

飞行器热防护与利用一体化系统实验与模拟

许巍¹, 赵俊伟¹, 袁本立², 隆瑞¹, 刘志春¹, 刘伟¹

(1. 华中科技大学能源与动力工程学院, 武汉 430074;

2. 中国航天科技集团有限公司中国运载火箭技术研究院空天业务部, 北京 100076)

摘 要: 通过设计一种基于主动冷却的点阵桁架结构, 在降低飞行器质量的同时, 实现有效的热防护效果, 并在该结构中加入半导体温差发电装置, 将产生的气动热转化为电能, 可用于飞行器小型用电设备供电。对该热防护与利用一体化系统进行了实验研究。在不同工况下, 温差发电功率远大于主动冷却系统的泵功消耗, 可实现主动冷却系统的自驱动。通过添加管内表面凸起和螺旋扭带扰流对翼前缘主动冷却点阵桁架结构热防护性能进行了优化研究。结果表明: 管内凸起和扭带耦合时能明显改善系统的热防护性能, 在流速为 0.1 m/s 情况下, 以水为冷却工质时, 外面板和内面板最高温度较光管情况下分别下降了 14.4%、17.8%; 以煤油为冷却工质时, 两者分别下降了 15.0%、34.5%。

关 键 词: 飞行器; 气动热; 主动冷却; 热防护; 热电转换

中图分类号: V219

文献标志码: A

Experiment and simulation on aircraft thermal protection and utilization integrated system

XU Wei¹, ZHAO Junwei¹, YUAN Benli², LONG Rui¹,

LIU Zhichun¹, LIU Wei¹

(1. School of Energy and Power Engineering,

Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074, China;

2. Department of Aerospace Business, China Academy of Launch Vehicle Technology,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China)

Abstract: When an aircraft flies at a high Mach number for a long time, the airflow in the boundary layer of the aircraft wall will generate aerodynamic heat because of strong friction, which can cause the temperature near the wall to rise or even exceed the temperature resistance limit of the material to the disadvantage of the aircraft. A lattice truss structure based on active cooling was designed to reduce the weight of the aircraft while achieving thermal protection effectively. At the same time, a semiconductor thermoelectric conversion device was added to the structure to convert the generated aerodynamic heat into electrical energy, which could be used to supply power for small electrical equipment of aircraft. The proposed integrated system of thermal protection and utilization was studied through experiment and the results showed that the power of thermoelectric conversion was much larger than the pump power consumption of the active

收稿日期: 2021-04-09

作者简介: 许巍(1999—), 男, 硕士生, 研究方向为电子器件热管理。E-mail: xu_w@hust.edu.cn

通信作者: 隆瑞(1989—), 男, 副教授、博士生导师, 博士, 研究方向为热交换设备节能技术、低品位能源利用系统、电子器件与系统热管理、微纳尺度能量转换与离子输运。E-mail: r_long@hust.edu.cn

引用格式: 许巍, 赵俊伟, 袁本立, 等. 飞行器热防护与利用一体化系统实验与模拟[J]. 航空动力学报, 2022, 37(3): 555-563. XU Wei, ZHAO Junwei, YUAN Benli, et al. Experiment and simulation on aircraft thermal protection and utilization integrated system[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(3): 555-563.

cooling system, which can realize the self-driving of the active cooling system. Furthermore, the thermal protection performance of the actively cooled lattice truss structure was optimized by numerical simulation method, and the heat transfer effect was enhanced by adding the inner tube protrusions and the spiral twist. The results showed that the coupling of the inner tube protrusions and the twisted band can significantly improve the thermal protection performance of the system. At the flow velocity of 0.1 m/s, the maximum temperature of the outer and inner panels decreased by 14.4% and 17.8%, respectively, when water was used as working fluid, and 15.0% and 34.5%, respectively, when kerosene was used as working fluid.

Key words: aircraft; aerodynamic heat; active cooling; thermal protection; thermoelectric conversion

高超声速飞行器是指飞行速度大于 5 倍声速、能长时间飞行于大气层的飞行器,主要应用于巡航导弹、空天飞机等先进技术上^[1]。随着各国航空航天技术的逐步成熟,对高超声速飞行器的速度、安全性、长时间飞行等有了更高的需求,伴随而来的则是“热障”问题的凸显。飞行器在高速飞行的过程中,由于表面摩擦作用产生大量热量使飞行器面临极为恶劣的气动热环境^[2]。飞行器材料通常由于严重的气动加热导致自身弹性模量和强度极限降低,同时由于不同部位材料不同形成较大的热梯度,产生较大的热应力,从而承载能力降低,严重时发生变形,导致无法完成长时间飞行的目标,安全性也无法保证^[3]。

