

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2026.02.026

冲压发动机附件热防护仿真与试验研究

林登科, 李伟豪, 饶乐威

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 针对冲压发动机及其附件, 划分了网格模型, 基于 CFD 仿真建立发动机舱内温度场的分析模型, 搭建发动机热环境模拟试验台, 建立附件热防护方案的评价方法。结果表明: 在附件表面加装气凝胶隔热层可以使其满足正常工作, 发动机舱热环境试验数据与相同边界条件下仿真数据的最大误差为 6.57%, 验证了仿真模型的准确性。通过评价得到附件最优的热防护方案, 即附件 1—附件 4 分别加装 4 mm、4 mm、9 mm 和 3 mm 的气凝胶。

关键词: 冲压发动机附件; 热防护; 评价

中图分类号: TP391.9 **文献标志码:** B **文章编号:** 1671-5276(2026)02-0135-05

Simulation and Experimental Research on Thermal Protection of Ramjet Accessories

LIN Dengke, LI Weihao, RAO Lewei

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: The grid model was divided for the ramjet engine and its accessories. Based on CFD simulation, an analysis model of the temperature field in the engine cabin was established, an engine thermal environment simulation test bench was constructed, and an evaluation method for the thermal protection scheme of the accessories was developed. The results demonstrated that under identical boundary conditions, there was a maximum error of 6.57% between the test data of the engine compartment's thermal environment and the simulation data, thus confirming the accuracy of the simulation model. Through evaluation, the optimal thermal protection scheme was obtained by adding aerogels with thicknesses of 4mm, 4mm, 9mm, and 3mm to accessory 1 to 4 respectively.

Keywords: ramjet accessories; thermal protection; evaluation

0 引言

航空发动机的机载附件作为飞行器走向电子化、自动化及安全化的核心, 其工作时的可靠性尤为重要。研究表明, 因温度过高而导致发动机舱内附件失效的数量占附件失效总数的 55%^[1], 由此可见温度是影响发动机附件正常工作的重要因素。因此对附件采取高效合理的热防护手段是维系飞行器正常工作的重要一环^[2]。根据热防护的原理可将其分为主动热防护、半主动热防护及被动热防护。由于被动热防护没有运动部件且无需提供能量, 因此是常用的一种热防护手段, 其按照不同方式又被分为 3 种: 热沉结构、热结构和隔热结构, 其中隔热结构是被动热防护方法中最常用的一个, 它是利用隔热材料将目标体与高温环境隔绝开来以达到冷却的目的。因此隔热结构的主要研究是高性能的隔热材料。气凝胶因其低密度和良好的隔热性能使得它受到了广泛关注^[3],

KISTLER^[4]在 1931 年就利用溶胶-凝胶法及超临界干燥的技术制备出了气凝胶材料, 其具有比表面积大、热导率低等多项优良性能^[5]。PEKALA 等^[6]使用溶胶-凝胶法以及超临界干燥的技术制备了有机气凝胶。刘青松等^[7]以甲基三甲氧基硅烷为硅源, 采用常压干燥工艺制备了聚甲基硅倍半氧烷气凝胶。陈宝辉等^[8]通过使用气凝胶有效地抑制了磷酸铁锂电池热失控蔓延。

发动机附件在飞行过程中会受到高温机匣、蒙皮及自身热源的影响而导致其超温, 从而影响了飞行器的性能和安全^[9-11]。本文以某型冲压飞行器及舱内典型附件为研究对象, 建立其舱内温度场的数值计算方法并分析其附件表面温度规律。根据附件超温原因采取合理的热防护方法, 对数值计算方法进行试验验证后, 建立热防护方案评价体系选取最优的热防护方案, 对后续发动机附件热防护及评价研究提供理论参考。

第一作者简介: 林登科(2000—), 男, 河南开封人, 硕士研究生, 研究方向为航空发动机热管理, 644774825@qq.com。

1 发动机舱温度场数值计算方法

1.1 物理模型

本文研究对象为某型冲压发动机,包括蒙皮、机匣、油箱、机舱壁面和附件,发动机和附件简化后的模型及位置如图 1 所示。鉴于附件实际名称不便公开,四个附件的名称按照从左至右的顺序分别为附件 1—附件 4。发动机蒙皮、机匣为高温热源,部分附件在工作时存在一定的发热功率,在 3 种热源影响下导致附件超温。

