

文章编号: 1674-8190(2022)01-019-09

高超声速飞行器热颤振研究现状与展望

陈浩宇, 王彬文, 宋巧治, 李晓东

(中国飞机强度研究所 航空声学及振动航空科技重点实验室, 西安 710065)

摘要: 高超声速飞行器在飞行过程中承受严酷的气动载荷以及气动加热, 因此其结构在设计中要充分考虑气动力及气动热效应引起的结构动稳定性和动响应等问题, 热颤振是其中较为关键的一环。本文梳理了热颤振研究的发展历程, 总结了用于热颤振研究的多种现有方法, 包括热模态试验、热颤振仿真分析以及风洞试验等。在此基础上, 进一步分析了可用于热颤振研究的新兴技术——地面颤振试验技术的研究现状及存在问题, 展望了地面热颤振试验技术的未来发展趋势。

关键词: 高超声速; 热模态; 气动热弹性; 颤振; 地面颤振试验

中图分类号: V215.3⁺4

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2022.01.02

文献标识码: A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Research Progress and Prospect of Thermal Flutter of Hypersonic Vehicles

CHEN Haoyu, WANG Binwen, SONG Qiaozhi, LI Xiaodong

(Aviation Acoustics and Vibration Aviation Science and Technology Key Laboratory, Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

Abstract: Hypersonic vehicle is subjected to severe aerodynamic load and aerodynamic heating during the flight. Thus structural dynamic stability and response caused by aerodynamic force and aerodynamic heating should be fully considered in the design process of structure, in hypersonic vehicles the thermal flutter is one of the key parts. In this paper, the development of thermal flutter research is reviewed, various existing methods for thermal flutter research are summarized, including thermal modal test, thermal flutter simulation analysis and wind tunnel test. On this basis, the research status and existing problems of ground flutter test, which can be used in the study of thermal flutter, are summarized, and the future development trend of ground thermal flutter test is prospected.

Key words: hypersonic; thermal modal; aerothermoelastic; flutter; ground flutter test

0 引言

高超声速飞行器是指飞行速度超过5倍声速的飞行器, 具有快速响应、高机动性、大航程、高效摧毁和突防能力强等突出优点, 是当前各国科研人员研究的热点。美国在20世纪80年代早期就

提出了国家空天飞机计划(NASP), 该计划因多种原因终止后, 其中的高超声速技术(HyTech)研发由美国空军继续支持, 并推出了X-51A SED演示飞行器, 目前已成功进行多次试飞试验, 飞行速度达到5.1倍声速。此外, 2001年NASA与美国空

收稿日期: 2021-04-29; 修回日期: 2021-06-20

通信作者: 王彬文, asriwbw@vip.163.com

引用格式: 陈浩宇, 王彬文, 宋巧治, 等. 高超声速飞行器热颤振研究现状与展望[J]. 航空工程进展, 2022, 13(1): 19-27.

CHEN Haoyu, WANG Binwen, SONG Qiaozhi, et al. Research progress and prospect of thermal flutter of hypersonic vehicles [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(1): 19-27. (in Chinese)

军又制定了包含 Hyper-X、HyFly、Falcon 三部分的高超声速计划^[1]。在同一时期,俄罗斯通过开展“冷”“针”等一系列高超声速试验飞行计划,基本掌握了高超声速飞行器的关键技术。

在复杂环境中高速飞行时,飞行器承受着严酷的气动载荷和气动热载荷,气动加热效应会在飞行器结构表面和内部产生以高温和大温度梯度为特征的瞬态热环境,这种瞬态热环境会对飞行器的模态、颤振特性等动力学特性产生显著的影响。因此,有必要研究气动加热效应显著的高超声速飞行器的全工况下热颤振问题,确保飞行器的安全性与可靠性。

热颤振是高超声速飞行器面临的一种气动弹性问题,其涉及到结构的气动力、惯性力、弹性力以及热效应等多个因素,各个因素之间相互作用产生不利耦合而引发系统失稳,是高超声速飞行器设计中必须考虑的问题。经典的颤振问题及防颤振设计经过多年的发展已经形成标准规范,依据标准要求,所有飞机必须在飞行包线范围内具有足够的速度安全余量或阻尼安全余量,避免发生颤振等气动弹性不稳定性问题。不同于常规飞行器,高超声速飞行器飞行过程中,结构受气动加热影响会导致材料力学性能降低^[2],同时不均匀的温度分布导致的热应力^[3]会使结构的动特性发生明显改变,颤振边界也随之改变,从而引发结构的热颤振问题。国外在高超声速飞行器研制过程中,就曾发生因热颤振引发的事故,例如 X-43 在试飞中就因平尾发生颤振而导致飞机失控^[4],由此可见热颤振对高超声速飞行器的安全有着重要的影响,探究热颤振的研究方法对于高超声速飞行器的研制具有重大意义。但是针对高超声速飞行器的热颤振研究国内外尚未建立标准的方法流程,目前的主要手段是参考常规的颤振验证方式进行(即结构模态试验—颤振仿真分析—风洞试验),并在分析和试验过程中引入气动加热的影响,从而达到热颤振边界预测的目的。

本文参考目前的热颤振研究方法,梳理了研究过程中的关键环节,包括热模态试验、热颤振仿真分析方法、热颤振风洞试验,总结了现有方法的发展现状及存在问题,展望了地面热颤振试验的可行性,分析梳理了常温地面颤振模拟试验的研

