

文章编号:1000-8055(2022)08-1597-10

doi:10.13224/j.cnki.jasp.20210529

涡轮机匣热辐射-对流耦合换热特性数值 计算与实验测试

陈 皓¹, 李嘉伟², 史 航², 汪 彤², 宋方舟², 王天壹², 刘向雷²

(1. 中国航空发动机集团有限公司 沈阳发动机研究所, 沈阳 110015;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 开展了整环机匣的热辐射-对流耦合计算, 获得了综合传热系数拟合关系式, 并进行了实验测试验证。研究发现: 封闭腔内, 热辐射的存在大幅强化了壁面换热, 辐射热流占总换热量比值可达 90% 以上。在 3 层机匣结构中, 当发射率在 0.3~0.8 变化时, 机匣沿径向方向上的温度梯度减小, 主流区域的对流换热得到加强, 半封闭区域对流强度降低。发射率为 0.8 时, 外机匣流体侧壁面的辐射热流占总换热量的 33.3%。

关 键 词: 涡轮机匣; 机匣实验; 自然对流; 流固耦合; 辐射换热

中图分类号: V231.1; TJ203.2

文献标志码: A

Numerical calculation and experimental test of heat radiation- convection coupling heat transfer characteristics of turbine casing

CHEN Hao¹, LI Jiawei², SHI Hang², WANG Tong²,
SONG Fangzhou², WANG Tianyi², LIU Xianglei²

(1. Shenyang Engine Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China;

2. College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: The heat radiation-convection coupling calculation of the entire ring casing was carried out, the comprehensive heat transfer coefficient fitting relationship was obtained, and the experimental test was verified. The study found that the existence of heat radiation in the enclosed cavity greatly strengthened the wall heat transfer. The ratio of radiant heat flow to the total heat transfer can reach more than 90%. In the three-layer receiver structure, when the emissivity changed from 0.3 to 0.8, the temperature gradient in the radial direction of the receiver decreased, the convective heat transfer in the mainstream area was strengthened, and the convective intensity in the semi-enclosed area decreased. When the emissivity was 0.8, the radiant heat

收稿日期: 2021-09-22

基金项目: 国家科技重大专项(2017-III-0010-0036)

作者简介: 陈皓(1988—), 男, 工程师, 主要从事航空发动机热分析的研究。

通信作者: 刘向雷(1989—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事航空航天器热推进与热管理以及先进储能技术的研究。

E-mail: xliu@nuaa.edu.cn

引用格式: 陈皓, 李嘉伟, 史航, 等. 涡轮机匣热辐射-对流耦合换热特性数值计算与实验测试[J]. 航空动力学报, 2022, 37(8): 1597-1606. CHEN Hao, LI Jiawei, SHI Hang, et al. Numerical calculation and experimental test of heat radiation-convection coupling heat transfer characteristics of turbine casing[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(8): 1597-1606.

flow on the fluid sidewall of the outer casing accounted for 33.3% of the total heat transfer.

Key words: turbine casing; casing experiment; natural convection; fluid-solid coupling; radiation heat transfer

涡轮机匣作为发动机的重要承力构件,承担了多种机械载荷和热载荷,并对涡轮叶尖间隙起到控制作用^[1-2]。发动机工作温度升高后,机匣膨胀相对于转子盘更为剧烈,需要对机匣进行冷却。随着涡轮进口燃气温度的日益提高,机匣的冷却要求也相应提高。对机匣进行更为准确的传热分析,有助于优化机匣设计,提高发动机性能^[3]。

机匣内部为复杂多孔相连的结构,主要的冷却方式是射流冲击冷却^[4]。众多学者围绕射流冲击开展了相关研究,给出了冲击距离^[5-7]、冲击角度^[8]、射流孔形状^[9]、孔间距^[10]、靶向面形状^[11-12]等因素对壁面换热的影响,这为机匣孔道的设计提供了一定帮助。通过对机匣的仿真计算发现:机匣壁面在射流冲击点附近会形成环形低温区,气流速度增大使得壁面温度降低^[13-14]。随着涡轮进口气体温度升高,辐射在高温下对壁面温度分布的影响不可忽略^[15]。Mao等^[16]发现在靶向面温度大于400 K后,壁面的辐射热效应对来流的温度分布造成影响,抑制平均热流分布的不均匀性。在机匣工作时,壁面温度可以达到1 000 K以上,辐射作用愈发明显,会影响到壁面的对流换热。然而,目前大多数有关机匣的仿真未考虑辐射对换热的影响因此在机匣中的仿真中,为了对其内部温度场和换热情况进行更为准确的模拟,应包含辐射进行计算。

辐射对壁面温度的影响会随着对流强度的减弱而增强。在机匣内部存在近似封闭的腔体,其壁面主要依靠辐射和自然对流进行换热,并且辐射在这些区域起到主导作用^[17-18]。对于这种自然对流和辐射耦合的问题,有相关研究对二维模型进行了数值计算,给出了瑞利数和努塞尔数之间的表达式^[19-20]。为研究机匣中近似封闭的腔体内部的换热情况,需对整环机匣结构进行仿真,才能观察到重力作用下的自然对流。目前国内对整环的机匣实验开展较少,开展整环机匣实验,对数值计算的验证和机匣设计经验积累都有所帮助。

本文针对某型发动机的简化模型进行了热辐射-对流耦合计算的研究,并开展了实验测试验证。分析了辐射在强迫对流区域和自然对流区域对壁面换热能力的影响,得到了不同发射率下机

匣壁面的温度分布情况,并给出了用于计算辐射热流占比的关系式,为机匣内部的换热研究提供了一种思路。

1 机匣模型

模型为多层多孔结构,各个孔沿周向均匀分布。该模型是对实际高低压涡轮机匣简化而来,简化方式为去除一些凸起和倒圆倒角^[21],并尽量忽略气膜孔板结构,保留涡轮外环固定环结构。在进口和出口处,为了简化连接气路,安装了集气腔。实验的模型轴向截面图如图1所示,并标注了孔道和靶向面的名称以及部分尺寸,机匣沿轴向长约为226 mm。各个孔的尺寸在表1给出,其中孔D为矩形孔。

