

文章编号:1674-8190(2014)02-148-06

悬停状态旋翼间干扰对四旋翼升力影响分析

刘雪松, 昂海松, 肖天航

(南京航空航天大学 飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 南京 210016)

摘要: 四旋翼无人机旋翼间干扰对旋翼升力产生较大影响。建立考虑旋翼直径、弦长、变桨距、转速等因素的适用于四旋翼飞行器的等效盘模型。对该模型添加动量源,在 Fluent 中计算孤立单旋翼悬停状态下不同转速的旋翼升力,并与实验数据进行对比,验证等效盘模型的有效性。使用上述方法,计算和分析悬停状态时不同旋翼间距下旋翼间的相互干扰对四旋翼升力的影响。结果表明:相同转速下,旋翼间距越小,旋翼间干扰越强烈,升力损失越大。

关键词: 气动干扰;四旋翼;计算流体力学;等效盘;动量源

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Analysis of Rotor Interference Effects on Quad-rotor Lift in Hover

Liu Xuesong, Ang Haisong, Xiao Tianhang

(Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The aerodynamic interference among rotors has strong affect on the lift force of the quad-rotor UAV. An equivalent actuator disk model of airplane propeller is presented, which takes the factors such as diameter, chord, pitch and rotating speed of rotor, etc, into consideration. The effectiveness of the equivalent actuator disk is established through increasing momentum source. The different lift force of a single rotor in hover on Fluent is calculated and compared with the experimental data. Thorough the above method, the effects of interference among rotors on lift force of quad-rotor in hover are calculated in different rotor distances. Results show that the smaller the rotor distance is, the stronger the interference and the more loss of lift force will be.

Key words: aerodynamic interference; quad-rotor; CFD; equivalent actuator disk model; momentum source

0 引言

微小型四旋翼飞行器是一种结构简单、机动灵活性很高、可垂直起降的无人飞行器,在现代军事和民用方面都具有广阔的应用前景。军事上可应用于战场侦察和监视、排爆、近距离空中支持等方面,民用上可用于航拍、搜救、水坝检查等^[1],上述应用对四旋翼飞行器均有较高的任务载荷要求。

因此,研究四旋翼气动布局对旋翼升力的影响具有重要的实用价值。

四旋翼飞行器的四个旋翼之间存在严重的气动干扰,导致其流场和气动特性与孤立单旋翼明显不同。这种气动干扰与双旋翼气动干扰类似,主要表现为尾迹相互诱导。旋翼尾迹是梯度很大的涡旋场,存在着集中的涡。由于涡的相互诱导和自诱导、与桨叶的干扰、粘性作用,尾迹中的涡会产生扭曲、缠绕、破碎等现象^[2]。国内外对于多旋翼气动干扰问题已开展不少研究,但主要针对共轴式、纵列式和横列式双旋翼^[2-3],而对四旋翼气动干扰问题研究较少。研究四旋翼气动干扰问题,首先需要一种有效的旋翼动力学模型。围绕旋翼动力学建模,国内外学者做了大量的研究,并逐渐发展出“等

收稿日期:2013-10-31; 修回日期:2013-12-26

基金项目:航空科学基金(20102A52003)

江苏高校优势学科建设工程资助项目

通信作者:刘雪松, nanhanglxs@126.com

效盘”概念。在国外, D. J. Strash 等^[4]基于叶素理论和动量理论,建立了用于螺旋桨/短舱/机翼数值模拟的等效盘模型; L. L. M. Veldhuis 等^[5]基于螺旋桨/机翼试验数据建立了等效盘模型,但该模型通用性较差。在国内,吴俊琦^[6]建立了用于计算四旋翼模型升力的等效盘模型,该模型仅考虑桨盘平面前后的压差,忽略了桨盘处的周向和径向速度变化,因此不能很好的模拟四旋翼无人机旋翼间的流动干扰;李博等^[7]建立了考虑旋翼桨叶形状、数目、变桨距和转速等因素的等效盘模型并分析了旋翼滑流对于涡桨飞机气动性能的影响,计算结果表明该模型能够较好地模拟真实旋翼的气动效应,但是由于该模型使用单层面网格,因此不能较好模拟旋翼的径向流动,与真实流动情况还有一定区别。

