

直升机旋翼下洗气流对排气喷流的影响

任利锋, 张靖周, 单 勇

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 采用数值模拟方法, 对旋翼下洗气流作用下的排气喷流流动特征进行了研究, 分析了旋翼下洗气流速度和排气喷口方向对排气喷流流动以及排气系统引射能力的影响. 研究表明: 排气喷流受到旋翼下洗气流的作用而发生明显的向后机身下方以及旋翼转动方向的偏转, 其偏转程度随旋翼下洗气流速度的增大而加剧; 当排气喷口向上排气时, 排气喷流在旋翼下洗气流作用下的偏转能够形成对后机身表面的撞击, 排气系统的引射能力有微弱的降低, 引射系数减小约 0.01; 而当排气喷口斜向上或侧向时, 排气喷流对后机身未形成撞击, 引射能力得到了一定程度的提升, 引射系数最大增大 0.12.

关 键 词: 旋翼下洗; 排气喷流; 直升机; 排气系统; 计算流体动力学

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Effects of helicopter rotor downwash air flow on exhaust plume flow

REN Li-feng, ZHANG Jing-zhou, SHAN Yong

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The exhaust plume flow characteristics subjecting to the action of helicopter rotor downwash air flow were investigated based on CFD numerical calculations. And the effects of rotor downwash air flow velocity and exhaust direction on the exhaust plume flow and pumping capacity of the exhaust system were analyzed. Results show that: exhaust plume yields flow strong downward deflection to the rear fuselage, as well as deflection to the rotor rotational direction; under the action of rotor downwash air flow, these deflections are especially obvious under higher rotor downwash air flow; when the exhaust is ejected upwards, the exhaust plume flow could come into collision with rear fuselage; pumping capacity of the exhaust system is weakened slightly and pumping coefficient decreases approximately 0.01; while the exhaust is ejected obliquely or laterally, the exhaust plume flow do not come into collision with rear fuselage; pumping capacities of the exhaust system are somewhat enhanced and pumping coefficient increases maximally 0.12.

Key words: rotor downwash; exhaust plume flow; helicopter; exhaust system; computational fluid dynamics (CFD)

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 3~5 μm 波段的主要红外辐射源, 后者由于可视面积大而成为 8~14 μm 波段的主要

红外辐射源. 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空气来实施混合降温的红外抑制器技术已得到大量地研究, 对于机身蒙皮则采取低发射率涂层、隔热冷却等技术途径加以抑制^[3-8].

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,对于直升机旋翼下洗气流的影响尚缺乏深入地研究^[9-11].在直升机旋翼下洗气流的作用下,发动机排气喷流的流动将受到旋翼下洗气流的干扰,甚至有可能在旋翼下洗气流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,旋翼下洗气流对排气系统冷却气流引射入口和混合管排气出口也形成局部的影响,导致排气系统的引射能力和排气出口温度发生相应的改变.

本文针对一个假想的近地面悬停状态直升机模型,通过数值研究方法,分析旋翼下洗气流速度对不同排气方向热喷流流动的影响,揭示旋翼下洗气流作用下热喷流的流动特征.

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5.13 m(至垂尾顶端),机身质量为5 263 kg.旋翼直径为16.36 m,旋翼叶素弦长 L 为0.515 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

