

能够承受更大的瞬时反压峰值,且随反压脉动频率的升高而增加。由于反压沿边界层前传需要时间,因此激波串运动至最上游与反压达到最大之间存在时滞。

编号: CSTAM2015-A35-B0131

激波串受迫振荡过程中壁面压力特性研究

熊冰, 王振国, 范晓橦

(国防科学技术大学高超声速冲压发动机技术重点实验室, 长沙 410073)

摘要 本文在 Ma_2 来流条件下,通过在等直隔离段出口施加周期性反压,造成内部激波串的受迫振荡,试验研究了激波串受迫振荡过程中隔离段壁面压力特性。试验结果表明,根据激波串受迫振荡范围,可以将隔离段分为三个区域,即未扰动区、激波串振荡区和反压影响区,各区的频谱特性特点明显;试验中测得反压扰动前传速度约 45m/s ,与 $c-U$ 数值相近,进一步验证扰动前传具有声波特性;通过与反压信号的互相关分析,发现在反压影响区内各测点与反压信号的互相关系数逆流而不断下降,在激波串振荡区各测点与反压信号的互相关系数逆流而不断上升;最后尝试通过单个测点压力特性对激波串运动状态进行判断。

编号: CSTAM2015-A35-B0132

高超声速边界层转捩中的胀压不稳定性

朱一丁*, 张传鸿*, 陈曦*, 袁辉靖*, 吴介之*, 陈十一*, 李存标*, Gad-el-hak†

* (北京大学湍流与复杂系统国家重点实验室, 北京, 100871)

† (弗吉利亚州立大学力学与核工程系, 里士满, VA 23284)

摘要 本文介绍了在北京大学高超马赫 6 静风洞中开展的关于高超声速边界层转捩及湍流产生的实验研究工作。研究采用了瑞利散射流动显示、高频动态压力传感器以及粒子图像测速等实验方法。研究表明,第二模态波对于转捩发生起到某种调制作用。第二模态波以胀压波的形式存在,并能促发高频的涡量波。后者将触发边界层迅速由层流变为湍流。

编号: CSTAM2015-A35-B0133

超声速燃烧稳焰模式分布研究

袁越明¹, 张泰昌¹, 范学军¹, 张鹏²

(1. 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, 100190)

(2. 香港理工大学, 机械工程学系, 香港)

摘要 超声速燃烧室内火焰稳定是一个流动与化学反应强烈耦合的复杂过程。深入研究稳焰机理,首先需要了解稳焰情况下的火焰结构特征。本研究采用 CH 化学发光探测的手段,在直联式超燃平台上,对隔离段入口马赫数 2.5,来流空气总温 $1200\text{--}1800\text{K}$,总压 1.0Mpa ,当量比 $0.1\text{--}0.8$ 变化范围内乙烯燃烧的火焰结构进行测量。根据火焰位置不同,可划分为四种稳焰模式:凹腔内稳焰、凹腔剪切层稳焰、射流尾迹稳焰以及在凹腔与射流尾迹之间振荡。在总温-当量比参数空间内全面给出稳焰模式分布规

律。结合燃烧室一维性能计算,建立稳焰模式分布与燃烧模态之间的对应关系。

编号: CSTAM2015-A35-B0134

超声速燃烧熄火极限实验研究

张泰昌¹, 袁越明¹, 范学军¹, 张鹏²

(1. 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, 100190)

(2. 香港理工大学, 机械工程学系, 香港)

摘要 本工作采用直联式超燃平台在隔离段入口马赫数 2.5,来流空气总压 1.0MPa ,总温范围 $700\text{--}2200\text{K}$ 条件下,测定了煤油和乙烯两种典型碳氢燃料的熄火极限。凹腔稳焰器处 CH 化学发光的测量结果表明强燃烧火焰稳定驻留区域位于凹腔剪切层或燃料射流尾迹,而弱燃烧的火焰稳定区域在凹腔内部。结合实验结果和层流火焰速度计算结果,分析了燃料温度和燃料特性对于碳氢燃料超声速燃烧熄火极限的影响,定性解释了稳焰极限规律。还研究了加氢对于碳氢燃料稳焰极限和稳焰模式的影响。为了进一步研究稳焰机制,通过 CH 化学发光高频测量获得了贫富油熄火过程,发现贫富油熄火过程不同;富油熄火边界存在吹熄后再次自点火现象。自点火发生于剪切层前端或凹腔内,这暗示当前富油极限模型基本假设并不准确,为进一步发展贫富油熄火机制提供基本数据和依据。