本文首先建立适用于微小型四旋翼飞行器旋翼的多层体网格等效盘模型;在商用软件 Fluent 中添加动量源进行求解,通过与真实旋翼流动状态的对比分析,验证该等效盘模型是否能够很好地模拟真实旋翼流动状态;使用该等效盘模型计算旋翼升力并与实验值进行对比,验证等效盘模型计算旋翼升力的有效性;最后利用上述计算方法,计算悬停状态时,在不同旋翼间距下,旋翼间的相互干扰对四旋翼升力的影响规律。本文的计算分析对微小型四旋翼气动布局设计具有一定的参考价值。

1 计算方法和等效盘模型

等效盘模型,是一种将旋翼旋转区域内气流等效为按时间平均、稳态处理来模拟真实流动状态的假想圆盘。该圆盘对气流的作用具有和旋翼桨叶相似的效果。使用等效盘方法模拟旋翼的基本过程为:首先建立和划分与真实旋翼旋转区域尺寸一致的圆盘形网格;通过对真实旋翼的受力分析来确定每一网格单元的受力;在 Fluent 软件的用户自定义函数中对每一微元添加相应的动量源进行求解。

1.1 等效盘微元受力分析

选取真实旋翼上一微元段,该微元段距旋翼圆心距离为 r ,微元宽度为 dr 。该微元段受力如图 1 所示。图中: α_s 为变距角,即桨叶截面在该处的几何安装角; α_c 为诱导攻角又称入射角; α_o 为有效攻

角,等于变距角减去诱导攻角; ω 为旋翼角速度; W 为对于微元段的来流合速度; dL 和 dD 分别为该微元段所受升力和阻力; dQ 为桨平面阻力,在旋翼平面上与旋转方向相反; dT 为拉力,垂直于旋翼平面向上。

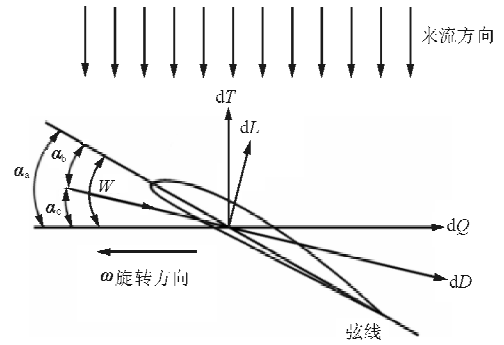


图 1 旋翼微元段受力

Fig. 1 Forces on propeller blade section

上述各力可由式(1)~式(4)求得:

$$dL = \frac{\rho W^2 c_L c dr}{2} \tag{1}$$

$$dD = \frac{\rho W^2 c_D c dr}{2} \tag{2}$$

$$dT = dL \cos \alpha_c - dD \sin \alpha_c \tag{3}$$

$$dQ = dL \sin \alpha_c + dD \cos \alpha_c \tag{4}$$

式中: ρ 为空气密度; c 为该微元处的旋翼弦长。

根据真实旋翼微元段受力,可求得等效盘模型中各微元所受压差。旋翼微元段对应的等效盘微元如图 2 所示, ψ 为微元所在方位角。

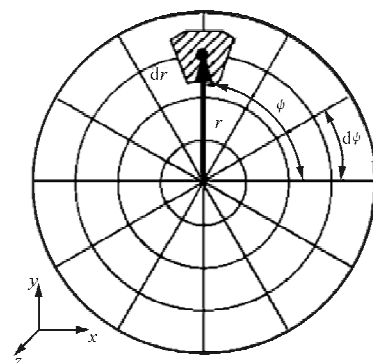


图 2 等效盘微元示意图

Fig. 2 Cell of equivalent actuator disk model

则等效盘微元上所受各方向压差为

$$\Delta p_x = \frac{-NdQs \sin \psi}{2\pi r d h dr} \tag{5}$$

$$\Delta p_y = \frac{NdQ\cos\psi}{2\pi r dh dr} \quad (6)$$

$$\Delta p_z = \frac{NdT}{2\pi r dh dr} \quad (7)$$

式中: N 为旋翼的桨叶片数。

将上述所求压差作为动量源项编译进 Fluent, 即可使得等效盘模型具有和真实旋翼相似的作用效果。

1.2 等效盘模型验证

采用文献[8]中的旋翼为验证算例, 该旋翼主要参数: 桨叶片数为 2, Clark Y 翼型, 直径为 305 mm, 几何螺距为 140 mm。

首先进行网格划分, 本文的等效盘模型采用 5 层体网格结构。与文献[7]中的单层面网格结构相比, 5 层体网格能够模拟旋翼的径向流动, 从而更加接近旋翼的真实流动情况。等效盘圆心至 $0.15R$ 区域简化为圆形开孔。等效盘网格单元共 3.9 万, 计算域网格单元共约 96 万。

