

NACA0021 和 NACA4822 翼型肋通道中 环境空气流动传热特性的实验研究*

李 勇^{1,2}, 张迎春³, 付 虞¹, 周棋润¹,
赵雨菲¹, 杨森杰¹, 马素霞¹

- (1. 太原理工大学 电气与动力工程学院, 太原 030024;
2. 煤电清洁控制教育部重点实验室, 太原 030024;
3. 中北大学 能源与动力工程学院, 太原 030051)

(我刊青年编委李勇来稿)

摘要: 针对超燃冲压发动机在更高 Mach 数飞行时, 主动再生冷却技术面临换热能力不足的瓶颈问题, 拟利用翼型肋加强再生冷却通道的传热性能。为了从原理上验证翼型肋通道的强化传热效果, 搭建了环境空气在 NACA0021 对称翼型肋和 NACA4822 非对称翼型肋通道(横截面尺寸 50 mm × 50 mm) 中的流动传热实验测试平台, 基于稳态液晶技术得到受热表面的 Nusselt 数。通过实验研究发现: NACA0021 对称翼型肋通道和 NACA4822 非对称翼型肋通道的传热强度分别被提升了 0.17% ~ 17.1% 和 18.4% ~ 52.1%, 50 m³/h 流量下的 PEC(performance evaluation criterion) 分别为 1.04 和 1.24; 大流量条件下, NACA4822 非对称翼型肋通道可强化中间受热面的传热性能; 翼型肋通道中的流动压降也会相应增大, 其中 NACA4822 翼型肋通道中的压降最大, 翼型肋的非对称性使得流动湍流强度不断积累造成下游压降存在明显升高, 该研究将有助于进一步开展翼型肋通道内超临界流体的流动传热特性研究, 拓宽超燃冲压发动机主动再生冷却技术的应用温区。

关键词: 超燃冲压发动机; 翼型肋通道; Nusselt 数; 压力损失

中图分类号: O35; V19 **文献标志码:** A **DOI:** 10.21656/1000-0887.440331

Experimental Study on Flow and Heat Transfer Characteristics of Ambient Air in NACA0021 and NACA4822 Airfoil-Fin Channels

LI Yong^{1,2}, ZHANG Yingchun³, FU Yu¹, ZHOU Qirun¹,
ZHAO Yufei¹, YANG Senjie¹, MA Suxia¹

- (1. College of Electrical and Power Engineering, Taiyuan University of Technology, Taiyuan 030024, P.R.China;
2. Key Laboratory of Cleaner Intelligent Control on Coal & Electricity, Ministry of Education, Taiyuan 030024, P.R.China;

* 收稿日期: 2023-11-06; 修订日期: 2024-04-23

基金项目: 山西省基础研究计划青年基金(202203021212263); 中国博士后科学基金(面上项目)(2023M732569); 山西省回国留学人员科研资助项目(2023-055; 2023-143); 教育部“春晖计划”合作科研项目(202200075)

作者简介: 李勇(1987—), 男, 讲师, 博士(通讯作者). E-mail: yongli@tyut.edu.cn.

引用格式: 李勇, 张迎春, 付虞, 周棋润, 赵雨菲, 杨森杰, 马素霞. NACA0021 和 NACA4822 翼型肋通道中环境空气流动传热特性的实验研究[J]. 应用数学和力学, 2024, 45(5): 594-605.

3. School of Energy and Power Engineering, North University of China,
Taiyuan 030051, P.R.China)

(Contributed by LI Yong, M. AMM Youth Editorial Board)

Abstract: The active regenerative cooling technology faces the bottleneck problem of insufficient heat transfer capacity when the scramjet flies at a higher Mach number. It is proposed to strengthen the heat transfer performance of the regenerative cooling channel with airfoil-fins. To verify the enhanced heat transfer effect of the airfoil-fin channel in principle, an experimental test platform for flow and heat transfer of ambient air in NACA0021 symmetrical airfoil-fin channels and NACA4822 asymmetric airfoil-fin channels (with cross-section sizes of 50 mm × 50 mm) was built. The Nusselt number of the heated surface was obtained based on the steady-state liquid crystal technique. The results show that, the heat transfer intensities of NACA0021 symmetrical airfoil-fin channels and NACA4822 asymmetric airfoil-fin channels improve by 0.17% ~ 17.1% and 18.4% ~ 52.1%, respectively. Correspondingly, PECs are 1.04 and 1.24, respectively, with the volume flow of ambient air at 50 m³/h. The NACA4822 asymmetric airfoil-fin channel can enhance the heat transfer performance of the middle heating surface under the condition of a large flow rate. The flow pressure drop in the airfoil-fin channels also increases correspondingly, where the pressure drop in the NACA4822 airfoil-fin channel is the largest. The asymmetry of the airfoil-fin causes the continuous accumulation of flow turbulence intensity, resulting in a significant increase in the downstream pressure drop. The work is helpful for further research on the flow and heat transfer characteristics of supercritical fluids in airfoil-fin channels, and broadens the application temperature range of the active regenerative cooling technology for scramjets.

Key words: scramjet engine; airfoil-fin channel; Nusselt number; pressure loss

0 引 言

以碳氢燃料为推进剂的超燃冲压发动机被普遍认为是高超声速飞行器的核心部件^[1],燃烧释热和气动加热双重作用使得燃烧室面临严峻的热防护问题,主动再生冷却技术是超燃冲压发动机燃烧室的理想热管理方式,然而,更高 Mach 数飞行时,主动再生冷却技术却面临换热能力不足的瓶颈问题,因此,科研人员就如何进一步提升再生冷却技术的热管理水平展开了讨论.强化传热结构可通过破坏边界层而有效提高热吸收能力,将其与再生冷却通道相结合,可较大程度地克服换热能力不足的问题.Yu 等^[2]采用 Kagome 复合晶格结构可使再生冷却通道的传热性能提升 33.6%,并且也可有效防止热裂解结焦产生的阻塞.鲍文等^[3]借助人工粗糙度结构来提高冷却效率,且最终可节约 30% 以上的冷却燃油.Baiju 等^[4]采用高孔隙率的泡沫铜来填充冷却通道,冷却介质的换热系数被提高 34%.Li 等^[5]将球凹结构引入到再生冷却通道中,发现最优深径比为 0.2,此时综合评价指标 $(Nu/Nu_0)/(f/f_0)^{1/3}$ 为 1.13.同时, Li 等^[6]认为 $h/H = 10\%$ 的微肋结构可有效抑制 5.0 MW/m² 热环境下发生的传热恶化现象.相较于光滑通道, Huang 等^[7]实验验证了 200 目的金属粉末涂层管可将传热系数提高 2.5 倍,这主要是由于金属粉末涂层的扰动作用.Xu 等^[8]研究了不同高度的矩型肋和三角型肋对超临界甲烷流动传热的影响规律,发现存在最优肋高使得综合热性能最佳.翼型是空气动力学中的经典结构,特有的扰流形态可显著降低流动损失,同时也具有良好的强化传热作用,故被广泛地应用在印刷电路板换热器等不同结构形式的换热结构中^[9].褚雯霄等^[10]将翼型肋改进后耦合到印刷电路板换热器中, Nusselt 数相较于平直肋通道提高 20.2%, 阻力上升 5.6%.Shrirao 和 Sambhe^[11]同样发现翼型肋通道比方型肋和圆型肋通道具有更好的强化传热效果,这是由于翼型肋延迟了流体与壁面的分离,进而增加了相互接触时间.Chen 等^[12]数值比较了超临界二氧化碳在 Z 字型通道和 NACA00XX 翼型通道中的流动传热性能,发现带有 NACA0010 翼型肋的印刷电路板通道具有更好的综合热性能.Cui 等^[13]对 NACA0020 翼型肋进行了改进, j 因子提高了 2.97% ~ 6.15%, 压降减小了 0% ~ 4.07%.印刷电路板换热器通道经历了半圆型、Z 字型、S

