

临近空间再生燃料电池储能系统散热风扇性能

张 亚, 陈 红, 王国文, 冯 震

(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘 要: 针对平流层飞艇再生燃料电池储能系统的风冷散热组件, 采用 Fluent 计算散热风扇在设计飞行高度不同转速条件下的风压、流量、静压效率等性能参数。进而针对海拔 0 ~ 20 km 高度的环境温度和压力变化, 计算 20 kW 散热能力条件下散热组件风量需求及其对应风扇转速、功耗等变化趋势。在此基础上, 进行散热组件不同海拔高度环境下的性能试验, 风扇模型计算结果和试验数据吻合较好。结果表明风冷散热组件能够满足再生燃料电池储能系统在包括起飞、高空驻留和降落在内的整个任务周期的散热要求。

关键词: 临近空间; 再生燃料电池; 风冷散热组件; 散热风扇; 数值模拟; 环境试验

中图分类号: TM 911.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1328(2015)12-1428-07

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2015.12.012

Performance of a Cooling-Fan for Radiator of RFC Energy Storage System for Near-Space Application

ZHANG Ya, CHEN Hong, WANG Guo-wen, FENG Zhen

(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: A computational model with Fluent is taken to investigate the performance of cooling-fan for the radiator module of a RFC energy storage system of stratospheric airship. The performance parameters including wind pressure, flow rate and static pressure efficiency are simulated under different rotational speed at the altitude of 20 km. Then, the cold flow rate demand for 20 kW heat dissipation rate is analyzed, and the varying trends of rotational speed and power consumption are simulated for different altitude from sea level to 20 km under obviously varying pressure and temperature. Based on the guidance of simulation, environmental simulation experimentation is taken under different altitudes, and results of the fan model accord well with the experimental data. The result shows that, the radiator module fulfils the need of heat dissipation for RFC of stratospheric airship during the whole mission period including take-off, high altitude parking and landing.

Key words: Near-space; RFC; Radiator module; Cooling-fan; Numerical simulation; Environmental test

0 引 言

再生燃料电池储能技术具有充放电次数和深度限制低, 无污染、零排放等优点, 比能量高达 350 ~ 600 Wh/kg, 使其成为临近空间长航时飞艇、无人机等飞行平台和太阳能电池配合使用最有竞争力的黑夜电源技术, 是目前高比能量新型能源技术的研究热点之一^[1-9]。其工作模式为: 白天储能系统利用

太阳能电池富余电能电解水, 将电能储存在氢、氧气组成的化学体系; 黑夜太阳被地球遮挡, 储能系统利用燃料电池将氢、氧气储存的化学能转化为电能为飞行器提供动力和载荷设备所需的电能。

随着临近空间的开发利用, 平流层飞艇、长航时无人机等飞行器研究工作的逐步开展, 对高比能量大功率储能电源系统提出了日趋强烈的需求。因平流层飞艇和长航时无人机多采用太阳能电池作为白

天的直接电源和黑夜能量的来源,其设计飞行高度一般为 16 ~ 25 km,这样可以避免天气变化给太阳能来源带来的不确定因素,另外还可以避开 10 ~ 15 km 繁忙的航空飞行航线。随着海拔高度的升高,空气越发稀薄,尤其是 20 km 以上的高空稀薄大气给用传统航空发动机的飞机带来空气压缩利用的困难。20 km 以上的高空成为以太阳能 - 再生燃料电池为电源的电动螺旋桨推进的平流层飞艇和无人机的理想的飞行空域。

然而,稀薄大气也给再生燃料电池和大功率电子设备带来了散热的困难,为了实现再生燃料电池和平流层飞艇等飞行器的临近空间环境应用,必须解决低重量和功耗成本的大功率废热外散问题。国外研究人员针对 0 ~ 15 km 不同海拔高度环境对采用冲压空气为冷源的飞机散热器流阻、散热能力等的影响等进行了分析研究^[10],还开展了适应 26 km 高海拔环境的螺旋桨的设计、性能分析计算工作^[11]。国内开展了一些针对平流层飞艇整体的热分析研究工作^[12-16],但针对再生燃料电池储能系统的大功率热量外散的研究未见报道。30 km 以下高空环境下,对流换热仍起决定性作用^[16],针对再生燃料电池储能系统大功率废热外散的要求,在采用低雷诺数翼型散热风扇的风冷散热组件研制基础上,本文通过 Fluent 计算散热风扇在 20 km 设计高度条件下的性能,进而针对起飞降落阶段,储能系统必须经历 0 ~ 20 km 高度不同环境条件,分析散热风扇对不同高度条件的适应能力。利用 Fluent 建立的散热器散热单元模型,校核了散热组件不同海拔高度,给定风扇转速条件下散热能力的变化趋势。针对不同海拔高度 20 kW 废热外散的冷风量要求,分析计算得到不同海拔的风扇转速、功耗等性能参数。完成了散热风扇组件不同海拔高度环境模拟试验,并采用试验数据对模型计算结果进行了评估。