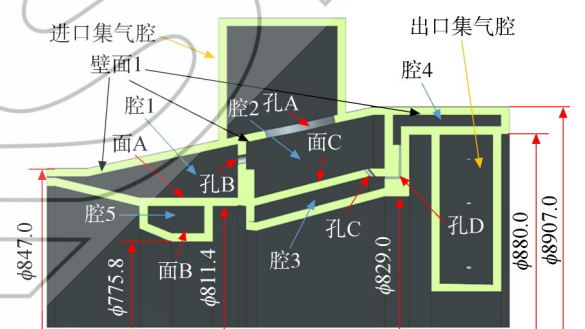


图1 机匣模型轴向截面图(单位:mm)
Fig.1 Axial section diagram of casing model (unit:mm)

表1 机匣内部通孔尺寸		
Table 1 Through hole size inside the casing		
孔道名称	尺寸/mm	个数
孔 A	34(直径)	10
孔 B	4(直径)	20
孔 C	2(直径)	20
孔 D	7×1(长×宽)	20

实验件的装配简图如图2所示,进口段包含1个气体分流管路以及5个用于流量控制的阀门,与实验件主体段通过波纹管连接。出口段包含1个气体分流管路以及1个用于腔内憋压的阀门,可以通过调节该阀门来控制实验件内部的压力以及流量。

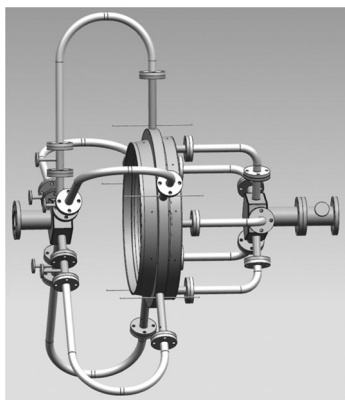
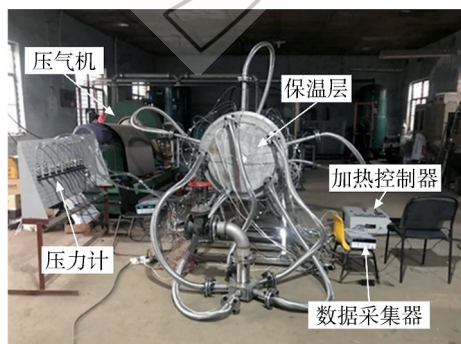
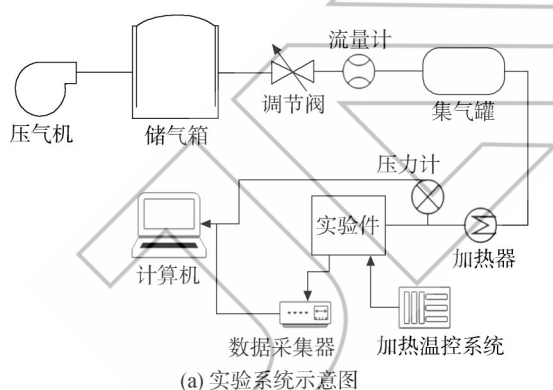


图2 实验件管路连接示意图

Fig.2 Schematic diagram of pipeline connection of experiment piece

2 实验系统

实验系统主要由涡轮机匣实验件、温控系统、供气系统、数据采集系统组成。图3(a)给出了实验系统图,离心式压气机的空气先进入储气箱,在满足压力和质量流量(简称流量)要求后通入机匣模型,实验过程中通过压力采集系统和温控系统对流量和温度进行调控。图3(b)是装置连接完成图。



(b) 实验装置连接完成图

图3 实验系统及装置

Fig.3 Experimental system and equipment

电阻丝缠绕在涡轮固定环壁面进行加热,内层表面涂有绝缘耐热胶。电阻丝上套有陶瓷管,以防止电阻丝与实验件直接接触,造成导电和短路。电阻丝通电后产生的热量传递到机匣加热壁面,从而模拟涡轮机匣热表面的工作环境。机匣表面的温控系统由配电箱、加热电阻丝、继电器、电源、控温热电偶、温度采集器、温度控制模块等组成,其控温的逻辑如图4所示。通过热电偶(求平均值)和温度采集器将发动机机匣表面的温度反馈到计算机,在温控软件上操作温度控制模块,调节继电器的占空比,从而对电阻丝的通电进行控制,以达到发动机机匣表面温度达到额定预设温度的目的。

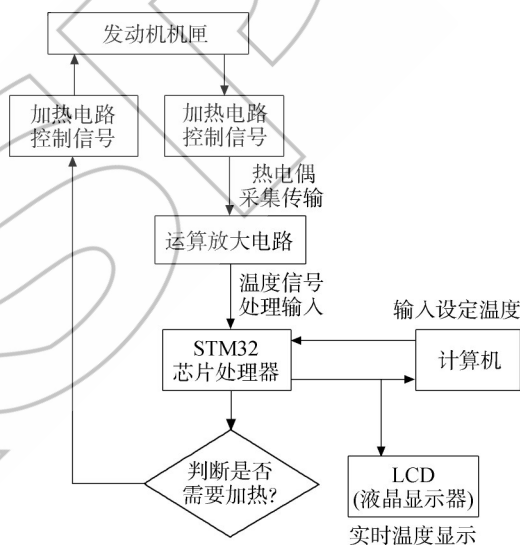
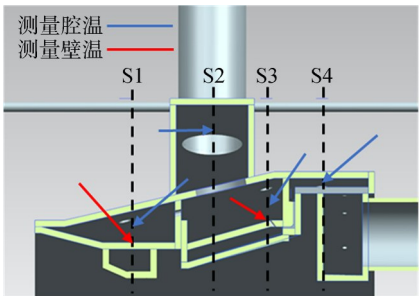


