

燃烧室多斜孔壁传热特性一维数值分析

张 勃¹ 吉洪湖¹ 张 晶¹ 程 明² 王艳丽²

(1. 南京航空航天大学能源与动力学院, 南京, 210016;

2. 沈阳发动机设计研究所燃烧室设计部, 沈阳, 110085)

摘要: 针对高温升燃烧室多斜孔壁冷却结构设计需求, 发展了一套用于多斜孔壁流动与传热特性预估的一维程序, 计算了沿程气流压力、流量系数的变化, 以及其对流动与换热特性的影响, 进一步结合多斜孔壁换热准则式, 求解多斜孔壁的换热特征沿程分布。程序充分考虑了多斜孔壁热侧、冷侧和多斜孔孔内气流与壁面的对流换热、壁面导热及辐射换热的耦合影响。在保证计算精度的条件下, 缩短了计算时间, 为工程初期设计提供了有效工具。

关键词: 航空发动机; 高温升燃烧室; 多斜孔壁; 流量分配; 传热; 一维分析

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2013)05-0647-05

One-Dimensional Numerical Analysis of Heat Transfer Characteristics in Effusion Cooling Combustor

Zhang Bo¹, Ji Honghu¹, Zhang Jing¹, Cheng Ming², Wang Yanli²

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. Design of the Combustion Chamber Engine Design and Research Institute of Shenyang, Shenyang, 110085, China)

Abstract: To predict the heat transfer characteristics of effusion cooling combustor, one-dimensional computation program is developed, based on the heat transfer among effusion wall, hot gas and cold gas, considering the comprehensive effect of conductive, convection and thermal radiation. The correction factor focusing on effusion wall is introduced into the custom heat transfer criteria. Furthermore, the changing of flow distribution along the combustor axis which affects the heat transfer characteristics, is considered. The obtained results have higher precision and less computation time compared with the existing results.

Key words: aero engine; high temperature combustor; effusion plate; flow distribution; heat transfer; one-dimensional analysis

燃烧室温升提高使得组织燃烧用气量不断增加, 冷却空气量相应减少, 给燃烧室冷却带来了一定的困难^[1-2]。传统的机加环气膜冷却结构已难以满足燃烧室日益增长的冷却要求, 需要发展新型冷却技术。多斜孔壁是一种新型复合冷却技术, 具有冷却气耗量小、冷却效率高的特点。

目前, 国内外关于多斜孔壁平板模型的流动与换热研究较多, 得到了孔排距、孔间距和孔径等参

数对流动与换热的影响规律^[3-5], 张勃等^[6]进一步对多斜孔壁燃烧室的壁面换热特征进行了数值分析。对三维某型进行数值模拟, 计算周期较长, 在燃烧室设计初级阶段, 利用相对简单的一维程序, 对换热特性、流量分配进行初步设计, 可以缩短设计周期。王宝官^[7]、朱长青等^[8]对机加环气膜冷却结构换热特性进行了一维分析, 韩振兴等^[9]采用二维轴对称模型, 用有限元法, 以气膜冷却火焰筒外

环整体为对象进行壁温分布计算。多斜孔壁结构与传统气膜冷却结构区别较大,流动与换热特性迥异,需要开展针对性研究。

本文采用一维方法,综合分析了多斜孔壁沿程压力、流量系数等参数变化,及其对换热特性的影响,有效提高了计算精度,进一步结合多斜孔壁换热准则关系式,计算得到壁面沿程流量分配与传热特性分布。程序大大节约了壁温计算时间,计算精度较高,为高温升燃烧室设计中的冷却结构设计提供了有效的预估方法。

1 物理模型

图1中给出了某型燃烧室采用多斜孔壁冷却结构后的单头部物理模型,图2中则是将多斜孔壁从图1中抽象出来,给出了其主要影响几何参数,包括孔间距、孔排距、孔斜角与孔径。

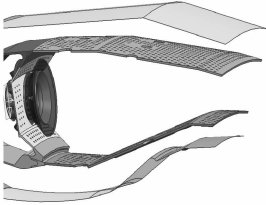


图1 多斜孔壁燃烧室模型

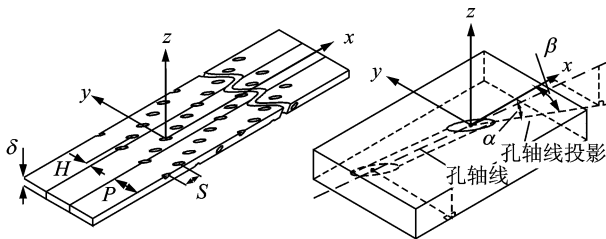


图2 多斜孔壁简化平板模型

为了对传热进行一维设计与分析,进一步对火焰筒壁进行一维简化,图3中给出了其一维简化结果图,将多斜孔壁沿轴向均匀划分为 m_x 个等距微元段(图中相邻虚线之间区域),微元段长度为孔排距 S ,每个微元段包含一排斜孔(图中黑色圆点所示),气膜孔位于所在微元段的起始位置。

