

文章编号:1000-8055(2012)04-0832-05

多斜孔壁与机加环气膜冷却燃烧室的 壁面换热特性数值研究

张 勃¹, 吉洪湖¹, 杨芳芳¹, 郑 妹¹, 程 明²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所 预研总体部, 沈阳 110085)

摘 要: 数值研究了在燃烧室实际工作条件下,多斜孔壁冷却燃烧室和机加环气膜冷却燃烧室的流动、换热特性,比较分析了内、外壁温度场以及冷却流量的变化.研究发现,采用多斜孔壁后,壁面冷却效果得到强化,相比机加环气膜冷却燃烧室,燃烧室前段壁温略有升高,而后段受到气膜冷却效果增强的影响,壁面温度有所降低,壁面温度梯度明显减小.流量系数明显减小,冷却空气量降低 23%,用于组织燃烧用气量增加.多斜孔壁冷却技术可以为高温升燃烧室的发展提供有效的冷却技术.

关 键 词: 多斜孔壁冷却; 燃烧室; 高温升; 强化换热; 流量系数

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Numerical investigation of heat transfer characteristics of effusion cooling and machinery film cooling combustors

ZHANG Bo¹, JI Hong-hu¹, YANG Fang-fang¹, ZHENG Mei¹, CHENG Ming²

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. System Engineering Department, Shenyang Aeroengine Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110085, China)

Abstract: The flowing and heat transfer characteristics of machinery film cooling and effusion cooling combustors were numerically investigated. The results show that in the effusion combustor, heat transfer is enhanced, and temperature of the front wall of combustor increases, while temperature of the back wall decreases, which cause the temperature gradient decrease. The flow efficiency decreases; the amount of cooling gas is reduced by 23% compared with the machinery one.

Key words: effusion cooling; combustor; high temperature arising;
heat transfer enhancement; flow coefficient

随着高温升燃烧室技术的发展,组织燃烧所需用气量不断增加,可用于冷却的空气量相应减少,给燃烧室冷却带来了一定的困难^[1-2].解决这一问题一个有效的方法就是发展复合冷却技术,多斜孔壁冷却形式具有冷却气耗量小,冷却效率高的特点,成为替代机加环气膜冷却结构的高

效冷却形式.

多斜孔壁冷却形式为在燃烧室壁面上开大量密集分布的气膜斜孔,形成完整覆盖的冷却气膜,其换热形式包含了冷侧、气膜小孔内对流换热和热侧的气膜冷却这三种冷却方式.影响其冷却性能的几何参数主要包括孔径、孔间距、孔排距和排

收稿日期:2011-05-11; 修订日期:2012-02-24

作者简介:张勃(1976—),男,南京人,副教授,博士,主要从事强化传热、红外抑制方面研究.

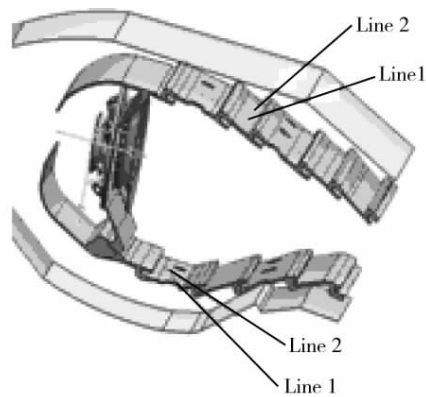
布形式等.国内学者针对不同参数影响开展了深入研究,胡娅萍等^[3]利用平板模型研究了多斜孔孔径、孔间距变化以及孔排规律对换热特性的影响,陈炎等^[4]对多斜孔壁复合冷却对流换热系数进行了数值研究,徐剑等^[5]研究了多斜孔冷却火焰筒平板模型的壁温梯度和冷却效率分布,上述研究以及相关结论主要针对平板模型,在均匀来流的条件下得到.而真实燃烧室工作环境下,流动与换热极为复杂,对壁面冷却将带来显著影响.董志锐等^[6]研究了在考虑孔内、外表面对流换热及外表面热辐射复杂边界条件下的多层多孔壁温度场的计算模型,并计算验证了其正确性;朱长青等^[7]对钻孔式气膜冷却火焰筒的壁面温度进行了数值研究;韩振兴等^[8]采用二维轴对称模型,用有限元素法,以气膜冷却火焰筒外环整体为对象进行了壁温分布计算.党新究、张荣春等^[9-10]则分别对双旋流与驻涡燃烧室的壁温特性进行了实验研究.研究发现,燃烧室内气流压力变化剧烈,流动具有较强的涡旋,压力场与速度场分布极为复杂,导致壁面温度场出现对应复杂变化.