1 计算模型

1.1 几何模型及边界条件

散热风扇计算模型计算区域沿着旋转轴的切面示意及其边界类型如图 1 所示。散热风扇桨叶外径 477 mm,叶片数目 6 个,顶隙 1.5 mm。模型计算区域及其边界类型如图 1 所示,由扇叶所在的旋转区域、上下游静止区域组成。其边界条件设置为:入口

和出口边界条件为特定海拔高度对应的环境大气压力,不同海拔大气参数如表 1 所示;扇叶所在圆柱区域为旋转坐标系(rotational reference frame),转速设置为风扇的特定转速,扇叶及桨毂表面为旋转壁面,其转速设定与旋转坐标系转速相同,风道壁面和电机表面为静止壁面边界;采用多孔交界面(radiator)模拟散热器的流阻,其阻力系数 k 设为恒定值,即散热器流阻计算公式如下:

$$\Delta p = k \cdot \frac{1}{2} \rho u^2 \quad (1)$$

式中: ρ 为空气密度, u 为空气流速。

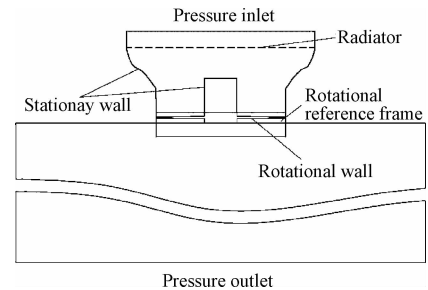


图 1 模型计算区域及其边界

Fig. 1 Computational domain & its boundaries

表 1 不同海拔环境大气参数

Table 1 Parameters of atmosphere at different altitude

| 海拔/km | 密度/($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$) | 气压/Pa | 温度/K |
|-------|--|---------|--------|
| 0 | 1.225 | 101325 | 288.15 |
| 5 | 0.7364 | 54048.3 | 255.68 |
| 10 | 0.4135 | 26499.9 | 223.25 |
| 11 | 0.3644 | 22664.3 | 216.65 |
| 15 | 0.1948 | 12111.8 | 216.65 |
| 20 | 0.0889 | 5529.3 | 216.65 |
| 25 | 0.0401 | 2549.2 | 221.55 |
| 30 | 0.0184 | 1197.0 | 226.51 |

1.2 计算网格及求解器设置

采用 gambit 前处理器生成网格如图 2 所示,图 2 (a)为直径 400 mm 处的翼型截面及其网格,桨叶表面计算网格如图 2(b)所示,桨叶表面划分为 4 个区域,采用边线网格尺寸控制面网格保证桨叶型面表达精度,同时将网格总数控制在可接受的范围内,图 2 (c)为整个计算区域的网格总单元数为 238.15 万。

采用 $k \cdot \varepsilon$ 标准湍流模型,求解器采用 simple 算法一阶迎风格式,控制收敛条件为轴向速度残差小于 1×10^{-5} ,求解器的其它设置采用软件默认值。

