

旋翼下洗和排气方向对直升机红外特征的影响

任利锋¹, 张靖周², 单 勇², 王 旭¹, 王杏涛¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 采用数值模拟方法, 对旋翼下洗作用下的热喷流流动特征进行了研究, 分析了旋翼下洗速度和排气喷口方向等因素对直升机红外辐射特征的影响。结果表明: 热喷流在不同的排气方向下受到旋翼下洗的影响存在较大的差异, 当喷口向上排气时, 热喷流在旋翼下洗作用下的偏转能够形成对后机身表面的撞击, 致使后机身温度升高; 喷口向上排气旋翼下洗速度为 10 m/s 时的固体红外辐射强于无旋翼下洗情形。对于喷口斜向上 45° 排气和侧向排气, 随着旋翼下洗速度的增加, 红外辐射强度均呈现逐渐降低的趋势; 喷口排气方向对直升机红外辐射强度空间分布的影响十分显著, 喷口斜向上排气时在顶向和侧向的红外辐射强度基本相当, 而喷口向上或侧向排气, 在某些探测方位存在局部很高的红外辐射强度。

关 键 词: 旋翼下洗; 热喷流; 直升机; 排气系统; 红外辐射

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Effects of rotor downwash and exhaust direction on infrared radiation characteristics of helicopter

REN Li-feng¹, ZHANG Jing-zhou², SHAN Yong²,
WANG Xu¹, WANG Xing-tao¹

(1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The hot exhaust plume flow characteristics under the action of helicopter rotor downwash were investigated based on numerical calculations. And the effects of rotor downwash velocity and exhaust direction on the infrared radiation characteristics of helicopter were analyzed. The results show that: under different exhaust directions, influences of rotor downwash on the hot exhaust plume differ a lot; when the hot exhaust is ejected upwards, the exhaust plume can come into collision with rear fuselage under the action of rotor downwash, leading to the rise of temperature of rear fuselage; when the exhaust is ejected upwards, the infrared radiation intensity of solid under rotor downwash velocity of 10m/s is larger than that without rotor downwash, the infrared radiation intensities show a gradual decreasing trend with the increase of rotor downwash velocity for oblique exhaust of 45° and sideward exhaust ways. The exhaust direction shows significant influence on the infrared ra-

diation distribution. When the exhaust is ejected in oblique direction, the infrared radiation intensity detected from top direction is almost the same as that from lateral direction. While exhaust is ejected upwards or sideways, strong infrared radiation occurs at some viewing directions.

Key words: rotor downwash; hot exhaust plume; helicopter; exhaust system; infrared radiation

随着红外探测和制导技术的发展,飞行器承受的威胁日益严峻^[1-2].对于直升机而言,其主要红外辐射来自于其发动机排气系统和直升机蒙皮表面,前者是 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段的主要红外辐射源,后者由于可视面积大而成为 $8\sim 14\mu\text{m}$ 波段的主要红外辐射源^[3].国内外针对发动机排气系统的外露壁面和燃气尾焰的红外辐射,利用排气的动量引射环境冷空气来实施掺混降温的红外抑制器技术已得到大量研究^[4-5];对于机身蒙皮则采取低发射率涂层、遮挡隔热和通风冷却等技术途径加以抑制^[6-8].

在直升机旋翼下洗的作用下,发动机热喷流的流动将受到旋翼下洗的干扰,甚至有可能在旋翼下洗的压迫下撞击直升机后机身,导致机身表面局部区域的温度升高.同时,不同的排气喷口方向也会影响后机身温度分布,导致蒙皮和排气系统高温壁面在不同探测方位上的投影关系发生相应的改变,从而改变直升机红外辐射强度的空间分布.在已有的直升机红外抑制器以及直升机红外辐射特征建模分析研究中,王先炜等^[9]对旋翼下洗作用下直升机排气系统温度场和引射能力进行了测试,但未考虑热喷流对后机身温度分布的影响,且采用了均匀的旋翼下洗,并未考虑下洗速度切向分量的影响;苏媛等^[10]采用自由尾流分析技术计算旋翼尾迹和发动机绕排流空间的洗流速度,得到了合理的结果,但仍未考虑热喷流对后机身温度分布的影响;陈海涛等^[11]采用数值模拟的方法研究了热喷流对后机身温度分布和飞行速度对红外辐射特征的影响,经实验验证结果合理,但其未考虑排气喷口方向对后机身温度分布和红外辐射特征的影响.

本文针对一个假想的近地面悬停状态直升机模型,通过数值计算方法,研究旋翼下洗速度和排气喷口方向对热喷流流动的影响,分析其对直升机后机身温度分布和红外辐射特征的影响.

