

Hide Expanded Menus

李永洲, 张堃元, 王磊, 南向军. 马赫数分布可控的基准流场灵敏度分析与优化设计[J]. 航空动力学报, 2013, 28(4): 765~774

马赫数分布可控的基准流场灵敏度分析与优化设计

Sensitivity analysis and optimization design of basic flowfield with controllable Mach number distribution

投稿时间: 2012-05-04

DOI:

中文关键词: [基准流场](#) [内收缩进气道](#) [马赫数分布规律](#) [灵敏度分析](#) [优化设计](#)

英文关键词: [basic flowfield](#) [inward turning inlet](#) [Mach number distribution](#) [sensitivity analysis](#) [optimization design](#)

基金项目: 国家自然科学基金(90916029, 91116001)

作者	单位
李永洲	南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016
张堃元	南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016
王磊	南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016
南向军	南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016

摘要点击次数: 289

全文下载次数: 425

中文摘要:

利用Isight软件对反正切马赫数分布可控的轴对称基准流场设计参数进行灵敏度分析, 获得了设计参数对基准流场总体性能的影响规律, 其中前缘压缩角和系数 c 的影响最为明显. 针对该基准流场, 建立了多项式响应面模型并在设计点进行三目标优化, 得到了总体性能较优的轴对称基准流场. 基于该优化结果设计了圆形进口的高超声速内收缩进气道并在 $Ma=4\sim 7$ 进行数值分析, 结果表明: 进气道在设计点和非设计点均具有较高的压缩效率和良好的流量捕获能力, $Ma=6$ 和 7 时出口截面总压恢复系数分别为 0.581 和 0.513 , 压比分别为 20.01 和 24.73 , $Ma=4$ 时流量系数达到 0.880 , 说明该优化方法可行.

英文摘要:

The sensitivity analysis of the design parameters of axisymmetric basic flowfield was performed using the software Isight, and the design parameters' effect on the overall performance was obtained, which shows that the leading edge compression angle and coefficient c affect most. The overall performance of the optimized basic flowfield was improved by optimization of three objectives of the polynomial response surface at design point. The hypersonic inward turning inlet with circular shape intake was designed based on the optimized basic flowfield. The numerical simulation results from when Mach number are $4\sim 7$ indicate that the inlet has relatively good mass capture ratio and compression efficiency, total pressure recovery coefficients are 0.581 and 0.513 , and pressure ratios are 20.01 and 24.73 when Mach number are 6 and 7 respectively; the flow coefficient is 0.880 at the relay point of Mach number is 4 , which verifies the feasibility of the optimization method.

[查看全文](#) [查看/发表评论](#) [下载PDF阅读器](#)

关闭

友情链接: [中国航空学会](#) [北京航空航天大学](#) [EI检索](#) [中国知网](#) [万方](#) [中国宇航学会](#) [北京勤云科技](#)

您是第 **6116834** 位访问者

Copyright© 2011 航空动力学报 京公网安备110108400106号 技术支持: 北京勤云科技发展有限公司