

## 再入器热结构材料多场耦合载荷参数测试技术研究

邹学锋<sup>1,2</sup>, 潘兵<sup>2</sup>, 燕群<sup>1,2</sup>, 王宝潼<sup>3</sup>, 姜方远<sup>3</sup>, 郭仪翔<sup>3,\*</sup>

<sup>1</sup> 中国飞机强度研究所强度与结构完整性国家重点实验室, 陕西西安, 中国

<sup>2</sup> 北京航空航天大学国家卓越工程师学院, 北京, 中国

<sup>3</sup> 清华大学航空发动机研究院, 北京, 中国

\*通讯作者

**【摘要】**针对高超声速飞行器重复使用及流热声多场耦合下的结构强度失效问题, 本文开展典型热结构材料多物理场耦合参数测试技术研究。基于 150 mm×150 mm×40 mm 组合式 TPS 基元结构(钛合金底板+30 mm 热防护材料), 采用电磁振动台、石英灯辐射加热与行波管噪声系统, 完成 10 轮次振动+750℃热载+165 dB 噪声循环加载, 建立 32 点温度与 12 点加速度高密度测试体系。结果表明: C 组隔热最优且稳定, 背面温升<70℃; A-1 一阶共振频率变化率≤6%; D 组表面凸起, A-3 预置损伤件填充物脱落, 验证了方法对损伤演化的敏感性。研究形成高温强噪环境下非接触与接触融合的多参数测试规范, 为热结构动力学响应预测与强度评定提供试验依据。

**【关键词】**多物理场耦合; 热防护结构材料; 高超声速; 参数测试技术; 试验验证

**【基金项目】**清华大学航发院流热声模拟测试项目(编号: 20244025070)

### 1. 引言

高超声速飞行器等航空装备已成为国防竞争制高点, 但其长寿命、重复使用、小时级气动加热及流热声振多物理场耦合的极端服役环境, 使结构强度失效成为制约研制的瓶颈。传统弹箭热试验技术难以复现真实耦合载荷, 导致设计-验证闭环缺失。亟需发展流热声多场耦合环境模拟、高温多参数测试与强度评估一体化技术, 以支撑先进发动机与可重复使用飞行器结构完整性验证, 破解非线性耦合破坏难题, 抢占战略前沿技术制高点。

申昱博[1]等构建电磁-流体-热-结构耦合模型, 阐明干式空心电抗器多物理场应力分布及关键参数规律, 并验证仿真可靠性, 但未纳入材料老化、热循环退化及过载、短路等极端工况影响。马迅[2]等研究了发动机活塞在热-结构耦合作用下的应力与变形, 分析了不同载荷条件下活塞的温度场、应力分布及位移响应, 但其模型简化了销孔、燃烧室偏置等结构细节, 未考虑材料非线性和高温疲劳寿命的影响。邹学锋[3]等综述了高超声速飞行器在多场耦合环境下的结构动强度问题, 系统分析了热/力/声/振等载荷特征及其对轻质结构的影响, 但当前理论模型尚不完善, 缺乏统一标准, 试验手段在加载能力、环境模拟、测量精度等方面仍存在明显不足。谭冉[4]等研究了金属薄壁结构在多物理场载荷下的非线性动力学响应, 分

析了温度与声压对结构屈曲、模态、应力响应及疲劳寿命的影响, 但其研究对象较为简化, 未考虑复杂边界、材料老化及多场耦合非线性效应[5-9]对结构长期可靠性的影响。薛永刚[10]等基于统计能量分析研究了复杂三板耦合系统的高频载荷识别问题, 分析了系统内损耗因子与耦合损耗因子, 并通过试验验证了高频段载荷识别的准确性, 但其方法在低频段误差较大, 且未深入探讨非理想耦合对识别精度的影响。刘云钦[11]等研究了高超声速飞行器的流-热-固耦合实时仿真技术[12-14], 建立了 CFD/CSD 耦合模型, 结合多工况离线解集与实时插值方法, 实现了对 X-43A 飞行器结构变形、攻角和净推力等参数的动态仿真。桂业伟[15]等综述了高超声速飞行器流-热-固耦合问题的研究现状, 系统梳理了耦合建模方法、分析策略及软件平台发展, 指出当前耦合模拟在工程应用中仍面临精度与效率的矛盾。张强[16]则分析了高超声速飞行器的飞行试验测控需求, 强调其对遥测、外测和安控系统的高要求。然而, 上述研究普遍面临多物理场耦合精度不足、实时计算效率受限、试验环境模拟能力弱等问题, 亟需进一步提升模型鲁棒性与工程适用性。

高超声速热防护[17-20]研究呈“耦合-一体化-智能”趋势, 孙学文[21]建立化学非平衡-烧蚀/结构耦合模型, 经风洞验证, 精度高。

黄盛[22]提出皱褶芯材主动冷却底板, 换热提升 3 倍, 减重 7%。康瑾[23]以改进灰狼-RBF 网络, 40 样本即获 99.87%可靠度, 评估提速两个量级。苟建军[24]指出再生冷却与热电转换一体化是长航时瓶颈突破方向, 并呼吁机-发协同热管理平台。Jack J.McNamara 与 Peretz P.Friedmann[25]综述了高超声速气动弹性/热气动弹性研究进展, 分析了耦合建模、实验与数值方法, 但指出高保真工具与降阶模型仍不成熟, 亟需突破。Ashley[26]等提出并系统发展了活塞理论, 用于简化高马赫数下翼面颤振、突风响应等非正常气动弹性分析, 大幅削减计算量, 但指出其精度受限于厚度-马赫乘积, 且对三维翼尖、热-黏效应等情形仍存误差。Culler[27]等研究了高超声速板的热-流-固双向耦合模型, 分析了耦合程度对颤振边界、非线性响应及计算代价的影响, 并验证了准静态与时间平均法的高效性, 但指出其精度受限于活塞理论, 对强变形及后颤振阶段仍需高阶气动力模型。黄杰[28]等提出 CNA-TPS 新概念, 通过紧耦合流-热分析验证其在减热与降温方面的优势, 并探讨几何参数影响, 但指出未评估气动性能, 且未考虑材料响应与结构变形耦合。Earl A. Thornton 等研究了高超声速气流中受热面板的热-流-固耦合响应, 分析了结构变形对气动力与热环境的影响, 但尚未深入探讨复杂三维结构和长时间热疲劳效应[29,30]。吴东[31]等研究了高超声速飞行器碳基结构的高温应变测量技术, 但尚未解决更高温区长期稳定性与多向异性误差控制的难题。魏衍强[32]等研究了高温热载环境下飞行器结构的振动优化问题, 分析了热-振耦合对固有频率的影响, 但是优化结果仍受限于材料模型精度和制造约束。秦强[33]等系统梳理了高超声速飞行器热-结构试验体系, 分析了热防护、热强度等典型试验科目的发展现状, 但指出国内在高温参数测量、多场耦合模拟等方面与国外仍存在差距。Martinez[34]等研究了波纹夹芯热防护结构的热力耦合行为, 分析了等效热-力模型与三维有限元结果差异在 5%以内, 但未涉及瞬态热冲击下的非线性响应。赵文峰[35]等针对电弧加热试验, 提出 F-P 光纤应变测量技术, 响应灵敏但高温稳定性不足。承桃[36]基