1 物理模型

计算所采用的直升机模型如图1所示,由直升机旋翼桨盘、机身蒙皮及排气系统组成.直升机基本参数如下:机身长为 15.26 m ,机身宽为 2.36 m ,机身高为 5.13 m (至垂尾顶端),机身质量为 5263 kg .旋翼直径为 16.36 m ,安装角 ϕ 设为 8° ,旋翼旋转轴与坐标 Z 轴成 4° 夹角,旋翼逆时针转动.直升机后机身两侧各安装一台发动机,每台发动机均配置引射式排气系统,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,冷空气进口面积为 0.157 m^2 ;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 .排气系统的喷口排气方向设计了3种,分别为向上排气、斜向上 45° 排气和侧向排气,如图3所示.

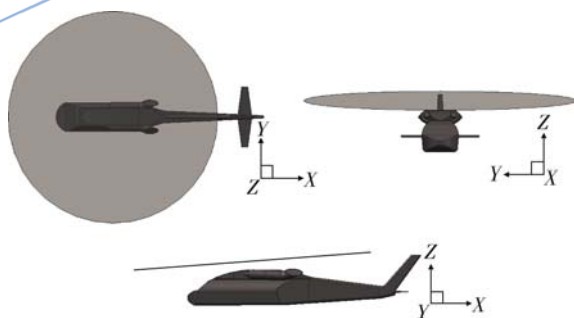


图1 直升机模型三视图

Fig. 1 Three-view schematic of helicopter model

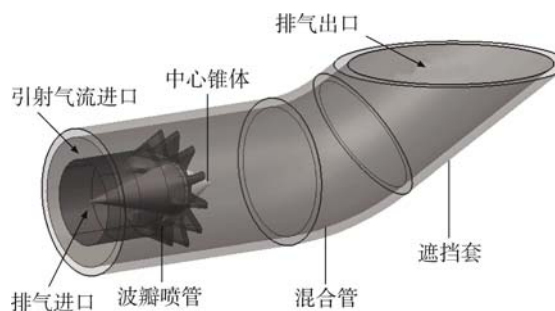


图2 排气系统结构示意图

Fig. 2 Structure schematic of exhaust system

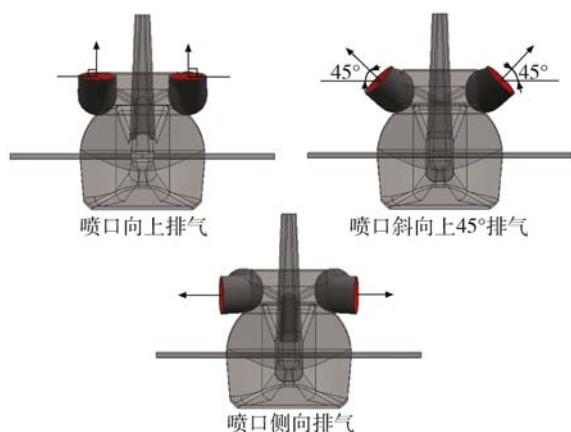


图 3 3 种不同排气方式

Fig. 3 Three different exhaust ways

2 计算方法

2.1 内外流场耦合计算

计算域如图 4 所示,在耦合求解排气系统内部和旋翼下洗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,具体如下.

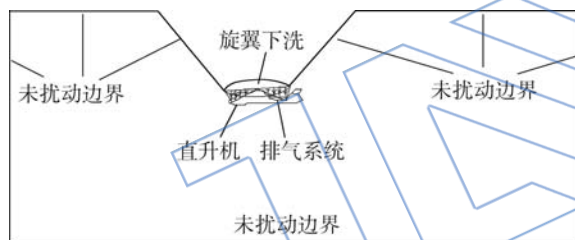


图 4 计算域示意图

Fig. 4 Schematic diagram of computational region

排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 ,总温为 870 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,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分数分别为 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均为环境大气,氮气和氧气的质量分数分别为 0.756 和 0.244 .

旋翼下洗的速度分布:基于旋翼下洗模型,给出旋翼下洗流场的速度分布.根据空气螺旋桨理论^[12],将旋翼看成一个桨叶片数无限的桨盘,气流不断地通过桨盘,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.利用用户模块 user-defined functions(UDF)导入 Fluent 软件作为旋翼下洗的边界条件,详细的计算模型和计算方法可参见文献[13].

外流边界条件:包围机身的外部流场是一个大约为旋翼直径 10 倍的区域,可认为旋翼下洗和排气出流对于计算域的“虚拟”边界产生的扰动可以忽略.边界条件设定压力出口,边界压力取为外界大气压为 101325 Pa ,温度为 287 K ,其他变量按沿流向偏导数为 0 处理.

内外流耦合边界:排气系统的出口截面设定为内外流耦合截面.

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、混合管和机身等复杂壁面和热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,所有壁面的发射率均设定为 0.6 .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方程中的对流项和扩散项均采用 2 阶迎风差分格式离散,压力与速度耦合采用 SIMPLEC(semi-implicit method for pressure linked equations consistent)算法.

2.2 红外辐射特征征计算

本文采用正反光线追踪法^[14-15]来计算由蒙皮和内部高温部件组成的固体辐射.辐射计算以直升机旋翼桨盘平面中心点为原点,设置探测距离为 200 m ,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强度时,会考虑该层的光谱透射率、光谱吸收系数.

