

多场耦合环境下高超声速飞行器结构动强度问题综述



邹学锋^{1,2}, 潘凯^{1,2,*}, 燕群^{1,2}, 郭定文^{1,2}, 刘小川¹

1. 中国飞机强度研究所, 陕西 西安 710065

2. 航空声学与振动航空科技重点实验室, 陕西 西安 710065

摘 要:高超声速飞行器是目前国际航空航天界最为活跃的研究领域之一, 严酷的气动热/力/噪声等多场耦合环境给飞行器轻质/功能一体化结构强度带来了严峻挑战, 已成为影响飞行器研制成败的关键因素。本文描述了高超声速飞行器在不同飞行包线下的主要耦合载荷环境特征, 结合飞行器材料与结构设计要求, 阐述了几类典型的高超声速飞行器结构多场耦合动力学问题, 梳理了国内外相关热/力/振动/噪声等多场耦合技术研究进展, 详细探讨了不同耦合环境下的飞行器结构动力学分析与试验关键技术, 通过多场耦合技术现状与发展态势分析, 总结提出了未来多场耦合的主要发展方向。

关键词:高超声速; 多场耦合; 动力学; 热噪声; 地面试验

中图分类号: V215.2

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2020.12.001

随着航空航天技术的快速发展, 飞行器越来越凸显出功能先进性和系统复杂性等特点, 导致飞行器在研制中不可避免地面多交叉、多因素干扰、多物理场耦合(简称多场耦合)等问题, 对于高超声速飞行器而言尤其如此。随着工程研制的不断深入, 高超声速飞行器热、结构、流体、电磁、声学、控制等之间的耦合效应凸显, 成为极富挑战的一项前沿热点课题。耦合可能发生在流体/结构、热/结构、电磁/结构、静电/结构等两个物理场之间, 也可能发生在如磁/热/结构、电/热/结构等三个物理场之间, 甚至还会发生在电磁/热/结构/流体 4 个物理场之间。这些耦合在不同程度上会对飞机的系统功能性、控制精确性、结构安全性等方面产生影响。对于飞行器结构而言, 气动热、气动力、气动噪声、离心力、机械振动等载荷之间的耦合作用是制约结构安全性的主导因素, 对结构强度的威胁较大。

高超声速飞行器在大气层内以超过马赫数 5 的速度飞行, 飞行器表面要经受极端严酷的复杂载荷环境, 包括热载荷、机械力载荷、压力载荷、声载荷等。如高超声速飞行器在整个飞行过程中, 很多部位既受到高声强噪声激励, 同时又处于高温环境之中。例如, 高空高速飞行器在大气层内

以较高速度飞行时, 高速气流导致飞行器头锥、翼前缘驻点区间表面产生很大的热应力和气动噪声, 研究表明, 缺乏热保护系统的飞行器结构表面温度估计达 1600°C, 飞机部件(如进气道、后机身及尾翼)都处于高温强噪声环境中。另外, 随着飞行速度的增大, 飞行器蒙皮、航天器隔热防护板等结构暴露在越来越严酷的热、声、振、静综合环境中^[1-3]。

本文重点围绕高超声速飞行器结构在气动力、噪声、气动热、机械振动等复杂耦合载荷环境下的强度问题, 以工程需求为牵引, 探讨应用于飞行器设计、验证等阶段的多场耦合技术体系与进展, 提出未来高超声速飞行器结构多场耦合动力学发展方向。

1 高超声速飞行器结构耦合动力学问题

为满足空天一体化作战需求, 高超声速飞行器的设计正朝着高超声速、大空域、可重复使用等方向发展, 由此导致飞行器在全飞行包线下的载荷环境越来越复杂和严酷; 另一方面飞行器的设计对材料与结构的要求也越来越高, 如轻质、多功能、极限承载与长寿命等。两者之间的制约与矛盾直接导致多场耦合机理、复杂响应与疲劳失效等科学

收稿日期: 2020-10-19; 退修日期: 2020-10-27; 录用日期: 2020-11-11

*通信作者: Tel.: 029-88268265 E-mail: pankai.er@126.com

引用格式: Zou Xuefeng, Pan Kai, Yan Qun, et al. Overview of dynamic strength of hypersonic vehicle structure in multi-field coupling environment[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(12): 3-15. 邹学锋, 潘凯, 燕群, 等. 多场耦合环境下高超声速飞行器结构动强度问题综述[J]. 航空科学技术, 2020, 31(12): 3-15.

问题,需要从载荷环境、材料与结构特征、耦合机制、动力学响应与疲劳等多个方面进行深入探究,如图1所示。

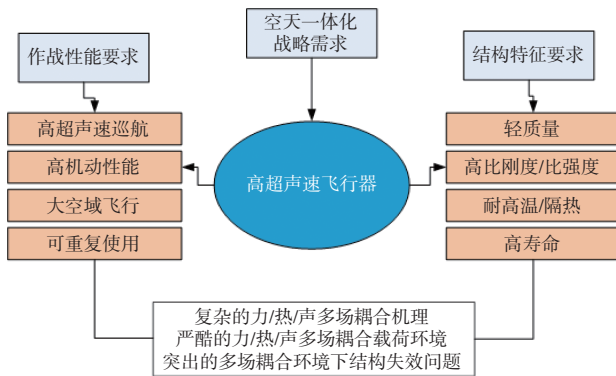


图1 高超声速飞行器结构耦合动力学问题

Fig.1 Coupling dynamics of hypersonic vehicle structure

1.1 主要耦合载荷特征

高超声速飞行器具有长航时、超高速、可重复等特点,其载荷环境主要呈现出量级高和强耦合等特征。在大气层内高速飞行时由于边界层分离、激波及气体加热等效应,导致飞行器在全飞行包线下飞机局部如升降舵、方向舵、襟翼、头锥等将经历严酷的气动热、气动噪声、气动力与机械振动等耦合载荷环境。波音公司在MANTA概念飞机研制过程中的飞行剖面设计如图2所示,该图给出了全飞行包线下的热流、动压、加速度过载等载荷时间历程^[4]。

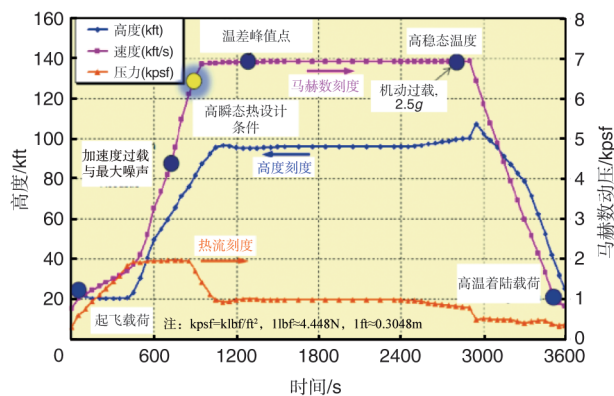
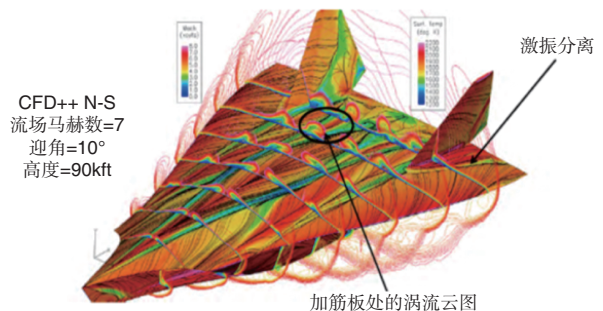


图2 MANTA飞机典型飞行包线下的载荷历程

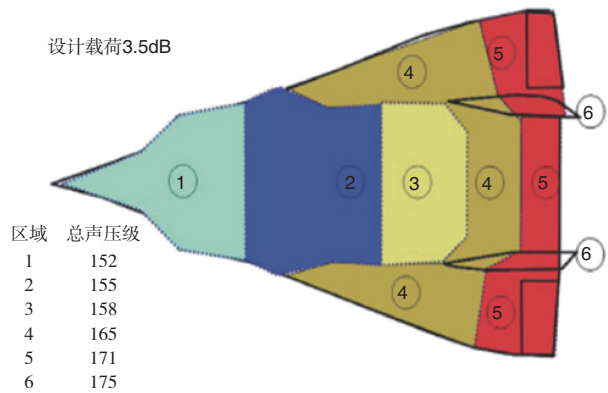
Fig.2 Load history under MANTA aircraft flight envelope