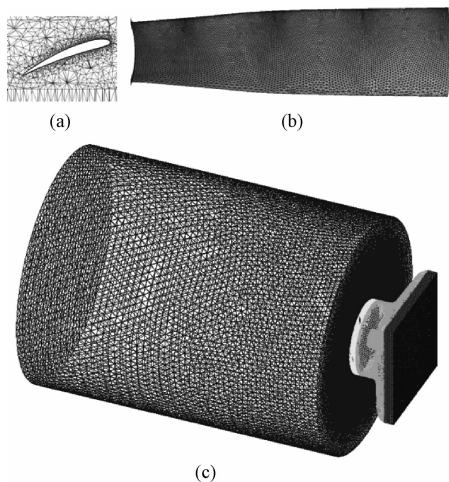


图 2 数值模型网格

Fig. 2 Mesh of the computational model

2 计算结果和讨论

2.1 额定转速条件下参数分布

本文风冷散热组件的设计工作海拔高度为 20 km,其额定转速设计为 4800 r/min。以下介绍计算模型计算得到的计算区域压力和速度等的分布情况。

图 3、图 4 分别为计算区域截面和风扇机组壁面静压分布情况,图 5 是计算区域截面的速度分布情况。结果表明额定转速和设计海拔条件下,散热器流阻系数 k 取恒定值 19,散热器机组流量为 0.311 kg/s,散热器的平均流阻为 45.6 Pa,风扇叶片的阻力扭矩 0.856 N·m,扇叶功耗 430.3 W,计算电机功耗 512.2 W(电机效率 84%)。

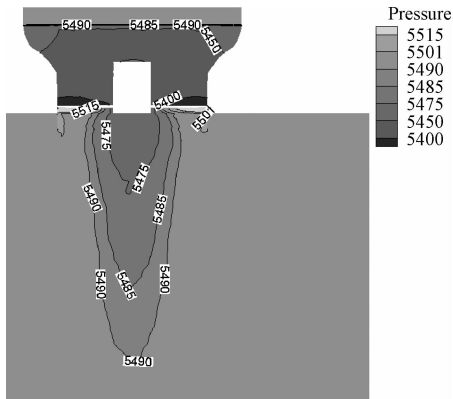


图 3 截面压力分布

Fig. 3 Static pressure distribution in cross section plane

2.2 不同海拔环境条件变化的影响

采用计算模型分析了不同海拔环境条件变化对风扇性能的影响情况。

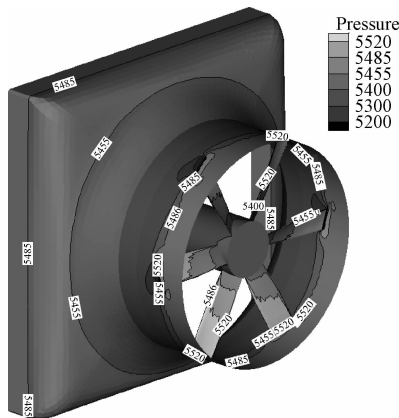


图 4 壁面静压分布

Fig. 4 Static pressure distribution on walls

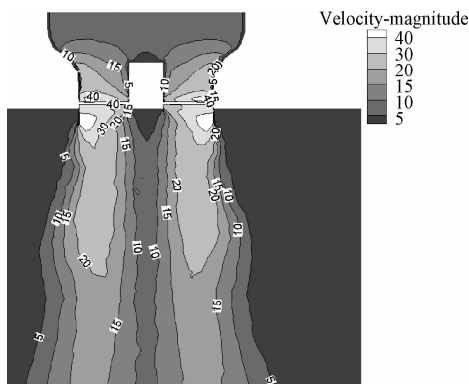


图 5 截面速度分布

Fig. 5 Velocity magnitude distribution in cross section plane

图 6 是海拔高度对风扇体积流量的影响情况,计算结果表明,风扇体积流量和转速呈线性比例关系;随着 0 ~ 20 km 海拔范围内大气温度和密度的变化,风扇体积流量基本恒定,下降趋势比较缓慢;20 ~ 30 km 高空大气越发稀薄,风扇体积流量下降趋势明显加快。

相应的风扇功耗和质量流量变化曲线如图 7、图 8 所示,随着海拔高度升高大气密度的下降,虽然相同转速风扇体积流量下降很少,但是风扇功耗和质量流量显著下降。质量流量的下降将对主要靠对流散热的风冷散热器带来不利的影响。

图 9 是不同海拔大气环境下的风扇机组的静压效率曲线,图中静压效率定义为体积流量、风压的乘积与电机功耗的比值,其中电机效率取恒定值 84%。结果表明,随着海拔高度升高大气密度的下降,风扇机组静压效率呈下降趋势;其中,海拔 20 km 以上效率下降趋势明显加剧。

