

文章编号: 1000-8055(2023)06-1350-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210614

民用大涵道比涡扇发动机核心机舱 通风冷却试验

尹华莉¹, 单 勇¹, 邓 明², 刘 昊², 崔玉超², 张靖周¹, 谭晓茗¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘 要: 设计了全尺寸大涵道比涡扇发动机核心机舱通风换热试验系统, 通过改变冷却气流流量、核心机机匣表面发热量以及核心机舱外壳保温层来研究舱内对流换热特性。试验结果表明: 引气流量增加, 各段核心机机匣的表面传热系数均随之增大; 因前/后舱间存在高阶法兰, 前舱引气量增加对后舱机匣表面对流换热几乎没影响; 引气流量达到单孔进气 0.05 kg/s 后, 舱内空间温度的改善有限; 空间上, 前舱上部气流温度比下部高出 10 K 左右, 后舱高出 20 K 左右; 相同引气流量下, 机匣表面发热量提高, 各段机匣的表面传热系数略提高, 差值约 10 W/(m²·K); 保温层的存在导致核心机机匣通过辐射换热的方式向环境传递的热量减小, 此时传热的方式主要依靠对流换热, 因此表面传热系数相对提高, 差值最大约 60 W/(m²·K)。采用最小二乘法获得各段核心机机匣表面传热经验公式, 可为大涵道比涡扇发动机核心机舱通风冷却工程设计提供参考。

关 键 词: 涡扇发动机; 核心机机舱; 通风冷却; 对流换热; 试验测试

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Ventilation and cooling test of the core nacelle for civil turbofan engine with large bypass ratio

YIN Huali¹, SHAN Yong¹, DENG Ming², LIU Hao², CUI Yuchao²,

ZHANG Jingzhou¹, TAN Xiaoming¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. Shanghai Aircraft Design and Research Institute,

Commercial Aircraft Corporation of China, Limited, Shanghai 201210, China)

Abstract: A full-scale large bypass ratio turbofan engine core nacelle ventilation and heat transfer test system was designed by changing the cooling air flow rate, the heat generation on the core casing surface and the core nacelle shell insulation to study the convective heat transfer characteristics in the cabin. The results showed that with the increase of intake air flow rate, the surface heat transfer coefficient of the core casing of each section increased accordingly. Due to the presence of high-level flanges in the front/rear compartments, the increase in the front compartment intake air flow rate had almost no influence on the convective heat transfer on the surface of the rear compartment casing. When the intake air flow rate reached 0.05 kg/s, the improvement of the cabin space temperature was limited. Spatially, the air flow temperature of the upper part of the front cabin was about 10 K higher than that of the lower part, and the

收稿日期: 2021-10-27

作者简介: 尹华莉(1997—), 女, 硕士生, 主要从事大涵道比涡扇发动机进、排气结构设计、换热特性、气动性能研究。

E-mail: 2379675543@qq.com

引用格式: 尹华莉, 单勇, 邓明, 等. 民用大涵道比涡扇发动机核心机舱通风冷却试验[J]. 航空动力学报, 2023, 38(6): 1350-1359. YIN Huali, SHAN Yong, DENG Ming, et al. Ventilation and cooling test of the core nacelle for civil turbofan engine with large bypass ratio[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(6): 1350-1359.

rear cabin was about 20 K higher. At the same intake air flow rate, the heat output of the casing surface increased, and the surface heat transfer coefficient of the casing increased slightly, with a difference of about $10 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$. The existence of the insulation layer caused the heat transfer of the core casing to the environment through radiation heat exchange to decrease, and the heat transfer method mainly relied on convection heat transfer, so the surface heat transfer coefficient was relatively improved, with the difference about $60 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$. The empirical formulae of surface heat transfer for each section of the core casing were obtained by using the least squares method, which can be used as a reference for the design of ventilation and cooling engineering for the core nacelle with large bypass ratio turbofan.

Keywords: turbofan engine; core nacelle; ventilation and cooling; convection heat transfer; experimental testing

大涵道比涡扇发动机内,核心机机匣与外涵内壁面间的区域称为核心机舱。发动机工作时,其热端部件如燃烧室、涡轮、尾喷管等,常在高温的极端工况下运行,热量通过核心机机匣以热辐射和对流换热的形式向核心机舱传递;同时,核心机舱内部存在推力杆、引气管路等发热附件,附件之间以导热、热辐射等形式进行换热,对舱内对流换热也存在影响。舱内各种热量传递方式互相影响,各种发热部件共同作用,造成飞机发动机核心机舱内流动和换热极其复杂,舱内温度高于电子元件的耐热温度。为防止发动机核心机舱内温度过高而导致发动机附件工作异常,需要对核心机舱进行强制通风冷却的技术处理。

发动机舱通风冷却系统的结构设计具有多样化。Segal^[1]提出了一种能够将外部阻力降到最低并且对发动机排放没有要求的航空发动机短舱通风冷却结构设计,该设计对飞机整体性能的影响很小,且能确保地面状态、飞行状态下良好的通风。Sawyers等^[2]研究了一种包含防火密封构件和烟囱的燃气涡轮发动机核心机舱冷却通风装置。其中,防火密封构件用于密封核心机舱;烟囱构造造成与防火密封构件相连通的形式,以实现将热空气通过防火密封构件从核心机舱引入外部大气环境的目的。Kozaczuk^[3]提出了一种大型客机机舱的设计方法。Suciu等^[4]设计了一种新的燃气轮机发动机机舱通风冷却支管结构。缪国君^[5]通过对比民用涡扇发动机短舱通风冷却系统中不同进气口、排气口的位置和不同进气口、排气口的气体流动面积,最终优选出合适的通风冷却系统的设计方案。吕美倩等^[6]整理分析了风斗进入短舱的冷气流量的变化规律。王涛等^[7]对几种通风冷却系统进气设计方案进行总结并介绍其特点。

