函数: $p_2/p_1 = 1.1667M_1^2 - 0.1667$ 。反演测试中,取6个样本点,波前马赫数分别为: $M_1=4,5,6,7,8,9$,对应的激波前后压强比为: $p_{x,i}, i=1,2,\dots,6$ 。共同构成二维空间基础框架数据集。利用这一基础框架数据集($M_{1,i}, p_{x,i}$),应用全局优化关联方法,当模型复杂度逼近7时,可得获得激波前后压强比这一变化规律的解析函数,如图5(a)所示。模型复杂度是逼近精度的度量,模型复杂度越高,相关函数误差越小。

进一步,考虑非理想气体条件下,比热比 γ 也是一个变量。然后以马赫数 M 和比热比 γ 为参数进行双变量关联。反演测试取30个样本点,波前马赫数依次为 $M_1=4,5,6,7,8,9$,比热比取 $\gamma=1.0, 1.1, 1.2, 1.3, 1.4$ 。由解析关系式,可得激波前后压强比 $p_{x,i}, i=1,2,\dots, 30$ 。这实际上是一个三维空间的基础框架数据集($\gamma, M_{1,i}, p_{x,i}$)。利用这一基础框架数据集,应用全局优化关联方法,当模型复杂度逼近17时,可得反应激波前后压强比这一变化规律的解析函数 $p_2/p_1 = (2\gamma/(\gamma+1))M_1^2 - (\gamma-1/(\gamma+1))$ 。取不同的模型复杂度,获得的不同精度解析函数分布示意图由图5(b)给出。这两个算例表明,如果基础框架数据存在自己的解析函数,那

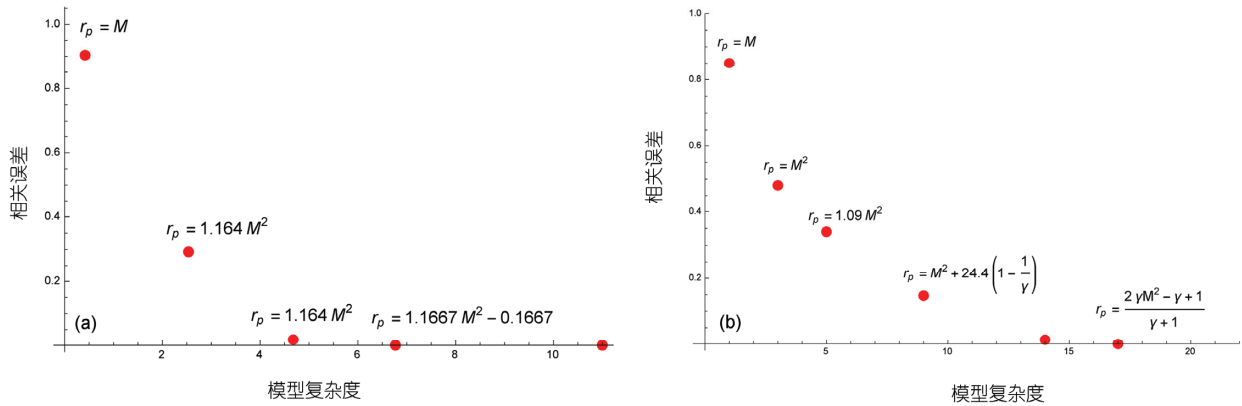


图5 (网络版彩图)泛函优化获得的不同精度解析函数分布示意图。(a) 单参数反演能力测试结果; (b) 双参数情形

Figure 5 (Color online) The function distribution of functional optimization with different precisions. (a) Test results of its inversion ability with a single parameter; (b) test results of its inversion ability with two parameters.

