

# 壁板结构热屈曲后模态特性试验\*

程 昊, 秦朝红, 孔凡金, 官文然, 吴振强

(北京强度环境研究所可靠性与环境工程技术重点实验室 北京, 100076)

**摘要** 高速飞行器在服役期间面临着严酷的气动加热效应,热载荷会引起材料性能变化,会在结构内部产生热应力、热变形及热屈曲,从而改变结构的有效刚度,影响其动力学特性。针对铝合金壁板结构开展热屈曲后模态特性的试验,采用石英灯辐射加热方法模拟气动加热,利用热应变与温度的关系,获得了壁板结构热屈曲临近温度,进而选取屈曲前、屈曲后一系列温度状态开展热模态试验。试验结果表明,模态频率随加热温度的增加先降低,在临近屈曲温度附近达到最低值,热屈曲后随着温度增加又逐渐增加。由于不同阶模态对热载荷的敏感程度不一样,第 3 阶和第 4 阶模态在加热过程中发生交换,而模态阻尼随着加热温度的增加呈现增加的趋势。

**关键词** 热屈曲; 高温; 模态; 壁板结构

**中图分类号** TH113.1

## 引 言

飞行器在大气层内高马赫数长时间飞行过程中,会经历严酷的气动加热效应,使飞行器表面温度跨越几百至上千摄氏度,从而显著改变结构模态参数,影响其强度性能<sup>[1-2]</sup>。热载荷对结构动力学特性的影响主要体现在两方面:a. 改变材料的热物性参数;b. 在结构内部产生热应力。在二者的共同作用下,结构模态参数发生明显变化,特别是热应力的影响使模态的变化更加复杂。通常认为,在结构发生屈曲前,结构面内拉应力会增加结构刚度,而面内压应力会降低结构刚度。因此,当热膨胀系数为正时,热屈曲前受热应力影响结构刚度下降。该结论已经有大量学者通过仿真分析或试验得到了验证。而热屈曲后,结构模态特性的变化更多的是通过仿真分析得到,试验研究的工作很少。

20 世纪 50 年代开始,美国国家航空航天局(national aeronautics and space administration, 简称 NASA)即开展了热载荷对结构模态特性影响的试验研究。针对菱形翼结构,在非均匀加热的情况下,观察其固有频率变化,获得铝板前两阶模态频率在瞬态加热下的变化规律,进一步开展不同温度分布下热应力对翼结构刚度影响的研究<sup>[3-5]</sup>。1960

年,针对 X-15 翼模型开展热模态试验研究,获得结构前 6 阶模态频率变化,试验中发现部分模态丢失<sup>[6]</sup>。90 年代,随着空天飞机的提出与发展,高温环境下的结构模态特性问题又一次成为研究热点。1991 年,NASA 针对铝板,钛合金板以及不同铺层、不同厚度的玻璃纤维板,开展热模态试验,观察模态频率随温度的变化<sup>[7-8]</sup>。2002 年,NASA 针对 X-34 发动机喷管,开展热模态仿真与试验技术研究。在热模态试验中,以发动机燃烧动力作为激励,获得结构响应,进而得到结构的模态参数<sup>[9]</sup>。2010 年,NASA 针对 X-37 C/SiC RSTA 结构,模拟飞行器再入时的温升过程开展热模态试验<sup>[10]</sup>。近年来,国内在该领域也开展了大量试验研究<sup>[1,11-14]</sup>。

上述热模态试验中,并没有判断结构是否发生热屈曲,而为了获得热屈曲后结构的模态特性,需要在热模态试验前开展结构的热屈曲试验。相比热屈曲理论分析等研究工作,采用试验手段获得结构热屈曲特性的工作很少<sup>[15]</sup>。1991 年,NASA 飞行研究中心开展了壁板结构热屈曲试验,通过高温应变片、位移计等采集数据,获取结构的热屈曲行为<sup>[16]</sup>。文献<sup>[17-18]</sup>也分别开展了相关研究,研究表明试验边界条件是热屈曲试验成败的关键,对热屈曲试验结果影响很大。如果试验边界没有达到理想固支或者简支边界,则屈曲温度将会降低。同时,由于边界

