

文章编号: 1000-8055(2007)03-0365-05

燃烧室壁冲击-逆向对流-气膜冷却特性的数值研究

李 彬^{1,2}, 吉洪湖¹, 江义军², 李 锋²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 采用 FLUENT 软件对冲击-逆向对流-气膜冷却结构进行了流固耦合计算, 得到了对流通道和气膜形成区流场、流体温度场以及固壁温度场分布, 分析了该冷却结构内部复杂的流动和换热情况. 计算研究目的是摸索一种火焰筒壁温的计算方法, 以较好地获得火焰筒壁温分布. 计算结果和试验结果进行了对比, 两者有较好的吻合性. 分析表明采用流固耦合计算获取冲击-逆向对流-气膜冷却结构的壁温分布是可行的.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 冷却; 流固耦合; 热传导; 数值仿真

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Numerical simulation for impingement-counterflow convection-film cooling of a combustor wall

LI Bin^{1,2}, JI Hong-hu¹, JIANG Yi-jun², LI Feng²

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics, Nanjing 210016, China;

2. China Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: Fluid/solid conjugated heat transfer numerical simulation was conducted to study impingement-counterflow convection-film cooling by using the commercial codes FLU-ENT. The flow fields of convection passage and film forming region, and temperature distributions of fluid and solid wall were obtained and analyzed. The numerical study aims at obtaining a calculation method of flame tube wall temperature. The numerical results showed that the agreement with the experimental data was fairly good. Analyses indicated the fluid/solid conjugated heat transfer numerical simulation is a feasible way to obtain the wall temperature of impingement-counterflow convection-film cooling.

Key words: aerospace propulsion system; cooling; fluid/solid conjugation; heat transfer; numerical simulation

现代高温升燃烧室进口压力、进口温度、燃气温升和容热强度逐渐提高, 对火焰筒壁面冷却提出了很高的要求, 国内外均对多种燃烧室火焰筒复合冷却方式进行了研究^[1,2], 冲击-逆向对流-气

膜冷却方式即是其中的一种. 由于冲击-逆向对流-气膜冷却方式将冲击强制冷却、夹层对流冷却、气膜冷却这 3 种冷却方式组合在一起, 具有比燃烧室常用的纯气膜冷却方式需要的冷却气量

收稿日期: 2006-02-20; 修订日期: 2006-10-27

作者简介: 李彬(1968), 男, 四川乐山人, 中国燃气涡轮研究院高级工程师, 南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 主要从事航空发动机燃烧室设计的研究.

少、冷却效率高的优点,所以在高性能航空发动机燃烧室研制中进行了广泛研究并进入实际应用阶段.该冷却结构内部的流动和换热情况复杂,对其冷却效果已进行了不少试验和计算研究工作.但由于问题的复杂性,多数计算研究是将壁面与流体的对流和辐射换热作为边界条件,仅计算了固体壁的导热方程.随着 CFD 及其相关技术的不断发展,使得进行有冷、热流耦合作用的火焰筒壁温分析成为可能.文献[3]较详细地介绍了流固耦合传热问题的求解方法.文献[4,5]应用商用软件 FLUENT 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,并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.本文针对一种典型的冲击-逆向对流-气膜冷却结构,采用 FLUENT 软件进行了流固耦合传热计算,获取了传热模拟试验条件下该冷却结构的流体域流场和温度场,固体域温度场,并与传热模拟试验结果进行了对比分析,同时计算了在燃烧室真正工作状态下该结构的流场和温度场.

1 计算对象结构和实体模型

冲击-逆向对流-气膜冷却结构由冲击壁、气膜壁、气膜缝槽等组成.其结构示意图如图 1.

