

文章编号: 1674-8190(2023)01-038-09

复合式高速直升机旋翼下洗流对机翼的气动影响分析

刘超凡, 朱清华, 刘佳

(南京航空航天大学 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)

摘要: 对复合式高速直升机的旋翼两侧不同强度下洗流对机翼的气动干扰分析, 可以为类似构型直升机的气动外形设计及优化提供一定的参考。采用动量源方法对复合式高速直升机悬停及前飞状态的流场进行数值模拟, 分析旋翼两侧不同强度的下洗流对机翼的气动影响, 研究改变旋翼桨盘高度和机翼展弦比对气动特性的影响。结果表明: 复合式高速直升机前飞时, 随着旋翼桨盘的增高, 两侧机翼升力差峰值减小, 且峰值落在更小速度处; 随着机翼展弦比的增大, 两侧机翼升力差峰值减小, 且在峰值后同一速度下, 机翼越细长两侧升力差越小。

关键词: 动量源; 复合式高速直升机; 旋翼; 机翼; 气动特性

中图分类号: V211.52

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.01.04

Aerodynamic effect analysis of rotor downwash on wings of composite high-speed helicopter

LIU Chaofan, ZHU Qinghua, LIU Jia

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The analysis of the aerodynamic interference of the downwash on wings under different intensities on both sides of the rotor of the composite high-speed helicopter, can provide a certain reference for the design and optimization of the aerodynamic shape of the similar configuration helicopter. The unsteady momentum source method is used to perform the numerical simulation of the flow field of a composite high-speed helicopter in hovering and forward flight states, and the aerodynamic effects of different downwash on both sides of the rotor on wings are analyzed. The effect of aerodynamic characteristics on changing the height of the rotor disc and the aspect ratio of wing is studied. The results show that, when the composite high-speed helicopter flies forward, the peak lift difference between the two sides of the wing is decreased with the increase of the rotor disc height, and the peak value falls at a lower speed. With the increase of the wing aspect ratio, the peak lift difference between the two sides is decreased. Under the condition of same speed after the peak value, the slender the wing is, the smaller the lift difference between the two sides is.

Key words: momentum source; composite high-speed helicopter; rotor; wing; aerodynamic characteristics

收稿日期: 2022-04-28; 修回日期: 2022-06-05

通信作者: 刘超凡, liuchaofan@nuaa.edu.cn

引用格式: 刘超凡, 朱清华, 刘佳. 复合式高速直升机旋翼下洗流对机翼的气动影响分析[J]. 航空工程进展, 2023, 14(1): 38-46.

LIU Chaofan, ZHU Qinghua, LIU Jia. Aerodynamic effect analysis of rotor downwash on wings of composite high-speed helicopter[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(1): 38-46. (in Chinese)

0 引言

传统单旋翼带尾桨构型直升机在前飞时桨盘左右两侧气动环境不对称,高速前飞时前行桨叶易产生激波阻力,后行桨叶易产生气流分离,使其升力受到极大限制^[1]。国内外直升机研究者为解决这个难题,提出许多非常规构型的直升机方案,例如倾转旋翼机、复合式高速直升机等,其中倾转旋翼机多用于重型直升机,代表性的有V-22“鱼鹰”直升机,具有飞行速度快、航程远的优点,但由于其倾转机构较为复杂,导致事故率较高;复合式高速直升机由于其前飞速度高、结构简单的优势而受到广泛关注,欧洲直升机公司设计了一种双拉力螺旋桨复合式高速直升机——X-3直升机^[2]。

相对于常规单旋翼带尾桨直升机布局,复合式高速直升机在机身两侧增加了机翼,机翼端部加装了螺旋桨,因此复合式高速直升机与常规直升机气动特性有明显不同^[3]。悬停时,旋翼下洗流竖直向下,对处于旋翼下方的机翼及螺旋桨产生较大气动干扰。随着复合式高速直升机前飞速度增加,旋翼下洗流发生偏折^[4],对螺旋桨及机翼的影响程度也发生变化,尤其是旋翼下洗流对机翼的干扰。当旋翼下洗流打到机翼时,不仅会破坏机翼附近的流场分布使机翼表面压强分布改变,而且由于旋翼的前行桨叶和后行桨叶下洗流强度不一致,可能还会使两侧机翼受力差别较大,致使横向稳定性较差。综上所述,对复合式高速直升机的旋翼两侧不同强度下洗流对机翼的气动影响进行分析与研究具有重要意义。

迄今为止,国内外有许多对于复合式高速直升机的研究。国外,J. A. Faust等^[5]对复合式直升机的非对称升降舵进行了概念化研究;C. Oehrlé等^[6]研究了高速飞行中X-3复合高速直升机的仿真与飞行试验相关性;J. Stanisławski^[7]对旋翼在复合式构型直升机中的效率进行了研究;Y. Hyeon-soo^[8]针对复合式直升机设计及气动性能进行了研究;S. Tom等^[9]研究了复合式直升机的旋翼在旋转至机翼上方时两者之间的干扰。

