

全电高速无人直升机电池风冷散热能力研究



周琪琛,李春华,张威,赵悦,侯瑞

中国直升机设计研究所,江西 景德镇 333001

摘要:全电高速无人直升机存在电池功率大、内部空间小等特点,对内部电池的散热能力提出了更高的要求。为研究全电高速无人直升机电池模组的散热性能,本文首先利用计算流体力学(CFD)计算不同通风口布置形式下全电高速无人直升机各通风口的流动特性、进气量和阻力;随后基于外流场的计算结果,计算全电高速无人直升机机舱内各电池模组在直升机前飞和悬停状态下的表面散热能力和舱内流场,并分析表面散热能力随进气口格栅下偏角度的变化。计算结果表明,在舱内气流速度和湍流度的共同作用下,直升机舱内上、下层设备舱内电池模组在前飞和悬停状态下呈现不同的变化规律;最后基于各电池模组表面散热能力随进气口格栅下偏角度的变化规律,得出下层通风口进气格栅下偏 80° ,上层通风口进气格栅下偏 20° 时,舱内电池模组散热能力最强,为全电高速无人直升机风冷散热方案提供参考依据。

关键词:全电高速;无人直升机;计算流体力学;电池;表面散热能力

中图分类号:V211.52

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2024.04.011

全电高速无人直升机自然进风散热性能优劣将直接影响舱内电池组的温度场分布,进而影响直升机性能甚至安全;并且高速直升机内部布置紧凑,对散热性能提出了更为严苛的要求。因此,研究高效的直升机舱内电池散热方式成为全电高速无人直升机工程化的迫切需求。

目前国内外已经对动力电池组的风冷散热问题进行了多方面的研究,主要侧重于风掠过电池的顺序、方向和强度及电芯的排列方式,但对考虑多种直升机飞行状态和整机风道设计的电池散热研究较少。Kang等^[1]对处于强制风冷状态下的电池排列方式分别为“4×4”和“2×8”的电池组的散热情况进行了研究,Fan Yuqian等^[2]对电池单体分别处于对齐、交错和交叉排列的电池组进行了散热情况对比。徐晓明等^[3]研究了进风口布置对电池散热的影响,研究结果表明,电池组发热量、车外环境温度及进风温度对动力舱内的温度影响较大,进风口数目及动力舱进风速度对其影响较小。王天波等^[4]利用正交试验的方法研究了进风口相关参数对电池散热的影响,结果表明在进出口面积不变情况下,采用侧向通风散热方式,且进出口形状为圆形时,散热效果最佳,进出口位置间距过小,反而会使散热效率降低。

本文针对悬停和前飞状态下直升机舱内电池组散热问题建立数值模拟分析方法,对不同进气口位置、进气格栅角度进行参数影响分析,提出了考虑不同飞行状态的整机风道设计方案。

1 计算模型及方法

1.1 计算模型

高速无人直升机模型以及直升机内电池布置情况如图1所示,舱内电池包采用分体设计,在前机身上、下两层设备舱中共布置了三个电池模组,其中下层设备舱布置电池模组1和电池模组2共98个电芯,上层设备舱布置电池模组3共20个电芯,电池的密度为 1943kg/m^3 ,比热容为 $1154\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$,电池导热系数采用各项异性,大面方向为 $20.436\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$,厚度方向为 $0.9596\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 。电池表面与空气接触的部分采用自然空气对流方式散热,忽略辐射换热。通风口6附近布置了两个流量为 0.51kg/s 的风扇,风扇的通风方向为水平方向向外。

本文采用的仿真模型主要分为两大类,第一类为直升

收稿日期: 2023-10-30; 退修日期: 2024-01-26; 录用日期: 2024-03-01

引用格式: Zhou Qichen, Li Chunhua, Zhang Wei, et al. Research on air-cooling effectiveness for the battery of electric high-speed unmanned helicopter[J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(04): 83-89. 周琪琛, 李春华, 张威, 等. 全电高速无人直升机电池风冷散热能力研究[J]. 航空科学技术, 2024, 35(04): 83-89.