于 Abaqus-Isight 平台, 建立热力耦合优化框架, 实现舵面结构布局与尺寸协同减重。综上, 当前研究在测量-优化-评价-密封各环节形成互补, 为可重复使用热结构提供了从材料、设计到试验的完整技术链。

本文针对高超声速飞行器热防护结构在重复使用、多场耦合载荷下强度退化与失效问题, 提出了基于组合式 TPS 基元的一体化试验与测试方法。通过构建 150 mm×150 mm×40 mm 钛合金-热防护材料复合结构, 设计并实施了 10 轮次“振动-热-噪声”耦合加载试验, 复现真实服役环境。研究了不同材料在 750℃热载、165 dB 强噪及 Y/Z 向振动联合作用下的热防护性能、结构刚度变化与损伤演化规律, 验证试验方法对性能退化的敏感性, 形成高温强噪环境下多参数测试技术规范。

## 2.热防护材料性能综合测试系统

试验件采用组合式 TPS (Thermal Protection System) 结构, 由钛合金底板与热防护材料构成, 整体尺寸为 150 mm\*150 mm\*40 mm, 属于基元级构件。其中, 钛合金底板厚度为 10 mm, 热防护材料层厚度为 30 mm。共制备试验件 14 件, 依据热防护材料种类分为 5 组, 前 4 组每组 3 件, 第 5 组 2 件, 具体编号见表 1。试验件中, 热防护材料与钛合金底板之间采用粘接方式连接, 底板与试验工装之间通过螺栓连接。每轮循环试验共搭载 8 件试验件, 累计开展 10 轮循环试验。试验件坐标系定义如下: 厚度方向为 Y 轴, 长度方向为 X 轴, 宽度方向为 Z 轴。热防护材料安装方式及底板测试工装如图 1 所示。

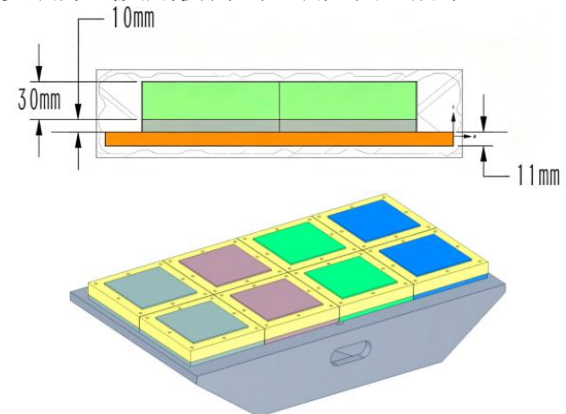


图 1.TPS 平板试验件安装及测试工装

表 1.试验件分组编号表

| 组别 | 第一组 | 第二组 | 第三组 | 第四组 | 第五组 |
|----|-----|-----|-----|-----|-----|
| 编号 | A-1 | B-1 | C-1 | E-1 | D-1 |
|    | A-2 | B-2 | C-2 | E-2 | D-2 |
|    | A-3 | B-3 | C-3 | E-3 | /   |

## 2.1 测试工装及仿真

本试验共设置 10 个循环加载阶段，前 5 个循环沿 Y 向施加振动激励，后 5 个循环沿 Z 向施加振动激励。试验采用 8T 电动振动台作为加载平台，分别利用其垂直台体和滑台实现对试验件的 Y 向与 Z 向激励。为确保振动载荷的有效传递并避免频响失真，专门设计并研制了一套高刚性试验夹具，其第一阶固有频率不低于试验件主要共振频率的 3 倍，从而有效隔离夹具自身模态对试验结果的影响。

Y 向振动工况采用振动台垂向台体施加激励。试验件通过专用夹具安装于台体，二者间以 8.8 级钢制 C 型粗牙 M10 螺栓圆形分布紧固，施加拧紧力矩  $59\text{ N}\cdot\text{m}$ ；夹具与台体则借助 8.8 级 C 型粗牙 M12 螺栓-螺母圆形阵列连接，拧紧力矩  $90\text{ N}\cdot\text{m}$ 。Z 向振动工况利用滑台施加激励，试验件仍由同一夹具承载，与夹具间保持上述 M10 螺栓（ $59\text{ N}\cdot\text{m}$ ）连接方式；夹具与滑台间改为矩形阵列布置的 M12 螺栓、螺母（8.8 级， $90\text{ N}\cdot\text{m}$ ）固定。

每次试验件更换后，均采用定力矩扳手对所有螺栓的拧紧力矩进行复验与修正，以保证边界条件的重复性。夹具本体选用 2024 铝合金整体加工成形，其首阶固有频率经有限元计算为  $1808\text{ Hz}$ ，高于试件主共振频率的 3 倍，

满足刚度设计要求。夹具结构、安装孔位及振动特性模态云图分别示于图 2、图 3 与图 4。

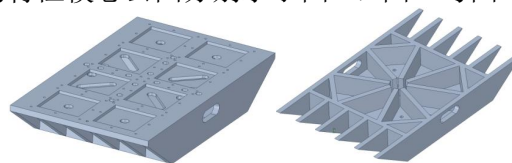


图 2. 试验支持夹具结构

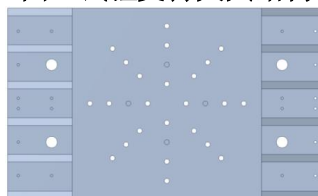


图 3. 试验夹具安装孔

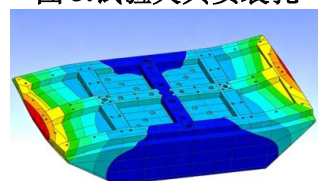
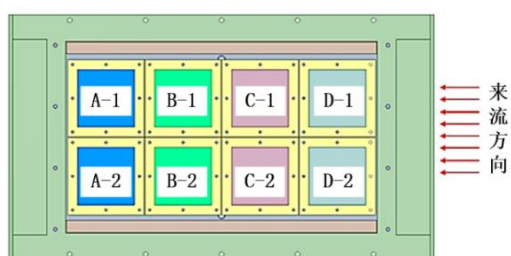