究进展,以期为之后的研究工作提供一定参考。

1 结构热模态分析与试验

热环境下的结构模态特性,是反映气动加热对飞行器结构影响的重要参数,也是决定飞行器颤振特性的主要因素。通过获取结构的热模态参数,科研人员可以对复杂结构的有限元模型进行修正,为飞行器的防颤振设计与颤振边界验证提供参考。因此,结构热模态分析与试验是飞行器热颤振分析前的一项必须工作。

结构热模态分析是在常温结构模态分析的基础上考虑温度对结构特性影响(包括机械性能改变及热应力),其难点主要在于引入温度场带来的结构非线性问题的求解。自 20 世纪 50 年代以来,诸多研究者针对梁、矩形板等简单结构开展了理论研究,例如 P. Ribeiro 等^[5]研究了大幅振动的弯曲梁的结构热模态特性;A. K. Noor 等^[6]建立了高温条件下复合材料板壳模态参数的计算模型。近年来随着计算机及有限元技术的发展,研究人员更倾向于采用诸如 MSC. Nastran 等商业软件进行仿真分析求解结构热模态,例如谭光辉等^[7]对钛合金翼盒段进行了热模态分析与试验结果进行了对比验证;王建民等^[8]则对当前商业软件在计算结构热模态时存在的局限性进行了论述。但是对于复杂结构而言,采用有限元仿真方法难以准确得到结构高温模态参数,仍然需要通过试验进行验证与修正。

结构热模态试验需要在常温结构模态试验技术基础上引入热试验相关技术,从而克服由于高温环境引入带来的技术难点。在热试验技术方面,科研人员目前通常采用辐射加热、感应加热、喷流加热几种加热方式,并通过热电偶实现对控制点温度的测量,利用可控硅对加热系统进行实时反馈控制,确保温度场加载的准确性;而在结构模态试验技术方面,由于高温试验环境的引入,研究人员需要重新选择合适的模态测试设备,从而避免高温对激振器、传感器等试验设备造成损害^[9],降低热环境对试验数据测量的影响。

在 20 世纪 50 年代,NASA 兰利研究中心就对受热结构模态特性展开了试验研究,例如 L. F. Vosteen 等^[10-11]对平板、多墙结构等简单结构试验

件进行热模态试验,由于试验条件限制,这些试验都采用了恒定温度分布且加热温度较低,未能获得模态参数随结构温度场的变化规律。到了90年代,M. W. Kehoe等^[12-13]针对平板进行了不同温升速率下的均匀和非均匀加热条件的结构热模态试验,得到了模态参数随温度的变化情况。之后又在此基础上对不同材料平板展开结构热模态试验,证实了热应力对结构模态参数的影响是不可忽略的。

进入21世纪,由于高超声速飞行器设计的需要,结构热模态试验再次受到科研人员的重视。2010年,NASA的N. D. Spivey等^[14]对X-37高超声速轨道飞行器验证机的C/SiC舵面结构的热模态特性进行了试验研究,探究了结构模态参数随温度的变化规律。

国内方面,北京航空航天大学的吴大方等^[15-16]对导弹翼面结构的热模态特性进行了试验研究,在试验中使用轻质高温陶瓷杆作为连接装置,将结构振动信号传递给加热区外的加速度传感器,完成了800~900℃的高温结构热模态试验;北京强度环境研究所的苏华昌等^[17]采用稳态温度场对某飞行器舵面进行了结构热模态试验;中国飞机强度研究所的李晓东等^[18-19]对切尖三角形机翼模型开展了结构热模态试验,研究了非均匀温度分布对结构动特性的影响,试验设备如图1所示。

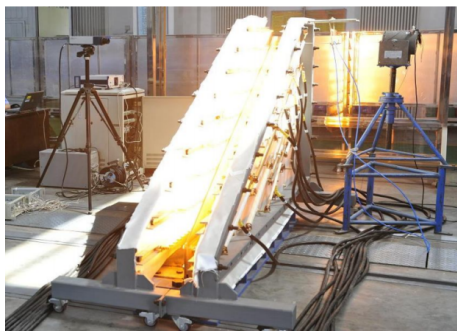


图1 热模态试验设备^[18]

Fig. 1 Thermal modal testing facilities^[18]

在研究受气动加热影响的结构模态特性时,由于受温度变化影响的结构物理特性是时变的,因此在进行此类结构的热模态试验时,还需要考虑时变系统的模态参数识别问题。

对于受气动加热影响的这类慢变系统^[20](与系统振动周期相比系统的刚度等物理特性随

时间的变化是缓慢的),研究人员在模态参数识别时通常会采用时间冻结假设,也就是将试验数据分为多个较短时间段,将每个时间段内的结构参数视为时不变以便在每一个时间段内进行参数识别,最后将数据汇总建模得到系统参数时变的规律。目前时变模态参数识别与建模的方法主要可分为三类^[21],基于信号处理技术的方法(例如希尔伯特—黄变换^[22]),子空间建模方法和时间序列分析模型方法(例如AR模型、ARMA模型等)。