本文红外辐射强度计算时探测点分布在水平面(XOY)和铅垂面(XOZ)上,在每个探测平面内,每隔 10° 均匀布置共 36 个探测点,如图 5 所示.

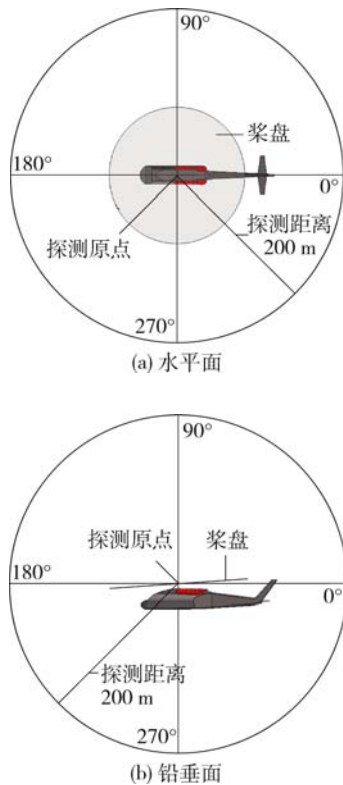


图5 直升机红外辐射探测面

Fig. 5 Infrared radiation viewing surface of helicopter

3 计算结果与分析

3.1 排气系统流场和旋翼下洗计算方法的验证

文献[4]研究了波瓣喷管和混合管构成的直升机红外抑制器在不同引射质量流量的情况下,混合管椭圆出口截面长、短轴方向上的温度分布,并进行了实验对比.本文按照该文献中给出的结构尺寸与实验条件,应用本文的计算方法进行了数值模拟并与实验结果进行了对比,结果如图6所示.该图给出的是波瓣引射器引射质量流量比 Φ 为0.97时,混合管椭圆出口截面长轴方向的温度分布的计算值与实验值的比较.图中 $X=0$ mm对应混合管椭圆出口内侧, $X=200$ mm对应的是外侧.可以看出采用本文计算方法所得结果与实验结果基本吻合.

本文采用了与文献[12]相同的旋翼下洗模型,该计算模型的可行性已经得到了验证,如图7所示.图中计算值为采用旋翼下洗气流模型时混合管脊背壁面温度值,测量值为实验工况下对应点的温度值.

3.2 喷流流场特征

图8为旋翼下洗速度为10 m/s时,不同排气

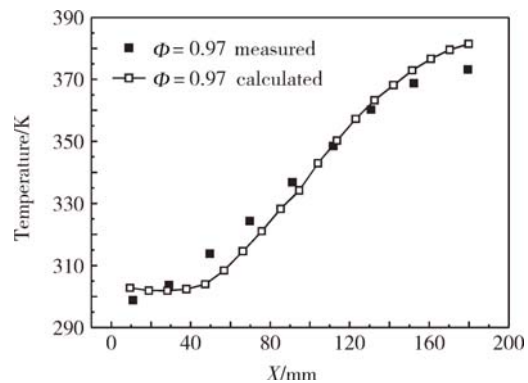


图6 温度分布计算值与实验值的比较

Fig. 6 Comparison of calculated and measured temperature distributions

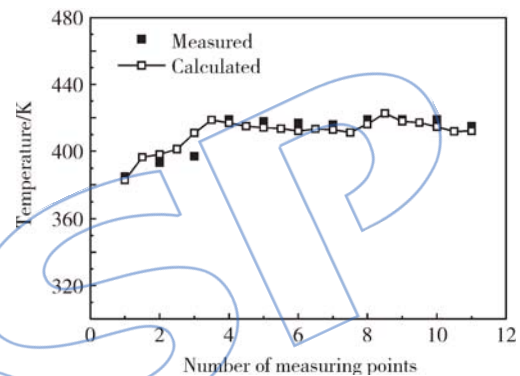
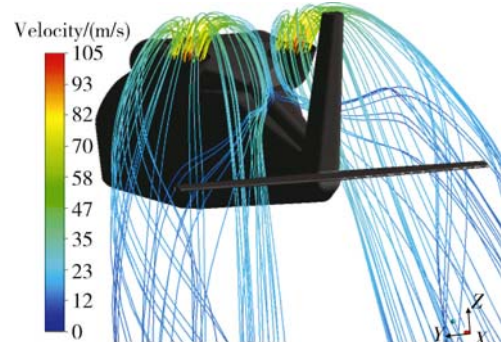
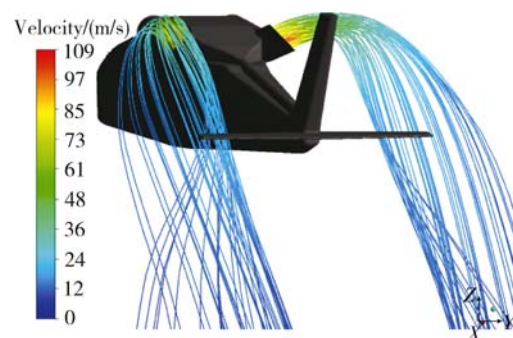