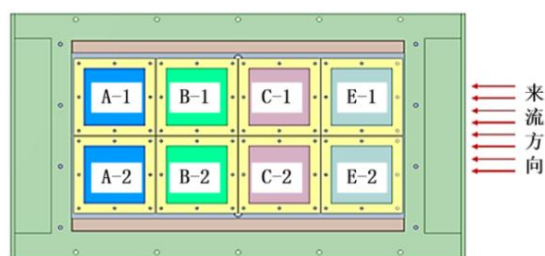
图 4. 试验夹具一阶模态振型

## 2.2 试验项目及流程

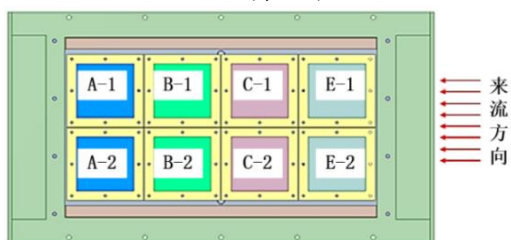
试验采用多轮循环加载方案，共开展 10 个循环。各循环所用试验件编号及其在夹具上的布置位置见图 5；单个循环由 3 个连续加载阶段构成，对应的试验项目与执行顺序汇总于表 2。



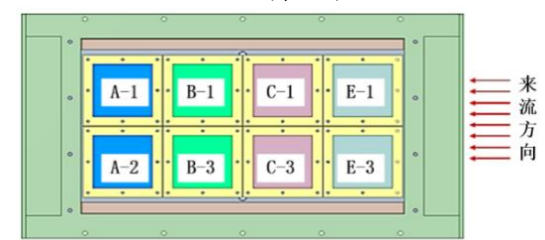
(a) 第一轮



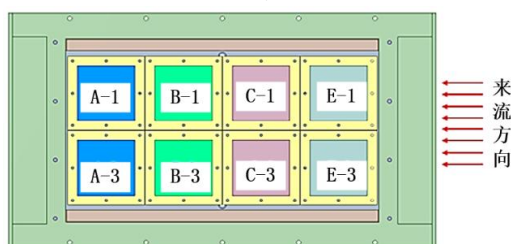
(b) 第二轮



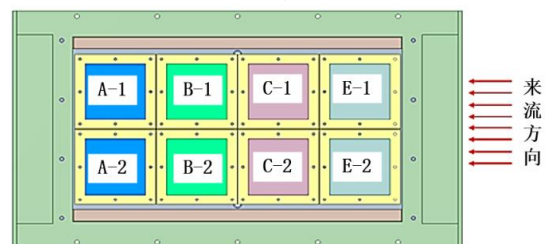
(c) 第三轮



(d) 第四轮



(e) 第五轮



(f) 第六轮

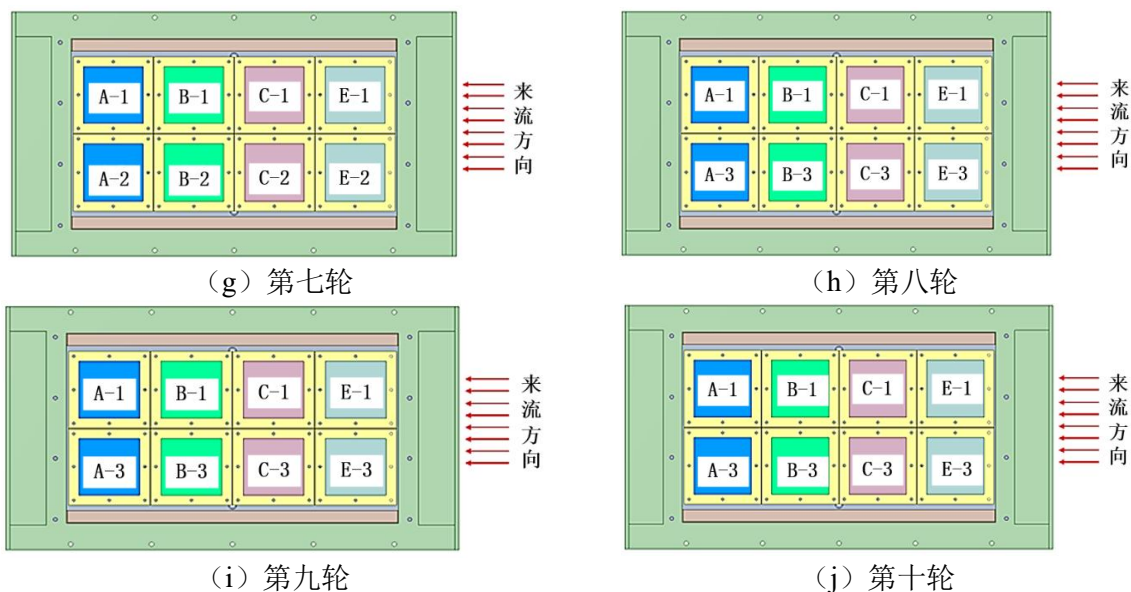


图 5.每轮循环试验件编号及其对应安装位置

表 2.试验项目及顺序

| 轮次   | 阶段 | 时间          | 试验项目          | 测量参数   |
|------|----|-------------|---------------|--------|
| 1~5  | 1  | 0s-250s     | 常温 Y 向振动+噪声试验 | 加速度    |
|      | 2  | 250s-1450s  | 热+Y 向振动+噪联合试验 | 温度、加速度 |
|      | 3  | 1450s-2500s | 常温 Y 向振动+噪声试验 | 温度、加速度 |
| 6~10 | 1  | 0s-250s     | 常温 Z 向振动+噪声试验 | 加速度    |
|      | 2  | 250s-1450s  | 热+Z 向振动+噪联合试验 | 温度、加速度 |
|      | 3  | 1450s-2500s | 常温 Z 向振动+噪声试验 | 温度、加速度 |

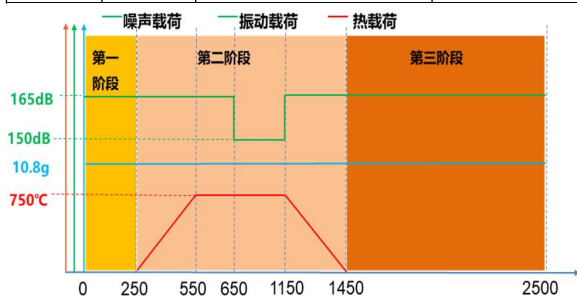


图 6.每轮循环试验载荷加载历程曲线

试验流程严格遵循图 5 所示的试验件编排次序展开：首先，在初始状态下对各试验件开展模态测试，以获取其基础振动特性；随后，依据图 6 所规定的载荷加载历程，依次实施分级加载。

