

文章编号:1674-8190(2019)06-744-06

悬停状态倾转旋翼机非定常气动干扰研究

孙凯军,张碧辉,付义伟,张练

(中国航空空气动力技术研究院 彩虹无人机科技有限公司,北京 100074)

摘要: 悬停状态旋翼/机翼机身干扰流场的高精度数值模拟对准确预估倾转旋翼飞行器气动性能具有十分重要的意义,是直升机空气动力学领域的研究热点和难点之一。基于运动嵌套网格技术,建立一套适用于倾转旋翼非定常流场的 CFD 方法,采用雷诺平均 Navier-Stokes(RANS)方程作为主控方程,湍流模型选用 Spalart-Allmaras 模型,时间推进上采用高效的隐式 LU-SGS 格式;在此基础上,开展某新型倾转旋翼无人机的旋翼/机翼机身非定常干扰流场数值模拟研究,得到其气动干扰的“喷泉效应”现象;着重研究不同襟副翼预置角对降低悬停状态下旋翼/机翼机身气动干扰作用的影响。结果表明:干扰作用使总拉力损失 16.6%,45°襟副翼预置角效果最佳,使全机总拉力损失从原来的 16.6%降到 13.8%。

关键词: 倾转旋翼机;运动嵌套网格;Navier-Stokes 方程;非定常数值模拟;气动干扰

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.06.002

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Research on Unsteady Aerodynamic Interference for the Tiltrotor Aircraft in Hover

Sun Kaijun, Zhang Bihui, Fu Yiwei, Zhang Lian

(Caihong UAV Technology Co., Ltd., China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: The high resolution numerical simulation for rotor/wing-body interaction flow-field in hover is crucial for the accurate prediction of aerodynamic performance of the tilt-rotor aircraft, and is the one of the important issues of helicopter aerodynamics. Based on the moving-embedded grid technique, a CFD simulation method for predicting unsteady flow-field is established. Reynolds-averaged Navier-Stokes(RANS) equations are used as governing equations and Spalart-Allmaras turbulence model is employed, implicit LU-SGS scheme is adopted. On this basis, the unsteady interaction flow-field of the rotor/wing-body are investigated in deep research, and the special phenomenon“fountain effect” is obtained. The different preset flaps/ailerons affect on decreasing rotor/wing-body aerodynamic interference is studied. The results show that the total thrust is lossed about 16.6%, the aerodynamic interference is lowest when the preset flaps/ailerons angle is 45°, and the total thrust loss is reduced to 13.8% from 16.6%.

Key words: tilt-rotor aircraft; moving-nested grid; Navier-Stokes equations; unsteady numerical simulation; aerodynamic interference

收稿日期:2019-01-03; 修回日期:2019-01-24

通信作者:张碧辉,370574116@qq.com

引用格式:孙凯军,张碧辉,付义伟,等. 悬停状态倾转旋翼机非定常气动干扰研究[J]. 航空工程进展, 2019, 10(6): 744-749.

Sun Kaijun, Zhang Bihui, Fu Yiwei, et al. Research on unsteady aerodynamic interference for the tiltrotor aircraft in hover[J].

Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(6): 744-749. (in Chinese)

0 引言

倾转旋翼机兼顾直升机的低速悬停性能和固定翼螺旋桨飞机的高速巡航性能,相对于常规直升机和固定翼飞机具有更为宽广的飞行包线,使其无论从垂直短距起降能力,还是高速巡航能力方面都具有极大的优势,引起了国内外相关研究人员的广泛关注,并出现了很多成功机型如 XV-15、V-22、Eagle Eye 等。

当前,影响倾转旋翼机飞行性能的一个重要因素是悬停状态下旋翼与机翼之间存在强烈的气动干扰。因为在悬停状态下,从旋翼桨尖脱落的桨尖涡不仅在旋翼桨叶之间有明显的桨-涡干扰,而且其诱导产生的下洗气流垂直撞击机翼,会在机翼上表面出现高度阻塞的三维效应流场,这种强加在机翼上的下洗载荷会对倾转旋翼机的气动性能产生重要影响。因此,开展倾转旋翼/机翼机身气动干扰研究对于掌握和降低这一干扰问题具有重要的实际意义。