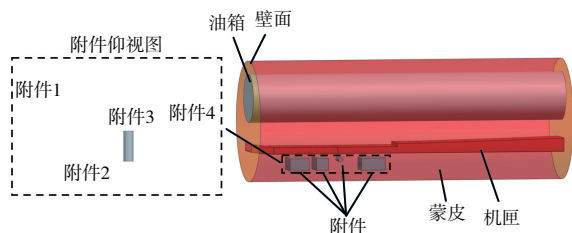


图 1 冲压发动机简化模型及附件位置示意图

1.2 网格划分及独立性验证

利用 SpaceClaim 对冲压发动机进行网格划分。网格类型为六面体网格^[12-14],在附件处对网格进行加密,并在流体区域设置边界层,确保壁面上的 y^+ 变化范围在 30~100 之间^[15-16],网格的增量比值保持为 1.2^[17-18]。

对网格模型进行独立性验证,以同一截面的平均温度为依据,如图 2 所示,当网格量大于 900 万后,截面平均温度的差值较小,认为该网格数量满足要求。

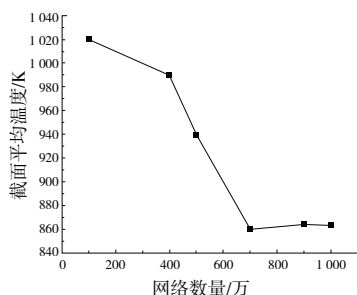


图 2 网格独立性验证

1.3 仿真模型边界条件

冲压发动机飞行时间为 1 350 s,速度从 Ma3.0 逐渐升至最高马赫,初始环境温度为 300 K,附件正常工作温度需要低于 400 K;蒙皮和机匣为定温壁面,以它们飞行时的温度作为其边界条件,且温度随时间不断升高。鉴于具体温度数据不便公开,仅展示其温度范围,蒙皮温度范围为 552~

1 408 K,机匣温度范围为 300~1 090 K;附件和其余壁面分别为耦合和绝热壁面。

飞行时,机匣温度沿轴向不均匀,根据其温度分布特点将机匣沿轴向分为 6 段,以更准确模拟出舱内热环境,如图 3 所示,6 段机匣分别命名为冲压-1—冲压 6,长度分别为 0.728 m、0.500 m、0.460 m、0.200 m、0.400 m 和 0.342 m。

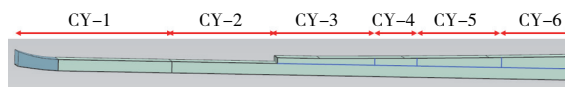


图 3 冲压发动机机匣分段示意图

冲压发动机 4 个附件的参数如表 1 所示,附件 2—附件 4 均存在内热源;且附件 4 存在内流道来流通 0.16 kg/s 流量的煤油,煤油的进口温度固定为 353 K。

表 1 冲压发动机附件参数

附件名称	几何尺寸/mm	自身热源/(W/m ³)	自身通油流量/(kg/s)
附件 1	160×200×100	0	0
附件 2	100×200×100	20 000	0
附件 3	120× ϕ 40	26 042	0
附件 4	200×160×100	231 771	0.16

本文使用 Fluent 进行瞬态仿真模拟,湍流模型选择标准 $k-\epsilon$ ^[19-20];温差导致的浮升力利用 Boussinesq 假设^[21-23]来计算;附件 4 的流体入口设为流量入口,出口设为压力出口;求解时设置连续性方程和动量方程收敛判据为迭代残差值低于 10^{-4} ,能量方程的迭代残差值低于 10^{-6} ,其余残差保持默认参数。

2 数值仿真结果与分析

2.1 飞行条件下冲压发动机舱内温度场

沿冲压发动机轴向选取典型截面,取飞行最终时刻的状态,如图 4 所示,机舱的热环境较为恶劣,且整体温度分布较为均匀,为 900 K 左右,油箱上侧与上侧的蒙皮温度梯度较大,导致此处气体流速较大。

