

[Hide Expanded Menus](#)

毛艳辉, 杨金虎, 刘存喜, 穆勇, 刘富强, 徐纲. 高温升燃烧室与双燃烧室发动机性能对比分析[J]. 航空动力学报, 2013, 28(3): 673~680

高温升燃烧室与双燃烧室发动机性能对比分析

Performance comparison and analysis of high temperature rise combustor engine and two-combustor engine

投稿时间: 2012-04-12

DOI:

中文关键词: [航空发动机](#) [总体性能](#) [热力循环](#) [级间燃烧室](#) [高温升燃烧室](#)英文关键词: [aero engine](#) [overall performance](#) [thermo cycle](#) [inter-stage turbine burner](#) [high temperature rise combustor](#)

基金项目:

作者	单位
毛艳辉	中国科学院 工程热物理研究所, 北京 100190
杨金虎	中国科学院 工程热物理研究所, 北京 100190
刘存喜	中国科学院 工程热物理研究所, 北京 100190
穆勇	中国科学院 工程热物理研究所, 北京 100190
刘富强	中国科学院 工程热物理研究所, 北京 100190
徐纲	中国科学院 工程热物理研究所, 北京 100190

摘要点击次数: 241

全文下载次数: 388

中文摘要:

采用一维定常计算方法, 考虑各种部件效率的影响, 在双燃烧室发动机总增压比为32, 涡轮前总温为1900K时, 与高温升燃烧室涡轮前总温为2400K时进行了总体性能对比, 并指出了双燃烧室结构发动机2个燃烧室的热量分配方法, 结果表明: 温升同为1463K时, 高温升燃烧室发动机比双燃烧室发动机单位推力高2.7%, 耗油率低3.8%。双燃烧室结构发动机更有利克服超声速下的冲压损失, Ma 大于1.5之后, 增压比大于高温升燃烧室发动机。

英文摘要:

One-dimensional steady method was used to calculate the high temperature rise combustor engine and two-combustor engine's overall performance in consideration of the component efficiency. The overall performance was compared at total pressure ratio 32 and turbine inlet temperature 1900K for two-combustor engine and turbine inlet temperature 2400K for high temperature rise combustor engine. The way of temperature rise distribution between combustors of two-combustor engine was also analyzed. Results show that the specific thrust of high temperature rise combustor engine is 2.7 percent higher than that of two-combustor engine, while the specific thrust fuel consumption is 3.8 percent lower. The two-combustor engine is helpful to decrease the total pressure loss under supersonic condition, and its specific thrust increase ratio is higher than high temperature rise combustor engine when Mach number is more than 1.5.

[查看全文](#) [查看/发表评论](#) [下载PDF阅读器](#)