

DOI:10.16356/j.1005-2615.2025.05.017

## 基于涵道换热器的燃料电池热管理系统仿真研究

刘重洋, 李文, 虞翔宇, 梁世哲

(成都飞机工业(集团)有限责任公司, 成都 610092)

**摘要:** 燃料电池无人机是实现绿色低碳航空的重要技术路径,随着无人机向大型化、长航程发展,大功率燃料电池在无人机复杂飞行剖面下的热管理问题变得更加复杂。本文提出了一种基于涵道撑杆结构件的换热器设计,该设计充分利用了螺旋桨后气流进行散热而不附加过多系统质量,同时基于涵道换热器提出了应用于无人机的燃料电池热管理系统方案。采用 Amesim 平台,结合典型无人机飞行剖面,建立了热管理系统仿真模型并开展了数值模拟研究。研究结果表明:(1)该热管理系统能够较好地实现燃料电池温度控制,电池入口载冷剂温度不超过 61.3 °C(目标值 60 °C),进出口载冷剂温差不得超过 11.1 °C(目标值 10 °C),均在误差范围内,验证了涵道换热器方案的可行性;(2)涵道换热器总数相同的情况下,各换热器模块的换热器数量需匹配燃料电池各阶段的功率以及电动泵的流量特性进行设计。

**关键词:** 燃料电池无人机;热管理系统;温度控制;涵道换热器;仿真分析

中图分类号:V245

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2025)05-0965-11

## Simulation Research on Fuel Cell Thermal Management System Based on Ducted Propeller Heat Exchanger

LIU Chongyang, LI Wen, YU Xiangyu, LIANG Shizhe

(Chengdu Aircraft Industry Group Company Limited, Chengdu 610092, China)

**Abstract:** Fuel cell powered unmanned aerial vehicle (UAV) is an important technical path to achieve green and low-carbon aviation. With the development of UAV to large scale and long range, the thermal management problem of high-power fuel cell under the complex flight profile of UAV becomes more complicated. This paper presents a heat exchanger design based on ducted propeller structure, which makes full use of the airflow behind the propeller to dissipate heat without adding too much system mass. At the same time, a fuel cell thermal management system scheme for UAV is proposed based on the ducted propeller heat exchanger. The simulation model of the thermal management system is established by using the Amesim platform combined with the typical UAV flight profile, and the numerical simulation research is carried out. The results show that: (1) the thermal management system can better control the temperature of the fuel cell. The inlet coolant temperature does not exceed 61.3 °C (target value: 60 °C), and the inlet-outlet coolant temperature difference does not exceed 11.1 °C (target value: 10 °C), both of which remain within the allowable error tolerance, and verify the feasibility of the ducted propeller heat exchanger scheme; (2) When the total number of ducted propeller heat exchangers is the same, the number of heat exchangers of each heat exchanger module should be designed to match the power of each stage of the fuel cell and the flow characteristics of the electric pump.

收稿日期:2024-12-17;修订日期:2025-06-25

通信作者:刘重洋,男,工程师,E-mail:1052013682@qq.com。

**引用格式:** 刘重洋,李文,虞翔宇,等. 基于涵道换热器的燃料电池热管理系统仿真研究[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版),2025,57(5):965-975. LIU Chongyang, LI Wen, YU Xiangyu, et al. Simulation research on fuel cell thermal management system based on ducted propeller heat exchanger[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics(Natural Science Edition),2025, 57(5):965-975.

**Key words:** fuel cell powered UAV; thermal management system; temperature control; ducted propeller heat exchanger; simulation analysis

为降低航空运输对生态环境的影响和对石油能源的依赖,航空业近年来提出一系列计划大力发展绿色低碳航空<sup>[1-4]</sup>。新能源电动飞机是以电机带动螺旋桨等装置产生前进动力的飞行器,其电源来自蓄电池、燃料电池和太阳能电池等,是实现绿色航空的重要技术路径<sup>[5]</sup>。燃料电池是一种将化学能转化为电能的装置,其中质子交换膜燃料电池(Proton exchange membrane fuel cell, PEMFC)以其高效率、高能量密度和零污染等优点,是目前最具应用潜力的燃料电池之一,已经在航空领域开展了应用探索<sup>[6-8]</sup>。美国海军研究实验室研发的“离子虎”无人机,使用 550 W 质子交换膜燃料电池,携带 2.3 kg 载荷完成了 26 h 飞行试验;德国航空航天中心牵头研制的 HY4 无人机,采用低温氢燃料电池驱动,巡航速度可达 145 km/h;国内由辽宁通用航空研究院和大连化物所合作研制的首架载人氢燃料电池试验机,携带 20 kW 氢燃料电池为动力电源于 2017 年试飞成功<sup>[9]</sup>。

质子交换膜燃料电池高效工作的温度区间为 60~80 ℃,其化学反应产生的总能量中有 40%~60% 转变成热能<sup>[10-12]</sup>,电池温度过高会使得质子交换膜脱水破裂而导致损坏,温度过低则会使得膜表面催化剂活性降低、电堆输出电压下降而影响性能,因此必须对电池采取热管理措施,确保电池在适宜的温度区间工作<sup>[13-14]</sup>。由于无人机本身飞行剖面复杂多变,并且随着无人机向大型化、长航程发展,电池功率将成倍提升,燃料电池无人机的热管理问题将更加突出<sup>[15]</sup>。

商蕾等<sup>[16]</sup>提出了一种冷却液流量跟随电流控制和自适应粒子群算法优化神经网络的 PID 控制方法,基于 Simulink 平台完成了 125 kW 质子交换膜燃料电池热管理系统设计;王星等<sup>[17]</sup>对比了双 PID 控制策略和 ADRC-流量跟随控制策略的热管理系统性能;雍加望等<sup>[18]</sup>通过仿真模拟了散热器风扇故障和冷却液流量不足情况下热管理系统性能的变化情况;张敬等<sup>[19]</sup>基于模糊 PID 控制策略,对 5 kW 以内的燃料电池热管理系统进行了仿真研究;向乾等<sup>[20]</sup>提出了一种前馈型模糊 PID 控制策略和基于安时积分门限阀的膜水含量调节策略,对适用于小型无人机的 100 W 燃料电池热管理系统进行了设计和试验;曹仁凤等<sup>[21]</sup>提出了一种基于蒙皮换热器的无人机电子设备冷却方案,设计了 1.4 kW 功率电子设备的热管理方案;虞翔宇等<sup>[22]</sup>提出了一种基于液氢存储的无人机燃料电池热管

理系统方案,在无人机飞行热载荷最大阶段引入消耗性氢热沉进行换热,提高了系统的散热能力;Rojas 等<sup>[23]</sup>建立了水冷型 PEMFC 模型,并通过热动力学分析方法开展了热管理系统的控制仿真;Kandidayeni 等<sup>[24]</sup>通过粒子群和遗传算法等神经网络方法优化了燃料电池温度模糊逻辑控制器,从而对热管理系统的效率进行了优化;Saygili 等<sup>[25]</sup>建立了 3 kW 燃料电池热管理系统模型,并通过对电堆实验数据的分析,构建了开关控制和 PI 控制结合的温度控制器;Kumar 等<sup>[26]</sup>将相变材料引入热管理系统,并开展了燃料电池在 4 种运行模式下的效率比较。从当前相关研究来看,大功率燃料电池的热管理系统研究侧重于车辆领域,在航空领域,主要是对大功率燃料电池热管理系统的控制策略进行研究,对较大功率燃料电池的散热方案和构型研究相对较少。