图4 温度控制系统逻辑图

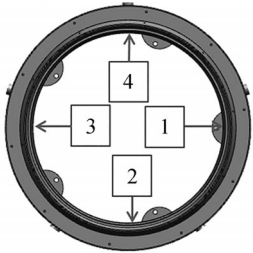
Fig.4 Logic diagram of temperature control system

涡轮机匣实验件测温点具体位置及代号如图5所示。图5(a)中黑色虚线S1~S4表示了热电偶所在横向截面的大致位置,一个截面上沿周向均匀布置了10个热电偶,用来测量腔温或壁温。图5(b)的热电偶用于测量加热壁面的温度,图5(c)中的热电偶测量各个进口的气体温度。热电偶的测量准确性受测点、插入深度、响应时间、热辐射的影响,在实验中已经保证在足够的响应时间,加上遮热罩避免辐射影响^[22]。

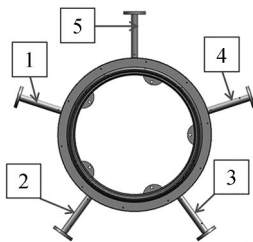
在实验过程中,由于要对加热腔进行石棉包裹保温,但是无法做到真空,因此加热腔的空气由于自然对流,会出现上热下冷的现象,导致加热壁面沿周向并不是相等的。因此表2中的内壁加热温度指的是按照加热面温度的设定值,实验时保证加热壁面平均温度接近设定值,每组工况达到稳



(a) 机匣内热电偶位置及所在截面编号



(b) 加热腔内热电偶位置及编号



(c) 进气管热电偶位置及编号

图 5 热电偶位置说明图

Fig.5 Thermocouple position description diagram

表 2 实验测量工况

Table 2 Experimental measurement condition

工况编号	进口流量/ (kg/s)	内壁面加热 温度/K	进口平均 温度/K
1	0.07	600	285.7
2	0.07	700	287.4
3	0.1	600	285.6
4	0.1	700	287.8

态后记录数据。

实验中测量温度的误差主要来自于热电偶热端电动势的产生和数据采集系统对电动势的处理显示上。实验中 K 型铠装热电偶为二级精度,允许误差为 $\pm 2.5\text{ K}$;数据采集系统的精度为 $\pm 1.0\text{ K}$ 。温度数据的不确定度采用 B 类评定,即认为测量值 x 服从于均匀分布,且 x 在 $(x-c, x+c)$ 区间的概率为 1(c 为测量值的误差),得到标准不

确定度 $u_x=c/\sqrt{3}$ 。机匣壁面温度和腔体温度测量的不确定度分量汇总如表 3 所示。其中 u_1 、 u_2 分别代表热电偶和数据采集系统的标准不确定度。

表 3 不确定度分量汇总表

Table 3 Summary of uncertainty components

不确定度	不确定度来源	不确定度评定方式	标准不确定度/K
标准	u_1	热电偶 B 类	$\frac{2.5}{\sqrt{3}}=1.44$
不确定度	u_2	数据采集系统 B 类	$\frac{1.0}{\sqrt{3}}=0.58$
合成不确定度			$\sqrt{u_1^2+u_2^2}=1.55$

3 结果分析

3.1 数值计算验证

3.1.1 求解模型及边界条件

为了进一步探究机匣内部流动传热的规律,利用 Fluent 软件作为数值计算软件,并用实验结果验证数值计算的准确性。计算的准确性主要受选取的数学模型和网格的影响。在计算湍流时,需要确定湍流模型。Realizable $k-\epsilon$ 模型对于旋转流动、强逆压力梯度的边界层流动、流动分离和二次流的计算有很好的表现,适用于机匣内的流动计算,选用它作为湍流模型^[23]。并选取了 DO(discrete ordinates)模型作为辐射模型,它适用于灰度在 0~1 的对流和辐射耦合计算^[24],并且对网格质量的要求相比于 S2S(surface-to-surface)模型要低。在计算时,考虑到实验模型材料为 304 号钢,且实验过程在 0~1 h 内,发射率设置为 0.45^[25]。

网格绘制过程中,考虑到固体域厚度较小,所以在固体域也生成了边界层,并对内部孔道进行加密处理,绘制了图 6 的网格。通过观测壁面的热流值来判断是否满足网格无关性。计算结果如图 7,在网格达到 1 023 万后即可认为满足无关性检验。

仿真进口边界条件为:流量进口,进口温度为 280 K。出口边界设置为:压力出口,出口背压为 101 325 Pa。仿真的壁面边界条件在图 8 中给出,机匣外表面受到实验环境影响,被空气对流冷却。实验件中被石棉包裹的部分设置绝热边界条件。加热壁面根据热电偶测量的数值进行 UDF(user