么这个函数是可以通过全局优化关联方法找到的。

5.2 全局优化关联方法的精度评估

为了评估基于风洞实验数据多维空间相关理论建立的全局优化关联方法的精度, 本文首先依据两个一维解析函数提供的基础框架数据, 然后应用全局优化关联方法获得的两个算例的优化关联解析函数, 进一步提供数据对比分析, 精度评估结果分别如图6和7所示。图6的红色曲线为光滑的目标曲线, 蓝色曲线为应用关联算法得到的优化关联函数曲线。目标函数是光滑, 具有8个极值点, 在提供20个基础测点的条件下, 与优化关联函数曲线的最大误差小于5%。图7是一个具有间断的一维函数算例, 是气体动力学中经典的激波管问题的压力分布。本例同样采用20个基础数据点, 红线表示目标函数, 蓝线表示得到的优化关联函数。由图7可见除了间断部位的误差较大, 其他光滑部位的曲线符合良好。这个算例表明: 逼近间断面需要更稠密的数据点, 而极值点常常是逼近误差的最大点部位。

图8给出了一个在三维数据空间里评估优化关联函数的算例。本算例总共采用了50个基础数据测点, 图中彩色透明曲面为目标曲面, 网格曲面为应用数据关联算法得到的优化解析函数曲面。考察的目标曲面具有五个极值点, 但是没有间断。对比两个曲面可知, 应用全局优化关联算法获得的优化关联函数具有比较理想的吻合程度。这个算例进一步表明: 提高极值点的逼近精度需要在该局部设置更稠密的

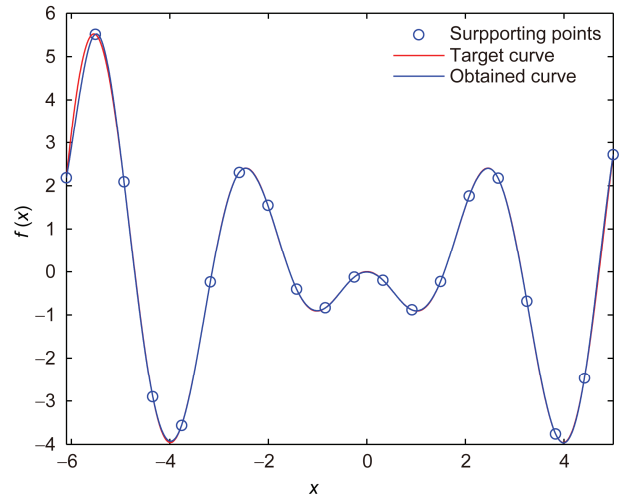


图6 (网络版彩图)光滑函数算例, 20个基础框架数据点, 红线为目标函数, 蓝线为优化关联函数

Figure 6 (Color online) A test example of smooth functions with 20 supporting points. The red curve indicates the target function, and the blue one represents an obtained correlation function.

数据点。

依据图8, 如果按一定的飞行高度给出静温和静压关系曲线, 对于一定的飞行速度, 就可以获得低维度的飞行空间曲线, 这就是不同飞行高度的飞行器性能关联关系。静温和静压关系在图8的自变量平面上给定一条红色曲线, 对应着性能曲面上两条特定曲线, 是一个双参数的关联函数。图8性能面上的红线表示目标函数, 蓝线表示优化得到的关联函数。对比两条曲线可见, 除了极值点部位的误差较大, 其

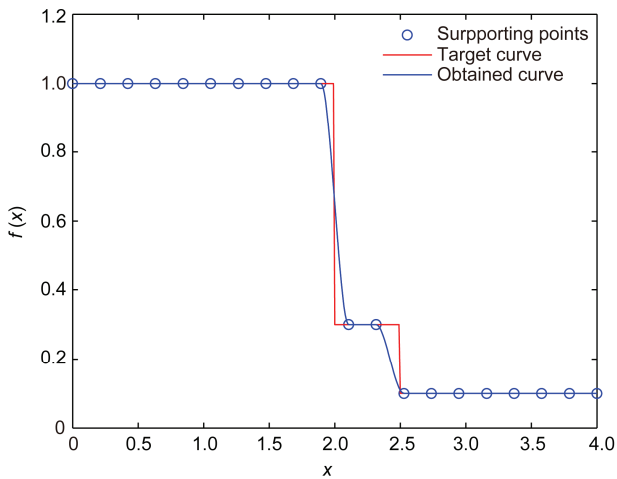


图7 (网络版彩图)间断函数算例: 20个基础框架数据点, 红线为目标函数, 蓝线为优化关联函数

Figure 7 (Color online) A test example of discontinuous functions with 20 supporting points. The red curve indicates the target function, and the blue one represents an obtained correlation function.