通风冷却的方法和技术不断更新。Boileau等^[8]为了能在湍流环境下或是研究对象具有复杂几何形状时更好地预测壁面传热情况,提出了一种在非结构化网格上进行大涡模拟的方法。Peng等^[9]提出了一种基于遗传算法的活塞式航空发动机通风冷却优化方法,该方法可以有效地优化活塞式航空发动机的通风冷却方案,且在不同的工作条件下,该方法下优化的通风冷却方案的最大故障率为0.03,低于其他类似方法。张亚海等^[10]针对某型直升机动力舱通风冷却系统提出了一种简化的基于旋翼下洗流的动力舱通风冷却性能计算方法,利用商业CFD软件计算了悬停状态下动力舱通风冷却系统性能,分析了湍流模型、旋翼下洗流以及发动机散热率等因素对动力舱温度场和排气引射器性能的影响。

数值仿真与试验相结合的方式是研究通风冷却系统不可或缺的一环。Vedeshkin等^[11]利用测试单元空气供应系统研究了可以在航空发动机短舱通风系统组件(如通风口、泄压门)中测得液压性能的某种测试程序,并利用相关试验模型进行了试验,最后对得到的测试结果和试验结果进行了对比和分析。结果表明,该测试程序的计算结果与试验模型的试验结果吻合良好。Uriz等^[12-13]通过数值模拟和实验室代表性试验相结合的方法,验证了auto regressive model with exogenous variable(ARX)模型作为识别通风冷却系统组件温度工具的可行性。这种方法可以使空客根据飞行测试数据进行温度推断,以预测最坏条件下设备的热行为。王玉梅等^[14]针对发动机舱温超限现象,提出了多种发动机舱通风冷却系统的进气方式方案,如改变进气口形式和数量等。通过理论和试验的对比分析,最后获得了合理的进气方案,解决了发动机舱后段温度超限故障,为发动机舱通

风冷却系统设计提供依据。马明明、王杏涛、马文昌、谢永奇等^[15-18]采用数值仿真的方式各自对通风冷却系统展开了研究,为发动机舱设计提供了理论基础。

本文以大涵道比涡扇发动机核心机舱的通风冷却系统为研究对象,采用全尺寸试验的方法,通过改变冷却气流流量、核心机匣表面发热量、核心机匣外壳表面保温层来研究机匣表面传热系数分布。

1 试验装置

1.1 试验系统和原理

试验系统及其原理图如图1所示,由试验段、气源、温控装置、温度巡检仪组成。冷却空气由额定空气流量为1.2 kg/s、额定功率为300 kW、最大压缩压力为 7×10^5 Pa的螺杆空气压缩机提供。冷却空气流量大小由安装在通气总管路上游的阀门控制,由涡街流量计测量,其质量流量调节范围为0.1~1.2 kg/s。通气总管路经由“1通10”和“1通24”的两个转接管道分别连接到核心机前/后舱外壳壁面上的进气口进入核心机舱内部。每个进气口上游均设有独立阀门。

温度巡检仪用于测量核心机舱内的空间温度。舱内空间布置镍铬-镍硅(K型)铠装热电偶,其测温范围为273~1 573 K,精度为 $\pm 0.4\%$,铠装直径为2~3 mm,时间常数小于3 s。热电偶的两端导

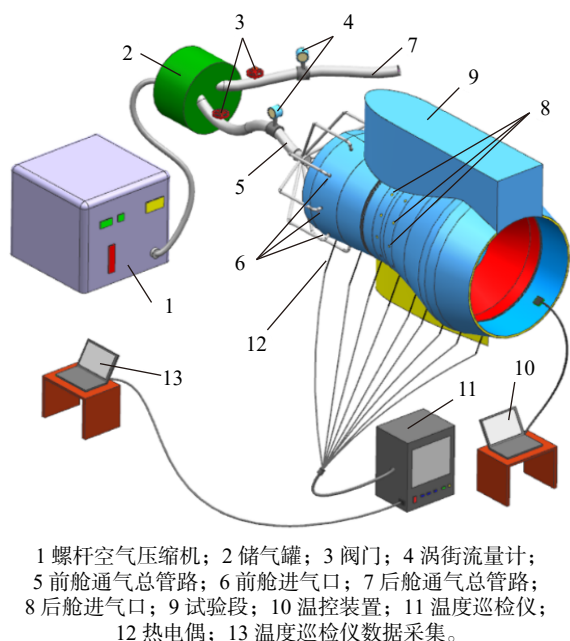


图1 试验系统原理图

Fig. 1 Schematic diagram of test system

线接在温度巡检仪上,数据由计算机采集。

温控装置由最大加热功率为103 kW的电加热装置和可以确保控制温度在 ± 1.0 K内的温度控制器两部分组成。温控装置用于模拟发动机机匣表面的发热状态,可同时独立控制多路温度加热,实现分段机匣独立加温,且确保控制温度在目标温度值的 ± 2.0 K内。机匣从压气机到排气段,共分9段控制其表面温度。

试验段如图2、图3所示。主体材料为304不锈钢,黑色保温层为10 mm厚度的橡塑材料,环境平均温度为313 K左右时其导热系数小于 0.011 W/(m·K)。试验件总长约为3.5 m,宽度约为3.643 m,高度约为3.643 m。试验段共3处冷却空气进气口:①前舱进气口共有引气孔10个,周向分布均匀;②后舱进气口共有引气孔24个,分为两排,每排存在12个引气孔,在周向上分布相同;③预冷器进气口的等效流通面积为 0.0314 m²,预冷器排气面均布100个边长为19 mm的正方形小孔。舱内所有流动自排气环缝排出,环缝等效流通面积约为 0.129 m²。