针对高超声速飞行器结构时变模态参数分析,白云鹤^[23]采用非参数化时频域方法对结构时变模态参数进行了识别;Zhou S D等^[24]引入参数化时频域的最大似然方法,对高超声速飞行器受气动加热影响的升力面结构进行时变模态参数识别,均获得符合精度要求的结果。

2 热颤振分析与试验

通过结构热模态试验获得结构模态参数后,研究人员一方面能够获得更加准确的有限元模型进行数值仿真计算,另一方面可以制作动力学相似的缩比模型开展风洞试验,完成颤振边界验证工作。

2.1 热颤振分析模型简化方法

高超声速热颤振问题是一个涉及结构、气动、热的多物理场耦合问题,想要一次性准确求解这样的耦合问题非常困难,以目前的计算水平难以实现。因此为了使热颤振的工程计算能够实现,需要对其耦合模型进行简化,而简化的依据就是热环境、气动力、惯性力和弹性力耦合的强弱程度,这样就可以在分析中忽略较弱的耦合关系,如图2所示,从而简化计算。

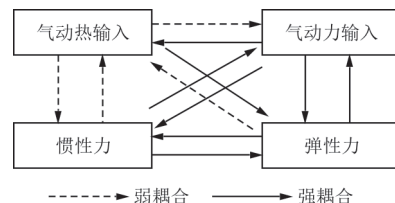


图2 气动热弹性问题耦合关系^[25]

Fig. 2 Aerothermoelastic coupling relationship^[25]

基于这种简化,吴志刚等^[26]提出了热颤振的分层求解的方法,首先计算研究对象的温度分布,

其次计算在该温度场下结构的刚度分布和动力学特性,然后建立高超声速下的非定常气动力模型,最后进行气动弹性分析,该流程如图 3 所示。在这种简化下,气动热弹性问题实际上被分为一个单独的气动热问题和一个单独的气动弹性问题。

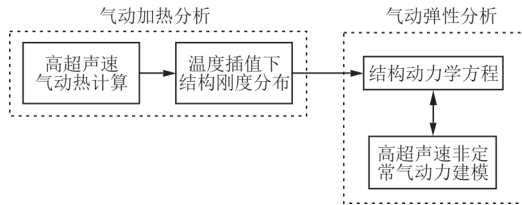


图 3 热颤振分析求解流程^[26]

Fig. 3 Thermal flutter analysis process^[26]

上述简化手段采用了分层解耦的思想,这种只考虑单向耦合的方法已被科研人员广泛采用。J. J. McNamara 等^[27]将此类简化方式总结为三条假设:(1)忽略热场与弹性变形间的热力学耦合;(2)气动热系统的特征时间相对于气动弹性系统固有模态的时间周期较大,因此气动弹性与热场耦合很小;(3)弹性变形不足以改变温度分布,因此静气动弹性与热场耦合很小,本条假设通常用于在气动弹性分析之前就假设出结构的温度分布。但 J. J. McNamara 等同时指出,第三条假设在高超声速分析中有可能不成立^[27],因为结构弹性变形可能改变激波、膨胀波、回流区的出现位置,从而改变温度的分布^[28],此时就需要考虑静气动弹性对热场的影响,即考虑双向耦合。

尽管双向耦合的准确度更高,但由于计算难度较大,相关的研究并不多,并且其中很多研究也只研究了静态气动热弹性问题。D. J. Gee 等^[29]与 S. H. Pourtakdoust 等^[30]都采用近似双向耦合对平板颤振进行了分析,但分析结果均存在一定误差,后续探究表明原因在于高超声速流场中线性活塞理论是不准确的^[31];J. Adam 等^[32]建立了冯卡门薄板的双向耦合气动热弹性模型,此外模型还考虑了沿平板厚度的温度分布、热应力以及材料机械性能变化。研究结果表明,在气动加热计算中引入弹性变形会使热流发生非均匀变化,从而产生了温度的非均匀分布及材料机械性能的非均匀变化,对颤振边界预测及非线性颤振响应产生影响。

在单向耦合与双向耦合的基础上,陈浩^[33]考虑气动力计算的不同方法,将耦合策略细化为四种,分别是非定常双向耦合、非定常单向耦合、准

定常双向耦合和准定常单向耦合,并通过算例对比得到了各耦合策略的适用范围。

2.2 非定常气动力计算方法

热颤振求解流程的核心环节就是获得因结构弹性变形导致的非定常气动力,也就是在 2.1 节耦合模型的基础上进一步得到表征结构—气动力耦合关系的数学模型。目前的求解方法主要包括频域气动力工程算法和 CFD/CTSD 耦合时域算法。

在高超声速气动弹性研究早期,由于计算水平的限制,研究方式主要是采用近似的频域非定常气动力工程算法,例如活塞理论和牛顿冲击流理论,这些算法在小迎角、气动力非线性较弱的情况下具有良好精度,能够满足工程需要。

随着计算机技术的不断发展,目前气动热弹性问题也可以采用计算流体力学求解器、计算结构力学求解器以及计算热力学求解器进行联合求解。由于这种联合求解有着极大的计算量并且需要在不同求解器之间进行大量的数据传递,这就要求研究人员要根据研究对象的实际情况制定一个高效准确的联合求解机制。