国内,赵寅宇等^[10]基于动量源方法提出了X-3构型复合式高速直升机旋翼/螺旋桨干扰流场分析的数值模拟方法;申遂愿等^[3]基于动量源方法对复合式高速直升机旋翼/螺旋桨/机身干扰特性进行了数值计算及分析,并且分析了X-3构型复合式

高速直升机悬停及不同前飞速度下旋翼/螺旋桨/机身的相互干扰;万佳等^[11]采用自由尾迹算法和涡格法,编制了针对复合式直升机旋翼—机翼升力系统的气动计算程序,对旋翼和机翼间的气动干扰情况进行了初步分析;朱凌军^[12]对复合式直升机在悬停状态下的旋翼/机翼之间的气动干扰问题进行了深入研究,通过改变机翼参数研究其影响。研究者对复合式直升机已经进行了相关研究,但并未详细研究前飞状态下旋翼桨盘高度、机翼展弦比对旋翼两侧不同强度的下洗流对机翼的气动干扰影响。

目前,计算流体力学(Computational Fluid Dynamics,简称CFD)方法已被广泛应用于直升机流场数值模拟,主要有滑移网格、嵌套网格方法和动量源方法三种。王钰凯等^[13]采用基于滑移网格模型的数值模拟方法,分析计算了某四旋翼无人机处于悬停状态时的气动特征;杨博等^[14]基于结构嵌套网格方法对旋翼、机身进行流场数值模拟研究,该方法与滑移网格缺点一致,即网格数量较多,计算周期较长;郭佳豪等^[15]对非正常动量源方法及其在旋翼悬停模拟中的应用进行了研究,结果表明动量源方法计算周期短,网格数量相对较少。

本文在前人研究与分析的基础上,采用动量源方法,模拟复合式高速直升机悬停及前飞状态下旋翼下洗流对机翼的气动干扰特性,研究不同旋翼桨盘高度、机翼展弦比对机翼的气动干扰影响。

1 旋翼对机翼干扰特性计算及分析

本文复合式高速直升机三维模型如图1所示。旋翼参数如表1所示(翼型为NACA0015),螺旋桨参数如表2所示(翼型为NACA63)。

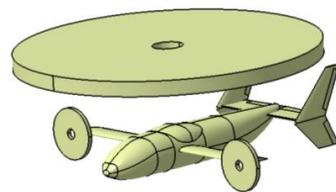


图1 复合式高速直升机三维示意图
Fig. 1 3D schematic diagram of composite high-speed helicopter

表 1 复合式高速直升机旋翼参数

Table 1 Composite high-speed helicopter rotor parameters

参数	数值	参数	数值
旋翼半径 R/m	2.8	负扭度 $(^\circ)$	-15
弦长 c_{xy}/m	0.24	旋翼根切 R_c/m	0.2
桨叶片数	3		

表 2 螺旋桨参数

Table 2 Propeller parameters

参数	数值	参数	数值
桨叶半径 R/m	0.48	负扭度 $(^\circ)$	-20
弦长 c_{xy}/m	0.062	桨叶根切 R_c/m	0.12
桨叶片数	3		

1.1 计算网格

本文所用计算方法——动量源方法与文献[3]中的方法相同,且经过了算例验证,此处不再赘述。采用动量源方法时,需要将旋翼与螺旋桨和机身分开进行网格划分。旋翼和螺旋桨等效为圆盘,进行结构网格划分,对机身进行非结构网格划分,复合式高速直升机计算网格如图 2 所示。

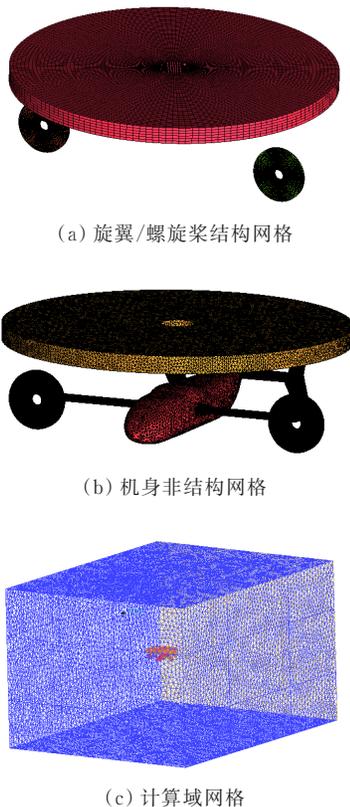


图 2 复合式高速直升机计算网格

Fig. 2 Composite high-speed helicopter computational grid

1.2 悬停时旋翼对机翼的气动影响

复合式高速直升机通过左右螺旋桨的差动以抵消旋翼反扭矩。

对直升机悬停,旋翼和螺旋桨都处于工作状态,运用 Fluent 商用软件设置各项参数,进行气动计算,得到横向截面速度云图如图 3 所示,两侧机翼压力云图如图 4 所示。