可以看出,针对多斜孔壁平板模型和燃烧室温度场的研究已分别得到开展,但是将多斜孔壁应用于燃烧室的研究开展较少.本文用多斜孔壁替代传统的机加环气膜冷却结构,在燃烧室的真实工作条件下,对多斜孔壁燃烧室的流场、温度场进行了数值模拟研究,并与机加环燃烧室进行了比较.

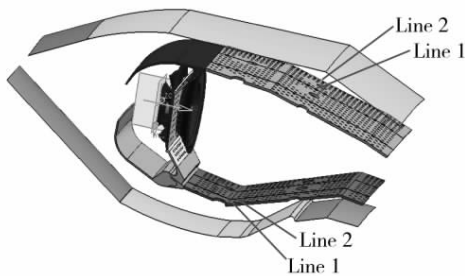
1 物理模型

本文研究的机加环气膜冷却燃烧室(定义为燃烧室A)结构如图1(a)所示,计算模型为环形燃烧室单头部模型,包括扩压器、气动喷嘴、涡流器、文氏管和挡溅盘等部件.火焰筒内外环各有一排主燃孔和掺混孔,5~6排气膜冷却孔.图1(b)给出了本文研究的多斜孔壁燃烧室(定义为燃烧室B),其基本结构与燃烧室A相同,只是内外壁冷却结构采用多斜孔壁代替了机加环气膜冷却结构.本文定义燃烧室内、外壁内侧与过主燃孔与掺混孔中间纵截面的交线为line 1,定义燃烧室内、外壁内侧与过主燃孔中心纵截面的交线为line 2,如图1中所示.

图2中以燃烧室B外壁面多斜孔壁为例,对多斜孔壁的几何参数加以说明.多斜孔采用错排分布,斜孔直径为0.7 mm,斜孔倾角 α 为 20° ,孔间距 $P=6$ mm,孔排距 $s=3.5$ mm,壁厚 $\delta=1.5$ mm.



(a) 机加环气膜冷却结构



(b) 多斜孔壁冷却结构

图1 模型结构图

Fig. 1 Sketches of models

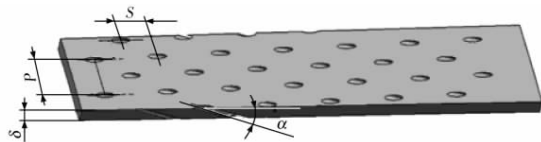


图2 多斜孔壁孔排示意图

Fig. 2 Hole arrangement on effusion wall

图3给出了燃烧室B整体网格,计算网格采用结构化与非结构化混合网格,在壁面附近,气膜孔周围以及主燃区等温度、速度梯度变化较大的区域进行网格加密,斜孔内采用结构化网格,网格加密,以提高计算精度和准确性.网格单元总数为480万.

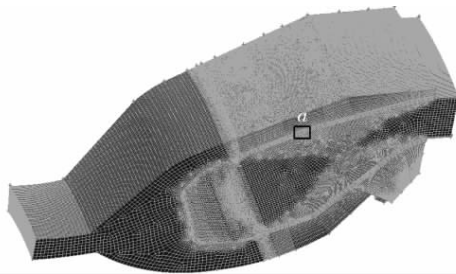


图3 计算网格图

Fig. 3 Computational meshes

3 计算模型与网格划分

3.1 紊流模型

本文利用 Fluent 软件进行数值模拟,流场模拟采用 SST(shear stress transport) $\kappa-\omega$ 紊流模型进行,该模型中考虑了正交发散项,从而使方程在近壁面和远壁面都适合.

κ, ω 方程对应的输运方程如下:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (2)$$

上述方程均采用二阶迎风差分格式进行离散,解收敛的判断标准是相对残差小于 1×10^{-4} .

两相流计算采用颗粒随机轨道模型,在全流场中采用拉格朗日方法离散相模型描述雾化后燃油液滴的运动.

对壁面和燃气介质而言,随着温度的升高,辐射换热增强,其对温度场的影响是不能忽略的.本文通过辐射、对流、导热传热耦合求解,得到燃烧室壁面温度场分布,辐射模型选取 DO(discrete ordinate)模型.

