

南京航空航天大学
论文集

(二〇一〇年) 第12册

能源与动力学院

(第2分册)

南京航空航天大学科技部编

二〇一一年五月

能源与动力学院

车辆

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
1	黄伟 吉洪湖 斯仁 陈俊	博士生 正高 博士生 博士生	023 023 023 023	涡扇发动机排气系统红外特征	推进技术	2010年31卷6期
2	曹广州 吉洪湖 纪国剑	博士生 正高 讲师	023 023 常州 工学院	刷式封严初期使用特性的实验和数值研究	推进技术	2010年31卷4期
3	朱强华 吉洪湖	博士生 正高	023 023	单孔蒸汽射流冲击平板换热的数值研究	工程热物理学报	2010年31卷5期
4	刘常春 吉洪湖 李娜 林兰之	博士生 正高 博士生 博士生	023 023 023 广汉民航 飞行学院	一种二元S弯喷管的红外辐射特性数值研究	工程热物理学报	2010年31卷9期
5	陈俊 吉洪湖 张宝诚	博士生 正高 教授	023 023 沈航	双路离心喷嘴雾化特性的实验	航空动力学报	2010年25卷4期
6	陈俊 吉洪湖 张宝诚	博士生 正高 教授	023 023 沈航	双油路离心喷嘴雾化油滴的平均核脉动速度场的实验	航空动力学报	2010年25卷11期
7	陈俊 吉洪湖 黄伟 斯仁	博士生 正高 博士生 博士生	023 023 023 023	涡扇发动机轴对称塞式喷管红外辐射特性计算	工程热物理学报	2010年31卷11期
8	朱强华 吉洪湖	博士生 正高	023 023	Cooling air temperature reduction and local heat transfer in a pre-swirl shrouded rotor-stator system	The 3rd International Symposium on Jet Propulsion and Power Engineering 会议	2010年南京
9	陈俊 吉洪湖	博士生 正高	023 023	Experiment of IR suppression for nozzle with low infrared emissivity coating	The 3rd International Symposium on Jet Propulsion and Power Engineering 会议	2010年南京
10	朱强华 吉洪湖	博士生 正高	023 023	Numerical investigation of vane cooling characteristics for heavy duty gas turbine using different coolants	The 3rd International Symposium on Jet Propulsion and Power Engineering 会议	2010年南京
11	冯晓星 吉洪湖 胡娅萍 斯仁 曹广州	硕士生 正高 中级 博士生 博士生	023 023 023 023 023	The design and development of a two-dimensional numerical simulation software platform of ice accretion	The 3rd International Symposium on Jet Propulsion and Power Engineering 会议	2010年南京
12	曹广州 吉洪湖 胡娅萍 庞黎刚 斯仁 冯晓星	博士生 正高 中级 硕士生 博士生 硕士生	023 023 023 023 023 023	航空发动机进口三维霜冰积冰的数值模拟	中国工程热物理学会传热传质年度学术会议	2010年上海
13	黄云霞 吉洪湖 纪国剑 帅海山	硕士生 正高 讲师 硕士生	023 023 常州 工学院	台阶-蜂窝衬套封严结构的泄露和风阻特性的数值模拟	中国工程热物理学会传热传质年度学术会议	2010年上海
14	斯仁 吉洪湖 陈俊 刘常春 刘福城	博士生 正高 博士生 博士生 硕士生	023 023 023 023 023	二元收扩喷管扩张段冲击-气膜符合冷却对红外辐射特性影响的试验研究	中国航空学会飞机总体分会第十次学术会议	2010年重庆
15	陈阳春 王锁芳	硕士生 正高	023 023	有去旋进气共转盘腔内流动换热数值模拟	航空动力学报	2010年25卷8期
16	李斌 王锁芳 刘勇	硕士生 正高 副高	023 023 023	轴承腔内油气两相流动与换热的数值模拟	重庆理工大学学报 (自然科学版)	2010年24卷11期
17	李斌 王锁芳 刘勇	硕士生 正高 副高	023 023 023	轴承腔综合分析平台与两相流数值模拟	中国航空学会第二届航空发动机数值仿真与数字化设计学术交流会	2010年北京

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
18	徐榕 程明 赵坚行 刘勇 党新宪 王锁芳	博士生 高工 正高 副高 博士生 正高	023 606所 023 023 023 023	旋流杯燃烧室流场的数值与试验研究	工程热物理学报	2010年31卷4期
19	徐榕 程明 赵坚行 刘勇	博士生 高工 正高 副高	023 606所 023 023	斜切径向旋流器环形燃烧室数值模拟	航空发动机	2010年36卷2期
20	党新宪 赵坚行 颜应文 刘勇 张靖周	博士生 正高 副高 副高 正高	023 023 023 023 023	主燃孔对模型燃烧室流场的影响	推进技术	2010年31卷1期
21	党新宪 赵坚行 颜应文 刘勇 徐榕 张欣	博士生 正高 副高 副高 博士生 硕士生	023 023 023 023 023 023	双旋流器燃烧室壁温试验	航空动力学报	2010年25卷6期
22	党新宪 赵坚行 颜应文 刘勇 徐榕 张欣	博士生 正高 副高 副高 博士生 硕士生	023 023 023 023 023 023	模型燃烧室油雾特性试验	南京航空航天大学学报	2010年42卷5期
23	单勇 张靖周	副高 正高	023 023	涡扇排气系统结构参数对排气声压级影响	推进技术	2010年31卷3期
24	单勇	副高	023	叶栅参数对反推力装置气动性能影响规律	中国民航大学学报	2010年28卷3期
25	毛靖 韩东 单华伟 叶莉	硕士生 正高 硕士生 硕士生	023 023 023 023	适用微小型温差发电器的变通道燃烧室设计研究	航空动力学报	2010年119期 增刊
26	韩东 彭涛 夏军	正高 高工 工程师	023 江苏乐科 江苏乐科	采用蒸汽再压缩的葡萄糖蒸发浓缩技术研究	淀粉与淀粉糖	2010年3期
27	周文生 韩东	硕士生 正高	023 023	降膜蒸发器传热特性的数值模拟	化工进展	2010年29卷增刊
28	蒲文灏 赵长遂 熊源泉 梁才 陈晓平 鹿鹏	中级 教授 教授 讲师 教授 中级	023 东南大学 东南大学 东南大学 东南大学 023	Numerical simulation on dense phase pneumatic conveying of pulverized coal in horizontal pipe at high pressure	Chemical Engineering Science	2010年65卷8期
29	蒲文灏 赵长遂	中级 教授	023 东南大学	加压流化料仓供料特性研究	中国工程热物理学会多相流分会学术会议	2010年厦门
30	吴晶 过增元	中级 教授	023 清华大学	An exploration for the macroscopic physical meaning of entropy	SCIENCE CHINA Technological Sciences	2010年53卷7期

涡扇发动机排气系统红外特征^{*}

黄 伟^{1,2}, 吉洪湖¹, 斯 仁¹, 陈 俊¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;

2. 徐州空军学院 航空四站系, 江苏 徐州 221000)

摘 要: 采用反向蒙特卡罗法 (Reverse Monte-carlo, 简称 RMC) 结合窄带模型计算了模型涡扇发动机 (不带加力) 排气系统的红外辐射强度。考虑了金属壁面的发射和反射以及燃气中 CO_2 、 CO 和 H_2O 等组分的吸收、发射和透射, 组分的吸收系数由 NASA SP3080 数据库获得, 并对判断射线归宿的过程进行了改进, 开发了计算程序。实验测量了模型涡扇发动机排气系统的中波红外光谱辐射强度及其空间辐射强度分布。结果表明: 计算得到的 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段内的光谱辐射强度以及空间辐射强度分布与实验值吻合较好, 最大误差为 10% 左右, 本文的计算方法能比较准确地反映涡扇发动机排气系统在非加力状态下的中波红外辐射特征。

关键词: 推进系统; 涡轮风扇发动机; 红外辐射; 反向蒙特卡罗法

中图分类号: O343.3; V231.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2010) 06-0745-07

Infrared characteristics calculating of turbofan engine exhaust system

HUANG Wei^{1,2}, JI Hong-hu¹, SI Ren¹, CHEN Jun¹

(1. Coll. of Energy and Power, Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Dept. of Aerial Four Stations, Xuzhou Air Force Coll. Xuzhou 221000, China)

Abstract: Reverse Monte-Carlo method (RMC) combined with narrow band model is adopted to calculate the infrared characteristics of a turbofan engine exhaust system model without afterburning. The processes of emission and reflection of metal surfaces, and the processes of emission, absorption and transmission of CO_2 、 CO and H_2O in gas are considered, and the absorption coefficients of the species are obtained from NASA SP3080 database. The method of searching the absorption location is improved, and the relevant computer code is developed. The distributions of spectral and spatial infrared radiation intensity of the exhaust system model are measured. The results show that the computed spatial and spectral infrared radiation intensity in $3 \sim 5 \mu\text{m}$ waveband agrees with the experimental data quite well, and the maximum error is about 10%. The numerical method of this paper could accurately calculate infrared radiation intensity of $3 \sim 5 \mu\text{m}$ waveband of turbofan engine exhaust system without afterburning.