基于以上计算模型计算得到的风扇机组在不同

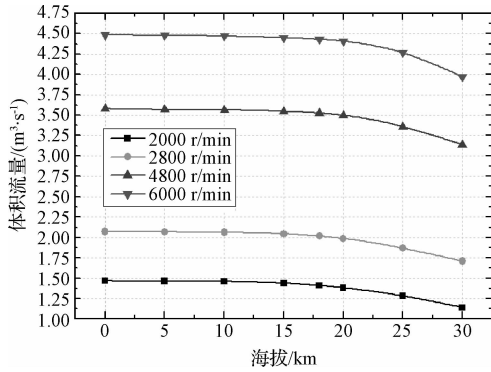


图 6 模型预测的不同海拔体积流量变化曲线

Fig. 6 Predicted volume flow rate at different altitudes

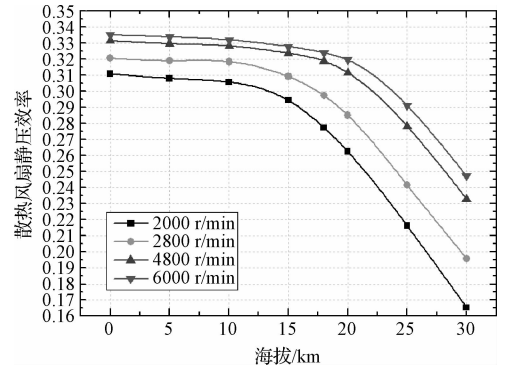


图 9 模型预测的不同海拔静压效率变化曲线

Fig. 9 Predicted static pressure efficiency at different altitudes

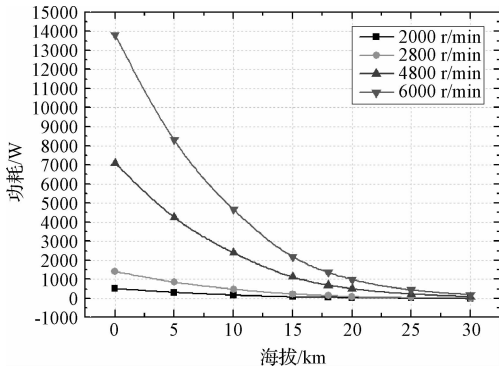


图 7 模型预测的不同海拔功耗变化曲线

Fig. 7 Predicted power consumption at different altitudes

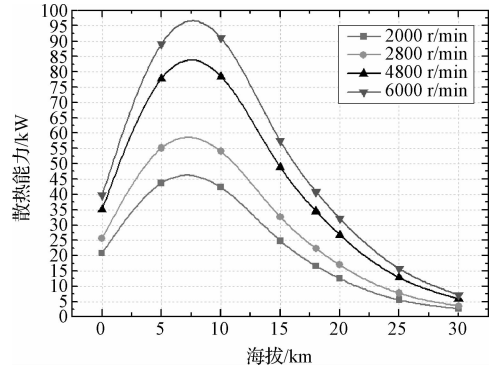


图 10 模型预测的不同海拔组件散热能力变化曲线

Fig. 10 Predicted heat dissipating ability of radiator module at different altitudes

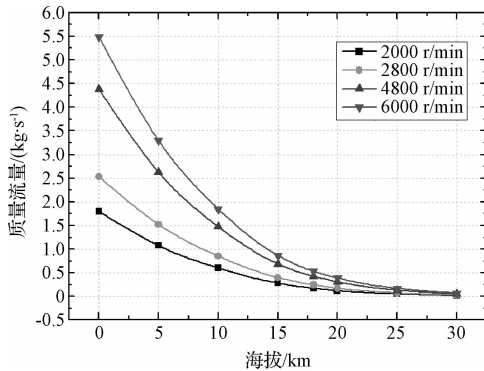


图 8 模型预测的不同海拔质量流量变化曲线

Fig. 8 Predicted mass flow rate at different altitudes

海拔和转速条件下的性能数据,采用 Fluent 建立了散热器散热单元模型,校核分析了热流体入口温度 45°C 条件下风冷散热组件散热能力随海拔高度的变化,如图 10 所示。散热单元的计算模型非本文的重点,在此不作详细介绍。校核计算的结果表明,从地面至海拔 30 km 高空环境变化过程中,风冷散热机组散热能力呈先增大后减小的趋势。分析原因为:海拔 0~7.5 km 升高过程,环境温度的下降对散热

能力的影响起决定性作用;海拔 7.5~11 km 高空虽然气温仍为线性下降,但流经散热器的冷空气质量流量显著减小,冷风量的减小对散热能力的削弱作用强于环境温度下降带来的增强效果,散热组件散热能力变化趋势发生反转;海拔 11~20 km 为同温层,环境温度恒定为 -56.5°C ,散热组件的散热能力随着海拔高度的升高而下降;海拔 20~30 km 随着臭氧浓度的增大大气温度开始随海拔升高而升高^[17],同时大气密度进一步减小,因此散热组件的散热能力进一步下降。