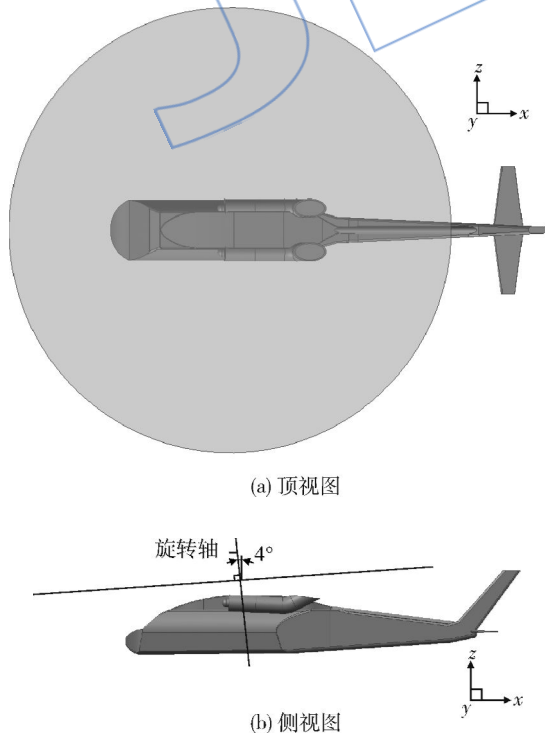


图1 直升机模型示意图

Fig. 1 Diagrammatic sketch of helicopter model

示,波瓣喷管进口面积为 0.126 m^2 ,排气质量流量设为 6.3 kg/s ,总温为 870 K ;利用排气动量的引射作用抽吸环境冷空气,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2所示.

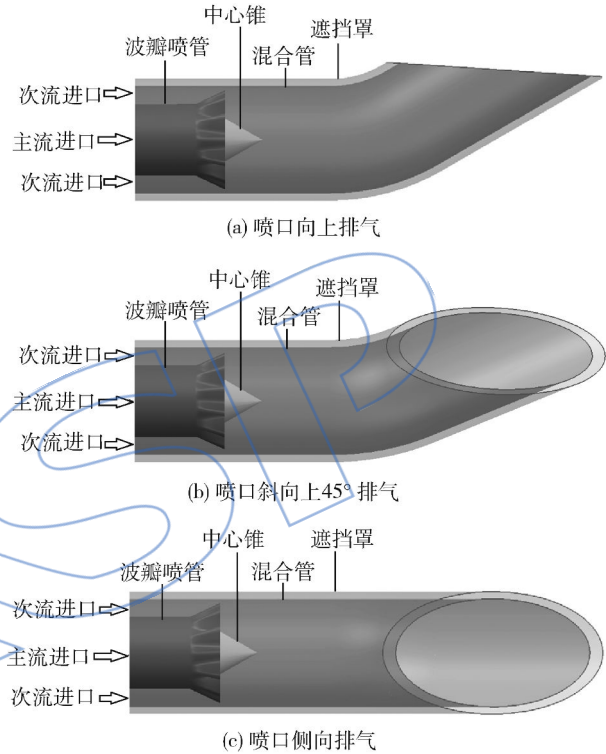


图2 直升机排气系统示意图

Fig. 2 Diagrammatic sketch of helicopter exhaust system

2 计算方法

2.1 旋翼下洗模型

当直升机处于悬停状态时,由于旋翼转动,气流从旋翼上面流到旋翼下面而产生诱导速度,诱导速度和叶素圆周运动速度的合速度形成叶素的真速;这样空气就向着拉力相反的方向流动,旋翼就产生了拉力.根据空气螺旋桨理论^[12],将旋翼看成一个桨叶片数无限多的桨盘,气流不断通过桨盘,桨盘上就产生了拉力,但是桨盘前后的轴向速度是相等的.实验表明^[13-14],诱导速度沿旋翼桨盘分布并非简单线性,而是呈现近似先线性增大后减小的规律,峰值一般出现在 80% 叶高处.故本文假设:①旋翼诱导速度沿旋翼平面自圆心至 80% 旋翼半径处线性增大, 80% 旋翼半径处至桨盘边缘线性减小;②旋翼安装角不随旋翼半径变化;③流过桨盘的气体为理想不可压缩气体.详细计算方法可参见

文献[15].

基于旋翼下洗气流模型,获得旋翼下洗气流速度分布.利用用户模块 UDF(user-defined functions)导入 Fluent 软件作为旋翼下洗气流边界条件.

2.2 内外流场耦合计算

计算域如图 3 所示,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.

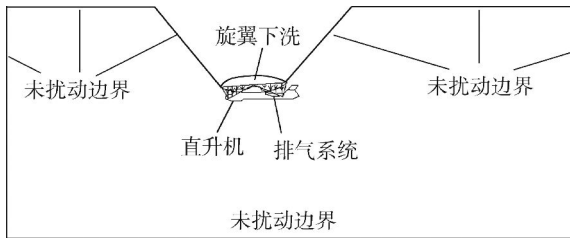


图 3 计算域示意图

Fig. 3 Diagrammatic sketch of computational region

排气系统进口边界条件:主流进口给定质量流量进口,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进口,温度为 287 K .

