

旋翼气动加热对直升机红外特征分布的影响

任利锋,张靖周,单 勇,刘喜岳

(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016)

摘 要:文中采用数值模拟的方法较为系统地研究了旋翼表面温度分布及其对直升机红外辐射特征分布的影响。结果表明:(1)旋翼桨叶上自旋翼转轴到翼尖温度分布呈依次递增的趋势,最高温度值为 316K,高出环境温度 29 K;遮挡罩表面最高温度值为 317 K,高出环境温度 30 K;(2)探测角度一定时,旋翼红外辐射强度随时间上下波动,旋翼在 3~5 μm 和 8~14 μm 波段红外辐射强度随时间的变化趋势基本一致;(3)旋翼气动加热后 3~5 μm 波段和 8~14 μm 波段红外辐射强度值的增量占整机固体对应波段总的红外辐射强度的比重分别为 15%~16%、5%~6%;(4)同一发射率下,气动加热的旋翼 8~14 μm 波段红外辐射强度远大于 3~5 μm 波段,约为 3~5 μm 波段辐射强度的 30 倍,其 8~14 μm 波段红外辐射强度约占整机固体 8~14 μm 波段红外辐射强度的 30%~40%,但降低旋翼表面发射率能有效降低旋翼 8~14 μm 波段红外辐射强度,同时也能降低旋翼辐射占整机辐射的比重。

关键词:旋翼; 气动加热; 红外辐射; 直升机; 数值计算

中图分类号:V231.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1007-2276(2014)01-0053-08

Influence of rotor aerodynamic heating on infrared characteristics of the distribution of the helicopter

Ren Lifeng, Zhang Jingzhou, Shan Yong, Liu Xiyue

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Based on CFD/IR numerical calculations, the temperature distribution of rotor skin and the effect on the infrared radiation characteristics of helicopter were studied systematically. The results show that: (1) The temperature distribution on the rotor blades shows an increasing tendency from the rotor shaft to wingtip, the maximum temperature is 316 K, 29 K higher than the ambient temperature; The maximum temperature of radiation shield is 317 K, 30 K higher than the ambient temperature; (2) At the same detection angle, rotor infrared radiation intensity fluctuates along of time, the change of infrared radiation intensity with time in 3–5 μm and 8–14 μm bands is consistent; (3) The proportion of 3–5 μm and 8–14 μm band infrared radiation intensity increment of aerodynamic heating rotor in the same band infrared radiation intensity of overall solid are 15%–16%、5%–6%; (4) 8–14 μm band infrared radiation intensity of aerodynamic heating rotor is about thirty times as much as that of 3–5 μm band, the proportion of aerodynamic heating rotor 8–14 μm band infrared radiation intensity in the same band

收稿日期:2013-05-10; 修订日期:2013-06-25

基金项目:国家自然科学基金(60977052)

作者简介:任利锋(1985),男,硕士生,主要从事传热、红外隐身方面的研究。Email:lifeng_nuaa@yahoo.cn

导师简介:张靖周(1964),男,教授,博士生导师,博士,主要从事传热、红外隐身方面的研究。Email:zhangjz@nuaa.edu.cn

infrared radiation intensity of overall solid is about 30%–40%, but reduction of rotor surface emissivity is the effective method to reduce the 8–14 μm band infrared radiation intensity and the proportion in the same band infrared radiation intensity of overall solid.

Key words: rotor; aerodynamic heating; infrared radiation; helicopter; numerical calculation

0 引言

随着红外探测和制导技术的发展, 红外对抗已呈现出从单一的中红外波段(3~5 μm)向中远红外波段(8~14 μm)发展的趋势^[1-2]。对于武装直升机而言, 高温、高速的热喷流和高温的排气喷管、发动机舱等热端部件是 3~5 μm 波段的主要红外辐射源; 而被太阳辐照、天空和大地散射辐照加热的蒙皮由于可视面积大而成为 8~14 μm 波段的主要红外辐射源^[3]。张靖周、单勇^[4-5]采用波瓣喷管加强冷、热气流的掺混来降低排气喷管和喷流的温度; 王芳、余建祖^[6]针对动力舱冷却系统进行了研究, 为改善动力舱的冷却情况提供了分析依据; 潘丞雄、张靖周^[7]对太阳辐照下直升机蒙皮温度和红外辐射分布进行了研究, 得到了合理的结果。但对于直升机旋翼在高速旋转时气动加热所形成的温度分布及其对直升机红外辐射特征分布的影响尚未展开研究。