本文对 40 kW 量级的燃料电池无人机热管理系统进行了研究,提出了在涵道螺旋桨撑杆中内埋流道,使得载冷剂与桨后空气进行换热的方案。该涵道换热器方案基于无人机自身动力部件进行换热,不附加过多系统质量,同时还充分利用了桨后气流被进一步加速的优点,提高了换热效率。基于涵道换热器方案设计的热管理系统,采用 Amesim 平台进行了典型飞行剖面下的仿真研究,并分析了涵道换热器模块不同构型对系统性能的影响。

## 1 热管理系统设计

### 1.1 构型

某型无人机采用 40 kW 质子交换膜燃料电池作为电源驱动涵道螺旋桨飞行,若直接引入外界冲压空气与电池进行换热,无法满足电池散热量和温度范围控制的要求<sup>[27]</sup>。因此,燃料电池热管理系统通常采用液冷循环的方式,由载冷剂吸收电池热量后再与外界空气换热将热量带走<sup>[28]</sup>。载冷剂与外界空气的换热方案中,空液换热器的换热效率较高,但通常还需结合气动外形来设计进气道,较为复杂且会附加一定的阻力;蒙皮换热器采用冷板蒙皮做热沉,对飞机的热隐身和气动性能有积极作用<sup>[29]</sup>,但功重比并不高;涵道换热器是基于涵道螺旋桨撑杆结构件的新式换热器,其原理是在螺旋桨电机的安装撑杆中内埋载冷剂管路,通过桨后来流空气与撑杆进行对流换热的换热器。与机上常见的蒙皮换热器相比,涵道换热器不额外附加过多系统质量,并且换热效率更高。

本文基于涵道换热器的无人机燃料电池热管理系统构型设计如图1所示。

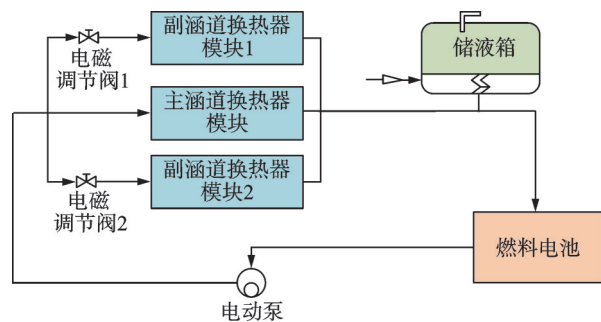


图1 热管理系统构型

Fig.1 Thermal management system configuration

系统主要包括:燃料电池、电动泵、电磁调节阀、涵道换热器模块和储液箱。载冷剂通过燃料电池自身的热交换器将电池余热吸收后,再经涵道换热器模块将热量向外界空气散走。该无人机的涵道换热器分为1个主涵道换热器模块和两个副涵道换热器模块,3个涵道换热器模块的液冷管路并联布置,其中主涵道换热器模块包含1个涵道换热器,2个副涵道换热器模块各包含3个涵道换热器且液冷管路相互串联。在2个副涵道换热器模块(后文简称副换热器)支路前,设置电磁调节阀以调节该分支的载冷剂流量;主涵道换热器模块(后文简称主换热器)支路不设置电磁调节阀,为常通管路。该总体构型设计除了能够平衡燃料电池的散

热量,还能确保副换热器支路的电磁调节阀失效时液冷循环仍然保持通路,系统仍具有一定的散热能力。电动泵提供载冷剂在整个循环管路中的动力,储液箱用于储存载冷剂并平衡管路内由于载冷剂温度变化带来的体积和压力波动。

## 1.2 控制策略

热管理系统的温度控制目标是:(1)电池进口载冷剂温度控制在 $60\text{ }^{\circ}\text{C}\pm 2\text{ }^{\circ}\text{C}$ ;(2)电池进出口载冷剂温差控制在 $10\text{ }^{\circ}\text{C}\pm 2\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。传热学基本公式为

$$Q = c_p \dot{m} (T_{\text{out}} - T_{\text{in}}) \quad (1)$$

$$Q = KA(T_{\text{liq}} - T_{\text{air}}) \quad (2)$$

式中: $Q$ 为换热量; $c_p$ 为载冷剂比热; $\dot{m}$ 为载冷剂流量; $T_{\text{out}}$ 为电池出口载冷剂温度; $T_{\text{in}}$ 为电池进口载冷剂温度; $K$ 为传热系数; $A$ 为传热面积; $T_{\text{liq}}$ 为载冷剂平均温度; $T_{\text{air}}$ 为外界空气温度。由式(1~2)可知,当燃料电池散热量变化时,通过改变载冷剂流量可以维持电池进出口载冷剂温差的稳定;电池散热量变化且外界空气温度不变(单个时间步内高度变化小,温度可认为不变),通过改变传热系数或散热面积可以维持载冷剂平均温度的稳定。由此温控策略设计为:采用PID控制器,通过控制电动泵转速调节载冷剂流量,从而控制电池进出口载冷剂温差;通过控制电磁调节阀开度调节支路载冷剂流量,从而控制电池进口载冷剂温度,控制策略如图2所示。

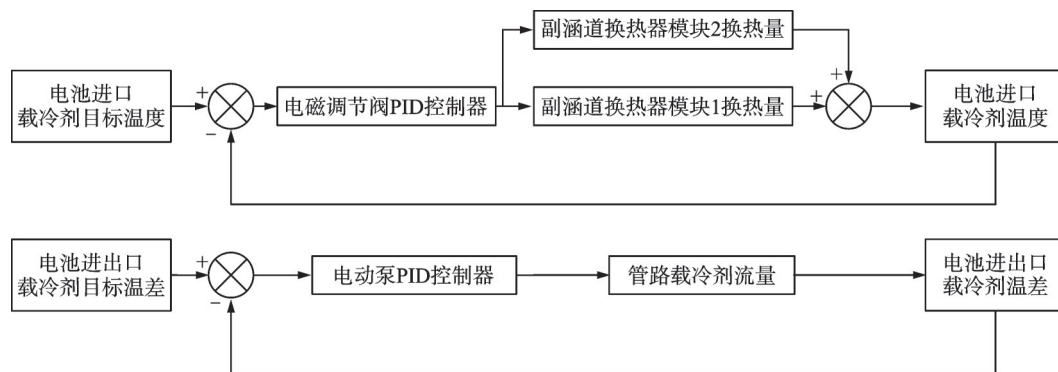


图2 热管理系统控制策略

Fig.2 Control strategy for thermal management system

## 2 计算模型

### 2.1 涵道换热器模型

#### 2.1.1 压降模型

压降模型主要考虑沿程损失和局部损失。由载冷剂雷诺数 $Re$ 及撑杆流道内壁的相对粗糙度,即可由尼古拉兹(Nikuradse)试验曲线插值获得沿程损失系数 $\lambda$ ,再由达西-魏斯巴赫(Darcy-Weisbach)公式计算沿程损失 $h_f^{[30]}$ 。局部

损失 $h_j$ 主要考虑弯管损失,弯管局部损失系数 $\zeta$ 计算方法为

$$\zeta = \left( 0.131 + 0.163 \left( \frac{d}{R} \right)^{3.5} \right) \frac{2\alpha}{\pi} \quad (3)$$