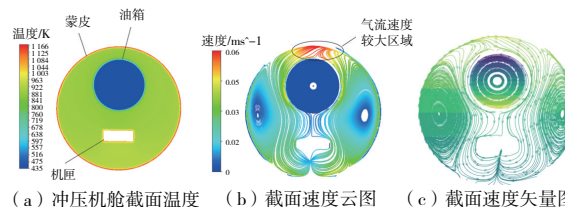


图 4 飞行条件下截面温度、速度和速度矢量图

附件1—附件4的具体温度云图如图5所示,附件1—附件4的最高温度分别为612 K、642 K、785 K和639 K。

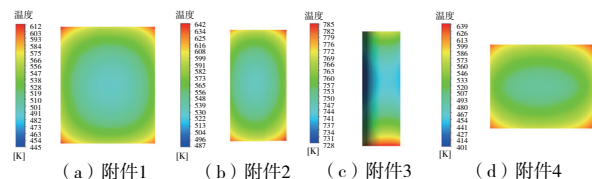


图5 飞行条件下冲压发动机附件温度云图

2) 机匣和蒙皮绝热条件下冲压发动机舱内温度场

附件温升的原因也可以分为附件外部热源(机匣和蒙皮)和附件自身热源两种,不同温升原因对附件采取的热防护方法有所不同。将机匣和蒙皮作为绝热面处理,仅考虑附件热源时冲压发动机舱内典型截面的温度、速度和速度矢量如图6所示,相较300 K的初始环境温度,机舱温度最大只上升了1 K。

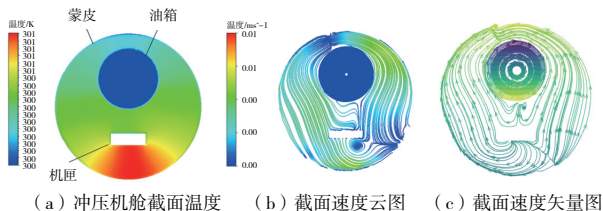


图6 机匣和蒙皮绝热时截面温度、速度和速度矢量图

附件1—附件4的温度云图如图7所示,附件4热源较大,且有内流道流通353 K的煤油对其起到了加热作用,导致其温度为349 K;附件1—附件3的最大温度分别为300 K、306 K和307 K;所有附件温度均处于400 K以下。

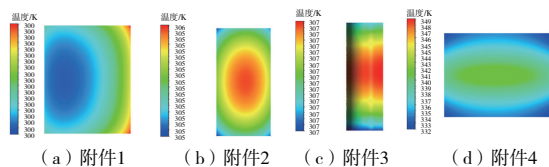


图7 机匣和蒙皮绝热条件下附件温度云图

由上述结果可知,附件超温主要是外部热源影响,针对附件的热防护,要考虑隔绝外界热量,因此对附件进行加装气凝胶的被动热防护。

3) 热防护方法对附件表面温度的影响规律

在附件表面加装1 mm、2 mm、4 mm、6 mm、8 mm和10 mm的气凝胶隔热层,其表面最大温度随时间的变化如图8所示,实线表示附件温度满

足要求。附件1—附件4分别添加1 mm、1 mm、2 mm和2 mm的气凝胶时各自的表面最大温度分别降至384.8 K、397.6 K、399.3 K和381.6 K,满足了它们的正常工作要求。