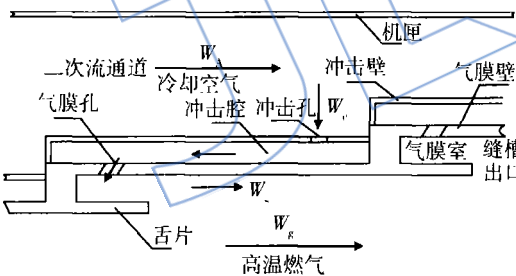


图 1 冲击-逆向对流-气膜冷却结构示意图

Fig. 1 Impingement counterflow convection film cooling configuration

冷却空气从冲击壁的冲击孔进入夹层换热通道,首先强制冲击冷却气膜壁的最高壁温区,然后逆向向前流动,通过气膜壁的气膜孔冲击气膜缝槽舌片后,在气膜壁热边形成顺流气膜.本文计算对象的冲击壁和气膜壁厚度比 0.4,冲击孔与气膜孔的孔径比为 1.18,孔数比为 2.0,冲击高度冲击孔径之比为 1.5,气膜缝槽高度与气膜孔径之比为 1.47,缝槽长度与气膜孔径之比为 2.92.考虑到结构的周向均布性以及为减少计算规模和时间,只截取展向(沿孔排列方向)含有 4 个冲击孔

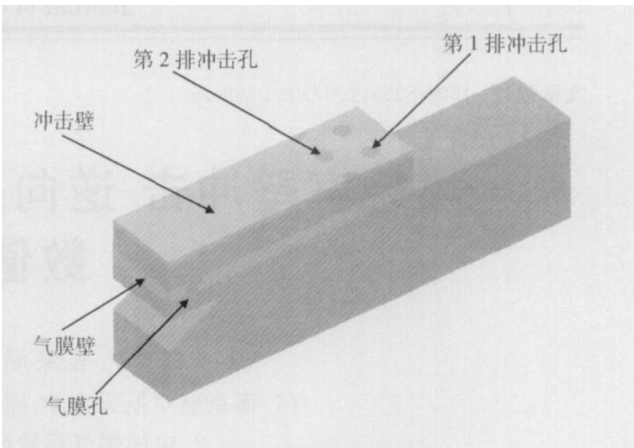


图 2 计算实体模型

Fig. 2 3D parameter entity model

的区域进行实体建模.采用 CAD 软件 Unigraphics Solutions 建立的计算实体模型见图 2.计算域包括了冷却结构内部通道和热燃气通道的流体部分和冲击壁以及气膜壁的固体部分.

2 计算方法与计算状态

2.1 模型网格划分和边界定义

采用网格生成和边界定义软件 Gambit 对实体模型进行了三维网格划分和边界定义,网格图见图 3.网格采用非结构化划分,在近壁面处网格加密,网格总数约为 1×10^6 .冷却流和热燃气流的进口均定义为质量流量控制边界条件;出口适当延长计算域,采用质量出口边界条件;计算域的冲击壁的外壁定义为等温边界条件,其余流体通道壁面均定义为无滑移及无渗透物面条件,两侧面均定义为对称边界条件.最后将生成的网格数据输入 CFD 软件 FLUENT 进行流场和温度场的计算.

2.2 计算模型和求解器

FLUENT 软件对于流固耦合计算采用的是整场离散、整场求解的耦合方法^[3,6],即对求解三维雷诺平均守恒型 Navier-Stokes 方程,在流体域和固体域均采用统一的控制方程,不同区域的区别仅在广义扩散系数和广义源项的不同,流固耦合界面成了计算域的内部.在计算中将流体定义为理想流体,固体材料为 GH140,密度为 8090 kg/m^3 ,比热容为 $560 \text{ J/(kg} \cdot \text{K)}$,导热系数为 $15 \text{ W/(m} \cdot \text{K)}$,湍流模型选用标准的 $k-\epsilon$ 模型,壁面附近采用壁面函数进行处理,辐射模型采用 P1 模型.求解器为 FLUENT 分离隐式稳态求解器,速度和压力的耦合采用 SIMPLE 算法处理,各计算参数的离散均采用一阶精度的迎风格式.压力修正方程、连