其中,海拔 0 km,风扇转速 2000 r/min 计算得到的散热能力为 20.8 kW,地面 25°C 环境下测试散热能力大于 20.3 kW;海拔 20 km,转速 4800 r/min 模型计算散热能力为 26.8 kW,冷空气入口 -44.4°C 环境实测散热能力大于 20.3 kW,散热组件 KF 值为 450.2 W/K,推算得到冷空气入口 -56.5°C 条件下其散热能力将大于 25.7 kW。可见模型计算的散热组件散热能力和试验测试值基本吻合,散热单元模型计算结果可信。

2.3 风冷散热组件全飞行包线内的适应性分析

基于上文计算分析结果,可以初步判断此风冷散热组件产品能够满足再生燃料电池在0~20 km飞行包线内的散热要求。下面将利用计算模型具体分析0~20 km大气环境风冷散热组件20 kW散热能力条件下的具体工作参数及电机功耗等的变化情况。

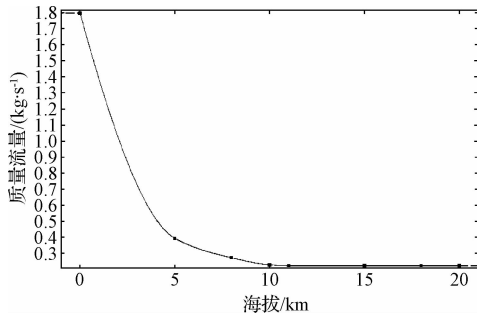


图11 不同海拔20 kW废热外散冷风量需求

Fig. 11 Air flow rate demand with 20 kW heat dissipating ability at different altitudes

图11是海拔0~20 km环境条件下,20 kW散热能力时风冷散热器冷风流量需求情况变化曲线,地面25℃环境冷风流量要求大于1.8 kg/s,随着海拔升高气温的降低,冷风流量需求逐步减小至海拔11 km处的0.22 kg/s,11~20 km气温不再随高度升高而降低,冷风流量需求维持为恒定的0.22 kg/s。要实现图11所示冷风流量的供应,风扇的工作转速和电机功耗变化曲线如图12、图13所示。

结果表明,本文所述风冷散热组件有能力满足再生燃料电池飞行包线范围内的散热要求;海拔5~11 km大气环境最有利于以对流换热为主的风冷散热组件散热,其风扇的工作转速要求较低750~790 r/min,散热电功耗成本小于20 W。风冷散热组件总质量24 kg,其中散热器14.5 kg,平均每千克散热能力833.3 W/kg,远大于文献[15]报道辐射散热器的12.5 W/kg。因此,风冷散热方案是平流层飞艇、无人机等飞行平台高效经济的散热技术方案。

2.4 不同转速条件下的计算结果和试验结果对比

以下将采用风冷散热风扇环境模拟试验的测试数据对风扇模型的计算结果进行对比评价。试验系统原理如图14所示,测试过程采用环境模拟舱模拟不同海拔高度的压力、温度条件,针对低气压环境特点采用皮托管排+微压差传感器测试风扇机组冷风流量,皮托管采用5个总压口并联平均后与风道静压的差值表征风道的平均流速以保证低温低气压环境流量测试的可靠

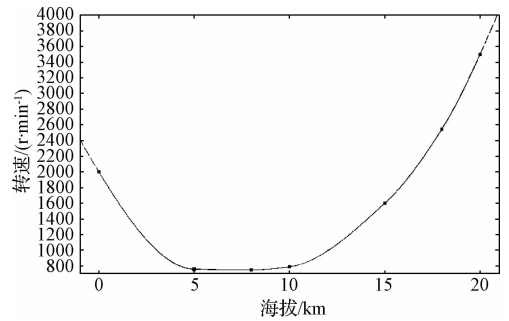


图12 不同海拔20 kW废热外散风扇转速

Fig. 12 Rotational speed of cooling fan with 20 kW heat dissipating ability at different altitudes

