

文章编号:1674-8190(2016)02-235-06

倾转旋翼机短舱倾转机构动力学仿真分析

王惟栋, 庞华华, 王斌团

(中国航空工业集团公司第一飞机设计研究院, 西安 710089)

摘要: 研究倾转旋翼机短舱倾转机构在短舱从固定翼模式运动到直升机模式过程中的动力学特性具有重要的意义。在短舱倾转机构传力分析及运动学分析的基础上,应用 LMS Motion 建立了短舱倾转机构多体动力学仿真模型,定义短舱倾转机构的各构件及其属性,创建各构件之间的运动副,定义运动机构驱动,创建外力和力矩以模拟真实的工况,得到并分析短舱和丝杠的主要运动参数曲线以及机构主交点的受力变化情况。结果表明:丝杠与短舱连接点处作用力随短舱的仰角增大先减小再增大,短舱与机翼支点处作用力随着短舱的仰角增大而逐渐增大。研究结果可为倾转旋翼机短舱倾转机构的参数确定提供参考。

关键词: 倾转旋翼;倾转机构;多体动力学;短舱;丝杠;仿真

中图分类号: V235

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2016.02.015

Dynamics Simulation Analysis of Tiltrotor Aircraft Nacelle Tilt Mechanism

Wang Weidong, Pang Huahua, Wang Bintuan

(The First Aircraft Design and Research Institute, Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China)

Abstract: It is of significant importance to study the dynamic performance of tiltrotor aircraft nacelle tilting mechanism during nacelle turning from wing aircraft model to helicopter model. Based on the force and kinematic analysis of nacelle tilting mechanism, the nacelle tilting mechanism multi-body dynamic simulation model is established on the LMS Motion software platform, every component of nacelle tilting mechanism and its property are defined, joints between the components are created, motion drives are defined, external forces and torques to simulate real working condition are created, to obtain and analyze the major kinematic parameter curves of nacelle and the interaction forces between nacelle and screw shaft. The results indicate that, with the increase of nacelle rotation angle, the interaction force between nacelle and screw shaft decreases and then increases, the interaction force between nacelle and wing increases. The results could provide the reference for determining the parameters of tiltrotor aircraft nacelle tilt mechanism.

Key words: tiltrotor; tilt mechanism; multi-body dynamics; nacelle; screw shaft; simulation

0 引言

倾转旋翼机是一种将直升机技术与固定翼飞机技术融为一体的新型飞行器,既具备常规直升机垂直起降和空中悬停能力,又具备螺旋桨固定翼飞机高速巡航飞行的能力,可在两种模式间自由转换。倾转旋翼机具有对场地要求低、飞行模式多、巡航速度快、航程远、机动性好等一系列优点^[1]。

针对倾转旋翼机设计技术,国外已开展了多年的理论和试验研究^[2-5]。在试验研究方面,开展了大量的缩比模型风洞试验,并且进行了全尺寸试验和飞行试验,构建了详实的试验数据库^[6-7];在理论研究方面,通过改进直升机气动设计方法,并发展计算流体力学(CFD)等先进设计分析方法,用于计算和分析倾转旋翼机的气动性能和气动干扰等问题^[8-9]。

国内在倾转旋翼飞机技术领域的研究起步较晚,技术储备相对薄弱。吴希明等^[10]、薛立鹏等^[11]和沙虹伟等^[12]对倾转旋翼飞行器的气动特

收稿日期:2016-03-02; 修回日期:2016-04-24

通信作者:王惟栋,yourswwd@163.com

性开展了探索性的试验研究。曹芸芸等^[18]提出了一种确定倾转旋翼飞行器从直升机模式向固定翼飞机模式过渡的发动机短舱倾转角度—速度包线分析方法。缪君等^[14]建立了倾转旋翼机传动系统的动力学模型,对倾转旋翼机传动系统的寿命进行了计算,获得了系统在动载荷条件下的寿命值。吉国明等^[15]采用 MATLAB 和 LMS 软件对比分析了倾转旋翼机短舱倾转机构的运动学特征。

国内外相关研究对短舱倾转机构在短舱从固定翼模式运动到直升机模式过程中的动力学特性鲜有报道,而机构在短舱倾转过程中的动力学特性对机构设计参数的确定具有重要的参考价值。