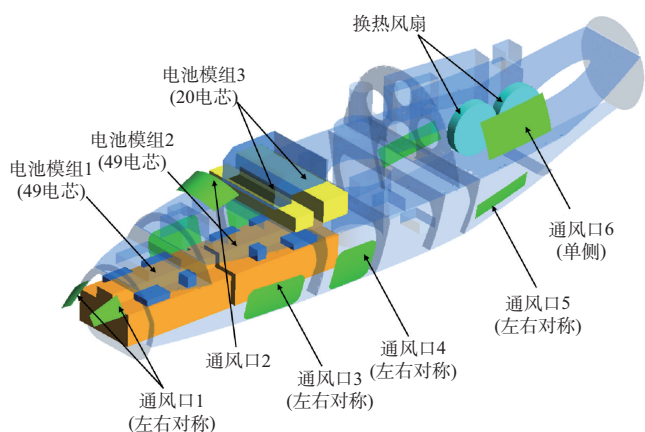


图1 高速无人直升机电池和通风口布置

Fig.1 The arrangement of batteries and air-vents

机置于无限大流场空间内,计算域如图2所示。模拟直升机在130km/h、300km/h前飞和悬停、温度为293.15K的大气空间内的流场情况。

第二大类为以无限大流场内仿真为基础,通过对直升机内流场进行仿真模拟,探究优化电池表面散热能力的方法。电池表面温度设置为323.15K,不同通风口的流量根据无限大空间内的仿真结果进行设置。

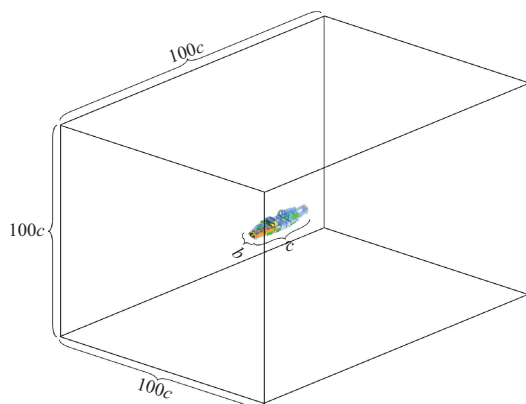


图2 外流场计算域

Fig.2 Computational zone of external flow field

1.2 数值方法验证

本文采用非结构化网格对流场进行仿真,在几何外形曲率变化较大和流场变化剧烈的区域进行了网格加密,同时对电池附近网格进行了进一步的加密,基于网格无关性验证(见图3)选择网格数量为1100万。