如图3(a)所示,核心机机匣第3、4段连接处有一高阶法兰,其外圈共有8个半径为36.5 mm

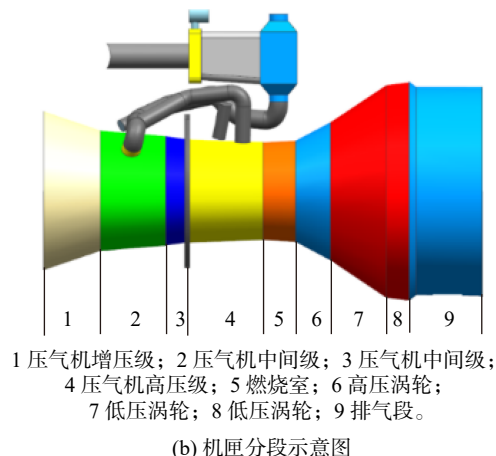
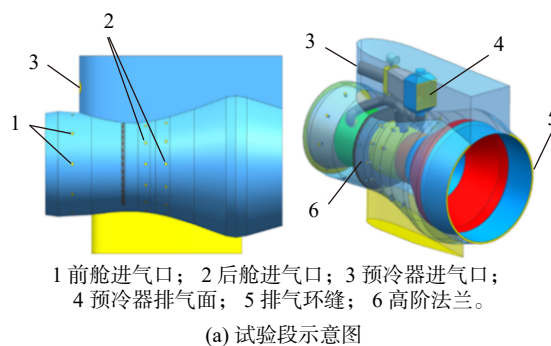
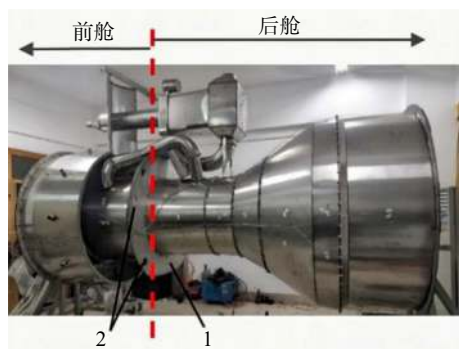


图2 试验模型

Fig. 2 Test model



1 高阶法兰; 2 引气孔。
(a) 核心机舱内部结构



(b) 无保温层试验段



(c) 带黑色保温层试验段

图3 试验段实物图

Fig. 3 Photo of test section

的引气孔, 引气孔呈一种左右对称的均匀性分布。以高阶法兰所处的平面为界, 核心机舱被分为前、后舱。

1.2 数据采集

试验过程中, 利用每段机匣表面周向布置的4个温控测点, 取4点温度的平均值作为核心机匣温度监控值。4个测点在轴向上位于每段机匣的中间, 周向上分别对应12点钟方向、3点钟方向、6点钟方向和9点钟方向。在通气总管路上安装有涡街流量计, 流量计下游布置热电偶。冷却气流质量流量可直接读取, 温度值由温度巡检仪和计算机采集。空间热电偶的布置如图4、图5所示, 测点轴向位于每段机匣的中间, 径向位于机匣和核心机罩的中间。周向布置6个, 自 X 轴负向看, 测点1至测点6分别对应角度 55° 、

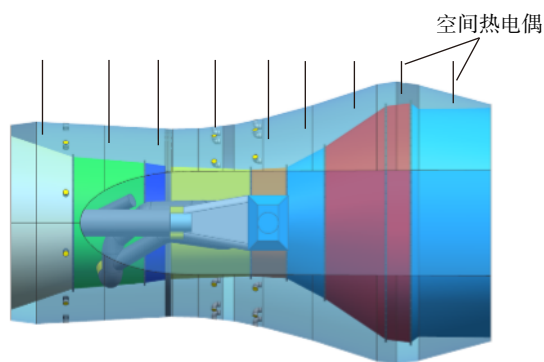


图4 空间热电偶轴向位置示意

Fig. 4 Schematic diagram of the axial position of the spatial thermocouple

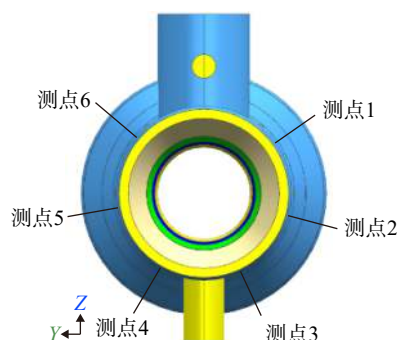


图5 空间热电偶周向位置示意

Fig. 5 Schematic diagram of the circumferential position of spatial thermocouple

105° 、 155° 、 210° 、 260° 、 310° 。

1.3 操作流程

试验操作流程如下: ①通过温控装置将机匣表面加热至目标温度, 待温度稳定后, 记录各段壁面加热热流密度并保持其在之后的试验过程中不变; ②按照目标进气口布局方案调整“1通10”和“1通24”管道上的气阀开关, 再调整通气管道上的阀门以达到目标量的空气, 待通气量达到稳定后, 记录通气总管路的质量流量 m (单位: kg/s)和温度值(T_∞); ③通过温控装置观察通气过程中机匣壁面4点温度平均值, 待其达到稳定后, 记录机匣壁面温度值(T_w); ④根据测得的数据可以得到每段机匣的表面传热系数 h (单位: $\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$)、努塞尔数和引气孔处雷诺数, 并进行分析。

机匣的表面传热系数 h 的计算式为

$$h = q / (T_w - T_\infty) \quad (1)$$

式中 q 表示热流密度(单位: W/m^2), T_w 表示壁面温度(单位: K), T_∞ 表示气源温度(单位: K)。

引气孔处气流雷诺数 Re 计算式为

$$Re = 4\dot{m}_{\text{hole}} / (\pi d \mu) \quad (2)$$

式中 $\dot{m}_{\text{hole}}$ 表示进气处质量流量 ($\dot{m}_{\text{hole}} = \dot{m} / n_{\text{hole}}$, n_{hole} 为引气孔数量), d 表示引气孔直径, μ 表示冷却空气动力黏度。

