高超声速飞行器综合热效应问题

桂业伟^{1,2*}

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. 中国空气动力研究与发展中心, 计算空气动力研究所, 绵阳 621000

*联系人, E-mail: guiyewei777@126.com

收稿日期: 2019-02-28; 接受日期: 2019-06-13; 网络出版日期: 2019-09-16

国家自然科学基金(编号: 11702310, 11672322)和国家重点基础研究发展计划(编号: 2015CB755800)资助项目

摘要 本文提出了在气动加热累积作用下结构响应变形所导致的一系列多因素耦合现象——综合热效应问题。综合热效应会导致高超声速飞行器多物理场间的时-空强耦合效应更加显著, 是未来长航时高超声速飞行器研制中将面临的一个重要问题。本文阐述了综合热效应问题的内涵, 结合飞行器多系统耦合现象的物理链路, 详细阐述了综合热效应问题的物理本质和预测方法, 讨论分析了气动热、气动/结构/轨道耦合等影响综合热效应的关键问题, 介绍了耦合实验研究方面的新进展, 并对考虑新型复合隔热材料跨尺度效应、基于多因素耦合方法的多系统优化设计、舱内热效应对隔热系统的影响等综合热效应的外延与拓展问题进行了讨论。

关键词 高超飞行器, 综合热效应, 多物理场耦合, 内涵, 拓展

PACS: 47.27.-i, 47.27.Eq, 47.27.Nz, 47.40.Ki, 47.85.Gj

1 引言

随着人类对大气层内高超声速飞行的强烈期盼与需求, X-51, SR-72, Manta等新一代高超声速飞行器概念不断涌现。长时间临近空间超高速飞行所带来的严酷气动加热给飞行器隔热及结构设计带来了诸多挑战, 隔热问题已成为制约高超声速飞行器发展的关键问题之一^[1-3]。热防护系统中, 隔热材料的性能对结构的隔热能力十分关键。目前, 一些常用的隔热材料在性能上已接近其应用的上限, 而研制新的高性能隔热材料和改进提升现有材料性能都需要一定的时间周期和较大的研发成本。因此, 立足现有条件, 充分发挥隔热

材料/结构的综合效率, 减少不必要的设计冗余, 也是目前热防护研究工作的一个重要方向。这对飞行器有关技术状态数据, 包括气动力热、结构工作特性、材料性能等的精准把握有了更高的要求。由于飞行器在工作中, 气动、结构中诸物理量都是互相耦合关联的, 采用解耦的方法研究会有相对较大的偏差。因此, 为更精准地把握有关参数和规律, 需要对飞行器的耦合现象开展深入研究, 包括耦合现象的内涵、预测方法和特征规律等。

早期的高超声速飞行器多场耦合分析以Roger^[4]的三个基本假设为基础, 从单向耦合出发, 采用解耦的工程方法进行求解^[4-6]。以当时的计算条件和研究对

引用格式: 桂业伟. 高超声速飞行器综合热效应问题. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2019, 49: 114702

Gui Y W. Combined thermal phenomena of hypersonic vehicle (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2019, 49: 114702, doi: [10.1360/SSPMA2019-0060](https://doi.org/10.1360/SSPMA2019-0060)

象, 这种处理能解决一定的工程问题, 但与实际情况存在一定差距. 随着NASP, TAV, HyTech, Hyper-X等计划的相继提出^[7], 国外逐渐实现了工程方法的耦合求解, 发展形成了基于松/紧耦合求解的数值求解方法, 并在热气动弹性分析、单向/双向影响的耦合分析, 以及相关专业软件研制等方面取得了丰硕成果^[8-10]. 近来, 美国HTV-2, X-51A, X-37B等和俄罗斯锆石、匕首等高超声速飞行器项目的实施, 在多场耦合问题所涉及多物理场耦合求解策略、物理场间数据交互技术、耦合规律和风洞实验研究等诸多方面建立了较为完善的技术基础. 随着精细化设计需求的不断提升, 相关技术仍在不断地发展和完善中^[11-13]. 国内, 自20世纪90年代, 本团队^[14]和黄唐等人^[15]即开展了气动热和热响应的耦合研究^[14,15]. 此后, 本团队一直致力于气动力/热/结构多场耦合机理、规律及预测方法的相关研究, 并逐步形成了较为系统的多场间“体-面”空间耦合以及时间全耦合/松耦合求解的耦合分析理论^[16-19]. 随着飞行器研制的需求牵引, 多物理场耦合分析也从单一系统物理场向多系统物理场、局部构件向整机结构、典型状态向复杂环境/结构综合作用的精细化、一体化分析手段等方向发展.

科学研究和工程实践均表明, 飞行器结构在受到气动加热后会形成非均匀温升, 进而导致相应的热应力和热变形. 长时间气动加热作用积累后, 热变形可能会引发气动特性的变化, 从而引发飞行轨迹和姿态的变化. 这种由材料结构热响应引发的一系列效应, 本文称之为“综合热效应”. 飞行器在长时间气动加热下的综合热效应, 不仅会对产生这一效应的有关物理场/物理量有所影响, 也会对飞行器的其他分系统产生关联影响, 进而影响飞行器的整体性能.

本文讨论分析了综合热效应相关的基本现象和相关研究方法, 并提出综合热效应研究中一些值得关注的基础物理和数学问题.