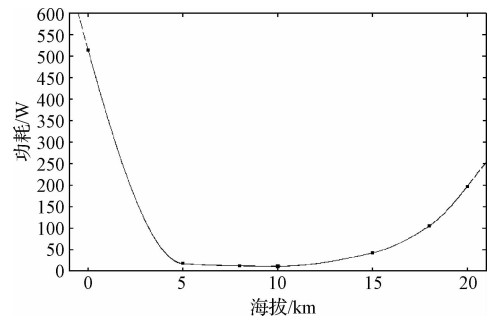


图13 不同海拔20 kW废热外散风扇功耗

Fig. 13 Power consumption of cooling fan with 20 kW heat dissipating ability at different altitudes

性,微压差传感器实现风压的测试。在每个海拔高度环境下调节风扇转速,测试了不同转速条件下风扇的风量、风压和功耗等参数,海拔20 km环境下的实测曲线如图15所示。

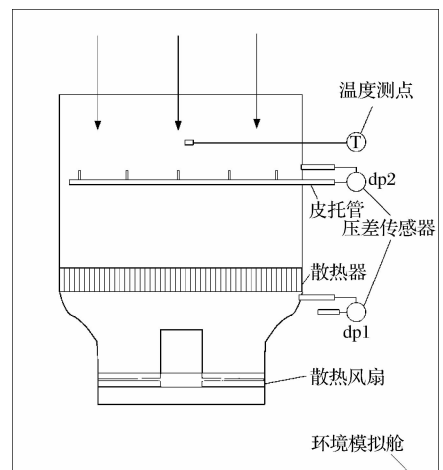


图14 试验系统原理

Fig. 14 Scheme of experimental system

$$k = 313.1 - 212.7236u + 63.08066u^2 - 9.19816u^3 + 0.64416u^4 - 0.01709u^5 \quad (2)$$

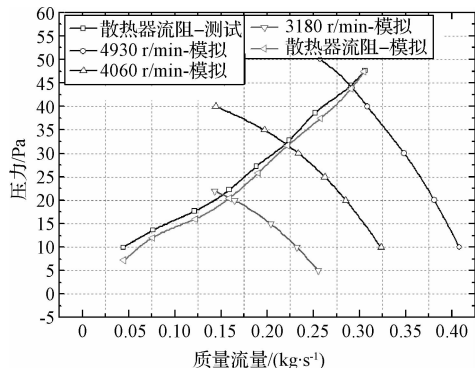


图 15 风压流量曲线与试验数据对比(海拔 20 km)

Fig. 15 Pressure-mass flow rate curves and experimental data(20 km)

采用实测的散热器流量-流阻数据的流阻系数拟合合成式(2)设为风扇计算模型内部边界 radiator 阻力系数,计算得到不同转速条件下风扇流量和风压,如图 15 所示,结果表明给定散热器流阻特性条件下,风扇模型计算得到各不同转速风扇流量和风压与实测结果吻合较好。这说明计算模型对于给定转速下的风扇的风压和流量的预测是比较准确的,可以用计算模型预测风压参数变化后的风机流量数值,进行风冷散热组件的设计和性能评估。

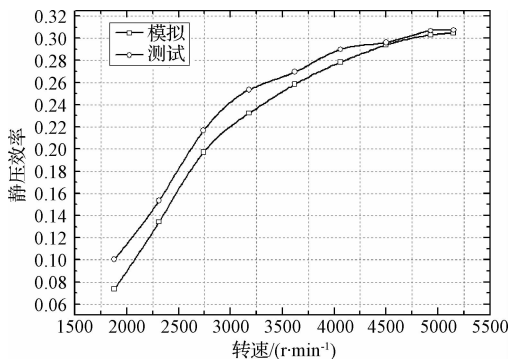


图 16 静压效率与试验数据对比(海拔 20 km)

Fig. 16 Static pressure efficiency and experimental data(20 km)

图 16 对比了计算得到的风扇静压效率与实测效率曲线。由于海拔 20 km 环境下模型计算得到的功耗比实测功耗小 20~30 W。而实测电机功耗比较准确可靠,此处,采用实测功耗计算模型预测的静压效率,结果表明模型计算得到海拔 20 km 环境的风扇机组效率曲线和实测结果比较吻合。需要说明的是,这一吻合仅反应相同转速条件下风压、风量的数值较为准确,而模型计算得到的功耗需要根据试验结果作相应修正方可作为设计评估依据。