将数值计算的结果与参考文献[5]中的试验结果进行对比,试验电池及布置方式如图4所示。试验中共20个测温点,分别位于10块电池的上、下两端。

图5给出了不同湍流模型气热耦合计算结果。相比之

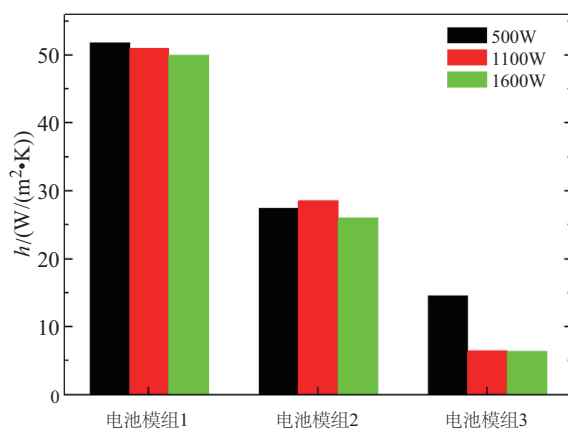


图3 网格无关性验证

Fig.3 Grid independence verification

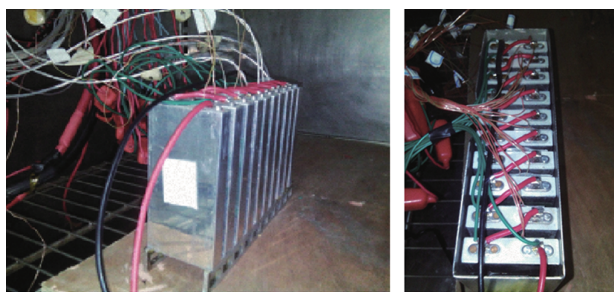


图4 电池布置方式

Fig.4 Arrangement of batteries

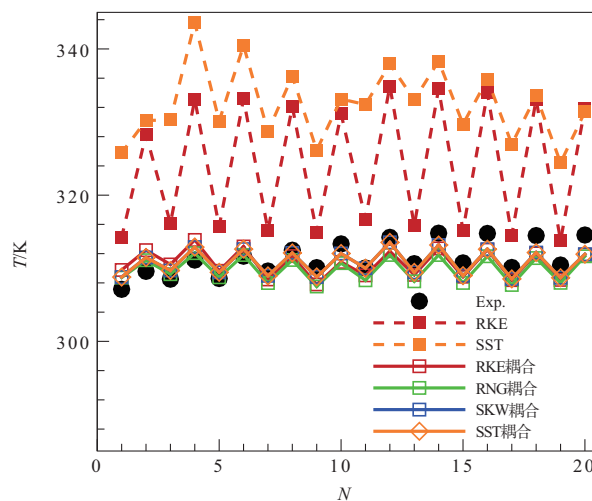


图5 各模型温度仿真结果与试验对比

Fig.5 Comparison of different model temperature simulation results and experiments

下,运用耦合计算的各种湍流模型均具有更好的预测准确性,其中RNGk-ε模型与试验结果吻合性最好。而且对局部高产热量的电极的简化并未对仿真结果产生显著影响,可以认为这种简化方式在工程研究中是可靠的,后文将采

用RNGk- ϵ 进行仿真模拟。

2 计算结果与分析

2.1 通风口位置分析

直升机通风口位置决定了入口流量和阻力,通过对不同组合通风口位置的入口流量、阻力进行分析,找到最优散热能力的通风口位置组合。本文共计算了4种通风口盖的布置形式,见表1,各通风口的位置如图1所示。

表1 各口盖状态通风口

Table 1 Air-vents of each simulation state

	1	2	3	4
通风口1	●	●	●	●
通风口2	●	●	●	●
通风口3		●		●
通风口4			●	●
通风口5	●	●	●	●
通风口6	●	●	●	●

注: ●表示此口盖状态下布置该通风口

图6给出了悬停状态下不同口盖状态的入口(通风口2)的流量。图7给出了不同前飞速度下不同口盖状态的入口(通风口1)流量。在不同的口盖状态下,入口流量无明显变化。

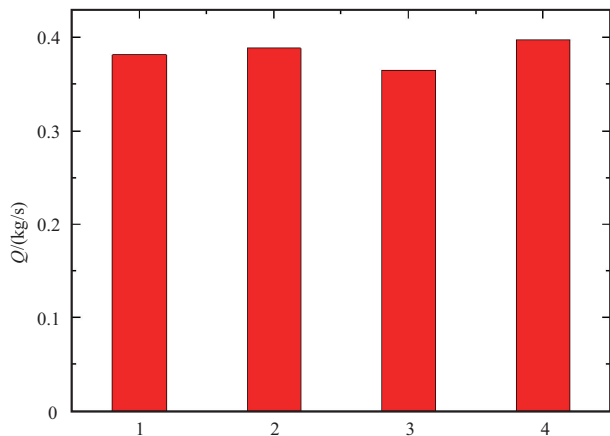


图6 悬停时通风口2流量对比

Fig.6 Flow of air-vent No.2 in hover

悬停时,气流由通风口2进入直升机内部,增加通风口3、4后,均为气流出口,并未使直升机进气流量增加,如图8(a)所示。前飞时,气流由通风口1进入直升机内部,增加通风口3、4后,均为气流出口,同样未使直升机进气流量增加,如图8(b)、图8(c)所示。