悬停状态倾转旋翼/机翼机身气动干扰研究方法主要包括试验研究和数值模拟两个方面。国外 F. F. Felker 等^[1]、M. A. Mc Veigh^[2]和 F. F. Fort 等^[3]对 V-15 和 V-22 倾转旋翼机进行了试验研究,得出了大量有参考价值的试验数据。采用试验方法固然可以获得较为准确的倾转旋翼飞行器气动特性,但其有着高成本、高风险和长周期等缺点。相比而言,数值模拟方法具有更广泛的应用前景。

在早期的数值模拟方法研究工作中,L. S. Wagner^[4]采用涡流方法模拟了旋翼/机翼气动干扰特性,着重分析了旋翼对机翼的影响,但未能充分考虑旋翼/机翼之间整体的耦合作用;T. Hormoz 等^[5]使用动量源方法来代表旋翼对流场的影响,初步研究了因倾转旋翼和机翼气动干扰而产生的“喷泉效应”现象,但未能定量给出气动干扰的程度。国内李春华等^[6]、刘全^[7]和徐恺^[8]分别使用涡方法和动量源方法开展了研究,得出了一些有意义的结论。尽管涡方法和动量源方法计算效率高,但无法精确地捕捉倾转旋翼/机翼附近的流动细节。

随着计算机水平的不断提高,CFD 方法逐渐被引入到倾转旋翼/机翼流场的研究,R. L.

Meakin^[9]、M. Potsdam 等^[10]和 K. K. Upender 等^[11]基于结构运动嵌套网格的 CFD 方法较好地分析了悬停状态下机翼气动力和倾转旋翼与机翼的干扰流场特性。李鹏等^[12-14]和王博等^[15]发展了一种基于多层运动嵌套网格的高效 CFD 方法,能够较好地分析倾转旋翼过渡状态的气动特性。这些研究多集中在倾转旋翼流场特性的分析上面,关于旋翼/机翼机身干扰气动力及整体气动性能方面的研究开展较少,对于如何降低这一干扰的研究更少。

综上所述,本文采用基于运动嵌套网格的 CFD 方法开展某型倾转旋翼机的旋翼/机翼气动干扰分析研究,在机翼后缘设计一种襟副翼,进一步研究不同的襟副翼舵面预置角对倾转旋翼气动干扰的影响,为倾转旋翼机的研制提供依据。

1 气动特性数值预测方法

积分形式的三维雷诺平均 Navier-Stokes 方程可以写成如下守恒形式:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{Q} dV + \oint_{\partial V} (\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v) \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

式中: $\mathbf{Q} = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho e]^T$ 为守恒变量; ∂V 为某一固定区域 V 的边界; \mathbf{n} 为边界的外法向矢量; \mathbf{F}_c 为对流矢量通量, \mathbf{F}_v 为粘性矢量通量。

采用有限体积法求解上述控制方程,时间推进采用 LU-SGS 隐式格式。采用全湍流假设,湍流模型采用 Splart-Allmaras 方程模型。物面边界条件采用无滑移绝热壁面条件。

2 数值模拟验证

2.1 嵌套网格技术

网格技术是计算流体力学的基础,本文对旋翼桨叶粘性绕流的数值模拟采用嵌套网格方法。嵌套网格自 J. A. Benek 等^[16]于 1985 年提出以来,得到了广泛的应用并快速发展。它有效地解决了模拟复杂外形或复杂流动中单块结构化网格生成困难和质量差的问题。国内外研究人员将嵌套网格技术运用于二维翼型、三维带副翼、襟翼的机翼以及全机等复杂外形的流动数值模拟,极大地推动了嵌套网格技术的发展和运用。在处理具有相对运

动的物体时,发展了运动嵌套网格技术^[17-18],使嵌套网格在模拟复杂非定常流动中具有更加明显的优势。例如二维翼型的震荡运动、三维导弹投放以及旋翼的数值模拟等。

2.2 算例验证

采用运动嵌套网格技术对单独旋翼进行非定常数值模拟,旋翼外形如图 1 所示,旋翼风洞试验通过南京航空航天大学的串置开口回流风洞完成。其倾转旋翼无人机如图 2 所示。

