

Hide Expanded Menus

张哲衡, 王东明, 张宝华, 胡文成, 于婷婷. 波瓣混合器流场试验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(8): 1761~1768

## 波瓣混合器流场试验

### Experiment of flow field in lobed mixer

投稿时间: 2013-06-15

DOI: 10.13224/j.cnki.jasp.2014.08.001

中文关键词: [波瓣混合器](#) [热混合效率](#) [总压恢复系数](#) [五孔探针](#) [流场](#)

英文关键词: [lobed mixer](#) [thermal mixing efficiency](#) [total pressure recovery coefficient](#) [five-hole probe](#) [flow field](#)

基金项目:

作者	单位
<a href="#">张哲衡</a>	<a href="#">中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015</a>
<a href="#">王东明</a>	<a href="#">中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015</a>
<a href="#">张宝华</a>	<a href="#">中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015</a>
<a href="#">胡文成</a>	<a href="#">中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015</a>
<a href="#">于婷婷</a>	<a href="#">中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015</a>

摘要点击次数: 172

全文下载次数: 239

中文摘要:

为了获得加力燃烧室波瓣混合器内的三维流场, 采用带热电偶的五孔探针对流场进行了测量. 通过试验, 得到了波瓣混合器出口不同截面的速度场和温度场, 以及波瓣混合器沿流向的热混合效率、总压恢复系数变化规律. 试验结果表明: 在波瓣混合器尾缘处会产生一对相互逆转的流向涡, 流向涡的产生加强了内、外涵气流的对流混合; 越靠近波瓣混合器尾缘, 内、外涵掺混能力越强, 热混合效率增加速度越快, 总压恢复系数下降也越快.

英文摘要:

In order to obtain the three-dimensional flow field of afterburner lobed mixer, a five-hole probe with thermocouple was applied to measure the flow field of the lobed mixer. The velocity and temperature fields in different sections at the lobed mixers outlet were obtained in the experiments, and the change rules of the thermal mixing efficiency and the total pressure recovery coefficient in the flow direction were measured. The experimental results indicate that a pair of inverse direction streamwise vortices are generated in the trailing edge of lobed mixer, which strengthens the degree of the mixed convection between inner bypass and external bypass. The closer to the trailing edge of the lobed mixer, the greater the mixing degree of the flow between inner bypass and external bypass, the quicker the thermal mixing efficiency increasing, the faster the total pressure recovery coefficient declining.

[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6871478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