Key words: Propulsion system; Turbofan engine; Infrared radiation; Reverse Monte-Carlo

1 引 言

在现代的飞机上大多采用涡扇发动机,其排气系统及尾喷流是飞机的主要中波红外辐射源,对其红外辐射特征进行计算预测对飞机的红外隐身技术研究具有重要意义。国外从 20 世纪 70 年代起就开始发展了计算飞机发动机排气系统红外辐射特征的方法,

研究开发了相应的软件^[1];国内从 20 世纪 90 年代起也发展了一些计算方法,比较有代表性的是徐南荣、朱谷君^[2]和刘友宏、邵万仁等^[3]发展的封闭腔理论简化算法^[2,3],以及罗明东、吉洪湖等^[4]发展的离散传递法。

在计算辐射能量传递问题的众多方法中,反向蒙特卡罗 (Reverse/Backward Monte-Carlo, 简称 RMC) 法

^{*} 收稿日期: 2009-08-18; 修订日期: 2009-01-15。

作者简介: 黄 伟, (1983—), 男, 博士生, 研究领域为飞机器排气系统红外隐身方面的计算及试验。

E-mail: hw_infrared@yahoo. cn

相对于其它算法计算过程简单、精度高,而且可以处理简化方法及离散传递法不易处理的散射问题,是一种比较通用的方法。Wang^[5], Everson、Nelson^[6], 谈和平、帅勇等^[7]用 RMC 进行了一系列的火箭喷流辐射的计算工作; 亓雪芹、王平阳等^[8]则用 RMC 法计算了波瓣喷管的红外辐射,但在计算过程中将喷管出口简化为黑度为 0.9 的黑体,未考虑内部复杂结构及不同部件之间红外辐射的相互影响;对几何模型采用二次曲线方程来描述,在考虑复杂内部结构时有困难;采用的验证模型简化大,尚缺乏实验验证。

本文讨论了 RMC 法计算涡扇发动机排气系统红外辐射特征的计算原理,并且对判断射线归宿的过程进行了改进。网格化建立了包括支板、中心锥、内外涵通道的排气系统内部结构的精确模型,考虑了排气系统内部不同部件之间的相互辐射作用,并用涡扇发动机模型实验的测量结果对计算结果进行了验证。

2 物理模型和计算原理

2.1 物理模型

一个典型的涡扇发动机排气系统,(参见图 1)包含末级涡轮叶片(图中的内涵进口)、混合器、外涵通道、中心锥、喷管等部件,这些部件可以通过商业软件(如 ICM CFD)建立,并进行网格化。发动机的红外辐射不仅包括这些部件的表面辐射,还包括热喷流中所含有的辐射参与性气体的介质辐射。

实际辐射体可看做由无数的辐射微元组成,这些辐射点源向 2π (面源)或 4π (体源)空间辐射能量,只有其中很少的一部分能够到达探测器,如图 1 所示,只有在以探测器为顶点对目标所张的立体角 Ω_{FOV} 中传输的射线才能到达探测器。在反向蒙特卡罗法中以 N 个具有统计意义的辐射微元(包括介质与壁面)来代替实际的辐射源,对任一个微元而言,只有在辐射源对探测器所张的立体角 Ω_d 中的能量能够到达探测器,反向蒙特卡罗法计算的就是这部分能量。

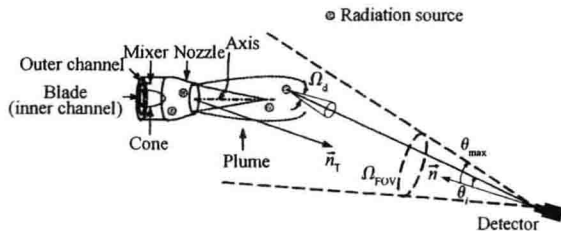


Fig. 1 Assumed IR computation model of engine exhaust system

2.2 目标的红外辐射强度计算原理

2.2.1 目标辐射强度计算式

根据参考文献[5]可知目标辐射能量在探测器表面上形成的辐射照度 H (单位: W/cm^2) 为

$$H = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{\sum_{i=1}^N L_b(\lambda, T_i) \cos \theta_i}{N} d\lambda \int_{\Omega_{\text{FOV}}} d\Omega \quad (1)$$

式中 $L_b(\lambda, T)$ (单位: $\text{W}/(\text{cm}^2 \cdot \mu\text{m} \cdot \text{sr})$) 是黑体光谱辐射亮度; T_i 是第 i 条反向射线归宿点处的温度,如果归宿点在喷流或壁面上则取当地温度,如果归宿点在计算域之外则取 $T_i = 0 \text{ K}$; θ_i 是反向射线与探测器面元法线的夹角,如图 1 所示; N 是从探测器发出的射线数; λ_1 (单位: μm) 和 λ_2 是计算的起始与终止波长。注意,公式(1)中辐射亮度为黑体辐射亮度而非出射辐射亮度,这是因为在寻找射线归宿的过程中已经考虑了介质和壁面的吸收特性。

尽管由发动机排气系统和高温尾喷流组成的红外辐射源(即目标 T) 在空间上有一定的大小,通常并不会完全充满视场,只要目标与探测器之间的距离远大于目标的尺度(如 30 倍),则它对探测器张的立体角 Ω_{FOV} 就足够小,目标就可被看作点源,视场 Ω_{FOV} 中的不同的微辐射源与探测器连线之间的夹角差异就很小,各辐射微元对探测器的辐射贡献都可以看做是目标在 $\vec{n}_t$ 方向上辐射强度的一部分,此时 $\cos \theta_i \approx 1$ 。假设目标据探测器的距离为 R ,则目标在探测器处的辐射强度 $I_{\vec{n}_t}$ (单位: W/sr) 为

$$I_{\vec{n}_t} = H \cdot R^2 = \frac{\Omega_{\text{FOV}} R^2}{\pi N} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \sum_{i=1}^N E_b(\lambda, T_i) \quad (2)$$

式中 $E_b(\lambda, T)$ (单位: $\text{W}/(\text{cm}^2 \cdot \mu\text{m})$) 为黑体光谱辐射力。

把 $[\lambda_1, \lambda_2]$ 波段划分为 M 个等宽度的波带,带宽为 $\Delta\lambda$, 在每个波带内源的辐射力可当为常数,壁面的吸收、反射特性和介质的吸收、穿透特性可当为常数(即采用窄带模型),则目标在 $\vec{n}_t$ 方向上的辐射强度可表示为

$$I_{\vec{n}_t} = \frac{\Delta\lambda \Omega_{\text{FOV}} R^2}{\pi N} \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^M E_b(T_{i,j}, \lambda_j) \quad (3)$$

公式(3)表明对每条射线一次性判断射线在各个波段上是否被吸收,被吸收的波段,射线在反向推进过程中就不再考虑。 $T_{i,j}$ 表示对同一条射线而言,由于波段的差异,其辐射微元不同,对应的温度也不同。这样的处理方法不同于文献[5,8],好处是不需对所有需要计算的 M 个波段循环寻找射线归宿点,

从而节省了判断射线与计算域中哪个辐射微元有交点的计算工作量。

2.2.2 用随机方法确定辐射微源位置涉及到的三个模型

在用 RMC 计算这些辐射微元的辐射时涉及到三个随机问题:(1)射线发射和反射方向的问题,(2)壁面对射线的反射或吸收的问题和(3)射线前进过程中介质吸收或透射的问题。对于前两个问题,可参见参考文献[6,9,10]。对于第三个问题,本文采用了与以上文献中不同的处理方法。