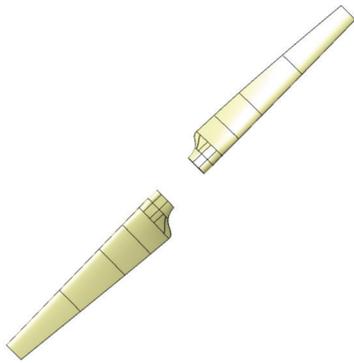


图 1 旋翼外形

Fig. 1 Shape of rotor



图 2 倾转旋翼无人机

Fig. 2 Tiltrotor unmanned aircraft

数值模拟结果和风洞试验对比详见文献^[19],算例验证结果表明:采用运动嵌套网格技术具有合理可信的计算结果,为模拟旋翼悬停状态的真实气体效应提供依据。

3 倾转旋翼/机翼机身及襟副翼舵面气动干扰分析

本文选用新型倾转旋翼无人机(如图 2 所示)作为研究对象,物理参数完全按照实际倾转旋翼机

设定。为了提高倾转旋翼机展弦比,机翼设计成内外两段机翼,外翼段随旋翼一起倾转。全机悬停计算状态: $H=0\text{ km}$, $V=0\text{ m/s}$,总距角 $\theta=7.6^\circ$ 。

全机表面网格示意图如图 3 所示。本文采用半模计算,旋翼网格单元 180 万,全机半模背景网格单元 600 万左右,总网格单元 780 万。

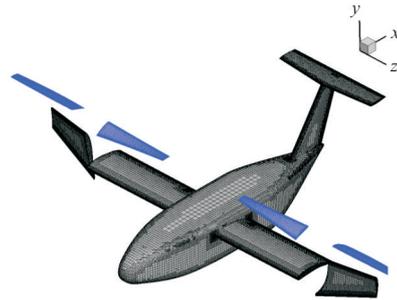


图 3 全机表面网格示意图

Fig. 3 Grid diagram of aircraft surface

3.1 倾转旋翼/机翼机身干扰流场及气动力学分析

本文通过 CFD 计算得到的倾转旋翼无人机悬停状态下旋翼/机翼机身干扰流场“喷泉效应”流线图如图 4 所示。

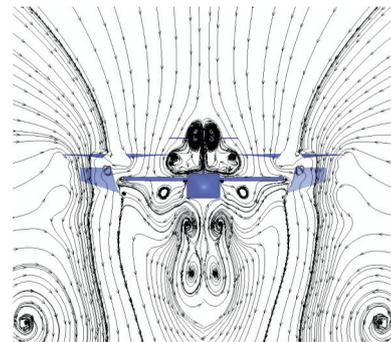


图 4 “喷泉效应”流线图

Fig. 4 Streamlines of fountain flow phenomenon

从图 4 可以看出:机翼机身对旋翼流场的影响,在机身上方出现了明显的喷泉效应;旋翼卷起的向上气流在超过旋翼桨盘一定高度以后,由于桨盘的吸附作用,又向下流过桨盘平面,从而形成一个循环气流。

旋翼旋转中心处的垂直平面内 y 方向速度云图如图 5 所示。

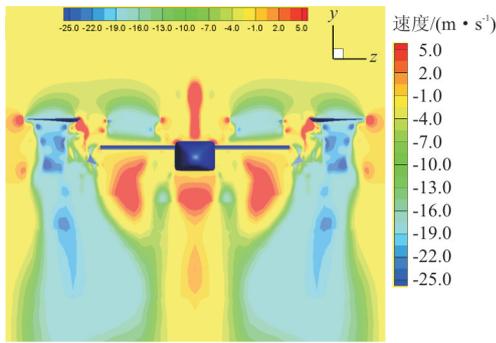


图 5 旋转中心处的 y 方向速度云图
Fig. 5 Velocity contour at center of rotation along y direction

从图 4~图 5 可以看出:由于机翼机身的遮挡作用,在机身上方、机翼下方出现了明显的涡旋。

倾转旋翼/机翼机身间的等涡量分布图如图 6 所示。



图 6 旋翼/机翼机身间的涡量分布
Fig. 6 Vorticity distribution between rotor and wing

从图 6 可以看出:桨尖涡的空间位置和运动情况,同时在机翼翼根位置和机身上方可以看到明显的由喷泉效应产生的涡旋。

单独旋翼与旋翼/全机在一个计算周期内的拉力平均值对比如表 1 所示。

表 1 单独旋翼与旋翼/全机拉力对比
Table 1 Comparison of thrust between isolated rotor and rotor/all airplane

