

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.02.014

共轴刚性旋翼试验自动配平技术研究

章贵川 彭先敏 车兵辉 尹欣繁 李雷

(中国空气动力研究与发展中心, 绵阳, 621000)

摘要: 针对共轴刚性旋翼高速直升机研究的需求, 对共轴刚性旋翼试验自动配平技术展开了研究。基于现有试验平台, 结合共轴刚性旋翼的配平原理, 参考单旋翼自动配平技术, 提出了基于模糊控制的共轴刚性旋翼试验自动配平技术, 并在试验中进行了考核和验证, 达到了实用阶段。

关键词: 高速直升机; 共轴刚性旋翼; 自动配平

中图分类号: TP273 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2019)02-0226-06

Research on Automatic Trim Technology of Coaxial Rigid Rotor Test

ZHANG Guichuan, PENG Xianmin, CHE Binghui, YIN Xinfan, LI Lei

(China Aerodynamics Research & Development Center, Mianyang, 621000, China)

Abstract: In order to meet the demand of research requirements of the coaxial rigid rotor high-speed helicopter in China, the automatic trim technology of coaxial rigid rotor test is studied. Based on the existing test platform, combined with the trim principle of the coaxial rigid rotor, and referring to the automatic trim technology of the single rotor, the automatic trim technology of the coaxial rigid rotor test based on fuzzy control is proposed. It is tested and verified in the experiment and reached the practical stage.

Key words: high speed helicopter; coaxial rigid rotor; automatic trim

传统直升机飞行速度慢的缺点一直是制约直升机发展的一个重要问题。常规单旋翼带尾桨布局的直升机的最大飞行速度很难突破 300 km/h^[1]。

阻碍常规布局直升机提高飞行速度的主要原因是单旋翼的流场环境。直升机在飞行中因为旋翼的单向旋转必然会产生迎风面(前行桨叶)和背风面(后行桨叶), 当直升机的飞行速度提高到与旋翼的旋转速度相当的时候, 后行桨叶相对于气流速度接近零, 不能产生升力, 无法抑制直升机左右升力不平衡产生的滚转力矩, 因此常规布局直升机达不到这样的飞行速度。而希望通过提高旋翼旋转速度的方法来提高直升机的最大飞行速度也不可行, 因为旋翼的旋转速度如果接近或达到声速会带来阻力激增的问题, 并不可取。

采用共轴刚性旋翼布局的直升机可以避免这种情况, 由于此种布局有对转的两副旋翼, 即使在后行侧桨叶不产生升力, 两副反向旋转的旋翼产生的滚转力矩可以相互抵消, 直升机依然能稳定的飞行, 再加上水平推进桨的助力, 可以使得直升机飞行速度超过 450 km/h^[2-4]。

早在 20 世纪 60 年代美国就开始了共轴刚性旋翼的研制计划^[5-6], 从 70 年代开始, 陆续在 NASA AMES 中心的国家全尺寸空气动力学综合设施开展了多型共轴刚性旋翼的风洞试验, 直到现在, 相关的研究工作还在开展中^[7-8]。

共轴刚性旋翼布局形式的直升机是我国下一阶段研制高速直升机的一个重要方向, 其在风洞前飞试验中的自动配平技术, 对高速直升机的研究有重要的促进作用, 迫切需要解决。

收稿日期: 2018-11-11; **修订日期:** 2019-03-08

通信作者: 章贵川, 男, 高级工程师, E-mail: zgc29@163.com。

引用格式: 章贵川, 彭先敏, 车兵辉, 等. 共轴刚性旋翼试验自动配平技术研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(2): 226-231. ZHANG Guichuan, PENG Xianmin, CHE Binghui, et al. Research on Automatic Trim Technology of Coaxial Rigid Rotor Test[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(2): 226-231.

1 研究平台

对共轴刚性旋翼布局形式直升机的研究,国内现有两套风洞试验装置,分别是中国直升机设计研究所的 $\phi 4\text{ m}$ 共轴刚性旋翼试验台和中国空气动力研究与发展中心低速空气动力研究所的 $\phi 2\text{ m}$ 共轴刚性旋翼试验台。两套试验装置从结构上来说有很大的不同,各有其优缺点。

$\phi 4\text{ m}$ 共轴刚性旋翼试验台采用的是单一台体设计,上下两套旋翼系统通过内嵌的方式组合在一起。外部为下旋翼系统,操纵系统与天平采用常规布局,但无法安装引电器,因此扭矩测量采用无线传输方式。下旋翼系统内部中空,其中安装上旋翼系统的传动轴,上旋翼系统的操纵与引电器固定于上旋翼桨毂内,通过长轴将旋翼载荷传送到下旋翼天平下方的上旋翼天平上。动力系统使用一台电机驱动,通过减速机构平均分为两路,确保上下旋翼的同步运转。这种嵌套方式必须保证长轴传动的刚性,在受载情况下内外旋转机构不能发生碰撞。而传动部分刚度加大带来的就是结构质量的激增,因此天平设计的载荷也跟着加大。 $\phi 4\text{ m}$ 共轴刚性旋翼试验台在 $8\text{ m}\times 6\text{ m}$ 风洞中试验时的安装情况如图 1 所示。