旋翼下洗气流的速度分布:基于旋翼下洗气流模型,给出旋翼下洗气流的速度分布.

外部流场边界条件:包围机身的外部流场是一个大约为旋翼直径 10 倍的区域,可认为旋翼下洗气流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.

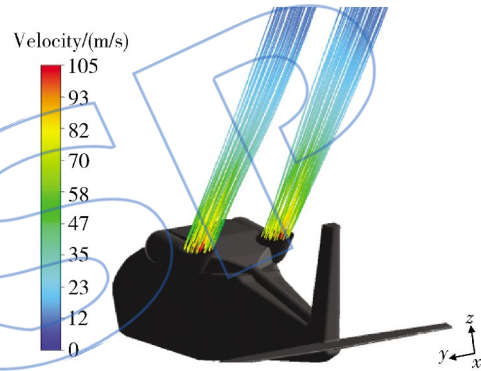
内外流耦合边界:排气系统的出口截面和引射次流进口均设定为内外流耦合截面.

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、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,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的控制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.

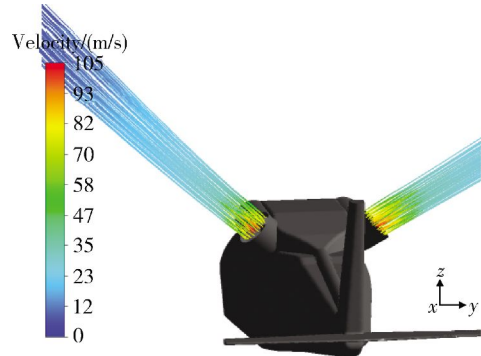
3 计算结果与分析

图 4 为旋翼下洗气流速度为 0 m/s 时,不同排气方向下排气喷流流线的空间分布.可以看到:在不考虑旋翼下洗气流作用时,排气喷流的流动呈现出自由射流的流动特征,且左右两侧的排气喷流流动结构对称,在与外流的掺混过程中,喷流核心区逐渐衰减.

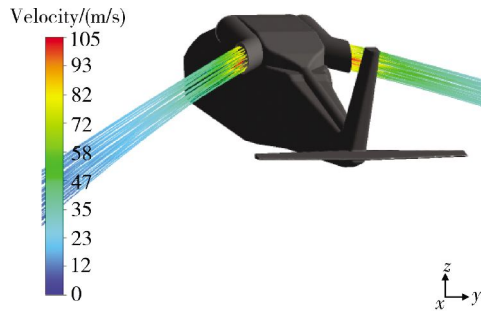
图 5 为旋翼下洗气流速度为 10 m/s 时,不同排气方向下排气喷流流线的空间分布.其共性特征表现为:在旋翼下洗气流的作用下,排气喷流受到旋翼下洗气流的压迫而发生明显的向后机身下方扭曲偏转;且由于旋翼逆时针转动,在旋翼下洗