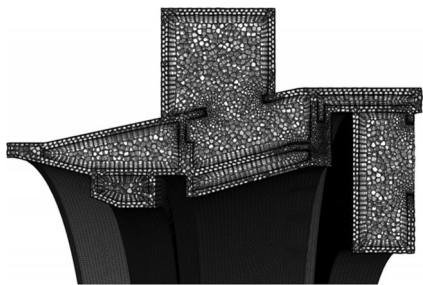


图 6 网格划分局部视图

Fig.6 Meshes local views

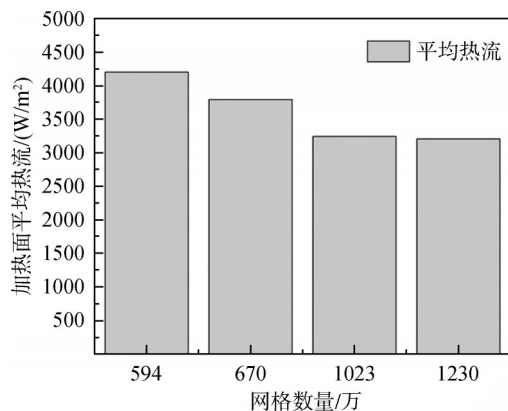


图 7 不同网格数量下加热面热流

Fig.7 Heat flow of heating surface under different mesh numbers

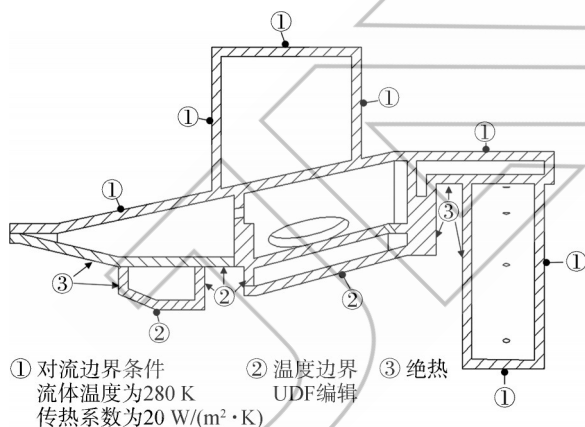


图 8 壁面边界条件说明

Fig.8 Illustration of wall boundary conditions

defined functions) 设置。计算采用的离散格式均为 2 阶。

3.1.2 结果对比

针对 4 个工况下,对模型进行了仿真。输出了主要位置的热电偶测点的温度,并与实验测得的温度做出了比较,图 9 是工况一的对比较结果。个别热电偶在实验中会受到气流影响导致偏离原来位置,导致与计算值相差较大,但是在同一测

量截面上,测量温度的平均值相差很小,可以在 15 K 以内,这也说明了本文的数值计算有一定的准确性。

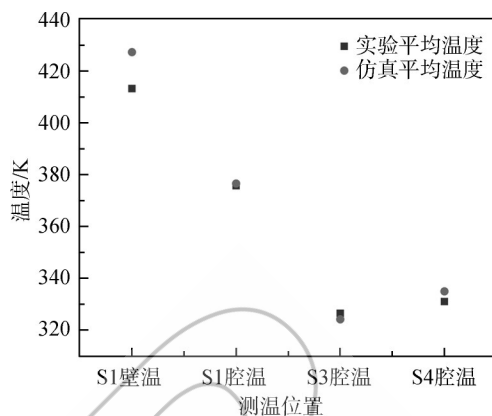


图 9 工况 1 实验与仿真温度对比图

Fig.9 Comparison diagram of experimental and simulated temperature in working condition 1

在验证计算模型的准确性后,考虑到发动机在实际工作时,随着工作时间的增加,机匣表面会不断被氧化,并且表面的发射率也会持续变化最后达到稳定。对不同发射率下的机匣模型进行仿真,探究发射率变化对耦合换热的影响是有必要的。利用傅里叶变换红外光谱仪在 2.5~16 μm 波长下对实际机匣内部的一种合金 GH188 进行发射率测量。在 1 273 K 温度下对合金进行高温热处理,随着热处理时间的增加,金属表面氧化层厚度有所增加,在图 9 中给出了 3 个处理时长的合金表面,可以观察到明显的颜色变化。测量不同热处理时间的合金单色发射率,部分测量结果呈现在图 10 中。在近似认为温度的改变不对单色发射率产生影响时,温度取 1 273 K 带入式(3)可求得该合金红外波段的平均发射率。结果发现:合金在未热处理时平均发射率为 0.28,最后在氧化 70 h 后基本稳定在了 0.72。由此,确定了实际机匣中,合金不断氧化后的发射率变化范围。因此本文在探究发射率变化对机匣传热的影响时,在发射率为 0.3~0.8 分别做了多组机匣仿真。

$$\epsilon_{\lambda} = \frac{E_{\lambda}}{E_{b\lambda}} \quad (1)$$

$$E_{b\lambda} = \frac{C_1 \lambda^{-5}}{e^{\frac{C_2}{\lambda T}} - 1} \quad (2)$$

$$\epsilon = \frac{E}{E_b} = \frac{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \epsilon_{\lambda} E_{b\lambda} d\lambda}{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} E_{b\lambda} d\lambda} \quad (3)$$

式中 λ 为波长(μm); ϵ_λ 为单色发射率; E_λ 为实际物体的单色辐射力($\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \mu\text{m})$); $E_{b\lambda}$ 为黑体单色辐射力($\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \mu\text{m})$); T 为温度(K);常数 $C_1 = 3.743 \times 10^8 (\text{W} \cdot \mu\text{m}^4/\text{m}^2)$;常数 $C_2 = 1.4387 \times 10^4 (\mu\text{m} \cdot \text{K})$; ϵ 为平均发射率; E 为实际物体的辐射力(W/m^2); E_b 为黑体的辐射力(W/m^2)。

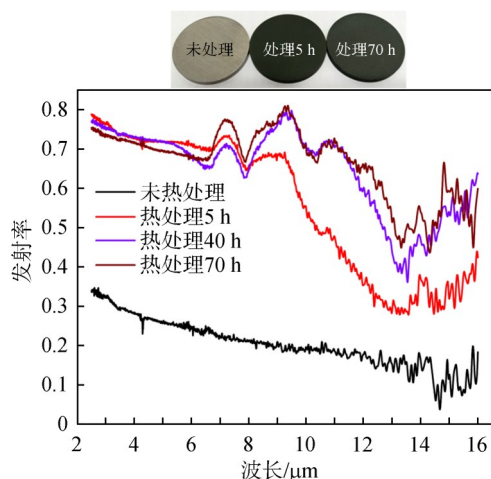


图 10 不同热处理时间下的合金单色发射率

Fig.10 Monochromatic emissivity of alloy at different heat treatment times

3.2 封闭及半封闭区换热分析

为了对比对流换热的强度,在强迫对流区对努塞尔数作出如下定义:

$$q_{\text{conv}} = h(T_w - T_{\text{ref}}) \quad (4)$$

$$Nu = \frac{hL}{k} \quad (5)$$

$$\overline{Nu} = \frac{1}{S} \int_0^S Nu dS \quad (6)$$

式中 Nu 为局部努塞尔数; $\overline{Nu}$ 为平均努塞尔数; q_{conv} 为对流热流密度(W/m^2); T_w 为壁面温度(K); T_{ref} 为参考温度(K):取计算壁面沿壁面法向方向扫过的流体域的平均温度作为参考温度; h 为平均表面传热系数($\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$); L 为特征长度(m):在射流区代表射流孔直径,在封闭腔内为环形壁面的径向长度; k 为静止流体的热导率($\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$); S 为积分区域的面积或长度。