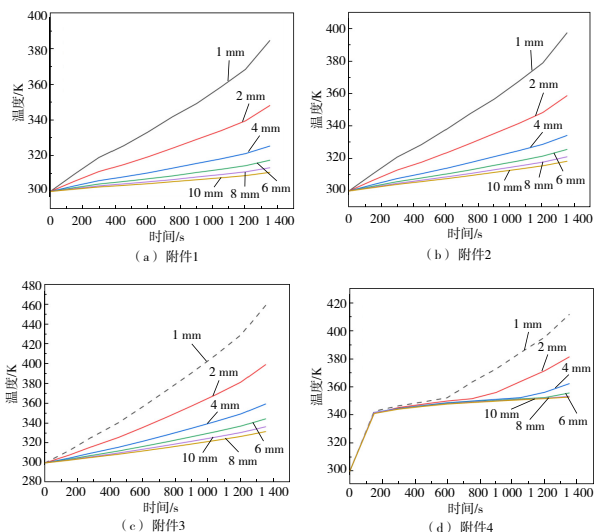


图8 附件1—附件4表面温度规律

3 试验验证

3.1 试验原理及系统

为验证数值计算方法的合理,进行冲压发动机舱热环境稳态试验,按照1:1的比例搭建冲压发动机舱热环境模拟系统,原理如图9所示,受到试验室限制试验时蒙皮不加热;以发动机在飞行过程中的机匣温度为基准,通过温控软件控制机匣温度,达到指定温度并保持稳定后对测点处的温度进行采集,与相同测点的仿真温度进行对比,验证仿真的合理性。

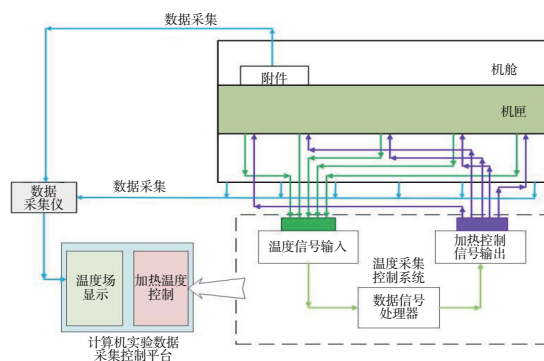


图9 试验系统原理图

冲压发动机舱热环境模拟系统包括了发动机舱模型试验件、机匣加热装置、温控装置和温度信

号采集装置。

试验系统的各部分介绍如下。1) 冲压发动机热环境模拟试验件作为试验的对象,按照物理模型 1:1 搭建,忽略了舱内布置的管路等部件。2) 机匣加热装置是采用电加热的方式,按照数值计算时的机匣分段情况将其分为 6 段。3) 机匣的温控装置利用机匣表面的控温热电偶对其温度进行监测并反馈至温控软件,温控软件根据设定温度自动控制机匣的加热占空比,进而控制加热温度。4) 试验中机舱、机匣的温度通过热电偶进行测量,并通过计算机软件自动完成温度数据记录。

将冲压发动机右侧分为上表面和下表面,两个面共均匀布置 7 排、15 列温度测点,共计 105 个空间温度测点,测温热电偶垂直壁面深入舱内 3 cm。

3.2 试验步骤

试验步骤为:1) 打开加热开关,将温控系统和采集系统与计算机连接;2) 调节机匣的加热功率,将机匣加热到指定温度;3) 机匣壁温稳定后,对舱内空间测点温度进行采集;4) 采集完毕后关闭试验室电源。

3.3 试验数据结果及分析

冲压发动机每段机匣的加热温度如表 2 所示,保证稳定时每段机匣的温度波动范围不超过 ± 1 K。

表 2 冲压机匣加热温度 单位:K					
冲压-1	冲压-2	冲压-3	冲压-4	冲压-5	冲压-6
560	600	800	750	800	700

当机舱热环境达到稳定状态时,测得各个测点处的温度数据,并按照试验的条件进行数值计算,得到机舱每行测点的温度数据,将其与试验测量结果的数据对比,如图 10 和图 11 所示。