2 综合热效应现象

2.1 综合热效应的内涵

高超声速飞行器热防护系统相关的物理现象是相互关联、紧密耦合的. 图1给出了高超声速飞行器多物理场耦合现象的物理关系示意图. 图中, 流场(气动力/热)-飞行轨迹与姿态-飞行控制构成了一个稳定的主环

路. 当飞行器飞行过程中实际受到的气动力与设计输入的气动力存在偏差(源自数据的计算与实验预测偏差, 以及飞行环境参数的偏差)时, 会使得飞行器的飞行轨迹参数与设计的轨迹参数发生偏离. 此时, 通常会通过控制系统改变舵/翼状态以调整飞行器的气动力特性, 使飞行器按设计轨迹飞行.

需要指出的是, 长时间气动加热可能导致结构发生显著的热变形, 从而引发飞行器气动力发生变化, 如图1中所示的内回路. 这一气动力的变化与飞行器设计时输入的气动力数据偏差(带有随机和散布特性)有着显著的不同, 是一种明确的会导致飞行器飞行轨迹和姿态产生持续稳定的系统性偏离. 当上述的气动力-飞行轨迹与姿态-飞行控制回路中引入这种偏离作用时, 特别是在长时间飞行加热积累情况下, 会对飞行器的控制系统带来额外的负担, 也会对飞行器的升阻力特性、气动总加热量、射程、落点精度等产生综合影响, 严重时甚至使飞行器无法达到预定的任务目标.

因此, 综合热效应所指的就是长时间高超声速飞行累积加热可能导致结构显著变形而产生的一系列综合影响, 其涉及飞行器的气动力、气动热、结构响应、飞行轨迹、飞行控制和舱内环境等问题. 图2给出了飞行器综合热效应涉及各物理现象的影响链路示意图, 图中箭头方向表示影响方向, 实线表示强影响, 虚线表示弱影响. 显然, 考虑综合热效应后的物理链路比通常的耦合研究更为复杂. 以往的耦合分析主要针对气动力/热与结构导热和热应力的耦合问题, 是以物理量在空间维度上的耦合为主; 而飞行器综合热效应所关联的物理量耦合现象, 具有空间和时间的双重属性与特征.

2.2 综合热效应的物理本质

如图2所示, 根据给出的各物理场耦合关系, 可分为空间耦合和时间耦合两类特征^[19]. 空间耦合层面目前已开展了大量研究, 如气动热与结构热响应之间空间面耦合以及结构热响应与热应力/热变形的空间体耦合. 但通常研究中考虑结构变形及其对控制/弹道影响方面较少, 特别是在时间方向的耦合研究还需要系统深入. 时间耦合则根据各物理场不同的特征时间和相互间强弱耦合关系又分为慢尺度耦合和快尺度耦合. 所谓慢尺度是指物理量之间的影响随时间相对缓慢变化但持续性累积, 通常对飞行器有全域性影响.

图 1 (网络版彩图)高超声速飞行器耦合现象的物理关系图
Figure 1 (Color online) Relationship diagram of hypersonic vehicle coupling phenomenon.

图 2 (网络版彩图)高超声速飞行器耦合现象的物理链路图
Figure 2 (Color online) Physical link diagram of hypersonic vehicle coupling phenomenon.

例如, 长时间气动加热作用下的飞行器热变形问题. 尽管气动热引发的结构变形从物理量的特征时间上看几乎瞬时发生, 但从整个飞行过程分析, 结构热变形是随时间持续累积的, 其导致的飞行高度、马赫数等变化也是累积效应的作用结果. 快尺度则是物理量之间存在双向的强耦合作用. 例如飞行器的动气弹问题, 通常会对飞行器产生局部的非定常、非线性影响. 此外, 飞行器长时间高超声速飞行中, 虽然大面积区域的结构变形对气动热/结构温度场的直接影响较小, 但可能会通过影响飞行轨道和姿态影响气动力和气动加热 (特别是对前缘驻点区域加热产生影响), 使得结构变形对气动热/结构温度场的影响不能忽略.

2.3 综合热效应的计算预测

耦合现象的计算涉及气动、结构、弹道与控制等多个物理场, 不同场之间的域内或界面上存在多物理量特征参数的迭代和数据交互(图3), 以及面几何形变

图 3 (网络版彩图)各物理场的数学表达
Figure 3 (Color online) Mathematical expression of relevant physics field.

引起的网格变形等. 图4给出了气动力/热/结构/弹道等多场耦合问题的数据流程. 由图可看出, 不同特征参数的传递具有时间和空间特性, 耦合迭代需要保证各特征参数的时空协调传递. 这对耦合计算策略(特别是时间方向的耦合计算方案)、数据交互、网格模型等都提出了挑战.

受计算机能力的限制, 全系统的同步联立求解尚不可能; 根据实际物理现象和数据传递过程, 采用标准的紧耦合方法进行分区耦合迭代求解也存在很大困难, 有必要发展相关兼顾计算精度与效率的耦合方法. 其关键在于根据各物理量的特征时间如何恰当地进行数据传递, 即计算过程中时间步长的优选问题. 考虑结构热变形与气动力/热、弹道的相互影响, 本团队建立了基于变形量回溯的双时间步修正耦合方法, 提出了关于气动/弹道耦合预测时间尺度选取的基本原则, 有效兼顾了气动力/热/结构/弹道耦合问题的计算效率与精度^[20].