为了研究结构弹性变形对温度场的影响,E. Thornton 等^[28]使用有限元法将 CFD、CSD 和 CTD 分析综合集成为统一代码,利用 N-S 方程求出动压和气动加热。结果如前文所述,结构弹性变形可能改变激波、膨胀波、回流区的出现位置,从而改变温度的分布。

H. Tran 等^[34]使用流—固—热一体化求解器对 F-16 的气动加热及气动热弹性稳定性进行了分析。在分析中只考虑了单向热耦合,也就是考虑了温度变化引起的应力与变形,但忽略了变形对温度分布的影响。在求解过程中将流体与结构交替求解,然后将每个计算域中的解通过边界进行传递。

J. McNamara^[35]研究了高超声速飞行器 FALCON 在特定飞行轨迹下的气动热弹性力学性能,首次在热颤振计算时考虑了随时间变化的工作环境(例如在固定高度和固定马赫数下的气动加热与持续变化的高度与马赫数下的气动加热是不一样的^[36])。在研究中,定义温度为飞行轨迹的函数,求解流程如图 4 所示。通过分析,发现在典型轨迹上马赫数对颤振裕度的影响较大而迎角对其

的影响不大,即使迎角的改变会引入额外的热效应。在计算方法方面,强调了有限元分析中网格节点分布情况对计算难度的影响以及 CFL3D 时间步长的选取对 CFD 计算结果精度的影响。

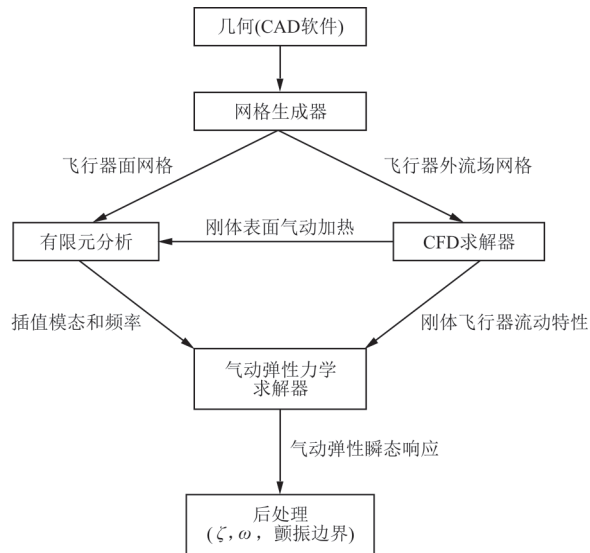


图4 基于CFD/CTSD的热颤振求解流程^[35]

Fig. 4 Thermal flutter solving process based on CFD/CTSD^[35]

由于 CFD/CTSD 耦合时域算法计算规模较大,一些研究者将其与频域工程算法相结合,兼顾计算效率与准确度。如张伟伟^[37-38]提出了基于 CFD 技术的当地流活理论,放宽了经典活理论对使用条件的限制,提高了计算精度。在此基础上,基于气动热弹性的特点,建立了松耦合仿真模型,实现了在时间域内对高超声速气动热弹性的仿真。

2.3 风洞试验

由于高超声速气动热弹性问题的复杂性,风洞试验难度较大,因此目前公开的研究成果主要集中在方法研究阶段。此类试验的困难一方面在于缩比模型设计过程中需要同时考虑结构动力学和热传导相似性模拟的困难和由此带来的试验误差,例如 W. T. Lauten^[39]在进行 X-15 全动水平尾颤振风洞试验时,工程计算结果是实验结果的 4 倍,分析认为最可能的原因就是缩比模型的刚度有偏差;另一方面高超声速热流的产生对实验设备提出很高要求,目前的高超声速风洞通常为暂冲式,工作时间较短,难以真实模拟气动加热效果。因此在已公开的现有类似试验中,研究人员

通常会对试验模型进行简化,以此降低试验的难度。

H. L. Runyan^[3]对热流中的薄翼进行了气动热弹性试验,分析了热应力对气动稳定性的影响;P. Dechaumphai^[40]为研究热一流一结构耦合,在高超声速流($Ma=8.0$)中对圆柱体模型进行了试验,并将实验数据用于机翼前缘的分析。

Ji C^[41]设计了带有保护装置的颤振风洞试验台,采用加热气流对翼板进行了颤振试验,并测量了气动加热影响下翼板的温度分布,如图 5 所示。

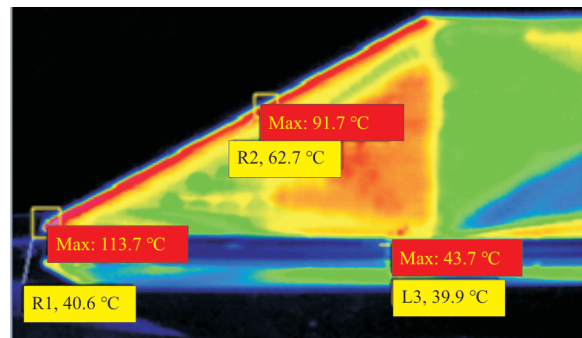


图5 翼板在 $Ma=5.95$ 下的温度分布^[41]

Fig. 5 Wing panel's temperature distribution at $Ma=5.95$ ^[41]