射线在燃气介质中传输时,由于燃气介质的吸收作用,射线携带的辐射能将会衰减。假设射线在向前传播的过程中经过一段厚度为 d_s 的气体介质,如图2所示,该 d_s 厚度介质的吸收率为

$$\alpha(\lambda, T, d_s) = 1 - \exp(-\kappa(\lambda, T) \cdot d_s) \quad (4)$$

式中 $\kappa(\lambda, T)$ (单位: cm^{-1}) 为介质的光谱吸收系数,它与当地的压力、温度和燃气组分及其浓度等参数有关,也与波长有关。本文根据 Ludwig 和 Malkmus^[11] 发表的数据库,通过插值的方法计算出当地给定波长的吸收系数。然后产生一个随机数 RAN_α , 根据 $\alpha(\lambda, T, d_s)$ 与 RAN_α 的关系判断射线是透过介质还是被介质吸收,具体的判断式可见文献[12]。

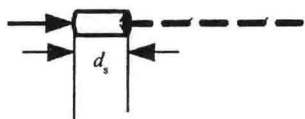


Fig. 2 Shift distance of a photon bundle

2.2.3 辐射微元的确定

有了 2.2.2 节的概率模型就可以确定辐射微元的具体位置。首先,在探测器视场范围内随机地发射一条射线,然后判断该射线与发动机排气系统及喷流计算域边界是否有交点,如果没有交点则重新发射一条射线。如果有交点,则射线进入燃气喷流计算域。

射线进入计算域后从反向射线与计算域的第一个交点开始,沿着反向射线的方向推进一个微元距离 d_s , 然后根据式(5)从 λ_1 波段开始,逐个波段判断射线是被吸收还是透过。若射线在所有波段上都被吸收,则停止,若射线在有些波段上透过 d_s 介质,则沿反向射线方向继续推进 d_s 距离,对未被吸收的波段继续采用式(5)判断是否被吸收,重复以上的过程,直至该射线在所有波段上都离开计算域、被介质或壁面吸收。在射线每个波段的吸收处,可根据射线坐标

与面元或体元坐标之间的几何关系进行插值计算,得到式(3)中需要的温度信息。

3 验证计算方法的实验系统

本文根据以上的方法,编写了相应的计算程序。为了验证计算方法和程序的计算正确性与精度,本文测量了一个模拟的涡扇发动机排气系统的红外光谱辐射强度及其空间辐射强度分布。

实验系统如图3所示,由发动机排气模拟子系统、主流子系统、外涵子系统等组成。排气模拟子系统的照片如图4所示,它模拟了支板、中心锥、内涵流道、外涵流道和喷管结构;涡轮叶片采用18个静止的弯曲导流片模拟,以使其结构简单;背景遮挡板的作用是消除喷管外部热壁面对排气系统红外辐射的影响。主流子系统用于产生通过内涵通道的高温燃气流。外涵子系统的作用是产生通过外涵流道的空气流。

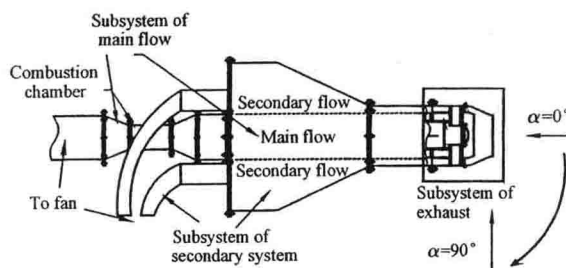


Fig. 3 Sketch map of experiment system

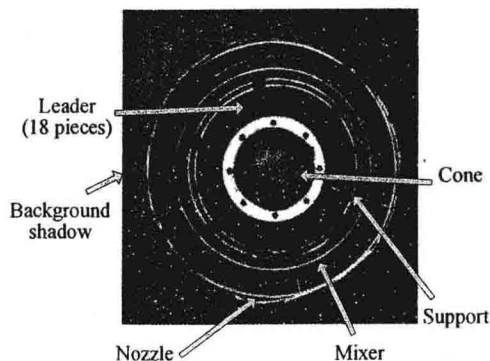


Fig. 4 Simulated exhaust sub-system

红外辐射的测量采用 BOMEN 公司的 MR104 型傅立叶变换红外辐射光谱仪,其测量方法见参考文献[13]。测量点共布置了10个,分别为 $\alpha = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 75^\circ, 90^\circ$, 探测器距喷管出口平面中的距离为 35 m。这里的 α 是探测方位角,即探测方位与喷流轴线的夹角,见图3。

实验中还测量了中心锥表面和喷管壁面的温度,测点的布置如图5所示。

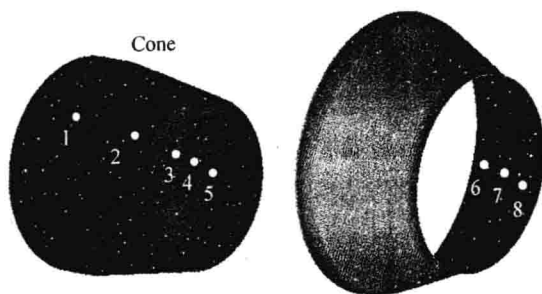


Fig. 5 Temperature probes on the cone and nozzle

4 实验模型的红外辐射强度计算以及实验结果的对比

4.1 流场、温度场及组分浓度场计算

为了减少计算工作量,利用模型的周期性,本文选取了原几何模型的1/6做为流场计算域,如图6所示,包含了排气模拟子系统内的固体区域、内部流体区域以及喷管下游的外部流体区域。计算域为1/6个圆柱,圆柱的半径为 $4.5D$ (D 为喷管出口直径),长度为 $21.5D$ 。计算域采用六面体网格进行了离散。

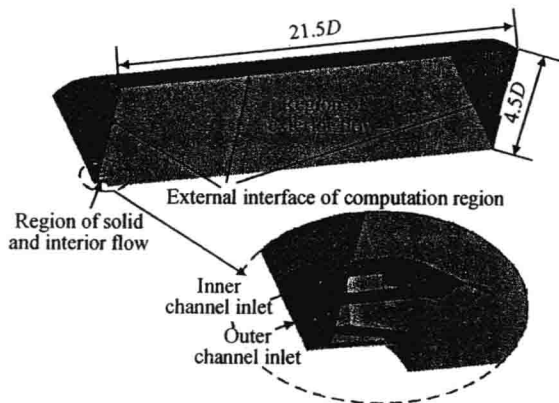


Fig. 6 Computation region of flow field

流场、温度场和组分浓度场的计算采用商业CFD软件FLUENT进行求解。内、外涵的进口温度均取为实验测量值,分别为800K和328K;计算域外边界处的温度为环境值,约300K。内涵进口处 CO_2 , H_2O 组分的质量浓度通过计算余气系数再根据完全燃烧换算得到,分别为3.86%,1.58%;而CO是由于不完全燃烧产生的,假设为0.05%。外涵进口及计算域外边界面的组分浓度均设置为大气环境值。

求解格式选用基于密度的显示算法,流动方程选

用三阶MUSCL格式进行离散,湍动能和耗散率方程选用二阶迎风格式进行离散,湍流模型选用SST $k-\omega$ 模型,参数保持默认值。组分的计算采用组分传输模型,考虑 CO_2 , H_2O , CO , O_2 和 N_2 等五种气体。固壁之间以及与燃气之间的辐射换热计算选用DO模型,立体角的离散格式为 S_4 ,吸收系数的计算采用WSG-GM模型。

计算得到的周期面上的速度、温度和浓度分布如图7至图9所示。由图可见,速度、温度和组分浓度都存在明显的核心区。 H_2O 和 CO 的组分浓度大小与 CO_2 不同,但分布规律类似,故文中省略。



Fig. 7 Isolines of velocity on the periodic plane (unit: m/s)

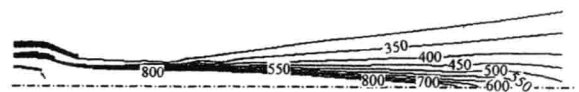


Fig. 8 Isolines of static temperature on the periodic plane (unit: K)