图7 混合管脊背壁面温度分布计算值与实验值比较

Fig. 7 Comparison of calculated and measured temperature distributions at back of mixing nozzle



(a) 喷口向上排气



(b) 喷口斜向上45°排气

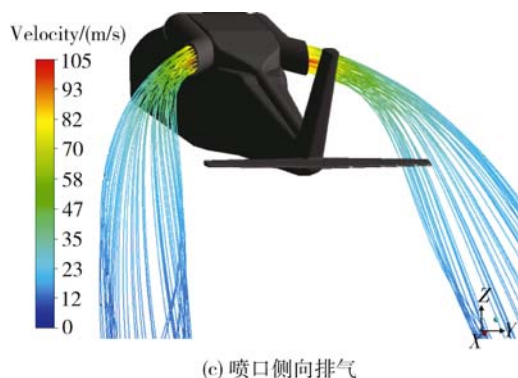
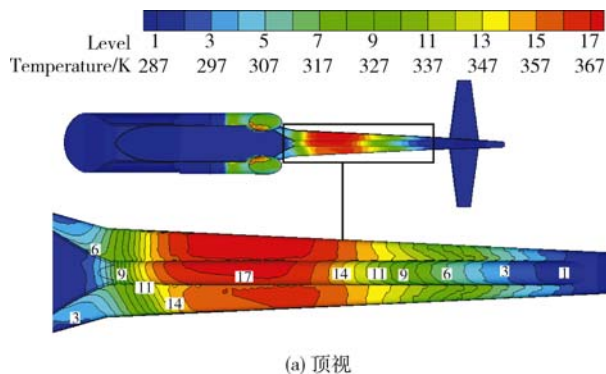


图8 旋翼下洗速度为10 m/s时的热喷流流场
Fig. 8 Hot exhaust plume flow fields under rotor downwash velocity of 10 m/s

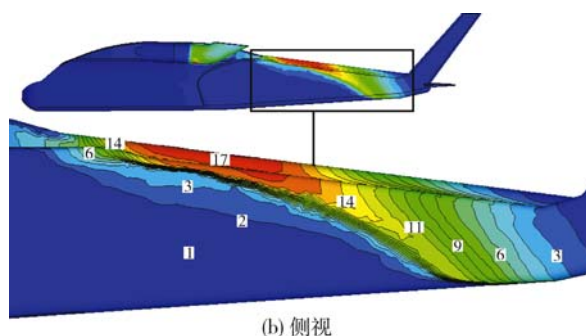
方向下热喷流流线的空间分布. 在旋翼下洗的作用下, 热喷流受到旋翼下洗的压迫而发生明显的向后机身下方的扭曲偏转, 同时在旋翼下洗切向流的诱导下, 左右两股热喷流的流动呈现出不对称性, 向旋翼转动方向偏转. 注意到, 不同喷口方向的热喷流受旋翼下洗的影响存在一定的差异. 当喷口向上排气, 热喷流离开喷口后汇聚在后机身上方, 在旋翼下洗作用下发生的偏转很容易撞击到后机身表面; 而当喷口斜向上 45° 排气, 由于热喷流向后机身两侧斜上方喷射, 离开喷口后的热喷流在流动方向下游受到旋翼下洗作用而发生偏转时, 已远离后机身轴线, 难于与后机身形成干涉. 对于喷口侧向排气的情形, 热喷流更难于与后机身形成干涉.

图9为旋翼下洗速度为10 m/s、喷口向上排气时, 直升机机身表面的温度分布. 由于热喷流在旋翼下洗作用下发生的偏转, 在后机身上形成撞击和附壁流动, 因而导致机身表面局部温度的升高, 更清晰地显示出旋翼下洗对于热喷流流动的影响.

图10为旋翼下洗速度为20 m/s、喷口向上排气时, 直升机机身表面的温度分布. 随着旋翼下洗

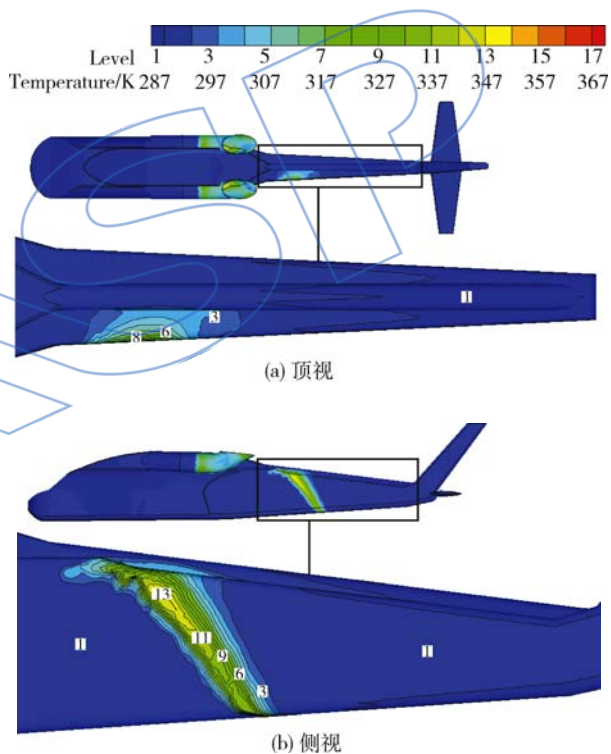


(a) 顶视



(b) 侧视

图9 喷口向上, 旋翼下洗速度为10 m/s时
直升机机身表面温度分布
Fig. 9 Skin temperature distribution of fuselage,
when exhaust is ejected upwards under
rotor downwash velocity of 10 m/s