本文在对倾转旋翼机短舱倾转机构传力分析及运动学分析的基础上,在 LMS Motion 中建立短舱倾转机构多体动力学仿真模型,得到并分析短舱和丝杠的主要运动参数曲线以及机构主交点的受力变化情况,获得倾转旋翼机短舱倾转机构在短舱从固定翼模式运动到直升机模式过程中的动力学特性,以为倾转旋翼机短舱倾转机构的参数确定提供参考。

1 倾转机构设计方案介绍

倾转旋翼机短舱倾转机构方案如图 1 所示,用于驱动倾转旋翼飞机的机翼左右短舱,使倾转旋翼飞机在固定翼飞机飞行模式和直升机飞行模式之间转换。倾转机构驱动装置的收缩极限位置和伸出极限位置,分别对应倾转旋翼飞机的固定翼飞行模式和直升机飞行模式。采用双余度嵌套式滚珠丝杠方案,丝杠的上端与短舱通过球铰连接,丝杠螺母的下端通过球铰与机翼相连。液压马达驱动丝杠螺母旋转,伸缩式滚珠丝杠是两个嵌套的滚珠丝杠,单个丝杠失效,另一个仍可提供一半倾转行程,确保旋翼位置能够安全着陆。

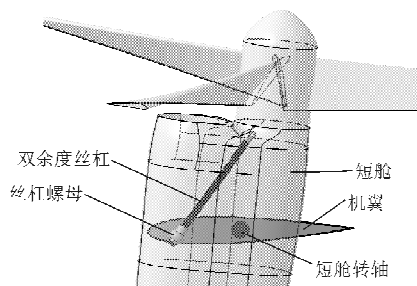
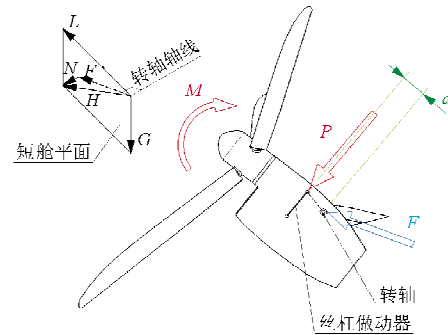


图 1 短舱倾转机构示意图

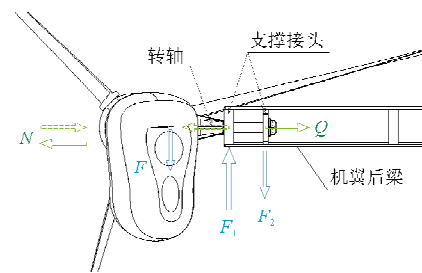
Fig. 1 Schematic diagram of nacelle tilt mechanism

2 短舱传力分析

短舱上的载荷主要有螺旋桨拉力和自身重力,其传力示意图如图 2 所示。



(a) 侧视图



(b) 后视图

图 2 短舱传力示意图

Fig. 2 Force schematic diagram of nacelle

螺旋桨拉力 L 和自身重力 G 的合力为 H , 短舱平面不垂直于转轴轴线, 故合力 H 在垂直于转轴平面内的分力为 F , 在平行于转轴轴线方向的分力为 N (侧向力)。分力 F 通过短舱转轴以双支点梁的形式传递到机翼后梁, 由支反力 F_1 和 F_2 平衡。侧向力 N 通过转轴支撑接头提供支反力 Q 平衡, 当侧向力向外时, 由内侧支撑接头提供支反力平衡 (实线箭头表示); 当侧向力向内时, 由外侧支撑接头提供支反力平衡 (虚线箭头表示)。螺旋桨拉力 L 和短舱转矩 M 由丝杠做动器提供拉力 P 而产生反方向的转矩来平衡。

3 倾转机构动力学分析

3.1 倾转机构运动原理

倾转机构可抽象为曲柄摇块连杆机构模型, 如图 3 所示。AB 杆为发动机短舱, AD 杆为滚珠丝

杆,点 C 为摇块与丝杠连接点,BC 杆对应机翼与短舱连接点连线。AC 杆的运动方式为摇块内所装套筒旋转驱动滚珠丝杠 AD 往返运动,通过 A 处铰接带动发动机安装架 AB 旋转,从而使发动机短舱产生倾转运动。图中: θ 角为发动机短舱的倾转角; α 角为起始位置时机翼与发动机短舱之间的夹角; ϕ 角为丝杠的摆动角。