图9给出了各口盖状态下,前飞时压力损失系数。在口盖状态1,压力损失最小,即前飞时的阻力最小。随着机身前部口盖数量的增加,气流在流过直升机后的压力损失

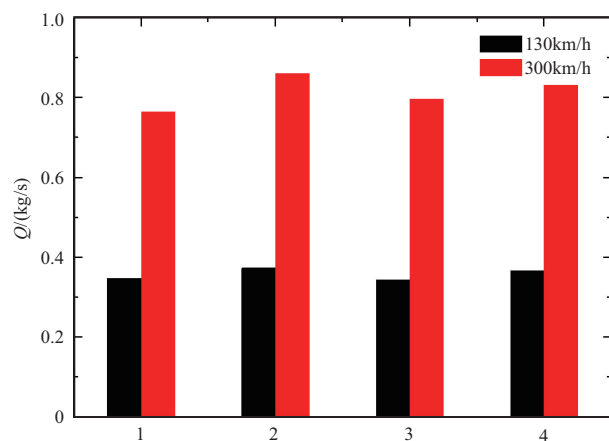


图7 前飞时通风口1流量对比

Fig.7 Flow of air-vent No.1 in forward flight

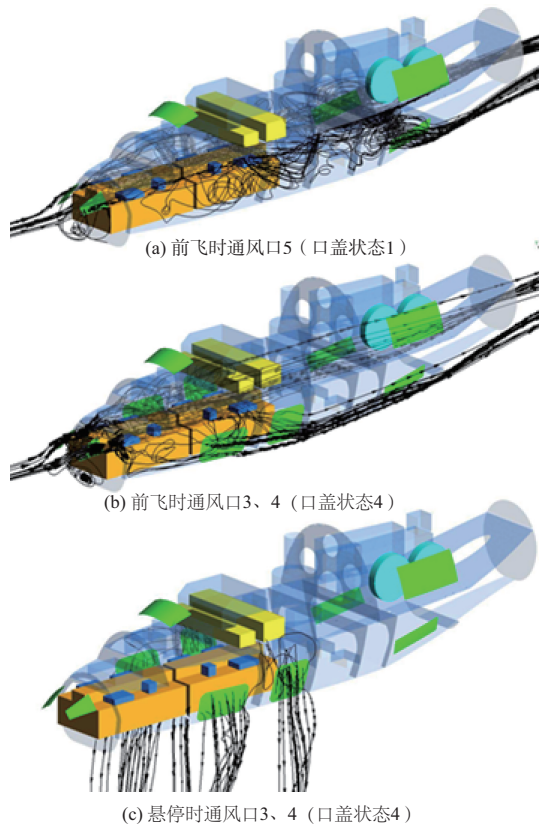


图8 流线图

Fig.8 Streamline

也随之增加,阻力增大。

由于增大通风口数量对直升机舱内的气流流量影响较小,但会增大直升机前飞阻力,因此选取口盖状态1作为通风口位置方案,后续研究均以此为基础。

2.2 悬停状态格栅下偏角度对换热性能影响

在工程应用中,可通过改变通风口格栅的安装角度来

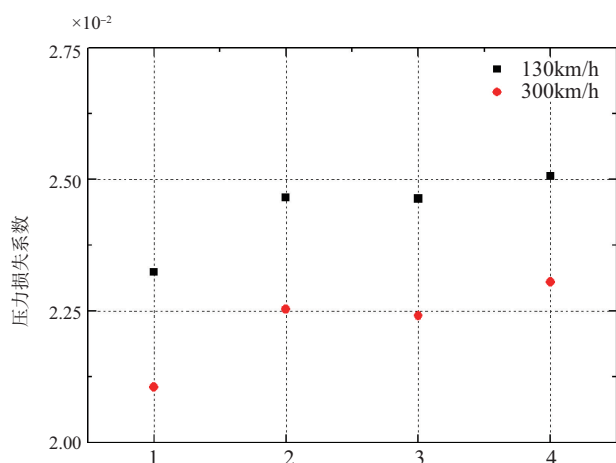


图9 前飞时压力损失

Fig.9 Pressure loss coefficient in forward flight

改变通风口入射气流的角度,本部分研究直升机在悬停状态下,气流下偏角度对舱内电池表面换热能力的影响。

图10给出了悬停状态下机舱内各电池表面换热系数随下偏角的变化。受电池周围流体的速度和湍流度的影响,位于不同设备舱内的电池表面散热系数有较大差异,对上下层设备舱的散热情况分别进行分析。