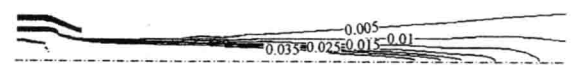


Fig. 9 Isolines of mass fraction of CO_2 on the periodic plane

计算得到的中心锥和喷管的壁温与实验测量值的对比如图10所示,最大误差约2.48%。图中 L 为排气系统长度。

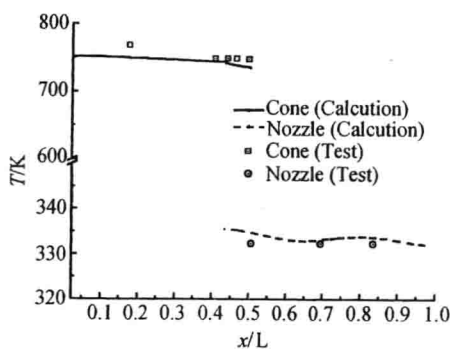


Fig. 10 Comparison between calculational and experimental temperature of cone and nozzle

4.2 红外辐射计算

为了减少计算耗时和便于计算确定射线与网格的交点,在进行红外辐射计算时采用了与流场计算不

同的计算域和计算网格。图 11 给出了红外辐射计算流体域及网格划分,计算域为圆柱形,直径为 $3.7D$ (小于流场计算),长度为 $12D$ (小于流场计算),该计算域包括了燃气流的主要长度。流体网格由六面体和五面的棱柱体组成,总数约 $120 \times 70 \times 70 = 5.88 \times 10^5$ 个。图 12 给出了红外辐射计算时采用的壁面网格,均为三角形,网格总数为 7 293 个。网格节点上的温度、压力及组分浓度信息均从 CFD 的计算结果中插值得到,对于有实验数据的部分采用实验数据。

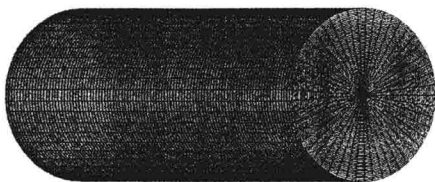


Fig. 11 Fluid domain and grid of IR computation

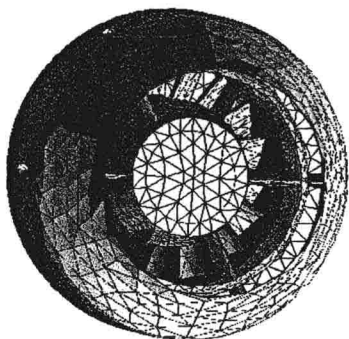


Fig. 12 Wall grid of IR computation

固体壁面上的发射率采用比较法测量得到。图 4 中的中心锥、导流片、内涵支板和内外涵混合器这些经高温燃气冲刷的重度氧化金属壁面的材料和表面状态一样,只需测量其中任一部件的发射率即可,因此本文只测量了中心锥表面的发射率。实验条件下,中心锥表面温度为 450°C ,测量得到和理论计算的中心锥的辐射亮度如图 13 所示。由图可见,在 $3 \sim 4 \mu\text{m}$ 波长范围内,发射率基本与波长无关。通过计算可得其平均发射率约为 0.86。

喷管壁面未受高温燃气的冲刷,其发射率与中心锥不一样,采用相同的方法可测得其表面发射率约为 0.78。

另外,发动机与探测器之间的大气对红外辐射有吸收作用,计算中必须考虑这点才能与实验结果进行对比。首先将高温黑体炉放置到远处,在黑体炉充满视场的情况下测量得到黑体的辐射亮度 $L_{\text{bb}}(\lambda) =$

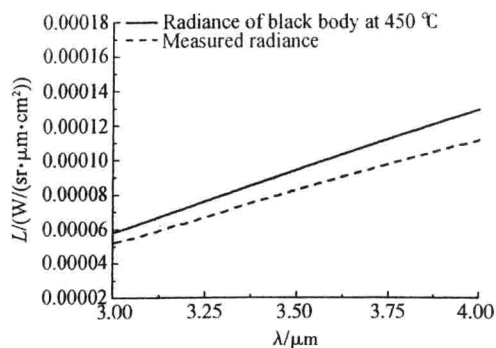


Fig. 13 Emissivity computation of cone

$L_{\text{B}}(T, \lambda) \cdot \tau(\lambda)$; 然后再将黑体炉贴近光谱器放置,测量得到辐射亮度 $L_{\text{near}}(\lambda) = L_{\text{B}}(T, \lambda)$, 这样就可计算得到光谱透过率。实验中测量得到的透过率如图 14 所示。

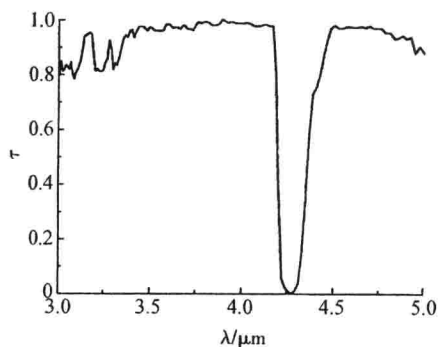


Fig. 14 Spectral transmittance

在使用 RMC 方法计算红外辐射传输问题时,理论上需要足够的射线数才能得到合理的统计解。本文的计算中,在探测器视场内投射到目标上的射线密度约为 $25 \text{ 条}/\text{cm}^2$,再提高射线密度时计算结果已不发生明显变化。

4.3 计算结果与实验结果的比较

4.3.1 光谱辐射强度

限于篇幅,本文只比较了光谱辐射强度在探测角度 $\alpha = 0^\circ, 15^\circ, 45^\circ, 90^\circ$ 这四个方位上的分布情况,如图 15 所示,均为无量纲化的光谱辐射强度。实线表示的是测量得到的光谱辐射强度,虚线表示的是 RMC 计算得到的光谱辐射强度。由图可见,计算得到的光谱辐射强度与实验值的分布规律基本一致。对于 $\alpha = 0^\circ$ 和 15° 这两个角度, RMC 计算得到的结果在 $3.0 \sim 4.2 \mu\text{m}$ 和 $4.6 \sim 5.0 \mu\text{m}$ 这两个波段内略大于实验值,而在 $4.2 \sim 4.6 \mu\text{m}$ 波段内则略小于实验值。对于 $\alpha = 45^\circ$ 和 90° 这两个角度,情况正好相反,

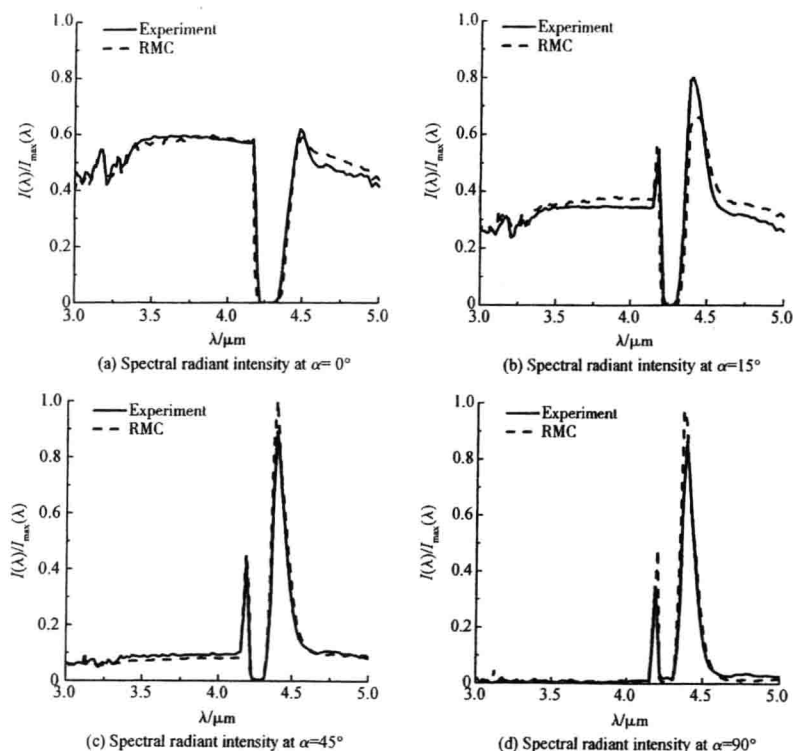


Fig. 15 Spectral radiant intensity of different detective angle

RMC 计算得到的结果在 $3.0 \sim 4.2 \mu\text{m}$ 和 $4.6 \sim 5.0 \mu\text{m}$ 这两个波段内略小于实验值,在 $4.2 \sim 4.6 \mu\text{m}$ 波段内 RMC 计算得到的峰值略高于实验值。