\* 国家自然科学基金资助项目(11402028, 11502023, 11502024); 装备预研领域基金资助项目(6140210020116HT72002)

收稿日期:2017-11-29;修回日期:2018-02-25

自身热传导等问题,会导致试验件本身表现为非均匀温度分布,进一步降低试验获得的屈曲温度值。

本研究针对铝合金平板,首先开展了铝合金板的热屈曲试验,采用石英灯辐射加热模拟热载荷,通过应变片、热电偶获得结构的温度-应变曲线,得到结构在相应试验边界条件、加热状态下的屈曲温度。在此基础上,通过力锤激励、激光测振仪测量振动响应,开展了结构屈曲前、屈曲后的热模态试验,得到了不同加热温度下结构的模态参数,最终用试验获得了热屈曲特性对典型结构模态参数的影响规律。

## 1 试验系统与方法

### 1.1 试验系统

壁板结构热屈曲后模态试验系统如图 1 所示,采用石英灯辐射加热器模拟气动热环境对试验件进行加热,加热装置主要包括可控硅电源、石英灯组、反射板及温度测控系统等,温度采用 K 型热电偶进行采集,温度反馈控制通过 LabVIEW 实现。结构的应变响应采用汉中 BAB120-3AA25-(23) 型应变片进行测量。

试验件通过水冷工装实现固支边界的模拟,并将夹具固定于铸块上。模态试验中,通过力锤遍历敲击来激励结构振动,结构的振动响应采用单点式激光测振仪,并通过 LMS Test. Lab 进行数据采集与模态分析。

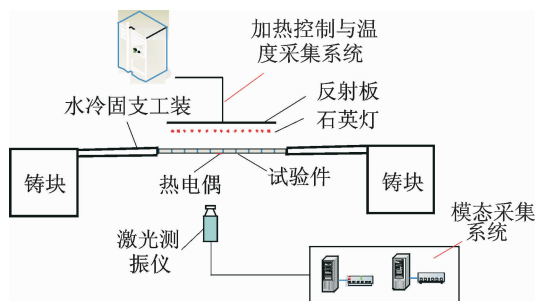


图 1 试验系统

Fig. 1 Diagram of test facility

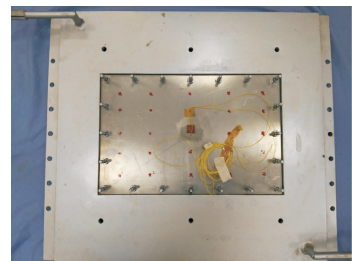
### 1.2 试验件及其边界模拟

试验件为 YF11 铝合金平板,厚度为 3 mm,试件尺寸为 436 mm×288 mm,暴露在加热环境中的面积为 408 mm×260 mm。

在加热过程中,由于试验件的固支工装暴露于石英灯辐射加热环境中,工装也将受到热流的作用,

导致其温度上升,出现热膨胀等现象,从而最终影响甚至改变试验件的边界条件,造成边界条件随着温度的变化而不断改变。为了避免出现边界条件随着加热温度而不断变化的问题,将固支工装进行水冷,从而保证夹具常温,以消除热膨胀导致的边界问题。

热电偶及应变片安装在试验件中间部位,激光测点位于图 2(b)所示位置,力锤敲击点为 6×5,均布在试验件表面。



(a) 工装加热面视图  
(a) The heating surface



(b) 激光测量点  
(b) The laser measuring point

图 2 试验件及安装边界

Fig. 2 Boundary of test fixture

### 1.3 试验状态及实施过程

试验主要包含 3 个状态:状态 1 为铝合金平板热屈曲试验,获取试验状态下的屈曲临近温度及屈曲行为;状态 2 为不同加热温度下的热模态试验,获得结构的热模态参数;状态 3 为每次加热结束,冷却到常温后的模态试验。