3.2 燃烧模型

本文燃烧模型采用非预混燃烧 PDF(probability density function)数学模型,此模型需求解一个或两个守恒量(混合分数)的输运方程,而不必求解燃烧过程中单个组分方程.在相同扩散率的假设下,平均混合分数 $\bar{f}$ 输运方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{f}) + \nabla \cdot (\rho \bar{v} \bar{f}) = \nabla \cdot \left(\frac{\mu}{\sigma_i} \nabla \bar{f} \right) + S_m + S_{user} \quad (3)$$

式中 S_m 指由液体燃料滴或反应颗粒传入气相中的质量, S_{user} 为用户自定义的源项.

燃烧计算中,燃油喷射方式为采用压力雾化锥形喷嘴,喷雾半角为 45° ,喷油量为 0.07 kg/s 燃料为煤油,其成分为 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$,模型进口参数如表 1 所示.

表 1 进口边界条件

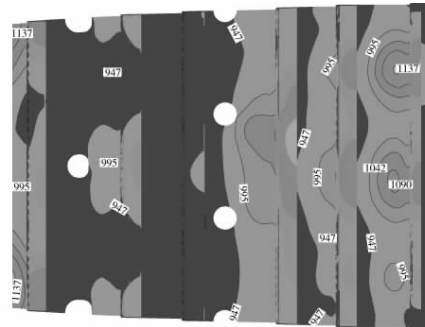
Table 1 Parameters of inlet

	温度/K	压力/MPa	流量/(kg/s)
进口	860	3.2	3.2

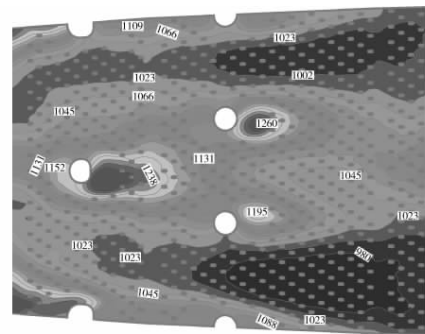
4 结果与分析

4.1 内、外壁面温度场

图 4 中分别给出了采用不同冷却结构的燃烧室 A,B 中外壁面温度分布.



(a) 燃烧室 A



(b) 燃烧室 B

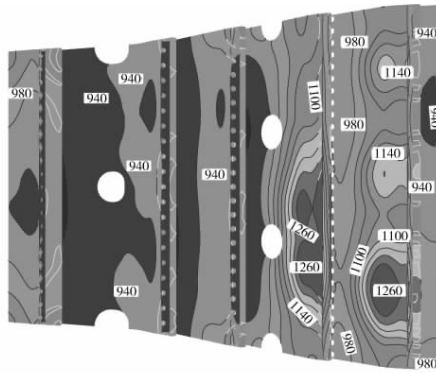
图 4 外壁温度分布

Fig. 4 Distribution of temperature on outer walls

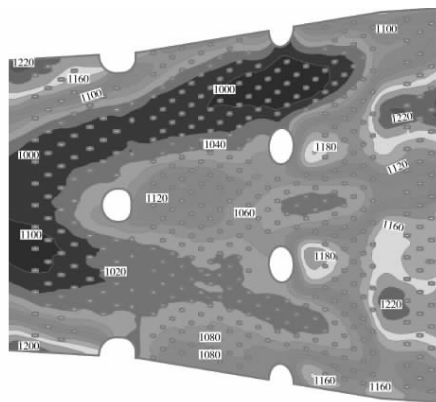
图 4(a)中,在燃烧室 A 前段,外壁面温度分布周向较均匀.气膜孔出口处壁面温度较低,但是,在两段气膜的搭接处,气膜没有形成有效搭接,壁面温度明显升高,在燃烧室后段,冷却气流量减小,气膜长度缩短,冷却效果降低,使得燃烧室后段对应位置壁温出现波动.壁面温度分布与左渝钰等^[11]、苏克^[12]中数据一致.图 4(b)中,燃烧室 B 外壁面前端温度较高,这是由于此处尚没有形成有效气膜覆盖,沿轴向气膜覆盖效果逐渐增强,使得壁温降低.壁面温度轴向、径向变化小于燃烧室 A,使得壁面温度梯度减小.在主燃孔(掺混孔)之间,气膜冷却效果沿轴向逐渐叠加,形成了两个基本对称的条状低温区.

图 5 中分别给出了采用不同冷却结构的燃烧室 A,B 中内壁面温度分布.其分布规律与外壁面相同,温度略高于外壁.