综合国内外对热颤振问题的研究现状,可以得到以下结论。

(1) 频域非定常气动力工程计算方法虽然有一定的使用限制(适用于小迎角、气动力非线性效应不大的情况),但计算效率高,计算结果基本满足工程需要,因而得到广泛应用。而单纯依靠 CFD-CTSD 耦合求解器时域分析方法虽然可以考虑到高超声速流的非线性,但计算规模非常庞大,效率很低,因此该方法还有很大的发展空间。在目前研究中,科研人员更倾向于将频域工程算法与 CFD-CTSD 求解器相结合,这种方法权衡了计算规模与计算精度,更符合工程研制的需要。

(2) 在试验方面,热颤振风洞试验难度较大,目前研究主要集中在方法研究阶段,而热颤振飞行试验由于风险大、成本高、飞行过程难以控制,工程研制中暂无专门进行的热颤振飞行试验。因此热颤振的验证难以完全按照常温结构的仿真分析—风洞试验—颤振试飞的流程进行系统性验证。对于热颤振的验证,亟需一种可行的试验验证手段。

3 热颤振地面模拟试验

颤振地面模拟试验技术是近年来发展的一种半实物仿真验证技术,具有风险小、周期短、精度高的优势。该技术通过采用有限个激振器提供的集中力来模拟作用于飞行器表面的分布气动力,从而达到在地面测试飞行器颤振边界的目的。目前常温结构的颤振地面模拟试验已经获得了实验室的验证,正在进行工程应用推广。由于颤振地面模拟试验技术具有较强开放性,可以方便地开展热颤振、气动伺服弹性等试验验证,具有广阔的应用前景。

热颤振地面模拟试验是常温颤振地面模拟试验的一种推广,在原试验设备基础上增加加热设备模拟气动加热,实现热环境下结构颤振测试。这种试验方法可以采用真实结构为试验对象,有效避免缩比模型引入的误差,不需额外考虑对试验件诸如摩擦和空隙等结构非线性问题的处理,能够规避风洞洞壁干扰等现象对试验结果的影响,同时相较于飞行试验,该方法不受试验条件的限制,避免数据遥测等测量手段对试验数据的获取造成的不确定性,可降低颤振验证成本并缩短验证周期。

早在 20 世纪 60 年代, J. P. Kearns^[42]就提出了颤振地面模拟试验的概念,并对试验方法与理论进行了初步研究,由于试验技术的限制,此试验更倾向于提出了一种试验设想而不具有工程价值; 80 年代,潘树祥等^[43]对热颤振地面模拟试验进行了初步研究,试验采用多激振器模拟非定常气动力,对建立降阶气动力模型进行了论述,还使用了红外线石英灯加热模拟了气动加热,但试验中未考虑非定常气动力集中式加载过程中激振器之间的相互耦合作用,未进行多点激励系统的控制器设计,因此试验结果仍存在一定误差。

随着计算机技术与结构振动试验控制技术的发展,在 21 世纪初,颤振地面模拟试验技术又重新受到科研人员的重视。2007 年俄罗斯的中央空气流体动力研究院的 P. K. V. Smyslov^[44]提出了气动弹性的电动机械模拟方法(EMM),试验采用数字计算机根据实时测得的结构响应计算出非定常气动力,并通过激振器加载到结构上实现了颤振地面模拟试验。利用该方法分别对全动水平尾翼颤振、导弹气动伺服弹性以及操纵面非线性气动弹

性特性进行了研究,取得了良好结果,表明了该方法在研究具有强非线性的系统时具有明显的优势。

2011 年美国 ZONA 公司的 Zeng J 等^[45]提出了干风洞概念(Dry Wind-tunnel),此概念与俄罗斯的电动机械模拟方法类似。在矩形平板翼上进行了试验验证,并对长直机翼风洞模型分别进行了颤振地面模拟试验和风洞试验,两者结果吻合,证明了该项技术的工程价值。试验使用时域非定常气动力计算程序,并采用多输入多输出系统鲁棒控制器控制多个激振器的激振力。

2012 年,北京航空航天大学的吴志刚等^[46]对细长体导弹模型进行了颤振地面模拟试验,试验中采用两个激振器模拟了非定常气动力;在此基础上许云涛等^[47]对试验中的气动力重构技术及模拟加载等进行了进一步分析,采用遗传算法对激振点/拾振点位置进行优化,在考虑了各阶模态对颤振的贡献量的基础上将优化目标定义为颤振关键模态的振型最优,并通过亚声速舵面及超声速三角翼两个算例验证了该方法的合理性。

2013 年,西北工业大学的胡巍等^[48]研究了带操纵面的机翼在颤振地面模拟试验中的气动力降阶方法,并分别分析了无操纵面机翼和带操纵面机翼两个算例,验证了方法的可行性;基于这种气动力降阶方法,宋巧治等^[49-50]建立了简单的颤振地面模拟试验系统,在实验室进行了平板机翼的地面颤振试验技术研究,利用四个激振器模拟非定常气动力,取得了较好的效果。

王彬文^[51]对颤振地面模拟试验中的气动力重构、激励力控制以及系统集成和测试等进行了系统研究,在现有研究基础上对试验验证技术及数据处理方法进行了改进;此外,对颤振地面模拟试验在热颤振测试中的应用也做出了展望,指出由于热颤振结构在不同时刻的温度分布不同,导致结构的热应力和振动特性随时间变化,因此结构时变特性引起的非定常气动力及被控对象的时变特性建模是热颤振地面模拟试验的关键。