耦合计算策略和多物理场间数据交换一直是多场耦合问题研究的热点与难点^[20-22]. 由于综合热效应关联物理耦合问题的复杂性, 需要从物理和数学相结合的角度, 给出相关的计算准则以有效兼顾精度和效率. 例如, 耦合策略中既有面体耦合, 也有单向和双向耦合, 物理问题的时间与空间尺度也各不相同. 这需从时间维度出发, 根据各物理场的微分方程特性, 给出更合理的时间推进修正耦合方案. 此外, 不同物理现象的空间尺度特征上存在很大差别, 会出现界面上物理量

图 4 (网络版彩图)多场耦合问题的数据流程

Figure 4 (Color online) Data flow for multi-field coupling problems.

的交互精准度问题,也需要从空间维度出发,结合物理问题的控制方程,给出不同尺度下的数据交互准则。

3 影响综合热效应的关键问题及验证

综合热效应问题涉及的各个物理场和物理因素都会对综合热效应产生影响。本节对几个影响综合热效应的关键问题及相关实验验证进行阐述。其中,气动热是综合热效应的起因,其准确预测与分析是飞行器热防护系统安全评估与优化设计的重要基础;气动力/热、结构变形与飞行轨迹间的时-空强耦合问题是综合热效应的直接体现;实验验证则是提升与完善综合热效应预测能力的关键验证手段。

3.1 气动加热

飞行器复杂外形(尖前缘、缝隙、舵轴、凹坑等)、复杂流动(激波-激波干扰、激波-边界层干扰、分离流等)和复杂反应(化学非平衡、催化/吸附等)带来的复杂气动热问题十分突出,给气动热的准确预测带来很大挑战。本团队基于非结构/混合网格技术、封闭式湍流模型、焓修正与求解器优化技术等,发展了复杂构型飞行器全机全轨迹的气动加热模拟技术(图5)和缝隙(图6)、凹坑(图7)、舵轴(图8)、喷流(图9)等局部复杂干扰下的气动热准确预测方法,突破了大面积气动热的高精度预测方法和考虑局部干扰/稀薄效应的气动加热精细化模拟方法,研究揭示了表面催化/

图 5 (网络版彩图)MF-1 飞行器整机全轨迹气动热数值/飞试结果对比

Figure 5 (Color online) Comparison of aerodynamic heating numerical simulation and flight test results of MF-1 along trajectory.

氧化/辐射特性、化学非平衡/真实气体效应/黏性效应和复杂几何形态等多因素对气动加热的影响规律^[23-25]。

随着深空探测的发展,非空气介质的气动加热问题也受到越来越多的关注。与地球再入过程不同,火星高超声速进入飞行阶段面临以 CO_2 离解混合物为主的特殊气动热环境、非空气介质激波层高焓流动与防热材料相互作用,以及由此形成的气固界面物理化学效应及其耦合效应等一系列复杂现象^[23]。本团队提出了适用于火星气动加热模拟的有限速率壁面模型、基

图 6 (网络版彩图)带缝隙结构的气动热模拟
Figure 6 (Color online) The gap structure aerodynamic heating simulation.

图 7 (网络版彩图)开式凹坑局部热流云图
Figure 7 (Color online) The heat flux nephogram of open pit.

图 8 (网络版彩图)舵轴结构的气动热模拟
Figure 8 (Color online) Aerodynamic heating simulation of rudder shaft structure.

于壁面/界面守恒关系的气固耦合方法(图10), 获得了考虑多种因素、多种效应的能量储存传递机制、真实气体效应、壁面高温化学效应等对气动热的影响规律(图11), 揭示了飞行器热环境地火差异原因及非空介

图 9 (网络版彩图)喷流数值模拟的流场结构
Figure 9 (Color online) Flow field structure of jet flow numerical simulation.

图 10 (网络版彩图)气固界面多效应作用下的壁面热流
Figure 10 (Color online) Surface heat flux under multi-effect of gas-solid interface.

图 11 (网络版彩图)火星与空气的脱体激波形状与比热比
Figure 11 (Color online) Detached shock wave shape and specific heat ratio of Mars and air.

质的气动加热机理^[26].

3.2 结构热响应、飞行轨迹耦合

(1) 结构传热耦合问题. 气动热与结构传热的耦合作为强耦合过程, 其计算准确性将对气动加热和结构温度分布均产生显著影响, 是飞行器综合热效应相关研究中最先开展的一项工作^[14,17]. 本团队在统一求解的一体化计算和耦合迭代计算中均开展了大量研究工作, 并推广到真实外形飞行器的气动热预测和结构温度场评估中. 即使对于马赫数不高的飞机类外形沿轨道飞行, 壁面温升带来的热壁效应仍然非常强烈, 采用等温冷壁条件的传统NS方程数值模拟计算的热流与实际热流差别很大(图12).

(2) 结构变形耦合问题. 结构变形会引发动气弹问题和静气弹问题, 由于其涉及多学科交叉、非定常、非线性、不确定性等, 加之长时间气动加热带来的综合热效应, 使得动气弹问题和静气弹问题十分复杂. 本团队提出了适用于工程应用的热气动弹性计算数据流及耦合求解策略, 发展了相关的计算求解方法和场间数据高效交互方法^[20-22].

图13给出了基于不同时间修正耦合方案的某高超声速飞行器静热气动弹性特性. 综合热效应带来热变形随时间累积, 例如楔形头部的位移在加热约50 s后上翘可达18.5 nm, 这将导致飞行参数进而引发气动特性的较大变化^[20]. 相对静热气弹性问题, 动热气弹问题

图12 (网络版彩图)机头驻点实际热流与冷壁热流沿轨道的变化历程

Figure 12 (Color online) The actual heat flux and cold wall heat flux along the trajectory.