然后在 Fluent 用户自定义函数模块中添加动量源项, 进行求解。动量源项数值根据式(1)~式(7)求得。以 7000 r/min 旋翼转速为例, 求解整个流场区域内的压力和速度信息, 对等效盘模型模拟真实旋翼流动状态的准确性进行验证。

等效盘模型下表面的速度矢量图如图 3 所示。根据旋翼产生拉力的原理可知, 旋翼旋转时, 在桨盘上下一定范围内, 空气受到旋翼作用, 会一边旋转一边向下流动。

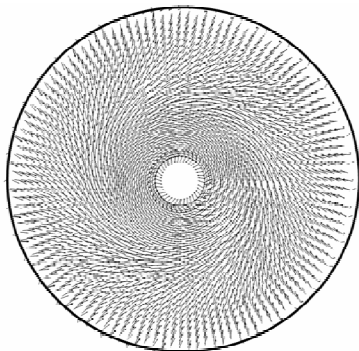


图 3 等效盘下表面速度矢量图

Fig. 3 Velocity vectors on the lower surface of disk model

从图 3 中可以看出: 经过等效盘作用, 气流产生了周向和径向速度, 即产生了旋流。

等效盘下表面轴向速度云图如图 4 所示。

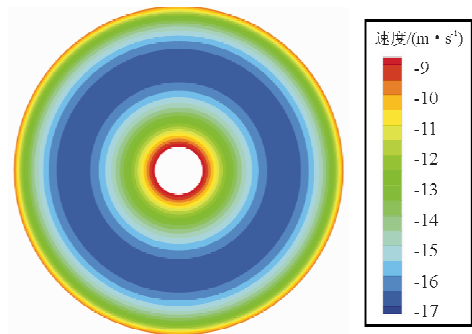


图 4 等效盘下表面轴向速度云图

Fig. 4 z velocity contours on the lower surface of disk model

从图 4 可以看出: 气流流经等效盘后, 在径向位置 $0.2R \sim 0.9R$ 范围内产生了较大的轴向速度, 且在径向 $0.55R \sim 0.75R$ 之间的轴向速度达到最大值, R 为旋翼的半径值。

径向 $0.7R$, 等效盘上下速度沿轴向的变化如图 5 所示。

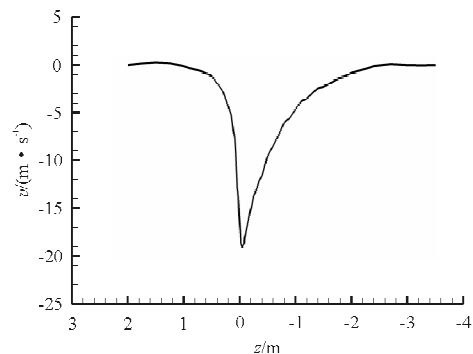


图 5 $0.7R$ 盘上下速度变化图

Fig. 5 Velocity change across disk model at $0.7R$

从图 5 可以看出: 在等效盘上方 $2 \sim 1 \text{ m}$ 范围内, 速度为 0, 未受等效盘的作用影响; 自 0.5 m 开始, 受等效盘作用, 速度快速增加; 流经等效盘模型后, 在 $0 \sim -0.15 \text{ m}$ 范围内, 由于滑流区的收缩, 速度仍有一定程度增大; 在 $-0.15 \sim -2.5 \text{ m}$ 范围内, 速度缓慢降低至 0; $-2.5 \sim -3.5 \text{ m}$ 范围内, 速度为 0。该等效盘模型较为准确地模拟了真实旋翼的诱导速度变化规律。