(b) 侧视

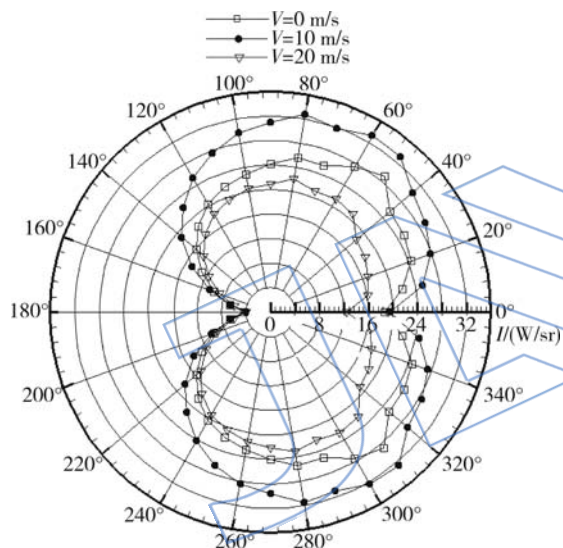
图10 喷口向上, 旋翼下洗速度为20 m/s时
直升机机身表面温度分布
Fig. 10 Skin temperature distribution of fuselage,
when exhaust is ejected upwards under
rotor downwash velocity of 20 m/s

速度的增加, 热喷流的偏转效应加剧, 喷流对后机身仍存在撞击现象, 但碰撞部位向直升机前方偏移, 且作用区域减小, 温度升高幅度相对较小, 这是由于旋翼下洗速度的增加, 强化了冷空气对热喷流的掺混降温作用. 同时, 旋翼下洗速度的提高也使得排气系统外壁面温度有所降低.

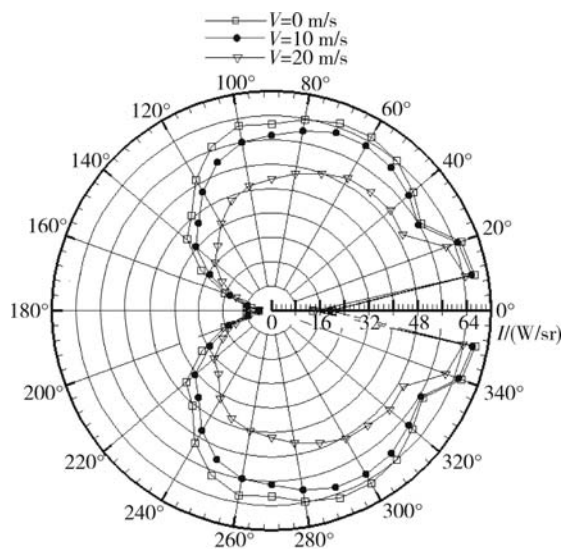
3.3 直升机红外辐射特征

图 11 和图 12 分别为在水平面和铅垂面上直升机固体 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段红外辐射强度分布图,图中 V 为旋翼下洗速度。

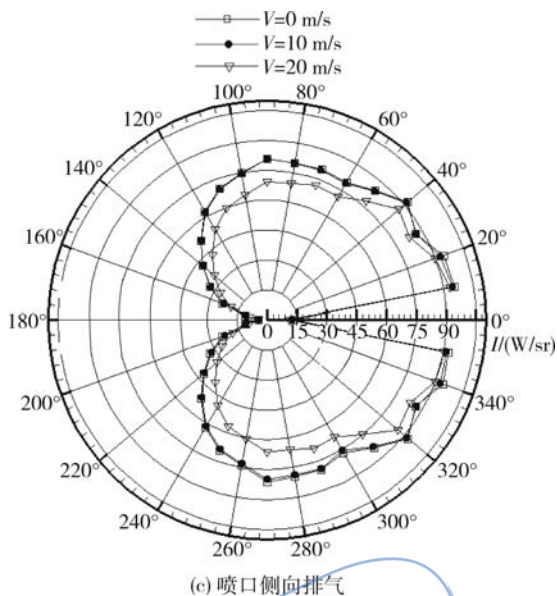
可以发现对于不同的喷口排气方向,旋翼下洗速度增加对红外辐射特征的影响趋势不尽相同。一方面,由于热喷流在旋翼下洗作用下可能撞击后机身,导致后机身表面局部温度升高;另一方面,在旋翼下洗的作用下,排气系统的外露壁面可以得到一定程度的冷却,这两个因素的综合效果影响着直升机的红外辐射特征。当喷口向上排气时,热喷流在 10 m/s 的旋翼下洗速度下对后机身的局部区域加热现象显著,其对红外辐射的影响程度超过排气系统壁面降温的效果,因而其红外辐射强度在水平面上高于旋翼下洗速度为 0 m/s