对耦合策略、网格模型、数据交互, 甚至是计算能力等都提出了更高要求. 图14给出了气动力/热作用下机翼的振动特性^[21]. 研究表明, 气动加热造成的热应力对结构热模态和动态响应特性作用明显, 且主要为结构刚度“软化”的负面影响, 因而在飞行器设计、结构强度评估等方面都是不可忽视的问题.

(3) 飞行轨迹耦合问题. 在通常的飞行器研制模式中, 多场耦合研究往往以计算提供热走廊的形式作为

图13 (网络版彩图)飞行器前体静热气动弹性特性的分析
Figure 13 (Color online) Analysis of static aerothermoelastic characteristics of sharp leading structure.

图14 (网络版彩图)飞行器机翼的动热气弹特性

Figure 14 (Color online) Analysis of dynamic aerothermoelastic characteristics of aircraft wing structure.

弹道设计边界, 飞行弹道仿真时并不考虑外形改变带来的影响. 长时间、超高速飞行条件下, 综合热效应带来的结构热变形会影响飞行器气动性能, 进而对飞行弹道带来影响^[20]. 如图15所示, 某助推-压缩楔组合体外形飞行器前体上翘会带来一定的升力增量, 配平攻角增大, 飞行高度增加; 同时, 升阻比降低, 射程变短, 如图16所示.

值得指出的是, 飞行过程中控制系统的作用是通过各种控制面的动作改变飞行器所受气动力(气动控制)来达到控制飞行器姿态和飞行轨迹的目的. 从几何

图 15 (网络版彩图)考虑变形前后的飞行时间-高度变化曲线

Figure 15 (Color online) The flight time-height curve considering the deformation.

图 16 (网络版彩图)考虑变形前后的飞行距离-高度变化曲线

Figure 16 (Color online) The flight distance-height curve considering the deformation.

的角度看就是一种强制变形输入来实现控制. 飞行器的控制系统设计, 通常是针对有关气动数据和飞行环境条件等的散布和误差带, 也就是针对飞行中的随机误差而进行的控制纠偏. 而飞行器的热变形导致的气动参数变化和飞行轨迹偏离对控制系统的输入而言是一种系统误差, 使得控制系统增加了额外的系统偏离而使负担加重. 因此在飞行器设计中, 充分考虑到长时间加热条件下的综合热效应, 对减少各系统冗余, 提升飞行器能力, 是十分有意义的.

3.3 综合热效应相关实验验证

(1) 气动热实验. 实验测试与验证是气动热研究的重要手段. 为进一步改进风洞实验中气动热的测量精度, 需要考虑传感器的三维传热效应以及由传感器材质与被测结构不同而带来的“冷点”效应. 本团队发展了基于反问题的三维数据处理方法^[27](图17)以及考虑气动热/结构耦合效应的数据修正方法^[28](图18), 有效消除了热流传感器的“平头”效应和飞行器表面由“冷点”效应带来的热流测量偏差. 此外, 利用石英灯阵辐射加热, 并通过建立考虑辐射、反射、吸收及结构传热效应的影响使受加热面的净热流可按要求控制变化设计模拟方法, 对石英灯数量、位置、功率等的异化调控进行设计, 实现了目标热流按气动加热特征(热壁热流)的模拟^[29], 如图19所示.

值得指出的是, 受复杂外形、复杂流动和复杂效应影响, 气动热预测相关的边界层对流换热、壁面

图 17 采用反分析方法的测热数据处理

Figure 17 Thermal data processing using inverse analysis method.

图 18 (网络版彩图)模型飞行实验测量结果与计算结果比较

Figure 18 (Color online) Comparison of measurement results and calculation results of model flight experiments.

图 19 (网络版彩图)基于灯阵功率异化调控的气动热模拟

Figure 19 (Color online) Aerodynamic heating simulation based on lamp array power dissipation regulation.

吸附/催化、烧蚀效应等的气动加热机理、模型与算法仍需要进一步深入研究, 相关的测量原理、传感器设计、数据处理方法等热流测量技术也亟待发展。

(2) 气动力/热与结构力/热响应耦合实验. 由于涉及气动力/热环境难以同时满足、耐高温/大柔度/高强度等模型设计、高温高压以及振动/光学等强干扰测量等多方面困难, 因而飞行器气动力/热/结构耦合特性的风洞实验研究鲜有报道. 本团队^[30-32]采用计算与实验密切结合的融合式研究对该问题进行了初步探索. 在实验方案设计中, 利用自主发展的飞行器多场耦合分析软件CAPTER^[16]针对实验工况进行了全面的预测与模拟, 以此为基础进行实验模型和方案设计、实验参数确定等工作, 有效缩短了实验周期, 提高了对实验现象和规律把握的细致度. 图20和21分别展示了的实验模型及其受气动加热后头锥的变形^[20]. 图22还同时给出了实验与计算对比图, 两者符合较好.

在耦合现象的实验验证中, 由于气动与结构的耦合现象涉及物理特征复杂, 相似性通常是不成立的, 而目前的风洞实验能力限制, 很难对飞行器或部件进行全尺寸实验, 对此, 本研究团队开展了耦合问题的分步相似性研究, 将一个复杂的耦合现象分成几步来进行缩比实验测量, 并找到各步间参数的关联关系, 以实现气动/结构耦合问题缩比实验数据与飞行器天

图 20 (网络版彩图)多场耦合实验研究的模型

Figure 20 (Color online) The experimental model of multi-field coupling.

图 21 模型头部变形的实验结果

Figure 21 Experimental results of structural deformation of leading edge.

图 22 (网络版彩图)头部变形的计算与实验结果对比
Figure 22 (Color online) Comparison of calculation and experimental results of leading edge.

