

410073)

摘要 本文针对目前三维超声速、高超声速流场设计需求,提出了一种全三维的超声速流场压力反问题求解方法。构造了一种边界 Riemann 反问题(BRiP)求解器,根据单边状态变量和边界压力,求解边界几何参数。在三维超声速流场设计中,该求解器可直接根据壁面压力分布求解壁面的三维坐标。在 BRiP 求解器的基础上,传统上基于 Riemann 问题求解器的 CFD 格式均可用于超声速三维反问题的求解。本文采用原始 Godunov 格式,设计了矩形、椭圆形、扇环形入口的三维超声速流道,并对设计方法进行了验证。

编号: CSTAM2015-A35-B0114

连续消波变马赫数喷管设计

赵玉新, 马志成, 刘红阳

(国防科学技术大学高超声速冲压发动机技术重点实验室, 湖南长沙 410073)

摘要 连续变马赫数喷管在超声速风洞试验中具有重要的应用价值。本文提出了一种连续变马赫数喷管设计方法。该变马赫数喷管一侧为圆弧膨胀壁面,另一侧为与之对应的消波壁面。当任一壁面绕着圆弧膨胀壁面的圆心进行旋转运动时,喷管能够实现变马赫数。文中给出了设计实例并进行了数值验证,研究表明,该变马赫数喷管在其马赫数变化范围内均能实现喷管流场的完全消波,流场品质高,且只采用旋转的单一自由度运动,结构与控制机构比较简单。

编号: CSTAM2015-A35-B0115

Aerodynamic Design of Alternative Throat Nozzles

ZHAO Yuxin , LIU Hongyang , ZHAO Yilong

(Science and Technology on Scramjet Laboratory, National University of Defense Technology, Hunan Changsha 410073)

Abstract A design method of alternative throat nozzles (ATN) is proposed, which shares 70% ~ 90% supersonic wall contour, and changes the throat to generate different Mach number flows with uniform outflows. Generally, different throats correspond with different wave-cancellation wall contours, or else the outflow of the nozzle will distort. Here, we propose an inverse design method to ensure different throats share the same wave-cancellation wall contour without any flow distortion. Numerical simulation indicates that the deviation of the Ma in the nozzle diamond zone can be restricted within 0.5%. Additionally, the cost of the nozzles used in supersonic and hypersonic wind tunnels can be reduced above 50%.

编号: CSTAM2015-A35-B0116

基于特征线追踪的气动反设计

赵玉新, 刘红阳

(国防科学技术大学高超声速冲压发动机技术重点实验室, 湖南长沙 410073)

摘要 超声速、高超声速内流场设计是目前需求迫切却难以解决的问题,本文提出一种基于特征线追踪的气动反设计方法,以解决全三维超声速粘性流场设计问题。为了验

证特征线追踪方法的设计能力,将其应用于二维超声速喷管、三维方形流道和方转圆流道设计中,结果表明,设计所得流道内部气流膨胀均匀,流场品质较高,与预期流场相符,同时该方法可直接设计超声速粘性流场,避免了传统的边界层修正技术引入的误差。

编号: CSTAM2015-A35-B0117

小流量热煤油离心泵数值仿真与优化设计研究

魏少杰, 吴先宇

(国防科学技术大学高超声速冲压发动机技术重点实验室, 湖南长沙 410073)

摘要 热煤油涡轮泵是超燃冲压发动机膨胀循环系统的核心部件,小流量、高扬程的要求使热煤油离心泵的设计存在很大难点。针对低比转速小流量煤油离心泵,开展数值仿真与优化设计方法研究。通过实验设计方法(DOE)建立样本数据库,进行多轮迭代优化。第一轮迭代取 256 点,采用 RBF 神经网络法建立优化模型,第二、第三次迭代样本数较少,采用二阶多项式响应面法(RFM)建立优化模型,并获得了优化设计方案。运用差分分析方法,获得了离心泵叶轮进出口宽度、叶轮进出口半径、叶片进出口安放角、偏置短叶片进口半径和偏置角等设计变量对离心泵扬程和效率的影响大小关系。通过在 Isight 软件上集成 Solidwork、Icem、Fluent、以及 Vc 等软件,实现了离心泵的参数化建模、网格自动化生成、数值计算自动化等优化流程。第三次迭代计算结果与第二次相差仅 1.06%,判断其结果以收敛。分析表明,优化方案使得离心泵扬程比原设计参数时提高了 0.321MPa,效率提高了 5.49%。

编号: CSTAM2015-A35-B0118

带有边界层流动控制的内转式进气道

肖雅彬, 岳连捷, 张新宇

(中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室)

摘要 现有的内转式进气道无粘设计方法没有考虑到边界层横向流动及激波与边界层的相互作用,所设计出的进气道往往会隔离段中出现流向涡。此流向涡来自上游边界层的横向集中,总压恢复很低,构成抗反压能力的短板;另一方面,这部分高熵流动在燃烧室里的释热空间小,属于无用流量。为了提高进气道的流场品质和抗反压能力,需要在设计方法层面加入边界层控制。

本文的设计方法等收缩比设计方法在压缩面上人为制造横向压力梯度,使边界层的按照预定的路径发展。唇口设计为后切开放式,与传统的内收缩段封闭的内转式进气道相比,隔离段内的边界层更薄,更稳定,不易受到斜激波的扰动,改善了出口均匀性,后切唇口的前缘乘在入射激波上,侧缘乘在反射激波上,封住高压气体,在不显著损失流量的情况下大幅减小了进气道的内收缩比。

编号: CSTAM2015-A35-B0119

一种基于圆锥曲线参数控制的高超声速前体气动特性及影响因素研究