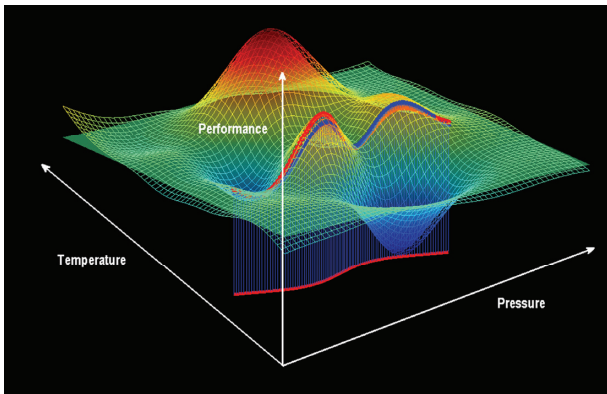


图8 (网络版彩图)多个极值二维算例, 50个基础数据点, 曲面上红线为特定目标函数, 蓝线相应关联函数

Figure 8 (Color online) A test example of 2-D functions with 50 supporting points. The red curve on the meshed surface indicates the target function, and the blue curve on the smooth surface represents an obtained correlation function.

他光滑部位都符合良好。对比结果表明基础框架数据距飞行走廊越近, 对于关联函数的影响就越大, 蓝色曲线就越能逼近红色曲线。其他远离飞行走廊的基础框架数据也是有贡献的, 它们左右了关联曲线的基本变化趋势。

为了考察多维空间数据全局优化关联方法对高维空间数据的关联能力, 本文利用一组经典的测试

函数^[5]在七维数据空间进行了测试评估, 表1给出了七维空间数据关联函数的平均误差结果。考察表1可见: 在这个七维数据空间里, 假如飞行器性能参数分布存在五个极值点, 那么依据200个支撑性基础框架数据获得的整体优化关联函数的平均误差是4.92%。如果飞行器性能参数分布仅有个极值点, 那么优化关联函数的平均误差仅仅是1.58%。对比传统关联算法, 全局优化关联函数的精度是相关令人鼓舞的。一般来讲, 对于一个飞行器型号, 在研发过程中总是在用不同的风洞, 不断地开展试验。所以, 这样获得的关联函数能够最大限度地利用风洞实验结果, 并且随着风洞试验数据的不断积累, 获得的数据关联规律就越合理, 关联结果就越精确。从这种观点看来, 基于多维空间数据相关理论的全局优化关联方法具有自进化和自提升能力。

6 多维空间关联方法的初步应用

为进一步考察多维空间实验数据相关理论及其优化关联方法的适应性, 本文选取了空天飞机测力模型(JF-F)在三座超声速风洞中(FD-06, FL-1和FL-2)5°攻角下的试验结果来构造基础数据框架^[24]。试验数据共24个测试点, 其中第1座(FD-06)和第2座风洞(FL-1)均为9个测试点, 第3座风洞(FL-2)仅为6个实验点。以马赫数和雷诺数作为两维空间度量, 与航天飞机的任意一个气动力参数构成一个三维风洞实验数据空间。利用前述全局优化关联方法, 获得了实验数据的关联函数, 应用该函数的预测结果如

表1 关联方法在七维空间中的预测误差随复杂度和测点数分布图^{a)}

Table 1 Prediction errors of the proposed correlation method for the problems with different number of extremes by different number of experiment points in 7 dimensional space

实验测点	极值点数			
	1	2	5	10
10	0.0752	0.121	0.124	0.125
20	0.0429	0.0895	0.108	0.109
50	0.0222	0.0541	0.0877	0.0978
100	0.0192	0.0427	0.0603	0.0688
200	0.0158	0.0304	0.0492	0.0528
500	0.0111	0.0224	0.0311	0.0353
1000	0.00735	0.0158	0.0248	0.0279
2000	0.00407	0.0113	0.02	0.0227