型和翼型等的变化,大量研究发现,翼型肋或其改进结构具有最优的传热性能和最小压降的特点.除改进翼型肋的形状之外,其排列方式也是重要的研究对象.因此笔者欲将分形分布的翼型肋(对称翼型肋 NACA0021 和非对称翼型肋 NACA4822)引入到主动再生冷却通道中以进一步挖掘碳氢燃料的吸热能力.为了从原理上验证上述构思的合理性,本研究首先借助环境空气在横截面尺寸为 $50\text{ mm}\times 50\text{ mm}$ 大通道内流动传热实验数据作为初始支撑,后续搭建再生微肋通道(横截面尺寸 $2\text{ mm}\times 2\text{ mm}$)内超临界碳氢燃料冷却实验平台,进行实际工况条件下的实验验证,实验结果将对主动再生冷却通道中翼型肋的合理布局提供理论支撑.

1 超燃冲压发动机再生冷却系统

超燃冲压发动机主动再生冷却系统采用自身携带的碳氢燃料作为冷却介质.为了保障喷射、掺混以及避免沸腾传热恶化的问题,冷却通道内燃料的驱动压力很高,一般在 $3.5\sim 7.0\text{ MPa}$ 之间^[14],超过了碳氢燃料的临界压力($2.0\sim 3.0\text{ MPa}$).因此,油箱中的碳氢燃料首先经驱动泵加压处理进入燃烧室壁面内冷通道,通过对流传热过程吸收壁面热量,高温碳氢燃料泵入燃烧室燃烧,产生推进力(如图 1 所示).此技术可以将燃烧室壁面热量回收再利用,实现能量高效循环,同时高温燃料以及裂解生成的小分子产物有利于燃料充分燃烧和化学吸热.

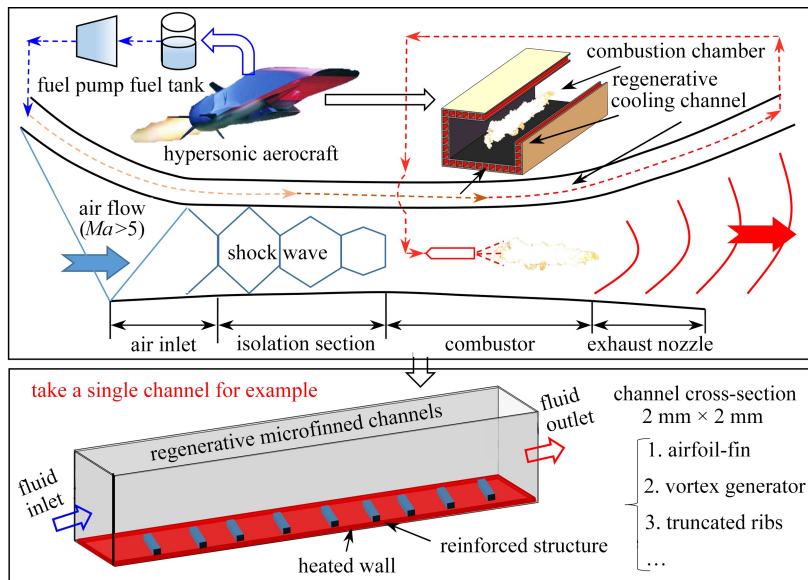


图 1 超燃冲压发动机再生冷却原理图

Fig. 1 Schematic diagram of regenerative cooling of the scramjet engine

注 为了解释图中的颜色,读者可以参考本文的电子网页版本,后同.

主动再生冷却技术实际上采用的是超临界(压力)碳氢燃料的对流传热过程吸收燃烧室壁面热量,从而实现超燃冲压发动机燃烧室安全运行的目的.然而,再生冷却通道内超临界碳氢燃料存在换热能力不足的问题,具体体现在:① 碳氢燃料在超临界压力下运行时,热物性随温度的升高会发生如图 2 所示的非线性变化,特别是在拟临界温度附近,造成近壁面处剪切应力降低,出现再层流化,发生如图 3 所示的传热恶化现象^[15];② 当温度超过 723 K 时,超临界(压力)碳氢燃料会发生裂解结焦现象,结焦产物在冷却通道壁面处形成一层导热性能差的碳层,降低传热效率^[16];③ 再生冷却通道是单壁面受热的矩形通道,超临界(压力)碳氢燃料在流动传热过程中会出现如图 3 所示的温度分层现象,导致其冷却能力不能被充分挖掘^[17];④ 随着飞行 Mach 数的增加,相比于燃烧过程,冷却所需燃料的质量流量更大,使燃料的热负荷超过其冷却能力,主动再生冷却面临热沉不足的困境^[18].上述原因致使简单的主动再生冷却技术已无法满足超燃冲压发动机在更高 Mach 数飞行时对热防护性能的苛刻要求,于是本文拟采用翼型肋再生冷却通道,以进一步挖掘冷却剂的吸热能力.