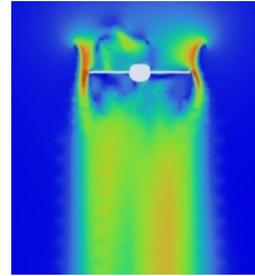


图 3 悬停状态速度云图

Fig. 3 Hover state speed cloud map

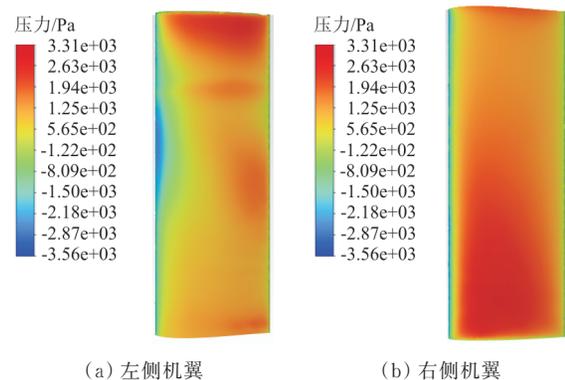


图 4 悬停状态两侧机翼压力云图

Fig. 4 The pressure cloud map of the wings on both sides of the hovering state

从图 3~图 4 可以看出:无前飞速度、只有旋翼工作时,两侧机翼受旋翼下洗流影响几乎相同,而旋翼、螺旋桨同时工作时,两侧机翼受力情况有明显差异。经分析,此情况可能是受螺旋桨影响所致。

对无前飞速度、只有螺旋桨工作状态下的复合式高速直升机进行气动计算,得到水平截面速度云图如图 5 所示,两侧机翼压力云图如图 6 所示,可以看出:左侧螺旋桨气流打到机翼上,使机翼外侧前缘产生一些压力。在螺旋桨、旋翼同时工作时,这股气流会对机翼下洗流产生干扰,进而影响机翼受旋翼下洗流的影响,使得左侧机翼压力变小。

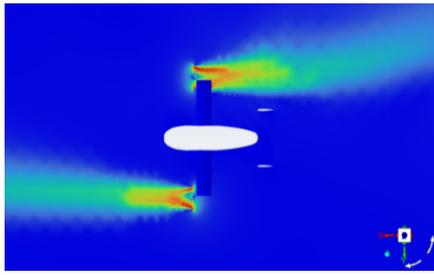


图 5 只有螺旋桨工作时水平截面速度云图
Fig. 5 Horizontal cross-section velocity contour when only the propeller is working

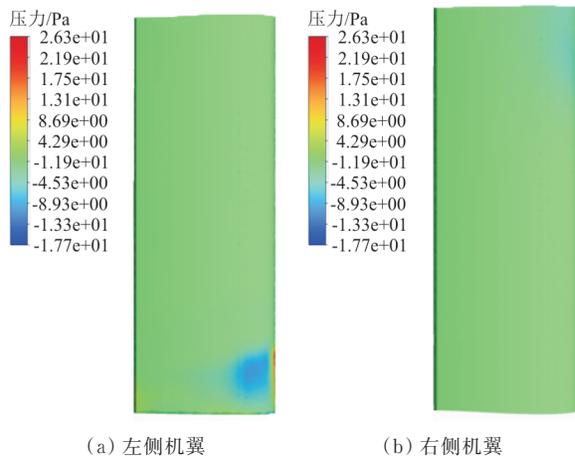


图 6 只有螺旋桨工作时两侧机翼压力云图
Fig. 6 The pressure cloud map of the wings on both sides when only the propeller is working

1.3 前飞时旋翼对机翼的气动影响

本文所研究的复合式高速直升机螺旋桨为拉力螺旋桨,螺旋桨产生的拉力能使复合式高速直升机实现高速前飞,机翼则能够提高额外升力为旋翼卸载。由于复合式高速直升机增加了螺旋桨和机翼,因此其前飞时的流场特性与常规单旋翼带尾桨直升机有所不同。在悬停时旋翼下洗流竖直向下打向机翼,而在前飞时下洗流受到前飞速度的影响会斜向后,为研究复合式高速直升机前飞状态下旋翼对机翼的干扰特性,选取前飞速度为 30、60、90、120、150、180 km/h 这 6 个状态对复合式高速直升机进行 CFD 计算,旋翼桨尖速度为 210 m/s,即旋翼前进比 λ 分别为 0.04、0.08、0.12、0.16、0.20、0.24。复合式高速直升机不同前进比纵向截面速度云图如图 7 所示,不同前进比两侧机翼压力云图如图 8 所示。

