

文章编号:1000-8055(2011)10-2281-06

冲击+同向对流+气膜冷却的三维壁温 计算与分析

王梅娟, 宋双文, 胡好生, 彭剑勇

(中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 采用 Fluent 6.3 软件对冲击+同向对流+气膜冷却结构的壁温进行了流固耦合传热计算, 获得了该复合冷却结构的壁温和冷却效果分布规律, 并将计算结果与试验结果进行了对比。结果表明: 冲击+同向对流+气膜冷却具有壁温分布均匀、冷却效果好等优点。计算结果与试验结果的分布趋势一致, 最大相对误差为 3.6%。

关 键 词: 火焰筒; 冲击冷却; 同向对流; 气膜冷却; 壁温; 流固耦合; 数值计算

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical computation and analysis of three-dimensional wall temperature of impingement+identical flow convection+film composite cooling

WANG Mei-juan, SONG Shuang-wen, HU Hao-sheng, PENG Jian-yong

(China Aviation Powerplant Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: Fluid/solid conjugated heat transfer numerical computation was conducted to study impingement+identical flow convection+film composite cooling by using Fluent 6.3, and the trend of wall temperature field and the cooling effect were obtained, and then the computational results were compared with the testing results. The results indicate that the wall temperature distribution of the composite cooling is well-proportioned, and the cooling effect is better. The numerical results are in good agreement with the testing results, with their maximal relative error of 3.6%.

Key words: flame tube; impinging cooling; identical convection; film cooling; wall temperature; fluid/solid conjugated; numerical computation

随着航空发动机推质比的不断增加, 燃烧室设计将向高温升、高热容方向发展, 冷却气量越来越少, 火焰筒壁面的热保护问题日趋严峻, 各种先进的复合冷却技术应运而生。冲击+对流+气膜冷却将冲击冷却、对流冷却、气膜冷却组合在一起, 是一种先进的复合冷却技术。国外开展了大量的研究工作, 并在燃烧室设计中加以应用^[1-4]。如美国的 E³ 研究计划中, 普惠(PW)公司的火焰筒

采用逆向平行流翅壁冷却结构; 通用(GE)公司的火焰筒采用冲击加气膜复合冷却结构; 俄罗斯 PD-600 发动机的火焰筒采用冲击+逆(同)向对流+气膜冷却结构; 美国在研的用于下一代战斗机的 IPU(integrated power unit)回流燃烧室的弯管处采用冲击+逆向对流+气膜冷却结构。自上世纪 90 年代初开始, 国内也开展了许多研究工作, 文献[5-6]对燃烧室壁面的冲击+气膜复合冷

收稿日期: 2010-11-22; 修订日期: 2011-01-12

作者简介: 王梅娟(1979-), 女, 河南南阳人, 硕士生, 研究方向为燃烧室设计。

却结构进行了初步研究. 文献[7]的研究结果表明: 相对单层壁的纯气膜冷却, 由双层壁形成的冲击+逆向对流+气膜复合冷却使气膜段最高壁温下降, 沿气膜流动方向壁面温度梯度减小. 文献[8]对冲击+逆向对流+气膜冷却的传热特性进行了试验研究.

在先进复合冷却技术的研究过程中综合运用理论分析、数值模拟和试验研究等方法. 在研究初期, 数值模拟发挥着十分重要的作用. 由于先进复合冷却结构内部的流动和换热情况十分复杂, 没有现成的经验公式供参考, 二维壁温计算不能充分考虑流场变化对固壁换热造成的影响, 存在适用范围窄、计算偏差大等缺点. 而流固耦合传热计算将固壁置于流场内部, 对整个流场、温度场进行三维数值模拟. 对固壁的传热分析不再是孤立进行, 而是将流场和固壁的换热进行耦合计算, 在求解过程中流场与固壁的相互作用更充分, 能更精确地反映整个流场和温度场的形态. 国外从上世纪 80 年代开始就采用热-流耦合的方法进行传热计算^[9-10]. 近年来国内也开展了相关研究工作, 文献[11]介绍了流固耦合传热问题的求解方法. 文献[12]采用流固耦合的计算方法对冲击+逆向对流+气膜冷却结构的冷却特性进行了数值模拟研究. 文献[13]采用 Fluent 软件对层板内部复杂流场进行了数值模拟, 获得了层板结构的流阻特性, 通过流固耦合传热计算, 获取了接近模拟试验条件下层板的内部通道流体域和固体域的温度信息以及综合冷却效果和压降的关系. 本文采用 Fluent 6.3 软件对冲击+同向对流+气膜冷却进行了流固耦合传热计算, 得到了不同吹风比条件下的壁温分布和冷却效果分布, 并将计算结果与试验结果进行了对比.