机匣表面努塞尔数 Nu 计算式为

$$Nu = hd / \lambda \quad (3)$$

式中 λ 表示冷却空气导热系数。

进行了 4 种工况下核心机舱内的通风换热试验, 如表 1。机匣表面的加热温度如表 2 所示。进气口布局形式有 2 种: 布局 1 如图 6(a), 后舱共 24 个引气孔 (1 排 12 个, 共 2 排), 其中红色标注位置进气, 其余不进气; 同时前舱 10 孔及预冷器均不进气, 也就是后舱一种对称 16 孔进气分布。布局 2 如图 6(b), 前舱共 10 个引气孔, 其中红色标注位置进气, 其余不进气; 同时后舱 24 孔及预冷器均不进气, 也就是前舱一种对称 4 孔分布。每种试验工况设置 6 个引气流量。

表 1 试验工况

Table 1 Test conditions

试验 工况	有无 保温层	进气口 布局	$\dot{m}/(\text{kg/s})$	机匣 发热量	环境 温度/K	环境 压力/Pa
1	有	布局 1	0.2~1.2	高	303.7	100 190
2	有	布局 1	0.2~1.2	低	300.2	100 880
3	有	布局 2	0.1~0.6	高	300.1	100 900
4	无	布局 1	0.2~1.2	高	299.3	100 370

表 2 机匣加热温升

Table 2 Casing heating temperature rise

部件名称	温升/K	
	高发热量	低发热量
压气机增压级	70	20
压气机中间级	100	50
压气机中间级	100	50
压气机高压级	120	70
燃烧室	140	90
高压涡轮	100	50
低压涡轮	130	80
低压涡轮	130	80
排气段	150	100

1.4 试验误差分析

试验过程中, 均规范使用相关试验测试仪器, 并采用正确的方法读取试验数据, 消除了人员读数误差; 同时, 重复多次地进行同一工况的试验,

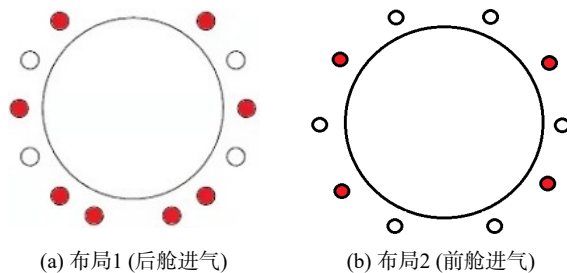


图 6 引气进气口布局

Fig. 6 Intake air inlet layout

降低了因偶然因素造成的试验误差。每个工况均在机匣表面温度达到稳定时记录, 判断的标准是机匣表面温度和核心机舱内空间温度的示值在 5 min 内波动范围不超过 ± 2 K, 此时认为试验系统处于热平衡状态, 可记录试验数据。试验误差主要是仪器测量精度所带来的误差。

根据误差传递公式可表示为

$$\frac{\Delta h}{h} = \frac{\sqrt{(\partial h / \partial T_w^2) \Delta T_w^2 + (\partial h / \partial T_\infty)^2 \Delta T_\infty^2}}{h} \quad (4)$$

式中 Δq 、 ΔT_w 、 ΔT_∞ 分别为独立变量 q 、 T_w 、 T_∞ 的绝对误差。

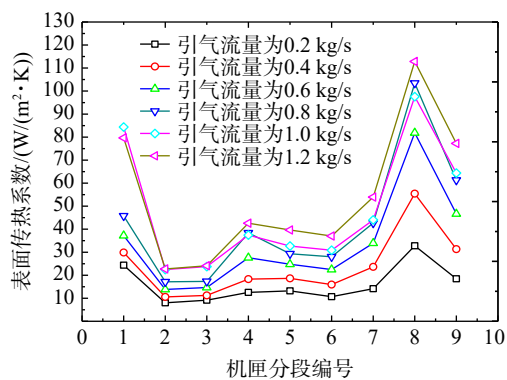
镍铬-镍硅热电偶的测量相对误差为 0.4%, 即, $\Delta T_w / T_w = \Delta T_\infty / T_\infty = 0.4\%$ 。选取一组试验数据 $q = 1\,213.9$ W/m², $T_w = 398.4$ K, $T_\infty = 313$ K 为参考, 代入式 (4), 求得表面传热系数 h 的最大相对误差 $\Delta h / h = 2.16\%$ 。

2 试验结果分析

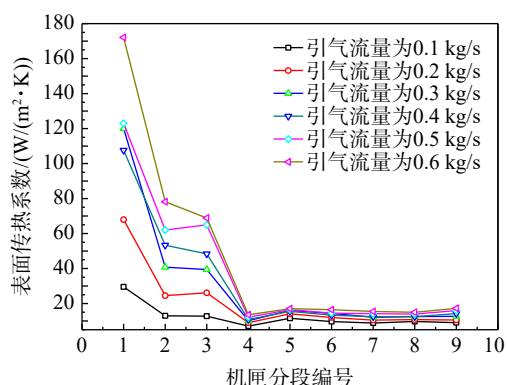
2.1 引气流量影响

图 7 为试验得到的不同引气流量下的各段核心机机匣表面传热系数分布。工况 1 条件下, 随着后舱 16 孔引气流量的增加 (图 7(a)), 核心机各段机匣表面传热系数整体呈明显增大趋势, 增长幅度较大且较均匀。前舱虽没有通入冷却空气, 但在后舱排气的抽吸作用下, 前舱内部空气的流动形成对流换热, 在后舱通风为 1.2 kg/s 的条件下, 前舱最大表面传热系数为 80 W/(m²·K), 与空气强制表面传热系数的数量级相当; 后舱最大表面传热系数为 110 W/(m²·K), 出现在发动机机匣第 8 段位置, 这是因为该位置的流通面积最小, 通风冷却空气的流速增加的缘故。

随着前舱 4 孔引气流量的增加 (工况 3), 如图 7(b), 前舱 1~3 段的表面传热系数显著提高, 在前舱通风流量为 0.6 kg/s 的条件下, 前舱最大表面传热系数为 170 W/(m²·K), 达到空气强制表面



(a) 工况1 (后舱进气)



(b) 工况3 (前舱进气)