热防护方式主要有被动防热、半被动防热和主动防热 3 种^[4-5]。被动防热主要从材料方面着手,如使用隔热材料,热沉结构等,如美国第一代可重复使用的航天运载器,在不同的热流密度部位使用不同的耐高温材料,在高温区采用 C/SiC 盖板,在较高温区采用氧化硅型刚性防热瓦,在较低温区采用氧化硅型柔性隔热毡,这种方式也成为各国随后设计的参照典范^[6-7]。半被动防热主要为烧蚀技术,通过外部材料在高温下烧蚀带走热量,只能适用于短时间高速飞行且对于气动外形没有要求的情况,如穿越大气层的返回舱。主动防热主要有对流冷却、发汗冷却等,通过流体对流传热吸收热量并且能够形成液膜来隔离高温主流与部件结构,具有冷却能力强、可重复长时间使用等优点,缺点是结构比较复杂。目前,材料和制造工艺依然在研发和改进,然而,单纯的依靠提高材料的性能无疑会制约着飞行器的进一步发展,因此,既能保证飞行器高温部位得到足够的冷却,又能维持结构气动外形且质量轻等众多制约条件的热防护技术一直是各国亟需解决的关键技术难题^[8-9]。

研究者们持续地对热防护结构做了大量研究。Bapanapalli^[10]为解决传统分离式隔热结构有可能在冲击下失效的问题,提出一体化波纹夹芯板热防护设计方案,该结构在壁板之间布置波纹板和隔热材料,结构具有较高的力学性能,但气动热容易沿波腹板向内传导,因此隔热性较差。Daryabeigi 等^[11]针对波纹夹芯热短路效应过高的缺点,提出了桁架加筋组合夹芯隔热纤维材料的改进设计方案,降低热短路效应的同时实现了质量的减轻。Rakow 等^[12]对冷却板进行了研究和改进,将冷却板设计成一种夹芯结构,金属泡沫材料作为芯子,将金属泡沫的孔隙作为冷却通道,实验和理论研究了该结构在热力耦合边界条件下的响应。Williams 等^[13]提出了基于仿生的传热承载一体化的多功能结构,将换热管道与壁板结构结合在一起,较好地解决了卫星壁板热控问题。

由此,飞行器的热防护方式正在向多功能一体化结构设计的方向发展。本文介绍了一种集成热电转换功能的对流冷却防热结构,它集成了防热、承载、发电于一体,以点阵桁架支撑结构代替内外面板之间的隔热材料,辅以冷却管路进行对流换热,并加设了管内表面凸起和螺旋扭带等结构强化换热,通过在结构中布置热电转换装置可以实现利用气动热发电的功能,在大幅减小飞行器质量的同时,又提供了足够的防热效果,为飞行器长时间飞行和重复使用提出了一种良好的解决方案。

1 热防护与利用一体化系统实验

1.1 实验模型介绍

本文设计及制作了基于点阵桁架结构的主动冷却和热电转换一体化系统,温差发电片安装于外面板和冷却管路之间的开槽中,实物如图 1

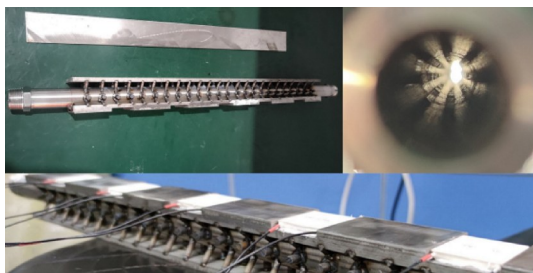


图1 热防护与利用一体化系统实物图

Fig.1 Physical diagram of integrated thermal protection and utilization system

所示。

实验件由内面板、外面板、支撑结构和冷却管路组成,均采用轻质高温镍铬铁合金 Inconel-600,模型总长度为600 mm,宽度为40 mm,高度为45 mm。内外面板之间焊有支撑结构和冷却管路,支撑分为直支撑和斜支撑结构,提供导热和维持结构稳定作用,支撑两两间隔20 mm,冷却管路内径为15 mm,管壁厚度为5 mm防止焊接变形。管内加工有凸起结构,两两间隔10 mm,能够增加流动扰动,提升换热冷却效果。外面板需要单独加工,便于在凹槽处安装完温差发电片后再焊接固定。加工时采用精加工和氩弧焊焊接,加工精度可达0.1 mm。