1 研究对象

冲击+同向对流+气膜冷却试验件的示意图见图 1, 试验段示意图见图 2. 冷却气流经转接段后分两路到达气膜孔板, 一部分经过冲击孔 3 和冲击孔 4 冲击到气膜孔板冷气侧, 然后由气膜孔板的气膜孔高速流出, 与舌片冲击后沿气膜孔板壁面向前流动, 在气膜孔板壁面形成气膜保护层; 另一部分通过冲击孔 1 和冲击孔 2, 对气膜孔板进行冲击强制冷却, 然后冷却气流在冲击板与气膜孔板间的腔室中沿燃气流动方向流动, 与气膜孔板进行对流换热. 随后冷却气流通过位于气膜孔板上的缝槽流出后与燃气混合, 从而形成了冲

击+同向对流+气膜冷却.

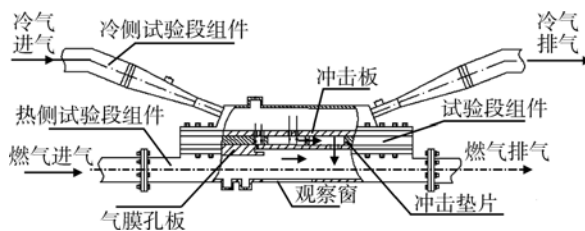


图 1 冲击+同向对流+气膜冷却试验件示意图

Fig. 1 Diagrammatic sketch of test pieces of impingement+identical flow convection+film composite cooling

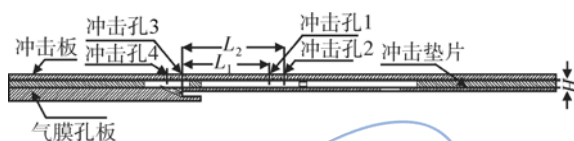


图 2 试验段的结构示意图

Fig. 2 Diagrammatic sketch of test piece

冲击板共有 3 种类型, 每种类型的冲击板均布有 4 排孔径为 $\Phi 1.5$ mm 的冲击孔, 每排孔数为 21, 孔间距为 4 mm. 每种类型冲击板的冲击孔 1、冲击孔 2 的位置不同, 冲击孔 3、冲击孔 4 的位置相同. 图 2 中, L_1 , L_2 分别为冲击板上冲击孔 1、冲击孔 2 距气膜孔出口的距离. 冲击垫片共有 3 种类型, 每种类型的冲击空腔形状相同, 冲击间距不同, H 为冲击垫片的厚度 (即冲击间距). 各方案的气膜孔板均采用纯气膜冷却试验段的气膜孔板, 气膜孔板上布有 1 排孔径为 $\Phi 1.0$ mm 的气膜孔, 孔数为 33, 孔间距为 2.5 mm, 舌片长度为 5 mm, 气膜出口缝隙高度为 1.5 mm. 冲击板与冲击垫片可自由组合, 形成不同的试验方案. 本文选取了其中 5 种方案作为研究对象, 各方案的冲击板和冲击垫片的主要结构参数见表 1.

表 1 各方案冲击板和冲击垫片的主要结构参数

Table 1 Main structure parameters of impingement plate and shim block

	方案 1	方案 2	方案 3	方案 4	方案 5
L_1 /mm	28	28	28	23	18
L_2 /mm	32	32	32	27	22
H /mm	2	3	4	4	4

2 计算模型的建立

建立计算模型时进行了如下简化处理: 取试

验件的一个对称单元,模型高度和长度与试验件一致,沿展向每排取 3 个冲击孔.采用 Unigraphics 18.0 建模,分别做出固体域和流体域模型,将建立的三维模型转换成 Parasolid 格式后导入到 Gambit 中进行网格划分.大部分采用 Cooper 类型的结构化网格,对气膜孔板的近壁区采用加边界层的方法进行网格加密以更好地模拟贴壁流.由于方案较多,仅展示方案 3 的网格划分图,见图 3 和图 4.