a) 表中极值点数表征了物理规律的复杂程度

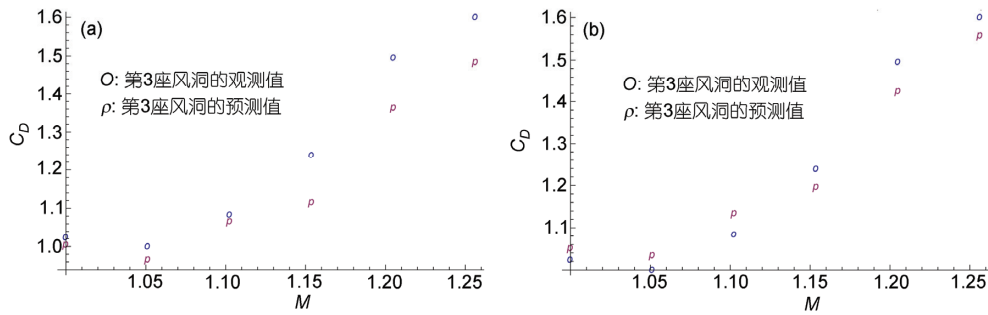


图 9 (网络版彩图)空天飞机模型(JF-F)阻力系数的关联结果. (a) 应用第 2 座风洞实验数据预测第 3 座风洞的试验结果, (b)应用第 1, 2 座风洞实验数据预测第 3 座风洞的试验结果

Figure 9 (Color online) The drag-coefficient correlation results of the aircraft JF-F. (a) Comparison of the predictions and observations of the third wind tunnel with the second one; (b) comparison of the predictions and observations of the third wind tunnel with the first and second one.

图 9 所示, 其中 o 表示原始的风洞实验数据点(观测值), p 表示利用关联方法得到的相应预测点. 图 9(a) 是利用第 2 座风洞的试验结果进行关联, 然后应用关联函数预测第 3 座风洞的试验结果. 对比 o 点表示的实验数据点和 p 点表示的关联预测点, 虽然两者的规律性一致, 但数值差异还是比较较大的. 如果同时把第 1 座风洞的数据也放入基础数据框架, 这等于加倍信息量, 关联获得的第 3 座风洞结果的精度就得到了明显改善(图 9(b)).

气动参数的外推在实验数据关联方法的研究中常常是必须的. 本文利用 3 座风洞的实验数据, 进一步测试优化关联方法的外推能力. 算例利用 $M:0.6-2.0$ 范围的试验数据获得关联函数, 然后预测第 3 座 $M=2.5$ 时实验点的气动力系数值. 获得的关联结果如图 10 所示, 其中 o 表示试验观测得到的数据点, p 表示利用关联方法得到的预测点. 阻力系数预测值与试验值的平均误差为 1.3%, 误差范围在 [0.02%, 4.9%]. 当然, 实际应用中的数据量应该更大一些, 还可以根据需要的数据精度, 适量增加数据量以提高关联精度. 本例应用实际风洞数据验证了多空间实验数据相关理论及其优化关联方法的适应性. 最后, 如果把飞行试验看作是在一个复现风洞中开展的理想实验, 该风洞的来流条件就是飞行条件, 那么在风洞实验数据的多维空间里, 天地试验数据的关联关系等价于风洞数据之间的关联, 天地试验数据的关联关系式仅仅是一个而已特例.

7 结论与展望

根据航空航天领域对于风洞实验数据天地关联

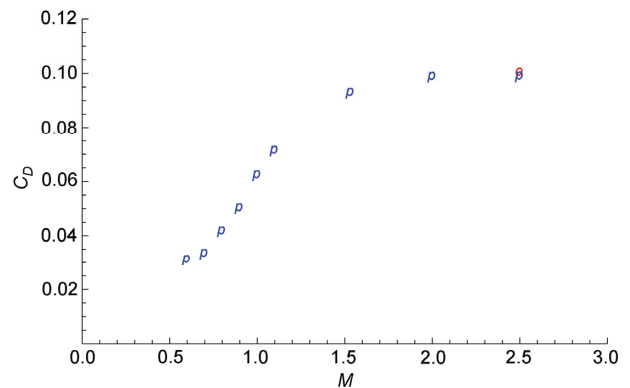


图 10 (网络版彩图)空天飞机模型(JF-F)关联结果: 利用 $M:0.6-2.0$ 基础数据预测 $M=2.5$ 的阻力系数(0 攻角)

Figure 10 (Color online) The correlation results of the aircraft JF-F. The prediction of drag coefficient at $M=2.5$ by the data of $M:0.6-2.0$ (with 0 angle of attack).