将 radiator 边界修改为内部连续条件(interior),

人为改变入口压力计算得到风扇的 3 个不同转速下的风压-流量曲线与相应转速下的流阻特性实测点基本重合,如图 15 所示,进一步证明风扇计算模型的计算结果不依赖于散热器的实测流量-流阻特性。

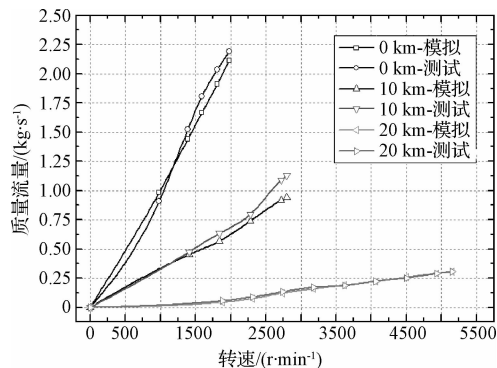


图 17 不同海拔流量与试验数据对比

Fig. 17 Mass flow rate and experimental data at different altitude

采用环境压力与实测流阻数据的差值设置为入口压力,图 17、图 18 比较了不同海拔环境下模型计算得到的流量、功耗与实测数据。结果表明,计算模型在高海拔环境计算的流量曲线和实测值的吻合程度高于低海拔结果。而功耗计算结果则是低海拔环境计算结果更接近试验数据,其中同一个海拔高度环境,高转速条件计算得到的功耗更准确。

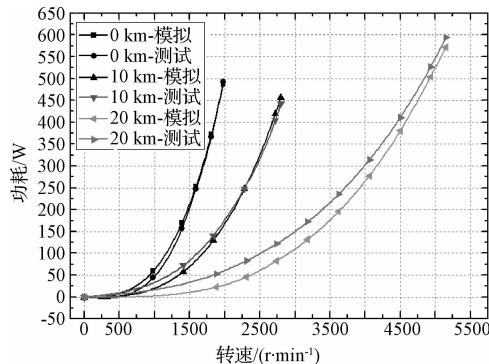


图 18 不同海拔功耗与试验数据对比

Fig. 18 Power consumption and experimental data at different altitude

综上所述,风扇计算模型在不同海拔高度环境下的计算结果均得到实测结果的验证,模型计算的流量、风压等性能数据和试验结果吻合较好,而计算得到的电机功耗数据比实测值低,但差值都小于 30W,因此,风扇计算模型的计算结果是可信的,可以作为临近空间再生燃料电池热控系统设计、分析依据,降低大量环境试验带来的研究经费成本。

3 结 论

本文建立了再生燃料电池大功率散热组件散热风扇计算模型,采用计算模型分析了风冷散热组件在不同海拔高度环境的性能,并采用环境试验数据评估了计算结果,经分析得出如下结论:

(1) 风扇模型计算结果和试验数据吻合较好,可以作为临近空间再生燃料电池热控系统设计、分析依据。

(2) 轴流散热风扇静压效率随着海拔高度的增加大气变稀薄而降低,20 km 以上环境下降趋势加剧。

(3) 海拔 30 km 以下大气环境,对流换热显著强于辐射换热效果,采用紧凑式风冷散热器和辐射散热器相比将大幅度降低热控系统重量。

(4) 本文风冷散热组件能够满足海拔 0 ~ 20 km 环境再生燃料电池 20 kW 废热外散的需求。20 km 以上大气越发稀薄,大功率废热外散越发困难,同样风扇转速条件下,海拔 25 km 环境散热能力降低至 12.9 kW,30 km 环境散热能力降低至 5.8 kW。

(5) 为了提高再生燃料电池储能系统的比能量,增加有效载荷比重,平流层飞艇等飞行平台最好在 20 km 以下空域,不宜过分追求飞行高度,海拔 30 km 工作的风冷散热组件的重量将是海拔 20 km 的 3.45 倍。