由图中我们还可以看出,在 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段内,除了固体辐射以外,影响最大的就是 CO_2 在 $4.27 \mu\text{m}$ 附近的吸收发射带。本文计算得到的峰值分布位置与实验结果基本一致,这说明吸收系数在光谱分布上是合理的。但在峰值高度上计算值与实验结果还有一定的差别,这可能是由于 CFD 计算得到的喷流温度分布以及组分浓度分布与实际情况有一定的差别造成的,但已基本可以满足目前的工程应用。

4.3.2 空间辐射强度

图 16 是空间无量纲辐射强度分布。方形实心点是实验值,空心圆表示的是 RMC 计算得到的无量纲辐射强度。由图可见,RMC 计算值与实验值分布规律一致,量值相当,最大相对误差为 10% 左右。对于本文的模型,辐射强度最大值出现在 $\alpha = 0^\circ$ 方位,即正尾向,然后随着角度的增加,辐射强度逐渐降低。

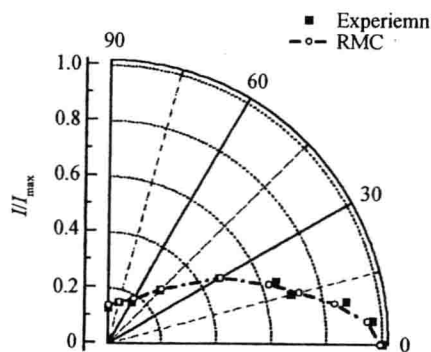


Fig. 16 Spatial radiant intensity

5 结论

(1) 本文详细讨论了 RMC 法计算涡扇发动机排气系统红外辐射特征的计算原理,并对判断射线归宿的过程进行了改进。计算中,网格化建立了排气系统内部结构的精确模型,考虑了不同固体部件的发射、反射,燃气的吸收、发射以及透射等过程。

(下转第 772 页)

刷式封严初期使用特性的实验和数值研究*

曹广州, 吉洪湖, 纪国剑

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 为了获得刷式封严在使用初期的泄漏特性, 分别对两组实验件进行了 27 小时和 50 小时的泄漏特性实验, 并利用多孔介质模型对实验结果进行了数值分析。实验表明: 在使用初期, 刷式封严的泄漏量与上下游的压差成正比; 随着使用时间的增加, 其泄漏水平逐渐降低直至最后趋于稳定。数值分析表明: 在使用初期, 刷丝排列由最初的疏松状态逐渐趋于紧密, 并最终稳定在接近于紧密差排的状态, 刷丝排列状态的变化改变了刷束的孔隙率, 从而改变了刷束对流体泄漏的阻力, 导致了刷式封严泄漏水平的变化。

关键词: 刷式封严; 刷丝排列; 使用时间; 泄漏

中图分类号: V233.42 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2010) 04-0478-06

Experimental and numerical study on the leakage characteristics of brush seals at the early stage of operating

CAO Guang-zhou, JI Hong-hu, JI Guo-jian

(Coll. of Energy and Power, Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Experiment was carried out to investigate the leakage characteristics for brush seals at the early stage of operating. Two brush seals were tested for 27 and 50 hours, respectively. The experimental results were then analyzed with the porous medium model. The experiment shows that during the early stage the mass flow rate is linear with the pressure drop across the seal. The leakage level of new brush seals gradually decreases and finally keeps on a stable level as the time accumulates. The numerical study indicates that the bristle arrangement is loose at the beginning. Then, it becomes denser and denser and finally reaches a stable level which is close to the staggered arrangement. This process changes the porosity of bristle pack, which leads to the change of the flow resistance. This explains why the leakage level of brush seals changes.

Key words: Brush seal; Bristle arrangement; Operating time; Leakage

1 引言

刷式封严是 20 世纪 80 年代发展起来的新式封严结构, 与传统的篦齿封严相比, 它的转子和静子(刷环)是接触配合的(如图 1), 因此泄漏量只有篦齿封严的 10%~20%。仅把航空发动机中某些部位的篦齿封严换成刷式封严, 就可以使其推力增加 1%~3%, 耗油率降低 3%~5%^[1]。除此之外, 当转子在一定范围内发生径向跳动和膨胀时, 刷式封严中柔性的刷丝可以改变排列角度, 从而大大减轻了转静子之间的碰撞磨损。因此它在航空发动机等叶轮机

中得到了越来越多的应用。

为了满足工程应用的需要, 英、美等国都对刷式封严进行了系统的研究, 取得了大量的成果。这些研究不仅证明了刷式封严性能的优越性, 同时也说明了其泄漏性能的复杂性: 磨损会使刷式封严由接触配合变为间隙配合, 造成泄漏水平的升高^[2]; 高转速时, 流体对刷丝的周向作用力将使其弯曲, 相当于增加了刷丝的排列角度, 造成刷环和转子之间形成间隙, 使泄漏水平升高^[3]; 高压差下流体的径向作用力又趋向于使刷丝的排列角度减小(Blow down^[4]), 从而使刷丝与跑道之间保持接触, 阻止了泄漏水平的升

* 收稿日期: 2009-05-25; 修订日期: 2009-09-09。

作者简介: 曹广州 (1981—), 男, 博士生, 研究领域为传热与传质。E-mail: cgzae@nuaa.edu.cn

高^[5];刷丝排列状态的可调性也可能造成泄漏水平的变化(排列紧密则泄漏水平低)^[6]。这些因素都增加了预测刷式封严泄漏水平的难度。

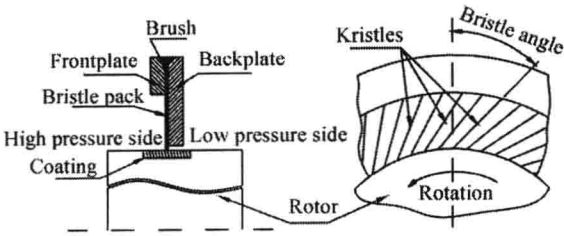


Fig. 1 Brush seal schematic

国内从 20 世纪 90 年代中期开始对刷式封严进行研究。在针对其泄漏性能的实验研究方面,朱宗举、陈国林和林基恕^[7]首先对刷式封严的泄漏特性进行了研究,初次验证了这种封严结构良好的密封性能;吴宁兴^[8]对刷衬-篦齿密封进行了研究,证实了这种组合封严结构也具有良好的密封性能;其后孙晓萍^[9]再次研究了刷式封严的泄漏特性,发现在使用初期其泄漏水平会升高,使用 50 小时以后才基本保持稳定,这种变化主要是由于磨损使刷式封严形成了间隙而造成的。在数值研究方面,丁水汀和陶智等^[5]将刷束处理为多孔介质,用 Darcy 定律取代动量方程,对刷式封严的流动和换热进行了数值模拟;黄学民和史伟等^[10]也将刷束处理为多孔介质,利用实验的方法确定水力传导系数,从而建立了预测刷式封严泄漏量的多孔介质模型;曹广州和吉洪湖等^[11]也发展了预测刷式封严泄漏量的多孔介质模型,并根据实验泄漏量对该模型进行了修正。

本文针对刷式封严的泄漏特性进行了进一步的实验研究,并结合数值计算分析了在使用初期其泄漏水平发生变化的原因。

2 实验研究

2.1 实验件

实验使用了标准型 A 和改进型 B 两个刷环实验件,其结构示意图和实物图分别见图 2 和图 3,结构参数见表 1。其中改进型刷环在刷束上游高压侧和下游低压侧分别增加了遮流片和后挡板间隙,性能上具有迟滞低、泄漏低和承压能力高的特点。实验件的刷丝材料为 1Cr18Ni9,前后挡板材料均为 2Cr13。