式中: $d$ 为管道直径; $R$ 为弯管半径; $\alpha$ 为弯管的角度。

涵道换热器内总损失由沿程损失和局部损失相加,即

$$h_w = \sum h_f + \sum h_j \quad (4)$$

### 2.1.2 换热模型

换热模型忽略辐射热和自然对流,撑杆固体域能量方程为

$$\frac{dT_s}{dt} = \frac{1}{c_s m_s} (q_1 - q_2) \quad (5)$$

式中:  $T_s$  为撑杆温度;  $t$  为时间;  $c_s$  为撑杆比热容;  $m_s$  为撑杆质量;  $q_1$  为载冷剂传入撑杆的热功率;  $q_2$  为撑杆传入来流空气的热功率。  $q_1$  和  $q_2$  为

$$q_1 = h_1 A_1 \Delta T_1 \quad (6)$$

$$q_2 = h_2 A_2 \Delta T_2 \quad (7)$$

式中:  $h_1$  为载冷剂与管壁的对流换热系数,由西得-塔特(Sieder-Tate)关联式计算<sup>[31]</sup>;  $A_1$  为管内对流换热面积;  $\Delta T_1$  为载冷剂和撑杆的对数平均温差;  $h_2$  为撑杆壁面与来流空气的对流换热系数;  $A_2$  为撑杆与来流空气的对流换热面积;  $\Delta T_2$  为来流空气和撑杆的对数平均温差。撑杆外表面的  $Nu$  可由以下关联式计算。

$$Nu = 0.029 6 Re^{4/5} Pr^{1/3} \quad (8)$$

式中  $Pr$  为普朗特数。

管内载冷剂能量方程为

$$\frac{dT_1}{dt} = \frac{1}{c_1 \rho_1 V_1} (c_1 \dot{m} (T_{in} - T_1) - q_1 - c_1 \dot{m} (T_{out} - T_1)) \quad (9)$$

式中:  $T_1$  为载冷剂温度;  $c_1$  为载冷剂比热容;  $\rho_1$  为载冷剂密度;  $V_1$  为管内载冷剂体积;  $\dot{m}$  为载冷剂流量。撑杆外来流空气的能量方程与式(9)形式相同。

单个涵道换热器流道示意图如图3所示。载冷剂由撑杆一侧进入管路,经过5个管程后从另一侧流出,撑杆材料为铝合金,流道管径12 mm,单个涵道换热器内撑杆流道总长为5 m,撑杆质量为20 kg。

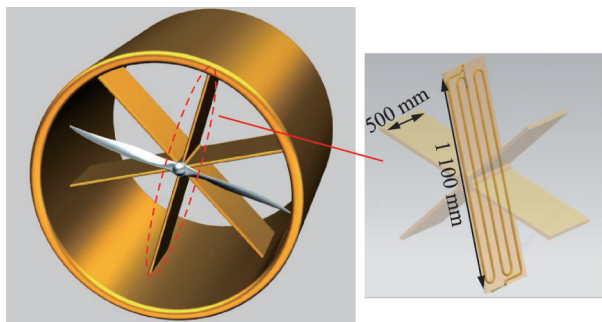


图3 涵道换热器示意图

Fig.3 Schematic diagram of ducted propeller heat exchanger

### 2.1.3 涵道螺旋桨模型

根据螺旋桨片条理论<sup>[32]</sup>,滑流速度增量为桨盘处速度增量的一半,由公式表示为

$$v_{a2} = 2v_{a1} \quad (10)$$

$$v_{t2} = 2v_{t1} \quad (11)$$

式中:  $v_{a2}$ 、 $v_{t2}$  分别为轴向和环向滑流速度增量;  $v_{a1}$ 、 $v_{t1}$  为桨盘处轴向和环向速度增量。螺旋桨半径  $r$  处叶素  $dr$  的升阻角  $\gamma$  由下式求得。

$$\gamma = \arctan \frac{dD}{dL} \quad (12)$$

式中:  $dD$  为作用于叶素上的阻力,  $dL$  为升力。则叶素上总气动力为

$$dR = \sqrt{dL^2 + dD^2} = \frac{dL}{\cos \gamma} \quad (13)$$

螺旋桨桨盘处实际气流速度  $W$  为

$$W = \sqrt{(V_0 + v_{a1})^2 + (2\pi r n_s - v_{t1})^2} \quad (14)$$

式中:  $V_0$  为来流速度,  $n_s$  为螺旋桨转速。由此得叶素拉力  $dT_p$  为

$$dT_p = \frac{1}{2} N \rho W^2 C_L b dr \frac{\cos(\varphi + \gamma)}{\cos \gamma} \quad (15)$$

式中:  $N$  为螺旋桨叶片数;  $\rho$  为空气密度;  $C_L$  为桨翼翼型升力系数;  $b$  为叶素弦长;  $\varphi$  为实际气流的速度角。由动量方程可得微环的总拉力  $dT$  为

$$dT = 4\pi r dr (V_0 + v_{a1}) \rho v_{a1} \quad (16)$$

式(15)和式(16)得到的拉力相等,即

$$\frac{1}{2} N \rho W^2 C_L b dr \frac{\cos(\varphi + \gamma)}{\cos \gamma} = 4\pi r dr (V_0 + v_{a1}) \rho v_{a1} \quad (17)$$

另外,实际气流速度角  $\varphi$ 、几何入流角度  $\varphi_0$ 、迎角  $\alpha$ 、叶素安装角  $\theta$  和干涉角  $\beta$  的关系为

$$\alpha = \theta - \beta - \varphi_0 \quad (18)$$

$$\varphi = \varphi_0 + \beta \quad (19)$$

$\varphi_0$  的表达式为

$$\varphi_0 = \arctan \left( \frac{V_0}{2\pi r n_s} \right) \quad (20)$$

$\varphi$  的表达式为

$$\varphi = \arctan \left( \frac{V_0 + v_{a1}}{2\pi r n_s - v_{t1}} \right) \quad (21)$$

将式(18~21)代入式(17),采用牛顿迭代法求解出  $\beta$  后,即可按下式分别求解出桨盘处的轴向和环向诱导速度系数  $a$ 、 $a'$ ,有

$$a = \frac{\tan \varphi [1 + \tan \varphi_0 \tan(\varphi + \gamma)]}{\tan \varphi_0 [1 + \tan \varphi \tan(\varphi + \gamma)]} - 1 \quad (22)$$

$$a' = a \tan \varphi_0 \tan(\varphi + \gamma) \quad (23)$$

进而由式(10,11)求出滑流区空气的轴向和环向速度增量  $v_{a2}$ 、 $v_{t2}$ 。将速度分布积分后取算术平均,作为计算撑杆表面对流换热系数的来流速度输入。

螺旋桨采用 RAF6 翼型,桨叶数为2,桨毂半径36 mm,螺旋桨半径480 mm,飞行全程定转速为3 000 r/min,飞行速度100 km/h,计算获得滑流区空气的轴向和环向速度增量  $v_{a2}$ 、 $v_{t2}$  分布如图4所示。