波音公司在航空器集成与技术(AVIATR)项目分报告《高超声速巡航飞行器热结构设计》中指出:输入载荷必须被更合理地定义,因为它可能是噪声、结构振动、冲击、热、静态压力、面内载荷的综合。以技术验证机(TX-V)为例(见图3),该飞机在以马赫数 $Ma=7$ 速度在大气层内飞行时,表面局部温度设计指标超过 1500°C ,总声压级设计指标

达到175dB,稳态压力不低于 $\pm 1.5\text{psi}$ ($1\text{psi}=1\text{bf}/\text{in}^2$, $1\text{in}\approx 25.4\text{mm}$),此外还承受2.5机动过载带来的面内与弯曲机械力载荷^[5]。如此严酷的耦合载荷环境给高超声速飞行器的设计与研制带来了严峻挑战。事实上,多场载荷环境下引起的结构破坏是高超声速飞行器结构设计与应用的重要考虑因素,美国空军在该方面的维修费用超过2000万美元/年。



(a) 温度载荷分布



(b) 噪声载荷分布

图3 波音公司技术验证机(TX-V)表面载荷特征

Fig.3 Surface load characteristics of Boeing technology demonstrator (TX-V)

由于飞行马赫数高,高超声速飞行器表面边界层内的剧烈摩擦作用产生热流,该热流密度近似与飞行速度的三次方成正比,剧烈的空气压缩与流动分离还会带来较大的气动力载荷。现有资料表明,洲际弹道导弹弹头再入大气层时,飞行最大马赫数可在20以上,端头驻点区的空气温度超过 2000°C ,热流密度超过 $50000\text{kW}/\text{m}^2$,最高压力达到10MPa左右,另外发动机等动力系统引起的机械振动与非定常气动力引起的抖振等载荷同样也不可忽视。高马赫数不仅带来严酷的气动加热与气动力效应,同时还会产生强烈的气动噪声环境,事实上,高超声速飞行器的噪声源包括激波、边界层干扰、发动机喷流等多种激励,包括高超声速飞行器在大气层内巡航、再入大气层时的气动噪声,进气道激波噪声、超燃冲压发动机喷气噪声等。由此导致局部脉

动压力呈现出宽频随机特性,总声压级甚至超过 170dB。例如,运载火箭发动机推力脉动引致的机械振动频率范围一般为 0~2000Hz。空气脉动压力和发动机喷气噪声经整流罩传递至航天器表面,频率范围可达 10~10000Hz,因此具有明显的宽频性质,而且在中高频段呈现明显的随机特性^[6]。

1.2 材料与结构设计要求

对于可重复使用高超声速飞行器而言,适用于严酷耦合环境的轻质、长寿命、多功能一体化材料与结构设计是一项关键技术,同时也是一项巨大挑战。波音在 MANTA 高超声速飞行器研制过程中总结出:下一代先进飞行器将使用能够承受严酷热、静载和噪声综合载荷环境的高强度轻质材料^[7],图4为该飞行器重量(质量)分布。

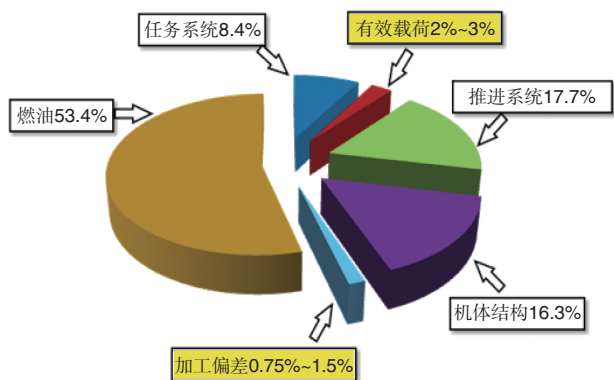


图4 MANTA高超声速概念飞行器重量分布

Fig.4 MANTA hypersonic concept aircraft weight distribution

高超声速飞行器热防护系统是材料与结构设计的核心内容之一,需要考虑严酷的气动热/力等耦合服役环境的适应性,必须具有耐高温、隔热性能稳定、抗气流冲刷、抗热振和噪声、可重复使用等综合性能。从重复使用角度可分为两种类型:烧蚀防热系统与可重复使用热防护系统。其中烧蚀防热系统主要用于具有高焓热流、短时加热特征的航天器^[8-9],可重复使用热防护系统则通常用于具有中等热流、长时加热特征的空天飞机等可重复使用飞行器。

热防护材料可分为橡胶基、树脂基、碳基、陶瓷基及杂化基体等复合材料,隔热材料可分为有机/无机泡沫材料、超级隔热气凝胶、陶瓷瓦及气凝胶复合体、柔性隔热毡等。可重复使用热防护材料又可分为非承载型和防热/承载一体化材料,前者一般只承受振动载荷,该类材料主要应用于飞行器内部,具有较低的热导率和较高的抗红外辐射能力,如玻璃纤维棉毡类热防护材料、气凝胶隔热材料等。防热/承载一体化热防护材料是当前可重复使用飞行器的主攻方

向,该类材料的结构包括表面层和隔热层,表面层具有耐高温、强度高且发射率高的特点,隔热层同样具备低的热导率、高的抗红外辐射能力和一定的强度和韧性,如航天飞机隔热瓦、盖板式热防护系统等。该类材料主要应用于飞行器外部,需承受热/力/振动/噪声等综合载荷,该材料与周边热/力/气流等环境发生复杂的相互作用,因而设计和制造难度大大提高^[10]。

近年来,以陶瓷基复合材料(ceramic matrix composite, CMC)为代表的热结构作为国际上先进高超声速飞行器热防护系统设计的主流结构形式备受关注,如图5和图6所示(华氏度°F换算: $t_f(^{\circ}\text{F})=32+1.8t(^{\circ}\text{C})$)。热结构除具有高度可重复使用、全寿命成本低、结构模块化、全天候、易检查维护等新型高超声速飞行器所要求的特点外,还具有与主体结构相近的热膨胀特性,易于一体化设计,具有强韧性和耐冲击性、可进行损伤容限设计等特点^[11-12]。美国空军研究实验室(AFRL)启动了高超声速飞行器热结构详细设计项目,并将此作为中西部结构科学中心(MSSC)的专项研究项目^[4]。尽管如此,高温、流动、噪声、低氧低气压等多场耦合环境下热结构变形协调、刚度匹配、密封性能、连接可靠性、疲劳失效等问题仍然是制约当前技术发展的关键问题。

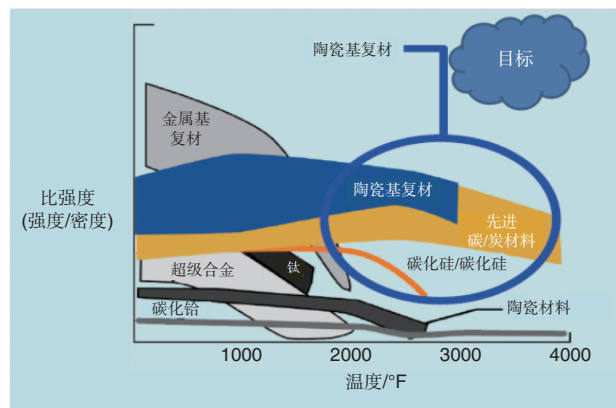


图5 CMC是极具潜力的可重复使用热结构材料

Fig.5 CMC is highly potential reusable thermal structure material

应该看到,高超声速飞行器飞行速度与可重复等性能的不断提,对材料与结构设计提出了可重复性、抗变形、轻质高效、极端耦合环境适应性、低成本与短周期等新要求。已有材料与结构已越来越难满足这一需求,未来热防护材料与结构的设计将更加强调高可靠性、长寿命、轻量化、多功能一体化等综合性能的提升,而这将高度有赖于多学科基础理论、材料/结构设计与制造、强度设计与校核等领域的创新研究。

