



中国力学学会

中国科学院高超声速科技中心
Hypersonic Research Center CAS

中国科学院力学研究所



高温气体动力学国家重点实验室

[首页](#) | [大会组委会](#) | [会议剪影](#) | [专题研讨会](#) | [日程安排](#) | [重要日期](#) | [住宿](#) | [交通](#) | [联系我们](#)

文章搜索

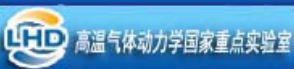
SEARCH

点击参会注册

点击提交论文

合作伙伴

主办单位



承办单位

中国科学院力学研究所

中国科学院高超声速科技中心

赞助单位

中国科学院高超声速科技中心

高温气体动力学国家重点实验室

联系我们

地址：北京市北四环西路15号

邮政编码：100190

E-mail: hstc@imech.ac.cn

论文资料

编 号：

提交时间： 2012-09-24

专 题： 气动特性

中文标题： MA2~6二元可调进气道研究

英文标题： The Investigation of 2-D Variable-geometry Inlet from Mach 2 to 6

中文摘要： 为了实现MA2~6范围内进气道均能稳定高效工作，提出了五波系压缩，对第二、三级压缩面角度和唇口板角度以及喉道高度进行调节的进气道调节方案，研究了进气道的调节规律。对压缩面、唇口板的角进行了优化选取，利用FLUENT软件模拟了进气道的内流场，分析流场波系结构和马赫数、静压等参数，验证调节规律的可行性。研究表明进气道经过该规律的调节，在所研究的马赫数范围内工作性能较好，流量系数和总压恢复都较高，该调节规律正确可行。

英文摘要： In order to let the inlet working stable and high-efficient from Mach 2 to 6, a variable-geometry scheme, which using five shocks compression, adjusting the angles of 2nd, 3rd external compression wall, lip's angle and the height of throat is presented. The adjusting regularity is studied. The angles of compression wall and lip were optimized too. Then the internal flow field was simulated numerically, the structure of shocks, Mach number and static pressure etc were analyzed to validate the feasibility of the adjusting regularity. Results show that the adjusted inlet can operate well in the wide Mach number range; the mass flow ratio and total pressure recovery coefficient were at a high level, this adjusting regularity is correct.

中文作者： 马军

英文作者：

电子邮件： majun6859@163.com

联系地址： 北京市丰台区云岗西路17号院

公司传真： 13581886859

邮 编： 100074

附件下载： [全文下载](#)

Copyright © 2007 版权所有 中国科学院高超声速科技中心

地址：北京市北四环西路15号 邮政编码：100190 Address: No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China

京ICP备05039218号，审核日期：2005-07-07

E-mail: hstc@imech.ac.cn