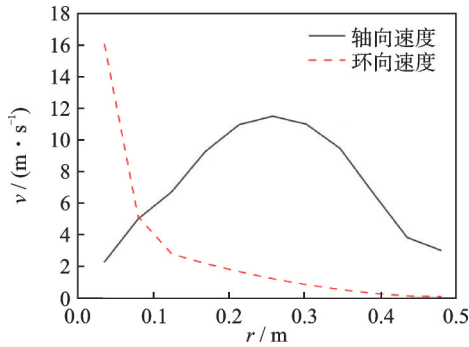


图4 滑流区空气流速增量沿叶素分布曲线

Fig.4 Distribution curves of air velocity increment in the slipstream region along blade elements

## 2.2 电动泵模型

忽略电动泵与载冷剂的换热和电动泵自身的环境换热,主要考虑其流动特性。不同转速下离心式电动泵的流量、扬程(增压)和功率曲线由相似定律计算

$$Q_2 = Q_1 \frac{n_2}{n_1} \quad (24)$$

$$H_2 = H_1 \left( \frac{n_2}{n_1} \right)^2 \quad (25)$$

$$P_2 = P_1 \left( \frac{n_2}{n_1} \right)^3 \quad (26)$$

式中: $n$ 为泵转速; $Q$ 、 $H$ 和 $P$ 的下标1和2分别表示 $n_1$ 和 $n_2$ 转速下对应的流量、扬程(增压)和功率。给出选用的电动泵功率-流量曲线和扬程(增压)-流量曲线如图5所示,飞行过程水泵转速最大不超过3 000 r/min。

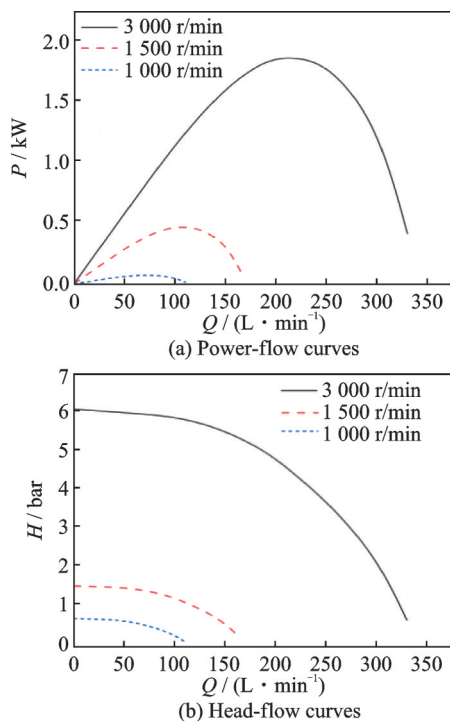


图5 电动泵性能曲线

Fig.5 Performance curves of an electric pump

泵效率 $\eta$ 的表达式为

$$\eta = H \times Q / P \quad (27)$$

## 2.3 电磁调节阀模型

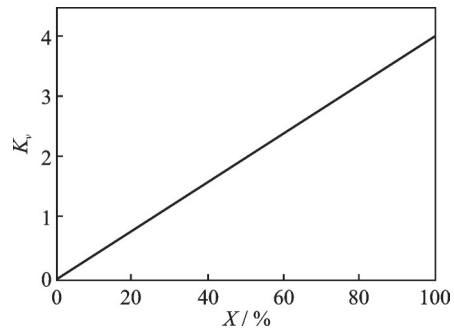
忽略电磁调节阀与载冷剂的换热和环境换热,主要考虑其流动特性。电磁调节阀的流量计算公式为

$$Q = X C_q A \sqrt{\frac{2 \Delta p}{\rho}} \quad (28)$$

式中: $Q$ 为载冷剂的流量; $X$ 为阀门开度百分比,0为全关,100%为全开; $A$ 为阀门流通最大截面积; $\Delta p$ 为阀门前后压差; $\rho$ 为载冷剂密度; $C_q$ 为阀门流量系数。厂家常用的电磁调节阀流量系数为 $K_v$ ,其含义为在不同阀门开度下,两端压差1 bar (1 bar=10<sup>5</sup> Pa)时15℃的水1 h流过的量,与 $C_q$ 具有如下关系

$$K_v = \frac{0.865}{1.6982 \times 10^{-5}} X C_q A \quad (29)$$

本文选用的直线阀门 $K_v$ 随开度变化曲线如图6所示。

图6 阀门 $K_v$ 特性曲线Fig.6 Valve  $K_v$  characteristic curve

## 2.4 燃料电池模型

忽略辐射热和排出气体带走的热量,燃料电池传递给其固体结构的热量可写为

$$Q_{cl} = \dot{m}_{H_2} Q_{LHV} (1 - \eta_f) \quad (30)$$

其中进入燃料电池的氢气质量流量 $\dot{m}_{H_2}$ 为

$$\dot{m}_{H_2} = \frac{P}{Q_{LHV} \eta_f} \quad (31)$$

式中: $P$ 为燃料电池功率; $Q_{LHV}$ 为氢气的低位发热量; $\eta_f$ 为燃料电池效率,随输出功率的升高而降低,本文中近似考虑为线性变化,由10 kW时的0.5变化至40 kW时的0.45。根据能量守恒,建立燃料电池固体结构的热模型为

$$m_p c_p \frac{dT_p}{dt} = Q_{cl} Q_e \quad (32)$$

式中: $m_p$ 为燃料电池质量,取100 kg; $c_p$ 为燃料电池固体结构等效比热,取710 J/kg/K; $T_p$ 为固体结构温度; $t$ 为时间; $Q_e$ 为固体结构传递给冷却流道内

载冷剂的热量,计算公式同式(6)。冷却流道内的载冷剂能量方程形式同式(9),有

$$\frac{dT_1}{dt} = \frac{1}{c_1 \rho_1 V_1} (c_1 \dot{m} (T_{in} - T_1) + Q_e - c_1 \dot{m} (T_{out} - T_1)) \quad (33)$$

式中:  $V_1$  为燃料电池内载冷剂流道的总体积,为 9 L;流道总流通截面积为  $0.002 \text{ m}^2$ ,总换热面积约  $2.3 \text{ m}^2$ 。

## 2.5 系统建模

热管理系统采用 65 号载冷剂,载冷剂总质量为 26 kg,主管路管径 32 mm;储液箱总容积 8 L。根据热管理系统构型及各组件模型,基于 Amesim

平台建立了仿真模型如图 7 所示。燃料电池负载作为输入,进入 SC\_1 燃料电池模块进行温度和散热量计算,散热量全部进入载冷剂管中;载冷剂通过电动泵增压后,经流阻元件进入 SC\_2 涵道换热器模块,从而与外界空气进行换热计算;SC\_3 为飞行参数计算模块,将飞行剖面作为输入计算出涵道换热器模块所需的空气密度、温度和流量等;SC\_4 为 PID 控制器模块,以载冷剂管前后温度传感器的反馈数据为输入,输出电动泵转速和电磁阀开度指令。模型中的流阻元件和载冷剂管仅考虑了沿程损失,忽略环境换热。模型采用瞬态求解,时间步长设置为  $0.01 \text{ s}$ 。