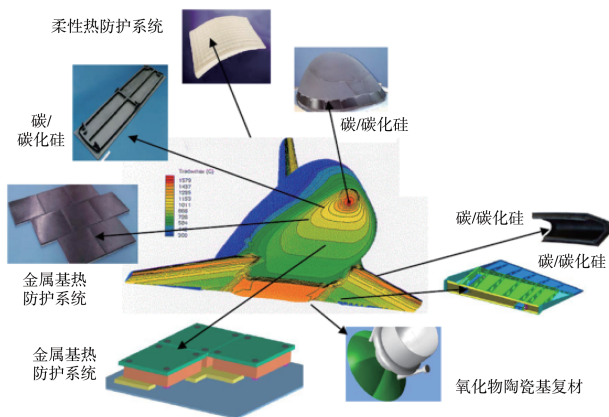


图6 Hopper热结构示意图

Fig.6 Thermal structure diagram of Hopper aircraft

1.3 典型耦合动力学问题

先进飞行器在设计、制造、试验及试飞等各个环节中都应该考虑结构在复杂载荷环境下的强度问题,该问题在物理本质上是相互联系、相互制约的统一过程,对于飞行器而言,其所在的复杂流场(如湍流、边界层转捩、激波、边界层分离、多相流等)、气动力、气动噪声、气动热、推进与控制系统等与结构高度耦合,直接导致多学科、强非线性、多尺度等复杂问题。在工程实际应用中,飞行器典型元件、组件、部件甚至整机,通常都面临着严酷的服役耦合载荷环境问题。如今,随着飞行器性能的不断提升,结构在多场环境下的强度问题越来越突出,传统的单场试验方法在处理这类问题时并不具备良好的适用性,相对而言,多场耦合环境下的结构强度试验技术能够更好地模拟结构的真实物理状态,能更真实地反映出结构在复杂载荷环境下的响应及疲劳寿命特性,从而能够更好地对飞行器结构强度等进行地面考核与验证,支撑飞行器结构设计^[13]。

高超声速飞行器在高速飞行过程中,弹性结构与高速气流耦合,高速气流不仅会产生气动热,同时还会带来气动噪声、振动及静压等载荷,这些载荷相互关联与耦合。这种耦合同样表现在结构响应上,如热/噪声耦合问题,高速气流产生气动热和气动噪声,两者之间相互影响,热会影响结构的声场特性,声又会使热的特性发生改变。这种现象反映到结构上,热会改变结构的材料特性与刚度特性,从而直接导致结构的动力学特性改变,进一步影响结构的振型及模态,最后导致结构的声响应发生改变。同样,高强噪声会激起结构的多阶模态,并且会同结构本身产生耦合作用,当热/噪声同时作用于结构时,高强噪声更容易导致结构发生非线性响应。

飞行器表面除承受气动力、气动热和来自周边结构的

振动传递外,还会承受由大迎角流动分离、激波边界层干扰、凸起物扰流尾迹诱导等产生的强噪声载荷作用。强烈的气动加热作用,可使结构表面温度达到几百甚至上千摄氏度,大温差会引起结构产生较大的热应力,同时高温环境下受约束结构会因材料热膨胀而产生较大的压缩应力。气动加热的累积效应还会造成飞行器结构温度分布随时间而改变,从而引起结构模态频率和振型的改变,结构柔性变形也会使得飞行器产生附加迎角等,引起额外的气动不确定性。热应力会使得结构局部失稳,在强噪声载荷耦合作用下,会导致结构产生跳变响应从而对结构产生显著损伤^[14]。为降低重量成本,热防护系统(TPS)通常被设计成轻型结构,热结构及热防护结构在以上综合环境作用下很容易出现过度振动,出现颤振、屈曲跳变等失稳行为,极易引起结构的声振疲劳破坏和系统/设备的功能失效^[15-17]。

轻质可重复使用高速飞机结构强度技术是制约装备发展的瓶颈之一,高超声速飞行器飞行过程中结构表面处于复杂多场耦合环境中,极易诱发局部热结构的隔热性能、动强度与声振疲劳失效,这也给高超声速飞行器热结构的设计、研制与应用带来了极大威胁,甚至引发高超声速飞行器的设计可靠性与服役安全性问题。美国已有研究经验表明,过变形、疲劳损伤、断裂等问题超出预期。2003年,“哥伦比亚”号航天飞机由于隔热板的局部破损而导致飞机解体,事故的直接原因就是多场耦合环境与结构之间强耦合诱发的颤振^[18]。X-33先进技术验证机也曾出现表面蠕变超限等问题,为此美国针对该飞行器面板进行了热、振动和声试验,验证了面板和密封的耐久性及使用寿命。美国X-15验证机在大气层内以马赫数7飞行时,就曾由于瞬态气动加热环境与结构之间产生耦合作用,导致垂尾颤振,美国后续验证机如X-51A、HyFly、HTV-2等的相关飞行试验失败教训之一就是,在地面未能对关键结构进行充分的多场耦合环境载荷预计分析与多场耦合试验,低估了多场耦合严酷环境对关键结构失效的影响。因此在多场耦合严酷环境中对高空高速跨域飞行器关键结构强度开展充分的完整性评估显得尤为重要。

未来新一代高超声速飞行器将广泛应用轻质可重复使用耐温材料,并采用大型薄壁结构设计;气动布局一般设计为细长体、升力体布局、完全或部分乘波体布局,特殊的结构材料选择和气动布局将带来气动热和气动弹性新问题。如材料温度响应、飞行器表面压力、表面热流密度、表面摩擦阻力与材料/结构之间耦合机理复杂;轻质材料和大型薄壁结构设计加上燃料质量设计系数的增大使得高超声速飞

飞行器结构固有振动频率较低;刚体模态与弹性模态的耦合问题更为突出;气动加热环境下结构/气动静、动力学耦合问题更为复杂。

1.4 耦合动力学需求分析

多场耦合环境下材料力学特性测试尤为重要,耦合环境下材料/元件力学特性测试与性能表征技术不仅能够为材料的工程应用提供必要数据支撑,进而提升试验及设计能力,更是型号设计的迫切需求。多场耦合试验技术能够为材料/元件的综合性能测试提供基本手段,包括高温低氧服役环境模拟技术、高温环境下支撑刚度模拟技术、新型复合材料损伤检测技术、高温振动疲劳S-N曲线测定等,从而形成完整的“方案设计—夹具设计—环境载荷模拟—强度分析—力学性能测试与表征—试验标准—数据库软件系统”技术能力。

对于复杂结构的热/噪声、噪声/振动、热/噪声/振动等科学问题而言,理论计算和仿真分析方法尚不成熟和高效,需要借助大量的工程数据和工程经验对问题进行简化,通过多场耦合试验技术可得到多场环境下结构响应和疲劳特性,进而为多场问题的理论深入和仿真计算方法改进及结果修正提供必要依据。

多场耦合试验技术为高超声速飞行器等型号研制提供亟须的地面试验验证手段,与传统的单一载荷模拟相比较,多场载荷耦合模拟能够更加接近实际工程情况,从而尽可能避免“天地一致性”问题带来的“过试验”或“欠试验”。

目前国内该领域尚没有一套完整、成熟的标准、规范可供指导,多场耦合试验技术能够促进试验设计、加载、测量及分析等各个环节的细化和改进,有效推动该方向上指导性标准、规范的形成。

2 多场耦合环境下结构强度研究进展

近年来,随着MANTA、SR-72、X-37B等高超声速飞行器的研制,波音公司、洛克希德-马丁公司、AFRL、美国国家航空航天局(NASA)等机构纷纷开展了热、力、振动、噪声等多场耦合环境下的结构强度分析与验证能力建设,形成了热/力、热/噪声、热/力/噪声、热/噪声/振动等多场环境下的试验能力,满足了 $Ma=7$ 高超声速飞行器全飞行包线下的结构强度设计与验证需求。下面分别从分析与试验两个方面简述多场耦合环境下的结构强度研究进展。