由于试验过程中,热载荷有可能造成试验件的永久变形,改变试验工装特性,从而导致即使试验件温度恢复至常温状态,其常温模态特性也有可能发生改变。为了获得该常温模态特性的变化,在试验过程中,开展了多次常温敲击模态试验。首先,试验前开展常温模态试验;其次,开展热屈曲试验,待试验件自然冷却至室温后,再次开展常温模态试验;最后,开展不同稳态温度加载下的热模态试验,试验完成后,待试验件自然冷却至室温后,又再次进行了常温模态试验。

## 2 试验结果与分析

### 2.1 热屈曲测试结果与分析

采用 0.2 °C/s 的温升速率,对试验件缓慢加热,通过应变片获取结构的应变数据,加热曲线与应变响应数据如图 3 所示。

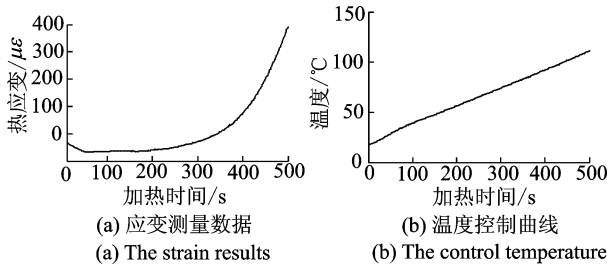


图 3 测量结果

Fig. 3 Measurement results

在热屈曲试验中,如何根据热应变与温度的曲线确定临近屈曲温度是需要解决的重要问题。目前,主要有两种方法:a. Jones 等<sup>[19]</sup>提出的压力/应变( $F/S$ )曲线预测临界屈曲载荷,文献<sup>[16]</sup>利用该方法获得了钛合金板的临近屈曲温度;b. Southwell plot 分析方法<sup>[20]</sup>。

本研究主要采用  $F/S$  曲线预测方法,铝合金板的中心温度与中心应变曲线如图 4 所示,通过拟合直线段,并延长至交点位置,可以得到屈曲温度值。选取不同的拟合点,会对结果造成一定的影响,从图 4 中可以看出,屈曲温度在 100~110 °C 之间,约为 102 °C。

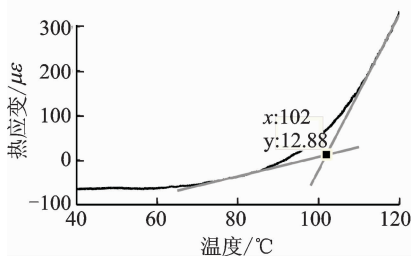


图 4 应变-温度曲线

Fig. 4 Temperature variation & thermal strain of the test plate

### 2.2 热屈曲测试结果与分析

以 0.2 °C/s 的温升速率,对试验件缓慢加热,以试验件中心处热电偶测量温度为准,通过阶梯加热的方式,每 10 °C 一个阶梯,将试验件加热到 140 °C,并在每个稳态温度下保持 500 s。为了避免

一次试验时间过长,将整个加热过程分为 3 次。首先从常温加热到 60 °C,待试验结束,试验件冷却到室温后,再将试验件从 70 °C 加热到 100 °C,最后加热至 140 °C,图 5 给出了两条加热温度曲线。

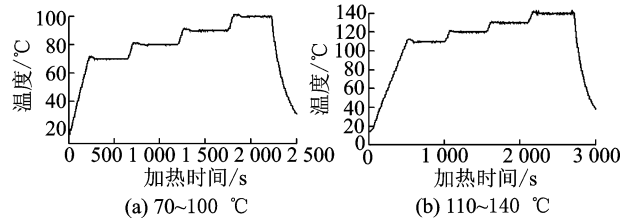


图 5 加热温度曲线

Fig. 5 Temperature results

当温度稳定后,利用力锤遍历测点进行激励,采用激光测振仪获得参考点的响应,再通过 LMS. test lab 的 PolyMAX 分析采集得到的频响函数,进而得到各个稳态温度下的模态参数。图 6~8 分别给出了随温度变化的模态频率、模态振型、模态阻尼的变化。