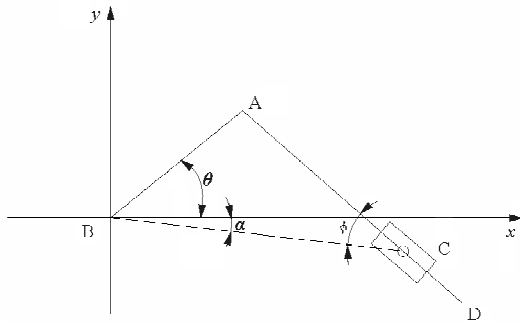


图 3 倾转机构简图

Fig. 3 Schematic diagram of tilt mechanism

依据曲柄摇块连杆机构模型的几何特征,建立以下方程:

沿 x 轴方向

$$L_{AC} \cos(\phi + \alpha) = L_{BC} \cos\alpha - L_{AB} \cos\theta \quad (1)$$

沿 y 轴方向

$$L_{AC} \sin(\phi + \alpha) = L_{AB} \sin\theta + L_{BC} \sin\alpha \quad (2)$$

滚珠丝杠杆长 AC

$$L_{AC} = \sqrt{(L_{BC} \cos\alpha - L_{AB} \cos\theta)^2 + (L_{BC} \sin\alpha + L_{AB} \sin\theta)^2} \quad (3)$$

丝杠摆动角 ϕ 的正切函数

$$\tan(\phi + \alpha) = \frac{L_{BC} \sin\alpha + L_{AB} \sin\theta}{L_{BC} \cos\alpha - L_{AB} \cos\theta} \quad (4)$$

得 ϕ 角函数

$$\phi = \arctan \frac{L_{BC} \sin\alpha + L_{AB} \sin\theta}{L_{BC} \cos\alpha - L_{AB} \cos\theta} - \alpha \quad (5)$$

式中: L_{AC} 为主动件,其长度的改变引起 θ 角及丝杠摆动角 ϕ 的变化; L_{AB} 、 L_{BC} 及 α 角在模型确定的前提下均为定值; L_{AD} 在 AB 杆运动至极限位置时应大于等于 AC 杆长度,可作为约束,亦可讨论其点 D 产生的包络线方程。

3.2 机构动力学建模

在 I.M.S Motion 中建立倾转旋翼机短舱倾转

机构刚体动力学仿真模型,机构动力学仿真流程图 4 所示。

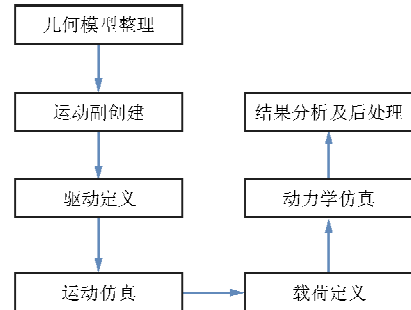


图 4 机构动力学仿真一般流程

Fig. 4 Flowchart of mechanism dynamics simulation analysis

LMS Motion 模块可以导入 CATIA 模型装配、定义运动机构,也可导入已装配好或已定义运动机制的 CATIA 模型。在 LMS Motion 模块中对 CATIA 模型定义运动副和动力学分析,必须将 CATIA 模型转化为 Body 才能识别,进行几何模型整理。

运动副的定义应真实反映运动机构本身实际情况。在 LMS Motion 界面通过建模工具建立运动副(Joint),该模型共创建了 7 个运动副,分别为 1 个固定副、2 个螺旋副、1 个圆柱副和 3 个旋转副。

定义驱动约束应根据运动真实驱动情况,把实际运动的主动部件的运动定义为驱动约束。整套运动机构有一个驱动,为运动副速度驱动,创建驱动的运动副为丝杠螺母和摇块套筒之间的旋转副,类型(Type)选择为“REL. ANGLE”,即按照给定规律变化。