(a) 喷口向上排气



(b) 喷口斜向上45°排气



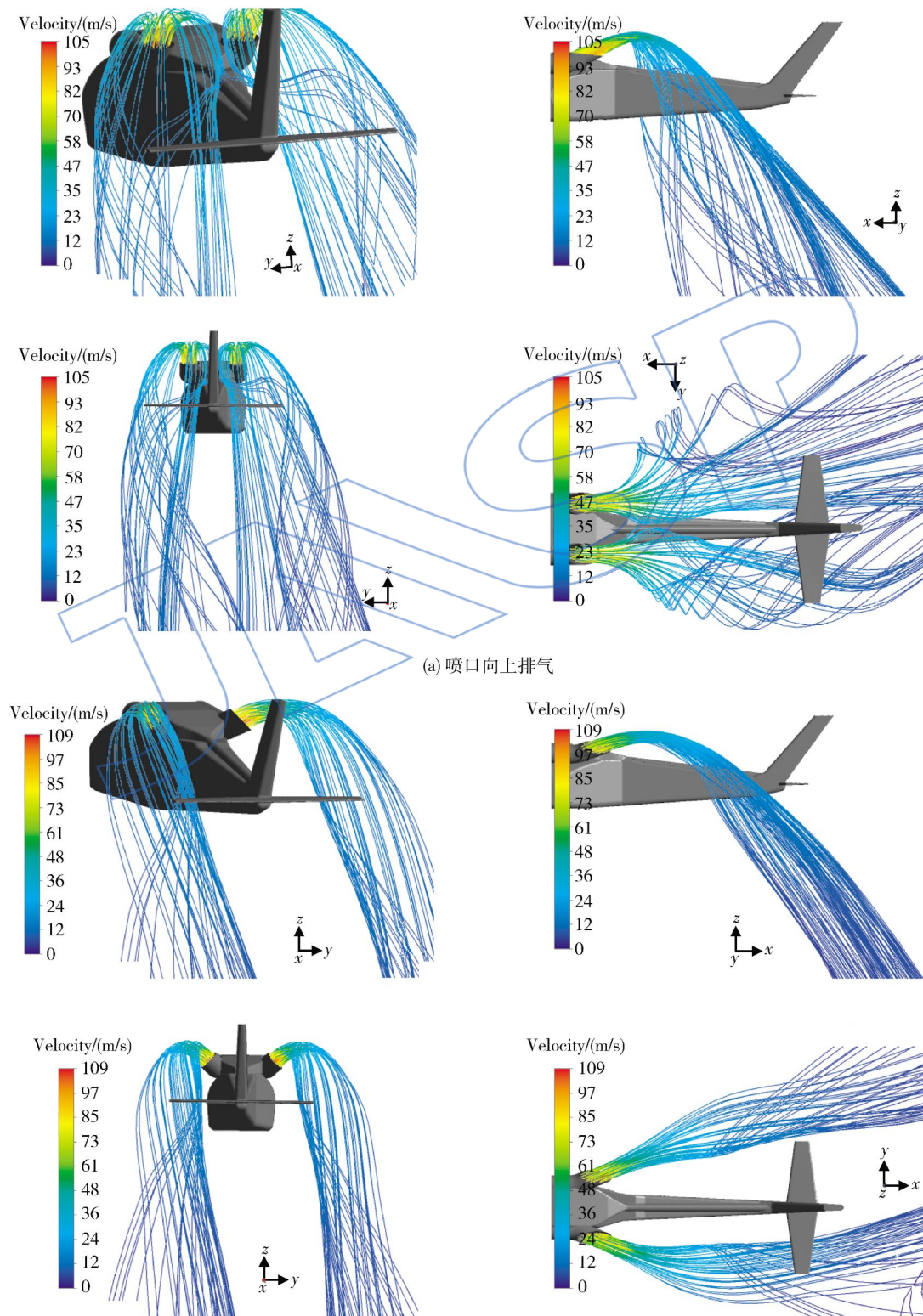
(c) 喷口侧向排气

图 4 旋翼下洗气流速度为 0 m/s 时喷流流场

Fig. 4 Plume flow fields under rotor downwash velocity of 0 m/s

切向流的诱导下,左右两股排气喷流的流动呈现出不对称性,具有逆时针偏转特征.但同时也注意到:排气喷流在不同的排气方向下受到旋翼下洗气流的影响也存在一定的差异.对于喷口向上排气的情形,排气喷流离开喷口后汇聚在后机身上

方,因此排气喷流在旋翼下洗气流作用下的偏转很容易撞击到后机身表面,从图 5(a)中可以看出:机身左侧的排气喷流受到逆时针转动旋翼的切向诱导,排气方向下热喷流流线的空间分布.当旋翼下洗气流速度增大到 20 m/s 时,对后机身表