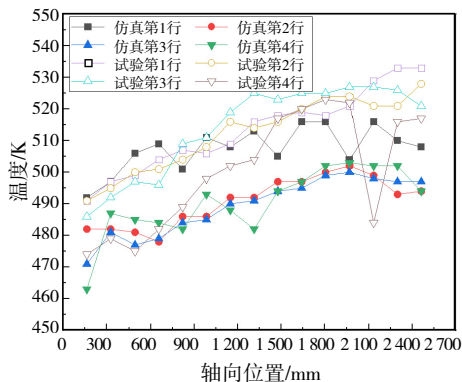


图 10 发动机上表面空间测点温度仿真与试验对比

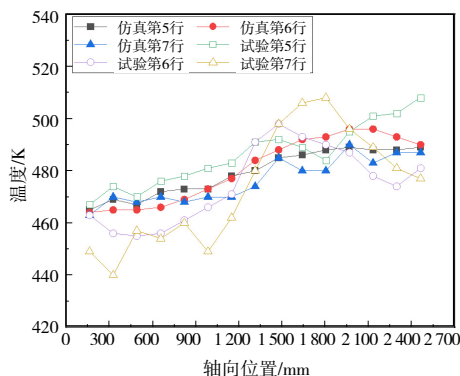


图 11 发动机下表面空间测点温度仿真与试验对比

根据试验与数值计算数据求得二者的误差,得到误差在每个区间内的比重,如图 12 所示。从图 12 中可以看出,冲压发动机舱温度预测误差大部分处于 0%~6% 的区间内,最大误差为 6.57%。

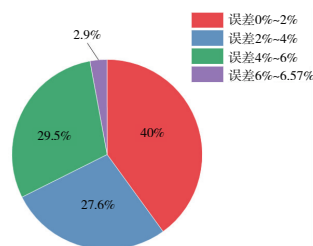


图 12 冲压发动机测点温度误差分布范围

分析造成其误差的原因主要为:1) 试验过程中的人为因素造成扰动而引起误差;2) 试验过程中机匣的热量向外散失;3) 热电偶的精度会造成一定的误差。考虑上述误差原因,认为冲压发动机舱空间温度的误差在可接受范围,建立的冲压发动机舱热环境数值模拟方法合理有效。

4 热防护方案设计与评价

根据上述对附件热防护方法的探究规律可知,满足附件 1—附件 4 的最小气凝胶厚度分别为 1 mm、1 mm、2 mm 和 2 mm,在气凝胶厚度超过 10 mm 后隔热效果变化较小,因此为每个附件设计如表 3 所示热防护方案,气凝胶厚度每次变化幅度为 1 mm。

表 3 附件热防护方案设计 单位:mm			
附件 1	附件 2	附件 3	附件 4
1~10 (气凝胶)	1~10 (气凝胶)	2~10 (气凝胶)	2~10 (气凝胶)

根据所设计的热防护方案,选取最大温降、温度裕度、热防护体积和热防护成本 4 个指标对各

个附件进行单独评价。最大温降是指无热防护与采取相应热防护方案时的附件表面最大温度之差;温度裕度是指附件许用温度与其表面最大温度之值;热防护体积指采用的热防护方案所占用的机舱空间体积。为使评价更加直观,将它们作归一化处理,最大温降的归一化方法为附件温度下降的值与其在无热管理措施下的温度比值;温度裕度、热防护体积和热防护成本分别是附件表面温度与许用温度的差值、热防护占用的空间体积和热防护所需成本与各自理想值的比值。根据最大温降、温度裕度、热防护体积和热防护成本的重要程度,分别选择 0.3、0.3、0.3 和 0.1 的权重因子进行求和,得到一个总得分来体现方案的优劣,如表 4 所示。

表 4 附件热防护方案评价结果

热防护 方案/mm	综合得分			
	附件 1	附件 2	附件 3	附件 4
1	0.531	0.503	/	/
2	0.632	0.617	0.486	0.523
3	0.656	0.652	0.563	0.539
4	0.656	0.661	0.601	0.534
5	0.643	0.657	0.619	0.520
6	0.627	0.648	0.630	0.500
7	0.605	0.635	0.633	0.476
8	0.582	0.619	0.633	0.449
9	0.559	0.605	0.637	0.419
10	0.528	0.581	0.624	0.388

根据综合得分得出了各个附件的最佳热防护方案,进而得到整体的最优热防护方案,即附件 1—附件 4 分别加装 4 mm、4 mm、9 mm 和 3 mm 的气凝胶。

5 结语

本文针对冲压发动机及其典型附件,建立了舱内温度场的数值计算方法,分析了舱内热环境及附件表面温度规律,为附件采取了合理的热防护方案,进行了发动机热环境试验,得到了试验与仿真的最大误差为 6.57%,验证了数值计算方法的准确性,建立评价方法,得到了最优的热防护方案,即附件 1—附件 4 分别加装 4 mm、4 mm、9 mm 和 3 mm 的气凝胶。