定义完毕运动副和驱动约束,即可进行运动机构的运动模拟(Kinematic Analysis),以检验机构运动轨迹和驱动是否准确、符合实际。

通过运动模拟验证机构运动副和驱动定义正确后,即可定义载荷,创建外力和力矩以模拟真实的工况。设螺旋桨载荷 L 作用于桨毂中心,转矩为 M 。坐标系原点位于桨毂中心, z 轴指向旋翼上方, x 轴指向来流方向, y 轴满足右手定则,如图 5 所示。

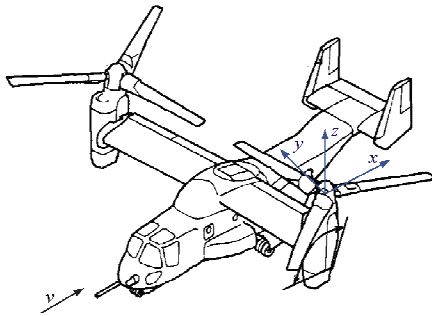


图5 载荷坐标
Fig. 5 Load origin

定义完毕载荷,即可进行运动机构的动力学仿真(Dynamic Analysis),进行结果和数据后处理。

3.3 仿真结果分析

由 LMS Motion 后处理得到并分析短舱和丝杠的主要运动参数曲线以及机构主交点的受力情况。

短舱的角度随时间变化的曲线,以及短舱转动的角速度、角加速度的变化情况,如图6~图7所示。

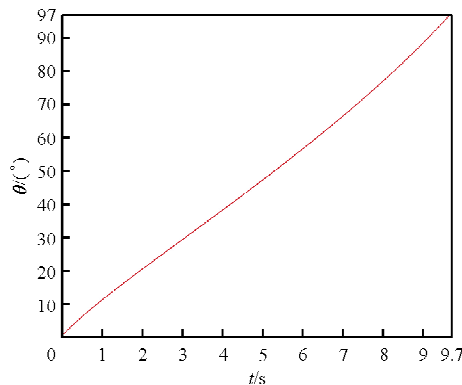


图6 短舱转动角度曲线
Fig. 6 Rotation angle curve of nacelle

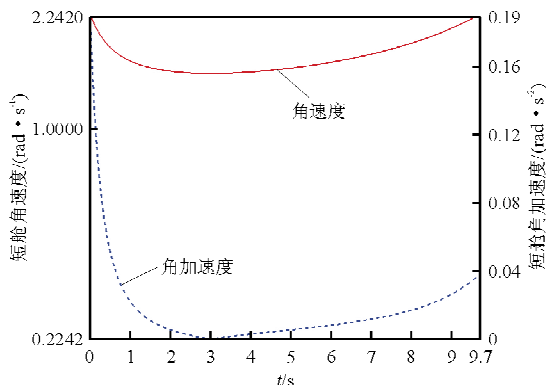


图7 短舱角速度和角加速度曲线
Fig. 7 Angular velocity and acceleration curves of nacelle

从图6可以看出:短舱从固定翼模式运动到直升机模式的角度变化范围为 $0^{\circ}\sim 97^{\circ}$,所需时间为9.7 s;该曲线斜率变化较小,即短舱转动的角加速度变化较小。

