

[Hide Expanded Menus](#)

付磊, 宋西镇, 袁巍, 周盛, 陆利蓬. 跨声速压气机转子叶尖非定常流场数值研究[J]. 航空动力学报, 2013, 28(12):2821~2828

## 跨声速压气机转子叶尖非定常流场数值研究

## Numerical investigations on unsteady flow field at tip region in transonic compressor rotor

投稿时间: 2013-05-21

DOI:

中文关键词: [跨声速压气机](#) [非定常流场](#) [叶尖泄漏涡](#) [叶尖堵塞](#) [spike型失速](#)英文关键词: [transonic compressor](#) [unsteady flow field](#) [tip leakage vortex](#) [tip blockage](#) [spike stall](#)

基金项目: 国家自然科学基金 (50906001)

作者	单位
<a href="#">付磊</a>	<a href="#">北京航空航天大学 能源与动力工程学院 航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191</a>
<a href="#">宋西镇</a>	<a href="#">北京航空航天大学 能源与动力工程学院 航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191</a>
<a href="#">袁巍</a>	<a href="#">北京航空航天大学 能源与动力工程学院 航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191</a>
<a href="#">周盛</a>	<a href="#">北京航空航天大学 能源与动力工程学院 航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191</a>
<a href="#">陆利蓬</a>	<a href="#">北京航空航天大学 能源与动力工程学院 航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191</a>

摘要点击次数: 116

全文下载次数: 127

中文摘要:

采用时间精确求解方法对某高负荷跨声速轴流压气机转子在98%设计转速下的叶尖非定常流场进行了数值研究. 结果显示, 激波自身振荡不明显, 叶尖区域流动的非定常性主要来源于叶尖泄漏涡的破碎及其与激波之间的相互干涉. 对比设计状态与失速状态下叶尖泄漏涡的特点发现: 在近失速点时, 叶尖区域间歇性出现前缘溢流. 分析表明: 叶尖泄漏涡在激波后破碎是造成堵塞的主要原因, 也是造成spike型失速初始扰动的原因.

英文摘要:

Time-accurate simulations were performed to investigate the unsteady flow field at the tip region of a high-loading transonic axial compressor rotor at 98% design rotating speed. The results show that the oscillation of the shock is weak and the unsteadiness at the tip region is originated from the breakdown of tip leakage vortex and the shock/vortex interaction. The characteristics of tip leakage vortex were compared between design condition and near-stall condition. Detailed analysis was then made to emphasize the development of the behavior of tip leakage vortex at near-stall condition, where leading-edge spillage occurred intermittently. The breakdown of the tip leakage vortex after the shock contributes to a large blockage and also the stall disturbance of spike type.

[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6130145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