### 3.多场耦合参数测试实验

#### 3.1 试验载荷及加载顺序

##### (1) 试验载荷情况

试验按双阶段、五循环制实施：前 5 循环采用 Y 向振动+噪声、热+Y 向振动+噪声、Y 向振动+噪声三阶段载荷序列；后 5 循环改为 Z 向，序列结构不变。除振动方向外，各阶段振动、热及噪声载荷谱全程恒定，具体载荷条件如下。

##### ① 振动载荷

振动载荷形式为基础激励的随机载荷，通过 8T 电磁振动台来施加，激励方向分别为 Y 向和 Z 向，总均方根 10.8g，控制频率范围 8Hz-2000Hz，具体的载荷谱如表 3 所示。

表 3.振动载荷谱

| 方向      | 总均方根 g | 频率范围 Hz   | 功率谱密度 $g^2/Hz$ | 试验时间 s |
|---------|--------|-----------|----------------|--------|
| Y 向、Z 向 | 10.8   | 8-100     | 3dB/oct        | 全程     |
|         |        | 100-1000  | 0.08           |        |
|         |        | 1000-2000 | -6dB/oct       |        |

振动载荷控制采用两点平均控制，Z 向振动试验中，控点位置分别位于夹具上安装边的中心位置，同时在垂台表面粘贴加速度计作为监测点；Y 向振动试验中，同样采用两点平均

控制，同时在滑台端部粘贴加速度计作为参考点，以上控点位置如图 7 所示。

实测振动控制谱形均处于允差带内，总均方根值略高于 10.76g，差异源于微弱电磁干扰，

各循环控制稳定，谱形见图 8。

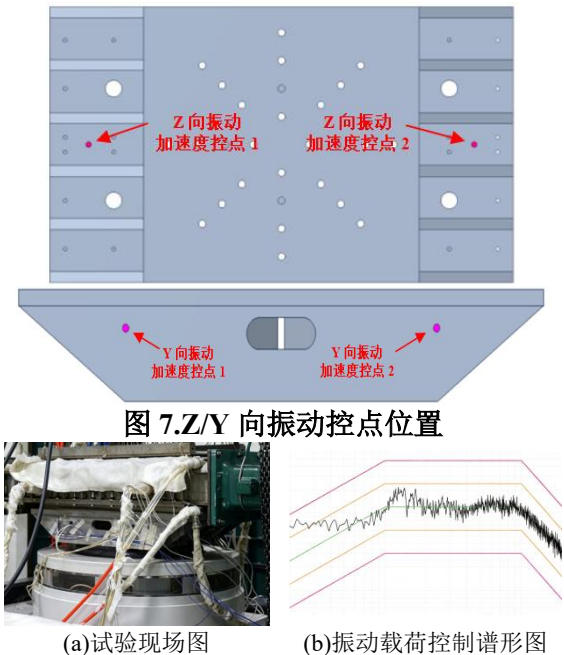


图 7.Z/Y 向振动控点位置

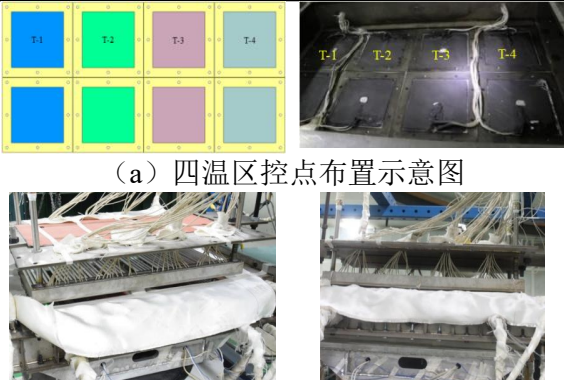
图 8.现场试验及振动载荷图

②热载荷

热载荷由石英灯辐射施加，设计 4 个独立温区（T1-T4），控点均位于 TPS 板中心，每个温区采用相同的控温曲线，见表 4；定义 TPS 表面为正面，金属底板为背面，四温区石英灯加热器布置见图 9。

表 4.热载荷条件

| 时间 s      | 温度℃    |
|-----------|--------|
| 0~250     | 20     |
| 250~550   | 20~750 |
| 550~1150  | 750    |
| 1150~1450 | 750~20 |
| 1450~2500 | 20     |



(a) 四温区控点布置示意图

(b) 四温区控制石英灯加热器

图 9.温区控点布置及加热器示意图

③噪声载荷

试验采用掠入射噪声加载方式，采用《军用装备实验室环境试验方法第 17 部分噪声试验》（GJB150.17A-2009）给出的噪声激励谱

及允差，单次循环不同阶段噪声载荷量级如表 5 所示。

表 5.单次循环不同阶段噪声载荷量级

| 时间 s      | 总声压级 dB |
|-----------|---------|
| 0-650     | 165     |
| 650-1150  | 150     |
| 1150-2500 | 165     |

在行波管试验段侧面对应于试验件两端的位置处安装 2 个高温高声强传声器，上游噪声测点编号为 M1，下游噪声测点为 M2，采用 2 点平均闭环控制的方法进行声场控制，传声器安装位置如图 10 所示。

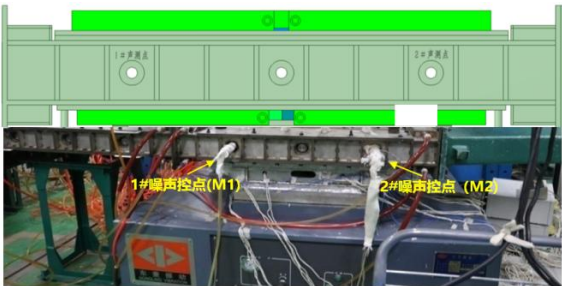
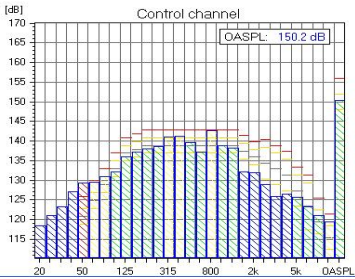
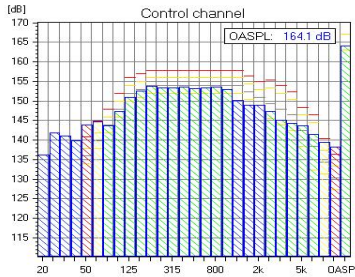