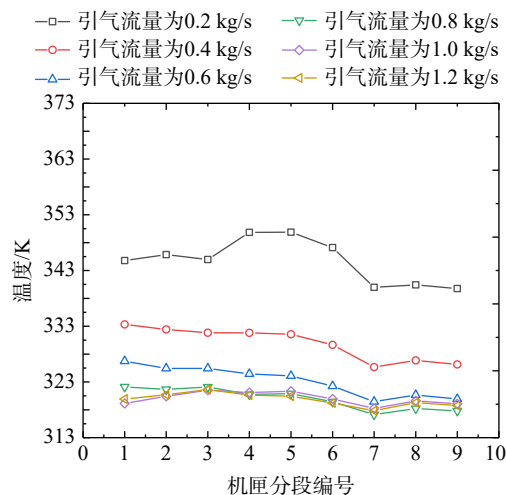
图7 引气流量对机匣表面传热系数影响

Fig. 7 Influence of intake air flow on the surface heat transfer coefficient of casing

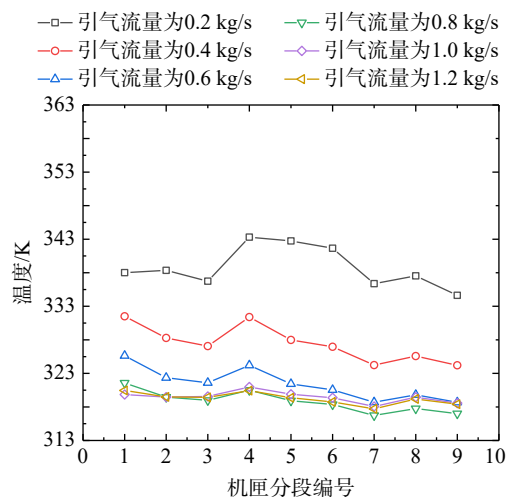
传热系数的数量级。而后舱4~9段机匣的表面传热系数几乎不随着前舱引气流量的增加而变化,与自然表面传热系数数量级相当。这是因为前舱的空气从高阶法兰流进后舱后基本是贴着核心机舱外壳壁面内侧流动,对机匣表面的流动换热影响不大。

工况1条件下的核心机舱内空间温度分布如图8所示。从测点1、测点2和测点3的空间温度值可以看到,随着引气流量的增大,空间温度不断下降,尤其引气流量由0.2 kg/s增至0.4 kg/s时,空间温度下降幅度最大。当引气流量由0.8 kg/s增至1.2 kg/s时,空间温度值几乎没有变化。据此推测,后舱16孔进气条件下,当引气流量增至0.8 kg/s后(平均单孔进气量为0.05 kg/s),继续增加引气流量对舱内空间温度的改善效果有限。

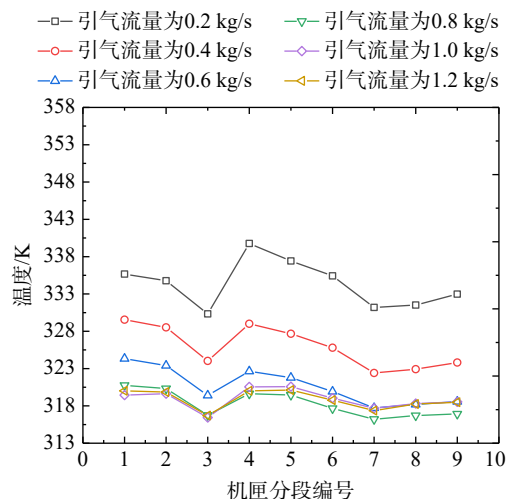
工况3条件下的核心机舱内空间温度分布如图9所示。测点1位置处核心机后舱的空间温度最大值为373 K,随着前舱4孔的引气流量不断增大,空间温度值不断下降,且下降幅度越来越小。引气流量自0.1 kg/s增至0.2 kg/s时,空间温度下降显著,降温效果理想;引气流量自0.2 kg/s



(a) 测点1 (后舱进气)



(b) 测点2 (后舱进气)

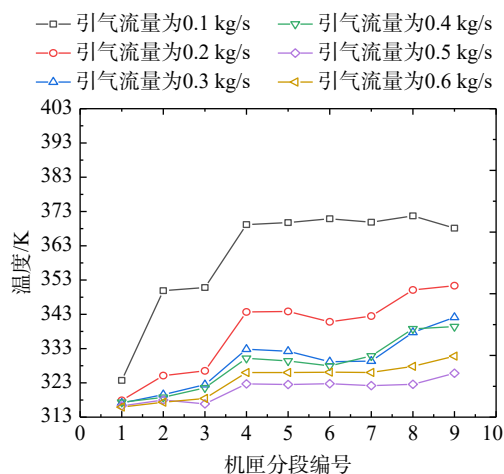


(c) 测点3 (后舱进气)

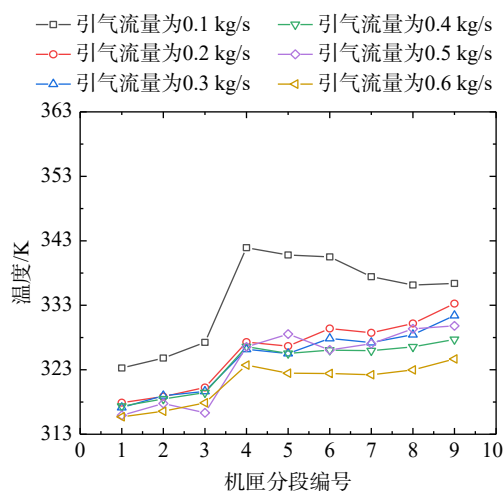
图8 工况1空间温度分布

Fig. 8 Spatial temperature distribution on working condition 1

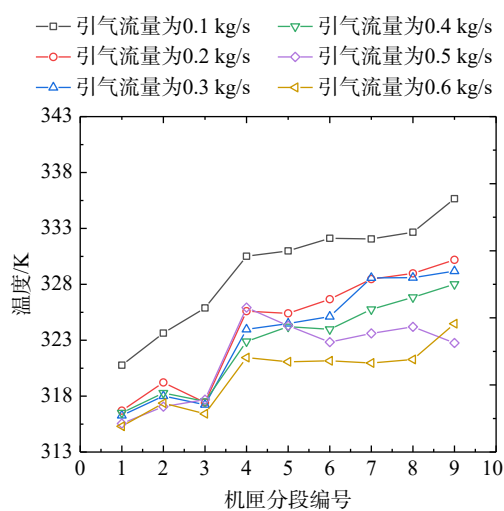
继续增至0.6 kg/s,空间温度下降不明显。即前舱4孔进气条件下,当引气流量增至0.2 kg/s后(平均单孔进气量为0.05 kg/s),继续增加引气流量对