针对一个假想的近地面悬停状态直升机模型, 试图通过直升机旋翼表面气动加热的计算方法研究, 确定旋翼表面的温度分布, 并通过红外辐射特征计算分析, 初步揭示气动加热旋翼的红外辐射特征及其对直升机红外辐射特征的影响。

1 物理模型

计算所采用的物理模型如图 1 所示, 由直升机主旋翼、机身蒙皮及排气系统组成。直升机基本参数为: 机身长为 15.26 m, 机身宽为 2.36 m, 机身高为

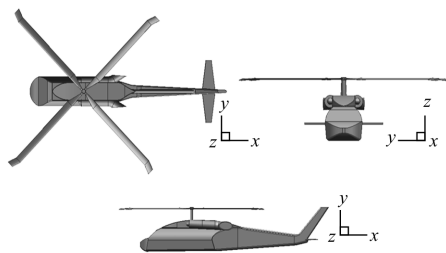


图 1 直升机模型三视图

Fig.1 Three view schematic of helicopter model

5.13 m(至垂尾顶端), 机身重 5 263 kg。直升机后机身两侧各安装一台发动机, 排气喷口朝向机身两侧, 每台发动机排气系统均配置引射式红外抑制器, 如图 2 所示, 波瓣喷管进口面积为 0.126 m^2 , 利用排气动量的引射作用抽吸环境冷空气, 冷气进口面积为 0.157 m^2 , 鉴于文中的近地面悬停状态, 冷却气流进口总压即为环境大气压力 101 325 Pa, 温度为 287 K; 排气主流与冷却次流在混合管内进行掺混后排入环境, 混合管出口为椭圆形, 面积为 0.508 m^2 。为简化起见, 旋翼旋转轴垂直于水平面, 旋翼直径为 16.36 m, 旋翼叶素弦长 L 为 0.515 m, 安装角设为 8° , 如图 3 所示。

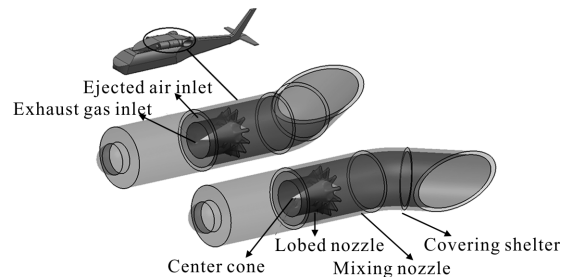


图 2 排气系统结构示意图

Fig.2 Structure schematic of exhaust system

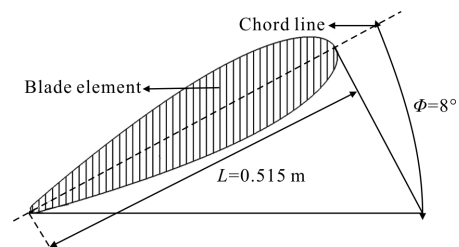


图 3 旋翼叶素示意图

Fig.3 Schematic diagram of rotor blade element

2 数学模型和计算方法

文中在数学建模中, 首先建立旋翼气动加热的计算模型, 以获得旋翼表面的温度场; 在此基础上建立旋翼下洗气流和排气喷流的耦合流场计算模型, 以获得直升机蒙皮和发动机排气系统的温度场; 最

后根据上述温度场计算获得直升机红外辐射强度的空间分布。

2.1 旋翼气动加热计算模型

当直升机处于悬停状态时,旋翼以一定的角速度绕旋转轴逆时针转动。在计算中,设定包围旋翼的小圆盘区域内的流体以角速度逆时针旋转,旋翼固壁设置为流固耦合且相对该区域为静止部件;并在该小圆盘流体域外设置一个直径和高度均相对较大的外环流体计算域,两个区域通过交界面连通,如图4所示。该外环流体域内的流体受到小圆盘区域流体旋转的牵引而产生运动,由于其空间相对较大,因此外环区域虚拟边界上的流体可以视为无扰动静止流体。

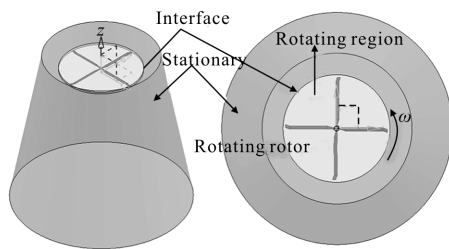


图4 旋翼旋转流动计算域示意图

Fig.4 Schematic diagram of computational region for rotor

在计算过程中,包围旋翼的小圆盘区域内的流场使用旋转状态下的流动控制方程求解,外环流体计算域内的流场使用静止状态下的流动控制方程求解。在两个计算域的交界面,每个子域控制方程中相关计算参数的确定需要邻近子域的信息,因此在交界面的速度信息交换中需要构建两者的相对关系。