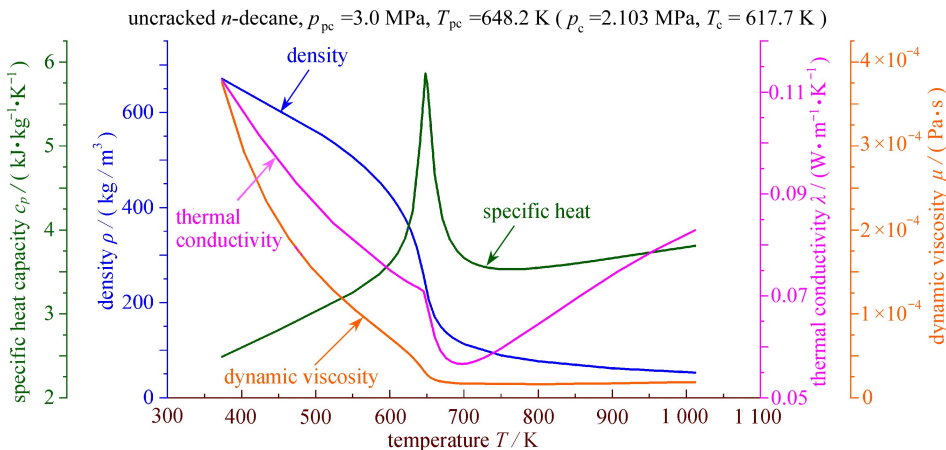


图 2 超临界(压力)正癸烷的热物性参数

Fig. 2 Thermal properties of supercritical (pressure) *n*-decane

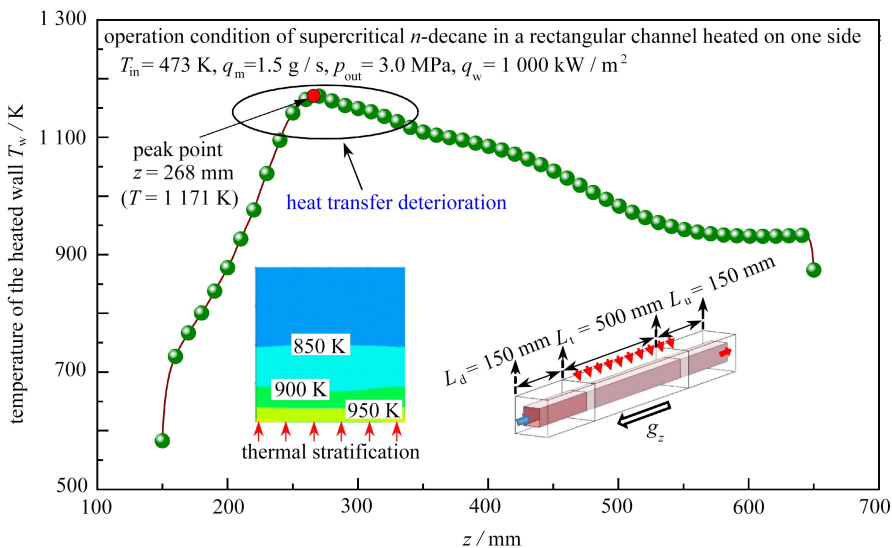


图 3 单壁面受热矩形通道内超临界(压力)碳氢燃料传热恶化现象

Fig. 3 Heat transfer deterioration of supercritical (pressure) hydrocarbon fuel in a rectangular channel heated on a single wall

2 实验装置及测试方法

2.1 实验装置

根据超燃冲压发动机再生冷却系统图,搭建了如图 4 所示的,以环境空气作为工作介质的实验系统,依此验证翼型肋再生冷却通道的流动传热性能.实验系统主要包括主流供应系统、电加热系统、温度场采集系统和压力采集系统.主流供应系统:采用离心式风机抽气的方式获取主流流体,流量通过阀门调节,主流静压压力为 0.1 MPa,流量由浮子流量计获得,主流通道截面尺寸为 50 mm×50 mm,总长 1 400 mm,包括上游段 580 mm、测试段 240 mm 和下游段 580 mm,其中测试段长度为热化箱(加热板)的尺寸,即 240 mm×50 mm,测试段入口安装有喇叭口,提供湍流度小于 3.5%的光滑流动,同时在测试段布置对称和非对称翼型肋来强化传热性能.电加热系统:热化箱、铜板和液晶片依次粘贴在一起,总厚度为 1.2 mm,其中热化箱朝向通道方向,液晶片靠近方形通道的壁面,采用 32 V/6 A 直流电源对热化箱进行供电,产生热量,通过中间铜板良好的导热性来实现热量更均匀分布.温度场采集系统:利用稳态液晶热成像(liquid crystal technique, LCT)技术采集热化箱上的温度数据,采集原理将在 2.3 小节中详细描述.压力采集系统:在通道上方等距布置①~⑦ 7 个压力测量孔,测量孔位置依次布置在两排翼型肋的中间,通过微压计对其进行测量.值得注意的是空气体

积流量的选取方法,再生冷却实验取超临界压力正癸烷在 $p_{pc} = 3.0 \text{ MPa}$, $T_{pc} = 700 \text{ K}$ 下的物性参数,流通截面积为 $2 \text{ mm} \times 2 \text{ mm}$,典型质量流量为 1.0 g/s .翼型肋通道中环境空气流动传热实验取空气在 $p = 0.1 \text{ MPa}$, $T = 300 \text{ K}$ 下的物性参数,流通截面积为 $50 \text{ mm} \times 50 \text{ mm}$.根据相似原理指导模化实验的应用规则,空气的体积流量取 $20 \sim 50 \text{ m}^3/\text{h}$.

翼型肋通道中,环境空气流动传热系统中关键实验仪器(测量仪器和测试仪器)如表 1 所示,全部实验仪器产自原欧盟国家,其制造商、产品型号、测量范围和测量误差均能满足实验需求.其中转子流量计、微压计、温度计和直流电源的测量误差是后续估量传热 Nusselt 数和阻力系数实验误差的重要依据.

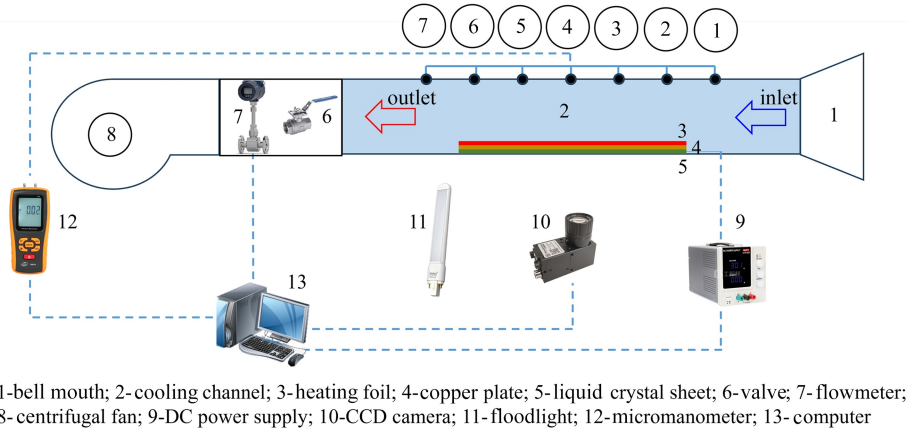


图 4 翼型肋通道中,环境空气流动传热实验测试平台

Fig. 4 The experimental test platform for flow and heat transfer of ambient air in an airfoil-fin channel

表 1 实验仪器详细信息

Table 1 Details of laboratory instruments

	experimental apparatus	manufacturer	product model	measuring range	measuring error
measuring apparatus	CCD camera	Allied Vision (Germany)	Prosilica GE 1650C	4 096×22 160 pixels	-
	float flowmeter	KROHNE (Germany)	VA20R	0~210 $\text{N} \cdot \text{m}^3/\text{h}$	2%
	micromanometer	Furness Controls (UK)	FC014	0~10 000 Pa	1%
	thermometer	Steinfurth (Germany)	DTM Spezial	15~61 $^{\circ}\text{C}$	0.01 $^{\circ}\text{C}$
test instrument	centrifugal fan	Siemens (Germany)	ELMO-G 2BH3 110-0HC42-5	1.10 kW/50 Hz	-
	thermalized foil	-	PI108920-00	24 V/60 W	-
instrument	liquid crystal membrane	LCR Hallcrest Ltd. (UK)	R35C5W	-	0.1 K
	DC power	EVENTEK (France)	KPS305D	0~32 V/0~6 A	-