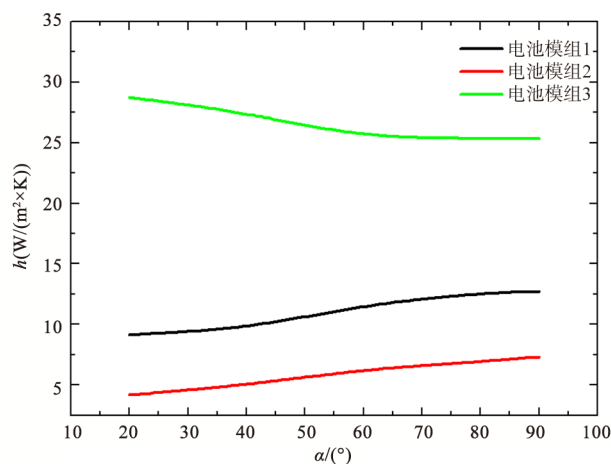


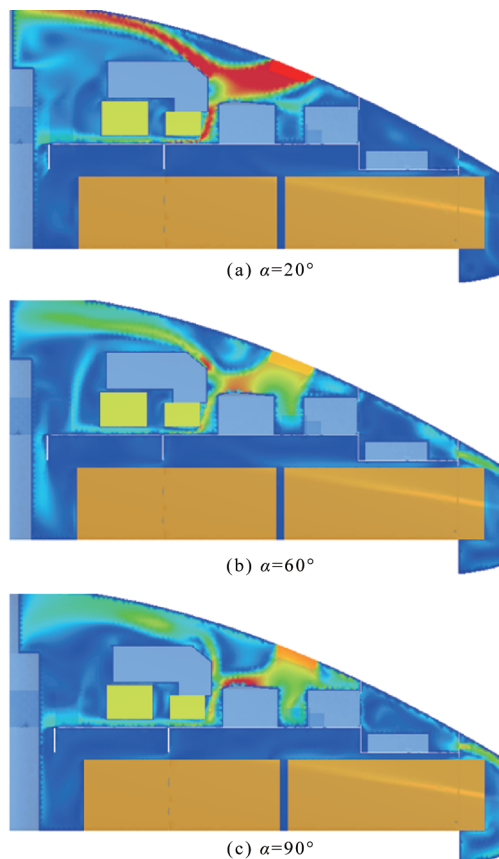
图10 各电池表面换热系数随下偏角的变化(悬停)

Fig.10 Variation of heat transfer coefficient of battery surface with lower declination (hover)

在下层设备舱中,电池模组1和电池模组2表面换热系数远小于前飞状态,且呈现出随下偏角度的增加而逐渐增大的趋势。主要是因为直升机舱内湍流度随着下偏角变化,导致电池表面散热能力变化。随着气流下偏角度的增加,机舱下层的流体湍流度上升,由湍流度产生的换热效应逐渐提高,使电池模组1和电池模组2的换热系数随气流下

偏角度的增加而增加。

流速对散热能力影响较小,原因是悬停状态下仅有下洗流,下层设备舱气流流速低(见图11)。

图11 $y/b=0.5$ 平面速度分布(悬停)Fig.11 Distribution of velocity in $y/b=0.5$ (hover)

在上层设备舱中,对于电池模组3,其表面散热系数随下偏角的增加而减小。由图11可知,在气流下偏角较小时,上层设备舱内的流速较大,随着气流下偏角的增大,舱内流速逐渐减小,使得电池模组3的表面换热系数逐渐减小。

2.3 前飞状态格栅下偏角度对换热性能影响

本部分研究直升机在300km/h前飞状态下,格栅下偏角度对舱内电池表面换热能力的影响。格栅下偏角度以 x 轴正方向为 0° ,格栅向 z 轴负方向偏转角为下偏角 α ,如图12所示。图13给出了舱内各电池的表面换热系数随气流下偏角 α 的变化,故对上下层设备舱的散热情况分别进行分析。

在下层设备舱中,由图13可知,电池模组1和电池模组2的表面换热系数随下偏角 α 的增加,整体呈现中间低、两边高的趋势,表面换热系数在下偏角约为 40° 时达到最低。