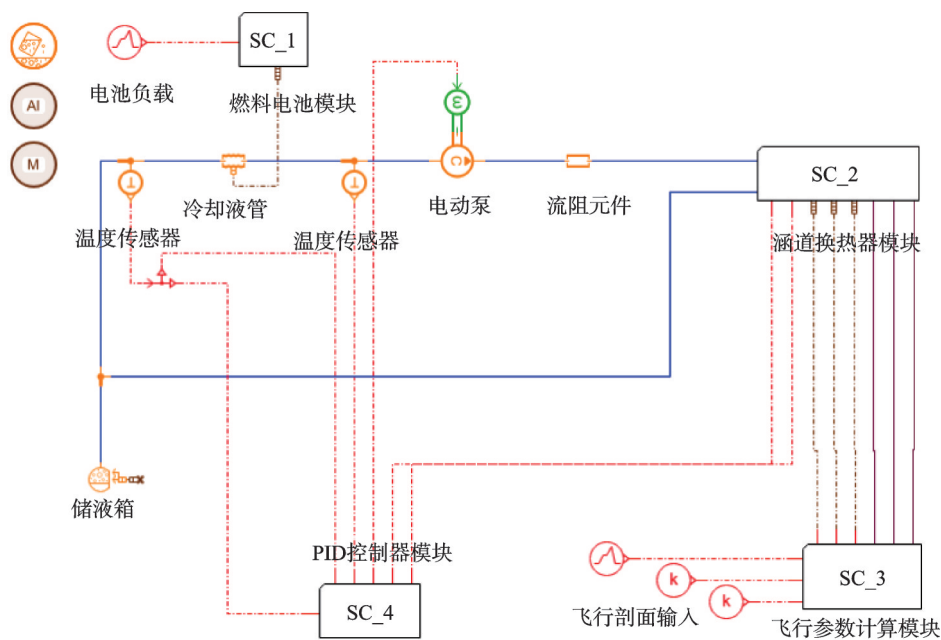


图 7 系统仿真模型

Fig.7 System simulation model

## 3 仿真分析

### 3.1 飞行剖面

无人机飞行过程包括爬升、巡航和下降 3 个阶段,典型飞行剖面如图 8 所示。爬升阶段中,无人机以  $40 \text{ kW}$  输出功率爬升至巡航高度  $10\,000 \text{ m}$ ,爬

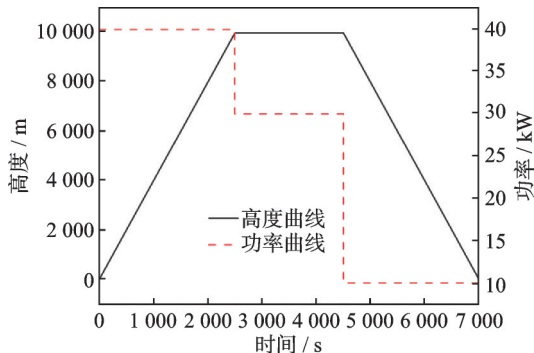


图 8 无人机高度及功率曲线

Fig.8 UAV altitude and power curves

升时间为  $2\,500 \text{ s}$ ;无人机达到巡航高度后转为平飞,以  $30 \text{ kW}$  输出功率进行巡航阶段飞行,巡航时间  $2\,000 \text{ s}$ ;巡航结束后,无人机以  $10 \text{ kW}$  输出功率降落返航,降落时间为  $2\,500 \text{ s}$ 。无人机在巡航阶段的飞行速度略大于爬升和下降阶段,差别很小;典型爬升阶段的飞行速度为  $100 \text{ km/h}$ ,因此本文将全程飞行速度简化考虑为  $100 \text{ km/h}$ <sup>[22]</sup>。

无人机在地面待机时由地面保障车维持制冷循环,载冷剂温度维持在  $10^\circ\text{C}$  左右;无人机滑跑起飞过程在  $15 \text{ s}$  以内,经计算分析,滑跑起飞阶段机上所携带的  $26 \text{ kg}$  载冷剂温升不超过  $10^\circ\text{C}$ ,因此将爬升阶段载冷剂初始温度设置为  $20^\circ\text{C}$ ,同时地面气温、电池初始温度及热管理系统各组件初始温度均考虑为  $20^\circ\text{C}$ 。飞行过程的环境参数使用标准大气温度、压力和密度数据进行插值,如表 1 所示。

表 1 标准大气温度、压力和密度参数

Table 1 Standard atmosphere parameters: Tyempera-  
ture, pressure and density

| 高度/m   | 温度/K   | 压力/kPa  | 密度/(kg·m <sup>-3</sup> ) |
|--------|--------|---------|--------------------------|
| 0      | 288.15 | 101.325 | 1.225 0                  |
| 1 000  | 281.65 | 89.876  | 1.111 7                  |
| 2 000  | 275.15 | 79.501  | 1.006 6                  |
| 3 000  | 268.66 | 70.121  | 0.909 3                  |
| 4 000  | 262.17 | 61.660  | 0.819 4                  |
| 5 000  | 255.68 | 54.048  | 0.736 4                  |
| 6 000  | 249.19 | 47.217  | 0.660 1                  |
| 7 000  | 242.70 | 41.105  | 0.590 0                  |
| 8 000  | 236.22 | 35.651  | 0.525 8                  |
| 9 000  | 229.73 | 30.800  | 0.467 1                  |
| 10 000 | 223.25 | 26.499  | 0.413 5                  |
| 11 000 | 216.77 | 22.699  | 0.364 8                  |
| 12 000 | 216.65 | 19.399  | 0.311 9                  |

3.2 仿真结果

基于前文所述的无人机典型飞行剖面,飞行过程中燃料电池进出口载冷剂温度的仿真计算结果如图 9 所示。由图可知,爬升阶段电池满功率输出,电池进口载冷剂温度由初始 20 ℃开始迅速上升,第 132 s 达到 60 ℃;而后 PID 控制器开始调节副换热器的电磁阀开度来增大散热量,以维持进口温度,约第 500 s 进口温度出现峰值 61.3 ℃,而后回落至 60 ℃附近并在后续飞行中保持稳定;

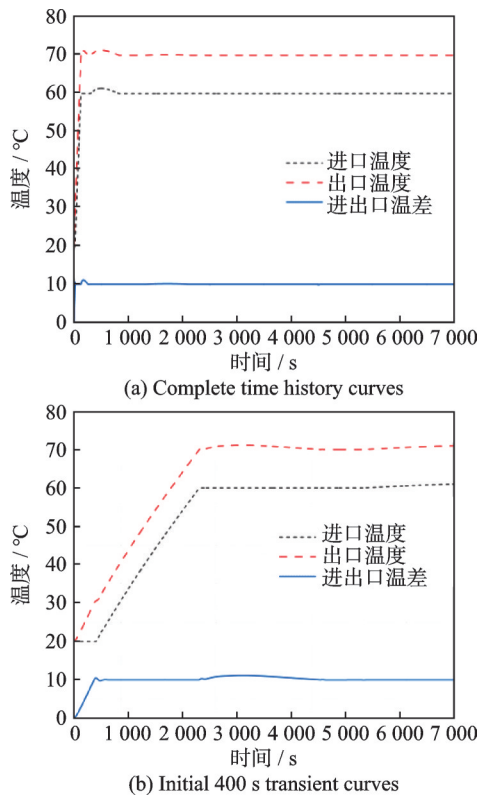


图 9 电池进出口载冷剂温度

Fig.9 PEMFC coolant inlet/outlet temperature

进出口温差在第 24 s 时出现第一次峰值,达到 10.6 ℃,而后由 PID 控制器调节电动泵转速来维持温差在 10 ℃附近;第 132 s 副换热器支路电磁阀开启,总换热量增加,进出口温差随之增大并在 178 s 出现第二次峰值,达到 11.1 ℃后回落到 10 ℃附近,并在后续飞行中保持稳定。从全程的进出口温度变化来看,所提出的热管理系统构型及温度控制策略能够有效实现预定的温度控制和精度要求。