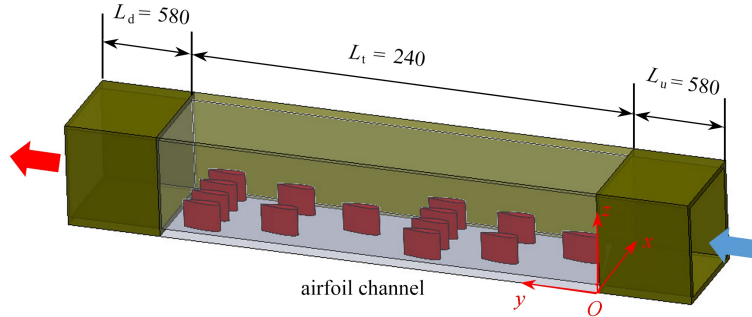
2.2 实验操作流程

翼型肋通道中环境空气流动传热实验测试平台如图 4 所示.下面将根据图 4 中的内容详细介绍翼型肋通道中环境空气流动传热实验测试流程.实验前将控制流量的阀门开度调至最大,依次开启离心式风机、直流电源和稳态液晶热测量系统.离心式风机通过提供出口负压来提供流动动力,流量由阀门开度控制,大小由浮子流量计测量,沿程压力由微压计提供(如 2.1 小节中所述,压力测量孔均布于翼型肋的上方,且位于两列翼型肋的中间位置,所测数值为环境压力与测量孔处压力的差值),最终空气在风机侧被排空;采用直流电源来控制热化箔的电流和电压,进而控制热化箔的加热热流,稳态液晶测温原理详见 2.3 小节;测试段中翼型肋根据分形理论排布且分布方式如图 5 所示,从右至左第 1,2,3 列分别由 1,2,4 个翼型肋构成,相间分别为 50 mm , 25 mm 和 12.5 mm ,随后列数中的肋片呈周期性变化.肋片的长度为 20 mm ,前后相间同样为 20 mm .翼型肋的形状参数将在第 3 节中详细阐述.

2.3 稳态液晶校准

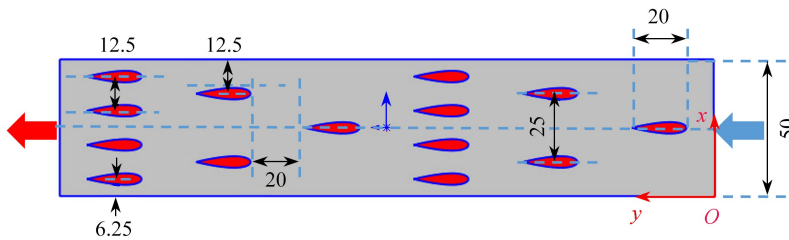
为确保温度场实验数据的准确性,实验前需对液晶进行标定,图 6 为液晶标定系统.为消除外界光和反光影响,此实验在黑色木盒构成的封闭空间中进行.实际测量过程中,相机和液晶的相对位置也会影响测量精度,本研究中相机位置相对于液晶位置成 90° ,液晶和铜板粘合在一起,热电偶布置于铜板不粘贴液晶的

一侧,以便测量液晶表面的温度,即黑色木盒内热空气的温度.采用离心式风机向封闭空间鼓入热空气,热空气的温度可通过电热丝来调节,使得液晶周围环境处于恒定温度,CCD 相机记录液晶显示颜色,即不同 hue 值(色调),依次增大电热丝功率,以改变流入空气的温度和相应的液晶颜色,这样就可以建立液晶膜颜色与温度之间的关系.在计算过程中,将 RGB 图像在计算机中转换为 HSV 数据,其中 hue 值与局部温度建立一一对应关系.图 7 中给出了色相值与温度之间的校准曲线,此曲线中离散点的颜色取自局部对应值.为了准确地获得加热面的温度,在液晶膜显示的可用值中选择窄波段的绿区数据,详细的校准过程可参考文献[19].由于 hue 值在 60~100 范围内时,液晶显示具有较高分辨率的绿色,因此本研究采用绿色色调来表征液晶表面温度.



(a) 三维翼型肋通道

(a) The 3D airfoil-fin channel



(b) 三维翼型肋通道

(b) The 2D airfoil-fin channel

图 5 翼型肋排布方式(单位: mm)

Fig. 5 The arrangement of the airfoil-fin (unit: mm)

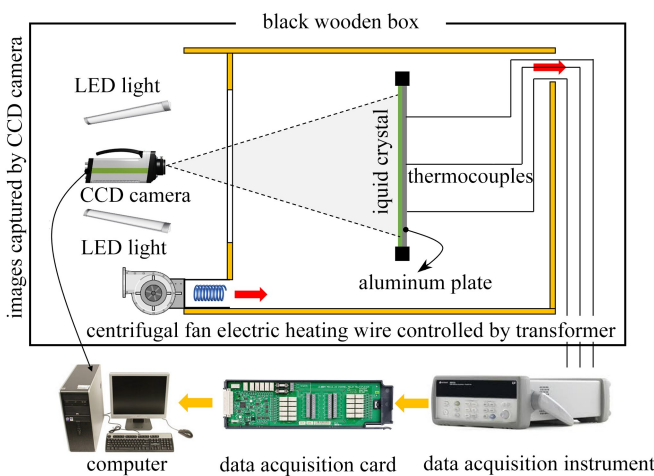


图 6 液晶标定示意图

Fig. 6 The liquid crystal calibration diagram

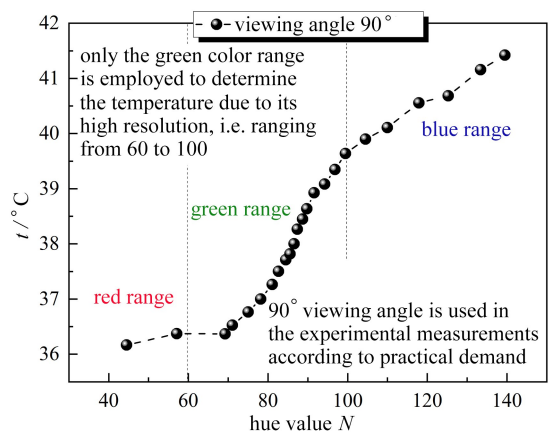


图 7 液晶色随温度变化图

Fig. 7 The color change of liquid crystal with the temperature

3 翼型肋结构参数

本文中采用 NACAXYZZ 四位数翼型作为翼型肋结构的平面曲线(如图 8 所示), X 表示最大弧度相对弦长的百分比 m , Y 表示最大弧度位置相对弦长的百分比 p , Z 表示最大厚度相对弦长的百分比 t . 若翼型是对称结构, 则 $m = 0, p = 0$; 反之, 翼型是非对称结构. 本工作中采用的 NACA0021 和 NACA4822 分别是对称翼型和非对称翼型, 其中 NACA0021 表示翼型的相对厚度为 21%; NACA4822 表示翼型的最大相对弧度为 4%, 最大弧度位置位于翼弦前缘的 80% 处, 相对厚度为 22%.

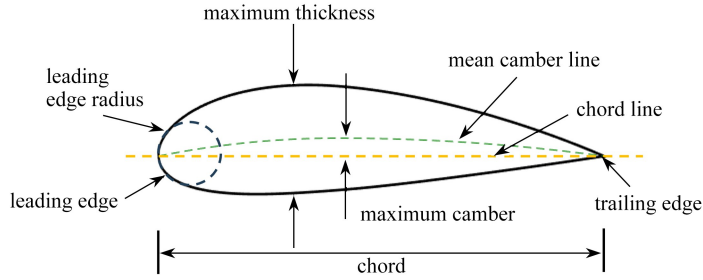


图 8 翼型肋结构图

Fig. 8 Structure diagram of the airfoil-fin

NACA 翼型的型面曲线是根据理想流动理论和风洞吹风数据, 并结合一系列性能良好的翼型进行拟合所获得的多项式曲线. NACA 翼型的厚度分布情况如下所示:

$$y_t = \frac{tc}{0.2} \left(0.2969 \sqrt{\frac{x}{c}} - 0.1260 \frac{x}{c} - 0.3516 \left(\frac{x}{c} \right)^2 + 0.2843 \left(\frac{x}{c} \right)^3 - 0.1036 \left(\frac{x}{c} \right)^4 \right), \quad (1)$$

其中 c 是弦长, x 表示翼型曲线上点的横坐标, y_t 是给定 x 处的纵坐标(半厚度).