2.1 国外多场耦合研究能力

从数学本质上来讲,单一物理场或简单物理场的叠加,都无法复现真实场之间的耦合效应,需要在相对独立的各

场控制方程的基础上,通过能量守恒等方程,建立各场控制方程之间的映射关系或平衡条件,使其在时间域上得到同步耦合推进,才能真正捕捉气动、热、结构等因素之间的耦合机理和耦合特性。事实上,工程上大部分多场耦合问题无法建立真实的耦合方程组,并且大多数隐式方程组无法获得真正解析解。因此工程上不得不采用近似简化方法进行求解。

工程问题基本思路首先要确定问题性质,飞机结构多场耦合问题大多属于结构动力学第一类问题,即响应分析(结构动力计算)。然后根据实际问题近似确定求解域的物理性质,从中抽象出力学模型,即要对实际问题的边界条件、约束条件和外载荷进行描述,这种描述应尽可能地反映实际情况。其次,对结构进行响应分析,对高超声速飞行器实际工程问题来讲,结构在气动载荷、热载荷、噪声载荷和机械载荷共同作用下,表现出的包括位移、应力、应变等响应动态特性是复杂且多变的。简支板类简单结构一般可以采用解析法进行精确计算分析,但对于复杂结构来说,不得不依靠于数值虚拟仿真计算的手段,大多采用CFD/FEM/BEM等数值分析方法。最后,考虑应力集中与失效模式对结构进行疲劳分析,确定结构失效原因从而指导工程应用^[19-20]。

多场耦合的数值分析按照基本方法可分为纯粹数值方法(如CFD/CSD)、纯粹工程算法(如参考焓法)以及两者相结合的方法;从耦合机制角度可分为单向耦合(弱耦合)和双向耦合(强耦合)两类^[21],如图7所示。从计算域来讲可分为频域模态叠加和时域积分推进等方法,涉及的关键技术包括高精度建模、动网格与数据插值等。

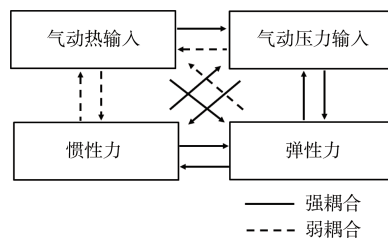


图7 热气动弹性强耦合与弱耦合示意图

Fig.7 Schematic diagram of thermo-aeroelastic strong and weak coupling

美国通过20世纪90年代的国家空天飞机计划(NASP),初步建立了适用于高超声速飞行器多场耦合工程问题的分析框架,首先关注高超声速非定常气动力和气动热等计算方法,通过分析准确预测飞行器所受的复杂载荷环境,并在此基础上研究热环境下气动弹性稳定性和响应

等问题,如热气动弹性和气动热伺服弹性和问题等,还研究弹性结构变形和振动特性对飞行器的性能、操纵性和稳定性的影响,以及气动/推进/气动弹性耦合问题,最终形成飞行器结构强度评估方法。21世纪以来,美国在多场载荷环境预计、多场环境下结构强度评估方面均开展了更加深入的工作,洛克希德-马丁等相关科研机构针对高超声速巡航飞行器,开展了较为详细的载荷环境预计以及多场耦合响应分析工作,对飞行器翼面等结构进行了充分的强度评估^[22-26],图8给出了热/力/噪声综合作用下典型结构响应分析结果。

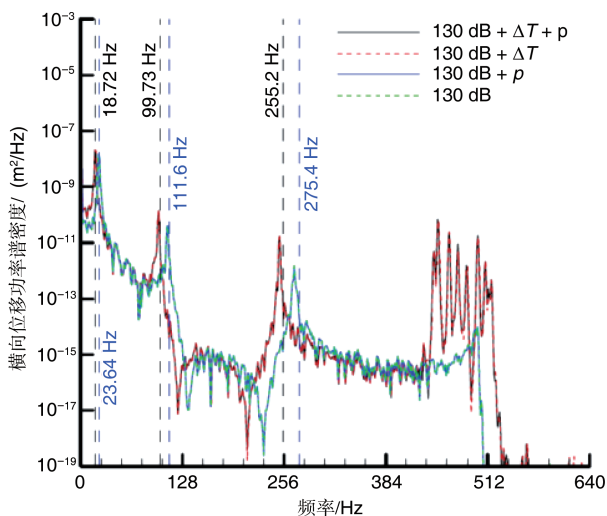


图8 声热静三场耦合计算结果

Fig.8 Structural calculation results under combined acoustic/thermal/static loads

当前,复杂载荷、环境损伤理论以及多尺度、多场耦合疲劳问题与数值分析方法已逐渐成为高超声速领域研究热点。随着近年来损伤力学、流-固耦合力学、热气动弹性和可靠性优化等领域研究的不断深入,多场耦合环境下的结构强度基础理论与分析手段正在逐渐发展和完善。基于CFD/CSD/CAA等软件和基于非线性有限元、Euler方程或N-S方程和非线性热传导的耦合分析方法是未来热、流体、声、结构耦合计算的重要研究方向^[27]。

2.2 国外多场耦合试验能力

就试验对象而言,多场耦合试验主要包括多场耦合载荷下的材料力学性能试验、多场耦合载荷下的组件强度试验、多场耦合载荷下部件强度试验、多场耦合载荷下整机试验。按照试验方法可将多场耦合试验划分为地面实验室模拟试验、风洞试验及飞行试验。

飞行试验能够复现结构承受的真实载荷环境,因此能

够真实反映结构在各飞行剖面下的载荷特征和结构响应特征,但对于结构在多场耦合载荷作用下的疲劳性能考核,飞行试验的时间成本和经济成本将变得难以承受,因此,飞行试验在结构多场耦合载荷测试、多场耦合响应测试等方面的应用更为广泛。

风洞试验能够模拟实际飞行状态下结构所承受的气动热、气动力及气动噪声等载荷,通过风洞试验可以对飞机气动与控制性能、载荷环境特征、材料热防护性能、结构强度等进行考核,可用于严酷环境模拟的风洞按设施可分类为高超声速风洞、激波风洞、声学风洞、电弧风洞等,基于这些风洞可开展模拟气流、声、热环境下缩比或元件级试验件的载荷特性试验、气动控制性能试验及组件/部件强度试验,但风洞试验也存在高量级试验持续时间短、缩比模型动力学相似设计难、长时间试验经济成本高等缺点,因此,风洞试验更多地被用于载荷模拟与测试、数值方法验证与评估、性能测试与验证等试验。

当前,地面实验室模拟试验是多场耦合强度试验广泛采用的主要手段,采用噪声模拟设施、加热设施、振动模拟设施、静载模拟设施分别实现声场、温度场、结构场等不同载荷的模拟,借助于数值分析、风洞试验及飞行试验等手段对飞机材料、结构、部件及整机的飞行工况和耦合载荷特征进行提取,在实验室环境下对结构的载荷特征进行耦合载荷模拟,同时借助接触式/非接触式参数测量技术对结构在耦合载荷作用下的响应特性进行监测,从而对多场环境下材料的力学特性、组件/部件/整机的响应特征与疲劳失效性等进行分析、评估、考核及验证^[28]。不同耦合载荷作用下,结构响应特性也不同,其考核方式与考核目的也不一样。这里列举一些典型多场耦合试验来对此进行说明。

(1) 热/振动试验

该试验主要借助对流加热、辐射加热等手段模拟飞行中的高温热环境,通过振动试验系统模拟飞行过程中的振动环境,获取热环境下模态参数及振动特征,考核并评估飞行器结构热承载能力和振动响应特性^[29]。

(2) 热/静力试验

该试验主要通过辐射加热、对流加热等方式实现飞行条件下的结构温度场地面等效模拟,通过静力加载实现飞行器结构气动力环境地面等效模拟,测量结构温度分布及应力形变特征,考核结构强度、刚度及可靠性^[30]。