1.2 实验系统介绍

实验系统主要包括数据采集系统、冷却水循环系统、热电转换系统、调压加热系统。实验系统原理图如图2所示。

数据采集系统由传感器、数据采集板和上位

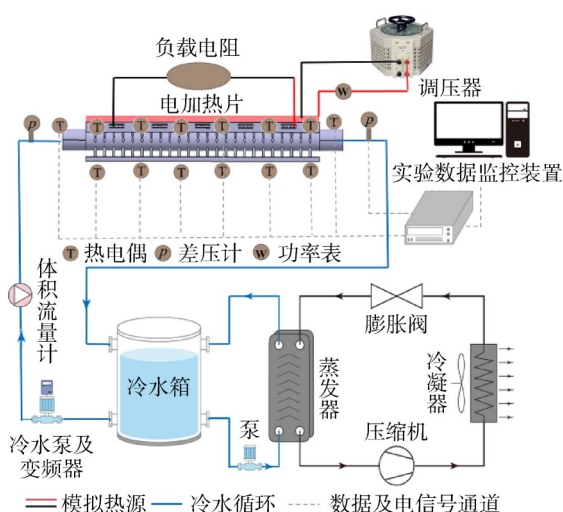


图2 实验系统示意图

Fig.2 Schematic diagram of the experimental system

机3个部分组成。温度数据由K型热电偶测得,在内外面板上等距布置10个测点,进出口各1个,与数据采集器(keithley7708)连接,实现实时数据的读取。压力数据由压力表直接读出;冷却水循环系统由水箱、水泵、蒸发器、压缩机、体积流量计、膨胀阀和冷凝器组成。通过恒温水箱使冷却管道进口水温在20℃左右,通过电磁流量计(ADMAG,AXF010G)实现体积流量控制;热电转换系统主要由温差发电片、精密电阻组成。本研究采用了市面上通用的TEHP1-12730H型号的温差发电片,尺寸为30 mm×30 mm×3.7 mm。温差发电片由127对Bi₂Te₃材料的PN结串联而成,上下表面覆盖陶瓷以达到绝缘、导热的作用(受工艺和材料限制,最高耐温为300℃,长期耐温为240℃)。将5个开槽中的温差发电片串联起来,通过外接高精度定值电阻,配合高精度万用表(DL8490)测出开路电压和短路电流,从而计算得到温差发电片内阻与输出最大功率。调压加热系统主要由MCH(metal ceramics heater)陶瓷加热片(最大加热功率为330 W)、调压器(TDGC2-2KVA)和功率仪(EVERFINE, PF9800_V200)组成。

1.3 实验方案

采用陶瓷加热片对装置外面板加热,通过调压器和功率仪改变加热功率。冷却工质为水,流速为0.05、0.1、0.3、0.5 m/s,冷却水温通过水箱设为20℃,由于管路散热,冷却水进口温度将低于此值,在进口管段布置热电偶测量实际温度。结构外面板进行加热的同时进行水冷。受材料耐温性能(如导热硅脂、硅胶、温差发电片等耐温限制),模拟热源表面温度需控制在250℃以下。分别将外面板温度升高至120、150、180、200、220℃左右,待换热稳定时记录实验数据,并计算出发电功率,由此得到温度随加热功率的变化曲线。通过调压仪固定加热功率的大小,改变流速得到温度随流速的变化曲线。

1.4 实验结果分析

图3示出了上述实验台架系统在流速为0.1 m/s和0.3 m/s时,内外面板最高温度和进口水温随加热功率的变化曲线。图4示出了实验台架系统在加热功率 P 为182.4 W和262.4 W时,内外面板最高温度和进口水温随流速的变化曲线。内外面板的温度变化趋势相同,随着流速增大,温度下降速率变缓,即通过增加冷却剂入口流速来提高

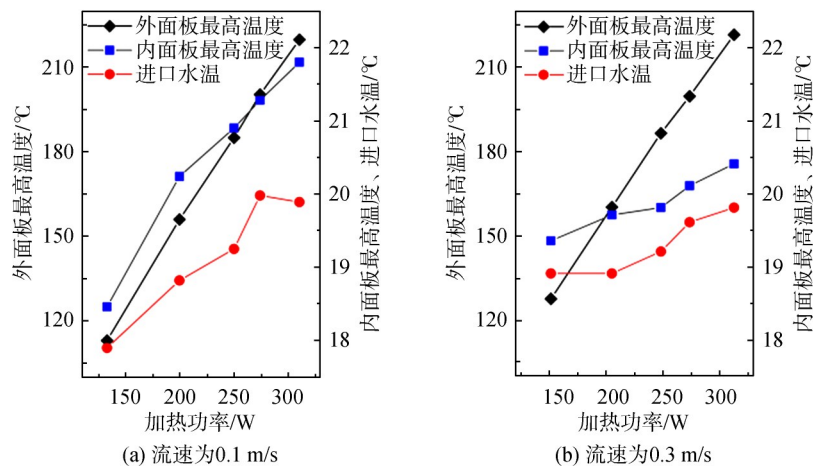


图3 不同流速时结构温度随加热功率的变化情况

Fig.3 Variation of structure temperature with heating power at different flow velocities

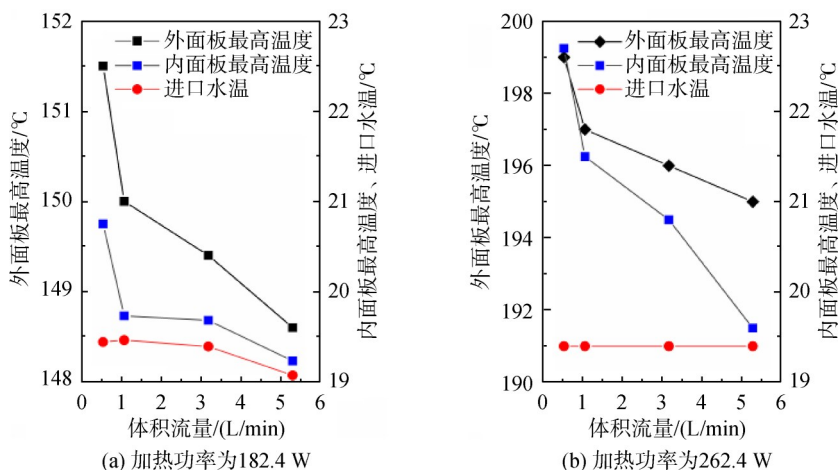


图4 不同加热功率时结构温度随流速的变化情况

Fig.4 Variation of structure temperature with flow velocity under different heating powers

