

工程燃烧室单头部算例

1. 计算设置

入口条件：入口空气流量为 0.5089 kg/s，入口压力 900800 Pa，入口温度 703.3 K

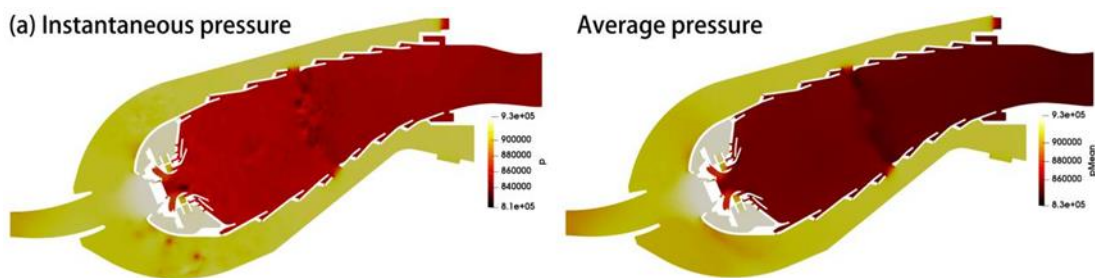
使用机理：简化的 77 种组分、359 步反应的正十烷高温骨架机理。机理构建与验证参考“[常用机理](#)”

网格设置：网格规模 2100 万，其中结构化网格 1900 万，非结构化网格 300 万

计算方法：湍流燃烧 FGM 方法、大涡模拟、PIMPLE 算法

2. 计算结果

计算获得的航空发动机单头部非稳态流场模拟结果如图 1 所示。图 1 分别为单头部数值模拟中间截面热态的瞬时和平均压力 (Pa)、密度 (kg/m^3)、温度 (K) 和速度 (m/s) 云图。实验上测得燃烧室出口最高温度和平均温度分别为 1478.6 K 和 1322.0 K，燃烧模拟获得的流场中最高温度为 1420.4 K，平均温度 1359.9 K，与实验值基本符合。



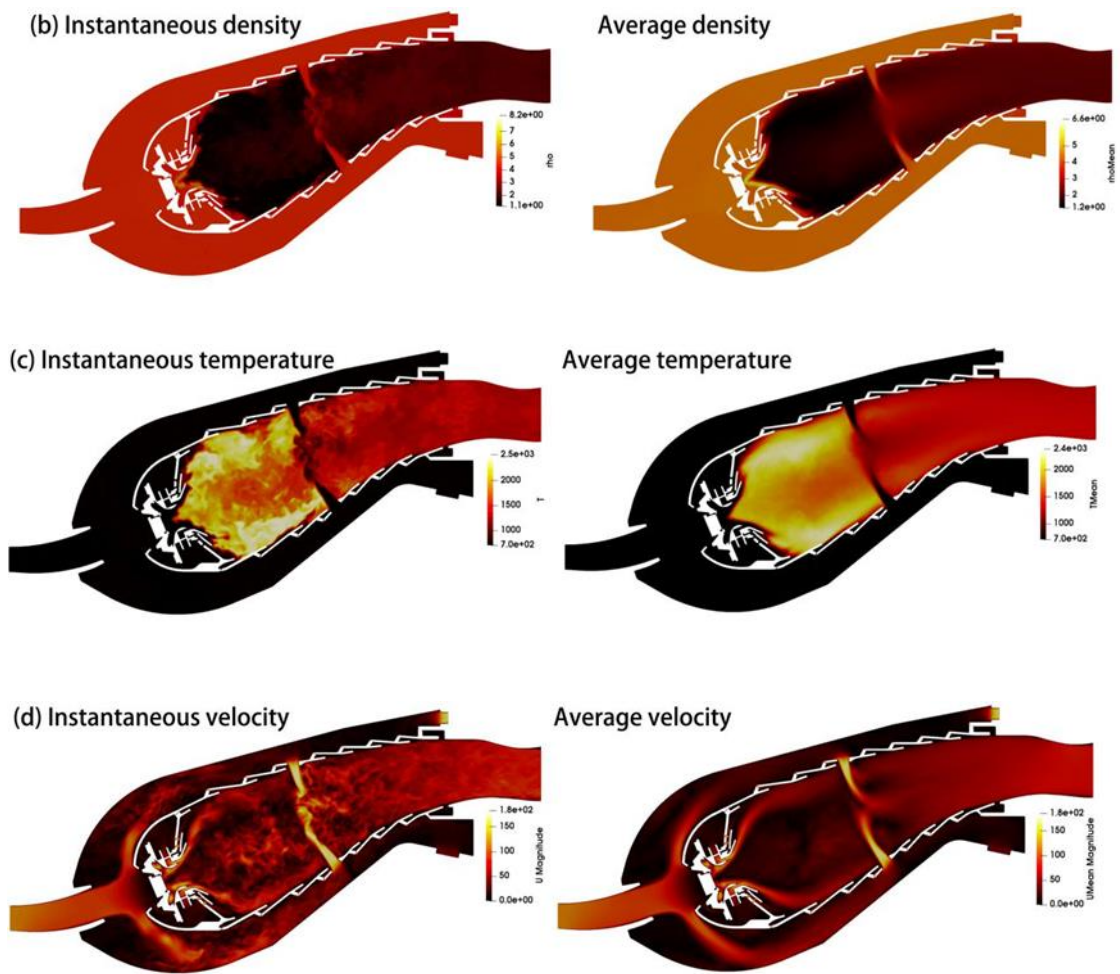


图 1. 燃烧室单头部数值模拟中间截面热态的瞬时和平均的压力 (Pa)、密度 (kg/m^3)、温度 (K) 和速度 (m/s) 云图