观察发现,燃烧室 A,B 中,在主燃孔与掺混



(a) 燃烧室 A



(b) 燃烧室 B

图5 内壁温度分布

Fig. 5 Distribution of temperature on inner walls

孔位置下游,都出现了高温区域,后者更加明显.这是由于大孔的存在中断了气膜的发展,另外,大孔后端存在低压区,抽吸气流,破坏了气膜层也导致了壁温升高.

4.2 燃烧室壁面沿程温度分布

为了便于对燃烧室壁温进行细化分析比较,图6中给出了燃烧室A,B中外壁面特征线1,2上沿程温度分布,图中以燃烧室B为例,给出了特征线位置图,图中横坐标为无量纲坐标.

可以看出,在燃烧室A中,外壁面特征线1上的温度沿程起伏变化,在燃烧室前段壁面变化较小,此处处于主燃孔之前,尚未进入主燃区;而在燃烧室后段,壁温沿程变化剧烈,这是由于对应区域接近两段气膜搭接区域,气膜覆盖失效导致的.特征线2上温度变化趋势与1相同,但是由于其直接经过主燃区中心,温度明显高于1.采用多斜孔壁后,燃烧室B外壁面温度相比燃烧室A变得平缓,特征线1上,相比燃烧室A,温度波动明显减小,在多斜孔气膜作用下,壁温逐渐降低.特征线2由于经过主燃孔,在主燃区附近温度较高,而后迅速降低,壁面温度在主燃孔后沿程逐渐降

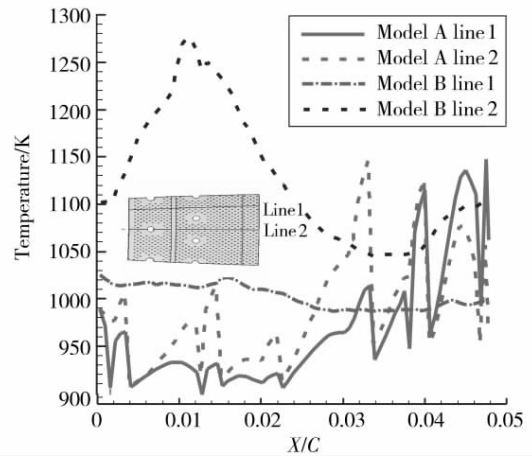


图6 燃烧室外壁面特征线上壁温轴向变化

Fig. 6 Distribution of wall temperature along axis on outer wall

低.相比燃烧室A,壁面温度前段较高,而后段则较低,温度波动明显减弱,符合Sellers^[13]提出的多斜孔壁气膜叠加,冷却效果逐渐增强的特征.采用多斜孔壁有效降低了壁面温差,减小了壁面热应力.

图7中给出了燃烧室A,B内壁面特征线1,2上沿程温度分布.图中以燃烧室B为例,给出了特征线位置图.其温度变化趋势与图6中外壁面规律相同,燃烧室B相比燃烧室A,受到多斜孔壁气膜冷却沿程冷却效果逐渐增强的影响,内壁面温度前段略高,而后段较低.

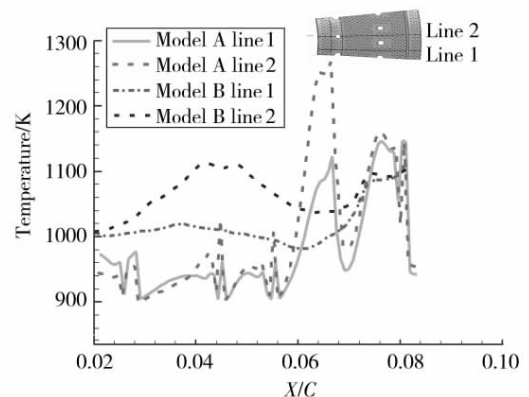


图7 燃烧室内壁面特征线上壁温轴向变化

Fig. 7 Distribution of wall temperature along axis on inner wall

4.3 燃烧室冷却气流量变化

燃烧室A中采用了传统的机加环气膜冷却形式,气膜孔径较大,冷却气流量约为燃烧室头部进气量的33%.而采用多斜孔壁后,孔径减小,流量系数降低,冷却气量相比燃烧室A减少了约