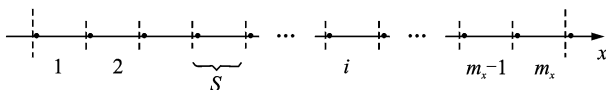


图3 多斜孔一维简化图

2 计算模型

从图3所示多斜孔壁中截取一个典型微元段 ds ,给出了其在燃烧室工作环境下的换热平衡图,如图4所示。可以看出,影响其热平衡的热流主要

有多斜孔壁热侧与燃气流对流换热 C_1 、燃气对多斜孔壁的辐射换热 R_1 、多斜孔壁冷侧与冷流之间的对流换热 C_2 、多斜孔壁冷侧对外辐射换热 R_2 、多斜孔孔内对流换热 C_h 、多斜孔壁内部沿径向传导热 K_{12} 。

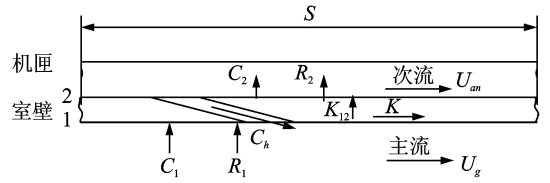


图4 单元壁内的热流模型

对微元壁建立热平衡方程,如式(1)所示

$$(C_1 + R_1) A_S - C_h A_{h,S} = (C_2 + R_2) A_S = K_{12} A_S \quad (1)$$

其中

$$K_{12} = \lambda_w (T_{w1} - T_{w2}) / \delta \quad (2)$$

式中: A_S 为火焰筒多斜孔段表面积; $A_{h,S}$ 为多斜孔壁计算段孔的总面积; λ_w 为多斜孔壁材料的导热系数; T_{w1} , T_{w2} 为多斜孔壁热侧和冷侧壁温; δ 为壁厚。

在求解热平衡方程时,对热流条件作出如下假设:(1)稳态气动热力状态;(2)室壁和燃气作灰体假设;(3)室壁发射率和吸收率为常数;(4)燃气辐射采用一维模型;(5)忽略室壁间的辐射热;(6)机匣壁温取环腔气温度。

在以上假设条件下,分别求解方程(1)中各参数:

多斜孔壁热侧对流换热热量

$$C_1: C_1 = h_g (T_{aw} - T_{w1}) \quad (3)$$

$$T_{aw} = T_g - \eta_{aw} (T_g - T_{an}) \quad (4)$$

式中, T_{aw} 为绝热壁温。

本文研究对象为环形燃烧室,故求解式(4)中壁面热侧对流换热系数时采用迪图斯-贝尔特公式^[10], n 取为 0.4。文中参照葛绍岩^[10]中提出的对多斜孔壁换热的修正方法,引入了修正系数 C ,其值取为 1.8,见式(5)

$$h_g = Nu_g \times \frac{\lambda_g}{D_{h,g}} = 0.023 \times C \times Re_g^{0.8} \times$$

$$Pr^{0.4} \times \frac{\lambda_g}{D_{h,g}} \quad (5)$$

燃气对热壁面的辐射换热

$$R_1 = 0.5\sigma(1 + \epsilon_w) \epsilon_g T_g^{1.5} (T_g^{2.5} - T_{w1}^{2.5}) \quad [11] \quad (6)$$

式中: $0.5\sigma(1 + \epsilon_w)$ 为灰色壁修正; σ 为波尔兹曼常数; ϵ_w 为壁面发射率; T_g , T_{w1} 分别为燃气和壁面