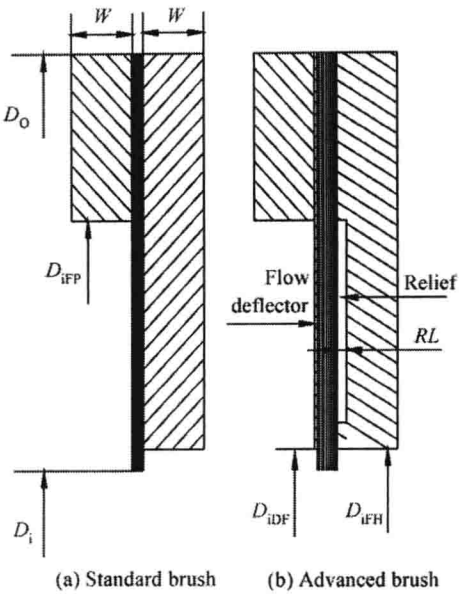


Fig. 2 Configuration of brush seals

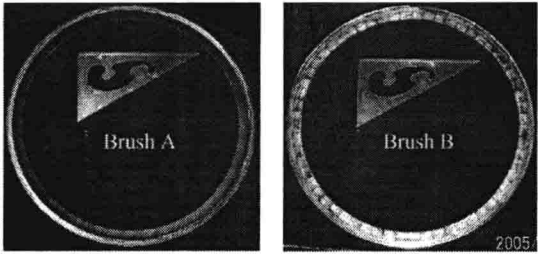


Fig. 3 Photo of brush seals

Table 1 Geometric parameters of brush seals

Brush	A	B
Bristle diameter d/mm	0.15	0.15
Number of bristles n	76320	50880
Bristle angle $\beta/(\circ)$	45	45
Inside diameter of the seal D_i/mm	343.72	343.72
Outside diameter of the Seal D_o/mm	394	394
Inside diameter of frontplate D_{ifp}/mm	374	374
Inside diameter of backplate D_{ifh}/mm	346.54	346.54
Width of front and back plates W/mm	4	4
Inside diameter of flow deflector D_{idf}/mm	—	346.54
Width of flow deflector W_{df}/mm	—	0.2
Number of flow deflectors	—	60
Backplate relief RL/mm	—	0.6

在加工过程中刷束的内径取为 343.52 mm,而转盘的外径为 343.72 mm,这样二者之间将形成

0.1 mm 的初始过盈量, 可以防止加工和装配误差导致出现配合间隙。转盘材料选用 40Cr, 表面经过处理, 具有较高的硬度和光洁度。

2.2 实验装置

图 4 所示是刷式封严实验装置系统图。该实验装置主要包括三个部分, 即实验台, 为实验台提供高压气流的气源系统, 以及用于测量压力、流量等参数的测量系统。图 5 是实验装置的局部外观图。

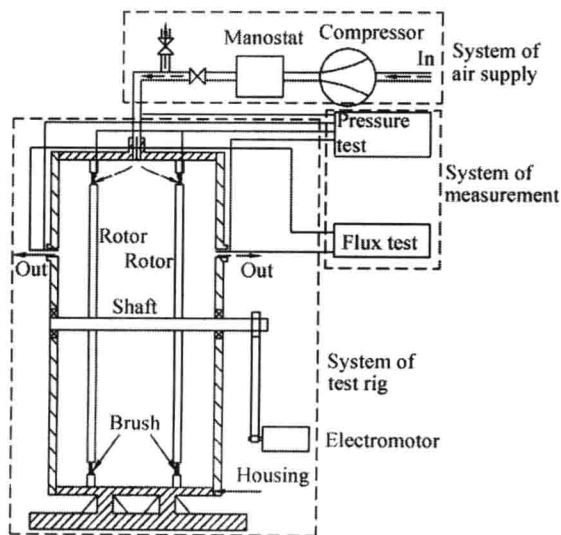


Fig. 4 System of brush seal test rig

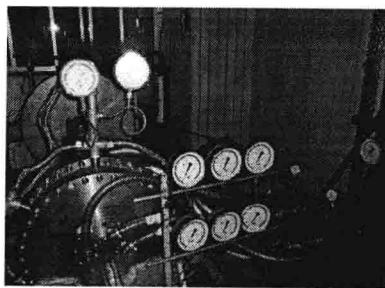


Fig. 5 Photo of brush seal test rig

(a) 实验台

实验台主要由安装刷环的静止腔体壳和安装转盘的转轴组成, 刷环的内表面和转盘的外缘表面接触配合形成刷式封严。

实验台中对称地安装着两组实验件, 它们的上游共同形成一个高压腔, 下游各形成一个低压腔, 这样可以减小转轴轴承所承受的轴向力。高压气源由实验台入口进入高压腔, 经两组实验件泄漏后分别进入各自的低压腔, 然后由实验台两侧的出口流出。

转轴的最大设计转速为 5 000 r/min, 由电机带

动, 电机的转速通过变频器进行调节和显示。

(b) 气源系统

气源系统包括压气机组和稳压腔两个部分。压气机组包含 1~3 台最大流量均为 20 m³/min 的压气机, 可为实验提供最大压力为 0.8 MPa 的气源, 气源的流量和压力均连续可调。

(c) 测量系统

由实验台两侧排出的泄漏气体分别经过流量测量后排入大气环境。所用流量计为两个相同的金属转子流量计, 其量程均为 40~400 m³/h, 最大基本误差为 6 m³/h。

实验件上下游和流量计前等处的压力均用精密压力表进行测量, 压力表的量程有 0~1 MPa、0~0.4 MPa 和 0~0.16 MPa 三种, 其最大基本误差分别为 0.0040 MPa、0.0016 MPa 和 0.0004 MPa。

泄漏气体的温度用铜-康铜热电偶测量。

2.3 实验数据处理

实验中实时测量了经过两组实验件泄漏的气体体积流量, 实验台进口、实验件上下游、流量计前的气体压力, 实验台进口、流量计前的气体温度等。

流量计测量的是泄漏气体的体积流量, 其示值是以 20℃、0.1013 MPa 的空气标定的。测量值需先换算成实验状态下的体积流量, 然后进一步换算成质量流量

$$G = G_g \sqrt{\frac{p_0 \times T}{p \times T_0}} \quad (1)$$

$$m = \frac{\rho_0}{3600} \left(\frac{p \times T_0}{p_0 \times T} G \right) \quad (2)$$

式中 G_g 是在 $T_0 = 293 \text{ K}$ 、 $p_0 = 0.1013 \text{ MPa}$ 下的流量计示值, 此时的气体密度 $\rho_0 = 1.205 \text{ kg/m}^3$, G 是在实验状态 T, p 下的体积流量, 而 m 则是泄漏气体的质量流量。

封严上下游的压差为

$$\Delta p = p_u - p_d = p_{gu} - p_{gd} \quad (3)$$

式中 p_u, p_d 和 p_{gu}, p_{gd} 分别为封严上下游的绝对压力和表压示值。

由式(1)和式(2)可知, 泄漏流量的误差主要由体积流量、泄漏气体压力和温度的测量误差而决定。以表 2 给出的一组实验数据(刷环 B 实验 6 小时后)为例, 其实验误差分析如下

Table 2 A set of experimental data for brush B

$G_g / (\text{m}^3/\text{h})$	p_{gu} / MPa	p_{gd} / MPa	p_g / MPa	T / K
99	0.241	0.0228	0.0114	296.5

表中 p_g 是流量计前的气体表压, 其最大误差为 0.0004 MPa, 流量计的最大误差为 $6 \text{ m}^3/\text{h}$, 温度的最大误差为 0.05 K, 可得泄漏流量的最大相对误差为

$$\frac{\sigma_m}{m} = \sqrt{\left(\frac{\sigma_G}{G}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_p}{p}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_T}{T}\right)^2} = \sqrt{\left(\frac{6}{99}\right)^2 + \left(\frac{0.0004}{0.0114}\right)^2 + \left(\frac{0.05}{296.5}\right)^2} \approx 6\% \quad (4)$$

可见体积流量的测量误差是影响泄漏流量测量误差的决定因素。

2.4 实验结果及分析

在低转速 ($0 \sim 2700 \text{ r/min}$) 下对刷环 A 和刷环 B 分别进行了 27 小时和 50 小时的泄漏实验。

图 6 是刷环 A 在使用初期的泄漏量 m 随使用时间的变化, 其横坐标为刷环上下游的压差 Δp 。图中给出了转子从开始使用之后四个不同时刻 ($t=0, 6, 19, 27$ 小时) 的实验结果, 其中 $t=0$ 对应着刷式封严的初次使用。从图中可以看出, 刷环 A 的泄漏量 m 基本上都与刷环上下游的压差 Δp 成正比; 随着使用时间的增加, 刷式封严的泄漏水平逐渐降低。

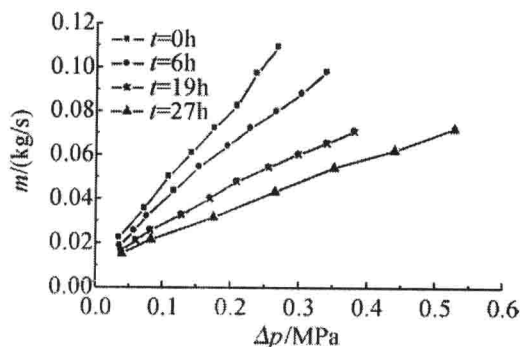


Fig. 6 Mass flow rate versus time (Brush A)