翼型平均弧度线的控制方程如下:

$$\begin{cases} y_c = \frac{m}{p^2}(2px - x^2), & 0 \leq x < p, \\ y_c = \frac{m}{(1-p)^2}(1 - 2p + 2px - x^2), & p \leq x \leq c, \end{cases} \quad (2)$$

其中 y_c 表示给定 x 处的弧线位置.

相应地, 翼型结构的型面曲线可以通过方程(3)和(4)计算获得:

$$\begin{cases} x_U = x - y_t \sin \theta, \\ y_U = y_c + y_t \cos \theta, \\ x_L = x + y_t \sin \theta, \\ y_L = y_c - y_t \cos \theta, \end{cases} \quad (3)$$

$$\theta = \arctan \left(\frac{dy_c}{dx} \right), \quad (4)$$

其中 (x_U, y_U) 和 (x_L, y_L) 分别表示翼型上下表面的坐标.

4 实验误差分析

实验过程中直接测量数据为热化箔表面温度、空气进出口温度和通道体积流量, 间接测量数据为 Nusselt 数和传热系数. 传热系数 h 的表达式如下:

$$h = \frac{c_p \rho q_v (T_{out} - T_{in})}{A(T_{wall} - T_{air})} = \frac{c_p \rho q_v \Delta T_1}{A \Delta T_2}, \quad (5)$$

式中, q_v 为空气的体积流量, $\text{m}^3 \cdot \text{s}^{-1}$; T_{wall} , T_{air} 为热化箔表面温度和空气温度, K; ΔT_1 为进出口温度差, K; ΔT_2 为热化箔表面温度和空气温度差值, K. 根据误差的传递公式, 可以计算得到实验测量传热系数的不确

定度:

$$\delta h = \sqrt{\left(\frac{\partial h}{\partial q_v} \delta q_v\right)^2 + \left(\frac{\partial h}{\partial \Delta T_1} \delta T_1\right)^2 + \left(\frac{\partial h}{\partial \Delta T_2} \delta T_2\right)^2} = h \sqrt{\left(\frac{\delta q_v}{q_v}\right)^2 + \left(\frac{\delta T_1}{\Delta T_1}\right)^2 + \left(\frac{\delta T_2}{\Delta T_2}\right)^2}. \quad (6)$$

据此,可以得到传热系数的相对误差为

$$\frac{\delta h}{h} = \sqrt{\left(\frac{\delta q_v}{q_v}\right)^2 + \left(\frac{\delta T_1}{\Delta T_1}\right)^2 + \left(\frac{\delta T_2}{\Delta T_2}\right)^2}, \quad (7)$$

其中,体积流量不确定度 $\Delta q_v = 0.000\ 28\ \text{m}^3/\text{s}$,最大体积流量 $q_v = 0.013\ 89\ \text{m}^3/\text{s}$,温度不确定度为 $0.1\ \text{K}$,最大测量温差为 $10\ \text{K}$,故传热系数实验误差为 2.46% .实验过程中特征长度和特征温度不变,可得 Nusselt 数的实验误差同样为 2.46% .

5 结果与讨论

5.1 全局 Nusselt 数分布

传热性能的优劣通常采用传热系数或 Nusselt 数来表征,图 9 和图 10 分别对比了 NACA0021、NACA4822 翼型肋通道和光滑通道中受热表面的 Nusselt 数分布。

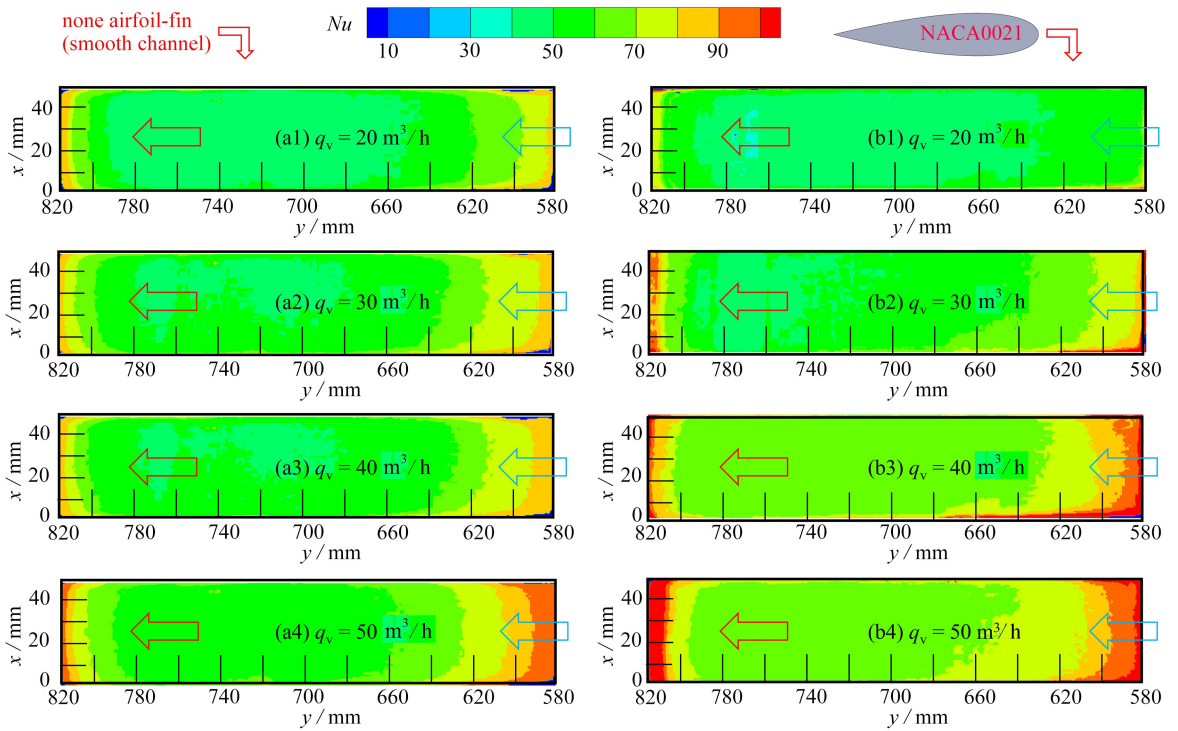


图 9 NACA0021 翼型肋通道和光滑通道受热表面的 Nusselt 数分布

Fig. 9 Nusselt number distributions on heated surfaces of the NACA0021 airfoil-fin channel and the smooth channel