(3) 热/噪声试验

该试验通过对流加热、辐射加热等方式实现飞行器结构的严酷气动热环境模拟,通过高声强行波管、混响室等设

施模拟飞行条件下的结构表面高强度噪声环境。测量结构在热/噪声耦合环境下的静力学/动力学响应特性,考核结构在热、噪声环境中的完整性和耐久性^[31-32]。

(4) 热/静力/噪声/振动多场耦合试验

该试验通过对流/辐射加热系统、静载加载系统、噪声加载系统及振动加载系统实现飞行条件下结构所受的气动热、气动力、强噪声及机械振动环境,测量结构在多种载荷条件下的应变、加速度、位移、温度等响应,得到结构的静力响应水平、动态响应特性及疲劳性能等,考核结构在多场耦合环境下的功能性、完整性、耐久性及可靠性等^[33]。下面对国外部分多场试验能力进行简要介绍。

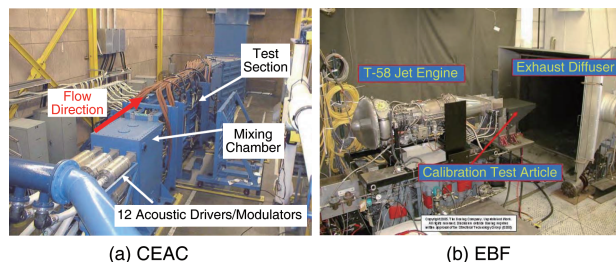
在美国国家航空航天局戈达德(Goddard)空间飞行中心建有发射模拟器,可以实现气动热、振动、噪声、低氧环境的高度综合模拟,配有 1100m³ 容积高声强混响室和美国 Ling 公司的电动气流扬声器,并使用氮气作为气源以实现低氧环境高声场模拟;NASA 兰利研究中心建有总声压级为 175dB 的热/噪声耦合试验装置;美国空军莱特实验室建有的热/噪声/静力多场耦合试验设施,利用石墨/等离子体电弧加热实现超高温环境模拟,对于 0.6m 试验段最高总声压级达到 180dB,对于 1.2m 试验段的噪声最高总声压级达到 175dB。

英国 BAE 公司开发了一套热/噪声/面内载荷耦合试验设施,该系统采用美国 TEAM 公司的扬声器,单个声功率为 200kW,采用 40 个加热元件组成的加热阵列系统,试验件温度可达到 800℃,加热元件安装在支撑支架上,通过使用物理隔绝和空气冷却等措施,实现试验件上温度的快速上升或下降,以模拟温度突变。该试验系统的行波管工作间为 1.2m×0.3m×4.4m,行波管指数段的截止频率为 30Hz,最高声压级为 175dB,试验件最高温度可达 800℃,可施加面内载荷 70t。

俄罗斯西伯利亚恰普雷金国家航空研究院建立有两套试验装置,其中一套用于子部件试验,可实现热声振联合加载,使用两套高声强电动气流扬声器作为声源,使用 U 形石英灯管加热,试验段短边大于 0.6m。另外一套用于部件试验,使用 4 套高声强电动气流扬声器作为声源,使用 U 形石英灯管加热,试验段短边大于 1.2m,可对部件进行双面不同热声环境的验证试验。两套试验装置的总声压级可达 165dB,温度可达 1000℃。其曾为“暴风雪”号研发做出过贡献。

波音公司基于 T-58 发动机平台建设了一套模拟热、噪声、压力、流动的多场耦合试验平台发动机燃烧试验设施

(engine burner facility, EBF)。该平台建设目标是用来验证试验件在真实流动和热噪声激励条件下的响应,该平台不仅能验证综合环境声学实验室(combined environment acoustic chamber, CEAC)等传统热噪声试验平台的效果,同时还能够模拟接近真实的载荷飞行载荷条件,除热噪声载荷环境外,还包括排气反冲带来的静态压力(见图 9)。



(a) CEAC

(b) EBF

图 9 美国空军 CEAC 与波音 EBF 实验室

Fig.9 US Air Force CEAC and Boeing EBF lab

AFRL 下属莱特-帕特森研究单元开发了一套用于材料/元件疲劳特性测试的热-力-声多场耦合试验设施(见图 10),该平台能够模拟不同量级的声压级、热和拉/弯组合机械力综合严酷环境,该机构还在此基础上对试验系统进行了升级,采用激振器方案对元件夹持短的点位置进行振动激励,实现了在热/力/声耦合载荷基础上施加随机振动激励。

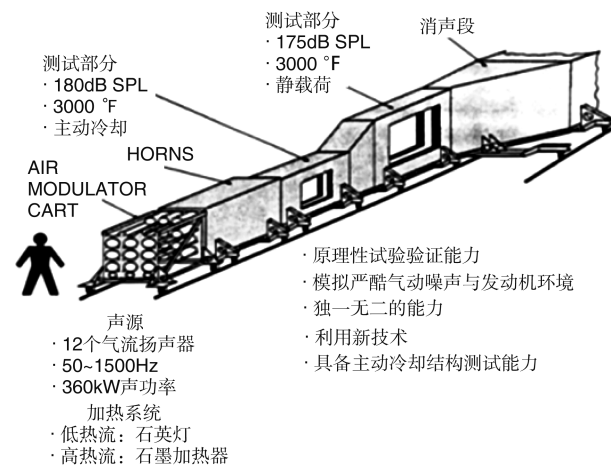


图 10 美国空军莱特实验室热/力/声多场试验系统

Fig.10 Thermal/force/acoustic multi-field test system in Wright-Patterson laboratory

从国外多场试验能力的发展来看,其试验设施早期从带加热的混响室、高温混响室和热声行波管共同存在,发展到后来主要侧重于使用热声行波试验装置,该类装置声压级远高于混响室,且易于实现热声振及热力声联合加载。从国外高超声速飞行器的试验来看,其发展趋势是早期的

常温高强声环境试验、低氧高强声环境试验、热声联合试验,到后来的热声振联合试验及热力声联合试验。国外目前正在考虑低氧环境的热声联合环境试验能力建设。结构响应的测试能力已从接触式测量发展到非接触式测量,目前正在大力发展高温环境下的场测量能力。高温声环境测量与控制能力方面,从早期的冷端修正方法测量高温声场发展到直接测量高温声场,从早期的1/3倍频程声场控制已发展到声场的功率谱密度控制,并已实现了热声加载联合控制。

除上述试验设施外,事实上,美国在NASP研究计划的推动下,大力发展了热结构设计、分析等相关技术能力,美国在复杂服役环境下热结构多场耦合设计与评估等方面的理念较为先进,构想也颇为丰富。在热结构多场耦合分析方面,美国针对X-37B、X-38等飞行器开展了其热结构响应与疲劳寿命分析,该工作主要由AFRL下属结构科学中心(structure science center, SSC)和莱特空军实验室联合主导,目的在于发展热结构的设计、使用与适用环境等方法,开发了多种考虑热、噪声、气动和结构尺寸效应影响的壁板结构。

为了研发一种可用于空天飞机的经济性好、可重复使用的热结构,美国在NASP计划中发展了一种高温强噪声等严酷环境下的结构设计与分析方法,并且选取了4种典型的结构:前机身结构、翼面结构、发动机喷口结构和控制舵结构,主要考虑了气动噪声、发动机噪声、气动热、气动力和过载等载荷的影响,分别进行了动力学分析、热分析和应力分析等研究。并且在 $Ma=7$ 、机动过载(LF)=2.5飞行工况下,对4种结构在热/噪声/气动力等耦合载荷的响应与失效进行了分析与评估。

总的来看,美国在空天飞机的研制过程中广泛借助了基于CFD和FEM等手段的仿真分析与设计技术,为热结构的设计和研发提供了不可替代的作用,即便如此,美国在未来亟待解决的10余项关键技术中指出:如何综合考虑极端严酷的气动热、气动力以及噪声等载荷之间的强耦合影响,进而对结构进行合理的设计,既保证结构的安全性,同时避免过大的设计裕度,这是当前面临的主要挑战之一;另外,严酷耦合环境下,结构大变形带来的非线性跳变等问题无法通过现有的线性频响分析得到,如何考虑静载和动载的叠加影响是关键,也是下一步重点应该考虑的方向^[34]。