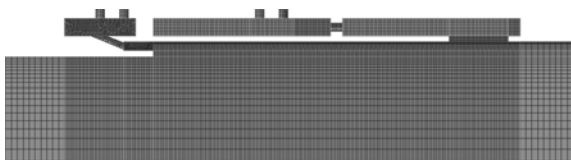


图 3 冲击+同向对流+气膜冷却流体域的网格划分(方案 3)

Fig. 3 Diagrammatic sketch of fluid (scheme 3)

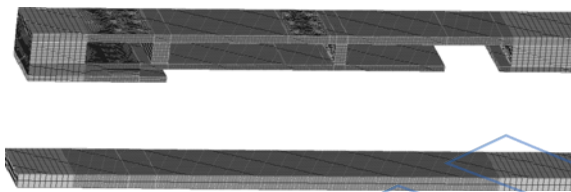


图 4 冲击+同向对流+气膜冷却固体域的网格划分(方案 3)

Fig. 4 Diagrammatic sketch of solid (scheme 3)

3 边界条件及计算方法

3.1 边界条件

1) 入口边界:主流(燃气)入口和次流(冷气)入口均设定为质量流量进口,主流进口温度为 356 K,次流进口温度为 302 K;主流进口流量为 210 g/s,次流进口流量随吹风比 M 的变化而变化.

2) 出口边界:自由出流(outflow).

3) 几何模型的侧壁:平移周期边界.

4) 参考压力:1 个大气压,参考压力点设在出口处.

3.2 计算方法

5 种方案的计算方法相同,具体如下:①采用流固耦合的计算方法,计算过程中将流体域和固体域中的热传递过程组合起来作为一个统一的换热过程求解,在流体域和固体域均采用统一的控制方程,两个区域的区别仅在于广义扩散系数和广义源项不同;②求解器,分离+隐式+稳态;③湍流模型,标准 $k-\epsilon$ 模型;④近壁区处理,增强型壁面函数;⑤差分格式,二阶迎风格式;⑥速度和

压力修正采用 SIMPLE(semiimplicit method for pressure linked equations)算法.

4 计算结果与分析

在对计算结果进行分析之前,首先定义两个无量纲参数:综合冷却效果 η 和吹风比 M . 冲击+同向对流+气膜冷却的冷却效果是冲击冷却、对流冷却和纯气膜冷却共同作用的结果,其综合冷却效果 η 采用下式计算:

$$\eta = \frac{T_g - T_w}{T_g - T_a} \quad (1)$$

式中 T_g , T_a 分别为主流燃气温度和次流冷气温度, T_w 为气膜孔板热侧壁面温度.

吹风比 M 的定义式为

$$M = \frac{\rho_a u_a}{\rho_g u_g} \quad (2)$$

式中 ρ_a , u_a 分别为气膜槽内出口处次流冷气的密度和速度, ρ_g , u_g 分别为主流燃气的密度和速度.

4.1 计算结果与试验结果的对比分析

在吹风比、主流入口参数、次流入口参数相同的条件下,方案 2 和方案 3 的计算结果与试验结果的比较见图 5 和图 6. 从图中可以看出:计算值与试验值的分布趋势大致相同,两者最大差值为 12 K 左右,数值相当.

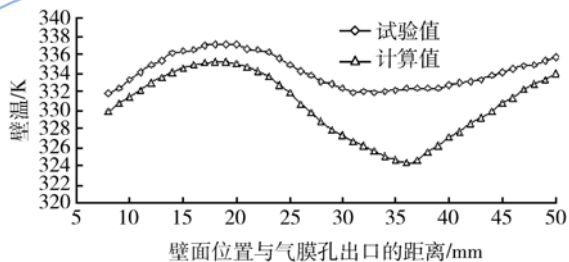


图 5 计算结果与试验结果的比较(方案 2, $M=0.18$)

Fig. 5 Comparison between numerical results and testing results (scheme 2, $M=0.18$)

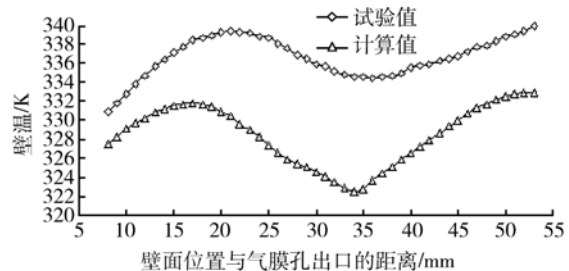


图 6 计算结果与试验结果对比(方案 3, $M=0.18$)