可以发现如下规律:在相同空气流量条件下 ($30 \sim 50\ \text{m}^3/\text{h}$),无论是 NACA0021 对称翼型肋通道还是 NACA4822 非对称翼型肋通道,其传热性能均高于光滑通道的换热情况,这说明翼型肋确实可以提高通道内传热强度,而且所有通道中传热性能均随着空气流量的增加而增大.对于无翼型肋通道(即光滑通道),当空气流量为 $20 \sim 50\ \text{m}^3/\text{h}$ 时,受热表面两端的传热性能明显优于受热表面中间部位的传热性能,而且随着空气流量的增加,受热表面两端 Nusselt 数提升的幅度要大于受热面的中间部位.对于 NACA0021 翼型肋通道,随着空气流量的增加,受热表面两端的传热性能得到明显改善,但是中间位置的 Nusselt 数提升较小.对于 NACA4822 翼型肋通道,当空气流量为 $20 \sim 30\ \text{m}^3/\text{h}$ 时,主要是受热面两端的 Nusselt 数增加;当空气流量为 $30 \sim 50\ \text{m}^3/\text{h}$ 时,受热面中间位置的传热性能也得到很大程度地改善.通过上述分析可知:当空气流量较小时,无论是对称翼型肋 NACA0021 还是非对称翼型肋 NACA4822,均可以提高受热表面两端的传热性能,但受热表

面中间位置的传热强度提升较小;当空气流量较大时,NACA0021 对称翼型肋通道依旧无法有效提高受热表面中间部位的传热性能,然而 NACA4822 非对称翼型肋通道可解决上述问题。

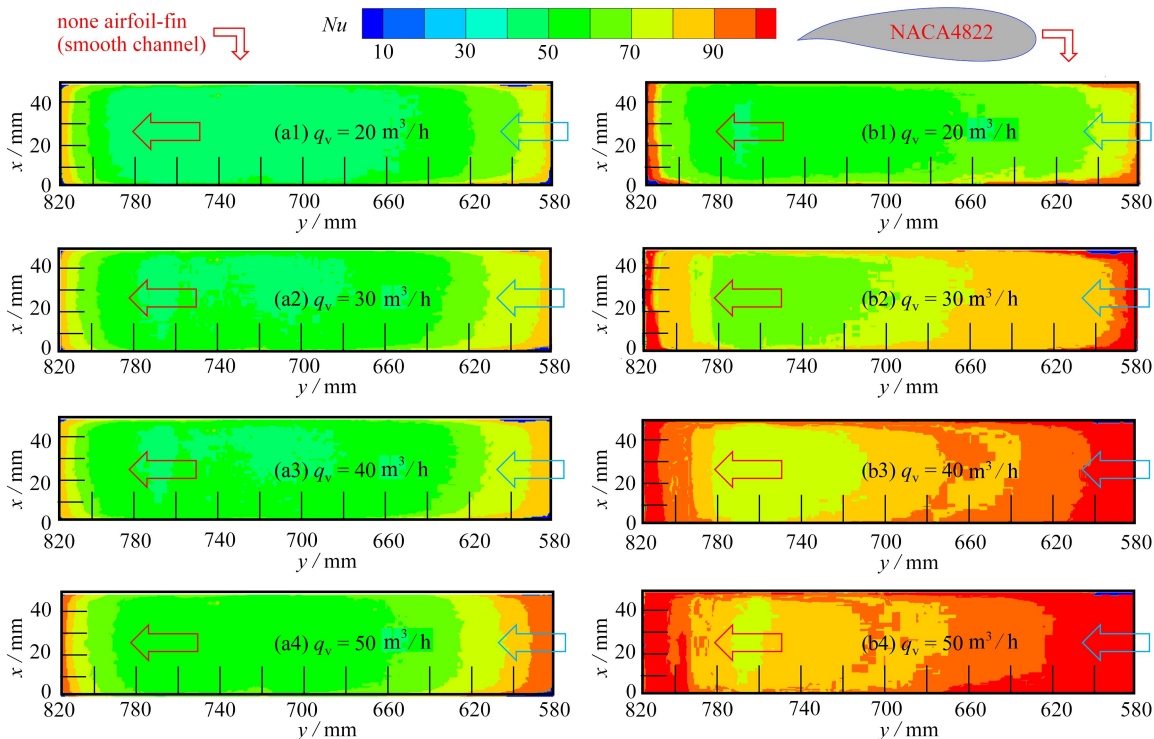


图 10 NACA4822 翼型肋通道和光滑通道受热表面的 Nusselt 数分布

Fig. 10 Nusselt number distributions on heated surfaces of the NACA4822 airfoil-fin channel and the smooth channel

5.2 沿程平均 Nusselt 数分布

为了更好地说明通道沿程的平均传热性能,对于某一确定位置 Nusselt 数根据式(8)进行算术平均便得到如图 11 所示的无翼型肋、NACA0021 翼型肋和 NACA4822 翼型肋通道中受热表面沿程平均 Nusselt 数分布情况:

$$Nu_x = \frac{\sum_{i=1}^n Nu_{x,i}}{n}. \quad (8)$$

通过图 11 可以发现,所有曲线的左右两侧均发生了 Nusselt 数振荡的现象,这是由于热化箔、铜板和液晶片依次粘贴构成一个台阶,使得流动发生振荡导致的.通过每个电极附近的曲线曲率可以发现热量在这些区域存在传导损失,未出现较大波动的工况,说明数据不在电极的 2.5 cm 范围内^[20].当空气流量为 20 m³/h 时,NACA0021 翼型肋通道中间部位的传热强度略低于无翼型肋通道中的强度,直到空气流量达到 30 m³/h, NACA0021 翼型肋通道中间部位的传热性能才得到改善,然而 NACA4822 翼型肋通道中间位置的 Nusselt 数始终比无翼型肋通道中的高.对于无翼型肋通道的中间部位,Nusselt 数由空气流动上游到下游逐渐增大;对于 NACA0021 翼型肋和 NACA4822 翼型肋通道的中间位置,传热性能几乎保持不变,这得益于翼型肋强化传热及铜板的强导热系数.观察图 11(b)和图 11(c)发现:NACA4822 翼型肋通道中受热表面沿程平均 Nusselt 数分布要优于 NACA0021 翼型肋通道中的情况,但是随着空气流量的不断增加,两种通道传热性能增加的幅度都不断减小,这说明入口流量(即入口 Reynolds 数)的增加对翼型肋通道强化传热作用减弱,即考虑通道压降时存在最佳入口 Reynolds 数。

5.3 沿程压力分布

综合传热性能除考虑 Nusselt 数外,还需观察沿程压降.如图 4 所示,在通道沿程 7 个位置设置压力测量孔,每个测量孔之间的距离相等,测量孔②—⑥分布于两列翼型肋中间位置.图 12 给出了无翼型肋、NA-

CA0021 翼型肋和 NACA4822 翼型肋通道中沿程压降分布情况,可以发现:对于无翼型肋通道,压降曲线变化平缓,说明光滑通道内沿程压降很小,随着空气流量的增加,沿程压降升高,空气流量为 20~50 m³/h 时,对应压降分别为 21.0 Pa,41.0 Pa,61.0 Pa 和 81.0 Pa;对于 NACA0021 翼型肋通道,两射流孔间压降明显大于无翼型肋通道中的压降,并且从上游到下游逐渐增大;对于 NACA4822 翼型肋通道,两射流孔间压降明显大于无翼型肋通道和 NACA0021 翼型肋通道中的压降大小,上游测量孔③、④处压降存在明显升高的趋势,这主要是由于翼型肋的非对称性使得流动湍流强度增大并在下游积累。