径向 $0.7R$, 等效盘上下压强沿轴向的变化如图 6 所示。

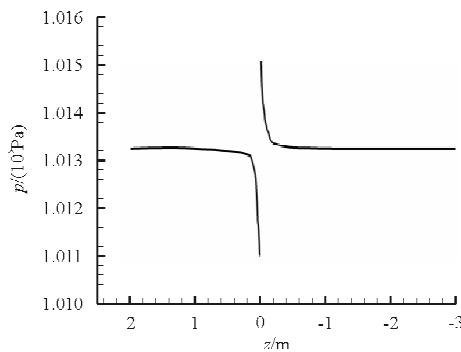


图6 0.7 R 盘上下压强变化图

Fig. 6 Pressure change across disk model at 0.7 R

从图6可以看出:在等效盘上方2~0.5 m范围内,压强几乎无变化,为标准大气压;在0.5~0 m范围内,压强值快速下降;流经等效盘后气流压强有个突越,迅速上升;在等效盘下方0~-0.2 m压强快速下降;-0.2~-3 m范围内,压强无变化,为标准大气压。该变化趋势与真实旋翼的作用机理一致^[7]。

综上所述,本文使用的等效盘模型能够较为准确地模拟真实旋翼的流动状态。

使用该模型,计算转速1 000~7 500 r/min的旋翼升力并与实验值进行对比,验证等效盘模型计算旋翼升力的有效性。实验值与计算值对比如图7所示。

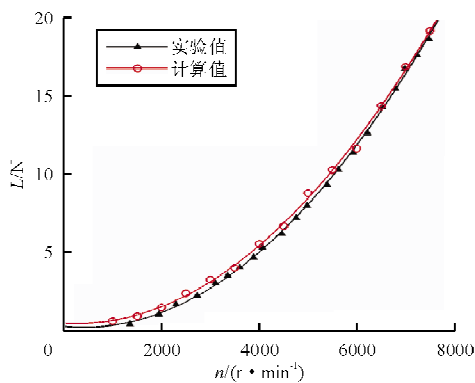


图7 单旋翼升力实验值与计算值对比

Fig. 7 Comparison of single rotor lift between CFD results and testing data

从图7可以看出:等效盘模型的计算值与实验值总体上十分吻合;低转速状态(1 000~5 000 r/min)的计算值略高于实验值,这是因为真实的

微小型旋翼由于受尺寸和转速因素的影响,雷诺数很低,空气粘性力相对较大且容易产生层流分离进而降低了旋翼升力;高转速状态(5 000~7 500 r/min)的计算值与实验值十分吻合。因此,本文所建立的等效盘模型可以很好地计算旋翼拉力,满足工程需要。

2 四旋翼气动干扰特性分析

在单旋翼等效盘模型的基础上建立四旋翼等效盘模型。通过求解不同旋翼间距下,四旋翼中每一个旋翼与孤立单旋翼的升力对比,来分析旋翼间距对于旋翼升力的干扰特性。旋翼间距 D 定义为相邻旋翼轴线的距离,本文计算范围选定为 $2.1 R \sim 3.0 R$,即相邻旋翼间空隙为 $0.1 R \sim 1.0 R$ 。考虑微小型四旋翼实际总重情况,旋翼角速度选定6 000 r/min,孤立单旋翼在该转速下升力的计算值为11.67 N。参考实际情况,本文中的四旋翼模型,采用相邻位置旋翼旋转方向相反、对角位置旋翼旋转方向相同的布局。

不同旋翼间距下四旋翼中每一个旋翼与孤立单旋翼的升力值对比,如图8所示。

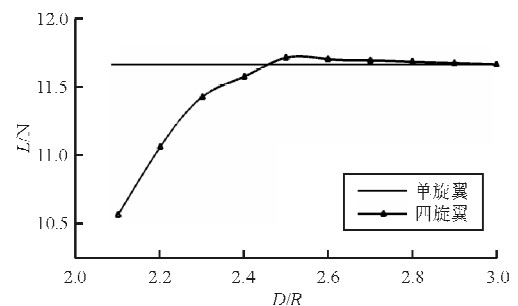


图8 四旋翼升力与孤立单旋翼对比

Fig. 8 Comparison of lift between quadrotor and single rotor

从图8可以看出:在相同的转速下,旋翼升力随旋翼间距增加,先增大后缓慢减小并最终稳定,该变化趋势与并列双旋翼升力实验的变化趋势^[9]较为吻合,表明该计算结果比较可信;旋翼间距 $2.1 R$ 时,旋翼升力损失最大,相较于孤立单旋翼的计算值降低约9.5%;在间距约 $2.5 R$ 时,旋翼升力提高约1%;旋翼间距大于 $2.9 R$ 时,旋翼间干扰对升力几乎无影响,与孤立单旋翼的计算值