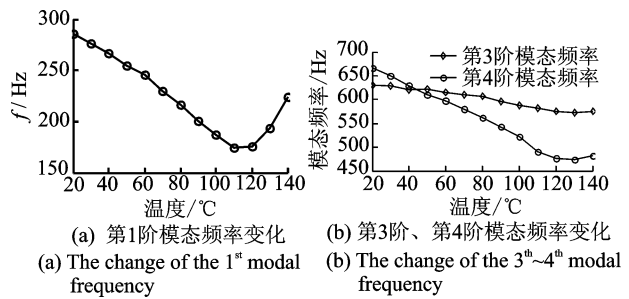


图 6 模态频率随温度的变化

Fig. 6 The change of the mode frequency

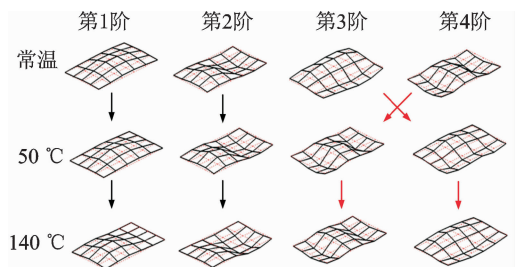


图 7 平板前 4 阶模态振型

Fig. 7 The first four modal shapes

如图 6(a) 所示,在热应力和材料弹性模量随温度变化的共同作用下,第 1 阶模态频率随加热温度的增加先减少,在屈曲温度附近达到最低值,下降达 38.9%,随后进入热屈曲后状态,虽然屈曲后随着温度增加弹性模量仍然处于下降阶段,但是 1 阶模态频率却逐渐增加。

进一步分析前 4 阶模态振型的变化,如图 7 所示,分别给出了常温,50 °C,140 °C 下的模态振型。从图 7 中可以看出,模态振型出现的先后顺序发生了变化。随着温度的增加,常温下的第 3 阶模态振型在 50 °C 高温下出现在第 4 阶模态位置,常温下的第 4 阶模态振型在 50 °C 高温下成为第 3 阶模态。为了进一步分析第 3,4 阶模态频率的变化趋势,图 6(b) 给出了同一阶模态振型随温度的变化规律。将不同温度下,相同模态振型的频率连接成一条曲线可以看出,第 3 阶和第 4 阶模态频率随温度的变化规律与常温相同,均出现先下降后上升的趋势。热载荷作用在结构上,主要影响结构的刚度,使模态方程中的刚度项产生摄动,但是相同的物理参数摄动所导致不同阶次特征值的摄动是不同的,即热效应对结构刚度改变的效果对每阶模态作用是不同的。在热载荷的作用下,第 4 阶模态频率的下降速度快于第 3 阶模态频率,因此在 40 和 50 °C 温度之间,第 3 阶和第 4 阶模态频率重合,之后两个振型出现交换。