此外,美国AFRL在其高超声速研究总结报告中针对现有能力与需求的差距进行了说明^[35],认为提升现有热结构设计能力的关键在于需要考虑热、噪声、气动力等载荷的综合影响,然而要想实现这样的地面验证能力,其技术难度

和花费都将是巨大的,这也是未来亟待补充的能力。

2.3 国内多场试验研究进展

近年来,我国相关科研机构在工程需求与专业发展的推动下,相继开展了多场环境下结构强度研究能力建设。总的来看,针对高超声速飞行器全尺寸热结构,国内具备较强的热/力、热/振动(见图11)和热/噪声耦合试验能力(见图12),但多在地面富氧环境中进行,尚无法同步模拟高空低氧环境,此外也尚未建立高超声速飞行器全尺寸热结构在低氧环境下的1650℃级热/力耦合以及热/振动耦合试验设施。另外,未来热/振耦合试验将一维向多维发展,试验对象也趋向复杂,这也对加热设备的研制、试验夹具设计、边界条件模拟等方面提出了新的要求。



图11 富氧环境热结构热/振动耦合试验

Fig.11 Thermal/vibration test of thermal structure in atmospheric environment

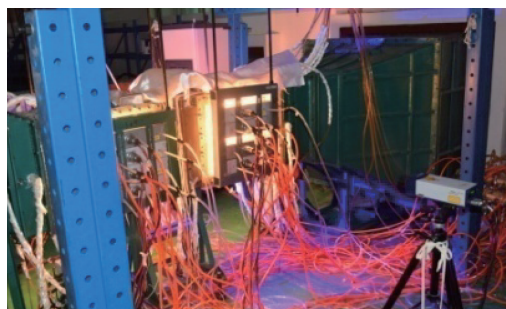


图12 典型TPS热/噪声耦合试验

Fig.12 Thermal acoustic test of typical TPS structure

近年来,在国家研究项目的推动下,国内以中国飞机强度研究所为代表的单位也相继开展了多场环境下的结构强度分析与验证技术研究,具备一定的热/噪声耦合、热/振动、热/声/振、热/力/声/振多场耦合等试验与研究能力。例如,在热/力/声/振多场耦合试验方面,中国飞机强度研究所基于某重大专项工程研制需求,自研了两套多场耦合试验装置,包括热/振动/噪声/静压和热/振动/噪声/静力等多场试验装置,能够针对金属/复合材料元件/结构开展0.8kN/1250℃/18t/

166dB多场载荷模拟(见图13),目前已基于该平台相继完成了GH4169、TPS、C/SiC等构件的多场耦合响应特性与失效评估验证。

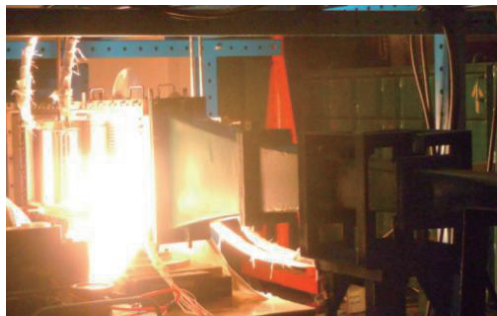


图13 典型构件热/力/声/振多场耦合试验

Fig.13 Thermal/mechanical/acoustic/vibration coupling test of typical components

在超高温多场耦合试验测量方面:利用黏结的热电偶,可以完成1650℃以下C/C、C/SiC热结构表面温度测量;利用黏结的高温应变计,仅可以实现600℃以下高温应变测量。但是上述黏结的高温传感器在试验过程中时常出现脱落问题,尚不具备国外先进的高温传感器热喷涂安装能力。另外,在温度、应变非接触式测量方面发展缓慢;在高温传感器关键参数校准以及超高温环境加速度/噪声/位移/热流密度测量等方面,也缺乏相应的条件支撑。

总体而言,国内在低氧环境超高温多场耦合试验方面,从低氧环境模拟、多场耦合模拟因素数量,到试验件尺度、加热温度、关键参数测量等诸多方面均与国外有较大差距,国内在多物理场耦合环境下部件强度试验能力远不能覆盖型号飞行包线下的载荷环境,不足以满足现有/未来高超声速飞行器地面强度试验验证需求。具体体现如下:(1)试验规模不够,缺少可对飞行器部件进行热/噪声、热/力/噪声、热/振动/噪声耦合试验的能力;(2)加载能力不足,对于单元或组件的热/噪声试验、热/振动/噪声等耦合试验时,声压级和温度加载能力不足,难以覆盖型号全飞行包线下的载荷环境;(3)加热方法主要使用石英灯组,缺少大热流加热能力,难以满足强噪声背景气流环境下的高温加载需求;(4)缺少低氧环境联合试验能力,无法满足型号研制对试验的需求;(5)缺少热声载荷联合控制能力;(6)缺少多场耦合环境下的关键参数先进测量手段,导致现有试验中的数据获取与精确性不高。

3 多场耦合未来发展趋势

虽然国内外已针对高超声速飞行器在多场耦合环境下

的结构强度问题开展了一系列从多场耦合设计到分析再到试验的研究,但客观来讲,目前多场耦合问题研究成果远没有达到满足高超声速飞行器研制需求的技术水平。技术跨度大、耦合问题复杂、学科综合性强是研究人员达成的共识。

多场耦合技术得到了快速发展和深化,然而单一的分析或试验手段目前仍不足以处理多场耦合带来的复杂非定常、非线性、多尺度问题,有必要综合利用现有技术,形成多场耦合设计、分析、试验相互指导、相互验证、相互补充的技术体系,才能为多场耦合问题提供更加有效的解决方案。下面分别从设计、分析、试验与优化等方面简要梳理当前技术层面的问题,以问题为导向,列出如表1所示的未来发展方向^[36]。

另外,从标准规范要求来看,GJB67A.8—2008、GJB150A—2009、GJB775—2012以及MIL-STD-810G等标准规范均对多场耦合试验提出了明确要求。随着近年来世界主要军事强国各类高超声速飞行器型号研制进入高峰,气动力、热、噪声、振动等载荷带来的结构强度问题将越来越突出,并已成为高超声速飞行器型号结构设计与验证的重要考虑因素。从现实情况来看,当前多场耦合方面的技术能力与型号研制的需求尚有明显差距,亟待弥补。另外,多场试验相关的标准及规范也在近10年得到了不断发展,其中大部分标准要求受限于当前国内整体研究水平,并没有得到足够的重视。从NASA、波音、俄罗斯新西伯利亚研究院、德国航空航天研究院等知名研究机构,以及国内各科研院所的研究进展来看,多场基础理论、高精度数值仿真与工具开发、工程问题建模与解决策略等已经成为前沿探索热点。因此,从型号研制、标准规范、专业发展的趋势来看,飞行器多场耦合设计、分析与验证是值得持续探索的重要方向。

4 结束语

随着近些年高超声速飞行器的加快发展,飞行器结构设计也由防热设计逐步向热结构设计方向转变,热结构在复杂服役环境下的强度分析与设计作用凸显,在这种大趋势下,针对C/C、C/SiC等高温材料翼、舵等结构件开展相关的热/力/振动/噪声等多场耦合研究对飞行器研制而言具有重要意义^[6,37]。涉及力/热/振动/声/结构的多场耦合分析技术是复杂服役环境下结构强度设计与考核的重要手段,并且在经济成本、时间成本和充分性等方面具有常规方法所不具备的优势。可以预见,考虑热、力、噪声、振动等载荷的