上状态数据的换算问题^[21], 如图23所示.

4 综合热效应的外延与拓展

4.1 新材料带来的复杂热现象

由于复合材料中不同性质材料以不同结构尺度或层次组合的特征, 因此气动力/热与结构力/热响应耦合

研究时, 材料的多场、多尺度、多维度模拟是一个非常复杂的问题. 本团队基于数值和实验研究, 建立了蜂窝材料、相变材料、编织材料等多种隔热材料等效物性参数预测方法及传热特性分析方法^[33,34], 如图24和25所示; 并提出了在保证材料等效物性不变情况下通过组分优化的材料轻量化方法^[35], 如图26所示. 然而, 由于材料的微结构、工艺、服役环境等复杂性, 相关物理现象如热破坏模式的随机性等还有待探索研究. 此外, 这些复杂构成的材料, 其用于工程分析的等效物性参数的确定也需要深入研究. 通常基于一维模式下得到的参数的适用范围需要通过细致的多尺度分析来给定. 实际上, 一个复杂三维问题中的等效物性参数, 可能不仅是材料状态的函数, 而且可能与其经历的过程和边界条件有关, 有待我们去研究澄清.

4.2 基于综合热效应的优化

通常的高超声速飞行器设计中将气动、结构以及弹道与控制等分系统进行解耦, 按顺序进行总体、布局、气动、结构、飞行轨道、控制等各部门串行式设计, 当指标未满足要求时进行反复迭代得到最后的优化结果. 这不仅使得研制周期偏长、成本较高, 而且不容易获得飞行器各学科综合性能的最优化. 长时间飞行的高超声速飞行器的综合热效应, 使得气动设计

图 23 (网络版彩图)多场耦合问题的分步相似
Figure 23 (Color online) Step-by-step similarity of multi-field coupling problems.

图 24 (网络版彩图) 编织复合材料物性参数的预测. (a) X - Y 平面复合材料编织特征; (b) 单胞模型预制体表面温度云图; (c) C/C 多层胞体模型 Z 向等效导热系数对比; (d) C/SiC 多层胞体模型 Z 向等效导热系数对比

Figure 24 (Color online) Prediction of physical properties of woven composites. (a) Meso-structure characteristic of braided structure in X - Y Plane; (b) temperature contour on surfaces of fiber preform; (c) comparison of equivalent thermal conductivity of Z -direction in multi-layer C/C cells; (d) comparison of equivalent thermal conductivity of Z -direction in multi-layer C/SiC cells.

和热防护、飞行轨道与控制等的设计更加紧密相关. 以飞行过程中结构性能变化(特别是变形)为多因素影响关联的诸分系统耦合优化设计, 在优化中突出考虑了不同学科分系统间的耦合效应, 使设计闭环更加严谨.

目前, 本团队在综合考虑气动力、气动热环境和飞行轨道的耦合基础上, 发展了高超声速飞行器气动布局的多学科设计方法, 实现了气动布局与飞行轨道的多学科设计优化(未计入控制影响的开环优化). 图27给出了气动力/热/轨迹多学科多目标优化设计后的某飞行器布局^[36-38]. 此外还进行了结构与气动力热环境耦合优化的探索, 图28是基于变厚度设计给出了力/热载荷非均匀作用下防热瓦结构轻量化的外形优化结

果^[38]. 研究表明, 耦合效应下的联合优化设计相比分系统之间串行迭代加安全裕度式的设计, 能够在协同设计中得到更好的设计结果和提高设计效率缩短设计周期.

在下一步的优化设计研究中, 将基于气动、结构、飞行轨道、控制效应耦合分析方法, 探索发展能反映多学科间的时-空耦合关系的综合热效应影响下的耦合优化方法, 并摸索开展更好地兼顾气动、结构、材料等各方面的指标需求和控制能力约束, 能计及全程飞行的姿态与轨道偏移、控制边界与裕度的融合式优化设计研究. 这对提高设计精细度、减少各部门之间的设计迭代、壁面较大的设计冗余、缩短设计

图 25 (网络版彩图)复合相变材料性能的预测
Figure 25 (Color online) Prediction of properties of composite phase change materials.

图 26 (网络版彩图)编织复合材料的轻量化
Figure 26 (Color online) Lightweight design method for woven composites.

图 27 (网络版彩图)基于多系统耦合的飞行器布局联合优化
Figure 27 (Color online) Joint optimization of aircraft layout based on multi-system coupling.

时间是很有意义的.

4.3 舱内热效应

随着新一代高超声速飞行器长航时、远航程的发展,通过隔热结构进入飞行器内部的热量显著增大.此外,由于舱内高能密度仪器设备的广泛使用,内部热载荷较传统高超声速飞行器有较大幅度的增加.考虑综合热效应影响,舱内热效应研究需关注以下两方面的问题:

(1) 多尺度融合的多量级耦合热分析方法^[39].现代飞行器舱内各发/散热部件在几何上具有多尺度特征,其尺寸跨度可能从毫米、厘米到米;相关的物理量也可能存在着多量级的特征.为满足热管理系统特性的高保真预测,以及在此基础上的精细化设计需求,这就需要对舱内热管理系统进行部件到系统级的多尺度并且能反应物理量多量级特征的建模与仿真,如图29所示.