方法研究需求, 本文提出了一种具有普适性的风洞实验数据多维空间相关理论, 该理论揭示了风洞实验数据之间的内在关联, 奠定了风洞实验数据全局关联方法研究的基础. 基于实验数据多维空间相关理论, 发展了一套具有进化特色的多维空间数据泛函优化全局关联方法, 能实现多维空间数据的统一关联, 获得具有全局最优特性的解析关联函数. 本文进一步通过几个典型算例, 评估了全局关联方法的关联能力、计算精度和可靠性. 最后采用航天飞机模型的风洞试验数据, 验证了多维空间数据相关理论与全局最优解析关联方法的适应性. 当然, 本文提出的多维空间相关理论与关联方法, 需要一些关键性基础数据的支撑, 对风洞模拟水平、数据的可靠性有较高要求.

研究表明: 高超声速风洞实验数据多维空

间相关理论及其泛函优化全局关联方法能够更充分地利用风洞实验数据, 获得更高精度的风洞实验数据天地关联结果, 实现风洞试验数据到飞行状态的

天地关联. 该理论与方法的应用与推广对于提升我国风洞群试验数据的利用效率, 发展新型空天飞行器具有基础性支撑意义.

参考文献

- 1 Bertin J J, Cummings R M. Critical hypersonic aerothermo-dynamic phenomena. *Ann Rev Fluid Mech*, 2006, 38: 129–157
- 2 Holden M S. Design, development and calibration of the LENS facility. Technical Report. Bolling AFB: Air Force Office of Scientific Research, Directorate of Aerospace Sciences, 1994. 940161
- 3 Dunn M G, Moller J C, Steele R C. Development of a new high-enthalpy shock tunnel. *AIAA Paper*, 1988, AIAA-88-2782
- 4 Holden M S, Wadhams T P, MacLean M. Experimental studies in hypersonic flows for facility and code validation. *AIAA Paper*, 2007, AIAA-2007-1304
- 5 Holden M S, Parker R. LENS hypervelocity tunnels and application to vehicle testing at duplicated conditions (Chapter 4). In: Lu F, Marren D, eds. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*. Reston VA: AIAA, 2002. 198
- 6 Jiang Z L, Li J P, Zhao W, et al. Investigating into techniques for extending the test-duration of detonation-driven shock tunnels (in Chinese). *Chin J Theor Appl Mech*, 2012, 44: 824–831 [姜宗林, 李进平, 赵伟, 等. 长试验时间爆轰驱动激波风洞技术研究. *力学学报*, 2012, 44: 824–831]
- 7 Jiang Z L, J. Lin J, Zhao W. Performance tests of JF-10 high-enthalpy shock tunnel with a FDC driver. *Int J Hypersonics*, 2011, 2: 29–35
- 8 Jiang Z L. Near-orbital speed flow generation and its diagnostics. In: *Proceedings of The 9th Pacific Symposium on Flow visualization and image Processing*. Busan: Pusan National University, 2013
- 9 Jiang Z L. Experiments and development of long-test-duration hypervelocity detonation-driven shock tunnels (LHDst). *AIAA Paper*, 2014. AIAA-2014-1012
- 10 Jiang Z L, Wu B, Gao Y L, et al. Development of the detonation-driven expansion tube for orbital speed experiments. *Sci China-Technol Sci*, 2015, 58: 1–6
- 11 Arnaiz H H, Peterson J B, Daugherty J C. Wind-tunnel/flight correlation study of aerodynamic characteristics of a large flexible supersonic cruising airplane (XB-70-1). Technical Report. Hampton VA: NASA Langley Research Center. Tp-1514/1515/1516, 1980
- 12 Rufolo G C, Roncioni P, Marini M, et al. Post flight aerodynamic analysis of the experimental vehicle PRORA USV 1. *AIAA Paper*, 2008, AIAA-2008-2661
- 13 Nicoli A, Imperatore B, Marini M, et al. Ground-to-flight extrapolation of the aerodynamic coefficients of the VEGA launcher. *AIAA Paper*, 2006, AIAA-2006-3829
- 14 Morelli EA, Deloach R. Wind tunnel database development using modern experiment design and multivariate orthogonal functions. *AIAA Paper*, 2003, AIAA-2003-653
- 15 Morelli E A, Derry S D, Smith M S. Aerodynamic parameter estimation of the X-43A (Hyper-X) from flight test data. *AIAA Paper*, 2005, AIAA-2005-5921
- 16 Jiang Z L, Luo C T, Liu Y F. Studies on multi-space interrelation theory and correlation method of experimental data from wind tunnels (in Chinese). In: *Proceedings of 4th Conference Hypersonic Science and Technology*. Sanya: Chinese Society of Theoretical and Applied Mechanics, 2011 [姜宗林, 罗长童, 刘云峰. 高超声速风洞实验数据多空间相关理论与关联方法研究. 见: 第四届高超声速科技学术会议. 三亚: 中国力学学会, 2011]
- 17 Saltzman E J, Garriger D E. Summary of full-scale lift and drag characteristics of the X-15 airplane. Technical Report. Edwards CA: NASA Flight Research Center. TN D-3343, 1966
- 18 Saltzman E J, Ayers T G. A review of flight-to-wind tunnel drag correlation. *AIAA Paper*, 1981, AIAA-81-2475
- 19 Muylaert J, Walpot L, Rostand P, et al. Extrapolation from wind tunnel to flight: shuttle orbiter aerodynamics. Technical Report. Hampton VA: NASA Langley Research Center. AGARD AR-319, 1996
- 20 Perrier P, Rapuc M, Rostand P, et al. Ground to flight extrapolation of reentry aircraft aerodynamics: An experimental and computational approach. *AIAA Paper*, 1996, AIAA-96-2434
- 21 Luo C, Zhang S L. Parse-matrix evolution for symbolic regression. *Eng Appl Artif Intell*, 2012, 25: 1182–1193
- 22 Bechikh S, Said LB, Ghédira K. Searching for knee regions of the Pareto front using mobile reference points. *Soft Comput*, 2011, 15: 1807–1823
- 23 Macrossan M N. Scaling parameters for hypersonic flow: Correlation of sphere drag data. In: *Proceedings of 25th International Symposium*