表1 多场耦合技术未来发展方向

Table 1 Future development trend of multi-field coupling technology

类别	当前问题	发展方向
材料/结构设计技术	多尺度分析手段不足; 严酷耦合环境模拟能力待补充; 新材料/结构疲劳问题认识不够; 材料及结构损伤监测手段不够	多尺度分析方法(纳米、微观、细观、宏观); 多功能一体化设计思路(智能/控制/振动/隔热一体化); 真实耦合环境模拟技术(高温、噪声、振动、氧化等); 新材料/结构疲劳寿命分析技术(高低周/复合/蠕变疲劳、高温/常温动态疲劳等); 多学科测试手段(力学、声学、电磁学、光学)
多场耦合分析技术	理论基础不够完整; 分析精度亟待提高; 计算效率有待提升; 计算成本过高	深入的耦合理论方法研究(非定常、非线性理论模型); 更加高效/精细化的建模研究(多变量一体化模型); 更加先进的耦合数据方法(基于双向耦合的动网格技术、插值方法,如RBF、Kriging、人工神经网络等); 更加合理的计算资源分配
多场耦合试验技术	动力学完全相似难以实现; 环境模拟天地一致性问题; 地面试验加载与测试能力不足; 试验数据处理及利用效率偏低	深入响应与破坏机理研究; 充分利用计算结果(指导、验证缩比试验); 加强试验环境模拟能力(气动、温度、噪声、惯性力); 时变非线性数据分析手段(基于信号处理、子空间建模、时间序列分析模型)
优化设计技术	支撑优化分析及试验方法不足; 基于顶层优化设计思路不成熟; 多学科优化算法有待探索	充分利用多场耦合与试验数据(建立数据库); 多系统一体化优化建模(数学、物理、系统模型); 先进的优化算法开发(智能算法/拓扑算法)

耦合分析与试验技术,将是未来一段时间内的研究热点,也是我国高超声速飞行器研制过程中必须攻克的一个难题^[38]。

从型号研制的角度来看,航空航天飞行器的多物理场耦合问题伴随着飞行器的整个发展过程,特别是近年来,随着高超声速飞行器的发展,多物理场耦合问题已成为一个重要的热门方向。

从学科发展的角度来看,力/热/声/结构等多物理场耦合问题属于多学科交叉的前沿科学问题,是流场、温度场、应力场等多个场之间的高度耦合,非定常、非线性、多尺度等特性明显,其物理过程和数学模型非常复杂,其耦合机理与建模方法尚未完全成熟,仍需不断探索^[39-40]。

AST

参考文献

[1] 田宏亮.临近空间高超声速武器发展趋势[J].航空科学技术,2018,29(6):1-6.
Tian Hongliang.Development trends of near space hypersonic weapon[J].Aeronautical Science & Technology,2018,29(6):1-6. (in Chinese)

[2] 冯志高,关成启,张红文.高超声速飞行器概论[M].北京:北京理工大学出版社,2016.
Feng Zhigao,Guan Chengqi,Zhang Hongwen.An introduction to hypersonic aircraft[M].Beijing:Beijing Institute of Technology Press,2016. (in Chinese)

[3] 刘磊.高超声速飞行器热气动弹性特性及相似准则研究[D].

绵阳:中国空气动力研究与发展中心,2014.

Liu Lei. Study on the characteristics and similarity criteria of aerothermoelasticity for hypersonic vehicle[D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2014. (in Chinese)

[4] Zuchowski B. Air vehicle integration and technology research (AVIATR) delivery order 0023: predictive capability for hypersonic structural response and life prediction: phase ii - detailed design of hypersonic cruise vehicle hot-structure[R]. Palmdale, CA: Lockheed Martin Aeronautics Company, 2012.

[5] Tzong G, Jacobs R, Liguore S. Air vehicle integration and technology research (AVIATR) task order 0015: predictive capability for hypersonic structural response and life prediction: phase 1-identification of knowledge gaps, volume 1-nonproprietary version[Z]. Huntington Beach: The Boeing Company,2010.

[6] 梁德利,于开平,韩敬永.高速飞行器振动噪声环境预示技术[J].噪声与振动控制,2013,33(5):58-63.
Liang Deli,Yu Kaiping,Han Jingyong. Advances in noise and vibration environment prediction of high speed spacecrafts[J]. Noise and Vibration Control,2013,33(5):58-63.(in Chinese)

[7] Salvatore L L, Dale M P, Michael J T, et al. Air vehicle integration and technology research (AVIATR) delivery order 0013: nonlinear, low-order/reduced-order modeling appli-

- cations and demonstration[Z]. St. Louis: The Boeing Company, 2011.
- [8] 蒋持平, 柴慧, 严鹏. 近空间高超声速飞行器防热隔热与热力耦合研究进展[J]. 力学与实践, 2011, 33(1): 1-9.
- Jiang Chiping, Chai Hui, Yan Peng. Advances in thermal protection of near space hypersonic flying vehicles and related researches of thermo-mechanical coupling[J]. Mechanics in Engineering, 2011, 33(1): 1-9. (in Chinese)
- [9] 胡良全. 低成本化轻质热防护技术现状与发展[J]. 材料保护, 2013, 46(2): 137-139.
- Hu Liangquan. Low-cost and light mass composites of thermal protection system's present status and development[J]. Materials Protection, 2013, 46(2): 137-139. (in Chinese)
- [10] 邹军锋, 李文静, 刘斌, 等. 飞行器用热防护材料发展趋势[J]. 宇航材料工艺, 2015(4): 10-15.
- Zou Junfeng, Li Wenjing, Liu Bin, et al. Development of thermal protection materials for aircraft[J]. Aerospace Materials & Technology, 2015(4): 10-15. (in Chinese)
- [11] David E. European directions for hypersonic thermal protection systems and hot structures[C]// 31st Annual Conference on Composites Materials and Structures. Daytona Beach, FL, 2007.
- [12] David E. Hypersonic materials and structures[R]. NASA Langley Research Center, Hampton, VA. 2015.
- [13] 程兴华. 高超声速飞行器防热壁板气动热弹性耦合建模与分析[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2012.
- Cheng Xinghua. Coupled aerothermoelastic modeling and analysis of thermal protection panel for hypersonic vehicles[D]. Changsha: Graduate School of National University of Defense Technology, 2012. (in Chinese)
- [14] 沙云东, 魏静, 高志军, 等. 热声载荷作用下薄壁结构的非线性响应特性[J]. 航空学报, 2013, 34(6): 1336-1346.
- Sha Yundong, Wei Jing, Gao Zhijun, et al. Nonlinear response characteristics of thin-walled structure under thermo-acoustic loadings[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(6): 1336-1346. (in Chinese)
- [15] Andrew K, Marc P. Thermal reduced order model adaptation to aero-thermo-structural interactions[R]. AIAA 2014-0493, 2014.
- [16] 耿谦, 李跃明, 杨雄伟. 热应力作用下结构声-振耦合响应数值分析[J]. 计算力学学报, 2012, 29(2): 99-104.
- Geng Qian, Li Yueming, Yang Xiongwei. Vibro-acoustic numerical analysis of thermally stressed aircraft structure[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2012, 29(2): 99-104. (in Chinese)
- [17] 杨炳渊, 史晓鸣, 梁强. 高超声速有翼导弹多场耦合动力学研究和进展[J]. 强度与环境, 2008, 35(5): 55-62.
- Yang Binyuan, Shi Xiaoming, Liang Qiang. Investigation and development of the multi-physics coupling dynamics on the hypersonic winged missiles[J]. Structure & Environment Engineering, 2008, 35(5): 55-62. (in Chinese)
- [18] 杨亚政, 杨嘉陵, 方岱宁. 高超声速飞行器热防护材料与结构的研究进展[J]. 应用数学和力学, 2008, 29(1): 47-56.
- Yang Yazheng, Yang Jialing, Fang Daining. Research progress on the thermal protection materials and structures in hypersonic vehicles [J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2008, 29(1): 47-56. (in Chinese)
- [19] Adam C. Coupled fluid-thermal-structural modeling and analysis of hypersonic flight vehicle structures[D]. Columbus: The Ohio State University, 2012.
- [20] 季卫栋. 高超声速气动/热/结构多场耦合问题数值模拟技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- Ji Weidong. Numerical simulation of hypersonic fluid-thermal-structural coupled problem[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [21] Rogers M. Aero thermo elasticity[J]. Aero/Space Engineering, 1958, 17 (10): 34-43.
- [22] Guanghua X, Wen H, Junjie S. Design of Temperature testing system in multi-parameter combined environmental test [J]. Applied Mechanics and Materials, 2012, 157-158: 127-131.
- [23] Blades E L, Miskovich R S, Nucci M. Towards a coupled mutlipysics analysis capability for hypersonic vehicle structures [C]// 52th AIAA, 2011.
- [24] Marlana N, Anurag S, Adam P, et al. Thermal acoustic analysis of a metallic integrated thermal protection system structure[J]. 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2010.
- [25] 邹学锋, 郭定文, 张昕, 等. 声热静联合载荷下钛板结构响应特性研究[J]. 推进技术, 2019, 40(5): 1136-1144.
- Zou Xuefeng, Guo Dingwen, Zhang Xin, et al. Study on response characteristics of titanium panel under combined