(2) 舱内外耦合热分析方法.舱内热管理主要包含热量的收集、储存、传输及排散等过程,往往涉及汽、固、液多相态共存,导热、对流、辐射、相变等多机制复合的复杂过程.在长时间飞行条件下,飞行器气动热/结构热响应和舱内热效应可能会互相扩展而产生耦合作用,因此热管理必须考虑飞行器内、外热载荷的联合作用^[40],因而对舱内外耦合条件下热管理系统特性的精细化预测与评估提出了紧迫需求.图30给出了舱内外耦合热分析的框架.

5 结论

针对飞行器长时间气动加热引发的综合热效应,

图 28 (网络版彩图)力/热综合下的隔热瓦结构轻量化
Figure 28 (Color online) Lightweight design of heat protection tile under aerodynamic and aerodynamic heating synthesis.

图 29 (网络版彩图)舱内外耦合问题的多尺度问题
Figure 29 (Color online) Multi-scale coupling problem inside and outside the cabin.

本文阐述了该问题的耦合分析方法、耦合现象与规律和耦合考核实验, 对影响综合热效应的关键问题进行了讨论分析, 结合未来技术的发展预期, 归纳形成如下观点.

(1) 综合热效应是长时间高超声速飞行累积加热导致结构变形而产生的一系列综合影响, 涉及气动力、气动热、结构响应、飞行轨迹、飞行控制和舱内环境等问题, 具有空间和时间的双重属性与特征.

(2) 综合热效应所导致的复杂时空耦合关系, 对耦合条件下的分析与设计方法提出了越来越高的要求. 此外, 综合热效应对整个飞行器的影响, 特别是结构变形带来飞行轨迹和姿态的系统偏差, 导致控制系统负担增加、控制能力边界减小, 需要进一步开展深入研究, 并在设计中加以关注.

(3) 基于综合热效应的耦合分析方法, 发展飞行器多系统联合优化设计方法, 有利于提升设计效率, 减少冗余传递, 值得深入开展研究. 但其涉及时空耦合求解中数学准则、随机问题数学分析与多尺度多维度适定的物理分析等基础数学和物理问题, 需要与相关学科联合研究突破.

(4) 综合热效应会对飞行器的其他分系统产生关联影响, 进而影响飞行器的整体性能. 在研制设计之初即考虑该影响, 并主动应用该影响以提升飞行器综合性能, 可能成为未来新一代高超声速飞行器性能提升的一个很有潜在价值的重要研究方向.

图 30 (网络版彩图)舱内外耦合分析方法
Figure 30 (Color online) Coupling analysis method of in-out cabin.

致谢 感谢中国空气动力研究与发展中心的唐伟、国义军、耿湘人、王安龄、杜雁霞、魏东、曾磊、刘磊、王振锋、石友安、代光月、冯毅、张昊元、肖光明、杨肖峰、刘深深、邱波、朱言旦、万云博、李睿智等人的工作及为本文提供的相关研究结果。

参考文献

- 1 Yang Q, Xie W H, Peng Z J, et al. New concepts and trends in development of thermal protection design and analysis technology (in Chinese). *Acta Aeronaut Astronaut Sin*, 2015, 36: 2981–2991 [杨强, 解维华, 彭祖军, 等. 热防护设计分析技术发展中的新概念与新趋势. *航空学报*, 2015, 36: 2981–2991]
- 2 Huang W, Luo S B, Wang Z G. Key techniques and prospect of near-space hypersonic vehicle (in Chinese). *Acta Aeronaut Astron Sin*, 2010, 31: 1259–1265 [黄伟, 罗世彬, 王振国. 临近空间高超声速飞行器关键技术及展望. *宇航学报*, 2010, 31: 1259–1265]
- 3 Gui Y W, Tang W, Du Y X, et al. Thermal Safety Issues of Near-Space Hypersonic Vehicles (in Chinese). Beijing: National Defense Industry Press, 2019 [桂业伟, 唐伟, 杜雁霞, 等. 临近空间高超声速飞行器热安全. 北京: 国防工业出版社, 2019]
- 4 Roger M. Aerothermoelasticity. *Aero/Space Eng*, 1958, 17: 34–43, 64
- 5 Cunningham H J. Panel-flutter analysis of a thermal protection-shield concept for the space shuttle. *AIAA J*, 1972, 10: 1101–1103
- 6 Wei Y Y, Liu P, Zhang D Q, et al. Analysis of foreign hypersonic technology development and flight experiments (in Chinese). *Flying Missiles*, 2010, 5: 2–9 [魏毅寅, 刘鹏, 张冬青, 等. 国外高超声速技术发展及飞行实验情况分析. *飞航导弹*, 2010, 5: 2–9]
- 7 Mansour N N, Pittman J L, Olson L E. Fundamental aeronautics hypersonics project: Overview. In: *Proceedings of 39th AIAA Thermophysics Conference*. Miami: AIAA, 2007
- 8 Gee D J, Sipcic S R. Coupled thermal model for nonlinear panel flutter. *AIAA J*, 1999, 37: 642–650
- 9 Chen Y K, Milos F S. Solution strategy for thermal response of nonablating thermal protection systems at hypersonic speeds. In: *AIAA 34th Aerospace Science Meeting and Exhibit*. Reno, Jan 15–18, 1996
- 10 Olynick D. Trajectory based TPS sizing for an X-33 winged vehicle concept. In: *AIAA 35th Aerospace Science Meeting and Exhibit*. Reno, Jan 6–9, 1997
- 11 Culler A J, McNamara J J. Fluid-thermal-structural modeling and analysis of hypersonic structures under combined loading. In: *Proceedings of 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*. Denver: AIAA, 2011
- 12 Tran H, Farhat C. An integrated platform for the simulation of fluid-structure-thermal interaction problems. In: *Proceedings of 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. Denver: AIAA, 2002
- 13 Haupt M C, Niesner R, Unger R, et al. Computational aero-structural coupling for hypersonic applications. In: *Proceedings of 9th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference*. San Francisco: AIAA, 2006
- 14 Gui Y W, Chen L, Yu Z C, et al. The numerical simulation of coupled unsteady ablation and heat transfer in the porthole (in Chinese). *J Eng Thermophys*, 1997, 18: 331–335 [桂业伟, 陈兰, 余泽楚, 等. 窗口区域烧蚀瞬态热响应耦合计算与温升规律研究. *工程热物理学报*, 1997, 18: 331–335]
- 15 Huang T, Mao G L, Jiang G Q, et al. Two dimensional coupled flow-thermal-structural numerical simulation (in Chinese). *Acta Aerodyn Sin*, 2000, 18: 115–119 [黄唐, 毛国良, 姜贵庆, 等. 二维流场、热、结构一体化数值模拟. *空气动力学学报*, 2000, 18: 115–119]
- 16 Gui Y W, Liu L, Dai G Y, et al. Research status of hypersonic vehicle fluid-thermal-solid coupling and software development (in Chinese). *Acta Aeronaut Astron Sin*, 2017, 38: 020844 [桂业伟, 刘磊, 代光月, 等. 高超声速飞行器流-热-固耦合研究现状与软件开发. *航空学报*, 2017, 38: 020844]
- 17 Geng X R, Zhang H X, Shen Q, et al. Study on an integrated algorithm for the flowfields of high speed vehicles and the heat transfer in solid structures (in Chinese). *Acta Aerodyn Sin*, 2002, 20: 422–427 [耿湘人, 张涵信, 沈清, 等. 高速飞行器流场和固体结构温度场一体化计算新方法的初步研究. *空气动力学学报*, 2002, 20: 422–427]
- 18 Liu L, Gui Y W, Geng X R, et al. Study on the temperature field of hypersonic vehicle structure with aerothermoelasticity deformation (in Chinese). *Acta Aerody Sin*, 2015, 33: 31–36 [刘磊, 桂业伟, 耿湘人, 等. 热气动弹性变形对飞行器结构温度场的影响研究. *空气动力学学报*, 2015, 33: 31–36]
- 19 Gui Y W, Liu L, Geng X R, et al. Study on the computation strategy and method of aero-dynamic-thermal-structural coupling problem (in