温度。

多斜孔壁冷侧对流换热量

$$C_2 : C_2 = h_{an} (T_{W2} - T_{an}) \quad (7)$$

在多斜孔壁面冷侧, 由于多斜孔的存在, 对气流产生抽吸作用, 使得多斜孔进口附近附面层被破坏, 孔内气流雷诺数对冷侧壁面换热特性具有决定性影响, 在求解冷侧表面换热特征时采用孔内气流雷诺数 Re_h 作为衡量参数。如式(8)所示, 其中 Re_h 的特征长度 l_{an} 按式(9)确定

$$h_{an} = \frac{Nu_{an} \lambda_{an}}{l_{an}} = 0.881 h^{0.476} Pr^{0.33} \frac{\lambda_{an}}{l_{an}} \quad (8)$$

$$l_{an} = \frac{A_s - A_h}{P} = \frac{P \cdot S - \frac{\pi d^2}{4}}{P} \approx S \quad (9)$$

多斜孔内部的对流换热量约为总换热量的40%, 其计算式

$$C_h = h_h \times \left(\frac{T_{W1} + T_{W2}}{2} - T_{an} \right) \quad (10)$$

其中, 多斜孔内的对流换热系数

$$h_h = \lambda_h Nu_h / D_{h,h} \quad (11)$$

式中: λ_h 为孔内气体导热系数; $D_{h,h}$ 为多斜孔直径; Nu_h 为多斜孔流动努赛尔数

$$Nu_h = 0.023 \times R_{Nu} \times Re_h^{0.8} \times Pr^{0.33} \quad (12)$$

式(12)中, 当多斜孔长径比 L/d (图5) 较小、孔内气流没有得到充分发展时, 需要使用修正系数 R_{Nu} [12] 对换热准则式进行对应修正。

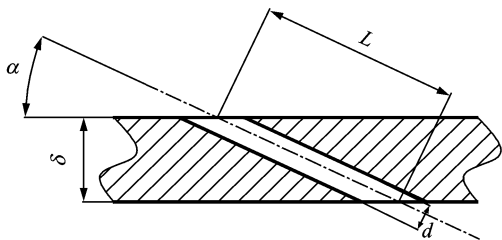


图5 多斜孔长径比示意图

多斜孔壁冷侧对外辐射换热量 R_2

$$R_2 \approx 0.6\sigma (T_{W2}^4 - T_{an}^4) \quad (13)$$

多斜孔壁内部沿径向传热

$$K_{12} = \lambda_w (T_{W1} - T_{W2}) / \delta \quad (14)$$

3 计算流程分析

图6,7 在上一节对计算模型的传热分析基础上, 选取图3中典型节点 i , 分别建立了热腔与冷流通道计算域控制体, 如图中虚线区域所示。图7中, 给出了 i, a 两截面位置, 分别表示多斜孔进口的起点与终点。

可以看出, 对于图6所示的热腔控制体, 在节

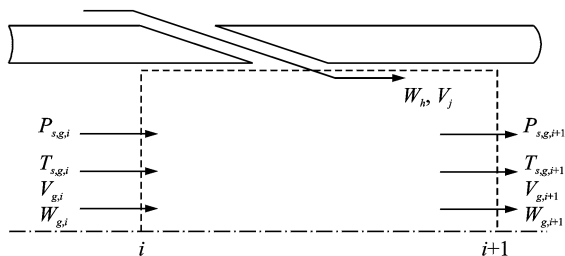


图6 热腔计算控制体

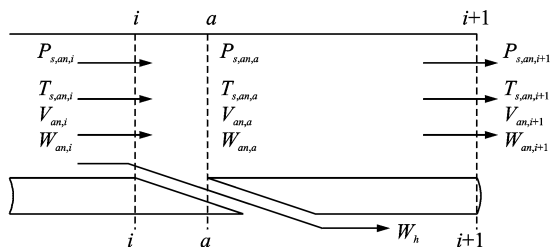


图7 冷流通道计算控制体

点 i 附近, 由于气膜射流的注入, 求解质量守恒方程时必须考虑气膜孔流入的流量。本文模拟燃烧室内沿程燃气温度分布规律, 作为边界条件, 给定沿程燃气温度分布为正弦分布规律 [11], 如式(15)所示

$$T_{g,i} = T_{g,0} - (T_{g,0} - T_{g,i}) \sin\left(\frac{\pi}{2} \cdot \frac{x}{L_F}\right) \quad (15)$$

式中: $T_{g,i}$ 为沿程燃气温度; $T_{g,0}$ 为燃气进口温度; L_F 为燃烧室长度。

在式(15)基础上, 结合动量守恒方程, 利用总温、静温和总压、静压之间的关系, 求出不同截面气流密度、速度

$$\rho = \frac{P_s}{R_g T_s} = \frac{P_t}{R_g T_t} \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2\right)^{-\frac{1}{k-1}} \quad (16)$$

$$U = Ma \sqrt{k R_g T_t} \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2\right)^{-\frac{1}{2}} \quad (17)$$

