

的涂层高温抗氧化和抗烧蚀性能;研究了涂层的化学组成、含量及微结构对其高温氧化性能的影响和作用机制;研究了该涂层与基体的结合和抗热冲击行为。结果表明,真空等离子体喷涂铝基超高温涂层具有显著的在超高温环境的应用前景。

编号: CSTAM2015-A35-B0142

### 引射模态 RBCC 发动机进气特性研究

刘晓伟, 石磊, 刘佩进, 何国强

(西北工业大学航天学院, 西安 710072)

**摘要** 为了研究 RBCC 发动机引射模态的进气特性, 本文基于一二元混压式进气道, 建立了二维 RBCC 发动机流道构型。利用数值模拟获得不同来流马赫数和主火箭流量时发动机的流场结构和进气性能。研究发现, 不同来流马赫数时, 发动机进气特性差异较大, 表现为几个典型区间, 各区间特征明显。只有在低亚声速区间, 火箭引射才可以影响发动机的进气性能。来流马赫数和进气道喉道面积是影响 RBCC 发动机引射模态进气性能影响的主要因素, RBCC 发动机设计时应尽可能增大进气道的喉道面积。

编号: CSTAM2015-A35-B0143

### 高超声速飞行器气动/热特性分析

杨铁成, 乔鸿, 刘冠南

(北京空天技术研究所, 北京丰台区 100074)

**摘要** 为了研究高超再入飞行器的流场特征和气动特性, 分别采用理想气体无化学反应模型和热完全气体化学反应模型对再入飞行器的流场进行了三维数值模拟, 得到了高超再入飞行器流场分布和气动特性。研究结果表明, 与理想气体模型模拟的结果相比, 考虑真实气体效应后: 1) 高超再入飞行器脱体弓形波沿轴向后移, 来流马赫数  $Ma = 25.24$ 、攻角  $\alpha = 23^\circ$  时飞行器壁面最高静温下降了 69.6%; 2) 飞行器法向力系数减小, 压力中心沿轴向后移, 俯仰力矩系数变大。

编号: CSTAM2015-A35-B0144

### 超声速混压式进气道起动机理与起动机模型研究

杨铁成, 刘冠南, 乔鸿

(北京空天技术研究所, 北京丰台区 100074)

**摘要** 本文对超声速混压式进气道起动机马赫数和不起动机马赫数下的流场特性进行了定常数值模拟, 计算得到了两种流态下的流场分布, 并对比深入分析了其流场特性和不起动机现象; 然后按照一维绝热、无粘假设推导出了超声速混压式进气道起动机设计方法, 该方法可以较为有效的解决低马赫数下可靠起动机与高马赫数高性能之间的矛盾。本文工作可为超声速混压式进气道的起动机设计提供参考。

编号: CSTAM2015-A35-B0145

### 不同前缘钝化半径对内转进气道性能特性影响研究

张航<sup>1,2</sup>, 谭慧俊<sup>2</sup>, 邵文清<sup>1</sup>, 黄河侠<sup>2</sup>

1 (中国航天科工集团 301 研究所, 北京丰台区 100074)

2 (南京航空航天大学能源与动力学院, 江苏南京 210016)

**摘要** 针对某前体/进气道一体化的典型高超声速内转进气道方案, 考虑其结构实现, 对不同前缘钝化半径(钝化半径 0.0mm、1.5mm、3.0mm、4.0mm、5.0mm)情况下进气道性能特性进行了数值模拟分析。结果表明, 当钝化半径由 0mm 变化到 5mm 时, 在所研究的飞行状态下该进气道的流量系数、出口马赫数和总压恢复系数均整体表现出下降趋势。流量系数和出口马赫数下降幅度较小, 最大变化幅度在 1.5% 和 2.0% 以内; 而总压恢复系数则下降趋势较为显著, 在  $M_0=6.5$ ,  $\alpha=4^\circ$  状态下最大降低约 11%。另外该进气道出口截面的增压比随钝化半径的增加整体呈增加趋势, 在  $M_0=6.5$ ,  $\alpha=4^\circ$  状态下尤为明显, 最大相对增幅达到 11.3%。综合考虑可以认为, 当前体前缘钝化半径在 3mm 以内时, 对进气道性能及流场结构影响较小。

编号: CSTAM2015-A35-B0146

### 流动参数对喷射特性影响的实验研究

刘祥灿<sup>\*</sup>, 田静<sup>\*</sup>, 肖雪峰<sup>#</sup>, 刘文超<sup>#</sup>, 周伟星<sup>+</sup>

<sup>\*</sup> (中国民航大学航空工程学院, 天津 300300)

<sup>#</sup> (哈尔滨工业大学能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

<sup>+</sup> (哈尔滨工业大学基础与交叉科学研究院, 哈尔滨 150001)

**摘要** 研究气体的喷射特性, 用于指导发动机燃油供给系统的设计和燃烧室有效组织燃烧。基于粒子图像测速技术 (PIV), 对不同温度、不同压差等流动参数下气体喷射的特性进行了对比研究。通过实验分析和图像处理等手段对射流流场及涡结构、气体射流边界扩展、喷嘴轴向流速衰减规律、断面流速分布等进行了适当的总结。实验表明: 射流边界呈线性扩展, 可用锥角大小来表征其特性, 锥角随压差的减小而增大, 且增幅明显, 温度对其也有一定影响。喷嘴射流的轴向速度与射流距离成反比, 而速度的影响面积随射流距离的增大而增大, 温度的增大使得相同压差下的轴向速度相应增大, 断面流速的分布存在很大的相似性。

编号: CSTAM2015-A35-B0148

### 基于振动特性的金属点阵夹层板损伤识别方法研究

路玲玲, 宋宏伟, 黄晨光

(中国科学院力学研究所流固耦合系统力学重点实验室, 北京 100190)

**摘要** 针对点阵夹层板, 本文提出一种无需完好结构信息的损伤识别方法。该方法基于柔度矩阵与间隔光滑法, 得到损伤识别因子  $DI_m$ 。其中,  $m$  为权重系数, 用于决定高阶、低阶模态在损伤识别因子  $DI_m$  中比重。为了验证该方法的有效性, 开展含单处、多处及不同程度损伤的数值模拟。结果表明, 通过综合不同权重系数  $m$  的  $DI_m$  结果, 该方法可以较好地识别结构中单处、多处及不同程度损伤, 有效抑制面板与夹芯连接位置的奇异性对损伤识别效果的影响, 只凸显损伤。

编号: CSTAM2015-A35-B0149

### 热力载荷条件下点阵夹层板失效图谱与优化设计

袁武, 宋宏伟, 黄晨光