涵道换热器载冷剂流量和对应电磁调节阀开度如图 10 所示。如图显示,由于两个电磁调节阀是同一个 PID 控制器控制,在仿真计算过程中调节阀的开度和载冷剂流量始终保持一致。在爬升阶段前期,对应于图 9 的电池进口载冷剂温度达到 60 ℃时刻,调节阀开启直至全开以维持进口在 60 ℃左右,3 个换热器模块的流量随支路的流阻变化分配,调节阀全开时间总计约 500 s;第 810 s 后,由于副换热器热沉大、参与换热时间短,其撑杆温升相对于主涵道撑杆小,加之环境温度逐渐降低,使其能以较小流量带走较大热量,故调节阀 1 和 2 的开度逐渐降低。第 2 000 s 后,由于高空空气密度较低,导致空气侧流量较低,主换热器换热量下降,因此调节阀 1 和 2 的开度重新上升以提供更多换热量。巡航阶段和下降阶段,电池总输出功率降

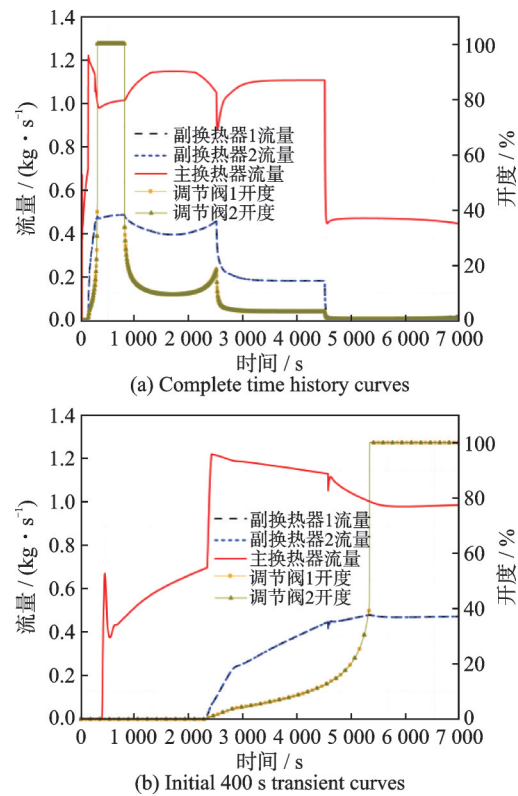


图 10 换热器流量及调节阀开度

Fig.10 Heat exchanger flow rate and regulation valve opening

低、总换热量降低,因此调节阀开度和载冷剂流量也相应降低。

飞行各阶段 3 个涵道换热器模块的平均换热量及占比如图 11 所示。由于燃料电池的发热量逐渐降低,后续飞行中仅靠主换热器就可满足散热需求,因此主换热器的换热量占比随飞行过程逐渐上升,由 19.4% 增长至 62%,与此同时单个副换热器的换热量占比随之下降,由 40.3% 降低至 19%。

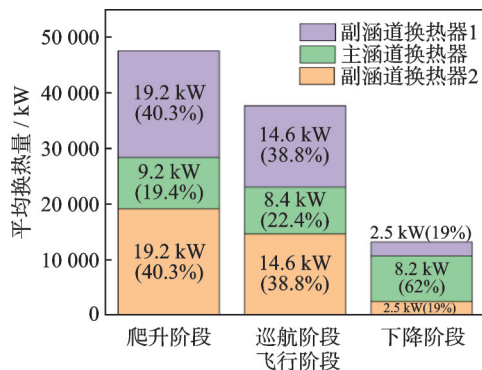


图 11 换热器平均换热量及占比

Fig.11 Average heat transfer rate and proportion in heat exchanger

电动泵增压、流量和转速曲线如图 12 所示。由图可知,在爬升阶段前期,电动泵增压、流量和转速的第一次峰值对应电池进出口载冷剂的首次温差峰值,此时 PID 控制器调节转速进行了温差调节;第 132 s 后由于进出口温差又开始超过 10 °C,

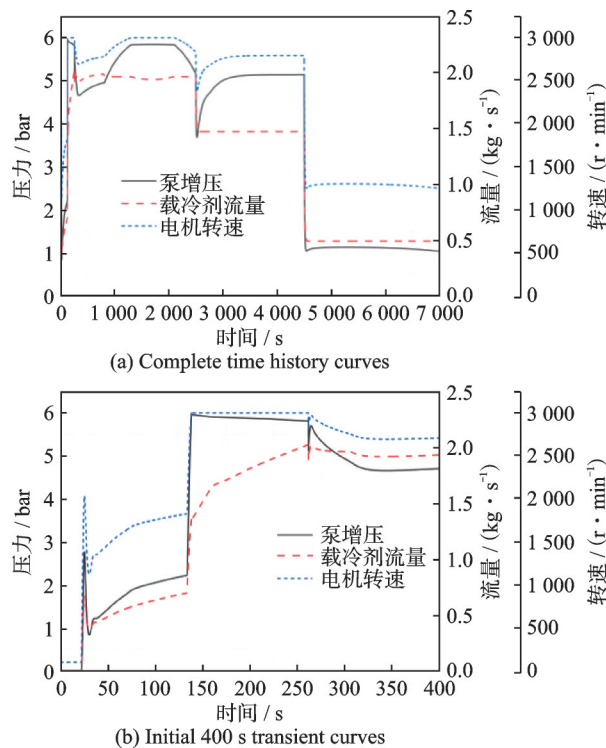


图 12 电动泵增压、流量及转速

Fig.12 Developed pressure, flow rate, and rotational speed for electric pump

泵转速在控制系统调节下增大,载冷剂总流量增加至 1.9 kg/s;第 810 s 以后,由于调节阀开度逐渐减小,主换热器管路流量上升,但载冷剂总流量基本稳定故系统总流阻逐渐升高,因此泵增压增加至 5.8 bar;第 2 000 s 以后调节阀开度有所提高,系统总流阻略有降低因此泵增压也相应降低。进入巡航阶段电池功率下降,虽然载冷剂流总流量下降,但同样由于调节阀开度逐渐降低、主换热器管路流量逐渐上升,系统总流阻也逐渐上升,泵增压也相应上升。进入下降阶段,电池功率大幅降低,泵增压、载冷剂流量和电机转速均下降。

### 3.3 构型影响分析

在涵道换热器总数相同的情况下,各涵道换热器模块中的换热数量分配不同,热管理系统的性能也会有所不同。改变热管理系统构型,将各涵道换热器模块中的换热器数量更改为:主换热器由 3 个串联布置的涵道换热器构成,各副换热器由 2 个串联布置的涵道换热器构成。对此构型按相同的飞行剖面进行仿真,得到电池进出口载冷剂温度变化如图 13 所示。由图可知,电池进出口载冷剂温差在起飞和巡航阶段均超过了 15 °C,这是由于主换热器的基本换热量增大,副换热器平衡载冷剂流量和散热量的能力降低,系统的温度控制精度变差所致;电池进口载冷剂温度在下降阶段降到了 30 °C 以内,这是由于在燃料电池发热量较低的工况时,主涵道换热器的散热量超过了其散热需求所致。