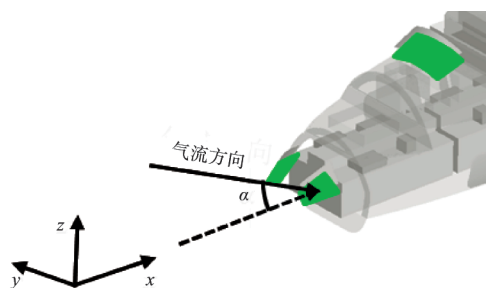


图12 格栅下偏角度示意

Fig.12 Schematic of grille deflection

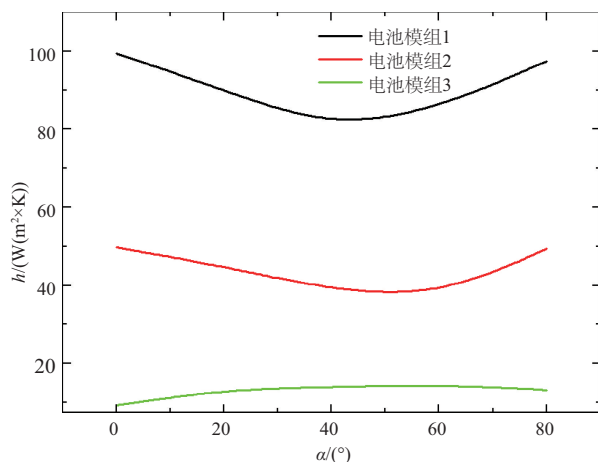
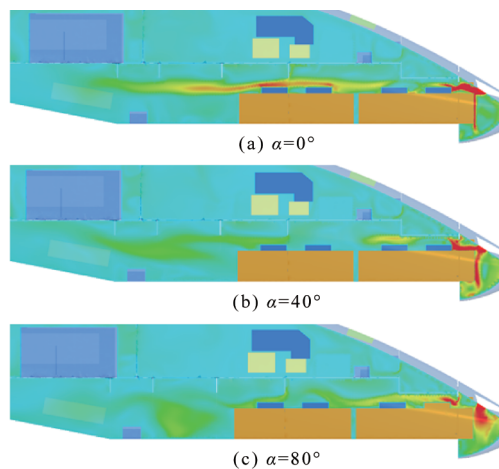


图13 各电池的surface换热系数随下偏角的变化(300km前飞)

Fig.13 Variation of heat transfer coefficient of nattery surface with lower declination (300km forward flight)

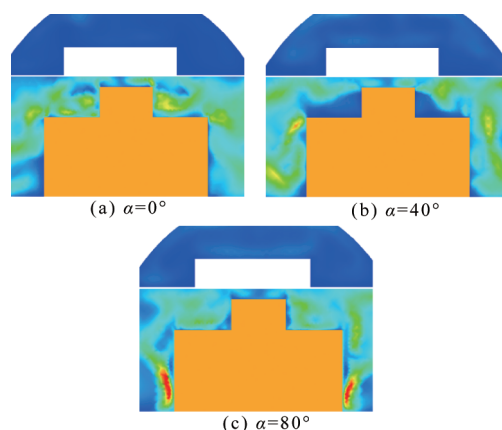
主要是因为直升机舱内气流流速和湍流度随着下偏角变化,导致电池表面散热能力变化。

在流速方面,图14给出了前飞状态下不同下偏角内部

图14 $y/b=0.2$ 平面速度分布(300km前飞)Fig.14 Distribution of velocity in $y/b=0.2$ (300km forward flight)

$y/b=0.2$ 平面上的速度分布。当下偏角度为 0° 时,气流在流到直升机舱内电池模组附近时依然保持了较高的速度,随着下偏角度的增加,电池模组附近的流速逐渐减小,使电池模组表面的对流换热能力减小。

在湍流度方面,图15给出了高速无人直升机横向截面 $x/c=0.4$ 处湍动能分布,随着下偏角度的增大,舱内气流由通风口1进入舱内后,受到舱内的框梁和设备的阻碍,各部分流体产生剧烈的掺混过程,下偏角度越大,掺混过程越激烈,舱内的湍流度越大,高端流度的流体对流换热强度也要更强,使位于下层设备舱的电池模组1和电池模组2的换热能力随下偏角度的增大而上升。

图15 $x/c=0.4$ 平面湍动能分布(300km前飞)Fig.15 Distribution of turbulence energy in $x/c=0.4$ (300km forward flight)

综合考虑流速和湍流度两方面因素,随气流下偏角度的增大,电池模组附近流速减小,湍流度上升,导致电池模组1和电池模组2的表面换热系数整体呈现中间低、两边高的趋势。

在上层设备舱中,由图13可知,电池模组3的表面换热系数在下偏角为 0° 时最小,随着下偏角的增加,电池模组3的表面换热系数逐渐增大,到下偏角大于 20° 时,电池模组3的表面换热系数随下偏角的增加无明显变化。