侯英昱等^[52]提出了在颤振地面模拟试验中采用磁力进行模拟气动力非接触式加载,从而减少激振器等设备对试验的干扰,为颤振地面模拟试验提出了一种新的试验思路。

综上所述,在研究颤振地面模拟试验时,研究

者主要需要考虑非定常气动力降阶重构方法、多输入多输出系统控制器等技术要点。虽然目前针对上述技术要点的研究已取得诸多成果,但地面颤振试验技术仍未实现工程应用,值得科研人员进一步研究。

而在地面热颤振模拟试验技术方面,由于目前相关研究仍然较少,因此在方法研究阶段,可以考虑在地面颤振试验的基础上,借鉴热模态试验的相关技术(例如加热及温控技术、测控技术等),实现对地面热颤振模拟试验系统的搭建。由于该试验需要将多种试验技术有机结合,因此除了热模态试验、地面颤振试验原有的技术难点,后续中还需要考虑如下新的技术难点:

(1) 结构气动加热环境分析以及及时变气动热环境的地面模拟方法;

(2) 气动参数变化下非定常气动力模型重构方法;

(3) 时变系统颤振边界预测方法。

4 总结与展望

通过总结国内外的研究进展与成果,可以将目前高超声速飞行器热颤振的研究方法概括为:首先通过结构模态试验及热模态试验获得结构动力学特性,其次通过非定常气动力计算及结构动力学特性分析求解出结构在特定温度场下的颤振特性,而风洞热颤振试验由于技术不完善通常不会应用于工程研制。

在上述现有的结构热颤振研究流程中,由于缺少地面试验阶段,后续的飞行试验风险较大,并且随着高超声速飞行器的发展,气动加热效应愈发显著,这种风险会持续增大,因此对热颤振地面模拟试验的研究非常必要。通过研究基于颤振地面模拟试验的热颤振试验方法,可以显著降低研发成本与试飞风险,以便该项技术更好地服务于未来的高超声速飞行器型号研制工作。

地面热颤振模拟试验是包括了空气动力学、结构力学、热力学、机电耦合系统以及控制算法的交叉学科,具有巨大的潜在工程价值。该技术虽然目前还不完善,但通过对国内外现有研究的总结,可以看到这一技术的可行性与精确度,今后需要在这一个领域进一步地探索与研究,以满足未来航空工程发展的需要。

参考文献

- [1] 叶洁. 美国高超声速飞行器技术发展初步研究[J]. 飞航导弹, 2014(8): 15-20.
YE Jie. A preliminary study on the development of hypersonic vehicles in the United States[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2014(8): 15-20. (in Chinese)
- [2] BISPLINGHOFF R L. Some structural and aeroelastic considerations of high-speed flight[J]. Journal of the Aerospace Sciences, 1956, 23(4): 289-329.
- [3] RUNYAN H L, JONES N H. Effect of aerodynamic heating on the flutter of a rectangular wing at a Mach number of 2: L58C31 [R]. US: NACA RM, 1958.
- [4] DAVIS M, WHITE J. X-43A flight-test-determined aerodynamic force and moment characteristics at Mach 7.0[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2008, 45: 472-484.
- [5] RIBEIRO P, MANOACH E. The effect of temperature on the large amplitude vibrations of curved beams[J]. Journal of Sound and Vibration, 2005, 285(4/5): 1093-1107.
- [6] NOOR A K, BURTON C W. Computational models for high-temperature multilayered composite plates and shells APPI[R]. US: AIAA, 1992.
- [7] 谭光辉, 李秋彦, 邓俊. 热环境下结构固有振动特性试验及分析[J]. 航空学报, 2016, 37(s1): S32-S37.
TAN Guanghui, LI Qiuyan, DENG Jun. Test and analysis of natural modal characteristics of a wing model with thermal effect[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(s1): S32-S37. (in Chinese)
- [8] 王建民, 原凯, 张忠, 等. 力热载荷下的一般模态方程及热模态计算[J]. 环境与强度, 2016, 43(2): 9-16.
WANG Jianmin, YUAN Kai, ZHANG Zhong, et al. Generic control equation and thermal modal simulation for pre-load mode and thermal mode[J]. Structure & Environment Engineering, 2016, 43(2): 9-16. (in Chinese)
- [9] 麻连净, 蔡骏文. 导弹舵面热模态试验激振方法研究[J]. 战术导弹技术, 2013(6): 20-25.
MA Lianjing, CAI Junwen. Study of rudder thermo-modal test excitation method [J]. Tactical Missile Technology, 2013(6): 20-25. (in Chinese)
- [10] VOSTEEN L F, FULLER K E. Behavior of a cantilever plate under rapid heating conditions: L55E20[R]. US: NACA RM, 1955.
- [11] VOSTEEN L F, McWITHEY R R, THOMSON R G. Effect of transient heating on vibration frequencies of some simple wing structures[R]. US: NACA, 1957.
- [12] KEHOE M W, SYNDER H T. Thermoelastic vibration test techniques[R]. US: NASA, 1991.
- [13] KEHOE M W, DEATON V C. Correlation of analytical and experimental hot structure vibration results [R]. US: NASA, 1993.
- [14] SPIVEY N D. High-temperature modal survey of a hot-