参 考 文 献

- [1] Carolyn R M , Amy L J, Concha M R, et al. Energy storage project final report [R]. Cleveland, Ohio: Glenn Research Center, January 2011.
- [2] David J B, Chang B J, Donald W J, et al. Closed-cycle hydrogen-oxygen regenerative fuel cell at the NASA Glenn research center-an update [C]. 2007 Fuel Cell Seminar and Exposition, San Antonio, Texas, October 15 - 19, 2007.
- [3] Anthony C, James L D. High-altitude, long-endurance airships for coastal surveillance [R]. Cleveland, Ohio: Glenn Research Center, February 2005.
- [4] David J B, Vincent J S. Hydrogen-oxygen PEM regenerative fuel cell energy storage system [C]. 2004 Fuel Cell Seminar, San Antonio, Texas, November 1 - 5, 2004.
- [5] John H. Integral radiator and storage tank weight and volume are reduced [R]. Cleveland, Ohio: Glenn Research Center, January 2007.
- [6] David J B. Lunar regenerative fuel cell (RFC) reliability testing for assured mission success [C]. Power Systems Conference Sponsored by the SAE International Seattle, Washington, November 11 - 13, 2008.
- [7] Shunichi O, Azam H A, Joe B. Regenerative fuel cell (RFC) for high power space system applications [C]. 11th International Energy Conversion Engineering Conference, San Jose, CA, July 14 - 17, 2013.
- [8] 张亚,朱春玲. 质子交换膜燃料电池二维全电池两相流综合数值模型 [J]. 化工学报, 2008, 59 (1): 173 - 181. [Zhang Ya, Zhu Chun-ling. A comprehensive two-dimensional computational model of PEM fuel cell with liquid water flooding [J]. Journal of Chemical Industry and Engineering, 2008, 59 (1): 173 - 181.]
- [9] 张亚,王兆斌,周华. 相对湿度对质子交换膜燃料电池性能影响的模型研究 [J]. 化工学报, 2008, 59 (9): 2302 - 2308. [Zhang Ya, Wang Zhao-bin, Zhou Hua. Influence of operating relative humidity on PEMFC with computational model [J]. Journal of Chemical Industry and Engineering, 2008, 59 (9): 2302 - 2308.]
- [10] Jack N N. High altitude cooling-III- radiators [R]. Langley Field, Va: Langley Memorial Aeronautical Laboratory, September 1944.
- [11] Koch L D. Design and performance calculations of a propeller for very high altitude flight [D]. Cleveland, Ohio: Case Western Reserve University, 1998.
- [12] 姚伟,李勇,范春石,等. 复杂热环境下平流层飞艇高空驻留热动力学特性 [J]. 宇航学报, 2013, 34 (10): 1309 - 1315. [Yao Wei, Li Yong, Fan Chun-shi, et al. Heat dynamics behavior of a stratospheric airship in a complex thermal environment at high altitude station keeping conditions [J]. Journal of Astronautics, 2013, 34 (10): 1309 - 1315.]
- [13] 姚伟,李勇,王文隼,等. 平流层飞艇热力学模型和上升过程仿真分析 [J]. 宇航学报, 2007, 28 (3): 603 - 607. [Yao Wei, Li Yong, Wang Wen-jun, et al. Thermodynamic model and numerical simulation of a stratospheric airship take-off process [J]. Journal of Astronautics, 2007, 28 (3): 603 - 607.]
- [14] 方贤德,王伟志,李新建. 平流层飞艇热仿真初步探讨 [J]. 航天返回与遥感, 2007, 28 (2): 5 - 9. [Fang Xian-de, Wang Wei-zhi, Li Xiao-jian. A study of thermal simulation of stratospheric airships [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2007, 28 (2): 5 - 9.]
- [15] 马伟,宣益民,韩玉阁. 临近空间飞行器热管理及热设计方法 [J]. 宇航学报, 2009, 30 (5): 2092 - 2096. [Ma Wei, Xuan Yi-min, Han Yu-ge. Thermal management and design principles of stratosphere vehicles [J]. Journal of Astronautics, 2009, 30 (5): 2092 - 2096.]
- [16] 马伟,宣益民,韩玉阁. 临近空间热环境分析及低速飞行器的热设计方法 [J]. 宇航学报, 2010, 31 (5): 1272 - 1277. [Ma Wei, Xuan Yi-min, Han Yu-ge. Thermal environment analysis and thermal design principle of stratospheric vehicles [J]. Journal of Astronautics, 2010, 31 (5): 1272 - 1277.]
- [17] 寿荣中,何慧珊. 飞行器环境控制 [M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2004: 6 - 11.

作者简介:

张 亚(1983 -),男,硕士,高级工程师,主要从事燃料电池电源系统及其热控系统设计、仿真分析等研究工作。

通信地址:北京市丰台区 9200 信箱 11 分箱(100076)

电话:(010)88522604

E-mail:zhangya0226@163.com

(编辑:曹亚君)