从图7可以看出:0~3 s内角速度变化较快,3~9.7 s内角速度增加缓慢。在丝杠匀速伸长的过程中,短舱转动角速度变化快慢与各构件之间角度有关。

短舱是由丝杠推动倾转,丝杠行程曲线如图8所示。丝杠的螺距沿轴向均匀,头数一定,套筒与丝杠螺母相对转速一定,所以丝杠的伸长为匀速运动,速度约为40 mm/s。

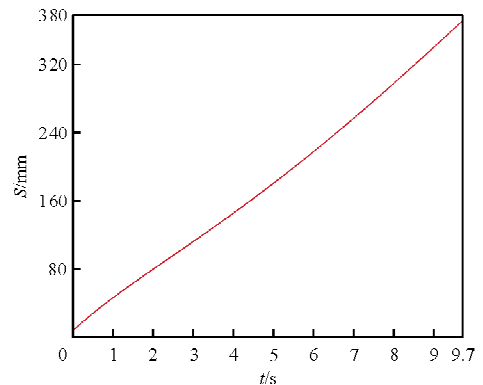


图8 丝杠行程曲线
Fig. 8 Stroke curve of screw shaft

丝杠与短舱连接点处作用力曲线如图9所示。

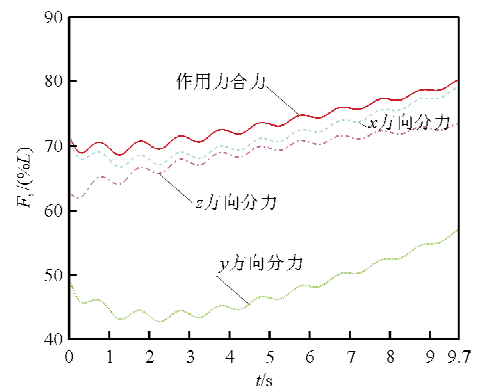


图9 丝杠与短舱连接点处作用力
Fig. 9 Interaction force between nacelle and screw shaft

从图9可以看出:当短舱处于固定翼模式时作用力 F_s 约为71.1% L,随着短舱的仰角增大先减小至68.5% L再逐渐增大,且丝杠上力值波动幅

度随短舱的仰角增大逐渐减小;当短舱倾转为直升机模式时,作用力最大为 $80.1\% L$;各方向分力变化趋势基本相同。

对于发动机短舱,它与机翼用转轴连接,并绕转轴转动。短舱与机翼支点处作用力如图 10 所示。

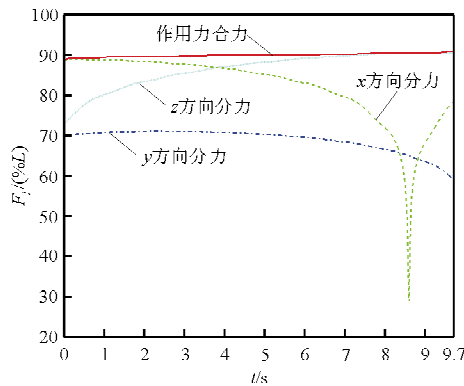


图 10 短舱与机翼支点处作用力

Fig. 10 Interaction force between nacelle and wing

从图 10 可以看出:当短舱处于固定翼模式时,作用力 F_i 约为 $88.6\% L$,随着短舱的仰角增大而逐渐增大;当短舱倾转为直升机模式时,作用力最大为 $90.6\% L$; x 方向分力先随短舱的仰角增大而减小,在 8.6 s 时发生反转随短舱的仰角增大而增大; y 方向分力随短舱的仰角增大而逐渐减小; z 方向分力随着短舱的仰角增大而逐渐增大。

根据动力学仿真结果确定丝杠承载性能,然后试制试验件,将短舱运动时间试验数据与仿真结果进行对比,如表 1 所示。

表 1 短舱运动时间结果对比

Table 1 The results comparison of nacelle rotation time

倾转角度	运动时间/s			平均时间/s	仿真结果/s	误差/%
	第一次	第二次	第三次			
$0^\circ \sim 97^\circ$	9.94	9.93	9.90	9.92	9.7	2.27
$97^\circ \sim 0^\circ$	9.86	9.76	9.82	9.81	9.7	1.17

从表 1 可以看出:短舱 $0^\circ \sim 97^\circ$ 及 $97^\circ \sim 0^\circ$ 运动时间均不大于 10 s ,与仿真分析结果对比误差均在 2.3% 以内,验证了仿真结果的准确性;试验实测时间略大于仿真结果,主要是实际试验中影响因素较多,例如机构误差、摩擦力、液压系统及传感器的滞后等。

4 结 论

(1) 在对倾转旋翼机短舱倾转机构传力分析及运动学分析的基础上,在 LMS Motion 中定义短舱倾转机构的各构件及其属性,创建各构件之间的运动副,定义运动机构驱动,创建外力和力矩以模拟真实的工况,建立了短舱倾转机构多体动力学仿真模型。

(2) 通过动力学仿真分析得到了短舱和丝杠的主要运动参数曲线以及机构主交点的受力变化情况,丝杠与短舱连接点处作用力随短舱的仰角增大先减小再增大且丝杠上力值波动幅度随短舱的仰角增大逐渐减小,短舱与机翼支点处作用力随着短舱的仰角增大而逐渐增大。研究结果可为倾转旋翼机短舱倾转机构的参数确定提供参考。