图 10.传声器安装位置示意图

每一轮循环试验中，噪声分为 OSPAL=150dB（低量级）和 OSPAL=165dB（高量级）两个量级，试验过程中，两个量级的噪声控制效果分别如图 11 所示。



(a) 低量级噪声三分之一倍频程控制谱



(b) 高量级噪声三分之一倍频程控制谱

图 11.高/低量级噪声控制效果

由上图可知，在低量级噪声阶段，噪声总声压级控制在 150.2dB，50Hz~1250Hz 带宽内各三分之一倍频程大部分在允差范围内，只有中心频率为 50Hz 的频带声压级略有超出；在高量级噪声阶段，噪声总声压级控制在 164.1dB 左右，略低于 165dB 的总声压级要求，

50Hz~1200Hz 带宽内各三分之一倍频程均在允差范围内。

### (2) 载荷加载顺序

整个试验过程中热、振动、噪声各自用独立闭环控制系统实现独立加载，图 12 为热+Y 向振动+噪声联合控制方案，每循环分为三个阶段，加载顺序及流程如下：

①第一阶段试验件载荷条件为振动+噪声，加载时间为 250s，具体加载步骤为：

a.开启振动台，对试验件施加振动载荷，加载台阶设为 50%量级、80%量级，当加载量级达到 50%后，保载；

b.开始加载噪声载荷，噪声加载台阶设为 -15dB、-10dB、-5dB，当量级达到 150dB 后，保载 5s；

c.继续提高振动量级直至 100%量级，保载，提高噪声量级直至 165dB 满量级，保载 250s。

②第二阶段试验件载荷条件为热+振动+噪声，加载时间为 1200s，具体加载步骤为：

a.第一阶段完成后即按照温度控制曲线要求进行温度加载，即 0~300s 内温度从室温加载到 750℃，随后保载 600s，然后在 600s~900s 温度从 750℃降到室温；

b.整个过程中保持振动载荷不变；

c.当第二阶段加载时间到 400s 时，调整噪声量级至 150dB，500s 后，量级升高为 165dB。

③第三阶段试验件载荷条件为振动+噪声，加载时间为 1050s，具体步骤为：

a.保载振动、噪声载荷 1050s；

b.卸载，先卸载噪声载荷，然后卸载振动载荷。

此外，除振动激励方向改变外，前 5 个循环和后 5 个循环在加载顺序上没有区别，每一轮试验前均采用低量级振动激励来检测各测量通道是否正常，同时对试验件的加速度主要峰值频率进行记录。

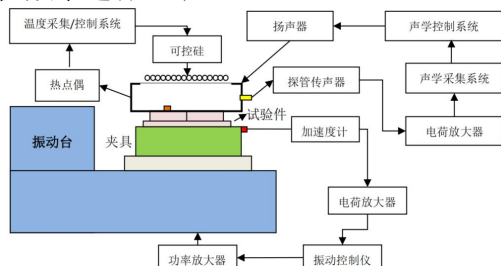


图 12.热/Y 向振动/噪声加载控制系统

## 3.2 试验步骤及参数测量

### (1) 试验步骤

具体试验过程分为试验准备、调试及正式

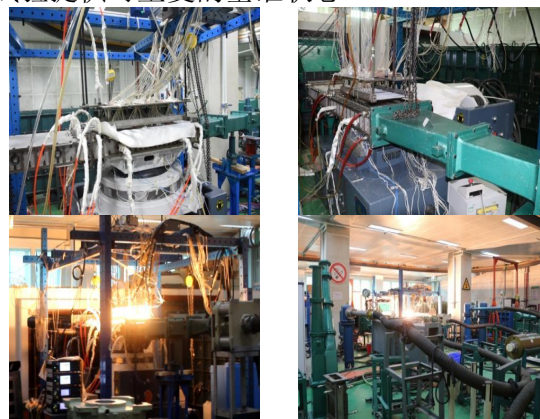
试验三个阶段，试验准备及调试步骤如下：

a.试验件外观检查、编号、拍照记录；

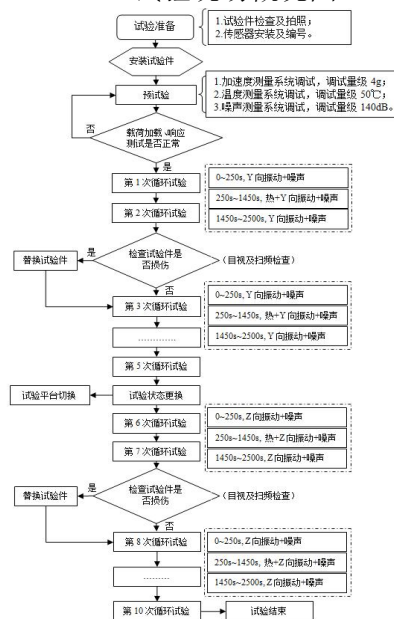
b.在试验件上布设热电偶及加速度传感器；

c.连接声场测量链路，校准传声器，空场调试；

d.试验件精准就位后，完成全测量链路贯通与系统级联调。调试按四级递进实施：首先开展单振动预校，施加-6dB、200s 的基准激励，重点校核振动加载-控制闭环与加速度测量链的幅相精度；继而执行单噪声预校，在 140dB、≤60s 条件下验证声场测控系统的线性度与稳定性；随后进行振-声耦合调试，同步施加-3dB 振级与-3dB 声级，评估双物理场协同下控制与测量链的互扰水平；最终实施热-振-声综合调试，于-3dB 振级、-3dB 声级与 50℃温场耦合环境中，系统检验三物理场加载、控制及测量链的协调一致性与可靠性，为正式试验提供可重复的基准状态。



(a) 试验现场概况图



(b) 测试流程图

图 13.试验现场及测试流程图

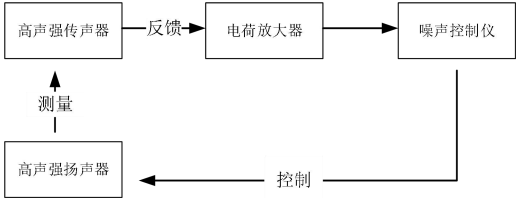
- 正式试验步骤如下：
- a.按照试验载荷加载顺序开展正式试验；
  - b.试验过程中按照要求开展各阶段载荷加载及参数测量；
  - c.试验完成后拆除试验件外部加速度计、热电偶及相关测量线路；
  - d.试验件检查、拍照、试验件装箱，试验现场工作结束。