图 8 给出了前 4 阶模态阻尼随温度的变化过程,可以看出,随着加热温度的升高,材料的阻尼增加,结构的模态阻尼比总体呈现上升趋势。

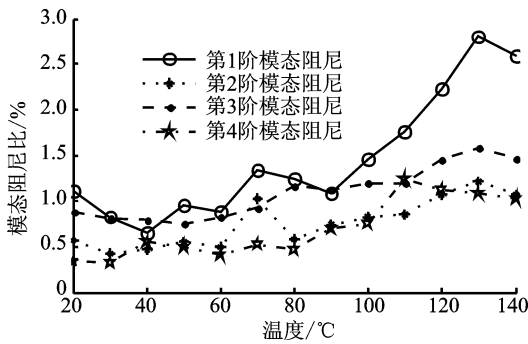


图 8 模态阻尼随温度的变化

Fig. 8 The change of the modal damping

### 2.3 频率响应曲线

图 9 分别给出了不同稳态加热温度下的原点和跨点频响曲线。从图中可以清楚地看出,随着温度的增加,1 阶模态频率所处的峰值先下降再上升的过程。特别是从跨点频响曲线可看出,在 140 °C 时,1 阶模态频率已经低于常温下的 1 阶模态频率。同时随着温度的增加,1 阶模态峰值的大小也出现逐步下降的趋势,且在高温条件下,频响曲线在反共振点出现了较多的毛刺。

### 2.4 常温模态对比

反复多次加热所产生的热应力会对边界工装产

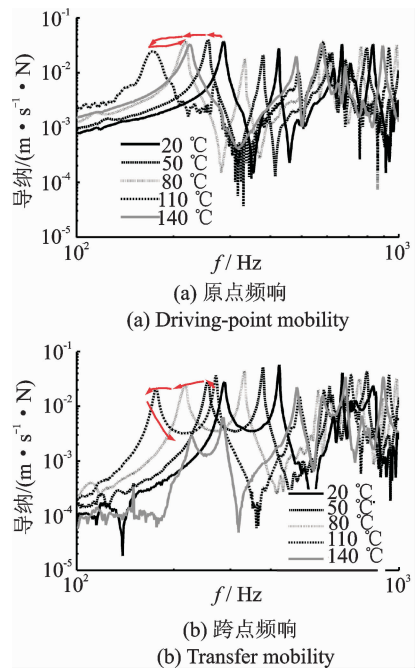


图 9 不同温度下的频响函数

Fig. 9 The mobilities for difference temperatures

生影响,也会使试验件本身产生永久的热变形,使结构常温环境下的动特性产生变化。图 10 给出了试验过程中,前 4 阶常温模态频率的变化。从图中可以看出,随着加热次数的增加,试验件的刚度略有增加,模态频率略有上升。这是边界工装与试验件自身状态变化共同作用的结果。一方面边界工装暴露于辐射加热环境中,会产生热膨胀;另一方面试验件自身在加热过程中会有少量不可恢复的热变形。但是随着加热次数增多,边界特性逐渐趋向稳定。

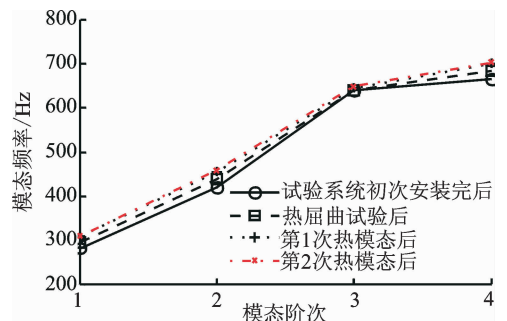


图 10 常温模态频率对比

Fig. 10 The modal frequencies for room temperature

## 3 结束语

针对典型铝合金壁板结构,采用石英灯辐射加热模拟热载荷,获得了试验件在相应边界条件下的临界屈曲温度。通过力锤激励、激光测振仪测量振动响应,得到了试验件在热屈曲前、热屈曲后状态下的模态参数。利用试验手段获得了热屈曲特性对典

型结构模态参数的影响规律。在热应力和材料弹性模量随温度下降等因素的共同作用下,第1阶模态频率随加热温度的增加先减少,在屈曲温度附近达到最低值,进入热屈曲状态后,随着温度增加第1阶模态频率逐渐增加。由于不同阶模态对热载荷的敏感程度不一样,随着温度增加,第4阶模态频率下降速度快于第3阶模态频率,两模态振型在50℃附近产生交换,且模态阻尼随着加热温度的增加呈现增加的趋势。