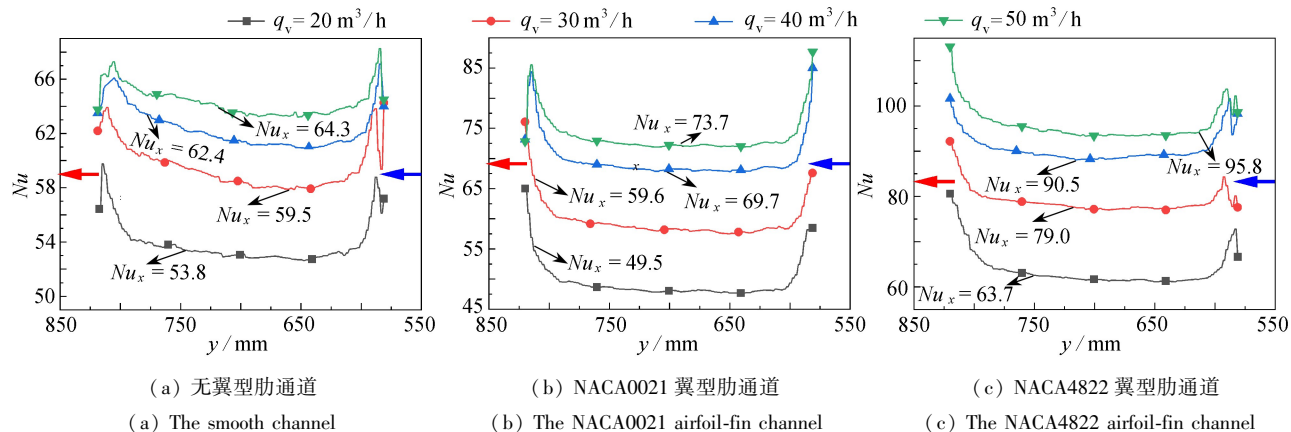


图 11 无翼型肋、NACA0021 翼型肋和 NACA4822 翼型肋通道中受热表面沿程平均 Nusselt 数分布

Fig. 11 Average Nusselt number distributions along the heated surface in the smooth channel the NACA0021 airfoil-fin and the NACA4822 airfoil-fin

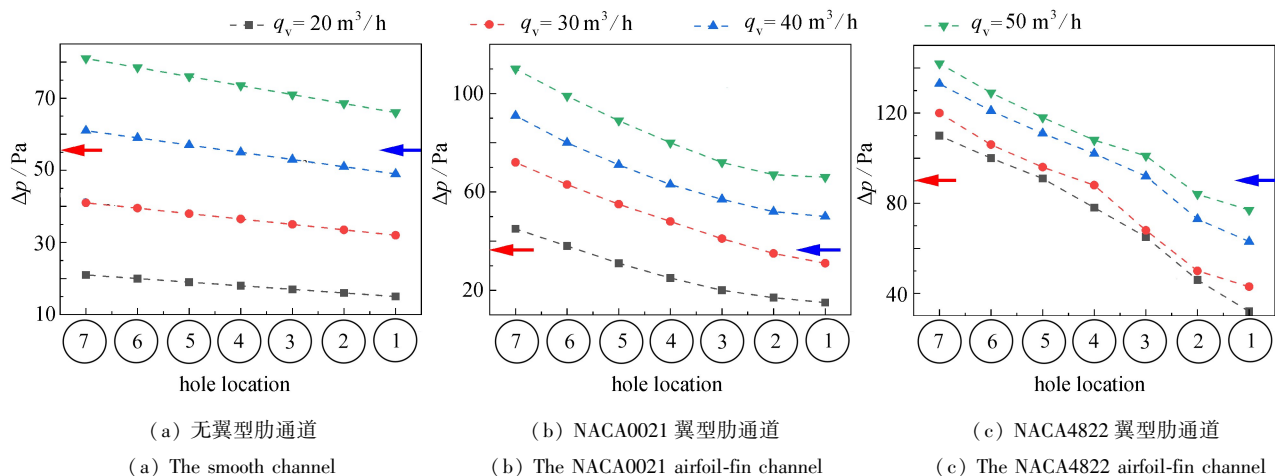


图 12 无翼型肋、NACA0021 翼型肋和 NACA4822 翼型肋通道中沿程压降

Fig. 12 Pressure drops along the smooth channel, the NACA0021 airfoil-fin and the NACA4822 airfoil-fin

5.4 传热-压降综合性能分析

PEC 通常被用来评价传热强度和压降大小的相对关系,其表达式为

$$P_{PEC} = (Nu/Nu_0)/(f/f_0)^{1/3}, \tag{9}$$

式中

$$Nu = \left(\sum_{i=1}^n Nu_i \right) / n, \tag{10}$$

$$Nu_0 = \left(\sum_{i=1}^n Nu_{0i} \right) / n, \tag{11}$$

$$f = \frac{2\Delta p}{\rho u_{in}^2} \cdot \frac{a}{L_t}, \tag{12}$$

$$f_0 = \frac{2\Delta p_0}{\rho u_{in}^2} \cdot \frac{a}{L_t}, \quad (13)$$

Nu 为 NACA0021 翼型肋和 NACA4822 翼型肋通道中的 Nusselt 数, Nu_0 为无翼型肋通道中的 Nusselt 数; f 和 f_0 , Δp 和 Δp_0 分别为相对应的 Fanning 阻力系数和压降, Pa; a 为冷却通道的水力直径, m; L_t 为冷却通道实验段的长度, m。图 13 给出了 NACA0021 翼型肋和 NACA4822 翼型肋通道中传热-压降综合性能指数 PEC 的大小, 可以看出随着流量的增加, NACA0021 翼型肋和 NACA4822 翼型肋通道中的 PEC 均会增大, 对于 NACA0021 翼型肋通道, 仅当流量超过 $50 \text{ m}^3/\text{h}$ 时, PEC 才能超过 1, 也就是传热强度提升的幅度大于压降增大的幅度; 对于 NACA4822 翼型肋通道, 当流量超过 $40 \text{ m}^3/\text{h}$ 时, PEC 会大于 1, 当流量为 $50 \text{ m}^3/\text{h}$ 时, PEC 等于 1.24。这说明 NACA4822 翼型肋可更加有效地提高通道强化传热水平。

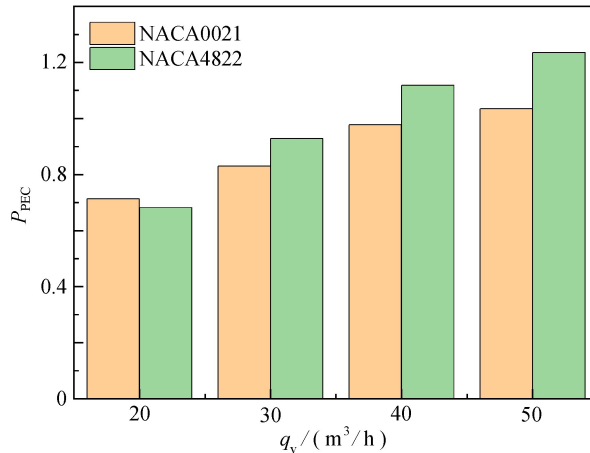


图 13 NACA0021 翼型肋和 NACA4822 翼型肋通道中传热-压降综合性能分析

Fig. 13 Comprehensive performance analysis of heat transfer and pressure drop in the NACA0021 airfoil-fin and the NACA4822 airfoil-fin channels