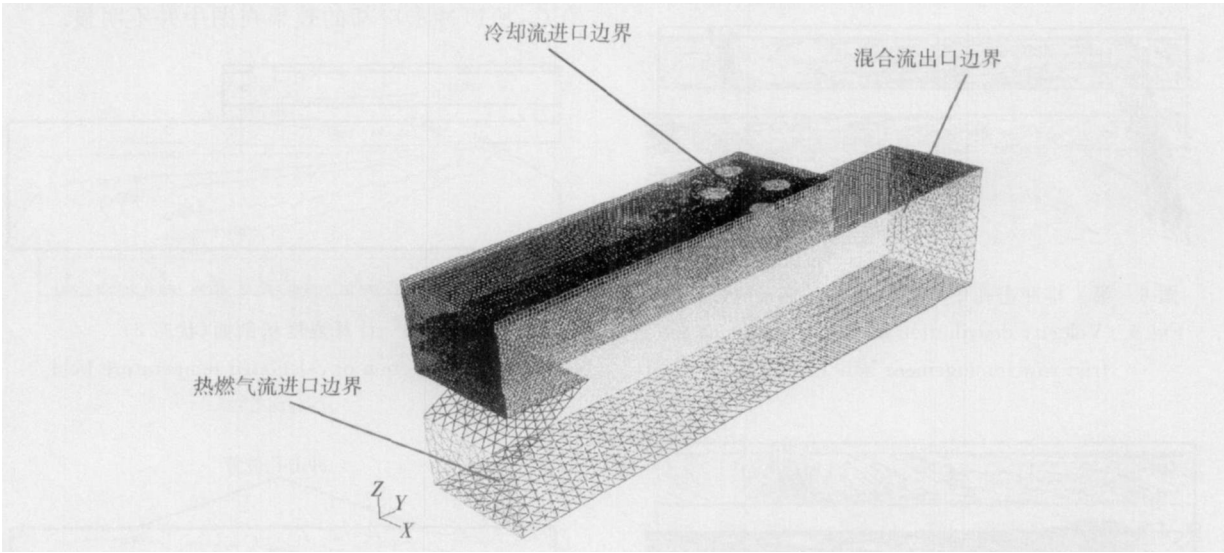


图 3 计算网格划分
Fig. 3 Calculation mesh partition

续方程、动量方程、 $k-\varepsilon$ 方程均进行亚松驰以使控制方程组尽快收敛.

2.3 计算状态

本文对计算对象在 2 种状态的流场和温度场进行了数值模拟计算, 表 1 给出了各计算状态的进口气动参数. 状态 1 对应为传热模拟试验的工况, 状态 2 对应燃烧室真正的工作状态.

表 1 计算状态的气动参数

Table 1 Aerodynamic parameter of calculating states	状态 1	状态 2
热燃气流总压/ Pa	1.0	20.0
热燃气流质量流量/ 10^{-3} (kg/s)	2	14.6
热燃气流总温/ K	770	2040.0
冷却流总压/ Pa	1.04	20.8
冷却流质量流量/ 10^{-3} (kg/s)	0.8	5.761
冷却流总温/ K	288	800
冷热流温比(T_c/T_g)	0.374	0.392
冷热流流量比(m_c/m_g)	0.4	0.395

3 计算结果与分析

3.1 速度场

图 4 和图 5 是状态 1 冲击孔中心截面(流向)的速度场分布图. 从速度场分布图中可看到, 在气膜孔处射流速度最高, 在冲击孔处也有较高的气流速度, 冲击孔区域和气膜缝槽处都有气流强烈

的冲击和反卷, 这使得对流换热得到强化. 气膜缝槽内回流驻涡的存在, 使得气膜出口的速度变得不均匀, 在气膜孔之间的气膜速度较大, 这会使冷却气膜的保护效果变得不均匀. 第 1 排冲击孔射流垂直冲击壁面, 而第 2 排冲击孔射流由于第 1 排冲击孔产生的横流影响, 变得向下游偏斜了, 这使得第 2 排冲击孔射流的冲击换热效果会有所减弱, 被冲击冷却的区域也向前移动了.