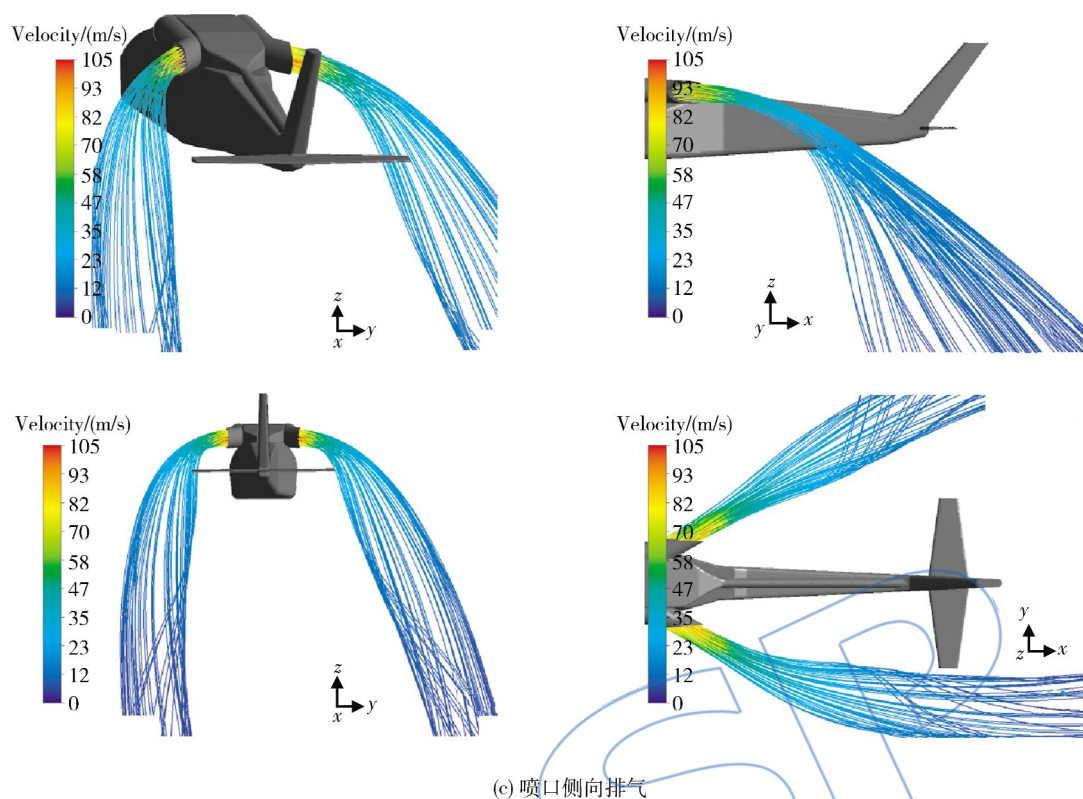


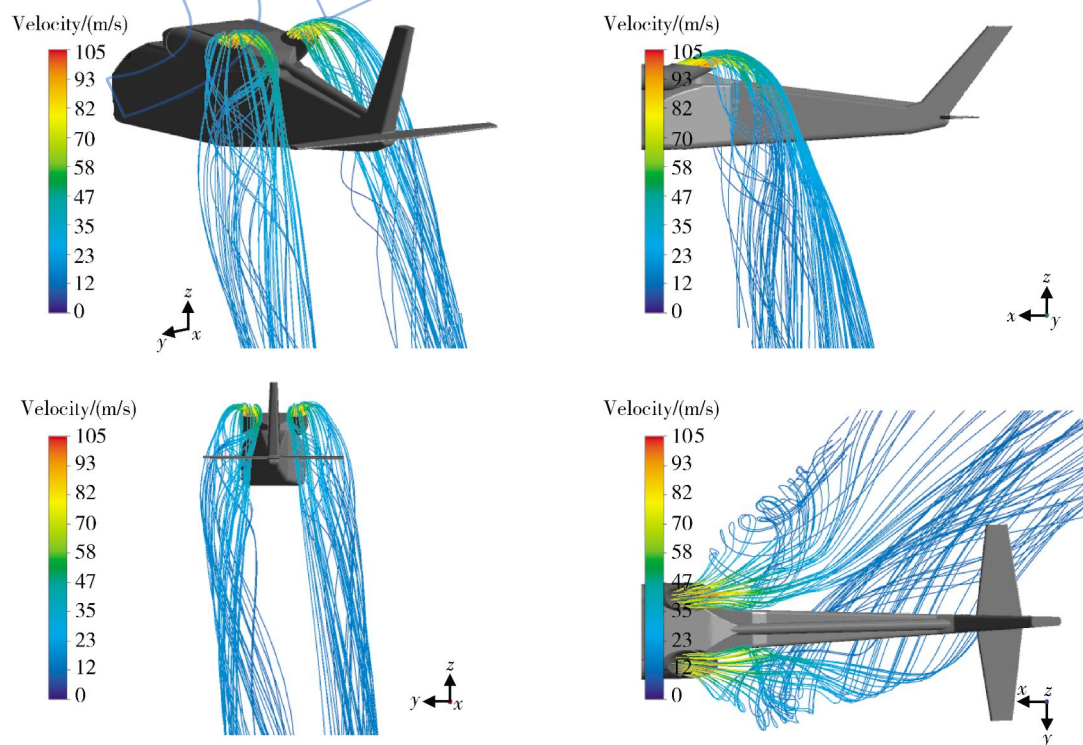
图 5 旋翼下洗气流速度为 10 m/s 时喷流流场

Fig. 5 Plume flow fields under rotor downwash velocity of 10 m/s

面形成明显的撞击,而后绕过机身向下发展.对于喷口斜向上 45° 排气的情形,排气喷流向后机身两侧斜上方喷射,因此离开喷口后的排气喷流在流动方向下游受到旋翼下洗气流作用而发生偏

转时,已远离后机身轴线(如图 5(b)所示),难以与后机身形成干涉.对于喷口侧向排气的情形,排气喷流更难以与后机身形成干涉.