(a) 测点1 (前舱进气)



(b) 测点2 (前舱进气)



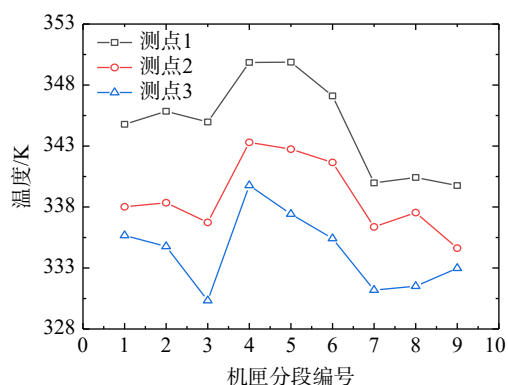
(c) 测点3 (前舱进气)

图9 工况3空间温度分布

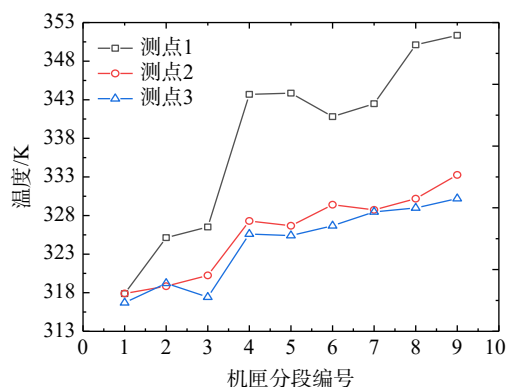
Fig. 9 Spatial temperature distribution on working condition 3

舱内空间温度的改善效果有限。

图10为引气流量为0.2 kg/s时,工况1、工况3条件下,测点1、测点2和测点3的空间温度分布比较。无论是哪一段机匣对应的空间测点,测



(a) 工况1 (后舱进气)



(b) 工况3 (前舱进气)

图10 空间温度测点不同位置的对比

Fig. 10 Comparison of spatial temperature at different locations

点1温度值最高,测点3温度值最低,造成这一趋势是自然对流换热的缘故,测点所处位置在核心舱内越高,其温度值越大。此外,对比图8和图9可以看出,相同引气流量下,前舱进气时,机匣1~6段的空间温度值普遍低于后舱进气,机匣7~9段的空间温度值则普遍高于单独后舱进气。这与表面传热系数的规律一致。

2.2 机匣表面发热量影响

单独后舱16孔通气的条件下,对比工况1(机匣高发热量)和工况2(机匣低发热量)在引气流量分别为0.4、0.8、1.2 kg/s时各段核心机匣的表面传热系数,如图11所示。试验数据表明,同一引气流量下的机匣高发热量状态下的机匣表面传热系数普遍大于机匣低发热量状态。例如,在引气流量为1.2 kg/s,机匣高发热量工况下第1段机匣表面传热系数约为80 W/(m²·K),达到空气强制表面传热系数的数量级,低发热量下约为10 W/(m²·K),仅达到空气自然表面传热系数的数量级。由于试验测试获取的平均表面传热系数是自然对流换热和强制对流换热共同作用的结果,当其余条件保持不变,机匣壁面温度更高时,由

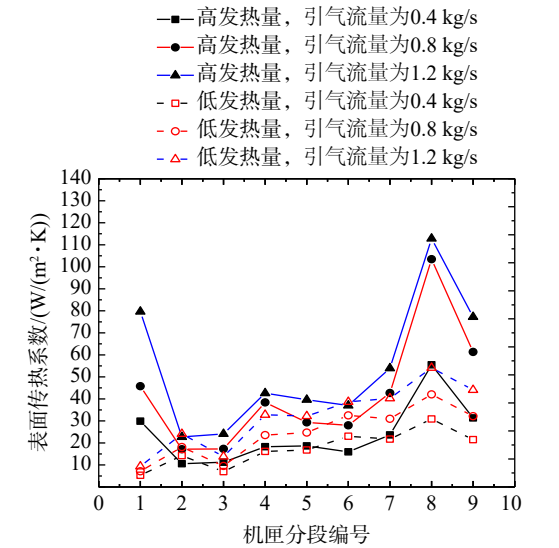


图 11 不同机匣发热量下机匣表面传热系数对比(后舱进气)

Fig. 11 Comparison of surface heat transfer coefficient of casing with difference casing heating (rear cabin air intake)

温差引起的机匣表面自然对流换热效果更强, 因此机匣表面的平均表面传热系数更大。

采用最小二乘法处理工况 1 和工况 2 状态下机匣壁面处努塞尔数 Nu 和进气处雷诺数 Re , 以此获得拟合的对流换热经验关联式, 即

$$Nu = CRe^n \tag{5}$$

其中 C 、 n 均为常值系数, 如表 3、图 12 所示。

表 3 对流换热经验关联式

Table 3 Empirical correlation of convective heat transfer

机匣分段 编号	Nu	
	工况 1	工况 2
1	$0.002Re^{0.935}$	$0.066Re^{0.451}$
2	$0.012Re^{0.674}$	$0.21Re^{0.433}$
3	$0.017Re^{0.652}$	$0.022Re^{0.576}$
4	$0.02Re^{0.687}$	$0.028Re^{0.632}$
5	$0.032Re^{0.633}$	$0.052Re^{0.578}$
6	$0.013Re^{0.712}$	$0.346Re^{0.438}$
7	$0.018Re^{0.71}$	$0.078Re^{0.562}$
8	$0.12Re^{0.617}$	$0.175Re^{0.519}$
9	$0.013Re^{0.771}$	$0.024Re^{0.671}$