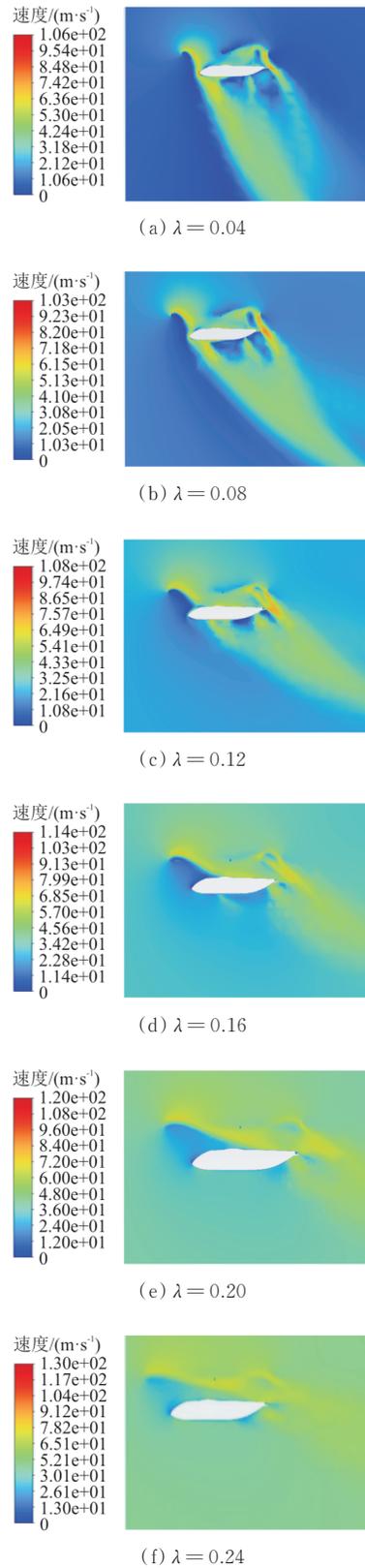


图 7 不同前进比纵向截面速度云图
Fig. 7 Longitudinal section velocity cloud diagram for different advance ratio