参考文献

- [1] Harendra P B, Joglekar M J, Gaffey T M, et al. A mathematical model for real time flight simulation of the Bell model 301 tilt rotor research aircraft [C]. NASA-CR-114614, 1973.
- [2] Laurel G S. Development of the XV-15 tilt rotor research aircraft. AHS National Specialists' meeting on Tactical V/STOL Aircraft [C]. New Bern, North Carolina: AHS, 1989.
- [3] David R S. Advanced civil tilt rotor design optimization and issues [C]. 49th American Helicopter Society Forum, St. Louis: AHS, 1993.
- [4] Trept T. Aerodynamic design of the BA609 civil tilt rotor [C]. The Tiltrotor/Runway Independent Aircraft Technology and Applications Specialists' Meeting of the American Helicopter Society, Arlington, Texas: AHS, 2001.
- [5] Yeo H, Johnson W. Performance and design investigation of heavy lift tilt rotor with aerodynamic interference effects [C]. 63rd American Helicopter Society Forum, Virginia Beach, VA: AHS, 2007.
- [6] Droandi G, Gibertini G, Biava M. Wing-rotor aerodynamic interaction in tiltrotor aircraft [C]. 38th European rotorcraft forum 2012, Amsterdam, Netherlands: AHS, 2012.
- [7] Michael J Duffy, John Liu, Michael A McVeigh. Aerodynamic design of nacelle-mounted sails for flight test demonstration on the V-22 osprey tiltrotor [C]. 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition 2012, Nashville, TN: AHS, 2012.
- [8] Julia A Cole, Mark D Maughmer, Goetz Bramesfeld. Aerodynamic design considerations for tiltrotor wing extensions

- and winglets[C]. 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition 2013, Grapevine, TX: AIIIS, 2013.
- [9] Mattia Mattaboni, Pierangelo Masarati, Giuseppe Quaranta, et al. Multibody simulation of integrated tiltrotor flight mechanics, aeroelasticity, and control[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2012, 35(5): 1391-1405.
- [10] 吴希明, 仲唯贵, 陈平剑. 倾转旋翼机气动设计技术[J]. *航空科学技术*, 2012(4): 17-24.
Wu Ximing, Zhong Weigui, Chen Pingjian. Aerodynamic design technology for tilt rotor aircraft[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2012(4): 17-24. (in Chinese)
- [11] 薛立鹏, 张呈林. 倾转旋翼气动优化设计[J]. *空气动力学学报*, 2011, 29(4): 453-458.
Xue Lipeng, Zhang Chenglin. The aerodynamic optimization design to tilt-rotor [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2011, 29(4): 453-458. (in Chinese)
- [12] 沙虹伟, 陈仁良. 倾转旋翼机飞行力学特性[J]. *航空动力学报*, 2012, 27(4): 749-754.
Sha Hongwei, Chen Renliang. Flight dynamics characteristic of tilt rotor aircraft[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(4): 749-754. (in Chinese)
- [13] 曹芸芸, 陈仁良. 倾转旋翼飞行器发动机短舱倾转角度—速度包线分析[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(10): 2174-2180.
Cao Yunyun, Chen Renliang. Investigation on nacelle conversion envelope analysis method of tiltrotor aircraft[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(10): 2174-2180. (in Chinese)
- [14] 缪君, 王三民, 杨振, 等. 基于动力学分析的倾转旋翼机传动系统寿命计算[J]. *机械与电子*, 2008(2): 3-6.
Miao Jun, Wang Sanmin, Yang Zhen, et al. Life prediction of tilt-rotor's transmission based on its dynamic response [J]. *Machinery & Electronics*, 2008(2): 3-6. (in Chinese)
- [15] 吉国明, 郑配云, 邓茅菁, 等. 倾转旋翼机转动机构运动学仿真分析[J]. *航空工程进展*, 2015, 6(4): 452-459.
Ji Guoming, Zheng Peiyun, Deng Maojing, et al. Kinematic simulation and analysis of tiltrotor rotating mechanism[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2015, 6(4): 452-459. (in Chinese)

作者简介:

王惟栋(1981—),男,高级工程师。主要研究方向:飞机结构机构设计。

庞华华(1982—),男,高级工程师。主要研究方向:飞机结构设计。

王斌团(1965—),男,研究员。主要研究方向:飞机结构强度。

(编辑:赵毓梅)