假设一个坐标系以一个稳定的角速度 $\vec{\omega}$ 相对静止参考系转动,如图5所示。旋转坐标系的原点由方向矢量 \vec{r}_0 确定,旋转轴由一个单位方向矢量 $\vec{\alpha}$ 确定:

$$\vec{\omega} = \omega \vec{\alpha} \quad (1)$$

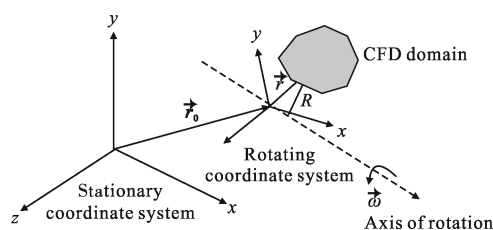


图5 静止和旋转参考坐标系

Fig.5 Stationary and rotating reference frames

在旋转坐标系中,对于计算区域内的任意一点,该点的起始点可以通过旋转坐标的方向矢量 \vec{r} 确定,则流体速度由静止坐标系转换到旋转坐标系的关系为:

$$\vec{v}_r = \vec{v} - \vec{u}_r \quad (\vec{u}_r = \vec{\omega} \times \vec{r}) \quad (2)$$

式中: \vec{v}_r 为相对速度(相对于与旋转坐标系), \vec{v} 为绝对速度(相对于静止坐标系); \vec{u}_r 为旋转速度(移动的坐标系引起的)。

基于上述的计算模型,通过数值求解包围旋翼的圆盘区域和外环流体计算域的流场,可以确定旋翼表面的气动加热温度分布。

2.2 直升机温度场计算模型

由于机身两侧安装完整的发动机排气系统,且存在旋翼下洗气流的冷却作用,因此必须耦合求解排气系统内部和旋翼下洗气流的流动与传热过程;同时,还需要考虑燃气与壁面、以及固壁之间的辐射换热。

在耦合求解排气系统内部和旋翼下洗气流的流动与传热过程中,需要设定特定的进口边界、耦合边界和出口边界,包括:

(1) 气系统进口边界条件 主流进口给定质量流量入口,质量流量为 6.3 kg/s,总温 940 K,并且假定进口参数均匀分布;引射次流进口给定压力入口,其总压即为环境大气压力 101 325 Pa,温度为 287 K。在计算流场时加入了组分输运模型以确定排气系统的气体组分分布,假设主流燃气入口气体为完全燃烧的燃气,通过求解其化学反应方程,可以确定在主流进口处氮气、二氧化碳和水蒸气质量百分比分别为 0.706、0.209 和 0.085,气体吸收系数取为 0.1 m^{-1} ;引射入口气流和旋翼下洗气流均为环境大气,氮气和氧气的质量百分比分别为 0.756 和 0.244。

(2) 旋翼下洗气流的速度分布 根据 Rankine 和 Froude 提出的动量理论^[8]确定,将旋翼看成一个桨叶片数无限多的桨盘(不考虑桨盘的厚度),气流不断的通过桨盘,桨盘上就产生了拉力,通过桨盘的气流即为时均的旋翼下洗。详细的计算模型和计算方法可参见参考文献[7]。

(3) 外部流边界条件 包围机身的外部流场是一个大约旋翼直径 10 倍的区域;包围机身的外部流场的边界条件给定压力出口,边界压力取为外界大气

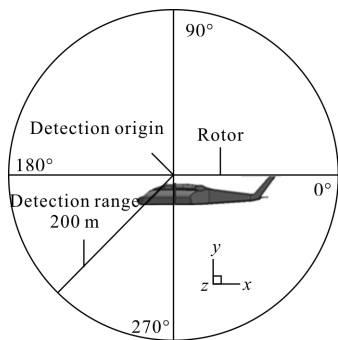
压 101 325 Pa, 即认为旋翼下洗气流和排气流出对于计算域的“虚拟”边界产生的扰动可以忽略, 其它变量按沿流向偏导数为零处理。