23%, 而掺混空气量几乎不变, 这使得组织燃烧用气量显著增加, 为燃烧室温升提高提供了有利的条件。

5 结 论

本文数值研究了机加环气膜冷却燃烧室与多斜孔壁冷却燃烧室的流动与换热特性, 得到如下结论:

1) 采用多斜孔壁代替机加环气膜冷却结构后, 燃烧室流量系数明显减小, 冷却空气量降低约 23%, 燃烧组织用气量增加, 为提高燃烧室温升提供了有益的基础。

2) 采用多斜孔壁代替机加环气膜冷却结构后, 燃烧室前端壁温有所升高, 依然保持在材料许用温度范围内, 后段壁温则明显降低, 同时有效改善了燃烧室后段的壁温分布, 使得壁面温度分布均匀性提高, 减小了壁面热应力。

参考文献:

- [1] Lefebvre A H. Gas turbin combustion[M]. New York: McGraw-Hill, 1983.
- [2] Mellor A M. Design of modern turbine combustor [M]. New York: Academic Press, 1990.
- [3] 胡娅萍, 吉洪湖. 孔阵排列疏密度对致密多孔壁冷却效果的影响[J]. 推进技术, 2005, 26(1): 28-33.
HU Yaping, JI Honghu. Effect of porosity of holes array on cooling effectiveness of effusion cooling[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(1): 282-283. (in Chinese)
- [4] 陈焱, 吉洪湖, 胡娅萍. 致密微孔壁复合冷却对流换热系数研究[J]. 工程热物理学报, 2005, 26(3): 489-491.
CHEN Yan JI Honghu HU Yaping. Study of convective heat transfer coefficient of effusion cooling[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2005, 26(3): 489-491. (in Chinese)
- [5] 徐剑, 许全宏, 林宇震, 等. 火焰筒多斜孔冷却方式壁温梯度和冷却效率试验[J]. 航空动力学报, 2008, 23(3): 425-429.
XU Jian, XU Quanhong, LIN Yuzhen, et al. Experimental investigation of the temperature gradient and cooling efficiency for effusion wall cooling methods on combustion liner[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(3): 425-429. (in Chinese)
- [6] 董志锐, 周四平, 王舟山. 复杂边界条件下的多层多孔壁温度场的计算模型[J]. 航空学报, 1995, 20(5): 404-408.
DONG Zhirui, ZHOU Siping, WANG Zhoushan. Calculating model for temperature field of multiple-layer and multiple-hole wall under complex boundary conditions[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1995, 20(5): 404-408. (in Chinese)
- [7] 朱长青, 董志锐. 钻孔式气膜冷却火焰筒壁温计算[J]. 航空学报, 1991, 12(3): 206-209.
ZHU Changqing, DONG Zhirui. Calculation of wall temperature of flame tube with hole-drilled flame cooled construction[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1991, 12(3): 206-209. (in Chinese)
- [8] 韩振兴, 朱谷君, 冀守礼, 等. 气膜冷却燃烧室火焰筒二维壁温分布计算[J]. 航空动力学报, 1995, 10(1): 83-86.
HAN Zenxing, ZHU Gujun, JI Shouli, et al. Calculation of 2D wall temperature distribution for film cooled flame tube of combustor chamber[J]. Journal of Aerospace Power, 1995, 10(1): 83-86. (in Chinese)
- [9] 党新宪, 赵坚行, 颜应文, 等. 双旋流器燃烧室壁温试验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1227-1232.
DANG Xinxian, ZHAO Jianxing, YAN Yingwen, et al. Experiment of wall temperature in a two-stage swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1227-1232. (in Chinese)
- [10] 张荣春, 樊未军, 邢菲. 环形级间驻涡燃烧室壁温分布试验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1238-1244.
ZHANG Rongchun, FAN Weijun, XING Fei. Experimental study of wall temperature distribution on annular inter-stage trapped vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1238-1244. (in Chinese)
- [11] 左渝钰, 张宝诚. 航空发动机主燃烧室火焰筒壁冷却的研究[J]. 航空发动机, 2002(4): 38-43.
ZUO Yuyu, ZHANG Baocheng. Investigation of combustion liner wall cooling in gas turbine combustor[J]. Aero-engine, 2002(4): 38-43. (in Chinese)
- [12] 苏克. 某型发动机燃烧室火焰筒壁温分析[J]. 航空发动机, 1993(3): 22-32.
- [13] Sellers J P Jr. Gaseous film cooling with multiple injection stations[J]. AIAA Journal, 1963, 1(9): 2145-2156.