航空动力学报

中国航空学会主办

首页 本刊介绍 编委会

投稿须知 审稿编辑流程 期刊征订 广告征订

English

选择皮肤: 🔲 📕 📙

Hide Expanded Menus

邓维鑫, 乐嘉陵, 杨顺华, 田野, 张弯洲, 许明恒. 注油方式对超燃冲压发动机燃烧性能的影响[J]. 航空动力学报, 2013, 28(7): 1449~1457

注油方式对超燃冲压发动机燃烧性能的影响

Effect of fueling scheme on scramjet combustion performance

投稿时间: 2012-11-26

DOI:

中文关键词: 超燃冲压发动机 注油方式 火焰结构 稳焰模式 燃烧性能

英文关键词:scramjet fueling scheme flame structure flame stabilization mode combustion performance

基金项目: 国家自然科学青年科学基金(10902109)

作者

邓维鑫 西南交通大学 机械工程学院, 成都 610031;中国空气动力研究与发展中心 吸气式高超声速研究中心, 四川 绵阳 621000

中国空气动力研究与发展中心 吸气式高超声速研究中心, 四川 绵阳 621000 乐嘉陵 中国空气动力研究与发展中心 吸气式高超声速研究中心, 四川 绵阳 621000 田野 中国空气动力研究与发展中心 吸气式高超声速研究中心, 四川 绵阳 621000

西南交通大学 机械工程学院,成都 610031;中国空气动力研究与发展中心 吸气式高超声速研究中心,四川 绵阳 621000 张弯洲

许明恒 西南交通大学 机械工程学院,成都 610031

摘要点击次数: 262

全文下载次数: 280

中文摘要:

基于脉冲燃烧风洞直连式试验平台,利用壁面压力测量和高速摄影等手段,研究了注油方式对超燃冲压发动机燃烧性能的影响.考察了不同油位单点注 油时的注油特性,利用高速摄影揭示了各个油位的火焰发展历程.在产生有效推力及防止进气道不起动的限制下,确定了各个油位的贫油最低当量比、富油最 高当量比, 研究了第1油位、第2油位和其他油位组合注油时的耦合作用, 以隔离段未扰动区域长度、燃烧室内推力、燃料比冲为指标, 探寻了燃烧性能最佳的 注油方式. 试验获得的隔离段未扰动区域长度最大为149.6mm, 燃烧室内推力最大为1622.3N, 燃料比冲最大为1354.0s.

英文摘要:

Effect of fueling scheme on scramjet combustion performance was investigated based on pulse wind-tunnel direct connected experiment platform. Both pressure measurement and high speed videos were employed. The time evolution of flame with ethylene injected at different single injectors was demonstrated by high speed videos. Under the limits of producing effective thrust and avoiding inlet unstart, the first and second injectors' least and largest fuel equivalence ratios(ER) for combustion were obtained from injecting characteristics experiments. The coupling of the first and second injectors with others was studied. With these initiatory results gained above different fueling schemes for best combustion performance were investigated under three indexes:isolator undisturbed length, combustor inner thrust and fuel specific impulse. The optimum values for these three indexes were 149.6mm, 1622.3N and 1354.0s separately.

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 北京勤云科技 中国知网 中国宇航学会 万方

您是第6130042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