Fig. 6 Comparison between numerical results and testing results (scheme 3, $M=0.18$)

将各方案相同位置处的壁温试验值和壁温计算值进行对比,并对不同试验状态下各测量点的相对误差进行统计分析,计算不同试验状态下的最大相对误差,结果见表2。从表中可以看出:计算值与试验值的最大相对误差为3.6%,计算结果与试验结果吻合较好,表明采用流固耦合的计算方法是可行的。

表2 计算结果与试验结果对比(相对误差,单位:%)

Table 2 Comparison between numerical results and testing results (relative error, unit: %)

	M				
	0.18	0.3	0.36	0.48	0.6
方案1	2.6	2.4	2.1	3.0	1.9
方案2	2.4	2.2	2.4	1.6	1.4
方案3	3.6	2.8	1.8	1.9	2.1
方案4	1.5	2.0	1.4	1.4	1.6
方案5	3.6	2.8	2.1	1.9	1.7

4.2 壁温分布计算结果与分析

在不同的吹风比条件下,对5种方案的壁温进行了计算。由于方案较多,仅展示方案3的壁温分布图,见图7~图10(单位为K)。图中,X为气膜孔板沿燃气流动方向的坐标值(单位为m)。从图中可以看出,壁温分布特点为:①沿燃气流动方向,在气膜的起始段,壁温较低,之后壁温先升高后逐渐降低。在冲击孔位置附近壁温较低,在冲击

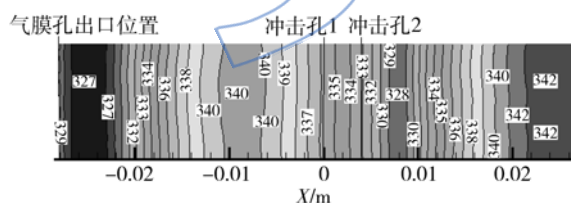


图7 气膜孔板热侧的壁温分布($M=0.18$)

Fig. 7 Wall temperature distribution on hot side of cooling plate ($M=0.18$)

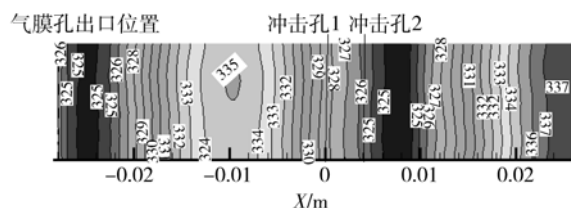


图8 气膜孔板热侧的壁温分布($M=0.3$)

Fig. 8 Wall temperature distribution on hot side of cooling plate ($M=0.3$)

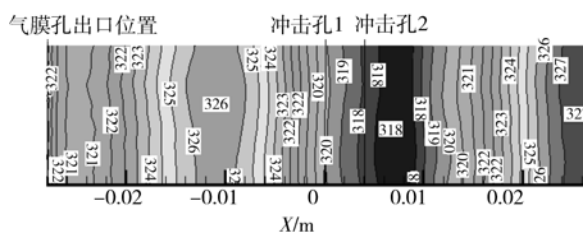


图9 气膜孔板热侧的壁温分布($M=0.48$)

Fig. 9 Wall temperature distribution on hot side of cooling plate ($M=0.48$)

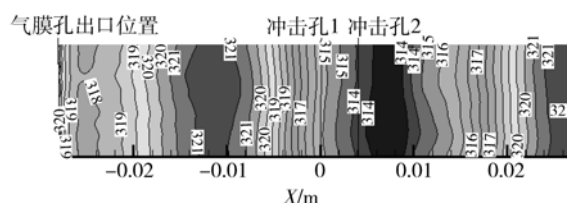


图10 气膜孔板热侧的壁温分布($M=0.72$)

Fig. 10 Wall temperature distribution on hot side of cooling plate ($M=0.72$)

孔位置之后($X>0.01$ m)壁温逐渐升高,但整体变化范围不大,说明壁温分布较均匀。②在与气膜孔出口距离相同的位置,壁温随吹风比的增大而降低。原因是吹风比的增大意味着次流冷气的流量和流速的增大,一方面,使得冲击腔内部气流的流速增大,扰动加剧,强化了冲击腔内部气流与冷却壁面的对流换热;另一方面,次流冷气的增加使得由气膜狭缝流出的贴壁气膜层长度增加,不仅有效地阻隔了主流燃气与冷却壁面的对流换热,同时带走壁面的热量,因而冷却效果增大,壁温降低。