(a) 喷口向上排气



(b) 喷口斜向上45°排气



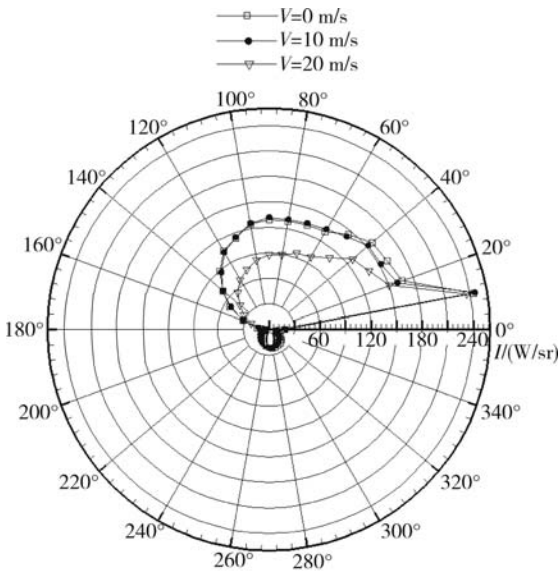
(c) 喷口侧向排气

图 11 水平面上固体 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段红外辐射强度分布

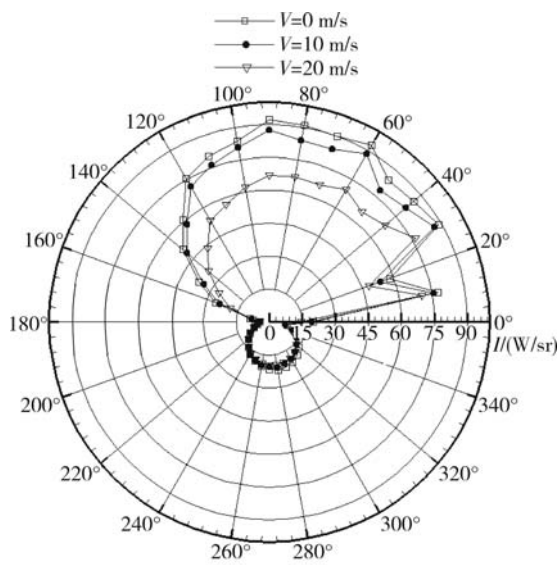
Fig. 11 Infrared radiation intensity of distribution solid in horizontal plane ($3\sim 5\mu\text{m}$ band)

的情形;当旋翼下洗速度达到 20 m/s 时,虽然也存在喷流对后机身的撞击现象,但后机身局部撞击区域范围和表面温升相对较小,此时旋翼下洗速度提高所带来的排气系统降温效果对红外辐射特征抑制的影响更为显著,因此 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段的红外辐射强度有较为明显的降低。

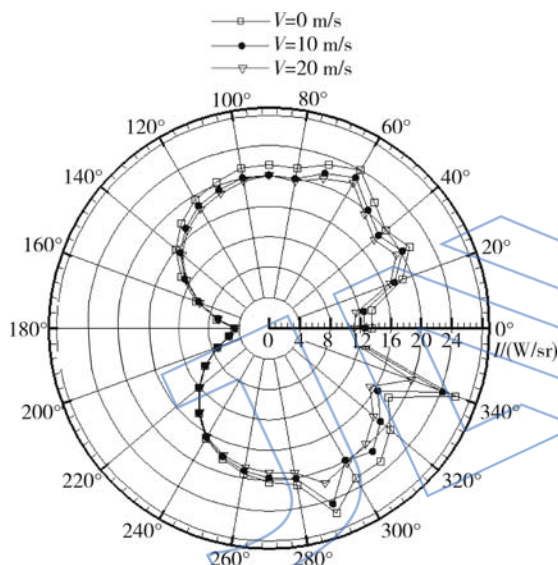
对于喷口斜向上 45° 排气和侧向排气,由于热喷流在旋翼下洗作用下发生的偏转并未形成对直升机机身的撞击,随着旋翼下洗速度的增加,机