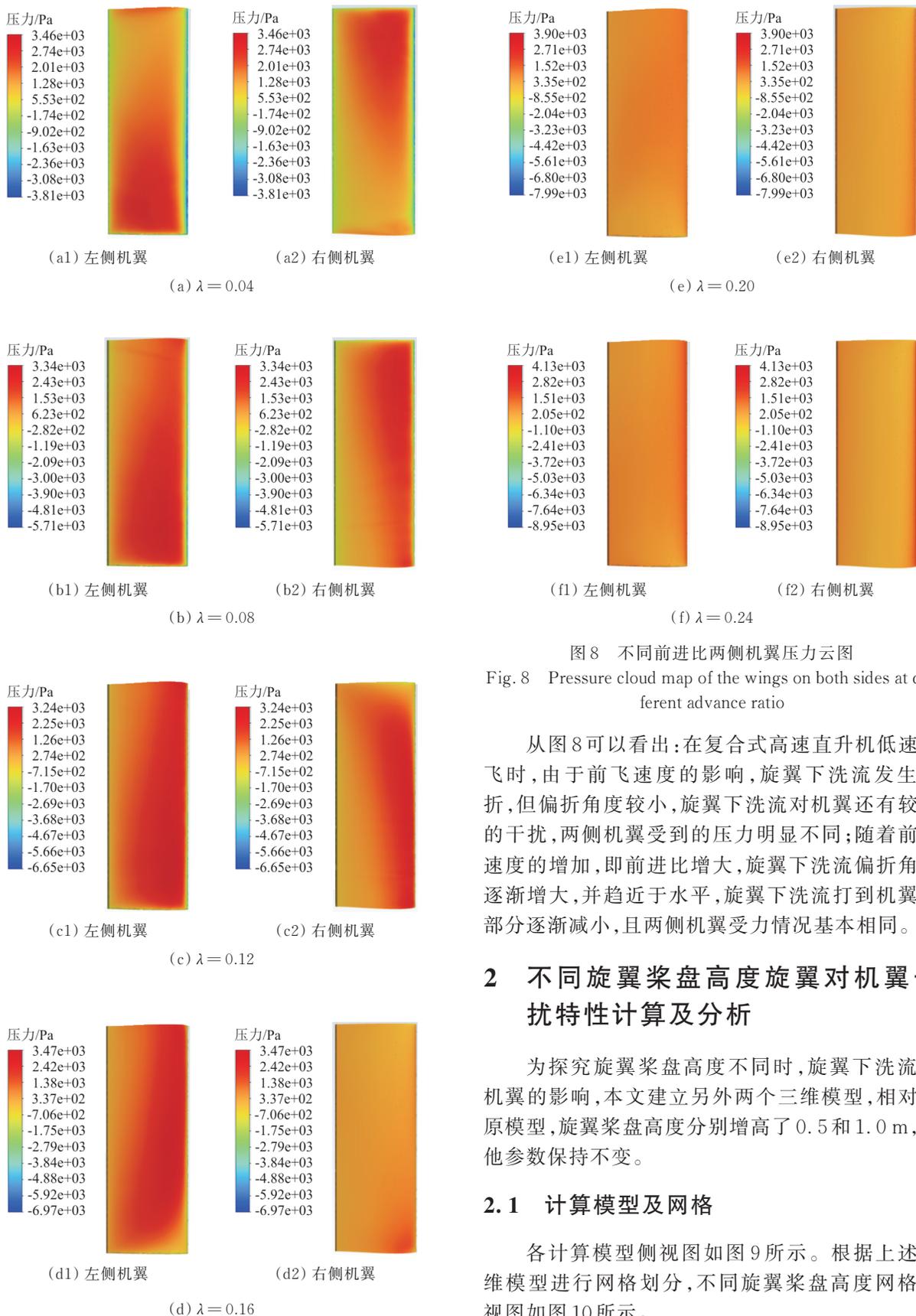


图 8 不同前进比两侧机翼压力云图

Fig. 8 Pressure cloud map of the wings on both sides at different advance ratio

从图 8 可以看出:在复合式高速直升机低速前飞时,由于前飞速度的影响,旋翼下洗流发生偏折,但偏折角度较小,旋翼下洗流对机翼还有较强的干扰,两侧机翼受到的压力明显不同;随着前飞速度的增加,即前进比增大,旋翼下洗流偏折角度逐渐增大,并趋近于水平,旋翼下洗流打到机翼的部分逐渐减小,且两侧机翼受力情况基本相同。