- thermal/acoustic/static loadings[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019,40(5):1136-1144. (in Chinese)
- [26] 吴振强, 张伟, 孔凡金. 热噪声复合环境试验装置研制及其能力验证 [J]. 导弹与航天运载技术, 2014(5): 60-67.
- Wu Zhengqiang, Zhang Wei, Kong Fanjin. Research and capability verification of the test apparatus simulating combined thermal and acoustic environment[J]. Missiles and Space Vehicles, 2014(5): 60-67. (in Chinese)
- [27] 徐敏, 张宁川. 基于气动(气动噪声)/结构耦合仿真研究[J]. 强度与环境, 2012,39(1):12-17.
- Xu Min, Zhang Ningchuan. Based on aerodynamic/aeroacoustic/structure coupling simulation study[J]. Structure & Environment Engineering, 2012,39(1):12-17. (in Chinese)
- [28] Stephens C A, Hudson L D, Piazza A. Overview of an advanced hypersonic structural concept test program[R]. NASA-2008-561, 2008.
- [29] 吴大方, 王岳武, 商兰, 等. 1200℃高温环境下板结构热模态试验研究与数值模拟[J]. 航空学报, 2016, 37(6): 1861-1875.
- Wu Dafang, Wang Yuewu, Shang Lan, et al. Test research and numerical simulation on thermal modal of plate structure in 1200℃ high temperature environments [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(6): 1861-1875. (in Chinese)
- [30] 赵保平, 严超, 孟祥男, 等. 大型热环境试验技术的最新进展 [J]. 装备与环境工程, 2016,13(5):1-9.
- Zhao Baoping, Yan Chao, Meng Xiangnan, et al. Recent development and prospect of large spacecraft thermal environmental test technology[J]. Equipment Environmental Engineering, 2016,13(5):1-9. (in Chinese)
- [31] Salvatore L, Michael J, Dale M. Application and Demonstration of Nonlinear Reduced Order Modeling (NLROM) for thermal/acoustic response[C]//53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 2012.
- [32] Blades E L, Miskovich R S, Nucci M. Towards a coupled multiphysics analysis capability for hypersonic vehicle structures [C]//52th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, 2011.
- [33] 邹学锋, 郭定文, 潘凯, 等. 复杂载荷环境下的高超声速典型结构强度试验技术[J]. 航空学报, 2018,39(12):1-11.
- Zou Xuefeng, Guo Dingwen, Pan Kai, et al. Test technique for multi-load combined strength of hypersonic vehicle structure under complex loading environment[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018,39(12):1-11. (in Chinese)
- [34] Yeongnam K, Jaesang P, Eunsoo G. Nonlinear random response analyses of panels considering transverse shear deformations under combined thermal and acoustic loads [J]. Shock and Vibration, 2018(6): 1-11.
- [35] Quiroz R, Embler J, Jacobs R, et al. Air vehicle integration and technology research (AVIATR) task order 0023: predictive capability for hypersonic structural response and life prediction: phase ii-detailed design of hypersonic cruise vehicle hot-structure [Z]. Huntington Beach: The Boeing Company, 2012.
- [36] 刘深深. 气动力/热/结构多场耦合数据传递方法研究[D]. 绵阳: 中国空气动力学研究与发展中心, 2014.
- Liu Shenshen. Study on the data interpolation methods of fluid-structure-thermal interaction problems[D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center Graduate School, 2014. (in Chinese)
- [37] 赵旭升, 杨志斌, 张新霞. 一种一体化热防护系统综合效能量化评价方法[J]. 航空科学技术, 2019,30(5):65-69.
- Zhao Xusheng, Yang Zhibin, Zhang Xinxia. A quantitative evaluation method for comprehensive efficiency of integrated thermal protection system[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019,30(5):65-69. (in Chinese)
- [38] 孟光, 周徐斌, 苗军. 航天重大工程中的力学问题[J]. 力学进展, 2016,46:201606.
- Meng Guang, Zhou Xubin, Miao Jun. Mechanical problems in momentous projects of aerospace engineering [J]. Advances in Mechanics, 2016, 46: 201606. (in Chinese)
- [39] 张正平. 飞行器结构热噪声强度基础[M]. 北京: 科学出版社, 2020.
- Zhang Zhengping. Structural strength foundation of aircraft thermal acoustic[M]. Beijing: Science Press, 2020. (in Chinese)
- [40] 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[M]. 北京: 科学出版社, 2000.
- Chinese Academy of Sciences. Chinese discipline development strategy: Key mechanics issues in new aircraft[M]. Beijing: Science Press, 2000. (in Chinese) (责任编辑 陈东晓)
- 作者简介**
- 邹学锋(1985-)男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 声

振与多场耦合。

Tel: 029-88268265

E-mail: zouxf1114@126.com

潘凯(1980–)男, 硕士, 研究员。主要研究方向: 航空声学
与振动。

Tel: 029-88268265

E-mail: pankai.er@126.com

燕群(1983–)男, 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 噪声
与噪声控制、发动机强度。

Tel: 029-88268206

E-mail: qunyan_ac@163.com

郭定文(1966–)男, 硕士, 研究员。主要研究方向: 声疲劳。

Tel: 029-88268265

E-mail: guodingwen@126.com

刘小川(1983–)男, 博士, 研究员。主要研究方向: 结构动
力学、结构冲击动力学。

Tel: 029-88268805

E-mail: liuxiaochuan@cae.ac.cn

Overview of Dynamic Strength of Hypersonic Vehicle Structure in Multi-field Coupling Environment

Zou Xuefeng^{1,2}, Pan Kai^{1,2,*}, Yan Qun^{1,2}, Guo Dingwen^{1,2}, Liu Xiaochuan¹

1. AVIC Aircraft Strength Research Institute, Xi'an 710065, China

2. Aviation Science and Technology Key Laboratory of Aeronautical Acoustics and Vibration Intensity, Xi'an 710065, China

Abstract: Hypersonic vehicle is currently one of the most active research fields in the international aerospace industry, severe aerodynamic heat/force/noise and other multi-field coupled load environments have brought severe challenges to the strength of the lightweight/functional integrated structure of the aircraft, which has become a key factor affecting the development of aircraft. This paper describe the main coupled load environment characteristics of hypersonic vehicles under different flight envelopes, according to the requirements of aircraft material and structure design, several types of typical hypersonic aircraft structure multi-field coupling dynamics problems are explained, the research progress of related heat/force/vibration/noise and other multi-field coupling technologies at home and abroad are reviewed, and the key technologies of dynamic analysis and test of aircraft structure under different coupling environments are discussed in detail. Finally the main development direction of future multi-field coupling is summarized through analysis of the current situation and development trend of multi-field coupling technology.

Key Words: hypersonic; multi-field coupling; dynamic response; thermal acoustic; ground test

Received: 2020-10-19; Revised: 2020-10-27; Accepted: 2020-11-11

*Corresponding author. Tel. : 029-88268265 E-mail: pankai.er@126.com