- Chinese). *J Eng Thermophys*, 2015, 36: 1047–1051 [桂业伟, 刘磊, 耿湘人, 等. 气动/热与结构多场耦合计算策略与方法研究. *工程热物理学报*, 2015, 36: 1047–1051]
- 20 Dai G Y. Method and Application Research on the Fluid-Thermal-Structural Interaction Problems in Hypersonic Flow (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2016 [代光月. 高超声速气动/热/结构多场耦合方法及应用研究. 博士学位论文. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心研究生部, 2016]
- 21 Liu L. Study on the Characteristics and Similarity Criteria of Aerothermoelasticity for Hypersonic Vehicle (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2014 [刘磊. 高超声速飞行器热气动弹性特性及相似准则研究. 博士学位论文. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心研究生部, 2014]
- 22 Liu S S, Tang W, Gui Y W, et al. A new data transfer method in fluid-thermal-structure coupling problems (in Chinese). *J Astron*, 2016, 37: 61–66 [刘深深, 唐伟, 桂业伟, 等. 一种多场耦合数据传递新方法. *宇航学报*, 2016, 37: 61–66]
- 23 Zhang H Y. Numerical Investigation for Aerodynamic Heating Environment on Leading-edge Gap of Hypersonic Vehicle (in Chinese). Dissertation for Master's Degree. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2012 [张昊元. 高超声速飞行器前缘缝隙流动气动热环境数值模拟研究. 硕士学位论文. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心研究生部, 2012]
- 24 Qiu B, Guo Y J, Zhang H Y, et al. Free stream parameters' effects on vortexes and aerodynamic heating environment in thermal protection tile transverse gaps (in Chinese). *Acta Aeronaut Astron Sin*, 2016, 37: 761–770 [邱波, 国义军, 张昊元, 等. 来流参数对防热瓦横缝旋涡结构及热环境的影响. *航空学报*, 2016, 37: 761–770]
- 25 Wan Y B. Numerical Algorithm for Aerothermodynamic Prediction Based on Second-order Finite Volume Methods on Hybrid Grids (in Chinese). Dissertation for Master's Degree. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2017 [万云博. 基于混合网格的二阶有限体积气动热环境数值计算方法研究. 硕士学位论文. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心研究生部, 2017]
- 26 Yang X F. Hypersonic Aerodynamic Heating Characteristics and Coupling Thermal Effects for Mars Entry Vehicles (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2017 [杨肖峰. 火星进入器高超声速气动加热与耦合热效应研究. 博士学位论文. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心研究生部, 2017]
- 27 Shi Y A, Zeng L, Qian W Q, et al. The applied study on aerothermodynamic parameter estimation in the experiment of heat flux testing (in Chinese). *J Eng Thermophys*, 2010, 31: 1555–1558 [石友安, 曾磊, 钱炜祺, 等. 气动热参数辨识在测热实验中的应用研究. *工程热物理学报*, 2010, 31: 1555–1558]
- 28 Zeng L, Jiang D W, Shi Y A, et al. Quantitative analysis of data error in ground thermal experiment data (in Chinese). In: Academic Conference of Heat and Mass Transfer of Engineering Thermophysics Society. Beijing, 2010 [曾磊, 江定武, 石友安, 等. 地面测热实验数据系统误差定量分析研究. 见: 工程热物理学会传热传质学术会议. 北京, 2010]
- 29 Zhu Y D. Study on optimization design method of quartz lamp array heating (in Chinese). Dissertation for Master's Degree. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2016 [朱言旦. 石英灯阵加热优化设计方法研究. 硕士学位论文. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心研究生部, 2016]
- 30 Liu L, Dai G Y, Zeng L, et al. Preliminary test model design of fluid-thermal-structural interaction problems (in Chinese). *Acta Aeronaut Astron Sin*, 2017, 38: 221165 [刘磊, 代光月, 曾磊, 等. 气动/热与结构多场耦合实验模型方案初步设计. *航空学报*, 2017, 38: 221165]
- 31 Wang Z F, Zhang K L, Jiang T. Research on leading edge radius effect on wall static pressure and heat flux distribution of three-stage compression ramp (in Chinese). *J Propuls Tech*, 2014, 35: 1009–1016 [王振锋, 张扣立, 江涛. 三级压缩楔前缘半径对壁面静压及热流分布影响研究. *推进技术*, 2014, 35: 1009–1016]
- 32 Liu L, Dai G Y, Zeng L, et al. Experimental model design and preliminary numerical verification of fluid-thermal-structural coupling problem. *AIAA J*, 2019, 57: 1715–1724
- 33 Shi Y A, He L X, Qiu B, et al. Multiscale heat transfer analysis of Z-directional carbon fiber reinforced braided composites (in Chinese). *Acta Aeronaut Astron Sin*, 2016, 37: 1207–1210 [石友安, 贺立新, 邱波, 等. 碳布叠层穿刺复合材料多尺度传热特性研究. *航空学报*, 2016, 37: 1207–1210]
- 34 Xiao G M, Du Y X, Liu L, et al. Numerical simulation and experimental study on the thermal characteristics of composite phase change materials for heat storage (in Chinese). *J Exp Fluid Mech*, 2018, 3: 48–53 [肖光明, 杜雁霞, 刘磊, 等. 复合蓄热材料传热特性计算与实验研究. *实验流体力学*, 2018, 3: 48–53]
- 35 Li R Z. Lightweight research on thermal protection system considering the influence of mesoscopic characteristic (in Chinese). Dissertation for Master's Degree. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2018 [李睿智. 考虑编织复合材料细观特性的热防护系