该主动冷却结构的换热效率作用有限。在外部最高温度达到 220 °C 时,内部最高温度仅为 20 °C 左右,验证了该主动冷却桁架结构良好的冷却性能。

如图 5(a) 所示,随外面板承受的热流密度的

增加,热电站输出功率和输出电压呈现出先升高后降低的变化,这与 Bi_2Te_3 材料的自身属性有关,其热电优值随温度先增大后减少^[14-15]。如图 5(b) 所示,随着陶瓷加热片加热功率 P (条形图上方数

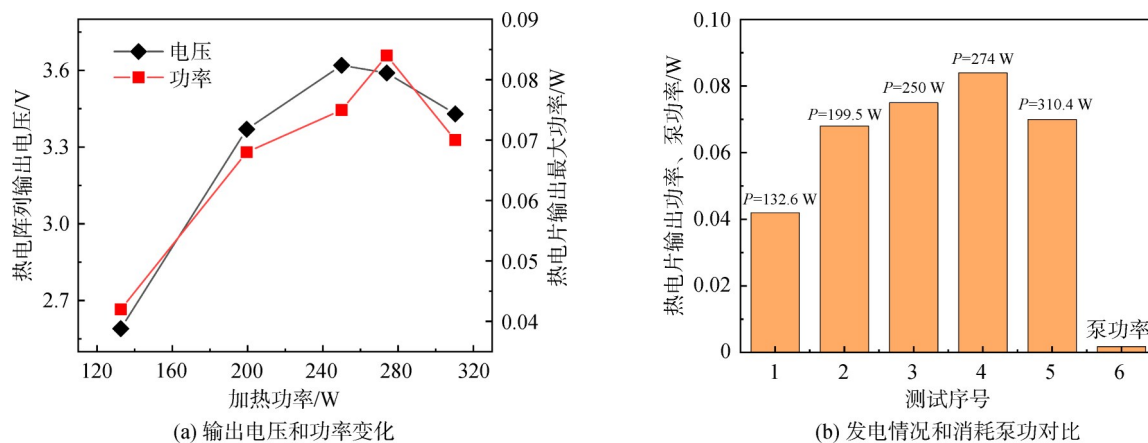


图5 基于半导体温差片气动热热电转换性能

Fig.5 Pneumatic thermo-thermoelectric conversion performance based on semiconductor thermoelectric devices

据)的增大,热电片输出功率(横坐标 1~5 号条形图对应纵坐标)呈先增大后降低的趋势,且相比泵功消耗功率(横坐标 6 号条形图对应纵坐标),热电片输出的功率更大,气动热利用输出的电能可满足主动冷却时消耗的泵功,不需外部设备供电,即可实现该主动冷却系统的自驱动性。在实际样件中,通过增加温差发电片的数量,可以使发出的电压大于相应的水泵所需的额定电压,将温差发电片的输出端接入相应的稳压装置,控制输出电压恒定,再接入水泵的供电端,便可以实现温差发电片对水泵的供电,从而不需要外部的额外设备,即实现该主动冷却系统的自驱动性。由于实验结构尺寸较小,只能布置少量热电装置,若是通过增加热电装置,并且改善热电片材料的性能,便可以得到更高的输出功率,进而为更多的小功率电器提供电力。

2 点阵桁架结构热防护性能优化

2.1 几何模型和边界条件

为探究更接近飞行器实际的受热情况,将热流密度 q 提高到 100 kW/m^2 ,建立了更接近实际形状的点阵桁架结构模型。本次研究取飞行器前缘主动冷却单胞结构作为分析对象。该结构由外面板、内面板、支撑结构和流体管道区域组成,和前述实验所用结构不同在于将直形管路变换为飞行器前缘处的弯曲结构,模型图及其参数如图 6 所示。采用 Inconel-600 作为结构材料,其硬度和强度较高,导热性较小。以水和煤油作为冷却剂。材料物性见表 1,其中 ρ 为密度, c_p 为比热容, κ 为导热系数, μ 为动力黏度。

为了计算方便,在用 Fluent 进行数值模拟前,需要做出以下假设^[16-17]:①管道内流体为不可压缩牛顿流体;②不考虑桁架结构的辐射散热和自然对流散热,即外壁面均为绝热边界;③流动和传热过程均是稳态的。控制方程选择雷诺平均