4.3 冷却效果计算结果与分析

根据计算的壁温值对各方案不同吹风比条件下的综合冷却效果进行计算,计算结果见图11。从图中可以看出:①在与气膜孔出口距离相同的位置,冷却效果随着吹风比的增大而增大,且这一变化规律不随冲击点位置和冲击间距的不同而变化。②在气膜冷却的起始位置,冷却效果较高。随着与气膜孔出口距离的逐渐增大,冷却效果先减小后逐渐加大,在冲击孔位置附近冷却效果达到最大值。在冲击驻点区域后(图中冲击孔右侧区域),由于冲击气流在冲击壁面后继续向前流动(与主流流动方向相同),气流仍能继续对壁面进行对流冷却,因此壁温升高较慢,冷却效果的变化平缓。③冷却效果较好,当吹风比 $M>0.6$ 时,各方案的冷却效果均大于0.7。

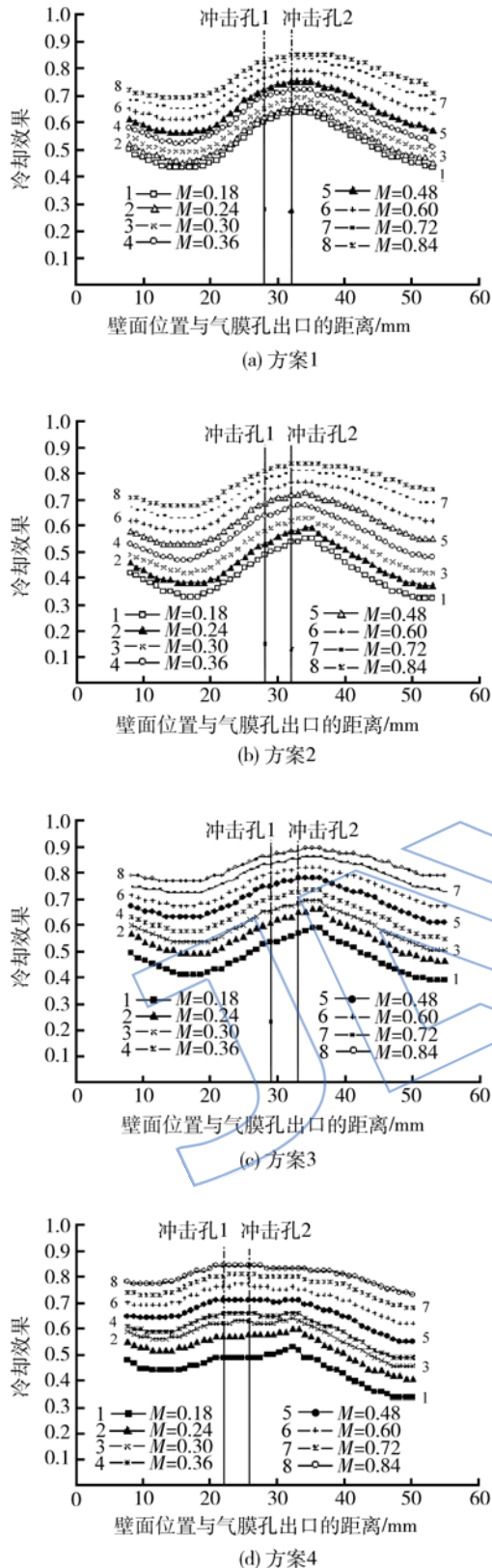


图 11 冷却效果分布图(方案 1~4)

Fig. 11 Distribution of cooling effect (scheme 1~4)

在不同吹风比条件下,对各方案综合冷却效果的平均值进行对比,结果见图 12. 从图中可以看出:当吹风比 $M < 0.4$ 时,方案 1 的冷却效果最

好,方案 3 和方案 4 的冷却效果相差很小,方案 2 和方案 5 之间无明显规律. 当吹风比 $M > 0.4$ 时,各方案冷却效果的排序呈现出较强的规律性分布,方案 5 的冷却效果最好,方案 2 的冷却效果最差.