(a) 喷口向上排气



(b) 喷口斜向上45°排气



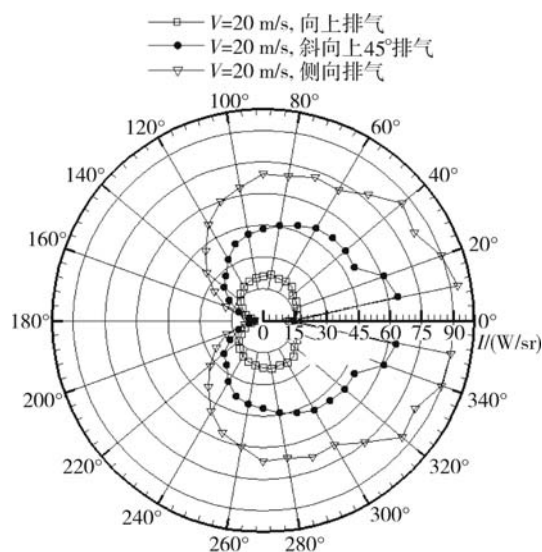
(c) 喷口侧向排气

图 12 铅垂面上固体 3~5 μm 波段红外辐射强度分布

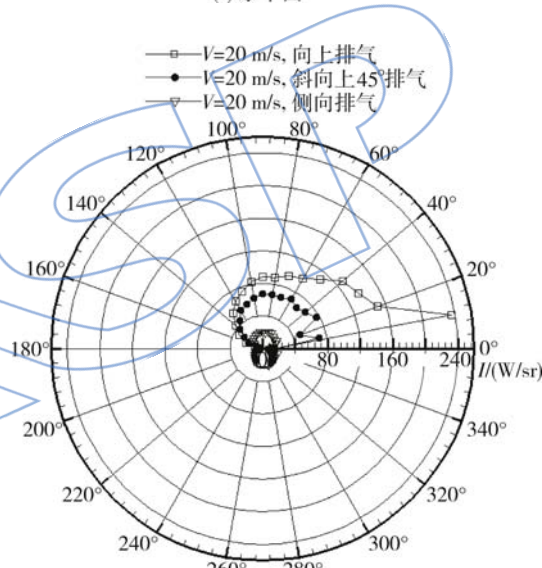
Fig. 12 Infrared radiation intensity distribution of solid in vertical plane(3~5 μm band)

身和排气系统外露壁面的冷却得到一定程度的改善,因此红外辐射强度均呈现逐渐降低的趋势。

图 13 为旋翼下洗速度为 20 m/s 时,不同喷口排气方向的直升机固体 3~5 μm 波段红外辐射强度空间分布.可以看出:3 种排气喷口在前向和尾向的红外辐射强度差异很小且数值较低,但在空间其他方位上,排气喷口朝向的影响则相当显著.当喷口向上排气时,铅垂面上 3~5 μm 波段的红外辐射强度远远高于其他方位,由于采用双发动机,喷口向上时的峰值红外辐射强度也比喷口侧向排气时在水平面探测到的峰值红外辐射强度高出 1.5 倍,显然这主要是排气系统高温壁面的



(a) 水平面



(b) 铅垂面

图 13 旋翼下洗速度为 20 m/s 时固体 3~5 μm 波段红外辐射强度分布

Fig. 13 Infrared radiation intensity distribution of solid in 3~5 μm band, when rotor downwash velocity of 20 m/s

红外辐射贡献.相对而言,喷口斜向上 45°排气时在顶向和侧向的 3~5 μm 波段红外辐射强度基本相当,更适应于全方位红外隐身的需求。

图 14 为旋翼下洗速度为 20 m/s 时,不同喷口排气方向的直升机固体 8~14 μm 波段红外辐射强度空间分布.可以看出排气喷口朝向对于直升机 8~14 μm 波段的红外辐射强度影响似乎没有 3~5 μm 波段的明显.由于直升机在前向和尾向的可探测面积小,因此 8~14 μm 波段的红外辐射强度在水平面和铅垂面上均呈现出“8”字形分布特征.在水平面上,喷口侧向布置时红外辐射强