图16给出了不同气流下偏角度下上层设备舱内的流线。在气流下偏角为 0° 时,气流由电池模组上方流过,电池模组3表面无气流流过,故表面换热系数较小。当气流下偏角增大后,下偏气流可以流经电池模组3表面,使得下偏角大于 20° 时,表面换热系数较大。

2.4 格栅角度设计

在工程应用中,可根据电池表面散热系数随下偏气流角度的变化关系来确定最优的进气格栅角度,使得各电池

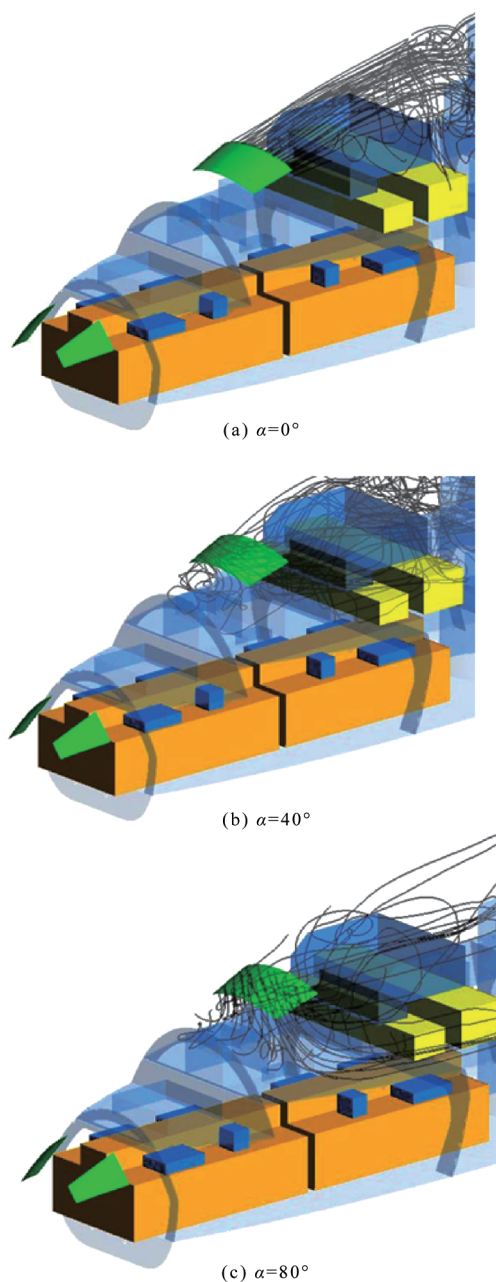


图16 上层设备舱流线(300km前飞)

Fig.16 Streamline in upper equipment bay (300km forward flight)

模组的散热能力最优。综合考虑在前飞状态和悬停状态均达到较高的散热效果,可得出通风口1下偏80°,通风口2下偏20°为最优的通风口布置形式,优化后的结果如图17、图18所示。

3 结论

本文利用计算流体力学(CFD)方法分析了全电高速无

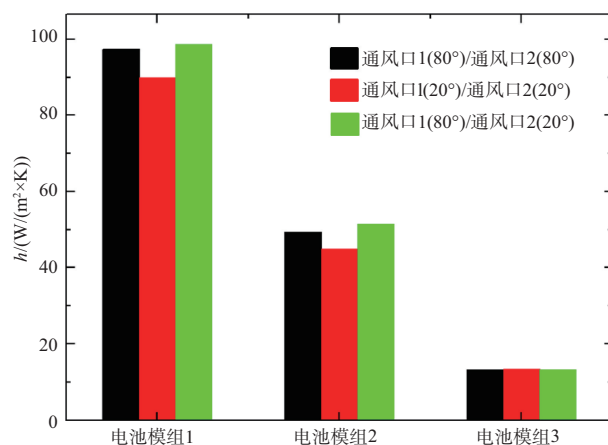


图17 优化后表面散热系数对比(前飞)

Fig.17 Comparison between heat transfer coefficient after optimization (forward flight)