- structure control surface [C]// The 27th International Congress of the Aeronautical Sciences. France: NASA, 2010: 1-30.
- [15] 吴大方, 赵寿根, 潘兵, 等. 高速巡航导弹翼面结构热振联合试验研究[J]. 航空学报, 2012, 33(9): 1633-1642.
WU Dafang, ZHAO Shougen, PAN Bing, et al. Research on thermal-vibration joint test for wing structure of high-speed cruise missile [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(9): 1633-1642. (in Chinese)
- [16] 吴大方, 赵寿根, 潘兵, 等. 高速飞行器中空翼结构高温热振动特性试验研究[J]. 力学学报, 2013, 45(4): 598-605.
WU Dafang, ZHAO Shougen, PAN Bing, et al. Experimental study on high temperature thermal-vibration characteristics for hollow wing structure of high-speed flight vehicles [J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2013, 45(4): 598-605. (in Chinese)
- [17] 苏华昌, 蹇永博, 李增文, 等. 舵面热模态试验技术研究[J]. 强度与环境, 2011, 38(5): 18-24.
SU Huachang, QIAN Yongbo, LI Zengwen, et al. The study of rudder thermo-modal test technique [J]. Structure & Environment Engineering, 2011, 38(5): 18-24. (in Chinese)
- [18] 李晓东, 杨文岐, 刘浩. 基于纯随机激励的热模态试验技术研究[J]. 强度与环境, 2015, 42(2): 52-56.
LI Xiaodong, YANG Wenqi, LIU Hao. The study of thermo-modal test technique based on true-random excitation [J]. Structure & Environment Engineering, 2015, 42(2): 52-56. (in Chinese)
- [19] 杨文岐, 李晓东, 刘浩. 基于频率自动跟踪技术的热模态测试方法研究[J]. 结构强度研究, 2014(4): 1-5.
YANG Wenqi, LI Xiaodong, LIU Hao. The study of thermo-modal test method based on frequency auto-tracking technique [J]. Research of Structural Strength, 2014(4): 1-5. (in Chinese)
- [20] 邹经湘, 于开平, 杨炳渊. 时变结构的参数识别方法[J]. 力学进展, 2000, 30(3): 370-377.
ZOU Jingxiang, YU Kaiping, YANG Bingyuan. Parameter estimation methods for time-varying structures [J]. Advances in Mechanics, 2000, 30(3): 370-377. (in Chinese)
- [21] 于开平, 庞世伟, 赵捷. 时变线性/非线性结构参数识别及系统辨识方法研究进展[J]. 科学通报, 2009, 54(12): 3147-3156.
YU Kaiping, PANG Shiwei, ZHAO Jie. Advances in method of time-varying linear/nonlinear structural system identification and parameter estimate [J]. Chinese Science Bulletin, 2009, 54(12): 3147-3156. (in Chinese)
- [22] SHI Z Y, LAW S S. Identification of linear time-varying dynamical systems using Hilbert transform and EMD method [J]. Applied Mechanics, 2007, 74: 223-230.
- [23] 白云鹤. 高速飞行器飞行环境下结构模态试验及参数识别方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.
- BAI Yunhe. Research of structural modal experiment and parameter identification for high speed vehicles under flying environments [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013. (in Chinese)
- [24] ZHOU S D, LIU L, LI Y L, et al. Operational identification of time-varying modal parameters for thermal structures of high-speed aerial vehicles [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(1): 373-380.
- [25] 杨超, 许赞, 谢长川. 高超声速飞行器气动弹性力学研究综述[J]. 航空学报, 2010, 31(1): 1-11.
YANG Chao, XU Yun, XIE Changchuan. Review of studies on aeroelasticity of hypersonic vehicles [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(1): 1-11. (in Chinese)
- [26] 吴志刚, 惠俊鹏, 杨超. 高超声速下翼面的热颤振工程分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(3): 270-273.
WU Zhigang, HUI Junpeng, YANG Chao. Hypersonic aerothermoelastic analysis of wings [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(3): 270-273. (in Chinese)
- [27] McNAMARA J J, FRIEDMANN P P. Aeroelastic and aerothermoelastic analysis in hypersonic flow: past, present, and future [J]. AIAA Journal, 2011, 49(6): 1089-1122.
- [28] THORNTON E, DECHAUMPHAI P. Coupled flow, thermal, and structural analysis of aerodynamically heated panels [J]. Journal of Aircraft, 1988, 25(11): 1052-1058.
- [29] GEE D J, SIPCIC S R. Coupled thermal model for nonlinear panel flutter [J]. AIAA Journal, 1999, 37(5): 642-650.
- [30] POURTAKDOUST S H, FAZELZADEH S A. Nonlinear aerothermoelastic behavior of skin panel with wall shear stress effect [J]. Journal of Thermal Stresses, 2005, 28(2): 147-169.
- [31] McNAMARA J J, CROWELL A R, FRIEDMANN P P, et al. Approximate modeling of unsteady aerodynamics for hypersonic aeroelasticity [J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(6): 1932-1945.
- [32] ADAM J, CULLER, MCNAMARA J J. Studies on fluid-thermal-structural coupling for aerothermoelasticity in hypersonic flow [J]. AIAA Journal, 2010, 48(8): 1721-1723.
- [33] 陈浩. 气动热弹性建模及分析方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2019.
CHEN Hao. Study of aerothermoelastic modeling and analysis [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2019. (in Chinese)
- [34] TRAN H, FARHAT C. An integrated platform for the simulation of fluid-structure-thermal interaction problems [C]// 43rd AIAA Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Denver: AIAA, 2002: 1307.
- [35] McNAMARA J. Aeroelastic and aerothermoelastic behavior of two and three dimensional surfaces in hypersonic flow