试验现场概况及测试流程如图 13 所示。

(2) 试验参数测试

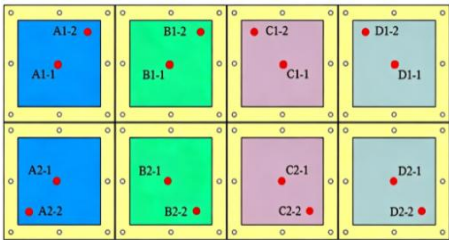
试验的参数测试主要包含三项：分别为噪声测试、温度测试及加速度测试，各项具体阐释如下。

- ①噪声测量试验
- 整个试验过程中测量行波管内的声场，并作为反馈对试验声场进行闭环控制，如图 14 所示，声测量采用 B&K4182 型高温高声强传声器。

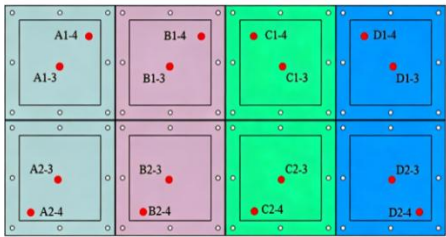


- 图 14.声场加载及闭环控制连接框图
- 声场数据测量与处理方法如下：
- a.试验开始后全程采用声学采集系统采集声场数据，采样率 25.6kHz；
  - b.采用线性谱平均方法分析给出各工况下各声测量点的三分之一倍频程谱，分析频率范围 25Hz~10kHz。

- ②温度测量试验
- 在第二阶段温度加载时即开始温度测量，直到各加载温度自然冷却至室温后，停止测量。选用 K 型热电偶，采样速率设定为 2Hz，温度测点共 32 个，在 TPS 正面共计 16 个测点，其中 A-1、B-1、C-1、D-1 试验件正面中心点为温度控制点，其余为测量点，背面共计 16 个测点，全部为测量点。每件试验件中心点位于试验件几何中心，角点距离试验件边缘 20mm，具体位置与编号如图 15 所示。



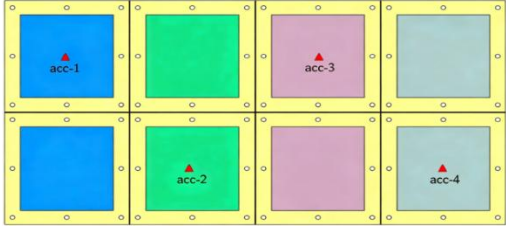
(a) 正面



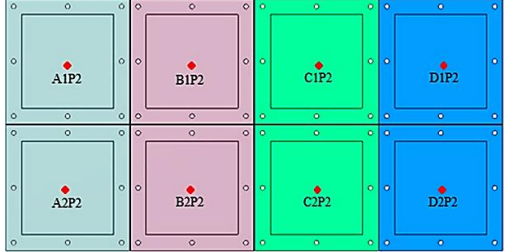
(b) 背面

图 15.温度测点位置及编号

- ③加速度测量试验
- 测试采用激光测振仪和加速度传感器组合测量方式，在 TPS 正面布置 4 个激光测振点，位置如图 16（a）所示，各测点位于 TPS 中心，编号分别为 acc-1、acc-2、acc-3、acc-4。在 TPS 背面布置 8 个加速度测点，采用加速度传感器进行测量，各测点均位于背板中心，激光测振选用 Scan-Basis 型激光测振仪，加速度传感器选用 PCB357B14 型单轴向加速度计，具体测量位置及编号如图 16（b）所示。



(a) 激光测振点位置及编号



(b) 加速度传感器粘贴位置及编号

- 图 16.激光测振与加速度传感器位置及编号
- 加速度数据测量及处理方法如下：
- a.试验过程中对各测点的加速度响应进行全程监测，采样率 8192Hz；
  - b.采用线性谱平均方法给出各工况下全部测点的加速度响应的均方根值；
  - c.试验过程中一直监测试验件加速度响应值和峰值频率的变化。

3.3 试验件检查

在试验过程中，分别在第二轮试验、第五轮、第七轮和第十轮试验前后对全部试验件进行了目视外观检查并拍照。第六轮试验开始前，为标定传感器粘贴工艺（120℃恒温 2 小时）对试验件的影响，对经过淋雨等自然环境考核后的四组试验件（A-2、B-2、C-2、E-2）进行

了称重标定,如表6所示,试验件质量无明显改变。

表6.试验件质量变化情况

| 试验件编号    | A-2    | B-2    | C-2    | E-2    |
|----------|--------|--------|--------|--------|
| 淋雨前重量/g  | 1195.7 | 1265.7 | 1336.8 | 1222.0 |
| 进烘箱前重量/g | 1197.9 | 1267.5 | 1338.7 | 1223.4 |
| 出烘箱后重量/g | 1197.5 | 1267.2 | 1337.5 | 1223.3 |

#### 4.实验结果分析

##### 4.1 加速度测量结果分析

为研究不同载荷条件下试验件的振动特性的变化规律,观察不同轮次下试验件共振频率随加载历程的变化,这里选取参与了全部十轮试验的A-1试验件进行频率影响特性分析,A-1试验件的一阶共振频率测量结果如图17所示。

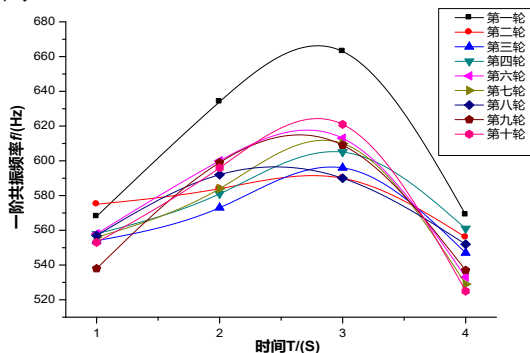
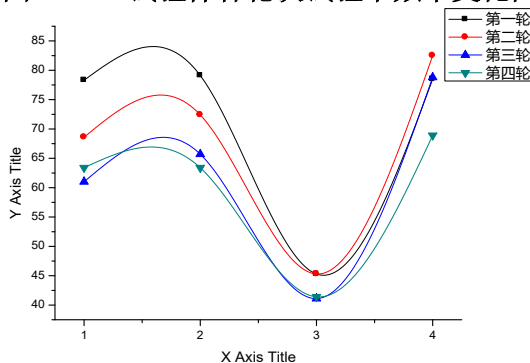
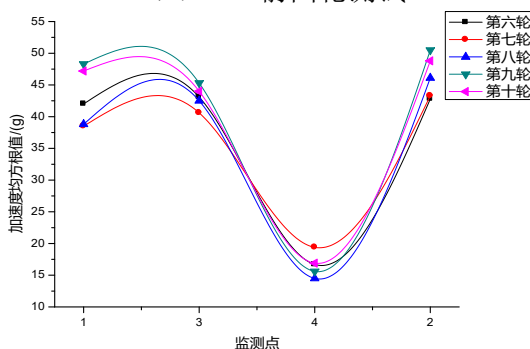