参考文献:

- [1] 唐玫,胡娅萍,王强,等. 飞行器简化模型热管理系统的非稳态仿真[J]. 重庆理工大学学报(自然科学), 2017,31(3):58-65.
- [2] 陆宾宾. 超声速飞行器热管理系统建模及方案优化设计研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2019.
- [3] LI C D, CHEN Z F, DONG W F, et al. A review of silicon-based aerogel thermal insulation materials; performance optimization through composition and microstructure[J]. Journal of Non-Crystalline Solids, 2021, 553: 120517.
- [4] KISTLER S S. Coherent expanded aerogels[J]. Rubber Chemistry and Technology, 1932, 5(4): 600-603.
- [5] KISTLER S S. Coherent expanded - aerogels [J]. The Journal of Physical Chemistry, 1932, 36(1): 52-64.
- [6] PEKALA R W, ALVISO C T, KONG F M, et al. Aerogels derived from multifunctional organic monomers [J]. Journal of Non-Crystalline Solids, 1992, 145: 90-98.
- [7] 刘青松,张桂华,李承东. 不同金属氯化物催化制备聚甲基硅倍半氧烷气凝胶及其性能研究[J]. 化工新型材料, 2024, 52(2): 139-144, 150.
- [8] 陈宝辉,邓捷,吴传平,等. 气凝胶毡抑制磷酸铁锂电池模组热失控蔓延特性研究[J]. 消防科学与技术, 2024, 43(1): 5-11.
- [9] 张飞宇. 航空发动机燃油管路系统温度特性研究[D]. 广汉:中国民用航空飞行学院, 2024.
- [10] 张锦花. 航空发动机舱内附件的热管理模型建立及方案设计[D]. 南京:南京航空航天大学, 2023.
- [11] 马海腾,崔家博,杜磊. 气膜冷却在超/高超声速飞行器及其动力系统的应用[J]. 航空动力, 2024(3): 65-69.
- [12] 李星剑,连华奇,李育隆,等. 航空发动机热防护超临界 CO₂ 闭式循环方案设计[J]. 航空发动机, 2024, 50(4): 88-94.
- [13] LIU J L, LIM W, ZHANG T Y, et al. Optimization of the aero - engine thermal management system with intermediate cycle based on heat current method[J]. Applied Thermal Engineering, 2024, 237: 121793.
- [14] JAFARI S, NIKOLAIDIS T. Thermal management systems for civil aircraft engines: review, challenges and exploring the future [J]. Applied Sciences, 2018, 8(11): 2044.
- [15] LIN D K, LIAN W L, WAN H, et al. Comprehensive performance optimization of aero - engine accessory system: a multi-objective analysis based on a thermal management optimization model[J]. Applied Thermal Engineering, 2025, 267: 125533.
- [16] 刘天新. 航空发动机热防护涂层的扩散阻隔层设计与延寿机理研究[D]. 鞍山:辽宁科技大学, 2023.
- [17] 苏存要,连文磊,郝鑫,等. 航空发动机附件综合热管理性能分析[J]. 航空动力学报, 2022, 37(9): 1896-1904.

(下转第 247 页)

参考文献:

