# 进气温度对航空发动机燃烧室辐射换热的影响

王成军,江 平,辛 欣,曾 文 (沈阳航空航天大学航空航天工程学部,沈阳110136)

王成军(1967),男,博士,副教授,硕士 生导师,研究方向为燃烧性能和基于 PIV 流 场的测试技术、燃烧流动分析及数值计算。

收稿日期:2012-12-24

摘要:为了解燃烧室内火焰辐射换热特性,建立了某型航空发动机燃烧室计算模型, 利用数值模拟方法,研究了不同进气温度下燃烧室内燃气温度,碳黑粒子生成及分布变化 对燃烧室辐射热流量和火焰筒壁温的影响。研究结果表明:随着进气温度的升高,燃气温 度升高,碳黑粒子质量分数增大,且高温区和碳黑粒子生成区均往前移;火焰筒壁温急剧 升高,高温区集中在燃烧室中间段和掺混段,主燃区火焰筒壁温相对较低;辐射热流量不 断增加,由 3245 W增加到 8674 W,辐射热流量主要受燃气辐射特性影响。

关键词:燃烧室:辐射换热:进气温度:数值模拟:航空发动机:火焰筒壁温

# Influence of Inlet Air Temperature on Radiation Heat Transfer for Aeroengine Combustor

WANG Cheng-jun, JIANG Ping, XIN Xin, ZENG Wen

(School of Aerospace engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: In order to understand the the combustor flame radiation transfer

characteristics, the calculation model of an aeroengine combustor was built using numerical simulation method. The influence of combustor gas temperature, soot generation and distribution change on combustor radiant heat flux and liner wall temperature were studied under the different inlet air temperature. The results show that gas temperature and soot concentration increases, while the high temperature and high soot generation area all move forward with the inlet air temperature rise. The liner wall temperature has increased dramatically, and the high temperature area is concentrated on the combustor intermediate section and mixing section, the wall temperature in main combustion zone is relatively low. Radiation transfer increased by 3245 W to 8674 W, and radiation heat transfer rate is mainly affected by gas radiation properties.

Key words: combustor; radiation transfer; inlet air temperature; numerical simulation; aeroengine; liner wall temperature

# 0 引言

近年来,随着现代航空发动机的发展,燃烧室油 气比不断增大,燃烧室出口平均温度进一步升高,使 用于燃烧的空气越来越多,而用于冷却和掺混的空气 越来越少<sup>11</sup>。因此,高温燃气与火焰筒壁之间的传热问 题日益突出。在高温高压的航空发动机燃烧室内,辐 射换热在火焰传热中占 80%<sup>[2]</sup>,主要包括气体辐射换 热和烟颗粒辐射换热,其中气体辐射只占很小比例, 而烟颗粒辐射换热占 2/3 左右<sup>13</sup>。目前,对燃烧室辐射 换热的研究主要是对气体辐射机理、光学谱带模型应 用、辐射换热模型等的基础性研究[4-8],考虑燃烧室进 气温度变化对辐射换热的影响研究相对较少。而在航 空发动机运行中,进气温度变化会对燃烧室辐射热流 量及火焰筒壁面温度产生明显影响<sup>19</sup>,在该方面进行 研究对提高燃烧室性能及燃烧效率,延长燃烧室寿命 有着重要意义。由于辐射换热的复杂性,基于迅速发 展的计算机技术的数值模拟方法在燃烧室辐射换热 研究中占有重要地位[10-12]。

本文采用数值模拟方法,对某型航空发动机燃烧 室建立了计算模型,对不同进气温度下,燃烧室内火焰 温度、碳黑粒子生成及分布变化对燃烧室辐射热流量、 火焰筒壁温影响进行了模拟计算。其模拟结果对航空 发动机燃烧室设计及辐射换热研究具有重要意义。

## 1 燃烧室计算模型

本文选用某型航空发动机环形燃烧室作为研究 对象,燃料为航空煤油,采用轴向空气旋流器,后设主



燃孔和掺混孔,沿周向均匀分布 15 个压力雾化喷嘴。 考虑到燃烧室结构复杂,在模拟计算时,对燃烧室进 行了适当简化,只取带 1 个燃油喷嘴的扇形段作为燃 烧室计算模型,如图 1 所示。



#### 图 1 燃烧室结构

## 2 物理模型

本文应用 Fluent 软件进行数值模拟,燃烧反应为 3 维、2 相湍流扩散燃烧;采用 SIMPLE 耦合方法、2 阶 精度迎风差分格式;采用 Realizable k-*ε* 双方程湍流 模型和快速反应简化 PDF 燃烧模型模拟湍流扩散燃 烧;综合考虑燃烧室中燃气与碳黑粒子对壁面的共同 辐射作用,采用 P-1 辐射模型<sup>[13]</sup>;采用 Khan and Greeves 模型模拟碳黑粒子生成。边界条件设置:燃烧 室进口为质量进口,进气质量流量为 3.9 kg/s,航空煤 油流量为 0.093 kg/s,温度为 300 K;出口为压力出 口;固体壁面边界采用标准壁面函数处理,且为非绝 热流热耦合壁面;燃烧室侧面采用周期性边界条件。