机匣模型中存在着封闭区域腔5,当发射率从0提高到0.3时,辐射影响逐步增大,使得腔内壁面总热流提高了160%。发射率为0.3时,壁面的辐射热流占比90%,发射率0.8时,占比达到96%。图11为腔5的横向截面速度云图,自然对流的气体流速最大在10的负二次方数量级。线1和线2分别是腔5壁面上沿着径向方向的两条直

线,角度相差 90° ,位置投影在图11中有所体现。线2所处位置的气体流速大于线1附近流体一个数量级。图12给出了线1上的 Nu 随发射率 ϵ 的分布情况,发射率为0.3时,自然对流强度相比于无辐射时会明显降低,平均努塞尔数下降了47.5%。发射率从0.3变化到0.8时,自然对流逐步增强。图13给出了线2在不同发射率下,平均

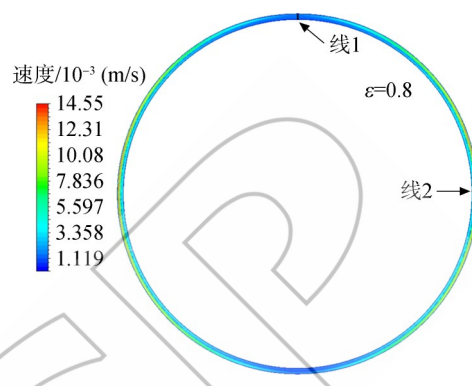


图 11 腔 5 横向截面速度云图

Fig.11 Velocity cloud of transverse section of cavity 5

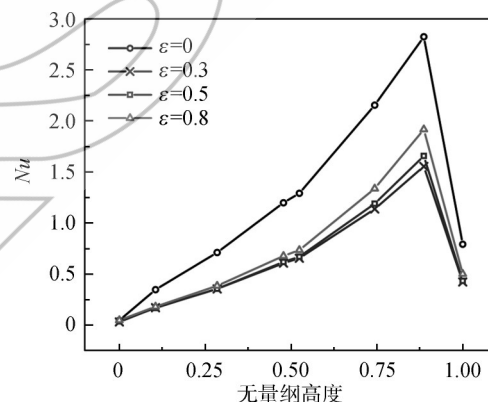


图 12 线 1 的局部努塞尔数分布

Fig.12 Local Nusselt number distribution of line 1

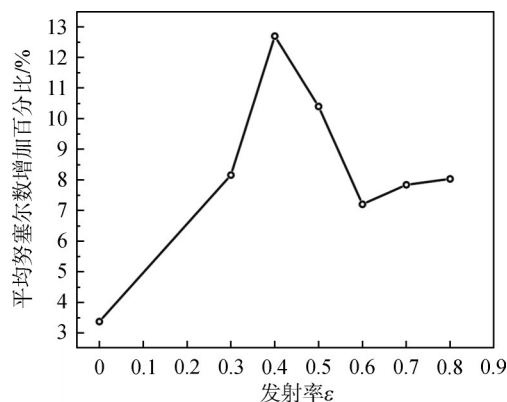


图 13 线 2 相比于线 1 的平均努塞尔数增加百分比

Fig.13 Percentage increase in the mean Nusselt number of line 2 compared to line 1

努塞尔数相比于线 1 增大的值。在发射率为 0.4 时增幅比较高, 可以达到 12.7%。这也说明了周向方向上, 环形封闭腔内自然对流强度的不均匀性, 但这种不均匀性反映在努塞尔数上的影响较小, 在工程上对于封闭腔体壁面的自然对流计算可以近似忽略位置变化的影响。

腔 1 只有单侧通孔是半封闭结构, 图 14 为机匣轴向截面的流线图, 可以看到腔 1 虽然有冷却气流入, 但气流在腔 1 内形成几个较大的旋涡, 旋涡中心速度较低, 导致该腔体被冷却效果差。为了对比发射率在半封闭区域和主流区域的流动影响, 选取了面 A 和面 C, 观察不同发射率下强迫对流和辐射的热流大小, 如图 15 所示。面 C 为一次冲击壁面, 进口冷流体直接冲击壁面带走热量, 所以对流作用起到换热的主导作用。当发射率增大时, 虽然总热流会增大, 但通过对流传递的热量却有所减少。这与面 A 正好相反, 面 A 为二次冲击壁面, 并且由于腔 1 的半封闭结构, 导致在二次冲击壁面上的换热由辐射主导, 辐射的传热量占比在发射率为 0.3 时就高达 75%, 当发射率从 0.3 增到 0.8 时, 辐射热流增加了 190%。通过对比两个腔体的主要换热方式, 也说明了在机匣的二次冲击壁面上, 由于气流冲击速度较低, 导致壁面换热受辐射影响较大。