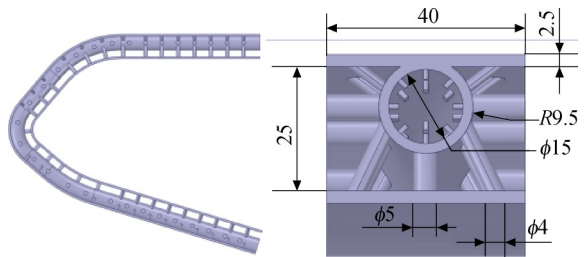


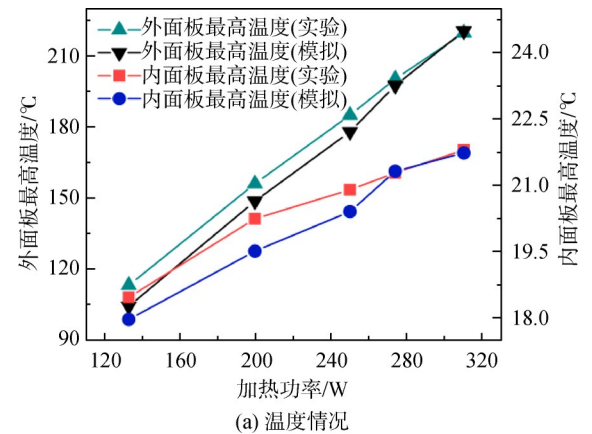
图 6 一体化结构单元模型(单位:mm)
Fig.6 Integrated structural unit model (unit:mm)

表 1 材料物性参数				
Table 1 Physical property parameters of materials				
参数	$\rho/$ (kg/m^3)	$c_p/$ ($\text{J}/(\text{kg}\cdot^\circ\text{C})$)	$\kappa/$ ($\text{W}/(\text{m}\cdot^\circ\text{C})$)	$\mu/10^{-4}$ ($\text{kg}/(\text{m}\cdot\text{s})$)
镍铬铁合金	8 420	460	20.6	
水	998.2	4 182	0.6	10.03
煤油	800	2 100	0.13	1.984

Navier-Stokes(N-S)方程,连续性方程、动量方程采用的最小迭代残差为 10^{-3} ,能量方程采用的最小残差为 10^{-6} ,计算模型选用湍流 realizable- k - ϵ -silon 模型。进口边界设置为速度入口,进口处冷却剂温度设置为 $t_0=20\text{ }^\circ\text{C}$ 。出口边界条件为压力出口。外部面板施加恒定的热流密度 $q=100\text{ kW/m}^2$,流固耦合界面无滑移,其余壁面均设为绝热。所采用的基本控制方程有连续性方程、动量守恒、能量守恒方程见文献[18]。

2.2 模型验证

本节将实验结果与数值模拟的结果进行了对照。如图 7 所示,外面板温度差距随着加热功率增大而逐渐减小,模拟和实验误差最大仅为 4.7%,内面板温度最大误差为 3.6%,且随着加热功率的增大,实验和仿真的温度差逐渐减小。随着流速的增大,压降(进出口压差)增大,反映了流体流动过程中需要克服的阻力情况。随着流速增大,实验数据和模拟数据的差值逐渐减小,到流速为 0.5 m/s 时,压降和泵功的误差都仅为 3.55%。因模拟时更加偏向于理想情况,忽略了部分因素,主动冷却效果好,故内外部最高温度均低于实验测得,且加工时凸起尺寸有一定误差,导致流动过程中的阻力较大,需要更大的泵功促进流体流动。



(a) 温度情况

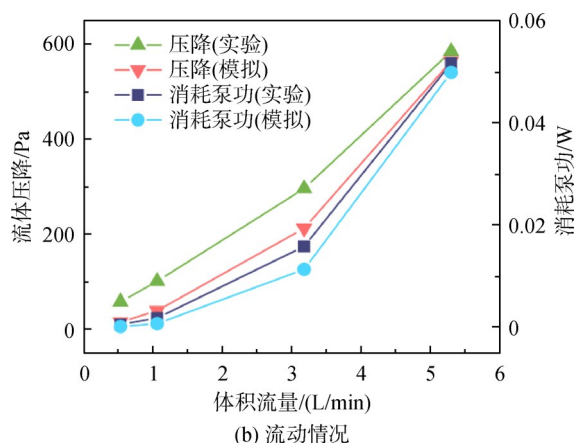


图7 实验结果和模拟结果对比

Fig.7 Comparison of experimental results and simulation results

经过核算,传热和流动情况误差较小,验证了所采用的计算模型。

2.3 壁面扰流强化传热

为了提高一体化结构的防热效果,在管壁添加凸台进行扰流强化换热,并研究了不同凸起尺寸和间距的作用效果。凸起尺寸分别有突出1、1.5、2 mm 三种,凸起间距分别为10、20、30 mm 三种,将其两两组合成9种结构进行仿真,9种组合情况如表2所示。

如图8所示,结构1、4、7温度较低,其中7号结构温度最低,压差变化仅在100 Pa左右。本研究着重研究结构的防热性能,在压差变化不大的情况下应首选冷却效果最好的结构,故基于此9种结构,7号结构(尺寸为2 mm、间距为10 mm)的凸起结构时性能最好,以水为冷却工质时,外面板和内面板最高温度较光管情况下分别下降了10.7%、17.4%;以煤油为冷却工质时,外面板和内面板最高温度较光管情况下分别下降了9.7%、26.4%。

表2 表面凸起结构序号表

Table 2 Surface protruding structure serial number table

参数	结构序号								
	1	2	3	4	5	6	7	8	9
尺寸/mm	1	1	1	1.5	1.5	1.5	2	2	2
间距/mm	10	20	30	10	20	30	10	20	30