温度场计算时考虑燃气与壁面、壁面与壁面之间的辐射传热, 排气系统内部各部件设定为流-固耦合面, 所有壁面的发射率均设定为 0.6。

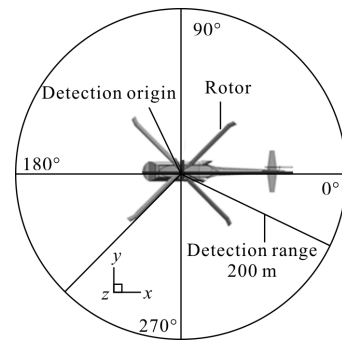
2.3 计算方法

流场和温度场计算采用 **Fluent** 软件作为平台, 结合自编的用户模块。采用非结构化网格, 并对波瓣喷管、混合管、旋翼和机身等复杂壁面和排气喷流区域采用局部网格加密, 经网格独立性试验选取计算域网格数约为 550 万。为了考虑壁面的对流与辐射换热, 流动传热控制方程中引入组分输运方程和辐射传输方程, 辐射传输方程采用离散坐标辐射模型 (DO 模型); 考虑到发动机出口气流的强湍流特性, 排气湍流强度设为 10%。流动传热与组分输运的控制方程中的对流项和扩散项均采用二阶迎风差分格式离散, 压力与速度耦合采用 **SIMPLEC** 算法。

红外辐射特征采用正反光线追踪法^[9-10]计算, 红外辐射计算以直升机桨盘平面中心点为原点, 设置探测距离为 200m, 探测点向目标所张的平面角度为 7°, 使得探测点发出的正向追踪光线能够囊括整个机身和旋翼壁面。在假设完全燃烧的条件下, 可以不考虑介质的散射, 则沿每条光线传递方向只有衰减和发射两种作用, 因此在光线与计算域存在相交的发射方向上, 光线的传递或者入射至目标固体壁面或者离开计算域。在计算逆向射线上到达探测点的光谱辐射亮度时, 会考虑该层的光谱透射率、光谱吸收系数。文中红外辐射强度计算时探测点分布在 *XOZ* 坐标平面上, 每隔 10° 均匀布置共 36 个探测点, 如图 6 所示, 旋翼转动过程中不同时刻旋翼位置如图 7 所示。



(a) 铅垂探测面
(a) Vertical detection plane



(b) 水平探测面

(b) Horizontal detection plane

图 6 探测点分布示意图

Fig.6 Distribution of detecting point

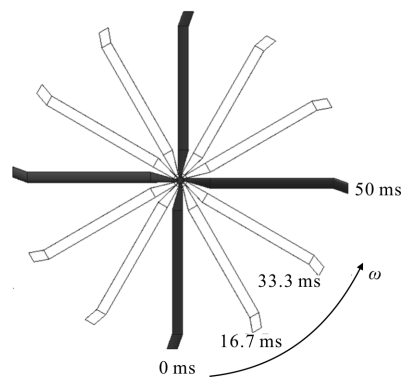


图 7 不同时刻旋翼桨叶的位置

Fig.7 Position of rotor blade at different time

3 计算结果与分析

3.1 旋翼桨叶转动流场特征

选取旋翼旋转流动计算域内的四个切面, 如图 8 所示。

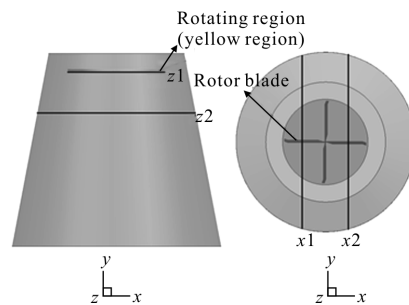
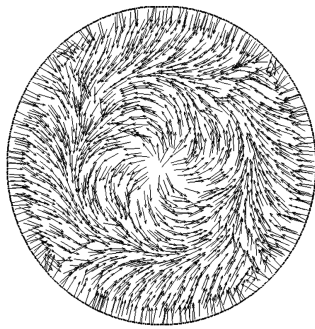


图 8 平面定义

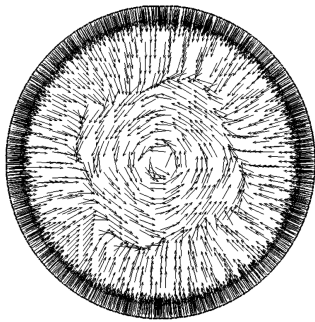
Fig.8 Schematic diagram of plane definition