得到沿程速度、总温、总压、马赫数等气动参数分布, 解得冷流与热流沿程的雷诺数、努赛尔数以及换热系数分布。

图7所示则为冷流通道计算控制体。文中给定截面 a 的总压分布

$$P_{t,an,a} = P_{t,an,i} - 0.925 \rho_{an,i} U_{an,i}^2 \left(\frac{W_{h,i}}{1.36 W_{an,i}} \right)^{\frac{1}{(0.5+0.242 Ma_{an,i}^{2.21})}} \quad (18)$$

式中: $P_{t,an,a}, P_{t,an,i}, \rho_{an,i}, U_{an,i}, W_{an,i}$ 分别表示二股通道中气流在 a 截面上的总压、 i 截面上的总压、密度、速度以及流量; $W_{h,i}$ 为斜孔内气体流量。

计算中考虑了流体流动过程中与壁面之间的摩擦损失, F 为摩擦系数。

$$F = 0.0035 + 0.264Re_{am,i}^{-0.42} \quad (19)$$

联立以上各式,结合能量与动量守恒方程,解得沿程速度、压力、温度、密度分布。

在对壁面进行气膜冷却时,推动对流换热的温压为绝热壁温与壁温的温差,而绝热壁温可以通过绝热温比求取

$$\eta_{aW,x} = (T_g - T_{aW}) / (T_g - T_c) \quad (20)$$

张晶^[13]研究得到多斜孔壁中绝热温比沿流的变化规律

$$\eta_{aW,x} = 0.36 + 0.64 \times (1 - 0.91^{\frac{x}{S}}) \quad (21)$$

式中: x 为轴向距离; S 为孔排距。

联立方程(20,21),可以求得沿程绝热壁温分布,结合式(3),解出壁温分布。

4 计算结果与分析

表1,2分别给出了本文中计算采用的几何参数和主要状态参数。

表1 模型几何参数表

表1 模型几何参数表					mm
壁厚	孔径	孔排距	孔间距	板长	
1.5	0.7	7	6.04	200	

表2 计算状态参数表

参数	温度/K	速度/(m·s ⁻¹)
热流进口	1944	54
冷流进口	860	45

本文在表1,2所示几何与边界参数下,利用本文研究的一维计算方法计算得到燃烧室壁面温度分布。图8中给出了热侧实际壁温与绝热壁温的沿程分布。可以看出,两者沿轴向距离增大逐渐减小,绝热壁温高于实际壁温,但两者区别沿轴向逐渐减小。图9中给出壁面热侧有效温比 $\eta_{eff} = (T_g - T_w) / (T_g - T_c)$ 和绝热温比 $\eta_{aW} = (T_g - T_{aW}) / (T_g - T_c)$ 的沿程变化曲线,其沿轴向均逐渐

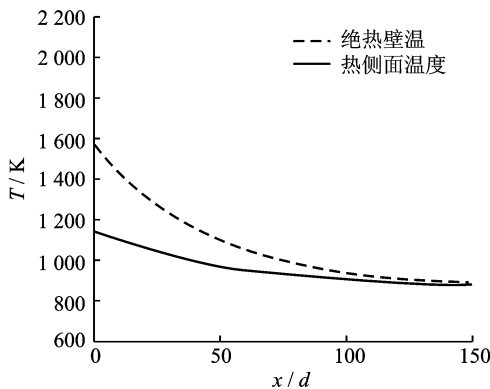


图8 壁面热侧温度沿程分布

增大,绝热温比小于有效温比,这是由于绝热壁温较高导致的。为了验证本文计算方法的可靠性,图10中将本文壁温计算结果与相关文献结果进行了比较。可以看出,本文一维方法计算得到的壁面温度沿程逐渐降低,与张晶等^[13]中三维多斜孔壁平板数值模拟得到的结果在变化规律和量值上均吻合;与文献[6]中多斜孔壁燃烧室的壁温分布结果接近,但是由于本文中并没有考虑燃烧室实际部件影响,后端温度略低;与苏克^[14]机加环气膜冷却燃烧室的壁面温度试验结果相比,本文计算温度值略低,且没有出现波动变化,这是由于采用多斜孔壁换热特点导致的。从图10中比较结果得到,本文开发的一维计算程序计算结果合理,能够反映多斜孔壁燃烧室的壁温沿程分布情况。