图 7 是刷环 B 在使用初期的泄漏量随使用时间的变化, 可见其泄漏规律与刷环 A 相似。但是, 在相同使用时间和相同压差条件下, 改进型刷环 B 的泄漏水平要比标准型刷环 A 低; 而且随着使用时间的增加, 其泄漏水平下降的幅度不断减小, $t=50 \text{ h}$ 的泄漏水平基本与 $t=45 \text{ h}$ 时的泄漏水平重合, 说明使用 45 小时后其泄漏性能趋于稳定。

3 计算研究

3.1 计算模型

文献 [1] 发展了多孔介质模型用于模拟刷式封严的泄漏流动, 本文将用该模型来计算泄漏量, 并借以解释刷式封严在使用初期泄漏水平不断降低的现

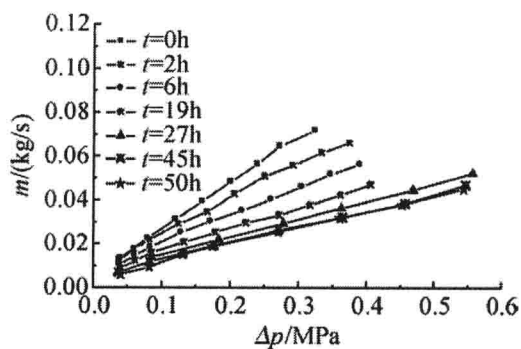


Fig. 7 Mass flow rate versus time (Brush B)

象, 故此处先对该模型进行简单介绍。

多孔介质模型 [1] 的核心思想是: 流体泄漏时将受到来自刷束的阻力作用, 该流动阻力的大小决定了刷式封严的泄漏量大小。该阻力可以通过动量源项 S_i 来体现

$$S_i = - \left(\frac{150\mu}{d^2} \frac{(1 - \varepsilon_a)^2}{\varepsilon_a^3} V + \frac{1.75\rho(1 - \varepsilon_a)}{d\varepsilon_a^3} |V| V \right) \quad (5)$$

式中 ε_a 为刷束的多孔介质孔隙率, μ 为空气的动力粘度, V 为泄漏速度。而刷束轴向、径向和周向的孔隙率分别为

$$\varepsilon_{ax} = 1 - \frac{d^2 n}{2(D_{ifH} + D_i) B \cos \beta} \quad (6)$$

$$\varepsilon_{ar} = 1 - \frac{d^2 n}{4DB \cos \beta} \quad (7)$$

$$\varepsilon_{a\theta} = 1 - \frac{d^2 n}{2(D_{ifH} + D_i) B \cos \beta} \quad (8)$$

式中 D 为径向位置, B 为刷束厚度。可见, 对于一个具体的刷环, 由于 d, n, β 等结构参数已经确定, 其孔隙率的变化主要由刷束厚度 B 的变化导致。使用过程中的刷束厚度与刷丝的排列状态相对应, 即排列越紧密则刷束厚度就越小。

刷丝的实际排列状态是杂乱的, 使用过程中也是在不断调整的 (泄漏流动的冲击作用等所导致)。为了便于确定刷束的孔隙率, 可以将刷束厚度与刷丝的理想排列状态 (如图 8) 相联系

$$B = B_1 + k(B_2 - B_1) \quad (9)$$

式中 B_1 和 B_2 分别对应刷丝紧密叉排和紧密顺排时的刷束厚度, 即 $k=0$ 和 $k=1$ 分别对应着刷丝紧密叉排和紧密顺排两个理想状态。

3.2 计算结果

图 9 是刷环 A 的计算结果与实验结果的对比, 其中的实验结果是在不同使用时间下的泄漏量, 而计

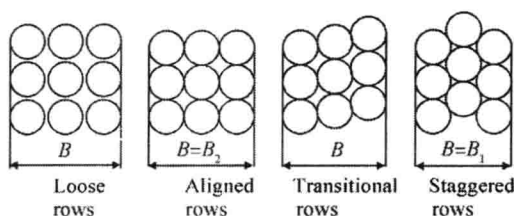


Fig. 8 Pack thickness versus bristle arrangement

算结果则是对应实验条件下多孔介质模型^[1]计算得到的刷丝紧密叉排和紧密顺排时的泄漏量。从图中可以看出,在刷环刚开始使用时,实验结果大于刷丝紧密顺排时的计算结果,随着使用时间的增加,实验结果逐渐向刷丝紧密叉排时的计算结果趋近。

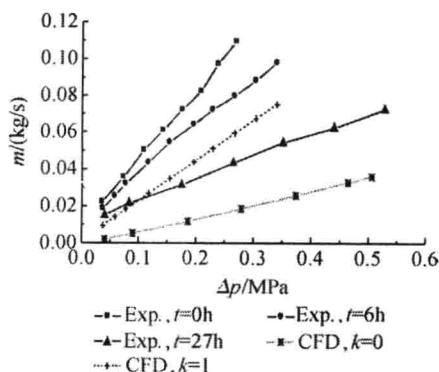


Fig. 9 Computational results versus experimental results (Brush A)

图10是刷环B的计算结果与实验结果的对比。从图中可以看出,其规律与刷环A类似,但也有不同之处:其一,除了初次使用时其实验结果大于刷丝紧密顺排时的计算结果外,其它大部分时间的实验结果都介于紧密顺排和紧密叉排计算结果之间;其二,其泄漏性能稳定时的实验结果略高于刷丝紧密叉排时的计算结果。

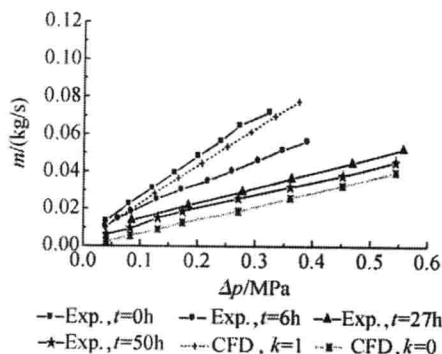


Fig. 10 Computational results versus experimental results (Brush B)

3.3 泄漏水平发生变化的原因分析

正如引言所述,若刷环与转子之间形成间隙,则泄漏水平就会升高。本文实验中刷式封严的泄漏水平并没有升高,这说明实验中刷式封严并没有形成间隙,分析其原因,本文实验中的转速较低而压差较大,因此刷丝磨损和流体对刷丝的周向作用力都相对较小,而流体对刷丝的径向作用力相对较大,加上刷环和转子之间设计了0.1mm的初始过盈量,故而两个刷式封严在使用中都没有形成间隙。在实验结束后,打开实验台,发现两个刷环仍然与其转子保持着轻微的接触。

在非间隙配合的情况下,刷丝排列的紧密程度就决定了刷式封严的泄漏水平。以上实验结果与计算结果的对比说明,在刷环初次使用时,刷丝以疏松状态排列,因此刷束的厚度大、孔隙率大,泄漏水平高;刷环使用之后,在上下游压差等因素的作用下,刷丝之间的位置不断调整,排列状态逐渐趋于紧密,因此刷束的厚度和孔隙率不断减小,泄漏水平也就不断降低。由于刷丝之间的排列逐渐趋于紧密和规则,刷束孔隙率可以减小的幅度越来越小,因此泄漏水平将逐渐趋于稳定。刷丝排列最紧密的方式是紧密叉排方式,因此性能稳定时的泄漏水平略高于紧密叉排时的计算结果(刷环B的泄漏性能已稳定,刷环A的实验时间较短,还未达到稳定状态)。

4 结论

本文对刷式封严在使用初期的泄漏特性进行了研究,得到以下几点主要结论:

- (1) 刷式封严的泄漏量与上下游的压差成正比。
- (2) 在使用初期,刷式封严的泄漏水平不断下降,使用一段时间(对刷环B是45小时)之后,其泄漏性能将趋于稳定。
- (3) 使用初期泄漏水平的变化是由于刷丝排列状态的变化而引起的,即刷丝排列由最初的疏松状态逐渐趋于紧密,刷束厚度和孔隙率随之不断减小,从而引起了泄漏水平的下降。
- (4) 经过使用初期的调整后,刷丝排列将稳定在接近于紧密叉排的状态,此时刷束厚度和孔隙率都达到了稳定状态,因此刷式封严的泄漏水平也随之稳定。

参考文献:

- [1] 孙晓萍. 刷式密封性能和耐久性试验研究[J]. 航空发动机, 2002, 28(3): 37~41.