图 9 为水平切面上速度矢量图, 图 10 为铅垂切面上的流线图。图 9、10 反映了旋翼转动形成的流场, 旋翼桨叶的转动将周围的空气抽吸在平行于桨



(a) Z1 平面

(a) Z1 plane

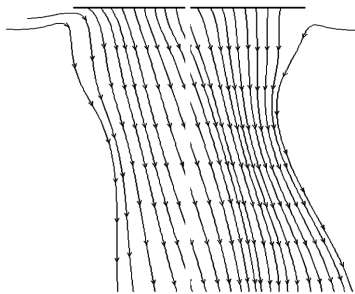


(b) Z2 平面

(b) Z2 plane

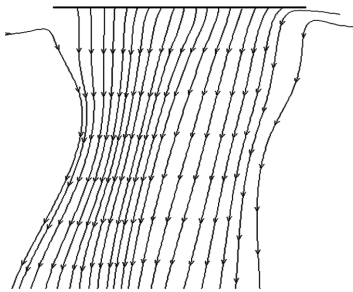
图 9 水平面上速度矢量

Fig.9 Velocity vector in horizontal plane



(a) X1 平面

(a) X1 plane



(b) X2 平面

(b) X2 plane

图 10 铅垂面上流线

Fig.10 Streamlines in vertical plane

盘的平面内形成漩涡,并螺旋向下发展,下洗气流束先变窄后变宽,并且下洗气流有向切向速度方向偏转的趋势;旋翼下洗气流的这些特点基本符合空气螺旋桨流动的基本规律。

3.2 旋翼和遮挡罩表面温度分布

图 11 为旋翼转速 300 r/min 时表面温度分布,由图可以看出:旋翼四个桨叶自旋翼转轴到翼尖温度分布呈依次递增的趋势,翼尖处温度最大,最大值为 316 K,高出环境温度 29 K。旋翼在以一定的角速度转动时,桨叶上某一点的线速度与其到转轴中心的距离成正比,故旋翼气动加热得到此温度分布图。

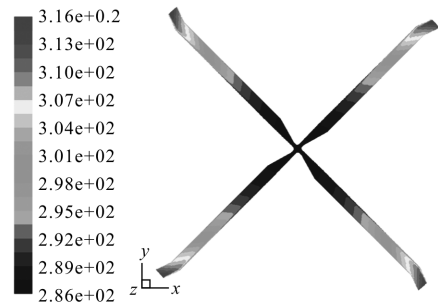


图 11 旋翼表面温度分布(单位 K)

Fig.11 Distribution of rotor skin temperature(Unit: K)

图 12(a)和 12(b)分别为沿 z 负方向和 z 正方向看蒙皮和遮挡罩表面的温度分布,由图可以看出:遮挡罩表面存在一些高温区,最高温度值为 317 K,

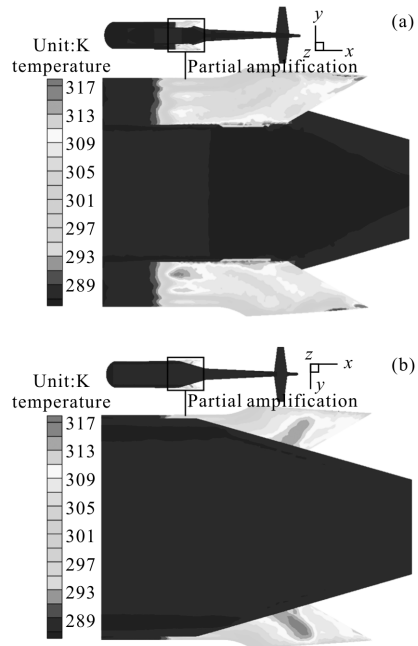


图 12 遮挡罩表面温度分布

Fig.12 Distribution of covering shelter temperature

高出环境温度 30 K。图(a)中遮挡罩尖嘴处的高温区是旋翼下洗与喷流相互作用的结果,图(b)中遮挡罩上的高温区域是该处与旋翼下洗气流换热不足所致。

3.3 旋翼的红外辐射特征

为研究旋翼在转动过程中不同时刻的红外辐射强度,文中选取旋翼转动时的 1/4 周期,如图 7 所示。图 13 和 14 为铅垂面上旋翼两个波段红外辐射强度随时间的变化曲线。由图可知:旋翼的红外辐射强度是由旋翼可视面积决定;探测角度一定时,旋翼红外辐射强度随时间上下波动,而在某一固定时刻,红外辐射强度随探测角度的增加而增大;当探测角度为 90°时,旋翼转动对探测的可视面积并无影响,故红外辐射随时间无变化。同一探测角度时,旋翼两波段红外辐射强度随时间的变化趋势基本一致。