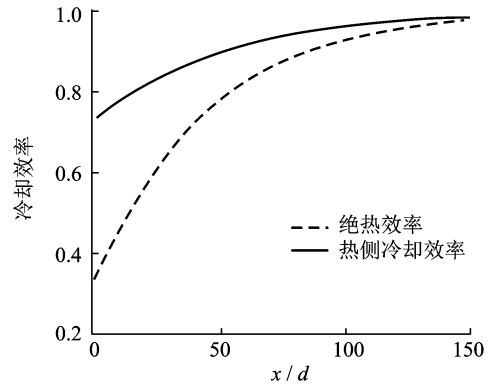


图9 壁面热侧冷却效率沿程分布

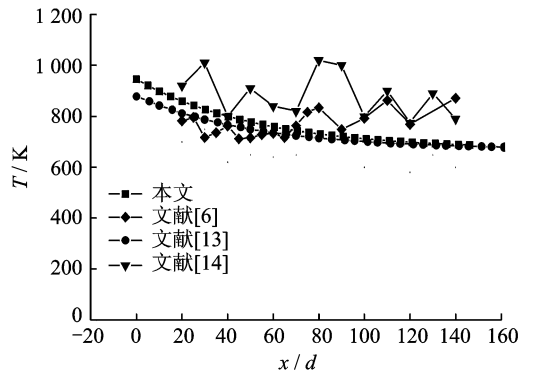


图10 本文计算结果与已有计算结果的比较

5 结论

为满足多斜孔壁燃烧室设计阶段壁温预估需要,本文发展了一套用于多斜孔壁流动与传热特性预估的一维程序,考虑了多斜孔壁热侧、冷侧和多斜孔孔内的对流换热、导热及辐射换热的耦合影响,采用控制体法,计算了沿程燃气与二股通道气流的压力、温度、流量系数等参数的沿程变化,以及其对壁面换热特性的影响;结合多斜孔壁换热准则

式,求解得到多斜孔壁的换热特征沿程分布。结论如下:

(1)发展了预估多斜孔壁壁面温度的一维程序,精度达到要求,相比三维计算,缩短了壁温计算时间,减少壁面冷却结构设计周期,为工程设计提供了有用的工具。

(2)程序计算结果与已有燃烧室壁面温度结果分布相一致,说明计算方法正确,程序合理可行。

参考文献:

- [1] Lefebvre A H. Gas turbine combustion [M]. UK: Hemisphere, Publishing, Corporation, 1983.
- [2] Lefebvre A H, Herbert M A. Heat transfer processes in gas turbine combustion chambers[J]. Proc Inst Mech Engrs, 1960, 174(12): 463-473.
- [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): 28-33.
- [4] 李志强, 田涛, 陈钦. 多斜孔火焰筒壁冷却结构的数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(10): 1204-1209.
Li Zhiqiang, Tian Tao, Chen Qin. Numerical simulations of flame tube cooling structure with multi-jet holes[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(10): 1204-1209.
- [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.
- [6] 张勃, 吉洪湖, 杨芳芳, 等. 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[J]. 航空动力学报, 2012, 27(4): 832-836.
Zhang Bo, Ji Honghu, Yang Fangfang, et al. Numerical investigation of heat transfer characteristics of effusion cooling and machinery film cooling combustors[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(4): 832-836.
- [7] 王宝官. 带气膜冷却的火焰筒壁温的数值分析[J]. 航空学报, 1995, 16(4): 415-421.
Wang Baoguan. Numerical analysis of the wall temperature with film cooling in the combustor chamber [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1995, 16(4): 415-421.
- [8] 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 film-cooled combustor [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1991, 12(3): 206-209.
- [9] 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): 206-209.
Han Zhenxing, Zhu Gujun, Ji Shouli, et al. Two dimensional temperature calculation in film cooling combustor [J]. Journal of Aerospace Power, 1995, 10(1): 206-209.
- [10] 葛绍岩, 徐靖中. 气膜冷却[M]. 北京: 科学出版社, 1985.
- [11] 航空发动机设计手册编写组. 航空发动机设计手册(第9册): 主燃烧室[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
- [12] Andrews G E, Bazdidi-Tehrani F, Hussain C I, et al. Small diameter film cooling holes: wall convective heat transfer [R]. ASME 86-GT-225. Dusseldorf, Germany: [s. n.], 1986.
- [13] 张晶. 火焰筒多斜孔壁传热特性研究及一维壁温设计程序开发[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- [14] 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.