2.3 核心机舱外壳表面有无保温层对比

对比工况 1(核心机舱外壳表面有保温层)和工况 4(核心机舱外壳表面无保温层), 在引气流量分别为 0.4、0.8、1.2 kg/s 时各段核心机机匣表面传热系数, 如图 13 所示。结果表明, 相同引气流量下, 有保温层的核心机舱各段核心机机匣表

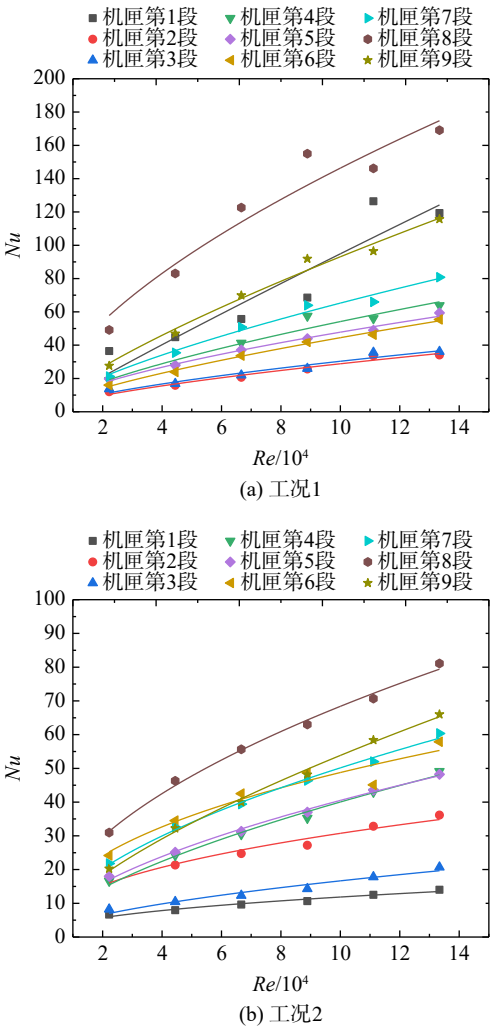


图 12 拟合的对流换热经验关联式(工况 1、2)

Fig. 12 Empirical correlation of fitting convective heat transfer (condition 1, 2)

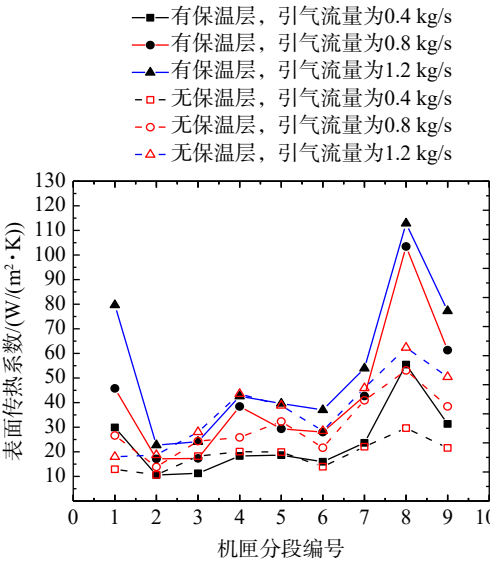


图 13 有/无保温层的机匣表面传热系数对比(后舱进气)

Fig. 13 Comparison of surface heat transfer coefficient of casing with/without insulation (rear cabin air intake)

面传热系数明显大于无保温层的核心机机匣。尤其是在核心机舱两端,也就是第 1 段和第 8、第 9 段。由于保温层的存在,核心机机匣通过辐射换热的方式向环境传递的热量减小,带走核心机舱内部热量的方式主要依靠对流换热,从而表现表面传热系数提高。

采用最小二乘法处理工况 4 状态下机匣壁面处努塞尔数 Nu 和进气处雷诺数 Re , 获得对流换热经验关联式, 如表 4、图 14 所示。

表 4 对流换热经验关联式 (工况 4)

Table 4 Empirical correlation of convective heat transfer (condition 4)

机匣分段编号	Nu
1	$0.048Re^{0.578}$
2	$0.079Re^{0.498}$
3	$0.466Re^{0.384}$
4	$0.044Re^{0.619}$
5	$0.042Re^{0.619}$
6	$0.02Re^{0.654}$
7	$0.011Re^{0.754}$
8	$0.019Re^{0.733}$
9	$0.009Re^{0.77}$

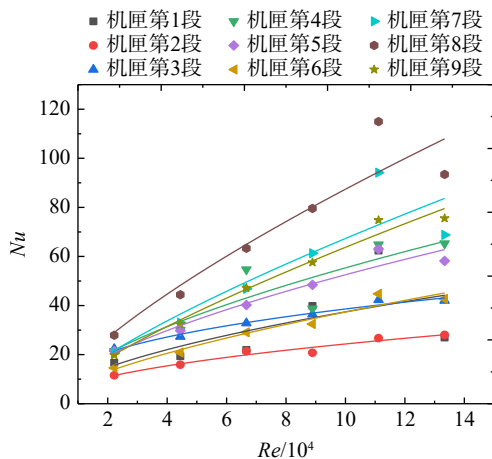


图 14 拟合的对流换热经验关联式(工况 4)

Fig. 14 Empirical correlation of fitting convective heat transfer (condition 4)

3 结 论

本文采用全尺寸模型试验的方法,研究大涵道比涡扇发动机核心机舱通风冷却系统在不同冷却气流流量、不同核心机机匣表面发热量、核心机舱外壳表面有无保温层的条件下,核心机各段机匣表面传热系数以及舱内空间温度分布,得到

以下结论:

1) 随着引气流量的增加,各段核心机机匣表面传热系数整体呈明显增大趋势,增长幅度较大且较均匀。

2) 因为前、后舱间存在高阶法兰,前舱引气流量的增加对后舱冷却效果的影响较小:后舱第 4~9 段机匣表面传热系数的变化范围为 0~20 W/(m²·K),与空气自然表面传热系数的数量级相当。