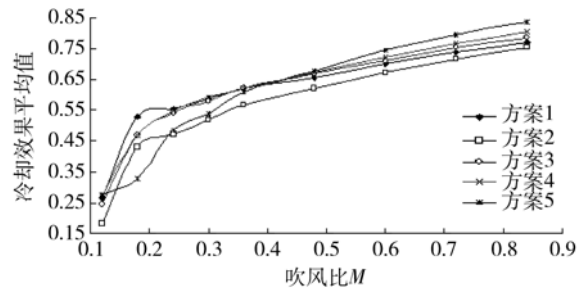


图 12 各方案冷却效果平均值的比较

Fig. 12 Comparison of the average results of cooling effect

5 结 论

本文采用 Fluent 6.3 软件对冲击+同向对流+气膜冷却进行了流固耦合传热计算,得到了不同吹风比条件下的壁温和冷却效果分布规律,并将计算结果与试验结果进行了对比,主要结论如下:

1) 计算结果与试验结果的分布趋势大致相同,最大相对误差为 3.6%. 两者吻合较好,表明采用流固耦合的计算方法对冲击+同向对流+气膜冷却进行壁温计算是可行的.

2) 冲击+同向对流+气膜冷却壁温分布均匀,冷却效果较好. 当吹风比 $M > 0.6$ 时,各方案的冷却效果均大于 0.7.

参考文献:

- [1] Meller A M. Design of modern turbine combustor[M]. New York: Academic Press Inc., 1990.
 - [2] Lefebvre A H. Gas turbine combustion[M]. New York: Hemisphere Publishing Corporation, 1983.
 - [3] 刘高恩, 吴文东. 高效节能发动机文集(第四分册)[M]. 北京: 航空工业出版社, 1991.
 - [4] Harris M M, Marsh D N, Vos E A. Flex cycle combustor development and demonstration[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1994, 116(3): 534-541.
 - [5] 金捷, 马继华, 金如山. 燃烧室室壁冲击/气膜复合冷却壁温分布研究(一)实验部分[J]. 推进技术, 1994, 15(1): 14-17.
- JIN Jie, MA Jihua, JIN Rushan. Studies on the distribution of wall temperature of impingement and film cooling of combustion chambers (1) experimentally[J]. Journal of Propulsion Technology, 1994, 15(1): 14-17. (in Chinese)

- [6] 金捷,马继华,金如山. 燃烧室室壁冲击/气膜复合冷却壁温分布研究(二)理论部分[J]. 推进技术,1994,15(2):34-40.
- JIN Jie, MA Jihua, JIN Rushan. Studies on the distribution of wall temperature of impingement and film cooling of combustion chambers (2) theoretically[J]. Journal of Propulsion Technology, 1994, 15(2): 34-40. (in Chinese)
- [7] 俞伯良,李继保. 单、双层壁火焰筒壁面冷却效果比较试验研究[J]. 燃气涡轮与试验研究,1999,12(2):14-17.
- YU Boliang, LI Jibao. The experimental study of cooling effectiveness of single/double wall flame tube [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1999, 12(2): 14-17. (in Chinese)
- [8] 宋双文,杨卫华,胡好生,等. 冲击+逆向对流+气膜冷却传热特性的研究[J]. 航空动力学报,2007,22(9):1417-1422.
- SONG Shuangwen, YANG Weihua, HU Haosheng, et al. Experimental study of the heat transfer characteristics of combined cooling of impingement + reversed convection + film[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(9): 1417-1422. (in Chinese)
- [9] Wieting A R, Dechaumphai P, Bey K S, et al. Application of integrated fluid-thermal-structural analysis methods[R]. NASA-TM-100625, 1988.
- [10] Thornton E A. Coupled flow thermal and structural analysis of aerodynamically heated panels[J]. Journal of Aircraft, 1988, 25(11): 1052-1059.
- [11] 陶文铨. 数值传热学[M]. 2版. 西安:西安交通大学出版社,2001.
- [12] 李彬,吉洪湖,江义军. 燃烧室壁冲击-逆向对流-气膜冷却特性的数值研究[J]. 航空动力学报,2007,22(3):365-369.
- LI Bin, JI Honghu, JIANG Yijun. Numerical simulation for impingement-counterflow convection-film cooling of a combustion wall[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3): 365-369. (in Chinese)
- [13] 全栋梁,刘松龄,李江海,等. 层板冷却特性的实验与数值模拟研究[J]. 推进技术,2004,25(2):134-138.
- QUAN Dongliang, LIU Songling, LI Jianghai, et al. Experimental and numerical investigation of the cooling characteristics in a laminate porous plate[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(2): 134-138. (in Chinese)