(下转第489页)

提高掺混效率;膜片的振动频率受到膜片加工等因素影响,尽量提高膜片的一阶振动模态下的振动频率,使得激励频率可以适当提高,从而提高掺混效率,但是这个频率的提高有一定的范围限制。

以上结论说明这种膜片式合成射流激励器作为主动流动的执行机构,在航空动力排气系统具有潜在的重要价值。但是,就目前所研制的合成射流激励器所能达到的出口速度而言,要将该项技术真正应用于喷管温度掺混的控制,仍需要进一步开发研制高速合成射流激励器。

参考文献:

- [1] Smith B L, Glezer A. Vectoring and small-scale motions affected in free shear flows using synthetic jet actuators [R]. AIAA 97-0213.
- [2] GUO D H. Vectoring control of a primary jet with synthetic jets [R]. AIAA 2001-0738.
- [3] 罗振兵,朱伯鹏,夏智勋,等.合成射流激励器对射流矢量的影响[J].推进技术,2004,25(5):405~410.
(LUO Zhen-bing, ZHU Bo-peng, XIA Zhi-xun, et al. Jet vectoring using synthetic jet actuators [J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(5): 405~410.)
- [4] Kral L D. Active flow control technology [R]. ASME 2001-18196.
- [5] Rathnsingham R, Breuer K S. Coupled fluid 2 structural characteristics of actuators for flow control [J]. AIAA Journal, 1997, 35(5): 832~837.
- [6] Chen F J. Development of synthetic jet actuators for active flow control at NASA Langley [R]. AIAA 2000-2405.
- [7] Kral L D, Donovan J F, Cain A B, et al. Numerical simulation of synthetic jet actuators [R]. AIAA 97-1824.
- [8] Smith B L, Glezer A. The formation and evolution of synthetic jets [J]. Phys. Fluids, 1998, 10(9): 2281~2297.
- [9] 罗振兵,夏智勋,方丁酉,等.合成射流影响因素[J].国防科技大学学报,2002,24(3):32~35.
- [10] 罗振兵,夏智勋,胡建新,等.相邻激励器合成射流流场数值模拟及机理研究[J].空气动力学报,2004,22(1):52~59.
- [11] 罗振兵,夏智勋,方丁酉,等.合成射流激励器实验及结果分析[J].宇航学报,2004,25(2):201~204.
- [12] Steinetz B, Hendricks R. Engine seal technology requirements to meet NASA's advanced subsonic technology program goals [R]. AIAA 94-2698.
- [13] Lattime S B, Braun M J, Choy F K, et al. Advances in hybrid floating brush seals [R]. AIAA 98-3171.
- [14] Crudgington P, Bowsher A. Brush seal blow down [R]. AIAA 2003-4697.
- [15] Short J F, Basu P, Data A, et al. Advanced brush seal development [R]. AIAA 96-2907.
- [16] Addy H, Howe H, Flowers J, et al. Preliminary results of silicon carbide brush seal testing at NASA lewis research center [R]. AIAA 95-2763.
- [17] 朱宗举,陈国林,林基恕.刷密封的静动态泄漏特性[J].航空发动机,1995,21(3):39~44.
- [18] 吴宁兴.刷衬_篦齿密封技术[J].航空发动机,1998,22(2):32~36.
- [19] 丁水汀,陶智,徐国强.刷式封严流动和换热的数值模拟[J].推进技术,1999,20(1):65~67.
(DING Shui-ting, TAO Zhi, XU Guo-qiang. Numerical simulation on fluid flow and heat transfer of a brush seal configuration [J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(1): 65~67.)
- [20] 黄学民,史伟,王洪铭.刷式密封中泄漏流动的多孔介质数值模型[J].航空动力学报,2000,15(1):55~58.
- [21] 曹广州,吉洪湖,袁艳平.模拟刷式封严泄漏流动的多孔介质模型[J].航空动力学报,2008,23(3):443~447.

(编辑:张荣莉)

(编辑:姚懿巧)

(上接第482页)

单孔蒸汽射流冲击平板换热的数值研究

朱强华 吉洪湖

(南京航空航天大学能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要 对充分发展的过热蒸汽湍流射流冲击平板的流动和换热进行了数值研究, 分析了射流温度和射流雷诺数对蒸汽射流冲击换热的影响, 并与空气射流冲击换热进行了比较。通过 AKN $k-\epsilon$ 、V2F 和 SST $k-\omega$ 三种湍流模型计算结果的对比如可知, SST $k-\omega$ 模型模拟冲击射流流动和换热的效果最好。研究表明: 在相同条件下蒸汽的冲击换热能力强于空气; 射流温度的变化对空气的冲击换热基本没有影响, 但是对蒸汽有较大影响; 射流雷诺数越大, 则蒸汽冲击射流的换热越强。

关键词 蒸汽冷却; 冲击射流; 强化传热; 数值模拟

中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 0253-231X(2010)05-0831-04

NUMERICAL STUDY OF IMPINGEMENT HEAT TRANSFER FROM A SINGLE CIRCULAR STEAM JET TO A FLAT PLATE

ZHU Qiang-Hua JI Hong-Hu

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract A numerical study of the flow and heat transfer characteristics of a fully developed steam jet impinging on a flat plate is performed, Reynolds number based on nozzle exit condition is varied from 10000 to 30000 and steam temperature ranged from 375 K to 500 K. The effects of Reynolds number and steam temperature on the impingement heat transfer are analyzed, and compared with air jet impingement. The results show that the performance of SST $k-\omega$ turbulence model used for impinging jet predictions is better than AKN $k-\epsilon$ and V2F turbulence models. Under the same conditions, the impingement cooling capability of steam is more powerful than that of air. The heat transfer coefficient for steam jet is more sensitive to its temperature than that for air jet. The local Nusselt number is increases as the steam jet Reynolds number increases.

Key words steam cooling; jet impingement; heat transfer enhancement; numerical simulation

0 引 言

提高涡轮进口温度是改进燃气轮机性能的主要途径, 虽然陆用燃气轮机的涡轮进口温度受到 NO_x 排放量的限制, 目前也已经达到了 1700 K, 远远超过了现有高温材料正常工作所能承受的温度, 因此必须对高温涡轮部件进行冷却。传统的冷却方式是从压气机中抽取空气作为冷却介质来冷却涡轮部件, 这就使得这部分压缩空气不能用于燃烧做功, 因而导致陆用燃气轮机热效率的降低。在这种情况下, 考虑到陆用燃气轮机的自身特点, 国外的研究者提出了蒸汽冷却的新型冷却技术。与空气相比, 蒸汽的黏度小、导热系数大, 尤其是比定压热容是空气的两倍以上, 因此蒸汽是一种较好的冷却介质。目前蒸汽冷却已经在 MHI 公司的 M501G 和 GE 公司的 H 型燃气轮机上得到了实际运用, 其热效率达到了 58%~60%^[1,2]。

作为一种新型冷却技术, 国内外对蒸汽冷却特性的研究尚十分缺乏。单就冲击冷却强化换热方法而言, 研究者对各种形式的空气射流流动换热进行了深入的研究^[3], 在纺织、电子等行业中还对其它气体(氩气、氦气等)和液体(水、酒精、变压器油等)的射流冲击换热特性进行了一定的研究, 但却极少针对蒸汽射流开展研究。Li 等人^[4]对以雾/蒸汽为冷却介质的狭缝冲击射流的换热特性进行了实验研究, 与单相蒸汽相比含雾 1.5% 的雾/蒸汽狭缝射流在滞止线上的换热系数提高 200%。董瑜等人^[5]对蒸汽射流冲击平板的流动换热进行了初步的数值研究, 其采用的 RNG $k-\epsilon$ 模型是一种高 Re 湍流模型, Sagot 等人^[6]的研究表明该模型并不能对射流冲击换热进行准确的模拟。

本文应用 FLUENT 计算软件对充分发展的单

收稿日期: 2009-11-17; 修订日期: 2010-04-15

作者简介: 朱强华 (1980-), 男, 江西南昌人, 博士生, 主要从事传热传质研究。