计算对象	计算部件	拉力/N	总拉力/N
旋翼	单独旋翼	2 413.04	2 413.04
	旋翼	2 487.00	
全机	机翼(固定)	-378.92	
	机翼(倾转)	-8.75	
	机身	-87.36	2 012.39
	平尾	0.29	
	垂尾	0.13	

从表 1 可以看出:全机中旋翼部件相对于单独旋翼拉力略微增加了 3%,是由机翼地面效应和机身上方“喷泉效应”的综合影响造成的;此外由于旋翼的下洗冲击作用,使机翼产生了相当于 16%单独旋翼拉力的负升力,负升力主要集中在机翼固定段,外翼段随旋翼一起倾转损失较小;同时,机身同样受下洗作用产生 3.6%的负升力,垂尾平尾的影响忽略不计。综上所述,全机总拉力为单独旋翼的 83.4%,表明机翼机身的存在对旋翼的性能有明显的负面影响。

3.2 襟副翼舵面预置角对旋翼气动干扰的影响

基于旋翼气动干扰造成的全机拉力损失这一问题,本文在机翼固定段设计了一种襟副翼舵面,该舵面在起飞、着陆、悬停状态,两侧同时向下偏转(类似襟翼),前飞巡航状态当作副翼使用。该襟副翼舵面在起飞、着陆、悬停状态有个向下的预置偏角,以减弱机翼受到的下洗冲击作用,减少旋翼拉力损失。

本小节研究舵面预置角为 0° 、 30° 、 45° 和 60° 时对旋翼气动干扰的影响。舵面预置角度示意图如图 7 所示。

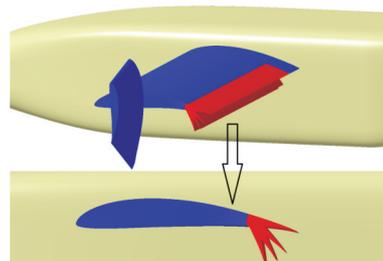


图 7 襟副翼舵面预置角示意图
Fig. 7 Different preset angle of flaperon

不同襟副翼舵面预置角对全机拉力的影响如表 2 所示,可以看出:全机中旋翼部件扭矩相对于单独旋翼扭矩基本不变;旋翼部件拉力相对于单独旋翼拉力有略微的提升(0° 预置角提升 3%),随着襟副翼舵面偏转以后提升效果略有下降,而且不同偏转角度的结果基本一致(拉力提升效果变为 2%左右);随着襟副翼舵面预置角增大,机翼机身负拉力减小,全机总拉力增大,说明襟副翼往下偏转以后机翼地面效应减弱,在 45° 偏转角时全机总拉力最大, 60° 偏转角效果基本和 45° 一致。

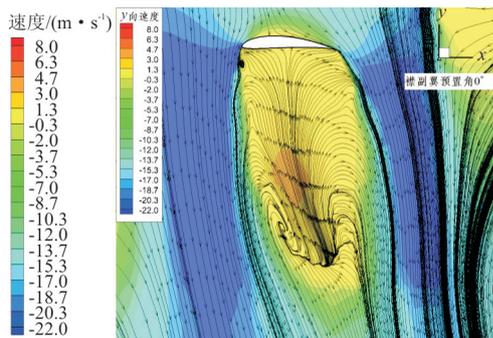
表 2 不同舵面预置角对全机拉力的影响

Table 2 Influence of preset angle of different flaperon on the tensile force of the all airplane

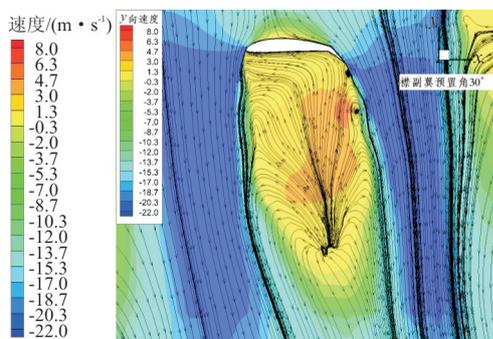
计算对象	旋翼部件扭矩/(N·m)	旋翼部件拉力/N	机翼+机身拉力/N	平尾+垂尾拉力/N	总拉力/N
单独旋翼	359.02	2 413.04	/	/	2 413.04
全机(襟副翼 0°)	361.69	2 487.24	-475.03	0.42	2 012.39
全机(襟副翼 30°)	361.29	2 467.06	-408.96	0.04	2 058.13
全机(襟副翼 45°)	360.88	2 455.43	-375.16	-0.69	2 079.58
全机(襟副翼 60°)	361.43	2 464.80	-390.82	0.42	2 074.40