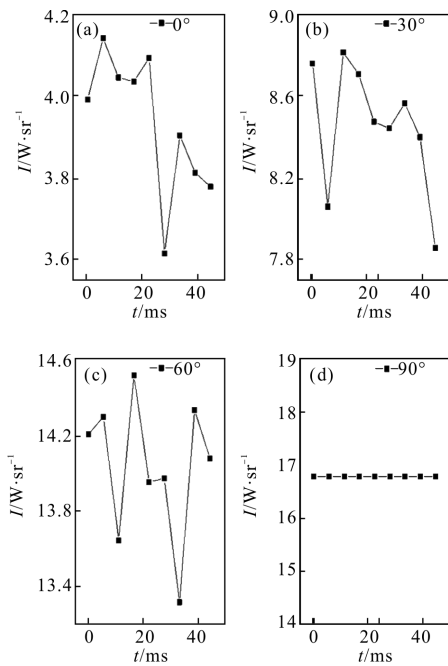


图 13 铅垂面上旋翼 3~5 μm 红外辐射强度随时间的变化
Fig.13 Change of rotor IR intensity in 3~5 μm band as time (vertical plane)

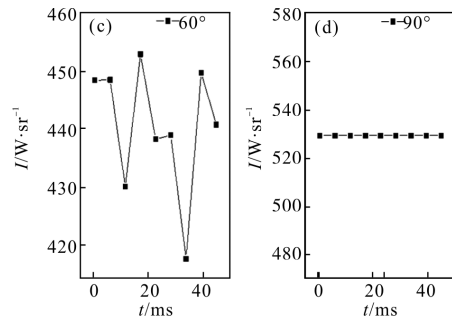
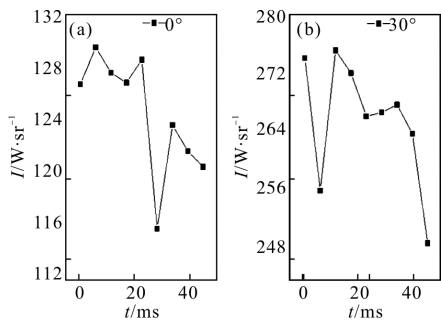


图 14 铅垂面上旋翼 8~14 μm 红外辐射强度随时间的变化
Fig.14 Change of rotor IR intensity in 8~14 μm band as time (vertical plane)

图 15 为铅垂面上直升机固体(含旋翼)两波段红外辐射强度分布。由图可知:由于直升机在前向和尾

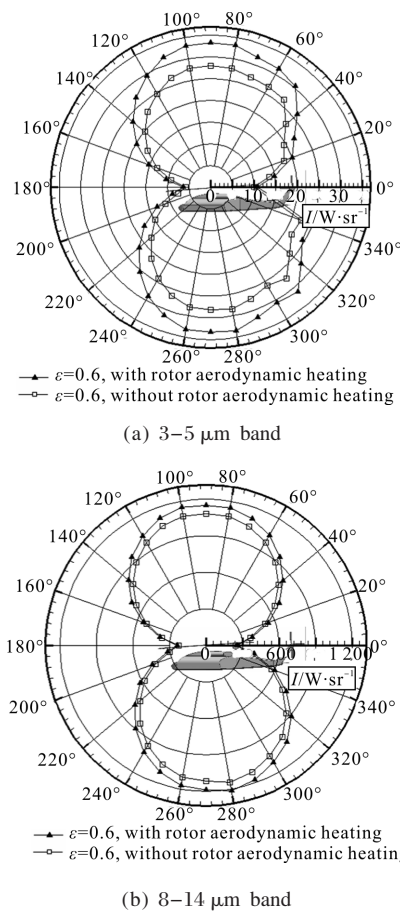


图 15 直升机固体两波段红外辐射强度(铅垂面)

Fig.15 Two bands IR intensity of helicopter solid (vertical plane)

向的可探测面积小,因此两波段红外辐射强度在铅垂面上呈“8”字形分布特征;在铅垂探测方向上,旋翼气动加热前后 3~5 μm 波段红外辐射强度值的增量虽然不是很大,但是其占直升机固体 3~5 μm 波段总的红外辐射强度的比重约为 15%~16%,旋翼气

动加热前后 8~14 μm 波段红外辐射强度值的增量虽然较大 (约为对应探测角 3~5 μm 波段红外辐射强度增量的 10 倍), 但是其占直升机固体 8~14 μm 波段红外辐射强度的比重较小的, 约为 5%~6%; 主要是因为该探测平面上高温的固体几乎不可见, 直升机固体 3~5 μm 波段总的红外辐射强度较小。由于水平探测面上旋翼的可视面积较小, 气动加热前后 3~5 μm 和 8~14 μm 波段红外辐射强度变化很小, 如图 16 所示。