一致。

旋翼间距 $2.1 R$, 相邻的两个旋翼流场纵剖面压力云图如图 9 所示, 孤立单旋翼流场纵剖面压力云图如图 10 所示。可见, 由于旋翼间干扰的存在, 旋翼间尾迹相互吸引靠近, 降低了来流合速度, 导致旋翼相邻一侧的上下表面压差降低, 因此旋翼升力降低。

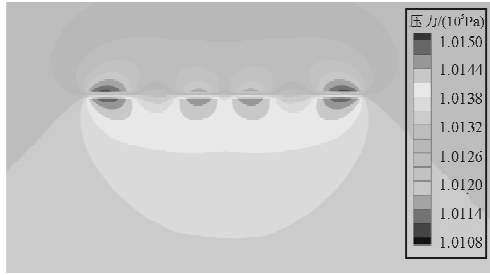


图 9 旋翼间距 $2.1 R$ 相邻旋翼流场纵剖面压力云图

Fig. 9 Pressure contours on the vertical section of quadrotor ($D=2.1 R$)



图 10 孤立单旋翼流场纵剖面压力云图

Fig. 10 Pressure contours on the vertical section of single

旋翼间距 $2.1 R$ 和 $3.0 R$ 时, 四旋翼下表面附近流场压力云图如图 11~图 12 所示。

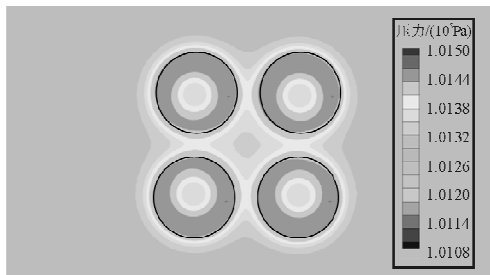


图 11 旋翼间距 $2.1 R$ 四旋翼横剖面流场压力云图

Fig. 11 Pressure contours on the horizontal section of quadrotor ($D=2.1 R$)

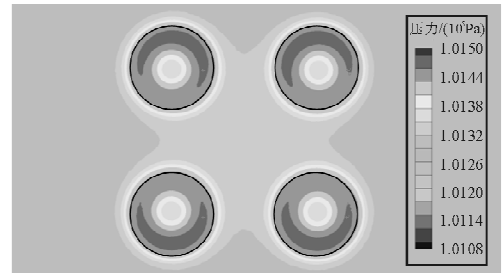


图 12 旋翼间距 $3.0 R$ 四旋翼横剖面流场压力云图

Fig. 12 Pressure contours on the Horizontal section of quadrotor ($D=3.0 R$)

从图 11~图 12 可以看出: 旋翼间距较小时, 旋翼间干扰较大, 高压区减小; 旋翼间距较大时, 旋翼间干扰很弱, 四个旋翼基本上相互独立; 该结果与双旋翼干扰尾迹的分析^[10]基本一致。

虽然较小的旋翼间距导致较大的旋翼间干扰, 从而导致相同转速下旋翼升力降低。但是当纵列双旋翼纵向间距略大于 $2.0 R$ 时, 同等功率时双旋翼产生的升力略大于孤立单旋翼^[8]。这可能是由于旋翼间干扰的存在导致相同转速下旋翼的扭矩和需用功率降低, 所以在同等功率下可以实现更高的转速从而获得较大的拉力。因此, 在进行四旋翼飞行器气动布局设计时, 应同时考虑上述两种情况以获得最优气动性能。

3 结 论

(1) 本文建立的等效盘模型, 考虑了旋翼的直径、弦长、桨距、转速等因素。相较于常用的面网格等效盘模型, 本文建立的多层体网格等效盘模型能模拟旋翼的径向流动现象, 可以更加准确地模拟真实旋翼的流动状态。通过与旋翼升力实验值的对比, 表明该模型可以比较准确地计算旋翼升力。