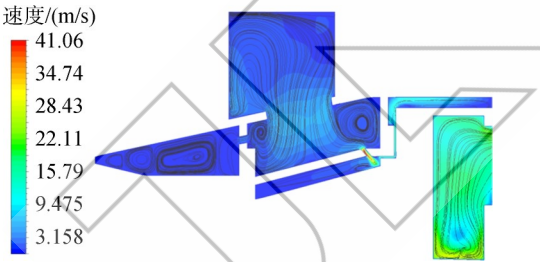
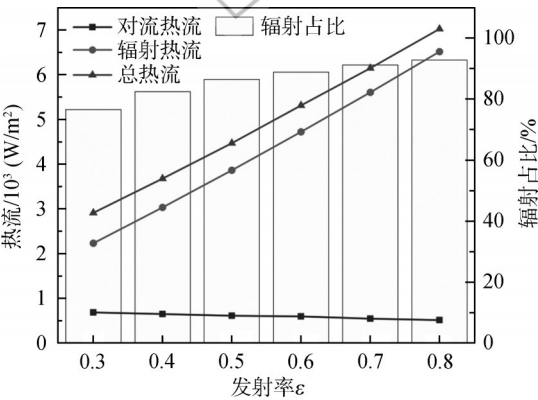
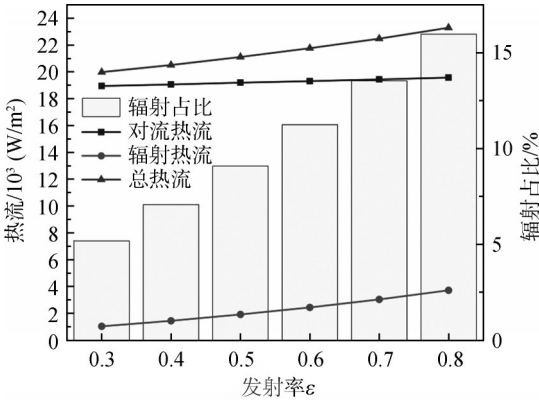


图 14 轴向截面流线图

Fig.14 Axial section flow line diagram



(a) 不同发射率下面A的热流



(b) 不同发射率下面C的热流

图 15 不同发射率下的靶向面热流

Fig.15 Heat flow of target surface at different emissivities

3.3 发射率对耦合传热的影响

改变发射率后, 固体域和流体域的温度场也会受到影响。图 16 表示不同发射率下, 沿发动机轴向方向的机匣截面的温度分布。在当前截面上, 中间层壁面温度和外机匣壁面温度升高。对于腔体温度, 随着发射率的增大, 靠近加热测的腔体比如腔 5 的平均温度有所降低, 从 772.3 K 下降到了 769.0 K, 腔 2 和腔 3 温度有所上升。为了更直观地观测温度, 在 S3 截面沿径向方向测量温度, 绘制了图 17 的温度分布图。发射率的增大可能会导致壁面温度升高, 并且发射率对壁面温度的影响沿径向高度增加而增大, 发射率从 0.3 上升到 0.8, 外机匣壁面温度上升可达 30 K。发射率升高后, 温度沿径向上的梯度变小。这也解释了在面 C 上对流热流随发射率增大而减小的原因: 发射率增大, 会导致射流冲击的一次壁面与气流换热温差降低, 进而导致对流换热热量减少。

发射率的改变会引起壁面温度的变化, 也会

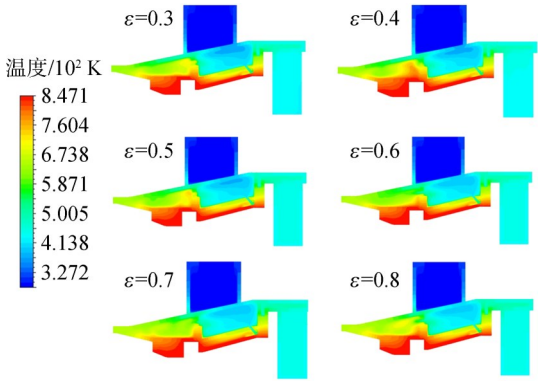


图 16 不同发射率下机匣轴向截面温度云图

Fig.16 Temperature cloud of casing axial section under different emissivities

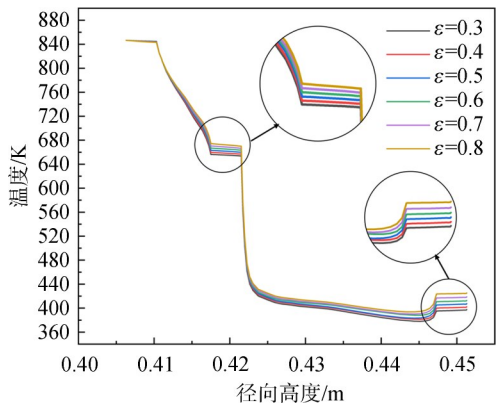


图 17 不同发射率下 S3 截面径向方向的温度变化图
Fig.17 Temperature variation diagram of S3 section in radial direction under different emissivities

影响 Nu 的大小。在面 C 上取一条等值线命名为线 3, 这条线通过射流滞止区, 图 18 是其位置示意图 (图中的颜色变化表示发射率为 0.8 时, 面 C 的温度云图)。图 19 表示的是沿线 3 方向上的 Nu 变化, 横坐标用无量纲长度 l/D (弧长 l 与射流孔直径 D 之比) 表示。在射流冲击的驻点区域附近

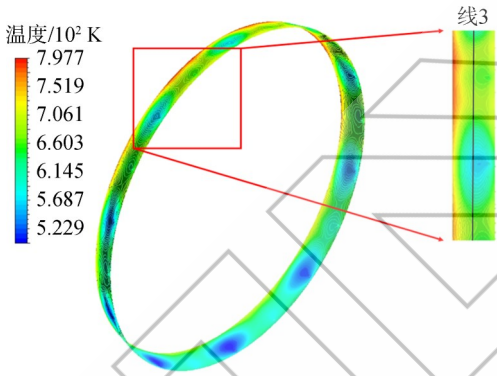


图 18 面 C 上线 3 位置示意图
Fig.18 Line 3 position schematic diagram on surface C

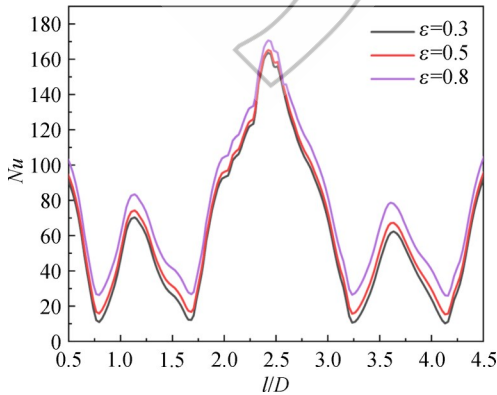


图 19 不同发射率下线 3 上的 Nu 变化图
Fig.19 Nusselt number variation diagram at line 3 with different emissivities