- [D]. Michigan: University of Michigan, 2005.
- [36] 何煦虹, 古雨田. 国外高超声速飞行器气动弹性和气动热弹性概述[J]. 飞弹导航, 2010(9): 45-51.
HE Xuhong, GU Yutian. Review of aeroelasticity and aerothermoelasticity of foreign hypersonic vehicle [J]. Winged Missiles Journal, 2010(9): 45-51. (in Chinese)
- [37] 张伟伟. 基于 CFD 技术的高效气动弹性分析方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
ZHANG Weiwei. Efficient analysis for aeroelasticity based on computational fluid dynamics [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006. (in Chinese)
- [38] 张伟伟, 夏巍, 叶正寅. 一种高超音速热气动弹性数值研究方法[J]. 工程力学, 2006, 23(2): 41-46.
ZHANG Weiwei, XIA Wei, YE Zhengyin. A numerical method for hypersonic aerothermoelasticity [J]. Engineering Mechanics, 2006, 23(2): 41-46. (in Chinese)
- [39] LAUTEN W T, LEVEY G M, ARMSTRONG W O. Investigation of an all-movable control surface at a Mach number of 6.86 for possible flutter: L58B27 [R]. US: NACA RM, 1958.
- [40] DECHAUMPHAI P, WIETING A, PANDEY A. Fluid-thermal-structural interaction of aerodynamically heated leading edges [C] // Proceedings of the 30th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. US: NASA, 1989: 621-631.
- [41] JI C, LI F, LIU Z Q. Development and testing of hypersonic flutter test capability [C] // 2016 the 32nd AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference. US: AIAA, 2016: 3820.
- [42] KEARNS J P. Flutter simulation; AD650981 [R]. US: NASA, 1967.
- [43] 潘树祥, 齐丕骞. 地面模拟热颤振试验研究[J]. 强度与环境, 1984(2): 10-14.
PAN Shuxiang, QI Piqian. Research of ground thermal flutter simulation test [J]. Structure & Environment Engineering, 1984(2): 10-14. (in Chinese)
- [44] SMYSLOV P K V. Electromechanical simulation method in dynamic aeroelasticity usage experience and future trends [C] // International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics. Stockholm: NASA, 2007: 1-3.
- [45] ZENG J, KINGSBURY D W, RITZ E, et al. GVT-based ground flutter test without wind tunnel [C] // Structural Dynamics and Materials Conference. Denver: AIAA, 2011: 1-3.
- [46] WU Zhigang, CHU Longfei, YUAN Ruizhi, et al. Studies on aeroservoelasticity semi-physical simulation test for missiles [J]. Science China Technological Sciences, 2012, 55(1): 1-7.
- [47] 许云涛, 吴志刚, 杨超, 等. 地面颤振模拟试验中的非定常气动力模拟[J]. 航空学报, 2012, 33(11): 1947-1957.
XU Yuntao, WU Zhigang, YANG Chao, et al. Simulation of the unsteady aerodynamic forces for ground flutter simulation test [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(11): 1947-1957. (in Chinese)
- [48] 胡巍, 杨智春, 谷迎松. 带操纵面机翼气动弹性地面试验仿真系统中的气动力降阶方法[J]. 西北工业大学学报, 2013, 31(5): 810-815.
HU Wei, YANG Zhichun, GU Yingsong. A new and effective method for reducing order of aerodynamics of a wing with control surface for ground flutter test [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2013, 31(5): 810-815. (in Chinese)
- [49] SONG Qiaozhi, YANG Zhichun, WANG Wei. Robust control of exciting force for vibration control system with multi-excitors [J]. Science China (Technological Sciences), 2013, 56(10): 2516-2524.
- [50] 宋巧治. 基于鲁棒控制的多点激振力控制系统设计[D]. 西安: 西北工业大学, 2014.
SONG Qiaozhi. Design of robust control of exciting force for vibration control system with multi-excitors [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2014. (in Chinese)
- [51] 王彬文. 飞行器地面颤振预估与验证技术研究[D]. 西安: 西安交通大学, 2019.
WANG Binwen. Research on ground flutter prediction and validation of aircraft [D]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University, 2019. (in Chinese)
- [52] 侯英显, 付志超, 朱剑, 等. 气动力模拟非接触式加载方法研究[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(2): 357-361.
HOU Yingyu, FU Zhichao, ZHU Jian, et al. Research on contactless loading method for aerodynamic force test [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(2): 357-361. (in Chinese)

作者简介:

陈浩宇(1998—),男,硕士研究生。主要研究方向:气动弹性分析。

王彬文(1974—),男,博士,研究员。主要研究方向:动强度。

宋巧治(1986—),男,硕士,工程师。主要研究方向:气动弹性分析。

李晓东(1970—),男,硕士,研究员。主要研究方向:振动测试。

(编辑:丛艳娟)