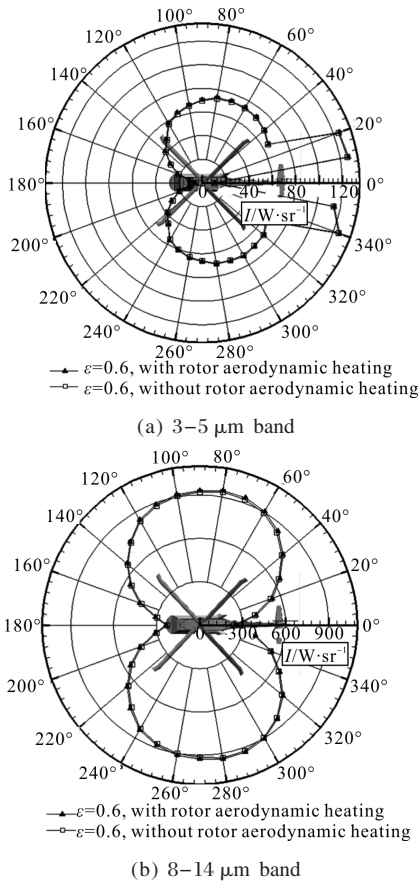


图 16 直升机固体两波段红外辐射强度(水平面)

Fig.16 Two bands IR intensity of helicopter solid (horizontal plane)

在铅垂探测面上, 由于气动加热的旋翼温度不是很高, 且面积较大, 故其 8~14 μm 波段红外辐射的贡献较大, 约占直升机固体 8~14 μm 波段红外辐射的 30%~40%, 如图 17 所示; 水平探测面上, 旋翼 8~14 μm 波段红外辐射的贡献较小, 如图 18 所示。

图 19(a)和 19(b)分别为不同发射率下气动加热旋翼 3~5 μm 波段和 8~14 μm 波段红外辐射强度分布。由图可知, 发射率对两个波段红外辐射强度的影响非常显著。随着发射率的降低, 红外辐射强度大幅

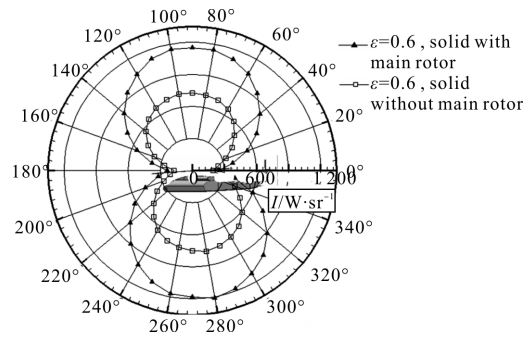


图 17 旋翼对固体 8~14 μm 波段红外辐射强度的影响(铅垂面)

Fig.17 Influence of the rotor on 8~14 μm band IR intensity of solid (vertical plane)

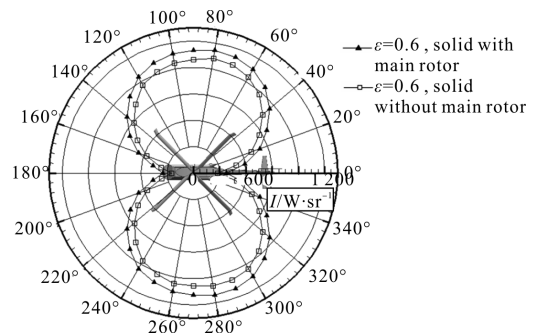


图 18 旋翼对固体 8~14 μm 波段红外辐射强度的影响(水平面)

Fig.18 Influence of the rotor on 8~14 μm band IR intensity of solid (horizontal plane)

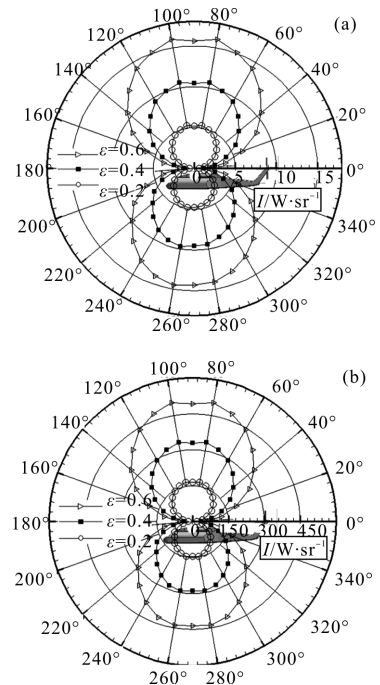


图 19 不同发射率下气动加热旋翼两波段红外辐射强度分布(铅垂面)