Nu 很大, 在射流沿壁面流动后对流换热有所减弱, 在腔体连接孔附近, 换热又有所增强。发射率的改变对射流驻点附近的壁面影响较小, 在连接孔附近, 会加强对流作用。整体上, 发射率增大后, Nu 增加, Nu 较大的区域增幅较小, Nu 较小的区域增幅较大, 减弱了 Nu 的不均匀性。

在机匣内部, 对于壁面, 如果知道贡献给该壁面的对流热流和辐射热流的比例, 可以对未考虑辐射的传热系数加以修正。因此引入综合传热系数 K_{tot} 对辐射热流占比进行计算, 定义如下:

$$K_{tot} = \frac{\Delta q}{T_h - T_l} = h_e + K_{rad} \quad (7)$$

式中 Δq 为传热热流密度 (W/m^2); h_e 为等效对流传热系数 ($W/(m^2 \cdot K)$); T_h 为高温壁面温度 (K); T_l 为低温壁面温度 (K); K_{rad} 为辐射传热系数 ($W/(m^2 \cdot K)$)。图 15 中可以发现发射率的改变对强迫对流的影响相对较小, 在只改变发射率时, 近似认为 h_e 为常数, 式 (7) 可简化为下式:

$$K_{tot} = a\epsilon\sigma T_m^3 + b \quad (8)$$

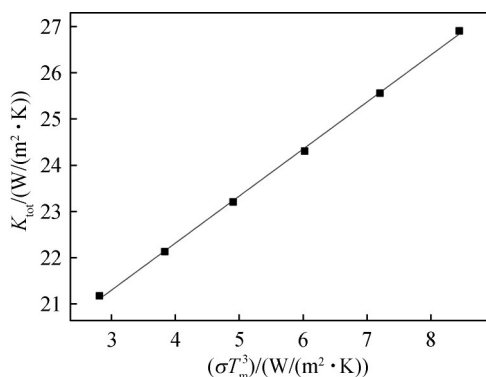
式中 ϵ 为发射率, σ 为斯忒藩-玻耳兹曼常数 ($W/(m^2 \cdot K^4)$), a, b 为待定常数。

壁面 1 在外机匣的流体侧壁面, 为了计算壁面 1 在不同发射率下受到的辐射影响, 本文采用面 C 和壁面 1 的平均温度作为换热的高低温数值, 定性温度 T_m 为两者的平均值。传热热流密度为通过壁面 1 的总热流。表 4 表示不同发射率条件下的相关参数变化。

表 4 强迫对流区域的相关参数随发射率的变化
Table 4 Variation of relative parameters with emissivity in the forced convection region

发射率	T_h/K	T_l/K	$\Delta q/$ (W/m^2)	$K_{tot}/$ ($W/(m^2 \cdot K)$)
0.3	619.0	478.4	2 976.6	21.2
0.4	621.8	483.7	3 055.8	22.1
0.5	624.8	489.4	3 141.0	23.2
0.6	627.7	495.1	3 225.8	24.3
0.7	631.0	501.2	3 317.8	25.6
0.8	634.4	507.5	3 413.1	26.9

以 σT_m^3 为自变量, 以综合传热系数 K_{tot} 为因变量, 通过线性拟合, 可以获知发射率变化对综合传热系数 K_{tot} 的影响。图 20 表示拟合后的直线, 式 (9) 为拟合后的关系式。发射率等于 0 时, 综合传

图20 综合传热系数随 σT_m^3 变化图Fig.20 Variation diagram of comprehensive heat transfer coefficient with σT_m^3

热系数为 $18.2 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$,代表了对流作用的强度。进一步可求得在壁面1上,辐射换热量在发射率为0.3时约占总换热量的14.3%,而发射率为0.8时,这一数值升高到33.3%。

$$K_{\text{tot}} = 1.02\sigma T_m^3 + 18.2 \quad (9)$$

拟合式中的斜率和截距是与模型结构、边界条件等有关的参数,针对不同工况下和机匣模型,本文拟合关系式的方法都有一定的适用性。

4 结 论

对整环高低压涡轮机匣进行了数值计算与实验研究,验证计算的正确性后,给出了热辐射-对流耦合换热规律,具体如下:

1) 发射率从0.3变化到0.8时。发射率对壁面温度的影响随径向高度增加而增大,中间层和外机匣壁面温度有所升高,外机匣壁面温度可升高30 K。机匣沿径向方向上的温度梯度减小。

2) 封闭腔内只有辐射和自然对流作用,辐射热流可达总热流的90%以上。发射率为0.3时,相比于无辐射,总热流会提高到2.6倍,但自然对流强度会减弱,平均努塞尔数相比于无辐射时下降了47.5%。流速较快区域 Nu 较大,沿周向的平均 Nu 差异在发射率为0.4时可达12.7%。

3) 在一次冲击壁面上,发射率增大后, Nu 增加, Nu 较大的区域增幅较小, Nu 较小的区域增幅较大,减弱了 Nu 的不均匀性。辐射在二次壁面上对换热能力的影响明显增大。

4) 机匣内部流体侧壁面受到的辐射作用可以根据综合传热系数确定,外机匣流体侧壁面受到的辐射热流占总热流的比值在发射率为0.3时是14.3%,在发射率为0.8时会提高至33.3%。

参考文献:

