

F95 超声速气流混合与燃烧尺度效应数值模拟研究

发表时间：2022-12-06 22:21:39 浏览：36

编号：224387

超声速气流混合与燃烧尺度效应数值模拟研究

杜建辉, 陈维隆, 赵国焱*, 李凡, 孙明波, 马光伟, 李非, 王泰宇
国防科技大学 / 高超重点实验室

一、摘要

发展大型高超声速飞行器, 需要研制大尺度超燃冲压发动机燃烧室。目前, 对超燃冲压发动机燃烧室的研究绝大多数是基于缩比模型或理论简化模型。相应研究结果能否直接推广到大尺度燃烧室设计尚不明确。通过对尺度效应的研究, 有助于得到能够指导大尺度超燃冲压发动机设计的方法与规律, 起到节约成本、缩短研制周期的重要作用。

本文针对超燃冲压发动机燃烧室尺度效应问题开展数值仿真研究, 仿真的超声速燃烧室模型如右图所示, 分别对不同来流压力、当量比、燃烧室几何尺度等工况进行模拟。通过分析冷态流场和热态流场在燃烧室尺度变化前后, 以总压损失、燃烧效率和冷流混合效率为代表的燃烧室性能变化情况和燃烧室流道内的流动参数变化情况, 总结出相应的尺度效应规律。

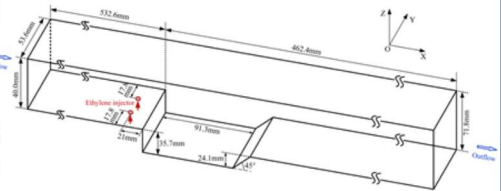


图1 用以数值仿真的超燃冲压发动机燃烧室

二、研究内容

论文计算了冷态流场不同当量比下的混合效率和总压恢复系数沿燃烧室流向(X轴方向)的分布情况, 如图2和图3所示。可以发现混合效率会随着燃烧室流向距离增大而增大。当量比增大时, 相对应的同一位置的混合效率会降低; 反之, 则升高。在燃料喷孔前的位置, 各当量比总压恢复系数沿流向变化基本一致。在燃料喷孔后的位置总压恢复系数发生变化, 当量比越大, 总压损失越大, 总压恢复系数越低。

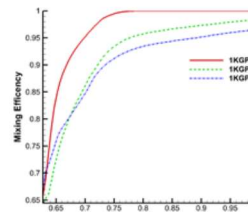


图2 不同当量比冷态流场混合效率

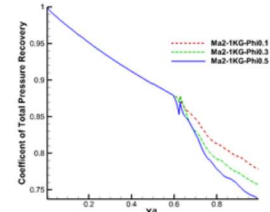


图3 不同当量比冷态流场总压恢复系数

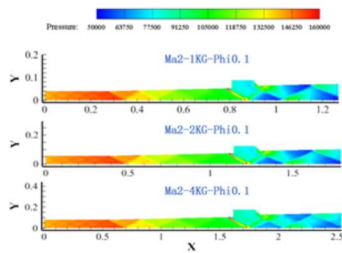


图4 当量比0.1不同几何尺度压力云图
(来流流量放大倍数分别为n=1, 2, 4)

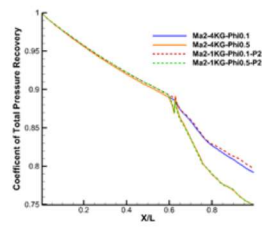


图5 满足PL尺度律的总压恢复系数线图

进一步对冷态流场尺度效应进行分析, 由图4压力云图可知, 随着几何尺度增大, 从扩张段蓝色低压区来看, 小尺度扩张段低压区颜色较深, 说明小尺度燃烧室由于喷注形成的激波更强。

图5为分别在当量比0.1和0.5情况下, 匹配对应满足PL尺度规律(来流压力与燃烧室尺度乘积保持不变)工况的总压恢复系数。发现对于满足PL尺度规律下的工况总压损失吻合较好, 说明PL尺度律适用于超燃冲压发动机的冷态流场。

热态流场不同来流压力下的混合效率如图6所示。燃烧效率沿燃烧室流向逐渐升高, 当来流压力及对应喷注压力增大时, 相对应的同位置的燃烧效率会相应降低。

进一步对热态流场尺度效应进行分析, 如图7所示为不同几何尺度的热态流场。由图可知, 随着燃烧室几何尺度增大, 隔离段压力并没有明显变化, 但喷注位置及反应主要发生的凹腔位置附近, 明显尺度越大的燃烧室压力越高。

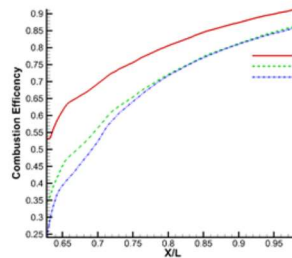


图6 不同来流压力下的燃烧效率

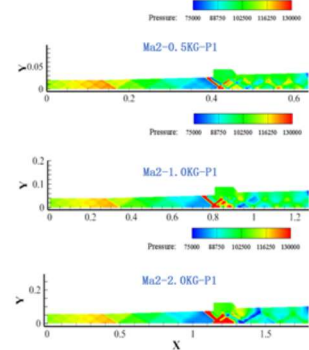


图7 不同几何尺度下的热态流场压力云图
(来流流量放大倍数分别为n=0.5, 1, 2)

三、主要结论

本文对超声速燃烧室超声速气流混合与燃烧尺度效应进行了数值模拟研究, 研究结果表明:

- (1) 冷态流场中, 随着当量比增大, 混合效率降低, 总压恢复系数减小。
- (2) 冷态流场中, 随着发动机尺度减小, 由于喷注形成的激波更强, 燃烧室中压力更高; 满足线性 PL 尺度规律的燃烧室工况, 具有较好的流场相似性, 总压损失系数对全流场吻合较好。
- (3) 热态流场中, 当来流压力增大时, 燃烧效率降低; 随着发动机几何尺度增大, 燃烧室总体压力增大。

项目名称：超声速气流混合与燃烧尺度效应数值模拟研究 email : zhaoguoyan09@nudt.edu.cn

作 者：杜建辉;陈维隆;赵国焱;李凡;孙明波;马光伟

作者单位：国防科技大学

上一篇：[F94 燃料预蒸发度对正癸烷/ 空气非预混旋转爆轰燃烧的影响 \(/NewsDetail/3706066.html\)](/NewsDetail/3706066.html)

下一篇：[F96 等离子体增强 RBCC 发动机燃烧性能试验研究 \(/NewsDetail/3706068.html\)](/NewsDetail/3706068.html)