2 不同旋翼桨盘高度旋翼对机翼干扰特性计算及分析

为探究旋翼桨盘高度不同时,旋翼下洗流对机翼的影响,本文建立另外两个三维模型,相对于原模型,旋翼桨盘高度分别增高了 0.5 和 1.0 m,其他参数保持不变。

2.1 计算模型及网格

各计算模型侧视图如图 9 所示。根据上述三维模型进行网格划分,不同旋翼桨盘高度网格侧视图如图 10 所示。

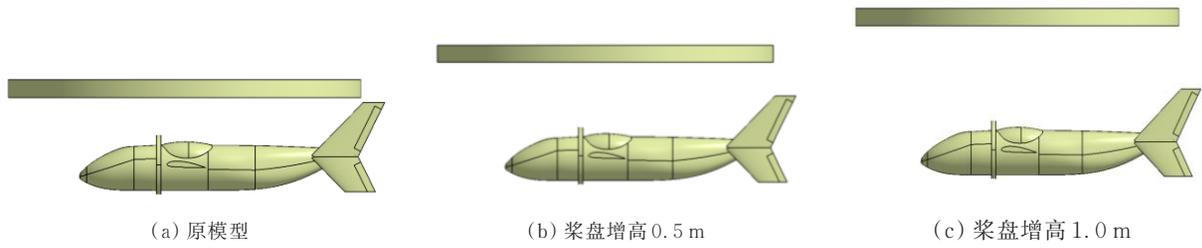


图 9 不同旋翼桨盘高度模型侧视图

Fig.9 Side view of models with different rotor disc heights

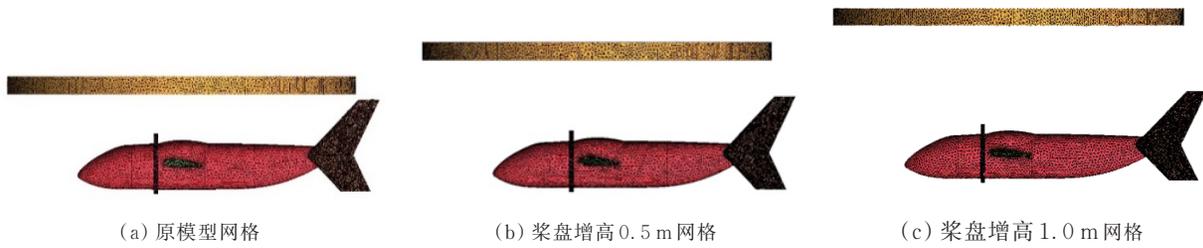


图 10 不同旋翼桨盘高度网格侧视图

Fig.10 Grid side view of different rotor disc heights

2.2 气动计算及分析

速度云图如图 11 所示。

前飞速度与 1.3 节选取相同,计算所得的部分

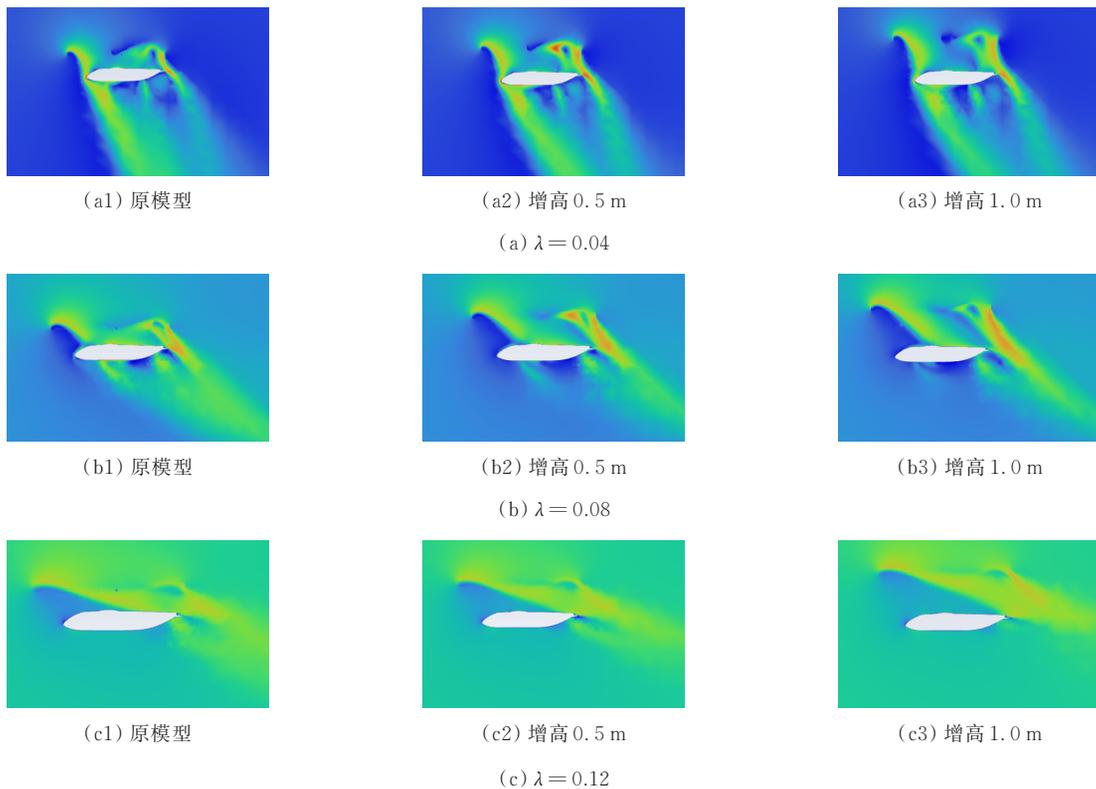


图 11 部分前进比下纵向截面速度云图

Fig.11 Longitudinal section velocity cloud at a part of advance ratio

采用 Fluent 软件计算两侧机翼升力,将其作差,绘制成三种模型的两侧机翼升力差随前飞速度变化对比图,如图 12 所示。

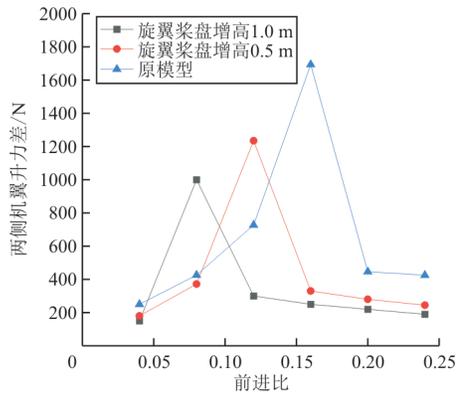


图 12 三种模型两侧机翼升力差随前进比变化对比图
Fig. 12 Comparison of the lift difference between the wings on both sides of the three models with the advance ratio

从图 12 可以看出:随着前飞速度的增加,两侧机翼升力差先增大,后减小。原模型两侧机翼升力差达到最大的前进比 0.16,即前飞速度为 120 km/h,而增高旋翼桨盘后前进化分别为 0.08 和 0.12,对应的前飞速度分别为 60 和 90 km/h。增高旋翼桨盘,两侧机翼升力差明显降低,而且升力差峰值随着旋翼桨盘增高而落在更小速度处。这是因为当旋翼桨盘增高时,以 120 km/h 的前飞速度飞行,旋翼下洗流偏折程度与原模型基本相同,但是由于高度不同,旋翼桨盘增高后的模型只有很少一部分打到机翼上,因此对机翼气动特性的影响没有原模型大,两侧机翼升力差也随之减小;反之在较小的速度 60 或 90 km/h 时,旋翼下洗流偏折程度小于 120 km/h 的偏折程度,但由于旋翼桨盘的增高,大部分下洗流正好打到机翼上,此时产生了两侧机翼升力差峰值。

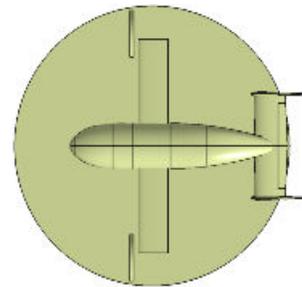
3 不同机翼展弦比旋翼对机翼干扰特性计算及分析

为探究机翼展弦比不同时,旋翼下洗流对机翼的影响,本文在原模型的基础上,保证机翼面积不变的条件下建立另外两种不同机翼展弦比的模

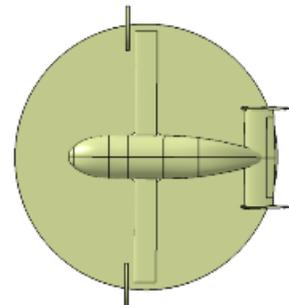
型。原模型机翼展弦比为 7.01,新模型机翼展弦比分别为 11.32 和 17.08,其他参数和原模型一致。