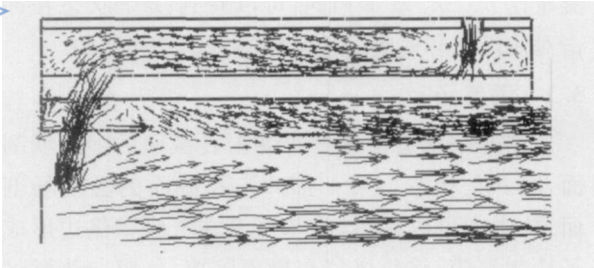


图 4 第 1 排冲击孔中心截面的速度分布(状态 1)
Fig. 4 Velocity distribution in center section of the first row impingement hole (state 1)

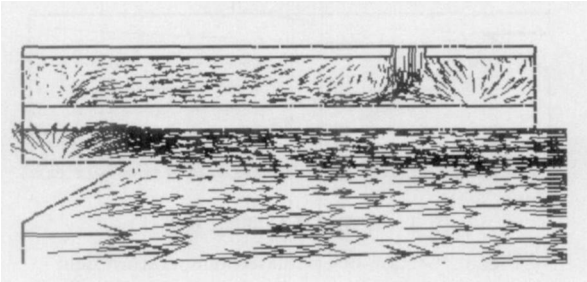


图 5 第 2 排冲击孔中心截面的速度分布(状态 1)
Fig. 5 Velocity distribution in center section of the second row impingement hole (state 1)

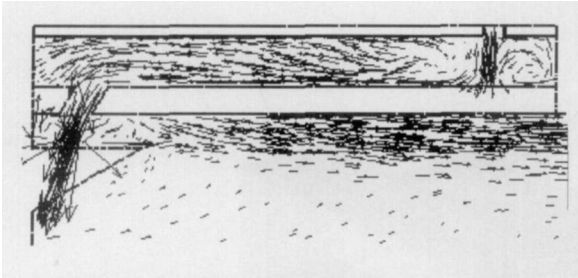


图 6 第 1 排冲击孔中心截面的速度分布(状态 2)
Fig. 6 Velocity distribution in center section of the first row impingement hole (state 2)

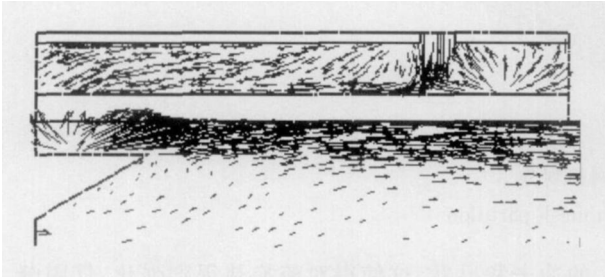


图 7 第 2 排冲击孔中心截面的速度分布(状态 2)
Fig. 7 Velocity distribution in center section of the second row impingement hole (state 2)

图 6 和图 7 分别为状态 2 冲击孔截面的速度场分布图。由于 2 个状态的冷热流的雷诺数均大于 5×10^4 ，处于自模区，同时冷热流的温比 T_c/T_g 和流量比 m_c/m_g 基本相同，可以看到：2 个状态在冲击对流区域和气膜缝槽区域的流动是相似的。

3.2 温度场

图 8 是状态 1 第 2 排冲击孔截面的温度场剖面，图 9 是状态 2 第 1 排冲击孔截面的温度场剖面。从图中可以看出，冷却气流在气膜壁热边形成了冷却气膜，将热燃气与壁面隔离，气膜与热燃气不断掺混而逐渐升温。

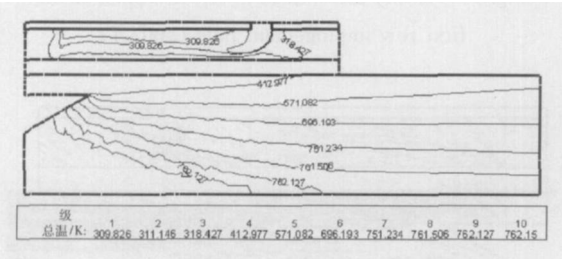


图 8 计算温度场剖面(状态 1)
Fig. 8 Section of calculated temperature field (state 1)