Fig.19 Two bands IR intensity of aerodynamic heating rotor with different emissivity (vertical plane)

减小;与发射率 0.6 相比,发射率为 0.4 和 0.2 红外辐射强度分别降低 33%和 66%。旋翼在同一发射率下,8~14 μm 波段的红外辐射强度远大于 3~5 μm 波段,约为 3~5 μm 波段的 30 倍;同时注意到,由于机身的遮挡,机身下半周红外辐射强度明显低于上半周。故降低旋翼的发射率对降低整机的红外辐射强度非常有效,特别是 8~14 μm 波段的红外辐射强度。

4 结 论

旋翼四个桨叶上自旋翼转轴到翼尖温度分布呈依次递增的趋势,温度最大值为 316 K,高出环境温度 29 K;遮挡罩表面最高温度值为 317 K,高出环境温度 30 K;机身蒙皮高出环境温度 3°~6°。

探测角度一定时,气动加热的旋翼红外辐射强度随时间上下波动,旋翼两波段红外辐射强度随时间的变化趋势基本一致。

铅垂探测面上,旋翼气动加热前后 3~5 μm 波段红外辐射强度值的增量占直升机固体 3~5 μm 波段总的红外辐射强度的比重约为 15%~16%,8~14 μm 波段红外辐射强度值的增量虽然较大(约为对应探测角 3~5 μm 波段红外辐射强度增量的 10 倍),但是其占直升机固体 8~14 μm 波段红外辐射强度的比重较小的,约为 5%~6%;水平探测面上,旋翼气动加热前后两波段红外辐射强度变化很小。

同一发射率下,气动加热的旋翼 8~14 μm 波段红外辐射强度远大于 3~5 μm 波段,约为 3~5 μm 波段辐射强度的 30 倍,故其 8~14 μm 波段红外辐射强度对直升机该波段的辐射贡献较大,约占直升机固体红外辐射的 30%~40%;但降低旋翼表面发射率能有效降低旋翼 8~14 μm 波段红外辐射强度,同时也能降低旋翼辐射占整机辐射的比重;由于机身的遮挡,机身下半周红外辐射强度明显低于上半周。

参 考 文 献:

- [1] Paterson J. Overview of low observable technology and its effects on combat aircraft survivability [J]. *Journal of Aircraft*, 1999, 36(2): 380-388.
- [2] Rao G A, Mahulicar S P. New criterion for aircraft susceptibility to infrared homing missiles [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2005, 9(8): 701-712.
- [3] Mahulicar S P, Rao G A, Sonawane H R. Infrared signature studies of aircraft and helicopters [J]. *PIERS Proceedings*, 2009, 2(26): 18-21.
- [4] Shan Yong, Zhang Jingzhou, Li Ligu. Numerical calculation and experimental verification for the infrared radiation characteristics of helicopter infrared radiation suppressor [J]. *Journal of Infrared and Millimeter Waves*, 2006, 25 (2): 96-100. (in Chinese)
单勇, 张靖周, 李立国. 直升机红外抑制器红外辐射特性的数值研究和实验验证 [J]. 红外与毫米波学报, 2006, 25 (2): 96-100.
- [5] Ren Lifeng, Zhang Jingzhou, Wang Xianwei, et al. Analysis of stealth properties on IR radiation suppressor embed inside helicopter rear airframe [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2011, 40(11): 2091-2097. (in Chinese)
任利锋, 张靖周, 王先炜, 等. 直升机后机身内埋式红外抑制器隐身性能分析 [J]. 红外与激光工程, 2011, 40(11): 2091-2097.
- [6] Wang Fang, Yu Jianzu, Xie Yongqi. Numerical simulation of nacelle flow and temperature field [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2005, 20(1): 208-213. (in Chinese)
王芳, 余建祖, 谢永奇. 直升机动力舱流场及温度场的模拟 [J]. 航空动力学报, 2005, 20(1): 208-213.
- [7] Pan Chengxiong, Zhang Jingzhou, Shan Yong. Modeling and analysis of helicopter thermal and infrared radiation [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2011(05): 558-567.
- [8] Liu Peiqing. Aero-propeller Theory and Applications [M]. Beijing: Beihang University Press, 2006. (in Chinese)
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.
- [9] Johansson M, Dalenbing M. A prediction tool for aeronautical IR signatures and its applications [J]. *AIAA Journal*, 2006: 3276.
- [10] Shan Yong, Zhang Jing-Zhou. Numerical investigation of flow mixture enhancement and infrared radiation shield by lobed forced mixer [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2009, 29(18): 3687-3695.