on Rarefied Gas Dynamics. St. Petersburg: Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences, 2006. 759–764

- 24 Li S X. Characteristics of typical shapes in hypersonic flow (in Chinese). Beijing: National Defense Industry Press, 2007 [李素循. 典型外形高超声速流动特性. 北京: 国防工业出版社, 2007]

Multi-dimensional interrelation theory for hypersonic wind-tunnel experimental data and its correlation algorithm

JIANG ZongLin^{*}, LUO ChangTong, HU ZongMin & LIU YunFeng

State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China

The progress on the ground to flight data correlation of aerodynamic forces and heat transfer for hypersonic vehicles is reviewed in this paper. The research approach and its limitation of the existing correlation methods are examined and discussed. In order to improve the performance of the data correlation, a new universal method so called the multi-dimensional interrelation theory, is proposed from which the nature of the wind-tunnel experimental data is revealed. Based on this theory, a correlation algorithm based on functional optimization is also developed to detect the inherent relations that, underly the multi-dimensional wind-tunnel experimental data. The practicability of the multi-dimensional interrelation theory, the capability of the proposed correlation algorithm and the accuracy of the obtained correlation functions are then examined and demonstrated respectively, with several typical test cases. These research results indicate that the multi-dimensional interrelation theory agrees well with physical phenomena, and its correlation algorithm can make use of hypersonic wind-tunnel experimental data effectively and the correlation function is capable of representing the underlying law of the experimental data in an analytical form. With the proposed theory and algorithm, one can expect to find a reliable correlation function with high accuracy for a given set of wind-tunnel experimental data. And such the progress on the ground to flight data correlation is of significant importance for developing advanced hypersonic vehicles.

hypersonic flow, wind tunnel experiment, multi-dimensional interrelation theory, functional optimization correlation algorithm, aerodynamic force, aerodynamic heat transfer

PACS: 07.05.Kf, 07.05.Mh, 07.05.Rm, 06.30.-k, 07.05.Tp

doi: 10.1360/SSPMA2015-00447