

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,真空等离子体喷涂钎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^{1,2}, 谭慧俊², 邵文清¹, 黄河侠²

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^{*}, 田静^{*}, 肖雪峰[#], 刘文超[#], 周伟星⁺

^{*}(中国民航大学航空工程学院, 天津 300300)

[#](哈尔滨工业大学能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

⁺(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

(中国科学院力学研究所流固耦合系统力学重点实验室, 北京海淀区 100190)

摘要 本文通过理论分析得到了点阵夹层板结构在均匀热载荷条件下的结构响应。考虑了 5 种失效模式: 整体屈曲、面板屈曲、面板屈服、夹芯屈曲与夹芯屈服。得到了金字塔、X 型、四面体与 Kagome 构型点阵夹层板结构在不同失效模式下的破坏载荷, 并建立了均匀温升条件下的失效图谱。然后, 将结构等效重量作为优化目标, 以结构失效模式作为约束条件, 并采用基于 Lingo 的数值优化模型对热力载荷条件下点阵夹层板结构进行了优化设计。得到了不同载荷条件下点阵夹层板结构的最优构型尺寸与结构重量。经过优化分析发现, 在满足结构不失效的条件下 Kagome 构型点阵夹层板结构性能优于金字塔、X 型与四面体结构。

编号: CSTAM2015-A35-B0150

固体超燃冲压发动机火焰稳定试验研究

丁士起, 魏志军, 胡明, 迟鸿伟, 王宁飞

(北京理工大学 宇航学院, 北京海淀区 100086)

摘要 本文对固体燃料超燃冲压发动机燃烧室火焰稳定性进行了试验研究, 对比不同燃烧室构型对自点火和火焰稳定的影响。试验采用直连式平台, 燃烧室入口参数为马赫数 1.6, 总压 2.2MPa, 总温 1500K, 分别采用后台阶和凹腔两种构型。试验发现, 后台阶和凹腔构型均能实现自点火和火焰稳定, 点火初期, 在后台阶和凹腔形成的回流区内首先出现火焰, 然后逐渐由上游向下游传播。在稳定燃烧阶段, 固体燃料在超声速气流中持续燃烧, 但燃烧室压力下降较快, 对推力影响较大。

编号: CSTAM2015-A35-B0151

基于动网格的固体燃料超燃冲压发动机工作过程研究

丁士起, 魏志军, 胡明, 武志文, 王宁飞

(北京理工大学 宇航学院, 北京海淀区 100086)

摘要 通过建立固体燃料在超声速气流中的燃速退移模型, 采用移动网格技术, 对固体燃料超燃冲压发动机非稳态燃烧退移过程进行了数值计算, 分析了燃烧室工作过程中内流场参数的变化规律。本文燃烧室由凹腔、等直段和扩张段构成, 数值结果显示, 凹腔后缘燃速较大, 随着燃烧进行, 初始等直段逐渐消失, 燃烧室逐渐趋于等直圆柱形, 与试验结果一致。燃烧室不同时刻型面、燃速和壁面压力值与试验符合较好。本文方法对固体燃料超燃冲压发动机设计和燃速预测具有一定的指导意义。

编号: CSTAM2015-A35-B0152

固体燃料超燃冲压发动机燃烧室构型分析

胡明, 魏志军, 李彪, 丁士起, 王宁飞

(北京理工大学 宇航学院, 北京, 100081)

摘要 根据固体燃料超燃冲压发动机的工作特点, 考虑发动机的气动/推进耦合关系, 建立了适用于固体燃料超燃冲压发动机的一体化设计分析模型, 并与试验数据进行了对比验证。利用该模型, 分析了燃烧室尺寸对发动机性能

的影响规律。结果表明, 在相同燃烧室总长度和相同燃料流量两种情况下, 增大燃烧室等直段长度与减小扩张段扩张半角均能有效增大发动机的推力与比冲, 提高发动机的性能。燃烧室构型设计中应在避免堵塞的前提下采用尽可能大的等直段长度与尽可能小的扩张角。

编号: CSTAM2015-A35-B0153

组合动力空天飞行器未来发展设想

杜斌, 王永圣, 余文学, 查旭

(北京空天技术研究所, 北京丰台区 100074)

摘要 重点梳理了国外采用吸气式动力的空天飞行器发展情况以及组合动力技术的发展情况, 结合我国技术基础提出了一种融合了涡轮、冲压与火箭技术的新型三组合发动机概念, 以该新型组合发动机为动力, 提出了首先发展两级入轨空天飞行器, 随着技术的进一步成熟后发展单级入轨空天飞行器的发展设想, 为我国未来空天飞行器的发展探索新的技术途径。

编号: CSTAM2015-A35-B0154

高超声速飞行器颤振试验数据处理研究

郑华, 裴承鸣

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西西安 710072)

摘要 鉴于高超声速飞行器颤振仿真计算及试验方法的现存不足, 本文提出了基于结构响应分析的该类飞行器颤振试验分析方法, 设计并实现了相应的监测分析系统, 用于完成基于飞行器颤振试验中亚临界结构响应信号的在线颤振评估。该方法基于非平稳信号分析理论, 融合了多种稳定性分析准则。全文概述了结构响应分析方法的原理和预测系统的主要结构, 并应用数值仿真对其有效性和工程实用性进行了验证。

编号: CSTAM2015-A35-B0155

西北工业大学 RBCC 进气道研究进展

石磊, 刘晓伟, 何国强, 秦飞, 魏祥庚, 刘杰

(西北工业大学 航天学院, 西安 710072)

摘要 本文梳理了西北工业大学近年来在 RBCC 进气道方面开展的研究工作及取得的部分成果: 开展了不同形式 RBCC 进气道的试验研究和数值方法的校验研究; 针对 RBCC 进气道具有的关键技术如引射模态工作特性、低速起动特性及其与其他部件的匹配特性等关键技术进行了研究; 在上述基础上, 开展了多种宽范围工作 RBCC 进气道变几何调节方案设计研究。通过十余年的研究, 对宽速域 RBCC 进气道有了全面系统的认识, 掌握了 RBCC 进气道设计方法。

编号: CSTAM2015-A35-B0156

中红外激光吸收光谱诊断 ADN 基推力器实验研究

曾徽, 李飞, 张少华, 余西龙

(中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京海淀区 100190)

摘要 ADN 基推进技术是下一代卫星推进技术的研究热