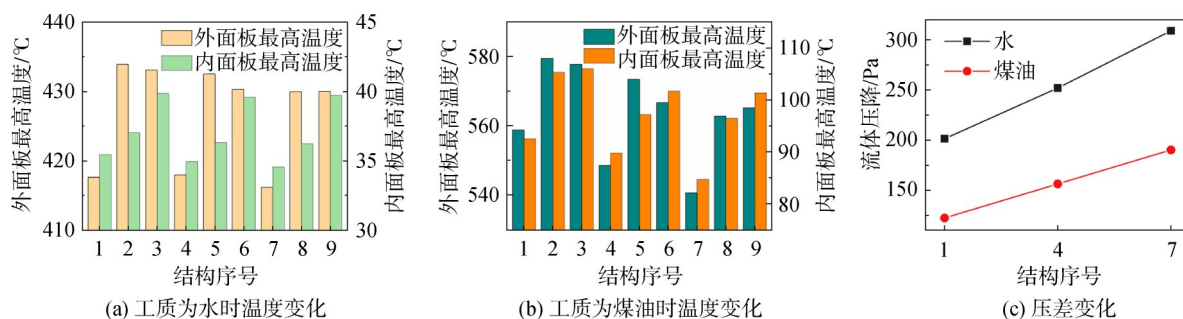


图8 不同凸起结构下温度和压差变化情况

Fig.8 Variation of temperature and pressure difference under different protruding structures

2.4 壁面扰流和管内旋流耦合强化传热

本节将壁面扰流和螺旋扭带管内旋流结构进行结合,来提高结构热防护系统。螺旋外径为10 mm,螺旋总角度为7200°,凸起螺旋结合结构如图9所示。

如图10所示,当单独添加螺旋结构时,内部温度和外部温度较光滑结构均有所升高;当单独添加凸起结构时,内部温度和外部温度均有所降低;当把螺旋结构和凸起结构结合加入管道时,外

部最高温度相较于只添加凸起的结构有明显下降,而内部最高温度则相差不多,这是由于水的冷却性好,添加螺旋形成的扰流对传热作用不明显。如图11所示,单独添加螺旋结构和单独添加凸起结构时温度变化与工质为水时的变化相同;当把螺旋结构和凸起结构结合加入流道时,外部最高温度曲线与只含有凸起结构的曲线有温度交叉点,即螺旋结构的扰流作用与阻流作用的相对大小与流速有关,流速越大,扰流作用越明显。凸起

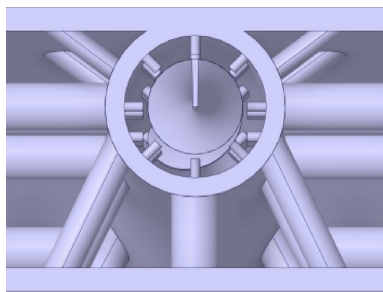


图9 突起螺旋结合示意图

Fig.9 Schematic diagram of the combination of protuberance and spiral twist

和螺旋结合的结构内部最高温度更低一些。如图12所示,随着结构变得更加复杂,流动过程的压力也随之变大。凸起和螺旋结合时的结构能起到更好的强化传热效果,且相比工质水来说,螺旋结

构更能促进煤油的传热强化作用。在流速为0.1 m/s情况下,以水为冷却工质时,外面板和内面板最高温度较光管情况下分别下降了14.4%、17.8%;以煤油为冷却工质时,外面板和内面板最高温度较光管情况下分别下降了15.0%、34.5%。

对流冷却具有较好的可靠性,故在飞行器主动冷却中得到了广泛应用,许多学者在进行研究时均采用对流冷却,表3列举了部分学者采用对流冷却方式进行的数值模拟和实验情况,其中 t_{in} 为内面板温度, t_{out} 为外面板温度。本研究为一体化点阵桁架结构,内有扰流管路,于外面板施加100 kW/m²的定热流密度,分别探究了冷却剂为水和煤油两种情况下结构的温度情况。在较小流速时,便能达到外面板温度超过500℃而内部温度不超过60℃,通过增加扰流结构使内外部最高