综上所述,襟副翼预置下偏角可以减弱旋翼下洗对机翼机身的冲击作用。针对本文中的新型倾转旋翼无人机,45°襟副翼预置角作用效果最优,相对于没有预置角的外形提升了 3.3%的总拉力,将旋翼拉力损失从原来的 16.6%降到 13.8%。

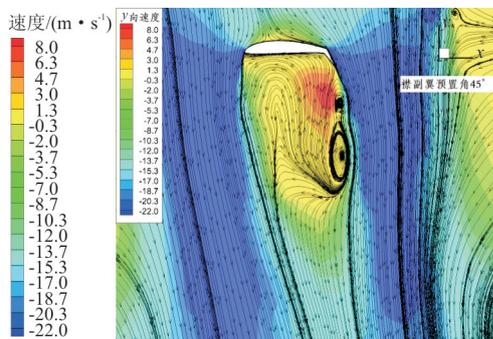
不同襟副翼预置角下机翼展向 $z=1.8$ m 位置处的流线图如图 8 所示。



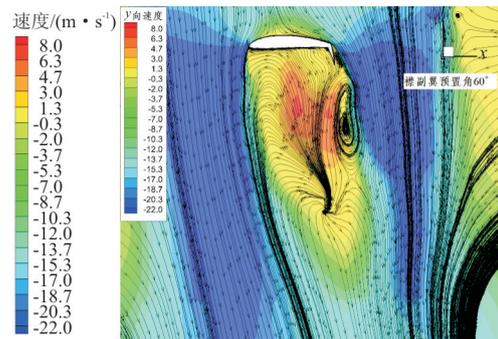
(a) 襟副翼预置角 0°



(b) 襟副翼预置角 30°



(c) 襟副翼预置角 45°



(d) 襟副翼预置角 60°

图 8 不同襟副翼预置角下机翼展向 $z=1.8$ m 位置处的流线图Fig. 8 Streamlines of different preset angle of flaperon at position $z=1.8$ m of wing

从图 8 可以看出:旋翼下方下洗气流被机翼遮挡出现大面积流动分离,而襟副翼向下偏转以后,机翼遮挡变小,机翼下方流动分离区域出现明显收缩。对比四个不同的襟副翼预置角,45°预置角的降载效果最为明显,其流动分离区域明显比其他三个更小;60°预置角后缘绕流速度过大,在其后缘位置出现流动分离,所以导致其降载效果基本和 45°预置角的一致,没有得到进一步提升。

4 结 论

(1) 本文采用基于运动嵌套网格的非定常 CFD 方法,精确捕捉了某新型倾转旋翼无人机上的“喷泉效应”现象,并给出了旋翼/机翼机身气动干扰的流动细节特征,解释了旋翼/机翼机身气动干扰及流动机理。

(2) 本文针对旋翼/机翼机身气动干扰的问题,在机翼后缘设计了一种襟副翼,研究了不同的襟副翼舵面预置角对倾转旋翼气动干扰的影响,研究表明 45°襟副翼预置角作用效果最优,将旋翼拉力损失从原来的 16.6%降到 13.8%。