图 6 为旋翼下洗气流速度为 20 m/s 时,不同



(a) 喷口向上排气

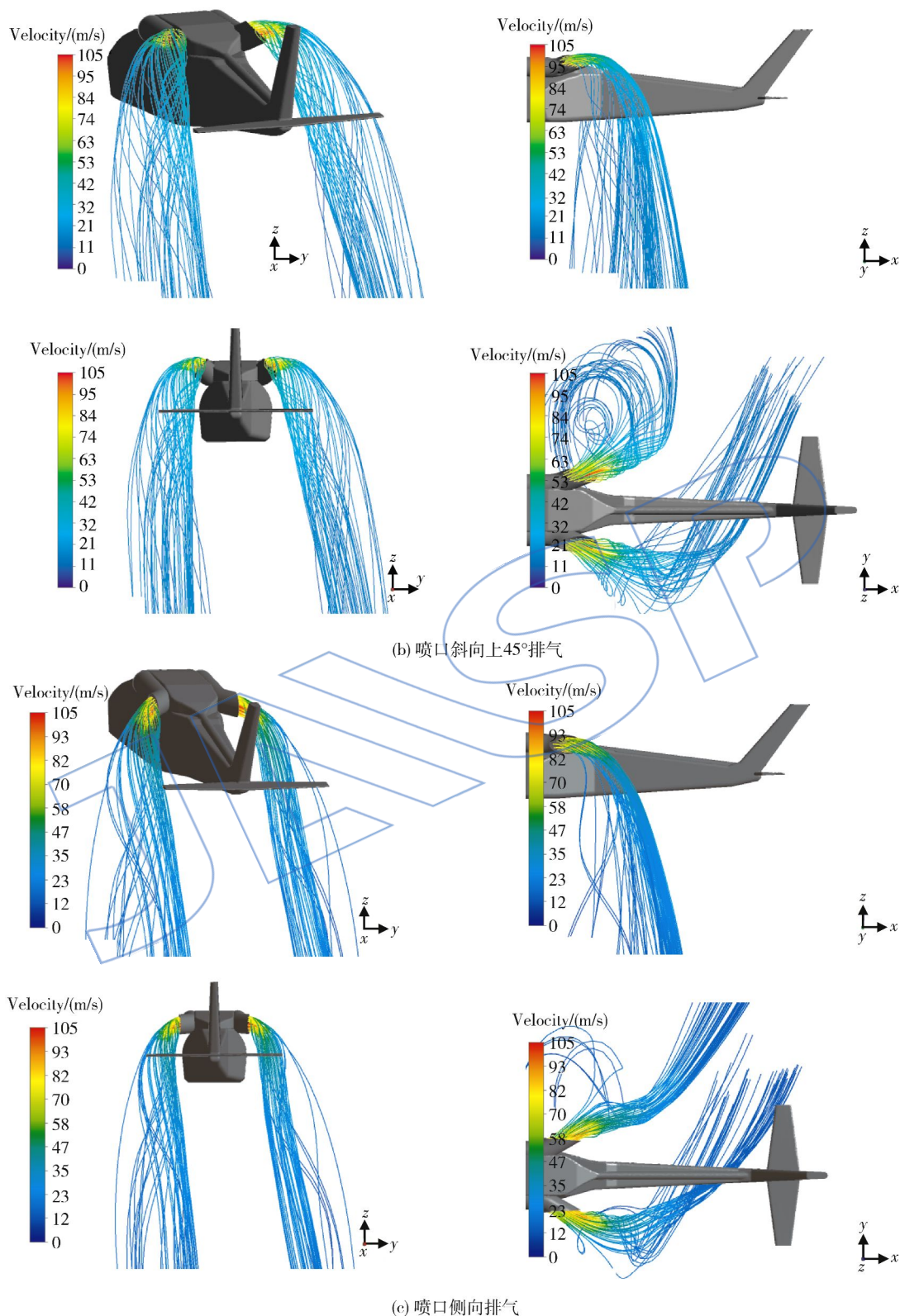


图 6 旋翼下洗气流速度为 20 m/s 时喷流流场

Fig. 6 Plume flow fields under rotor downwash velocity of 20 m/s

喷流受到旋翼下洗气流压迫而向下偏转的程度, 以及由旋翼逆时针转动诱导的偏转流动更为明显. 在喷口斜向排气或侧向排气时, 左侧喷流在后

机身下方发生强烈偏转, 右侧喷流在机身下方可能形成螺旋流动.

图 7 为旋翼下洗气流速度为 10 m/s、喷口向

上排气时,机身表面的温度分布,由于排气喷流在旋翼下洗气流作用下发生的偏转,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气流对于排气喷流流动的影响。