### 3 计算结果与分析

分别取燃烧室进气温度为 534、584、634、684 和 734 K,得到燃烧室内辐射热流量、炭黑粒子质量分数 和火焰筒壁温分布等结果。

燃气温度沿燃烧室中心轴向变化如图2所示。从 图2中可见,燃气温度先急剧升高后又降低,出现峰 值,持续稳定一段后降低到最低值,这是由于燃烧集 中在主燃孔附近,温度出现最大值,而主燃孔和掺混 孔有冷却空气进入,因此燃气在主燃后冷却降温又继 续在掺混孔处冷却,最后温度趋于稳定;随着进气温 度的升高,燃气温度也相应升高,且主燃区燃气温度 升高速率比中间段和掺混段的快,这是因为进气温度 升高使主燃区燃油液雾蒸发效率提高,减少其燃烧时 间,提高燃烧效率,从而释放更多热量,使得主燃区燃 气温度升高。



图 2 燃气温度 T<sub>g</sub> 沿燃烧室轴向的变化

在燃烧室 X=0.10 m 截面处碳黑粒子质量分数分 布变化如图 3 所示。从图 3 中可见,碳黑粒子质量分 数在燃烧室中心最大,随着进气温度升高,碳黑粒子 质量分数急剧增大且分布范围变窄,这是因为进气温 度升高,加强了燃油液雾与高温燃气间的传热传质作 用,提高了燃油蒸发率,使得主燃区靠近喷嘴喷口和 回流区燃油质量分数急剧增大,形成了局部富油区, 加快了碳黑粒子生成,更加集中,使其质量分数增大 且分布范围变窄。





碳黑粒子质量分数沿燃烧室中心轴向变化如图 4 所示。从图 4 中可见,主燃区碳黑粒子质量分数最 大,主燃区后急剧减小且进气温度越高其减小速率越 快;随着进气温度升高,碳黑粒子大质量分数区向前 移,其原因是碳黑粒子在主燃区的局部富油区内形 成,随后被快速氧化,在中间区后碳黑粒子质量分数 基本稳定,而进气温度升高使得燃油蒸发效率提高, 油雾穿透能力下降,并向燃油喷嘴附近靠近使碳黑粒 子生成区前移。



火焰筒壁温度沿火焰筒轴向变化如图 5 所示。从 图 5 中可见,沿燃烧室轴向,火焰筒壁温呈锯齿形升 高,高温区集中在燃烧室中间段和掺混段,主燃区壁 温相对较低;随进气温度升高,火焰筒壁温急剧升高, 当进气温度为 734 K 时,最高壁温达 1300 K,这是因 为沿火焰筒轴向,冷却气流与主流燃气相互掺混作用 加剧,火焰筒壁面对流换热量增加,又受高温燃气的 强烈辐射作用,使得气膜冷却有效温比减小,导致冷 却效果逐渐变差,从而使火焰筒壁温呈现锯齿形分 布;主燃区壁面温度相对较低是因为环腔内有大量低 温气流且火焰筒壁面气膜冷却空气对主燃区火焰筒 壁面进行高效冷却。



火焰筒壁温沿燃烧室轴向的变化

燃烧室主燃区火焰筒壁温随进气温度变化如图 6所示。从图 6 中可见,火焰筒主燃区火焰筒壁温分 布比较均匀,随进气温度升高,主燃区壁温急剧升高, 从 750 K 升高到 1050 K 左右, 升高约 300 K, 这是因 为进气温度升高使得火焰温度快速升高和主燃区碳 黑粒子质量分数急剧增大引起辐射到火焰筒壁面的 热流量增加。

主燃区平均辐射热流量 Q.和主燃区最高火焰温 度 T<sub>m</sub> 的变化如图 7 所示。从图 7 中可见,随进气温度 升高,辐射热流量增加,最高火焰温度升高,其中辐射 热流量从 3245 W 增加到 8674 W, 这主要是因为随 着进气温度升高,燃气温度也相应升高,加强了高温 燃气与火焰筒壁面之间的辐射换热;同时提高了燃油 蒸发率,使主燃区燃油质量分数急剧增大,形成了局 部富油区,加快了碳黑粒子生成,从而使辐射换热量 增加。



图 7 辐射热流量和主燃区最高火焰温度变化

#### 4 结论

(1)随着进气温度升高,燃气温度也相应升高,且 主燃区温度升高速率大于中间段和掺混段的,这是由 于主燃孔和掺混孔有冷空气冷却燃气;

(2)随着进气温度升高,碳黑粒子质量分数急剧 增大且大质量分数区向前移,主燃区的碳黑粒子质量 分数最大,在主燃区后急剧减小且进气温度越高其减 小速率越快;

(3) 随进气温度升高, 辐射热流量增加, 最高火焰 温度升高,主燃区火焰筒壁温急剧升高,火焰筒壁温 高温区出现中间段和掺混段, 主燃区壁温相对较低, 辐射热流量主要受燃气辐射特性影响。

#### 参考文献:

[1] 曹玉璋. 航空发动机传热学[M]. 北京:北京 (下转第59页)