- [1] 曾军,王鹏飞.民用航空发动机涡轮叶尖间隙主动控制技术[J].航空科学技术,2012(2):1-6.
ZENG Jun, WANG Pengfei. Analysis of active control technology of turbine tip clearance of civil aviation engine[J]. Aeronautical Science and Technology, 2012(2):1-6. (in Chinese)
- [2] 胡嘉麟,高金海,柳光,等.基于主动间隙控制系统的高压涡轮机匣试验[J].推进技术,2018,39(4):740-750.
HU Jialin, GAO Jinhai, LIU Guang, et al. High-pressure turbine casing test based on active clearance control system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(4):740-750. (in Chinese)
- [3] COLLINS M, CHANA K, POVEY T. Application of film cooling to an unshrouded high-pressure turbine casing[J]. Journal of Turbomachinery, 2017, 139(6):61010.1-61010.12.
- [4] 张书华,张丽,朱惠人,等.涡轮机匣换热实验[J].航空动力学报,2011,26(5):1011-1016.
ZHANG Shuhua, ZHANG Li, ZHU Hui ren, et al. Heat transfer experiment of turbine casing[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(5):1011-1016. (in Chinese)
- [5] STORZ J, MCKERCHER D G. International developments in heat transfer[M]. New York: American Society of Mechanical Engineers, 1962:454-460.
- [6] 单文娟,毛军逵,李毅,等.斜向冲击强化换热特性试验[J].航空动力学报,2013,28(3):701-708.
SHAN Wenjuan, MAO Junkui, LI Yi, et al. Experimental study on enhanced heat transfer characteristics of oblique impact[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(3):701-708. (in Chinese)
- [7] 许宏,林宇震,刘高恩.封闭空间内单孔冲击局部换热特性研究[J].航空动力学报,2002,17(3):341-343.
XU Quanhong, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. Research on local heat transfer characteristics of single hole impact in enclosed space[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(3):341-343. (in Chinese)
- [8] O'DONOVAN T S, MURRAY D B. Fluctuating fluid flow and heat transfer of an obliquely impinging air jet[J]. International Journal of heat and mass transfer, 2008, 51(25/26): 6169-6179.
- [9] KOSEGLU M F, BASKAYA S. The role of jet inlet geometry in impinging jet heat transfer, modeling and experiments[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2010, 49(8):1417-1426.
- [10] XING Y, SPRING S, WEIGAND B. Experimental and numerical investigation of heat transfer characteristics of inline and staggered arrays of impinging jets[J]. Journal of Heat Transfer, 2010, 132(9):092201.1-092201.11.
- [11] WANG X L, MOTALA D, LU T J, et al. Heat transfer of a circular impinging jet on a circular cylinder in crossflow[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2014, 78:1-8.

- [12] 毛军逵,刘震雄,郭文.小间距冲击凹柱面靶板换热特性实验[J].推进技术,2008,29(2):143-148.
MAO Junkui, LIU Zhenxiong, GUO Wen. Experiments on heat transfer characteristics of small pitch impact concave cylindrical target plate[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(2):143-148. (in Chinese)
- [13] 刘维. 涡轮机匣换热实验与流固耦合数值研究[D]. 辽宁大连:大连理工大学,2015.
LIU Wei. Experiment of turbine casing heat exchange and numerical study of fluid-structure coupling[D]. Dalian, Liaoning: Dalian University of Technology, 2015. (in Chinese)
- [14] 刘军涛,杨毅成,李承阳,等. 涡轮机匣动力段流道流动换热特性与影响参数研究[R]. 南京:第5届空天动力联合会议暨中国航天第三专业信息网第41届技术交流会,2020.
- [15] BALLAND M, VERSEUX O, ESTEVE M. Aero-thermal computations with experimental comparison applied to aircraft engine nacelle compartment[R]. Reno, US: Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, 2005.
- [16] MAO J, YAO T, HAN X, et al. Numerical study of the radiation effect on the jet array impinging heat transfer in a feeding pipe[J]. Numerical Heat Transfer: Part A Applications, 2018, 73(2):125-142.
- [17] TIAN Y S, KARAYIANNIS T G. Low turbulence natural convection in an air filled square cavity: Part I the thermal and fluid flow fields[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2000, 43(6):849-866.
- [18] TIAN Y S, KARAYIANNIS T G. Low turbulence natural convection in an air filled square cavity: Part II the turbulence quantities[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2000, 43(6):867-884.
- [19] YUAN X, TAVAKKOLI F, VAFAI K. Analysis of natural convection in horizontal concentric annuli of varying inner shape[J]. Numerical Heat Transfer: Part A Applications, 2015, 68(11):1155-1174.
- [20] SAID B O, MEDEBBER M A, RETIEL N. Effect of surface radiation on free convection in vertical cylinders partially annular[J]. Defect and Diffusion Forum, 2018, 389:36-49.
- [21] 李云单,柴军生,沈毅. 航空发动机涡轮机匣表面换热规律研究[R]. 贵阳:第15届中国科协年会:航空发动机设计、制造与应用技术研讨会,2013.
- [22] 葛纪全,刘盼盼. 热电偶使用方法研究[J]. 计量与测试技术,2013,40(12):34-35.
GE Jiquan, LIU Panpan. Research on the use of thermocouple[J]. Metrology and Measurement, 2013, 40(12):34-35. (in Chinese)
- [23] 李杰. 涡轮机匣流动换热特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2019.
LI Jie. Research on flow and heat transfer characteristics of turbine casing[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)
- [24] COLOMER G, COSTA M, CONSUL R, et al. Three-dimensional numerical simulation of convection and radiation in a differentially heated cavity using the discrete ordinates method[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2004, 47(2):257-269.
- [25] 胡轶嵩,姜葳,罗发,等. 高温氧化对304不锈钢红外发射率影响研究[J]. 西北工业大学学报,2020,38(1):225-229.
HU Yisong, JIANG Wei, LUO Fa, et al. Effect of high temperature oxidation on infrared irradiation of stainless steel 304[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2020, 38(1):225-229. (in Chinese)

(编辑:王碧珺)