编号: CSTAM2015-A35-B0135

进气道几何收缩比与抗反压特性初步量化分析

马军¹, 关祥东¹, 满延进^{1,2}, 李大进^{1,2}

1 (北京动力机械研究所, 北京丰台区 100074)

2 (北京动力机械研究所 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 北京市丰台区 100074)

摘要 为了在进气道方案设计及选型初期能够根据几何收缩比大致量化进气道抗反压能力,或者根据发动机抗反压需求调整进气道的几何收缩比,本文在零维无粘模型的基础上,基于合理假设,建立了进气道几何收缩比与抗反压特性之间的量化关系,并结合二元可调进气道 Ma_6 风洞试验结果,对上述量化关系进行了初步验证。结果表明,进气道抗反压能力与几何收缩比成强正相关关系,通过建立的量化关系可评估进气道理论上能够获得的最大反压能力。

编号: CSTAM2015-A35-B0136

基于大庆 RP-3 航空煤油的轴对称截面燃烧室 DES 模拟

姚卫*, 李晓鹏*, 吴坤*, 范学军*

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

+ (中国科学院高超声速科技中心, 北京海淀区 100190)

摘要 作为一种新型几何构型的燃烧室,文献中轴对称截面超声速燃烧室无论实验和模拟研究都较为缺乏。本研究基于 Spalart-Allmaras 背景的分层涡 (DES) 模型和耦合国产大庆 RP-3 航空煤油 39 组分/153 步基元反应简化机理的 PaSR 湍流模型预测分析了圆截面燃烧室在 $Ma=2.5$ 来流条件下的内部流场结构和燃烧性能。对比实验测量数据,

基于 RP-3 简化机理的全尺寸超声速燃烧室分离涡模拟较为准确的预测了轴向静压分布,表明燃烧模态和流场结构的预测与实际燃烧情形接近。所研究工况压比约为 5,燃烧室运行处于冲压发动机模态,时均热释放速率分布表明燃烧处于射流尾迹稳焰模式。随燃料当量比的提高,压比升高,亚声速区域扩大,隔离段正激波串前移。对 CH₂O 自由基浓度分布的分析进一步揭示了高马赫数条件下复杂碳氢燃料的自点火过程以及沿流向反应历程,表明提高来流静温对自点火和稳焰有重要促进作用。

编号: CSTAM2015-A35-B0137

高超声速飞行器发动机进气道模型压缩面摩阻测量技术研究

吕治国, 赵荣娟, 姜华, 黄军

(中国空气动力研究与发展中心超高速所, 四川绵阳 621000)

摘要 本文介绍了利用压电摩阻天平进行高超声速飞行器发动机进气道压缩面摩阻测量情况。研制了用于激波风洞摩阻测量的天平,该摩阻天平采用分体式设计,可以相对方便地实现校准和风洞试验之间的转换,同时也方便风洞测量或校准调节。在试验中,除了对进气道压缩面进行摩阻测量外,也测量进气道压缩面的热流分布,研究结果表明:进气道模型压缩面上的流场为湍流流场,摩阻测量结果正确反映出模型攻角增加变化导致的摩阻变化规律,摩阻与热流测量相关性与雷诺比拟符合较好,摩阻测量的相对不确定度优于 15%。采用雷诺比拟考察摩阻测量点附近的热流和摩阻对应情况:第一至第三摩阻测量点附近,摩阻与热流对应的雷诺比拟因子分别为: 1.176、0.865、0.781。该结果与相关文献的雷诺比拟因子范围在 0.7~1.3 符合较好。

编号: CSTAM2015-A35-B0138

基于理论方法的膨胀管气动设计及其气动特性分析

常雨, 孔荣宗, 吕治国, 柳森

(中国空气动力研究与发展中心超高速所, 绵阳 621000)