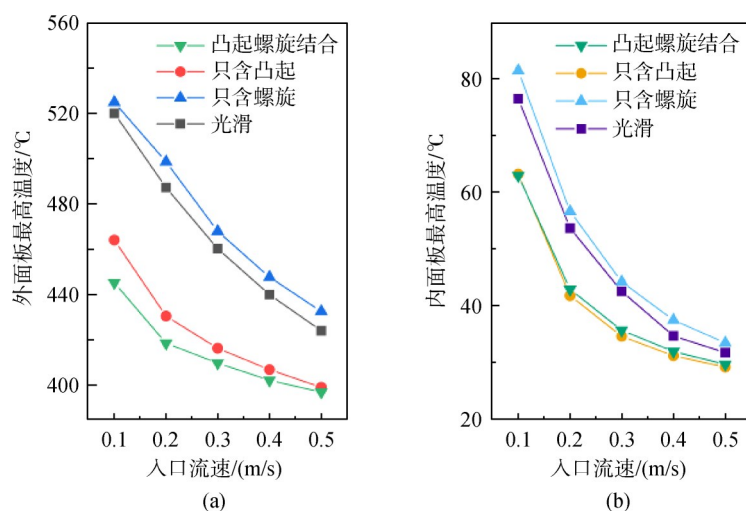


图10 工质为水时4种结构温度情况对比

Fig.10 Comparison of temperature of four structures with water as working fluid

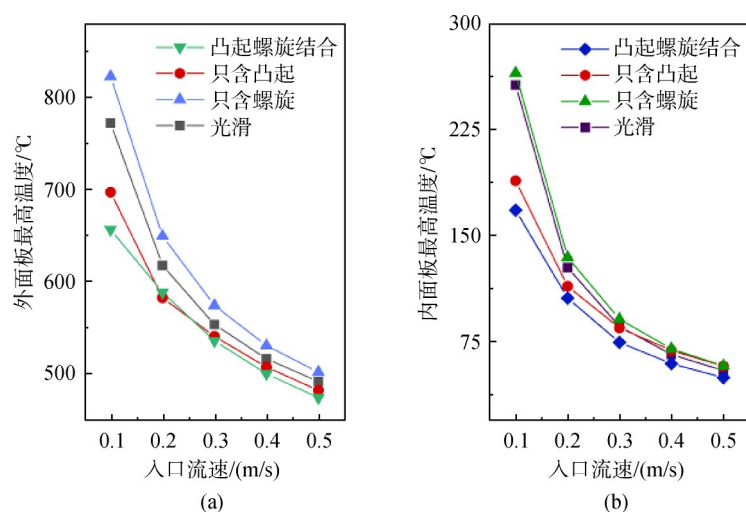


图11 工质为煤油时4种结构温度情况对比

Fig.11 Comparison of temperature of four structures with kerosene as working fluid

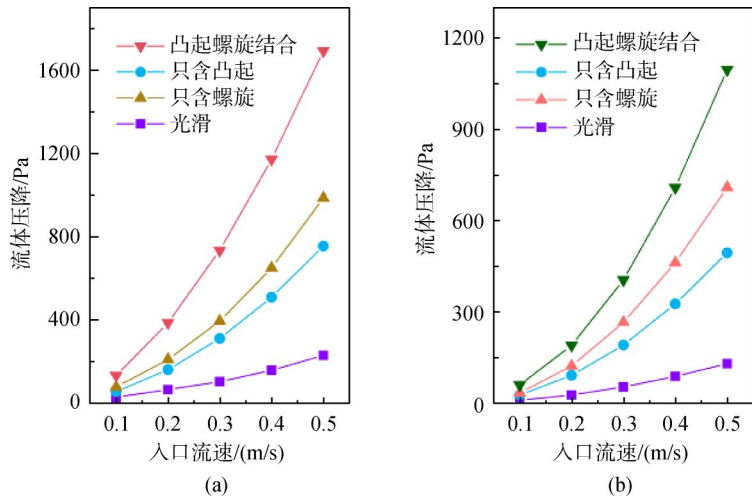


图 12 两种工质下进出口压差情况对比

Fig.12 Comparison of pressure difference under two working fluids

表 3 部分学者所做研究情况

Table 3 Research status of some scholars

结构形式	材料与实验条件	最高温度
双蜂窝夹芯 ^[19]	$q=500\text{ kW/m}^2$, 入口水温为 $20\text{ }^{\circ}\text{C}$, 流速为 5 m/s	$t_{\text{in}}=42.35\text{ }^{\circ}\text{C}$, $t_{\text{out}}=1800\text{ }^{\circ}\text{C}$
皱褶芯材夹层 ^[16]	$q=100\text{ kW/m}^2$, 入口煤油温度为 $27\text{ }^{\circ}\text{C}$, 流速为 0.5 m/s	$t_{\text{in}}=30.95\text{ }^{\circ}\text{C}$, $t_{\text{out}}=80\text{ }^{\circ}\text{C}$
波纹夹芯 ^[17]	$q=100\text{ kW/m}^2$, 入口水温为 $27\text{ }^{\circ}\text{C}$, 流速为 0.1 m/s	$t_{\text{in}}=47\text{ }^{\circ}\text{C}$, $t_{\text{out}}=277\text{ }^{\circ}\text{C}$
金属泡沫夹心 ^[12]	定温为 $330\text{ }^{\circ}\text{C}$, 入口压缩空气温度为 $24\text{ }^{\circ}\text{C}$	$t_{\text{in}}=130\text{ }^{\circ}\text{C}$, $t_{\text{out}}=330\text{ }^{\circ}\text{C}$

温度能够进一步下降 14%~35%。

3 结 论

对流冷却是目前航天飞行器主动冷却技术中
 隔热效果最高的方法之一,针对高超声速飞行器
 面临的热障问题,本文提出了一种集隔热、承载、
 能源于一体的点阵桁架结构。本文首先对该一体
 化结构隔热性能和能量转换性能进行了实验研
 究。实验结果表明,热电转换发电功率远大于主
 动冷却系统的输运水的泵功消耗,可以实现主动
 冷却系统的自驱动。进一步通过数值模拟方法对
 该主动冷却点阵桁架结构热防护性能进行了优化
 研究,通过添加管内壁面凸起和螺旋扭带来增强
 换热效果。结果表明,当凸起结构单独存在时,增
 强扰流换热作用明显,凸起和螺旋结合时的结构
 比两者分别单独存在时能起到更好的强化传热效
 果,且相比冷却工质水而言,螺旋结构更能促进煤
 油的传热强化作用,为后续强化换热提供了指导
 方向。