图17.A-1试验件各轮次试验中频率变化图



(a) A-1前四轮测试



(b) A-1后五轮测试

图18.A-1试验件监测点加速度均方根值变化曲线

由图可知,试验过程中试验件的一阶共振频率随温度的加载发生改变,当正面温度从常温升至750℃时,热逐渐传递至试验件安装底座,热膨胀导致螺栓连接部位接触刚度发生改变,该过程中试验件的支撑刚度随温度的持续加载而增大,因此一阶共振频率升高。随着温度的卸载和自然冷却,试验件安装底座的温度逐渐恢复至常温,此过程中试验件一阶共振频率开始下降,热对支撑刚度的影响消失。结果表明:对于A-1试验而言,各轮次试验前后,试验件的一阶共振频率变化不大,除第三轮和第十轮一阶共振频率变化率分别为6.01%和5.06%外,在其他轮次中,A-1试验后的一阶共振频率相比较试验前状态变化率均不超过5%。有关A-1试验件各监测点的加速度均方根值如图18所示。

从图中可以看出,前四轮试验中试验件A-1加速度均方根值变化趋势基本一致,在第四监测点,由于噪声量级由165dB降至150dB,因此该阶段均方根值迅速下降,总的来看,在试验加载历程结束后,A-1试验件的刚度略有降低,由此导致其加速度响应均方根值略有升高。同理,后五轮试验中当噪声由165dB降为150dB时,加速度均方根值出现大幅下降,对比分析可知,当振动激励量级相同时,振动激励方向由Z向变为Y向后,A-1试验件的加速度均方根值大幅下降,原因在于Z向弯曲为试验件的主振动方向。

##### 4.2 温度测量结果分析

为探究不同材料试验件的隔热性能,通过不同试验件在同一轮试验中的背面温度响应对比,分析各轮试验中试验件背面中心点的温度变化历程,给出不同材料之间的隔热性能差异,如图19所示。

由图易知,B、D两种隔热瓦背面中心点的升温曲线偏高,A组隔热瓦次之,相比较而言C组隔热瓦的背面中心点温度最低。提取上述四轮试验中背面中心点的温度测量峰值相对分布特征如图20所示,A组试验件背面中心点温度不超过91℃,B组和D组试验件背面中心点温度均超过100℃,最高能达到140℃,C组试验件背面中心点温度大部分不超过70℃,随着重复试验轮次的叠加,各组试验件背面中心点的温度峰值略有增加,考虑到每轮试验中温度控制存在的差异性,总体而言多轮重复试验中试验件背面的温度峰值比较稳定,C组试验件隔热性能最好也最稳定。

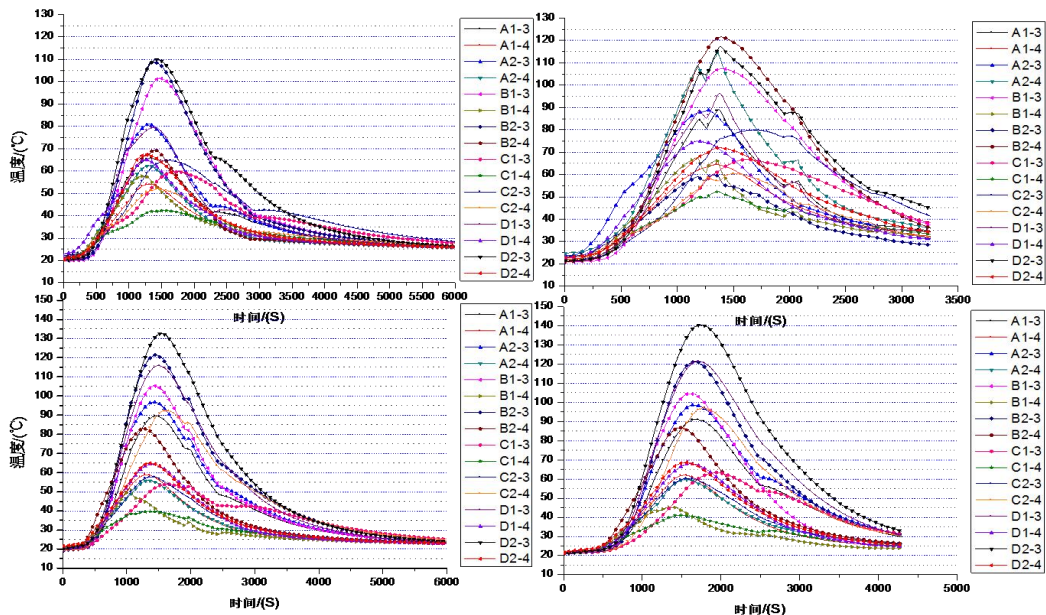


图 19.四种材料第 3/4/6/7 轮背面温度历程曲线

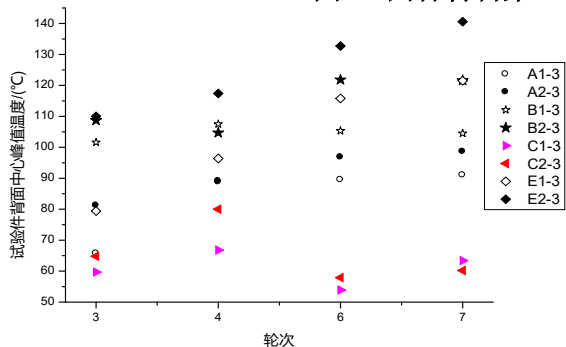


图 20.不同轮次中试验件背面温度峰值对比图

5.结论  
 本文通过以上研究，经过十轮循环测试后（5 种材料总计 14 件试验件），得出如下结论：

- （1）在多轮次重复综合环境考核下，大部分试验件的热防护性能没有表现出明显的降低，D 组试验件在热/振动/噪声环境下出现表面凸起现象，A 组试验件预置损伤后在该综合环境下出现填充物脱落现象。
  - （2）在多轮重复综合环境考核下，各组材料热防护性能表现稳定，未出现显著衰减。其中，C 组试验件在隔热效果方面优于其他隔热瓦材料，且其隔热性能在各轮试验中始终保持一致，展现出良好的热稳定性与可靠性，具备进一步工程化应用潜力。
  - （3）试验件因刚度较高，一阶共振频率处于高位，在热-振-声耦合环境下结构响应幅值整体偏低；其振动特性演化与温度呈显著相关性，多轮试验后共振频率相对初始状态漂移微小，显示良好热-动稳定性。
- 未来工作将重点围绕损伤机制与工程化