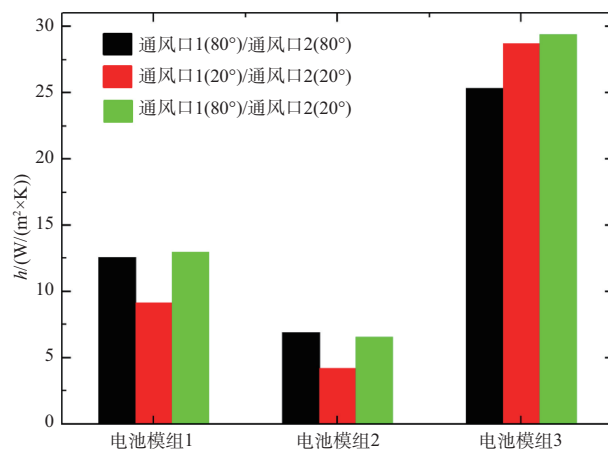


图18 优化后表面散热系数对比(悬停)

Fig.18 Comparison between heat transfer coefficient after optimization (hover)

人直升机的内外流场,并计算了舱内电池模组在直升机前飞和悬停状态下的表面散热能力,分析了表面散热能力随进气格栅下偏角度的变化,得出以下结论:

(1) 机身前部通风口数量对直升机舱内的气流流量影响较小,但直升机前飞阻力随通风口数量的增加而增大。

(2) 在下层设备舱中,受舱内气流速度和湍流度的共同作用,悬停状态下电池表面散热系数随进气格栅下偏角度的增加而增加;前飞状态下电池模组的表面散热系数呈现先减小后增加的变化规律。

(3) 在上层设备舱中,在舱内气流速度的作用下,悬停状态下表面散热系数随格栅下偏角度的增加而减小;前飞状态下,格栅下偏角20°以下时随气流下偏角度的增加而增加,格栅下偏角大于20°后表面散热系数随气流下偏角度的

增加无明显变化。

(4) 基于以上变化规律,选定在机身前部布置两个通风口的口盖布置方案(口盖状态1),同时为优化散热能力,下层设备舱通风口格栅下偏 80° ,上层设备舱通风口下偏 20° 。AST

参考文献

- [1] Kang D, Lee P Y, Yoo K, et al. Internal thermal network model-based inner temperature distribution of high-power lithium-ion battery packs with different shapes for thermal management[J]. Journal of Energy Storage, 2020, 27(2): 101017.
- [2] Fan Yuqian, Bao Yun, Ling Chen, et al. Experimental study on the thermal management performance of air cylindrical lithium-ion batteries[J]. Applied Thermal Engineering, 2019, 3(157): 96-109.
- [3] 徐晓明, 赵又群. 微型纯电动汽车动力舱风冷散热研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(7): 1532-1536.
- [4] 王天波, 陈茜, 张兰春, 等. 电动汽车锂离子电池风冷散热结构优化设计[J]. 电源技术, 2020, 44(3): 371-376.
- [5] 谢金红. 电动汽车锂离子电池组风冷散热结构优化研究[D]. 广州: 华南理工大学, 2018.
- Xu Xiaoming, Zhao Youqun. Research on wind cooling disperse heat of micro electric vehicle power cabin[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(7): 1532-1536. (in Chinese)
- Wang Tianbo, Chen Xi, Zhang Lanchun, et al. Optimization design of air cooling heat dissipation structure for electric vehicle lithium ion battery[J]. Chinese Journal of Power Sources, 2020, 44(3): 371-376. (in Chinese)
- Xie Jinhong. Optimization of heat dissipation structure for lithium ion battery pack in electric vehicles[D]. Guangzhou: South China University of Technology, 2018. (in Chinese)

Research on Air-cooling Effectiveness for the Battery of Electric High-speed Unmanned Helicopter

Zhou Qichen, Li Chunhua, Zhang Wei, Zhao Yue, Hou Rui

China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China

Abstract: Electric unmanned helicopter need better heat dissipation on account of high battery power and small internal space. The objective of this paper is to optimize heat dissipation performance. CFD was used to calculate the air intake and flow characteristics of various air inlet in the infinite flow field. Based on the above results, the surface heat dissipation performance and the cabin flow field in forward flight and hovering were calculated, and the variation of surface heat dissipation performance with the deflection angle of air inlet flow was analyzed. Under the combined action of the cabin airflow velocity and turbulence, the heat dissipation performance of the battery pack in upper and lower equipment compartment presents different rules. Based on the calculation, the surface heat dissipation performance is the strongest when the deflection angle of upper air inlet flow is 20° and the deflection angle of lower air inlet flow is 80° .

Key Words: electric high-speed; unmanned helicopter; CFD; battery; heat dissipation performance