摘要 建设膨胀管,首先需要建立气动设计方法,进行气动设计,确定设备整体气动布局。从膨胀管基本原理出发,根据膨胀管内流场气动特性理论关系,建立了膨胀管气动设计理论方法。气动设计理论方法可快速分析内流场气动特性、处理波系运动与相互作用,进而实现膨胀管状态参数和部件长度的快速匹配设计。基于此方法,分析了膨胀管高超声速气动特性及气动参数变化规律,给出了多级等(变)截面驱动膨胀管部件长度匹配关系。研究工作对膨胀管设备建设、流场调试、气动性能分析具有重要的理论意义和指导价值。

编号: CSTAM2015-A35-B0139

小孔抽吸对三维内转式进气道自启动性能的影响研究

卫锋

摘要 本文开发了与 CFD 并行软件相适应的渗透边界条件。利用该软件,对一种三维内转式进气道的自启动性能

展开了深入研究,主要包括:抽吸孔位置、抽吸孔背压、开孔率对进气道自启动性能的影响;抽吸孔在不同来流马赫数条件下的抽吸效果。研究结果表明:存在最佳抽吸位置实现进气道的自启动;进气道能实现自启动的抽吸位置的抽吸效率的差异主要体现在进气道不启动状态,不启动时溢流量随抽吸率变化越大的位置,进气道启动的最小抽吸率越小;通过变化抽吸率实现进气道自启动的过程中,进气道的由硬不启动进入软不启动,并迅速实现进气道的自启动;在最佳抽吸位置,抽吸率为 0.2 时,能实现进气道自启动的最大被压为 9 倍来流静压,且存在某一背压值使进气道自启动后的流场与通流一致;存在 M4~7 条件下均能实现自启动的抽吸条件(抽吸位置,抽吸率,背压);进气道实现自启动后,溢流量可控制在 1%以内

编号: CSTAM2015-A35-B0140

防热结构烧蚀后退移动边界网格自适应算法研究

吕军, 赵智勇, 高效伟

(大连理工大学 运载工程与力学学部 航空航天学院, 大连 116024)

摘要 飞行器烧蚀防热材料通常应具有优良的高温性能,在高温环境下可以通过自身发生烧蚀带走大量的热量,减小热量向结构内部的传递,从而有效的保护内部结构起到热防护的作用。本文对防热部件烧蚀热力耦合行为的三维有限元数值模拟关键技术进行了研究。基于自适应网格调整与单元节点消除相结合的方法,发展了热防护烧蚀材料移动界面后退网格重构新方法。本文发展的网格自适应算法可以有效克服常规方法如 ALE 等网格松弛算法针对大烧蚀量问题中容易出现的网格畸变问题;避免如生死单元等网格消除方法中烧蚀表面出现的凹凸不平的问题;以及实现网格重剖分等方法对复杂烧蚀部件难于实现的自动化功能。数值算例表明,本文发展的烧蚀后退移动边界网格自适应算法在保证高精度计算的同时,可加快网格重构的效率,方便结合气动热分析软件进行烧蚀行为的一体化多场耦合计算。

编号: CSTAM2015-A35-B0141

真空等离子体喷涂锆基超高温复合涂层研究

牛亚然, 郑学斌, 丁传贤

(特种无机涂层重点实验室, 中国科学院上海硅酸盐研究所, 上海 200050)

摘要 高温热防护涂层是高温结构材料的重要研究内容之一。为了提高热防护涂层的性能,人们致力于新的涂层制备工艺和涂层材料开发。近年来,中国科学院上海硅酸盐研究所采用真空等离子体喷涂技术制备了碳化物、硼化物、硅化物等非氧化物陶瓷基涂层,重点研究了其结构特征、热学与高温稳定等性能,取得了一些有意义的结果。针对高超声速飞行器和可重复使用航天发射器一些关键部位的热防护问题,本工作采用真空等离子体喷涂方法,以碳基复合材料为基体,制备了超高温 ZrB₂ 和 ZrC 及其复合涂层,发现涂层制备过程中氧化现象对涂层结构和热学性能有显著的影响;加入含硅第二相可以显著提高涂层