验证展开，构建 D 组表面凸起及 A 组填充物脱落的寿命预测模型，量化综合环境损伤阈值；优化 C 组材料体系并实施全尺寸热-振-声耦合试验，完成可重复使用运载器热防护系统装机考核；同时开发原位温度-频率健康监测算法，实现共振漂移在线补偿与寿命评估，基于所有研究工作以探索更广泛的工程应用。

参考文献

- [1] 申昱博，张健，刘贺千，等.电磁-流体-热-结构多物理场耦合下干式空心电抗器应力分布仿真分析[J].哈尔滨理工大学学报，2025，30（03）：116-126.
- [2] 马迅，赵刚.发动机活塞的热结构耦合分析[J].机械设计与制造，2005，（11）：41-43.
- [3] 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.
- [4] 谭冉，沙云东.多物理场载荷作用下金属薄壁结构动力学响应特性计算与分析[J].装备环境工程，2024，21（09）：79-86.
- [5] 杜雁霞，杨肖峰，肖光明，等.高超声速飞行器多尺度耦合热效应预测研究进展[J].中国科学：技术科学，2024，54（07）：1288-1304.
- [6] 康晓智.高超声速飞行器天线罩流热固电多场耦合研究[D].大连交通大学，2024.
- [7] 王文瑞，叶伟，王帅，等.高超声速环境 D6AC 钢结构多物理场耦合模拟[J].哈尔滨工业大学学报，2021，53（01）：130-138.
- [8] 苑凯华，程萌.高超声速气动力/热/结构多

- 场耦合分析[J].战术导弹技术, 2017, (05): 41-45.
- [9] 黄杰, 姚卫星, 单先阳.高超声速气动热/结构温度场一体化耦合分析[J].机械设计与制造工程, 2021, 50 (08): 55-58.
- [10] 薛永刚, 谢石林, 张希农.复杂结构耦合系统的高频载荷识别[J].噪声与振动控制, 2010, 30 (02): 96-98.
- [11] 刘云钦, 李妮, 赵路明, 等.高超声速飞行器流热固耦合实时仿真技术[J].系统仿真学报, 2021, 33 (12): 2820-2827.
- [12] 姚怀博.柔固耦合高超声速飞行器热流固多场耦合计算研究[D].哈尔滨工业大学, 2018.
- [13] 赵垒, 马贵春, 段连成, 等.回转体结构飞行器热力耦合场下力学性能分析[J].兵器装备工程学报, 2020, 41 (04): 100-104.
- [14] 顾元宪, 赵红兵, 陈飏松, 等.热-应力耦合结构灵敏度分析方法[J].力学学报, 2001, (05): 685-691.
- [15] 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[J].航空学报, 2017, 38 (07): 92-110.
- [16] 张强.高超声速飞行器发展综述及飞行试验测控需求[J].科技视界, 2018, (21): 9-11.
- [17] 张婕, 吴敬涛, 刘宁夫, 等.高温环境下烧蚀热防护结构隔热性能测试方法[J].装备环境工程, 2024, 21 (10): 62-69.
- [18] 周世豪, 倪楠楠, 刘彬, 等.结构热防护一体化复合材料研究进展[J].航空材料学报, 2022, 42 (04): 1-15.
- [19] 周帆, 田志林, 李斌.热防护系统用碳化物超高温陶瓷抗烧蚀涂层研究进展[J].无机材料学报, 2025, 40 (01): 1-16.
- [20] 闫铭, 王昕捷, 黄风雷, 等.高超声速气动加热下战斗部装药热-点火响应与典型结构热防护特性[J].兵工学报, 2025, 46(06): 232-246.
- [21] 孙学文.高超声速气动热预测及热防护材料/结构响应研究[D].北京科技大学, 2020.
- [22] 黄盛.新型空天飞行器与热防护系统设计[D].南京航空航天大学, 2012.
- [23] 康瑾, 董俊言, 田恬.高超声速飞行器前缘部件热防护结构的可靠性分析[J].自动化与仪器仪表, 2024, (02): 114-117.
- [24] 苟建军, 胡嘉欣, 常越, 等.高超声速飞行器热管理关键技术及研发进展[J].科技导报, 2020, 38 (12): 103-108.
- [25] Mcnamara J J, Friedmann P P .Aeroelastic and Aerothermoelastic Analysis in Hypersonic Flow: Past, Present, and Future[J].Aiaa Journal, 2011(6).
- [26] Foreroelastician P T N A T .Piston theory, a new aerodynamic tool for the aeroelastican[J].Journal of the Aeronautical Sciences, 1956, 23(12):1109-1118.
- [27] Culler A J, Mcnamara J J .Studies on Fluid-Thermal-Structural Coupling for Aerothermoelasticity in Hypersonic Flow[J].Aiaa Journal, 2010, 48(8):1721-1738.
- [28] Huang J, Yao W, Shan X. Coupled Fluid-Thermal Analysis of Combinational Nonablative Thermal Protection System Concept[J].Journal of Spacecraft & Rockets, 2019:1-15.
- [29] AIAA. Thermal-structural analysis of large space structures-An assessment of recent advances-24th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference (AIAA)[J].Journal of Spacecraft & Rockets, 1985, 22(4):385-393.
- [30] Thornton E, Dechaumphai P. Coupled flow, thermal and structural analysis of aerodynamically heated panels[J]. 1997.
- [31] 吴东, 杨鸿, 赵文峰, 等.高超声速飞行器碳基结构高温应变测量[J].航空学报, 2022, 43 (S2): 163-172.
- [32] 魏衍强, 王钦, 王磊, 等.高温热载环境下的振动优化分析[J].飞机设计, 2025, 45 (03): 33-38.
- [33] 秦强, 成竹, 蒋军亮.高超声速飞行器热-结构试验体系与发展概况[J].空天技术, 2023, (04): 59-69.
- [34] Martinez O A, Sharma A, Sankar B V, et al. Thermal Force and Moment Determination of an Integrated Thermal Protection System[J].Aiaa Journal, 2010, 48(1):119-128.
- [35] 赵文峰, 吴东, 张涛.基于高超声速飞行器热结构试验的光纤应变测量技术研究[J].战术导弹技术, 2018, (04): 110-114.
- [36] 承桃.热力载荷下热结构优化设计方法研究[D].南京航空航天大学, 2023.