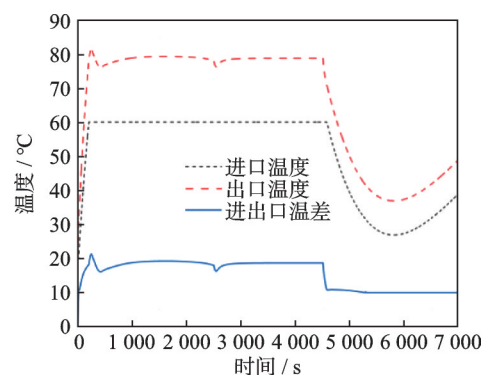


图 13 变构型电池进出口载冷剂温度

Fig.13 PEMFC coolant inlet/outlet temperature for variable configuration

载冷剂流量和对应电磁调节阀开度如图 14 所示。由图可知,由于主换热器的换热流道长度和换热面积增加,其换热能力增强,相比原构型对副换热器的散热需求下降,因此即使在起飞阶段调节阀的开度也较小,最大 5% 左右。下降阶段,调节阀关闭,但主换热器散热量仍然较大,导致电池进口的载冷剂温度持续下降至低于 35 °C。

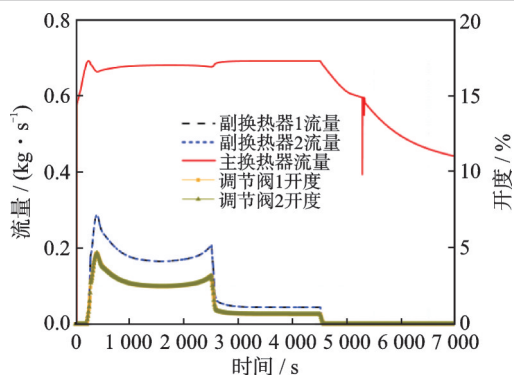


图14 变构型换热器流量及调节阀开度

Fig.14 Heat exchanger flow rate and regulation valve opening for variable configuration

电动泵增压、流量和转速曲线如图15所示。由图可知,由于主涵道换热器模块的流道加长,其流阻也增大,在起飞和巡航阶段,电动泵转速达到3000 r/min峰值,增压能力达到极限仅提供1.3 kg/s以内的载冷剂流量,该流量不足以使得电池进出口载冷剂温差维持在10℃。

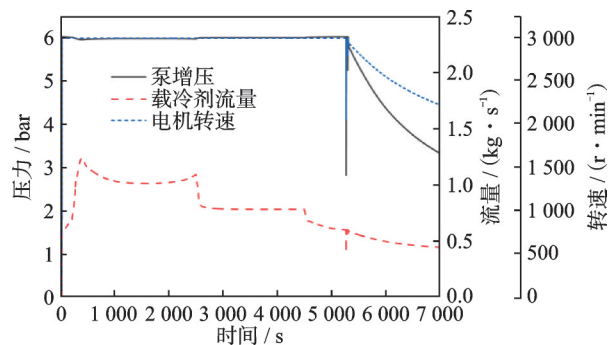


图15 变构型电动泵增压、流量及转速

Fig.15 Developed pressure, flow rate and rotational speed for electric pump for variable configuration

从以上仿真研究可以发现,即使涵道换热器数量相同,但各换热器模块中涵道换热器数量不同,热管理系统的性能会有较大区别:

(1)主换热器中的涵道换热器数量如果较多,则常通路的流阻相应较大,对电动泵的增压能力要求更高,系统的总重也将提升。

(2)热管理系统的最低散热工作状态即副换热器电磁调节阀全关的状态,若此时外界温度较低且主换热器中涵道换热器数量较多,则系统的散热量可能大于燃料电池的需求散热量,载冷剂温度将持续降低而导致燃料电池低于其正常工作温度。因此需要结合电池的负载工况来设计主换热器的涵道换热器数量配置。

(3)主换热器中的涵道换热器数量如果较多,则相同流量变化带来的散热量变化将变大,从而影响电动泵对燃料电池载冷剂的进出口温差控制精度。

## 4 结 论

本文提出了一种在涵道螺旋桨撑杆中内埋流道的涵道换热器方案,并基于该方案设计了40 kW量级的燃料电池无人机热管理系统,采用Amesim平台,结合典型无人机飞行剖面,建立了热管理系统仿真模型并开展了数值模拟研究。

(1)涵道换热器方案基于无人机自身动力部件进行换热,不附加过多系统质量,同时充分利用桨后气流被进一步加速的优点,可以提高换热效率,是涵道螺旋桨飞机可行的一种新型散热方案。

(2)本文基于涵道换热器设计的无人机燃料电池热管理系统,能够较好的实现燃料电池温度控制,电池入口载冷剂温度不超过61.3℃(目标值60℃),进出口载冷剂温差不超过11.1℃(目标值10℃),均在误差范围内,验证了涵道换热器方案的可行性。

(3)涵道换热器总数相同的情况下,各换热器模块的换热器数量需匹配燃料电池各阶段的功率以及电动泵的流量特性进行设计,避免系统温控精度较低、散热能力过大。

## 参考文献:

- [1] BRADLEY M K, DRONEY C K. Subsonic ultra green aircraft research, phase I: Final report: NASA 2011-216847[R]. [S.L.]: NASA, 2011.
- [2] 赵国栋,徐悦,朱海涛,等.氢燃料通用航空器发展及飞行安全问题探讨[J].航空科学技术,2023,34(12): 9-19.  
ZHAO Guodong, XU Yue, ZHU Haitao, et al. Discussion on development and flight safety of hydrogen-powered general aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(12): 9-19.
- [3] SCHAFER A, BARRETT S R, DOYME K, et al. Technological, economic and environmental prospects of all-electric aircraft[J]. Nature Energy, 2018, 4: 160-166.
- [4] 张卓然,许彦武,姚一鸣,等.多电飞机电力系统及其关键技术[J].南京航空航天大学学报,2022,54(5): 969-984.  
ZHANG Zhuoran, XU Yanwu, YAO Yiming, et al. Electric power system and key technologies of more electric aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(5): 969-984.
- [5] 黄俊,杨凤田.新能源电动飞机发展与挑战[J].航空学报,2016,37(1): 57-68.  
HUANG Jun, YANG Fengtian. Development and challenges of electric aircraft with new energies[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 57-68.
- [6] LEE B, PARK P, KIM C, et al. Power managements