### 参 考 文 献

- [1] Cheng Hao, Li Haibo, Zhang Wei, et al. Effects of radiation heating on modal characteristics of panel structures [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2015, 52(4): 1228-1235.
- [2] 贺旭东, 吴松, 张步云, 等. 热应力对机翼结构固有频率的影响分析[J]. *振动、测试与诊断*, 2015, 35(6): 1134-1139.  
He Xudong, Wu Song, Zhang Buyun, et al. Influence of thermal stress on vibration frequencies of a wing structure[J]. *Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis*, 2015, 35(6): 1134-1139. (in Chinese)
- [3] Kaye J. The transient temperature distribution in a wing flying at supersonic speeds [J]. *Journal of Aerospace Science*, 1950, 17(2): 787-807, 816.
- [4] Vosteen L F, Fuller K E. Behavior of a cantilever plate under rapid heating conditions [R]//NACA RM L55E20, Washington D C: National Advisory Committee for Aeronautics, 1955.
- [5] Vosteen L F, McWithey R R, Thomson R G. Effect of transient heating on vibration frequencies of some simple wing structures [R]//BNACA Technical Note 4054. Washington D C: NACA, 1957.
- [6] McWithey R R, Vosteen L F. Effects of transient heating on the vibration frequencies of a prototype of the X-15 wing [R]// Technical note D-362. Washington D C: NASA, 1960.
- [7] Snyder H T, Kehoe M W. Determination of the effects of heating on modal characteristics of an aluminum plate with application to hypersonic vehicles [R]// Washington D C: NASA Technical Memorandum 4274, 1991.
- [8] Kehoe M W, Deaton V C. Correlation of analytical and experimental hot structure vibration results [R]// Washington D C: NASA Technical Memorandum 104269, 1993.
- [9] Brown A M. Temperature-dependent modal test analysis correlation of X-34 FASTRAC composite rocket nozzle [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2002, 18(2): 284-288.
- [10] Spivey N D. High-temperature modal survey of a hot-structure control surface [C]// The 27th International Congress of the Aeronautical Sciences. Nice, France: ICAS, 2010.
- [11] 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)
- [12] 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)
- [13] Geng Qian, Li Huan, Li Yueming. Dynamic and acoustic response of a clamped rectangular plate in thermal environments: experiment and numerical simulation [J]. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 2014, 135(5): 2674-2682.
- [14] Zhang Xiaolei, Yu Kaiping, Bai Yunhe, et al. Thermal vibration characteristics of fiber-reinforced mullite sandwich structure with ceramic foams core [J]. *Composite Structures*, 2015, 131: 99-106.
- [15] 官文然, 吴振强, 李海波, 等. 飞行器壁板结构热屈曲分析与试验研究进展 [J]. *强度与环境*, 2016, 43(4): 9-16.  
Gong Wenran, Wu Zhenqiang, Li Haibo, et al. Review of the investigation on thermal buckling analysis and experiment for aircraft panel structures [J]. *Structure & Environment Engineering*, 2016, 43(4): 9-16. (in Chinese)
- [16] Thompson R C. Thermal-structural panel buckling tests [R]//TM-104243. Washington D C: NASA, 1991.
- [17] Murphy K D, Ferreira D. Thermal buckling of rectangular Plates [J]. *International Journal of Solid and Structures*, 2001, 38(22-23): 3979-3994.
- [18] Richards W L, Thompson R C. Titanium honeycomb panel testing [R]// NASA/TM-1996-4768. Washington D C: NASA, 1996.
- [19] Jones R E, Greene B E. The force/stiffness technique for nondestructive buckling testing [C]// 15th Structures, structural Dynamics and Materials conference (AIAA/ASME/SAE) AIAA-74-351. New York: AIAA, 1974.
- [20] Singer J, Arbocz J, Weller T. Buckling experiments: experimental methods in buckling of thin-walled structures (Volume 1) [M]. New York: John Wiley & Sons, Inc., 1998: 194-203.



**第一作者简介:**程昊,男,1983年6月生,博士、高级工程师。主要研究方向为航天器结构动力学、力热复合分析与试验技术。

E-mail: chenghao613@126.com