

Hide Expanded Menus

乔文友, 黄国平, 夏晨, 汪明生. 发展用于高速飞行器前体/进气道匹配设计的逆特征线法[J]. 航空动力学报, 2014, 29(6): 1444~1452

发展用于高速飞行器前体/进气道匹配设计的逆特征线法

Development of inverse characteristic method for matching design of high-speed aircraft forebody/inlet

投稿时间: 2013-04-02

DOI: 10.13224/j.cnki.jasp.2014.06.026

中文关键词: [特征线法](#) [反问题](#) [Bump型面](#) [乘波机](#) [进气道](#)

英文关键词: [method of characteristic](#) [inverse method](#) [Bump surface](#) [waverider](#) [inlet](#)

基金项目: 江苏省普通高校研究生科研创新计划资助项目 (CX LX12_0168)

作者	单位
乔文友	南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016
黄国平	南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016
夏晨	南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016
汪明生	南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016

摘要点击次数: 45

全文下载次数: 59

中文摘要:

发展了一个可以在给定激波形状的条件下得到相应型面的逆特征线法, 解决了前方法求解鲁棒性和精度差的问题. 对于一个非均匀超声速来流下给定形状的激波, 该方法可求解出能生成该激波的气动型面及依赖域流场. 数值校验表明: 在马赫数为5的来流条件下逆特征线法按给定的圆锥激波计算的圆锥形状(锥顶角)相对误差小于0.5%; 通过两级轴对称激波的流场校验计算, 可精准地求解出对应于此流场的两级外压缩圆锥. 应用该方法设计了3个气动问题的造型: 具有两级激波的Bump型面、马赫数为4的乘波前体以及乘波前体与进气道一体化造型. 流场CFD计算结果显示这些造型设计效果良好, 说明该逆特征线法可为这些问题的提供了一种途径.

英文摘要:

In order to solve the problems of robustness and accuracy for the given shock's aerodynamic surface, a kind of inverse characteristic method was developed. This method could be used to generate the aerodynamic surface and dependent domain flow field for the given shock wave in a non-uniform upstream. Numerical verification indicated that the relative error of the cone shape (cone angle) gotten by inverse characteristic method was less than 0.5 %, when the conical shock was given at Mach number of 5; the calculations of two-stage axisymmetric shock showed that the two-stage compression cone corresponding to the flow field could be accurately acquired. Finally, three aerodynamic models were obtained with use of the method, including: Bump surface with two-stage shock wave and waverider forebody at Mach number of 4 and the integration of the wave precursor and inlet. The CFD calculation results show that these models are better designed and the inverse characteristic method proposed provides a way for aerodynamic design.

[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6419350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