3.1 计算模型及网格

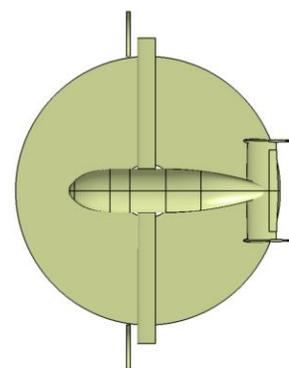
各计算模型仰视图如图 13 所示。



(a) 展弦比 7.01



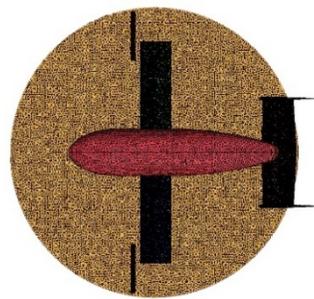
(b) 展弦比 11.32



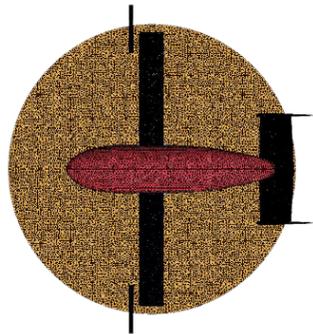
(c) 展弦比 17.08

图 13 不同机翼展弦比模型仰视图
Fig. 13 Bottom view of three different wing aspect ratio models

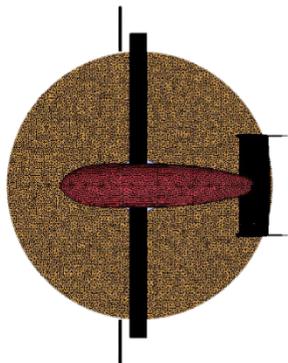
根据上述三维模型进行网格划分,不同机翼展弦比网格仰视图如图 14 所示。



(a) 展弦比 7.01



(b) 展弦比 11.32



(c) 展弦比 17.08

图 14 不同机翼展弦比网格仰视图

Fig. 14 Bottom view of different wing aspect ratio grids

3.2 气动计算及分析

前飞速度与 1.3 节选取相同,将 Fluent 软件计算出的两侧机翼升力作差,绘制三种模型两侧机翼升力差随前飞速度变化对比图,如图 15 所示,可以看出:随着机翼展弦比的增大,弦长减小,即机翼变得细长,两侧升力差峰值减小,且峰值后在同速度下,机翼越细长两侧升力差越小。

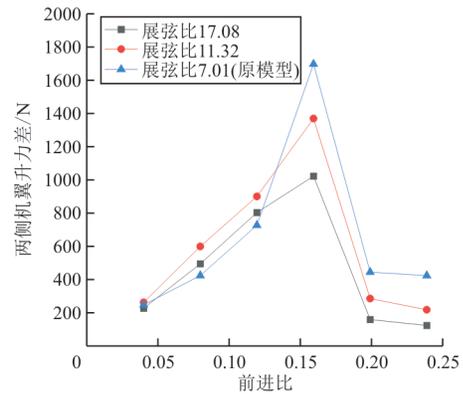


图 15 三种模型两侧机翼升力差随前进比变化对比图

Fig. 15 Comparison of the lift difference between the wings on both sides of the three models with the advance ratio

结合图 13,在保证机翼面积不变的条件下,随着机翼展弦比的增大,展长增加,翼尖距桨盘边缘越来越近,直至超出,例如展弦比为 17.08 时的模型。当机翼超出旋翼桨盘时,旋翼下洗流不能完全覆盖机翼,机翼受旋翼下洗流影响减弱,故两侧机翼升力差减小。由于同一前飞速度下旋翼下洗流强度分布情况基本相同,最大强度的范围是一定的,在机翼未超出旋翼桨盘时,随着机翼展弦比的增大,弦长减小,机翼处在旋翼下洗流最大强度的面积也减小;相对地,机翼受旋翼下洗流主要影响减弱,故两侧机翼升力差减小。

4 结 论

(1) 复合式高速直升机悬停时,由于无前飞速度,旋翼前行侧和后行侧的下洗流强度相同,故其对两侧机翼影响基本相同。

(2) 复合式高速直升机前飞时,随着前飞速度的增大,前行侧下洗流强度变高,而后行侧变低,两侧机翼升力差变大,当前飞速度达到一定值时,旋翼下洗流偏折程度增大,打到机翼上的气流流量逐渐减小,直至不再打到机翼上,两侧机翼升力差逐渐变小。