3) 机匣高发热量、核心机舱外壳壁面有保温层条件下,不论前舱进气或后舱进气,平均单个的引气流量达到 0.05 kg/s 后,继续增大引气流量,对舱内空间温度的冷却效果不明显。

4) 舱内空间温度在竖直方向上分布不均匀,前舱上部气流温度比下部高出 10 K 左右,后舱高出 20 K 左右。

5) 后舱进气时,相同引气流量下机匣表面发热量提高,各段机匣表面传热系数也略提高,差值约 10 W/(m²·K),其中机匣第 1、8 段显著提高,差值达到高达 70 W/(m²·K)左右。

6) 核心机舱外壳壁面保温层的存在导致核心机机匣通过辐射换热的方式向环境传递的热量减小,传热的方式主要依靠对流换热,因此表面传热系数提高。

7) 采用最小二乘法分别得出了各段核心机机匣处对流换热相似准则的经验公式,为后续大涵道比涡扇发动机核心机舱的通风冷却工程设计提供参考。

参考文献:

- [1] SEGAL C. Aircraft engine bay cooling and ventilation: design and modeling[J]. *Journal of Aircraft*, 1997, 34(1): 141-144.
- [2] SAWYERS A, NIGEL D. Core compartment ventilation devices for nacelles of gas turbine engines for cooling a core compartment of a gas turbine engine: EP20160205550[P]. 2019-08-07.
- [3] KOZACZUK K. Engine nacelles design: problems and challenges [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part G Journal of Aerospace Engineering*, 2017, 231(12): 2259-2265.
- [4] SUCIU G L, CHANDLER J M, PAPA F. Gas turbine engine nacelle ventilation manifold for cooling access-ories: US10526910B2 [P]. 2020-01-07.
- [5] 缪国君. 民用飞机短舱内通风冷却系统设计和验证研究[J]. *工程与试验*, 2015, 55(3): 92-94.
MIAO Guojun. Design and verification of the ventilation and cooling system in the nacelle of a civil aircraft[J]. *Engineering and Testing*, 2015, 55(3): 92-94. (in Chinese)
- [6] 王玉梅, 吕美茜. 发动机通风冷却系统的影响因素分析[J]. *工程与试验*, 2011, 51(2): 16-18.
WANG Yumei, LÜ Meiqian. Influencing factors analysis on engine cooling system[J]. *Engineering and Testing*, 2011, 51(2): 16-

18. (in Chinese)
- [7] 王涛, 李飞行. 航空发动机短舱通风冷却系统设计方案分析及对比[J]. 现代机械, 2013, 1(13): 40-42.
WANG Tao, LI Feixing. Analysis and comparison of design schemes of aero-engine nacelle ventilation and cooling system[J]. Modern Machinery, 2013, 1(13): 40-42. (in Chinese)
- [8] BOILEAU M, DUCHAINE F, SOMMERER Y, et al. Large eddy simulation of heat transfer around a square cylinder using unstructured grids[J]. *AIAA Journal*, 2013, 51(2): 372-385.
- [9] PENG H, MOHAMMADINIA S. Modeling and simulation of ventilation and cooling of aircraft piston engine based on genetic algorithm[J]. *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, 2020, 4(1): 980-988.
- [10] 张亚海, 李小宁, 谢永奇, 等. 动力舱通风冷却性能仿真及其影响因素分析[J]. 科技创新导报, 2010(33): 106.
ZHANG Yahai, LI Xiaoning, XIE Yongqi, et al. Simulation of ventilation and cooling performance of power cabin and analysis of its influencing factors[J]. *Science and Technology Innovation Guide*, 2010(33): 106. (in Chinese)
- [11] VEDESHKIN G, DUBOVITSKIY A, VERSEUX O, et al. Experimental investigations of hydraulic devices performance in aviation engine compartment[R]. [S.l.]: 28 International Congress of the Aeronautical Sciences. Brisbane, Australia: RAS-Australia Division, 2012: 1-8.
- [12] URIZ J F, REMY B, VERSEUX O, et al. Improved temperature extrapolation methods for powerplant systems[R]. AIAA-2010-4328, 2010.
- [13] URIZ J F, REMY B, VERSEUX O, et al. Model identification for temperature extrapolation in aircraft powerplant systems[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2013, 64(Complete): 162-177.
- [14] 王玉梅, 李海. 航空发动机舱温超限故障分析[J]. 工程与试验, 2017, 57(2): 52-55.
WANG Yumei, LI Hai. Fault analysis of aero engine cabin temperature exceeding limit[J]. *Engineering and Testing*, 2017, 57(2): 52-55. (in Chinese)
- [15] 马明明. 航空发动机短舱流动与换热的计算研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
MA Mingming. Computational research on the flow and heat transfer of aero-engine nacelles[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)
- [16] 王杏涛, 张靖周, 单勇. 发动机舱通风冷却和遮挡隔热综合降温效果[J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(5): 652-657.
WANG Xingtao, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong, et al. Comprehensive cooling effect of engine compartment ventilation cooling and shielding heat insulation[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2013, 45(5): 652-657. (in Chinese)
- [17] 马文昌, 王维, 马松, 等. 某型飞机发动机舱通风冷却仿真研究[J]. 飞机设计, 2013, 33(3): 27-30, 42.
MA Wenchang, WANG Wei, MA Song, et al. Simulation study on ventilation and cooling of a certain aircraft engine compartment[J]. *Aircraft Design*, 2013, 33(3): 27-30, 42. (in Chinese)
- [18] 谢永奇, 余建祖, 高红霞, 等. 直升机动力舱通风冷却系统仿真[J]. 航空动力学报, 2006, 13(2): 297-302.
XIE Yongqi, YU Jianzu, GAO Hongxia, et al. Simulation of the ventilation and cooling system of the helicopter power compartment[J]. *Journal of Aeronautical Dynamics*, 2006, 13(2): 297-302. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)