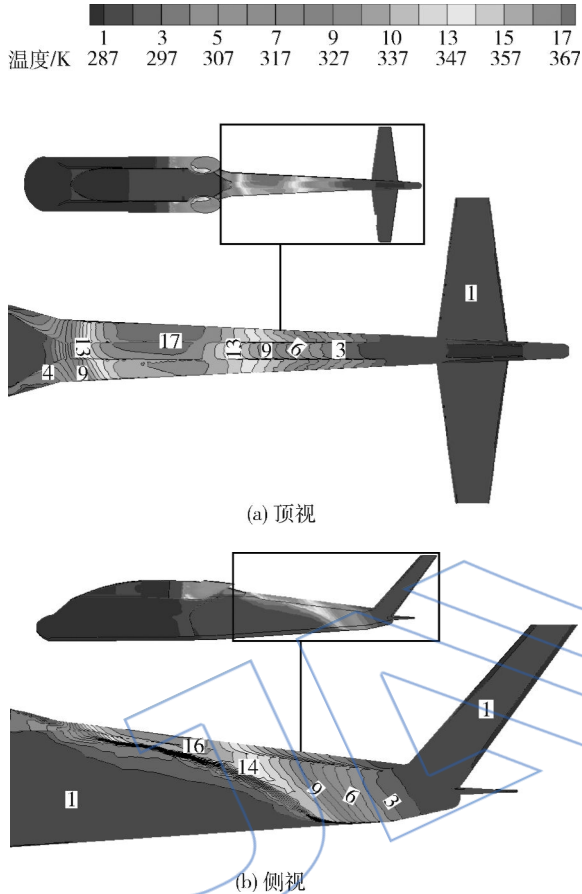


图7 向上排气时机身表面温度分布
Fig. 7 Skin temperature distribution of fuselage under upward exhaust

在旋翼下洗气流作用下,排气系统冷却气流引射入口以及混合管出口的流场也受到相应的扰动,从流动的基本原理出发,旋翼下洗气流在排气系统引射入口处形成附加的进气动量,有助于引射能力的提升;另一方面,排气出口处旋翼下洗气流的作用提高了排气出口的背压,使得混合管内的气流流动受到压迫,不利于主流的抽吸。因此,旋翼下洗气流对于排气系统引射能力的影响较为复杂,排气系统的引射能力将取决于上述两种机制的共同作用。图8反映了不同旋翼下洗气流速度对于排气系统引射系数 Φ (定义为引射气流质量流量与主流质量流量之比)的影响,可以看出:相对于无旋翼下洗气流的情形,当排气喷口向上时,旋翼下洗气流对排气系统的引射能力起到了