(3) 复合式高速直升机随着旋翼桨盘增高,两侧机翼升力差的峰值减小,且峰值落在更小速度处。

(4) 复合式高速直升机随着机翼展弦比的增大,两侧机翼升力差的峰值减小,且在峰值后同一

速度下,机翼越细长两侧升力差越小。

参考文献

- [1] 黄明其,徐栋霞,何龙,等. 常规旋翼构型复合式高速直升机发展概况及关键技术[J]. 航空动力学报, 2021, 36(6): 1156-1168.
HUANG Mingqi, XU Dongxia, HE Long, et al. Development overview and key technologies of high speed hybrid helicopter with single main rotor [J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(6): 1156-1168. (in Chinese)
- [2] KEVIN F, DOUGLAS T. Performance comparison between a conventional helicopter and compound helicopter configurations[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2015, 229(13): 235-267.
- [3] 申遂愿,朱清华,朱振华,等. 高速直升机旋翼/螺旋桨/机身干扰特性分析[J]. 航空工程进展, 2020, 11(1): 46-55.
SHEN Suiyuan, ZHU Qinghua, ZHU Zhenhua, et al. Analysis of rotor/propeller/fuselage interaction characteristics of high-speed helicopter[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(1): 46-55. (in Chinese)
- [4] 刘佳,朱清华,高洪波,等. 小型复合式高速直升机总体初步设计[J]. 飞行力学, 2022, 40(1): 62-68,89.
LIU Jia, ZHU Qinghua, GAO Hongbo, et al. Overall preliminary design of a small compound high-speed helicopter [J]. Flight Dynamics, 2022, 40(1): 62-68,89. (in Chinese)
- [5] FAUST J A, JUNG Y S, BAEDER J, et al. Interactional aerodynamic analysis of an asymmetric lift-offset compound helicopter in forward flight[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2021, 66(3): 1-9.
- [6] OEHRLE C, FREY F, THIEMEIER J, et al. Compound helicopter X-3 in high-speed flight: correlation of simulation and flight test [J]. Journal of the American Helicopter Society, 2021, 66(1): 123-131.
- [7] STANISLAWSKI J. Effectiveness of the compound helicopter configuration in rotorcraft performance increase [J]. Transactions on Aerospace Research, 2020(4): 81-106.
- [8] HYEONSOO Y. Design and aeromechanics investigation of compound helicopters[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 88: 623-631.
- [9] TOM S, LEO V, BAMBANG S, et al. Breakdown of aerodynamic interactions for the lateral rotors on a compound helicopter [J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 101: 53-62.
- [10] 赵寅宇,黎鑫,史勇杰,等. 双拉力螺旋桨构型复合式高速直升机旋翼/螺旋桨干扰流场分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(2): 154-164.
ZHAO Yinyu, LI Xin, SHI Yongjie, et al. Analysis on rotor-propellers interaction flowfield for compound double-thrust-propeller high-speed helicopters[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(2): 154-164. (in Chinese)
- [11] 万佳,陈铭. 复合式直升机前飞状态旋翼-机翼干扰计算分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(11): 2459-2464.
WAN Jia, CHEN Ming. Rotor-wing interaction analysis of a compound helicopter in forward flight[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(11): 2459-2464. (in Chinese)
- [12] 朱凌军. 复合式高速直升机悬停状态旋翼/机翼气动干扰研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005.
ZHU Lingjun. Investigation on wing-rotor aerodynamic interaction of the compound helicopter in hover [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [13] 王钰凯,康桂文. 基于滑移网格和MRF模型的无人机气动分析[J]. 现代制造技术与装备, 2022, 58(3): 113-116.
WANG Yukai, KANG Guiwen. Aerodynamic analysis of four-rotor UAV based on sliding grid model and MRF model [J]. Modern Manufacturing Technology and Equipment, 2022, 58(3): 113-116. (in Chinese)
- [14] 杨博,丁锋,胡光初. 基于结构嵌套网格的流场数值模拟[J]. 中国科技信息, 2022(6): 35-37.
YANG Bo, DING Feng, HU Guangchu. Numerical simulation of flow field based on structure nested grid [J]. China Science and Technology Information, 2022(6): 35-37. (in Chinese)
- [15] 郭佳豪,周洲,李旭. 一种非定常动量源法及在旋翼悬停模拟中的应用[J]. 西北工业大学学报, 2020, 38(3): 571-579.
GUO Jiahao, ZHOU Zhou, LI Xu. An unsteady momentum source method and its application in simulation of hovering rotor [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2020, 38(3): 571-579. (in Chinese)

作者简介:

刘超凡(1996—),男,硕士研究生。主要研究方向:旋翼飞行器总体设计。

朱清华(1975—),男,博士,副教授。主要研究方向:旋翼飞行器总体设计。

刘佳(1996—),男,硕士研究生。主要研究方向:旋翼飞行器总体设计。

(编辑:丛艳娟)