6 结 论

针对超燃冲压发动机更高 Mach 数飞行时, 主动再生冷却技术面临换热能力不足的瓶颈问题, 本研究拟借助翼型肋来进一步挖掘再生冷却通道中冷媒的冷却性能。为了验证翼型肋通道的传热性能, 我们采用环境空气在截面 $50 \text{ mm} \times 50 \text{ mm}$ 通道内流动传热来进行原理性验证实验, 发现了如下规律:

- 1) 当空气流量为 $20 \sim 50 \text{ m}^3/\text{h}$ 时, NACA0021 对称翼型肋通道无法有效提高受热表面中间部位的传热性能, 然而在大流量下 NACA4822 非对称翼型肋通道可解决上述问题。
- 2) NACA0021 对称翼型肋通道和 NACA4822 非对称翼型肋通道均可有效提升传热强度, 不同流量下提升率分别为 $0.17\% \sim 17.1\%$ 和 $18.4\% \sim 52.1\%$ 。
- 3) 对于无翼型肋通道, 测量孔间压降是均匀分布的, 且随着空气流量的增加而升高, 压降分别为 21.0 Pa , 41.0 Pa , 61.0 Pa 和 81.0 Pa ; 对于 NACA0021 翼型肋通道, 两射流孔间压降明显大于无翼型肋通道中的压降, 且从上游到下游逐渐增大; NACA4822 翼型肋通道中的压降最大, 翼型肋的非对称性使得流动湍流强度不断积累造成下游压降存在明显升高。
- 4) 当环境空气流量为 $50 \text{ m}^3/\text{h}$ 时, NACA0021 翼型肋和 NACA4822 翼型肋通道的 PEC 分别为 1.04 和 1.24。通过环境空气的原理性实验证实翼型肋通道可以有效提升冷媒的传热性能, 特别是非对称翼型肋的强湍动能的作用, 后续将开展翼型肋通道内超临界流体的流动传热特性研究。

参考文献 (References):

- [1] BONIFACIO S, BORRECA S, RANUZZI G, et al. SPREAD: a scramjet preliminary aerothermodynamic design code[C]//Proceedings of 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Canberra, Australia, 2006: AIAA 2006-7910.

- [2] YU J, SONG Q F, MA X L, et al. Study of heat transfer of composite lattice structure for active cooling used in the scramjet combustor[J]. *Materials Research Innovations*, 2015, **19**(S5): 843-849.
- [3] 鲍文, 周伟星, 周有新, 等. 超燃冲压发动机再生冷却结构的强化换热优化研究[J]. 宇航学报, 2008, **29**(1): 246-251. (BAO Wen, ZHOU Weixing, ZHOU Youxin, et al. Active cooling design on heat transfer enhancement for scramjet engines using optimization methods[J]. *Journal of Astronautics*, 2008, **29**(1): 246-251. (in Chinese))
- [4] BALJU A P, JAYAN N, NAGESWARAN G, et al. A technology for improving regenerative cooling in advanced cryogenic rocket engines for space transportation[J]. *Advances in Astronautics Science and Technology*, 2021, **4**: 11-18.
- [5] LI L H, LI X, QIN J, et al. Effect of dimple depth-diameter ratio on the flow and heat transfer characteristics of supercritical hydrocarbon fuel in regenerative cooling channel[J]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2021, **2021**: 7694510.
- [6] LI X, ZHANG S L, ZUO J Y, et al. Flow and heat transfer characteristics of supercritical hydrogen in unilateral heated channels with micro-ribs[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2023, **221**: 119900.
- [7] HUANG D, LI W, CHEN J X, et al. Heat transfer characteristics of aviation kerosene flowing in enhanced tubes at supercritical pressure[J]. *ASME Journal of Thermal Science and Engineering Applications*, 2020, **12**(3): 031013.
- [8] XU K K, TANG L J, MENG H. Numerical study of supercritical-pressure fluid flows and heat transfer of methane in ribbed cooling tubes[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2015, **84**: 346-358.
- [9] 张冠文. 翼型结构在紧凑型换热装置中的应用研究[D]. 广州: 广州大学, 2022. (ZHANG Guanwen. Research on the application of airfoil structure in compact heat exchanger[D]. Guangzhou: Guangzhou University, 2022. (in Chinese))
- [10] 褚雯霄, 李雄辉, 马挺, 等. 不同肋片结构的印刷电路板换热器传热与阻力特性[J]. 科学通报, 2017, **62**(16): 1788-1794. (CHU Wenxiao, LI Xionghui, MA Ting, et al. Heat transfer and pressure drop performance of printed circuit heat exchanger with different fin structures[J]. *Chinese Science Bulletin*, 2017, **62**(16): 1788-1794. (in Chinese))
- [11] SHRIRAO P N, SAMBHE R U. Enhancement of heat transfer characteristics using aerofoil fin over square and circular fins[J]. *International Journal of Recent Technology and Engineering*, 2019, **8**(3): 827-830.
- [12] CHEN F, ZHANG L S, HUAI X L, et al. Comprehensive performance comparison of airfoil fin PCHEs with NACA 00XX series airfoil[J]. *Nuclear Engineering and Design*, 2017, **315**: 42-50.
- [13] CUI X Y, GUO J F, HUAI X L, et al. Numerical study on novel airfoil fins for printed circuit heat exchanger using supercritical CO₂[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2018, **121**: 354-366.
- [14] EDWARDS T. Liquid fuels and propellants for aerospace propulsion: 1903-2003[J]. *AIAA Journal of Propulsion and Power*, 2003, **19**: 1089-1107.
- [15] PIZZARELLI M, URBANO A, NASUTI F. Numerical analysis of deterioration in heat transfer to near-critical rocket propellants[J]. *Numerical Heat Transfer (Part A): Applications*, 2010, **57**: 297-314.
- [16] PEI X Y, HOU L Y, REN Z Y. Flow pattern effects on the oxidation deposition rate of aviation kerosene[J]. *Energy and Fuels*, 2015, **29**: 6088-6094.
- [17] 康玉东, 孙冰. 再生冷却通道跨临界甲烷流动传热研究[J]. 航空动力学报, 2010, **25**: 2493-2497. (KANG Yudong, SUN Bing. Flow and heat transfer investigation of transcritical methane in regenerative cooling channels[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, **25**: 2493-2497. (in Chinese))
- [18] WILLARD M, GIEL D, RAFFOUL C N. Scramjet/ramjet design and integration trade studies using SRHEAT [C]//45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Denver, Colorado, USA, 2009: 2009-5184.
- [19] LIU J. Investigations of heat transfer and fluid flow in the pocket region of a gas turbine engine and cooling of a turbine blade[D]. Lund: Lund University, 2019.
- [20] COOPER T E, FIELD R J, MEYER J F. Liquid crystal thermography and its application to the study of convective heat transfer[J]. *ASME Journal of Heat Transfer*, 1975, **97**(3): 442-450.