参考文献:

[1] 徐世南,吴催生.超声速导弹多功能结构设计[J].计算机仿
 真,2020,37(5):45-48,54.
 XU Shinan, WU Cuisheng. Multi-functional structure design
 in supersonic missile[J]. Computer Simulation, 2020, 37 (5):
 45-48, 54. (in Chinese)

[2] 唐青春.飞行器隔热承载结构一体化设计与分析[D].哈尔
 滨:哈尔滨工业大学,2019.
 TANG Qingchun. Thermal protection and bearing structure
 design and analysis technologies of aircraft[D]. Harbin: Har-
 bin Institute of Technology, 2019. (in Chinese)

[3] 杨春晓.基于热能利用的高超声速飞行器热防护技术研究
 [D].长沙:国防科技大学,2017.
 YANG Chunxiao. Study on thermal protection technology of
 hypersonic aircraft based on thermal energy utilization[D].
 Changsha: National University of Defense Technology, 2017.
 (in Chinese)

[4] 范绪箕.高速飞行器热结构分析与应用[M].北京:国防工业
 出版社,2009.

[5] 姜培学,张富珍,胥蕊娜,等.高超声速飞行器发动机热防
 护与发电一体化系统[J].航空动力学报,2021,36(1):1-7.
 JIANG Peixue, ZHANG Fuzhen, XU Ruina, et al. Integrat-
 ed thermal protection and power generation system of hyper-

- sonic vehicle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(1):1-7. (in Chinese)
- [6] BOUSLOG S, MOORE B, LAWSON I, et al. X-33 metallic TPS tests in NASA-LARC high temperature tunnel[R]. Reno, NV, US: the 37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1999.
- [7] LEONARD C, AMUNDSEN R, BRUCE W. Hyper-X hot structures design and comparison with flight data[R]. Capua, Italy: AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, 2005.
- [8] 王玉娥. 可重复使用运载器热防护系统热/力耦合数值计算研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
- MA Yue. Study of thermo-mechanical coupled computation for thermal protection system of reusable launch vehicle[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006. (in Chinese)
- [9] 王晓君. 轻质点阵主动换热壁板热力耦合分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.
- WANG Xiaojun. Thermal-mechanical coupling analysis of active heat transfer wall plate with lightweight lattice truss cores[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014. (in Chinese)
- [10] BAPANAPALLI S. Design of an integral thermal protection system for future space vehicles[M]. Gainesville, Florida, US: University of Florida, 2007.
- [11] DARYABEIGI K S S, KNUTSON J. Characterization of structurally integrated TPS for hypersonic vehicles[R]. Hampton, Virginia, USA: NASA Langley Research Center Fundamental Aeronautics Annual Meeting, 2008.
- [12] RAKOW J F, WAAS A M. Response of actively cooled metal foam sandwich panels exposed to thermal loading[J]. AIAA Journal, 2007, 45(2):329-336.
- [13] WILLIAMS A, UNDERWOOD L, BUSCH G, et al. Biologically-inspired multifunctional composite panel with integrated thermal control[R]. Orlando, Florida, US: the 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2010.
- [14] CHEN L, MEI D, WANG Y, et al. Ni barrier in Bi_2Te_3 -based thermoelectric modules for reduced contact resistance and enhanced power generation properties[J]. Journal of Alloys and Compounds, 2019, 796:314-320.
- [15] JIANG C, FAN X A, FENG B, et al. Thermal stability of p-type polycrystalline Bi_2Te_3 -based bulks for the application on thermoelectric power generation[J]. Journal of Alloys and Compounds, 2017, 692:885-891.
- [16] 周晨, 王志瑾, 支骄杨. 主动冷却皱褶芯材夹层板的热力分析[J]. 固体火箭技术, 2014, 37(4):545-550.
- ZHOU Chen, WANG Zhijin, ZHI Jiaoyang. Thermal-mechanical analysis of actively cooled folded core sandwich panels[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2014, 37(4):545-550. (in Chinese)
- [17] 吉庭武. 先进飞行器半主动/主动冷却结构热力分析与优化设计[D]. 西安: 西北工业大学, 2016.
- JI Tingwu. Thermal-mechanical analysis and optimization design of the semi-active and active thermal protection structure used for advanced vehicles[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016. (in Chinese)
- [18] 孙健. 高超声速飞行器前缘疏导式热防护结构的工作机理研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2013.
- SUN Jian. Research on the mechanism of dredging thermal protection system of hypersonic vehicle leading edge[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2013. (in Chinese)
- [19] 侯宜朋, 侯赤, 万小鹏, 等. 对流式主动冷却结构影响参数分析[J]. 固体火箭技术, 2016, 39(1):90-94.
- HOU Yipeng, HOU Chi, WAN Xiaopeng, et al. Analysis of influence parameters to convection active cooling structure[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2016, 39(1):90-94. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)