- [1] 李建林,李光辉,郭丽军,等.“十四五”规划下氢能应用技术现状综述及前景展望[J]. 电气应用,2021,40(6):10-16.
- [2] 马菁,马强,王俊杰,等. 温度和阴极湿度对质子交换膜燃料电池的影响[J]. 西北工业大学学报,2023,41(6):1162-1169.
- [3] 王庆鑫,崔勇,李蕴琪,等. Fe-N-C 阴极催化层离聚物可控热解对膜电极性能与稳定性的影响研究[J]. 化学学报,2023,81(10):1350-1356.
- [4] 王万腾,李楠,白雪宜,等. 气体扩散层分层设计对 PEMFC 电堆性能影响研究[J]. 汽车工程,2023,45(9):1720-1727.
- [5] 沈承,宁涛. 燃料电池用氢气燃料的制备和存储技术的研究现状[J]. 能源工程,2011,31(1):1-7.
- [6] 胡里清,周利容,李拯,等. 便携式 200W 至 500W 质子交换膜燃料电池电源系统研制[J]. 电化学,2002,8(2):182-185.
- [7] 阮喻,沈卫东,杜明磊,等. 便携式 PEMFC 移动电源系统的设计与研究[J]. 电源技术,2004,28(3):141-145.
- [8] 刘明义,蒋利军,黄倬,等. 便携式质子交换膜燃料电池系统集成研究[J]. 电源技术,2006,30(6):446-449.
- [9] 刘晓杰,刘峻,韩文杰,等. 储氢技术研究进展及挑战与机遇[J]. 现代化工,2025,45(8):79-84,89.
- [10] 张岩,王旭升,林羲,等. 新型氢储运技术发展及应用现状[J]. 科技导报,2025,43(7):67-78.
- [11] 丁国华,方鸽. 储氢技术的研究进展与未来展望[J]. 上海节能,2025(1):90-93.
- [12] 童亮,余豪华,毛佰一,等. 金属氢化物储氢研究新进展[J]. 华中师范大学学报(自然科学版),2025,59(1):33-45.
- [13] 刘光明,解东来. 铝水反应制氢技术研发进展[J]. 电源技术,2011,35(1):109-112.
- [14] 杨代军,卢奕睿,明平文,等. 质子交换膜燃料电池原理及耐久性[M]. 化学工业出版社,2023.
- [15] 谭凯峰. 自增湿空冷型 PEMFC 电压均衡性研究及故障分析[D]. 成都:西南交通大学,2019.
- [16] 周勇,姬雄帅,李航,等. 铝基材料水解制氢技术研究进展[J]. 中国材料进展,2024,43(5):429-439.
- [17] 赵阳,叶康,孙汉乔,等. 铝基复合材料制氢性能与安全性研究[J]. 汽车工程,2022,44(5):730-735.
- [18] 郭戈. 铝基合金的水反应研究[D]. 武汉:华中科技大学,2018.
- [19] FUZATO G H F, DE AGUIAR C R, FAGUNDES T A, et al. Droop K-sharing function for energy management of DC microgrids[J]. IEEE Journal of Emerging and Selected Topics in Industrial Electronics, 2021, 2(3): 257-266.
- [20] 董文雅,潘建欣,郭伟. 质子交换膜燃料电池电堆阳极饥饿反极的研究[J]. 高等学校化学学报,2024,45(2):41-47.
- [21] 陈丽丽,曾东荣,刘锋. 质子交换膜燃料电池电堆故障研究[J]. 广东化工,2022,49(21):35-37.
- [22] 袁赫. 基于 50W 级燃料电池的电源管理系统设计[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2022.
- [23] 王金双,马宪伟,董力文,等. 基于燃料电池的离网住宅混合可再生能源电力系统能源管理系统优化[J]. 电工电能新技术,2024,43(2):47-55.
- [24] 王绍辰,王颖帆,王博. 质子交换膜燃料电池的建模方法及仿真应用[J]. 大众用电,2024,39(2):50-51.

收稿日期:2024-03-28

(上接第 139 页)

- [18] 刘银龙,付衍琛,闻洁,等. 螺旋管式空气-空气换热器的设计和实验研究[J]. 推进技术,2021,42(5):1087-1093.
- [19] 于铭哲,李健,李祥,等. 超燃冲压发动机冷却与发电一体化系统性能优化[J]. 热力发电,2025,54(11):32-41.
- [20] 徐熠熠,胡建新,苗训,等. 超燃冲压发动机热防护技术及点阵结构应用[J]. 空天技术,2024(4):24-42.
- [21] 浦航,王金兆,尚妍,等. 轻量化主动热防护结构设计技术现状与发展趋势[J]. 航空动力,2024(3):70-73.
- [22] 李文杰. 运载火箭热分离热环境及热防护研究[J]. 中国设备工程,2024(2):258-260.
- [23] 孙智强,吕东,朱凯笛,等. 基于陶瓷基复合材料铠甲的涡轮导叶热防护研究[J]. 推进技术,2024,45(2):148-155.

收稿日期:2024-01-24