度最大;在铅垂面上,喷口向上时的红外辐射强度最大,相对变化幅度在10%以内。

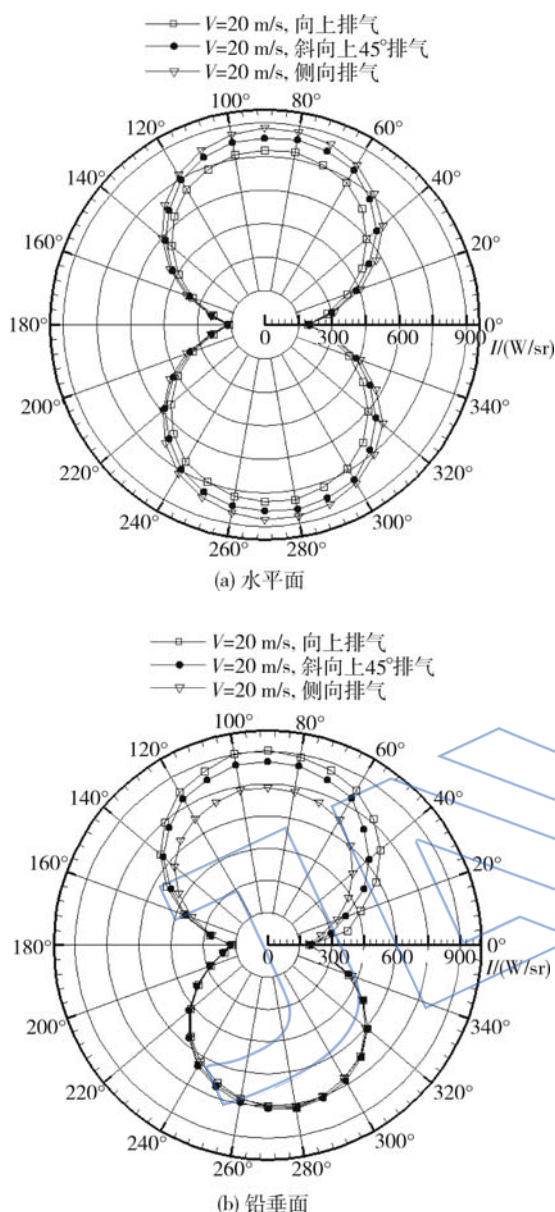


图14 旋翼下洗速度为20 m/s时固体8~14 μm 波段红外辐射强度分布

Fig. 14 Infrared radiation intensity distribution of solid in 8~14 μm band, when rotor downwash velocity of 20 m/s

4 结论

1) 热喷流在不同的排气方向下受到旋翼下洗的影响存在较大的差异。当喷口向上排气时,热喷流汇聚在后机身上方,在旋翼下洗作用下的偏转形成对后机身表面的撞击,致使后机身蒙皮被加热,温度骤然升高。

2) 当喷口向上排气时,旋翼下洗速度为10 m/s时的红外辐射强于无旋翼下洗;对于喷口斜

向上45°排气和侧向排气,随着旋翼下洗速度的增加,红外辐射强度均呈现逐渐降低的趋势。

3) 喷口排气方向对直升机红外辐射强度空间分布的影响十分显著。相对而言,喷口斜向上45°排气时在顶向和侧向的3~5 μm 波段红外辐射强度基本相当,更适应于全方位红外隐身的需求。

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[C]// Progress In Electromagnetics Research Symposium Proceedings. Moscow: The Electromagnetics Academy, 2009: 18-21.
- [4] 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.
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)
- [5] 张靖周, 单勇, 李立国. 直升机排气系统用波瓣喷管引射混合式红外抑制器研究[J]. 航空学报, 2007, 28(1): 32-36.
ZHANG Jingzhou, SHAN Yong, LI Ligu. Investigation on lobed nozzle mixer-ejector infrared suppressor for helicopter exhaust system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(1): 33-36. (in Chinese)
- [6] Mahulicar S P, Rao G A, Kolhe P S. Infrared signatures of low flying aircraft and their rear fuselage skin's emissivity optimization[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(1): 226-232.
- [7] 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.
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)
- [8] 王同辉, 王先炜, 张靖周, 等. 直升机红外抑制器遮挡罩间距对红外辐射特性的影响[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7): 1493-1499.
WANG Tonghui, WANG Xianwei, ZHANG Jingzhou, et al. Effect of covering shelter on infrared radiation characteristics of helicopter infrared radiation suppressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7): 1493-1499. (in Chinese)
- [9] 王先炜, 黄勇, 路玉霞. 旋翼下洗气流对红外抑制器性能的影响研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(6): 772-776.

- WANG Xianwei, HUANG Yong, LU Yuxia. Influences of the downwash flow from a helicopter rotor on the performances of an infrared suppressor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2003, 18(6): 772-776. (in Chinese)
- [10] 苏媛, 王吉飞, 曹义华, 等. 旋翼洗流对发动机喷流影响的计算分析[J]. *北京航空航天大学学报*, 2001, 27(3): 297-300.
- SU Yuan, WANG Jifei, CAO Yihua, et al. Effects of rotor downwash on engine jet[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2001, 27(3): 297-300. (in Chinese)
- [11] 陈海涛, 卞恩荣, 廖文和. 旋翼洗流影响直升机红外辐射的计算分析[J]. *南京航空航天大学学报*, 2008, 40(5): 600-605.
- CHEN Haitao, BIAN Enrong, LIAO Wenhe. Calculation analysis of rotor downwash influence on infrared radiation of helicopter[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2008, 40(5): 600-605. (in Chinese)
- [12] 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.
- [13] 潘丞雄, 张靖周, 单勇. 直升机机身表面温度场建模与数值分析[J]. *航空学报*, 2011, 32(2): 249-257.
- PAN Chengxiong, ZHANG Jingzhou, SHAN Yong. Modeling and analysis of helicopter skin temperature distribution[J]. *Acta Aeronautics et Astronautics Sinica*, 2011, 32(2): 249-257. (in Chinese)
- [14] Johansson M, Dalenbing M. SIGGE: a prediction tool for aeronautical IR signatures, and its applications[R]. AIAA-2006-3276, 2006.
- [15] SHAN Yong, ZHANG Jingzhou. Numerical investigation of flow mixture enhancement and infrared radiation shield by lobed forced mixer[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2009, 29(17/18): 3687-3695.