微弱的降低作用,而当排气喷口斜向上或侧向时,排气系统的引射能力得到了一定程度的提升。

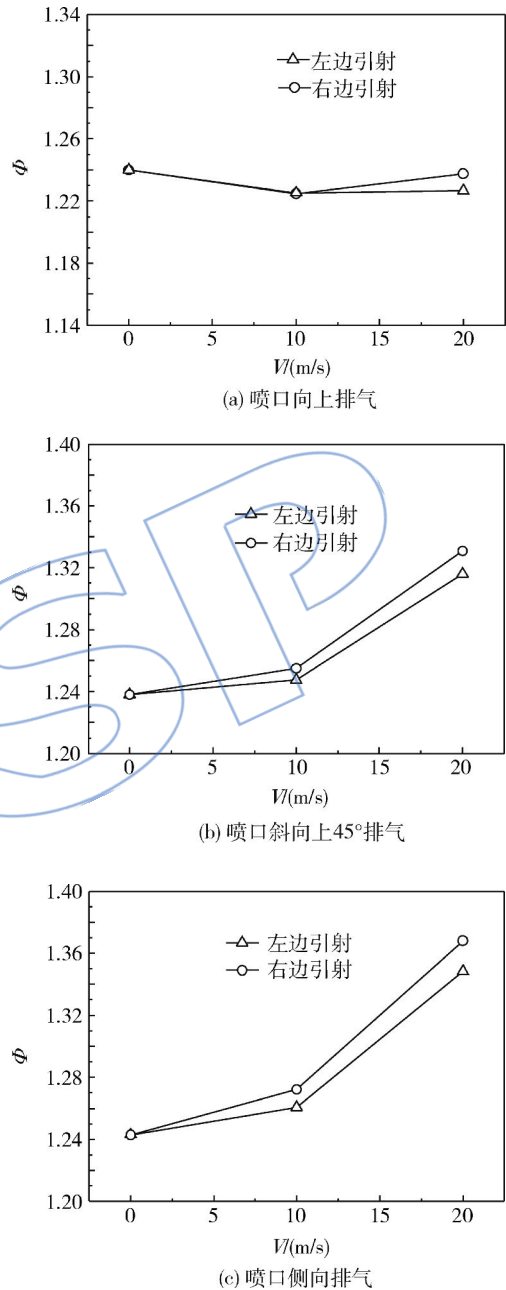


图8 旋翼下洗气流对引射能力的影响
Fig. 8 Effect of rotor downwash air flow on exhaust pumping capacity

4 结 论

1) 在旋翼下洗气流的作用下,排气喷流受到旋翼下洗气流的压迫而发生明显的向后机身下方的扭曲偏转;且由于旋翼逆时针转动的切向诱导,左右两股排气喷流的流动呈现出不对称性。

2) 排气喷流在不同的排气方向下受到旋翼下洗气流的影响存在较大的差异。当喷口向上排

气时,排气喷流汇聚在后机身上方,在旋翼下洗气流作用下的偏转形成对后机身表面的撞击。

3) 旋翼下洗气流对于排气系统引射能力的影响较为复杂,当排气喷口向上时,排气系统的引射能力有微弱的降低,而当排气喷口斜向上或侧向时,引射能力得到了一定程度的提升。

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, Mahulikar S P. New criterion for aircraft susceptibility to infrared homing missiles[J]. Aerospace Science and Technology, 2005, 9(8): 701-712.
- [3] Rao G A, Mahulikar S P. Integrated review of stealth technology and its role in airpower[J]. Aeronautical Journal, 2002, 106(1066): 629-641.
- [4] Ponton A J. The use of concurrent engineering techniques in helicopter IR suppressor design [R]. AIAA-2005-1290, 2005.
- [5] Mahulikar 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.
- [6] 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)
- [7] 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): 32-36. (in Chinese)
- [8] 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.
- [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] 康宁, 孙茂. 旋翼近地飞行时诱导速度的 N-S 方程计算[J]. 空气动力学报, 1998, 16(2): 221-225.
- KANG Ning, SUN Mao. Navier-Stokes calculations of induced velocity of a rotor in forward flight with ground effects[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1998, 16(2): 221-225. (in Chinese)
- [14] 王博. 基于 CFD 方法的直升机旋翼/机身流场模拟及分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
- WANG Bo. Numerical simulation and analysis of helicopter rotor/fuselage flow field based on CFD method[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [15] 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 Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(2): 249-257. (in Chinese)