(2) 旋翼间的相互干扰, 导致旋翼间尾迹区相互诱导靠近, 旋翼相邻一侧的来流合速度降低, 上下表面压差降低, 从而使得旋翼升力降低。

(3) 在不同旋翼间距下, 旋翼间的相互干扰对于四旋翼升力产生影响, 旋翼升力损失总体上随旋翼间距的增大而降低。在进行四旋翼飞行器的气动布局设计时, 若对升力较为敏感, 可以选用大于 $2.9 R$ 的旋翼间距以降低旋翼间相互干扰的影响; 若对尺寸较为敏感, 可以选用 $2.3 R \sim 2.9 R$ 范围内的旋翼间距。

(4) 本文仅分析了悬停状态时旋翼间干扰对四旋翼升力影响,而四旋翼飞行器需要进行起飞、降落、前飞等机动动作,因此有必要针对上述飞行状态进行更加全面的数值分析。

参考文献

- [1] 齐书浩. 微型四旋翼飞行器总体设计及其运动控制[D]. 上海:上海交通大学, 2013.
Qi Shuhao. The design and attitude control of a micro quadrotor aircraft[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2013. (in Chinese)
- [2] 童自力, 孙茂. 纵列式及横列式双旋翼流动的 N-S 方程模拟及气动特性的研究[J]. 航空学报, 1999, 20(6): 489-492.
Tong Zili, Sun Mao. Study of the aerodynamic properties of tandem and side-by-side twin-rotor configurations by Navier-Stokes simulation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1999, 20(6): 489-492. (in Chinese)
- [3] 黄水林, 招启军, 徐国华. 纵列式双旋翼悬停状态气动干扰特性参数影响分析[J]. 空气动力学学报, 2011, 29(2): 155-162.
Huang Shuilin, Zhao Qijun, Xu Guohua. Parametric effect investigations on aerodynamic interaction characteristics for tandem rotors in hover[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(2): 155-162. (in Chinese)
- [4] Strash D J, Lednicer D A, Rubin T D. Analysis of propeller induced aerodynamic effects[R]. AIAA-98-2414, 1998.
- [5] Veldhuis L L M, Nebiolo S. Analysis of calculated and measured wake characteristics of a propellerwing model [R]. AIAA-2000-0908, 2000.
- [6] 吴俊琦. 四桨动力布局在十字形升力体上的一体化设计与气动特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2009.
Wu Junqi. Quadrotor layout on cross lifting body integrated design and investigation of aerodynamic characteristic[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [7] 李博, 梁德旺, 黄国平. 基于等效盘模型的滑流对涡桨飞机气动性能的影响[J]. 航空学报, 2008, 29(4): 845-852.
Li Bo, Liang Dewang, Huang Guoping. Propeller slip-stream effects on aerodynamic performance of turboprop airplane based on equivalent actuator disk model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(4): 845-852. (in Chinese)
- [8] 吴大卫, 李寒冰, 李书. 微小型垂直起降飞行器升力螺旋桨实验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(4): 897-902.
Wu Dawei, Li Hanbing, Li Shu. Experimental study of static-thrust propeller for mini-vertical takeoff and landing (VTOL) aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(4): 897-902. (in Chinese)
- [9] 雷瑶. Hex-rotor 无人机多旋翼流场数值模拟与试验研究[D]. 长春:中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 2013.
Lei Yao. Aerodynamics of a Hex-rotor SUAV numerical simulation and experimental study[D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics Chinese Academy of Sciences, 2013. (in Chinese)
- [10] 李春华. 旋翼流场气动干扰计算与分析[D]. 南京:南京航空航天大学, 2004.
Li Chunhua. Computational investigation on interactional aerodynamics of rotor flowfield[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004. (in Chinese)

作者简介:

刘雪松(1990—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器总体设计。

昂海松(1947—),男,教授,博导。主要研究方向:飞行器总体设计、微型飞行器等。

肖天航(1979—),男,副教授。主要研究方向:气动设计、计算流体力学、非定常空气动力学。

(编辑:赵毓梅)