图 10 是状态 1 第 1 排冲击孔截面的气膜壁温展向的分布。由于状态 1 工况较低，对流换热热量较小，冷热边的壁温差计算值仅相差 $2\text{ }^{\circ}\text{C}$ ~

$3\text{ }^{\circ}\text{C}$ ，所以冲击冷却的效果在图中并不明显。

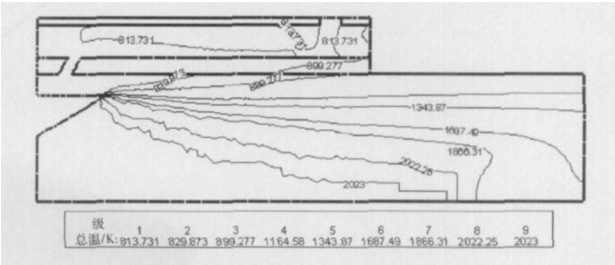


图 9 计算温度场剖面(状态 2)
Fig. 9 Section of calculated temperature field (state 2)

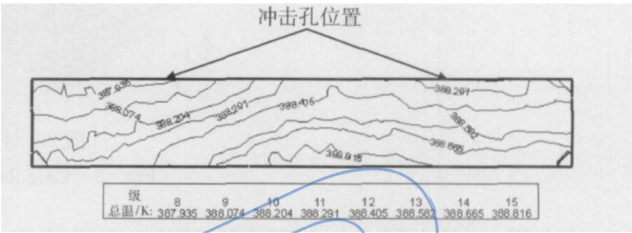


图 10 气膜壁温分布剖面(状态 1, 展向)
Fig. 10 Section of filming wall temperature field (state 1, expanding direction)

图 11 是状态 2 第 1 排冲击孔截面的气膜壁温展向的分布。从图中可看到：在气膜壁冷边被冲击冷却的区域，因为冲击射流强制换热作用，在冲击驻点附近形成了明显的温度“凹坑”。

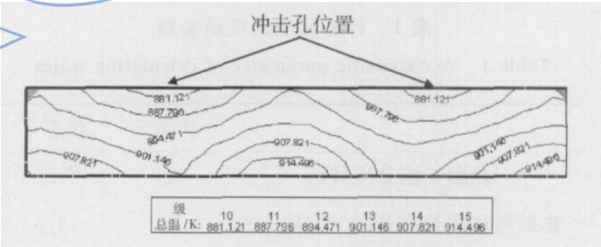


图 11 气膜壁温分布剖面(状态 2, 展向)
Fig. 11 Section of filming wall temperature field (state 2, expanding direction)

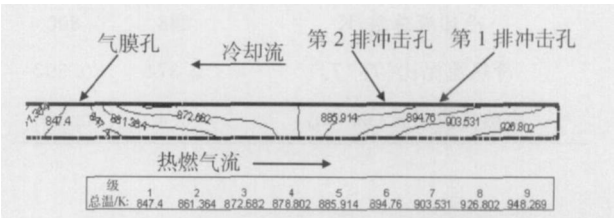


图 12 气膜壁温分布剖面(状态 2, 流向)
Fig. 12 Section of filming wall temperature field (state 2, stream direction)

图 12 是状态 2 第 2 排冲击孔截面的气膜壁温流向的分布。从图中可看到：气膜壁气膜孔处换热比较强烈，因此附近区域壁温相对较低。沿热

燃气流流动方向, 气膜壁壁温逐渐升高, 冷热边的壁温差也逐渐增大. 在气膜壁的中部有一个低温区域, 这是由计算域内第 2 排冲击孔中间的一个孔冲击形成的; 该区域不是在冲击孔的正下方, 其原因是第 1 排冲击孔形成的横流将第 2 排冲击射流吹斜了, 冲击换热效果体现在第 2 排冲击孔的下游(沿冷却流流向).