- of a hybrid electric propulsion system for UAVs[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2012, 26(8): 2291-2299.
- [7] 赵鑫,杨运芑,郭建强. 燃料电池质子交换膜研究现状与展望[J]. 电池工业, 2023, 27(4): 205-209.  
ZHAO Xin, YANG Yunpeng, GUO Jianqiang. Research status and prospects of proton exchange membrane for fuel cell[J]. Chinese Battery Industry, 2023, 27(4): 205-209.
- [8] LIU F, ZHAO F, LIU Z, et al. The impact of fuel cell vehicle deployment on road transport greenhouse gas emissions: The China case[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2018, 43(50): 22604-22621.
- [9] 秦江,姬志行,郭发福,等. 航空用燃料电池及混合电推进系统发展综述[J]. 推进技术, 2022, 43(7): 210164.  
QIN Jiang, JI Zhixing, GUO Fafu, et al. Review of aviation fuel cell and hybrid electric propulsion systems [J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(7): 210164.
- [10] 陈思彤,李微微,王学科,等. 相变材料用于质子交换膜燃料电池的热管理[J]. 化工学报, 2016, 67(S1): 1-6.  
CHEN Sitong, LI Weiwei, WANG Xueke, et al. Thermal management using phase change materials for proton exchange membrane fuel cells[J]. CIESC Journal, 2016, 67(S1): 1-6.
- [11] 王洪建,程健,张瑞云,等. 质子交换膜燃料电池应用现状及分析[J]. 热力发电, 2016, 45(3): 1-7, 19.  
WANG Hongjian, CHENG Jian, ZHANG Ruiyun, et al. Development and analysis of proton exchange membrane fuel cell applications[J]. Thermal Power Generation, 2016, 45(3): 1-7, 19.
- [12] 辛英超,由蕤,杨秉润. PEM燃料电池热电联供系统控制[J]. 青岛农业大学学报(自然科学版), 2019, 36(3): 218-223.  
XIN Yingchao, YOU Rui, YANG Bingrun. Control of PEM fuel cell CHP system[J]. Journal of Qingdao Agricultural University(Natural Science), 2019, 36(3): 218-223.
- [13] 侯健,杨铮,贺婷,等. 质子交换膜燃料电池热管理问题的研究进展[J]. 中南大学学报(自然科学版), 2021, 52(1): 19-30.  
HOU Jian, YANG Zheng, HE Ting, et al. Research progress on thermal management of proton exchange membrane fuel cells[J]. Journal of Central South University (Science and Technology), 2021, 52(1): 19-30.
- [14] SHIMOI R, MASUDA M, FUSHINOBU K, et al. Visualization of the membrane temperature field of a polymer electrolyte fuel cell[J]. Journal of Energy Resources Technology, 2004, 126(4): 258-261.
- [15] 孙侠生,程文渊,穆作栋,等. 电动飞机发展白皮书[J]. 航空科学技术, 2019, 30(11): 1-7.  
SUN Xiasheng, CHENG Wenyuan, MU Zuodong, et al. White paper on the development of electric aircraft [J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(11): 1-7.
- [16] 商蕾,杨萍,杨祥国,等. 基于APSO-BP-PID控制的质子交换膜燃料电池热管理系统温度控制[J]. 吉林大学学报(工学版), 2024, 54(9): 2401-2413.  
SHANG Lei, YANG Ping, YANG Xiangguo, et al. Temperature control of proton exchange membrane fuel cell thermal management system based on APSO-BP-PID control strategy[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2024, 54(9): 2401-2413.
- [17] 王星,孙俊,张振东,等. 燃料电池热管理系统的动态仿真及控制[J]. 电池, 2023, 53(6): 600-604.  
WANG Xing, SUN Jun, ZHANG Zhendong, et al. Dynamic simulation and control of fuel cell thermal management system[J]. Battery Bimonthly, 2023, 53(6): 600-604.
- [18] 雍加望,赵倩倩,冯能莲,等. 质子交换膜燃料电池热管理系统建模及故障仿真[J]. 可再生能源, 2024, 42(3): 308-316.  
YONG Jiawang, ZHAO Qianqian, FENG Nenglian, et al. Modeling and malfunction simulation of thermal management system for proton exchange membrane fuel cells[J]. Renewable Energy Resources, 2024, 42(3): 308-316.
- [19] 张敬,卢雁,李圣,等. 基于模糊PID控制的家用燃料电池热电联供系统建模与仿真[J]. 储能科学与技术, 2021, 10(3): 1117-1126.  
ZHANG Jing, LU Yan, LI Sheng, et al. Modeling and simulation of domestic fuel cell cogenerated heat and power system based on fuzzy PID control[J]. Energy Storage Science and Technology, 2021, 10(3): 1117-1126.
- [20] 向乾,张晓辉,王正平,等. 适用无人机的小型燃料电池控制方法[J]. 航空学报, 2021, 42(3): 623960.  
XIANG Qian, ZHANG Xiaohui, WANG Zhengping, et al. Control method of small fuel cells for UAVs[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(3): 623960.
- [21] 曹仁凤,晏涛,周君慧,等. 基于蒙皮换热器的无人机电子设备冷却方案分析[J]. 电子机械工程, 2015, 31(6): 15-18.  
CAO Renfeng, YAN Tao, ZHOU Junhui, et al. Analysis of electronic equipment cooling scheme based on skin heat exchanger for unmanned aerial vehicles[J]. Electro-Mechanical Engineering, 2015, 31(6): 15-18.

- [22] 虞翔宇,李文,严杰,等. 无人机液氢燃料电池热管理系统仿真研究[EB/OL]. (2024-11-29). <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20241104.1048.008.html>.  
YU Xiangyu, LI Wen, YAN Jie, et al. Simulation research on thermal management system of fuel cell for liquid hydrogen powered UAV[EB/OL]. (2024-11-29). <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20241104.1048.008.html>.
- [23] ROJAS J D, KUNUSCH C, OCAMPO-MARTINEZ C, et al. Control-oriented thermal modeling methodology for water-cooled PEM fuel cell based systems[J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2015, 62(8): 5146-5154.
- [24] KANDIDAYENI M, MACIAS F A, BOULON L, et al. Efficiency enhancement of an open cathode fuel cell through a systemic management[J]. *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, 2019, 68(12): 11462-11472.
- [25] SAYGILI Y, EROGLU I, KINCAL S. Model based temperature controller development for water cooled PEM fuel cell systems[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2015, 40(1): 615-622.
- [26] KUMAR R R, SURESH S, SUTHAKAR T. Thermal management of polymer electrolyte membrane fuel cell with stearyl alcohol and fans combined[J]. *Journal of Energy Storage*, 2021, 41: 02847.
- [27] 朱春玲,宁献文. 用于机载大功率电子设备的新型液冷环控系统研究[J]. *南京航空航天大学学报*, 2005, 37(2): 203-207.
- ZHU Chunling, NING Xianwen. Liquid cooling system for high-powered avionics[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2005, 37(2): 203-207.
- [28] UPADHYA G, MUNCH M, HOM J, et al. Micro-scale liquid cooling system for high heat flux processor cooling applications[C]//*Proceedings of the 22nd IEEE SEMI-THERM Symposium*. Dallas, TX, USA: IEEE, 2006: 116-119.
- [29] 党晓民,庞丽萍,林贵平. 基于地面实验的蒙皮换热器高空换热性能分析[J]. *北京航空航天大学学报*, 2013, 39(4): 474-477.  
DANG Xiaomin, PANG Liping, LIN Guiping, et al. High-altitude heat transfer performance analysis for skin heat exchanger based on ground experiment[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2013, 39(4): 474-477.
- [30] 孔珑. 工程流体力学[M]. 北京:中国电力出版社, 2014.  
KONG Long. *Engineering fluid mechanics*[M]. Beijing: China Electric Power Press, 2014.
- [31] 陶文铨. 传热学[M]. 北京:高等教育出版社, 2013.  
TAO Wenquan. *Heat transfer*[M]. Beijing: Higher Education Press, 2013.
- [32] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2006.  
LIU Peiqing. *Theory and application of air propellers*[M]. Beijing: Beihang University Press, 2006.

(编辑:刘彦东)