统轻量化方法研究. 硕士学位论文. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心研究生部, 2018]

- 36 Tang W, Feng Y, Yang X F, et al. Practices of aerodynamic configuration design for non-ballistic trajectory vehicles (in Chinese). *Phys Gases*, 2017, 2: 1–12 [唐伟, 冯毅, 杨肖峰, 等. 非惯性弹道飞行器气动布局设计实践. *气体物理*. 2017, 2: 1–12]
- 37 Feng Y, Xiao G M, Tang W, et al. Aerodynamics configuration conceptual design for X-37 analog transporter (in Chinese). *Acta Aerodyn Sin*, 2013, 31: 94–98 [冯毅, 肖光明, 唐伟, 等. 类X-37运载器气动布局概念设计. *空气动力学学报*, 2013, 31: 94–98]
- 38 Yang X F, Tang W, Gui Y W, et al. Study on aerodynamic configuration of mars probe (in Chinese). *Manned Spacelight*, 2015, 21: 412–417 [杨肖峰, 唐伟, 桂业伟, 等. 火星探测着陆器气动布局研究. *载人航天*, 2015, 21: 412–417]
- 39 Wei D, Shi Y A, Yang X F, et al. Lightweight design method of thermal protection tile for hypersonic vehicle based on variable thickness (in Chinese). *J Astron*, 2018, 39: 285–291 [魏东, 石友安, 杨肖峰, 等. 高超声速飞行器隔热瓦结构的变厚度轻量化设计方法. *宇航学报*, 2018, 39: 285–291]
- 40 Du Y X, Xiao G M, Liu L, et al. Heat transfer performance study of composite phase change materials for thermal management. *J Thermophys Heat Transf*, 2018, 32: 756–763

Combined thermal phenomena of hypersonic vehicle

GUI YeWei^{1,2*}

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

² Computational Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China

The combined thermal phenomena are a series of multi-factor coupling phenomena caused by the structural thermal response under the cumulative action of aerodynamic heating. The combined thermal phenomena, which will lead to a more significant time-space coupling effect on the multiple physics of hypersonic vehicle, is an important issue in the development of long-haul hypersonic vehicle in the future. This paper describes the connotation of the combined thermal phenomena by combining with the physical link of the aircraft system coupling phenomenon. The physical essence and prediction methods of the combined thermal problem are expounded in detail. The key issues affecting the combined thermal problem such as aerodynamics, aerodynamics/structure/trajectory coupling are discussed. The new progress in the research of coupling experimental verification is introduced. The extension of the combined thermal problem such as the multi-scale effect of the new composite thermal protection materials, the multi-system optimization design based on the multi-factor coupling method, and the influence of the cabin thermal effect on the heat protection system are discussed.

hypersonic vehicle, combined thermal effect, multi-physics coupling, connotation, extension

PACS: 47.27.-i, 47.27.Eq, 47.27.Nz, 47.40.Ki, 47.85.Gj

doi: [10.1360/SSPMA2019-0060](https://doi.org/10.1360/SSPMA2019-0060)