参考文献

- [1] Felker F F, Betzina M D, Signor D B. Performance and load data from a hover test of a full-scale XV-15 rotor: NASA TM 86833[R]. Washington, D. C. : NASA, 1985.
- [2] Mc Veigh M A. The V-22 tilt-rotor large-scale rotor performance/wing download test and comparison with theory [C]//Proceedings of the 11th European Rotorcraft Forum. [S. l.]: AIAA, 1985: 18-25.
- [3] Fort F F, David B S, Larry A Y, et al. Performance and loads data from a hover test of a 0.658-scale V-22 rotor and wing: NASA-TM-89419[R]. Washington, D. C. : NASA, 1987.
- [4] Wagner L S. Theoretical model to calculate aerodynamic interference effects between rotor and wing of tiltrotors[C]//Proceedings of 16th European Rotorcraft Forum. [S. l.]: AIAA, 1990: 2018-227.
- [5] Hormoz T, Ganesh R. A user's manual for ROTTILT solver: tiltrotor fountain flow field prediction: NASA-CR-1999-208973[R]. Washington, D. C. : NASA, 1999.
- [6] 李春华, 徐国华. 悬停和前飞状态倾转旋翼机的旋翼自由尾迹计算方法[J]. 空气动力学报, 2005, 23(2): 152-156. Li Chunhua, Xu Guohua. The rotor free-wake analytical method for tiltrotor aircraft in hover and forward flight[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2005, 23(2): 152-156. (in Chinese)
- [7] 刘全. 悬停和前飞状态倾转旋翼机流场的数值分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008. Liu Qun. Numerical analysis on tiltrotor aircraft flowfield in hover and forward flight[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [8] 徐恺. 倾转旋翼飞行器旋翼/机翼/机身气动干扰计算[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006. Xu Kai. Calculation of the aerodynamic interaction between rotor/wing/fuselage of tilt-rotor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [9] Meakin R L. Unsteady simulation of the viscous flow about a V-22 rotor and wing in hover: AIAA-1995-3463[R]. Reston: AIAA, 1995.
- [10] Potsdam M, Strawn R. CFD simulation of tiltrotor configurations in hover[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2005, 50(1): 82-94.
- [11] Upender K K, Jasim A. Skin friction predictions over a hovering tiltrotor blade using OVERFLOWS2[C]//29th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2011: 37-50.
- [12] 李鹏, 招启军. 悬停状态倾转旋翼/机翼干扰流场及气动力的 CFD 计算[J]. 航空学报, 2014, 35(2): 361-371. Li Peng, Zhao Qijun. CFD calculations on the interaction flowfield and aerodynamic force of tiltrotor/wing in hover[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(2): 361-371. (in Chinese)
- [13] 李鹏, 招启军, 汪正中, 等. 过渡状态倾转旋翼气动模拟的高效 CFD 方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2015, 47(2): 189-192. Li Peng, Zhao Qijun, Wang Zhengzhong, et al. Highly-efficient CFD method for predicting aerodynamic force of tiltrotor in conversion mode[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2015, 47(2): 189-192. (in Chinese)
- [14] 李鹏, 招启军. 倾转旋翼典型飞行状态气动特性的 CFD 分析[J]. 航空动力学报, 2016, 31(2): 421-431. Li Peng, Zhao Qijun. CFD analyses of aerodynamic characteristics of tilt-rotor under typical flight conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(2): 421-431. (in Chinese)
- [15] 王博, 招启军, 徐广. 一种适合于旋翼前飞非定常流场计算的新型运动嵌套网格方法[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(1): 14-21. Wang Bo, Zhao Qijun, Xu Guang. A new moving-embedded grid method for numerical simulation of unsteady flow-field of the helicopter rotor in forward flight[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(1): 14-21. (in Chinese)
- [16] Benek J A, Steger J L, Dougherty F C, et al. Chimera a grid-embedding technique: AD-A167466 [R]. US: Ames Research Center, 1986.
- [17] 杨爱明, 乔志德. 基于运动嵌套网格的前飞旋翼绕流 N-S 方程数值计算[J]. 航空学报, 2001, 22(5): 434-436. Yang Aiming, Qiao Zhide. Navier-Stokes computation for a helicopter rotor in forward flight based on moving overset grids[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001, 22(5): 434-436. (in Chinese)
- [18] 许和勇, 叶正寅, 王刚. 聚合多重网格法在旋翼前飞流场计算中的应用[J]. 航空动力学报, 2007, 22(2): 521-526. Xu Heyong, Ye Zhengyin, Wang Gang. Application of agglomeration multigrid method in calculation of rotor forward flight flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2): 521-526. (in Chinese)
- [19] 孙凯军, 张练, 付义伟. 某型倾转旋翼机的旋翼桨叶气动优化设计[J]. 航空工程进展, 2019, 10(3): 340-346. Sun Kaijun, Zhang Lian, Fu Yiwei. Aerodynamic optimization design of the rotor of tiltrotor aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(3): 340-346. (in Chinese)

作者简介:

孙凯军(1986—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器气动布局设计、螺旋桨设计。

张碧辉(1986—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器总体设计。

付义伟(1980—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行器气动布局设计。

张练(1991—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器总体设计。

(编辑:丛艳娟)