3.3 壁温计算和试验结果的对比

对所计算的典型冷却结构进行了传热模拟试验, 试验工况与状态 1 一致. 试验时在气膜壁的冷

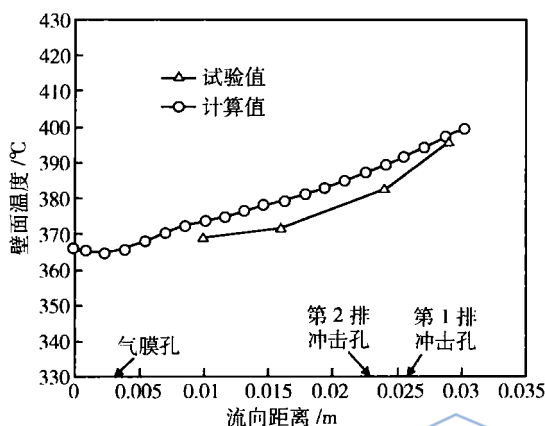


图 13 气膜壁冷边壁温分布(状态 1)

Fig. 13 Wall temperature distribution on cooling side of filming wall (state 1)

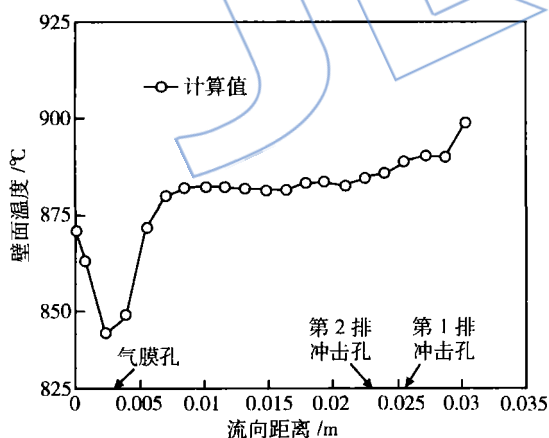


图 14 气膜壁冷边壁温分布(状态 2)

Fig. 14 Wall temperature distribution on cooling side of filming wall (state 2)

边埋设了壁温电偶. 图 13 和图 14 分别为 2 个状态的气膜壁冷边温度分布曲线. 各点的温度值为展向平均值. 其中图 13 给出了与试验值的对比, 壁温分布趋势一致, 计算结果比试验结果要高出 $5^{\circ}\text{C}\sim 7^{\circ}\text{C}$. 状态 2 的计算结果也与采用常规的传热工程计算方法所计算的结果趋势相似, 数值相当.

4 结 论

通过对冲击 逆向对流 气膜冷却特性的数值模拟, 可以得出以下结论:

(1) 流固耦合传热计算能细致考虑冷却结构复杂的冷、热流流动和导热、对流换热以及辐射换热之间的耦合作用, 与常规的火焰筒冷却结构的传热工程计算方法相比有很多优点.

(2) 气膜壁温度沿主流方向逐渐升高, 冷热边壁温差逐渐增大. 气膜孔处冷却气流速度最高, 壁面不与热燃气流接触, 壁温最低. 在气膜壁冷边受冲击冷却区域, 由于对流换热比较强烈, 壁温升高不多.

(3) 计算结果与试验结果有较好的吻合性. 目前采用 CFD 软件 FLUENT 进行流固耦合计算是初步的探索, 对计算模型的分网, 边界定义, 以及紊流、辐射模型的选取均需要深入研究.

参考文献:

- [1] Lefebvre A H. Gas turbine combustion [M]. New York: Hemisphere Publishing Corporation, 1983.
- [2] 侯晓春, 季鹤鸣, 刘庆国, 等. 高性能航空燃气轮机燃烧技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2002
- [3] 陶文铨. 数值传热学 [M]. 第 2 版. 西安: 西安交通大学出版社, 2001.
- [4] 全栋梁. 层板冷却特性的研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2003
- [5] 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
QU AN 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
- [6] Anon. FLUENT user's guide [M]. Lebanon, NH: Flunet Inc., 1999