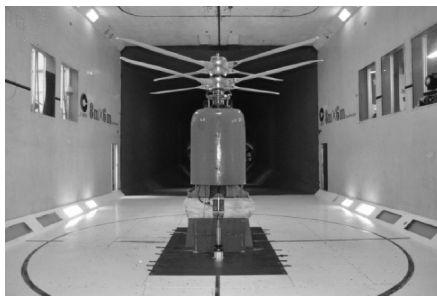


图 1 $\phi 4\text{ m}$ 共轴刚性旋翼试验台

Fig.1 $\phi 4\text{ m}$ coaxial rigid rotor test rig

2 共轴刚性旋翼系统的配平原理

共轴刚性旋翼的配平技术与单旋翼的配平技术对比来说并不是简单的两副单旋翼的叠加,如果不把两副旋翼作为一个整体来对待,是无法完成共轴刚性旋翼的前飞配平试验的。

2.1 共轴刚性旋翼操纵系统的定义

(1) 共轴刚性旋翼操纵系统约定如下

① 下标 U 和 L 分别表示上旋翼和下旋翼参数。

② 桨盘相对方位角 0° 与纵轴平行,从旋翼桨毂指向尾部,正向为旋翼旋转方向(上旋翼俯视逆时针,下旋翼俯视顺时针)。

③ 纵向周期变距 A_1 和横向周期变距 B_1 相对于各自旋翼如下:

$+A_1 =$ 在桨盘后端桨叶方位象限增加桨距。

$+B_1 =$ 在后行侧增加桨距。

④ r 为周期变距运动在桨叶之前的角度值(即提前操纵角)。

共轴双旋翼的操纵示意图如图 2 所示^[7]。

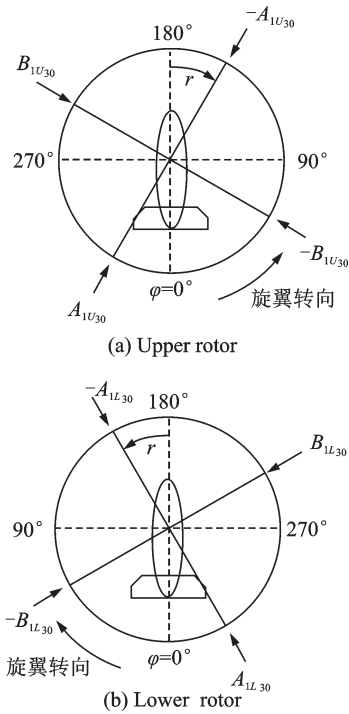


图 2 共轴刚性旋翼的操纵示意图

Fig.2 Schematic diagram of the control of coaxial rigid rotor

(2) 共轴双旋翼的联动操纵约定如下

总距

$$\theta_0 = \frac{\theta_{0U} + \theta_{0L}}{2} \quad (1)$$

纵向周期变距

$$A_1 = \frac{A_{1U} + A_{1L}}{2} \quad (2)$$

横向周期变距

$$B_1 = \frac{B_{1U} - B_{1L}}{2} \quad (3)$$

差动总距

$$\Delta\theta_0 = \frac{\theta_{0U} - \theta_{0L}}{2} \quad (4)$$

差动纵向周期变距

$$A'_1 = \frac{A_{1U} - A_{1L}}{2} \quad (5)$$

差动横向周期变距

$$B'_1 = \frac{B_{1U} + B_{1L}}{2} \quad (6)$$

在上述定义之下,输入正的横向周期变距时,应使上旋翼后行侧增加桨距,下旋翼前行侧增加桨距;输入正的差动横向周期变距时,应使上旋翼后

行侧增加桨距,下旋翼后行侧增加桨距。

(3) 共轴双旋翼的联动操纵约定如下

对上旋翼而言:

上旋翼总距

$$\theta_{0U} = (\theta_0 + \Delta\theta_0) \quad (7)$$

上旋翼纵向周期变距

$$A_{1U} = (A_1 + A'_1) \quad (8)$$

上旋翼横向周期变距

$$B_{1U} = (B_1 + B'_1) \quad (9)$$

上旋翼桨距

$$\theta_U = (\theta_0 + \Delta\theta_0) + (A_1 + A'_1)\cos(\psi_U + \Gamma) - (B_1 + B'_1)\sin(\psi_U + \Gamma) \quad (10)$$

对下旋翼而言:

下旋翼总距

$$\theta_{0L} = \theta_0 - \Delta\theta_0 \quad (11)$$

下旋翼纵向周期变距

$$A_{1L} = A_1 - A'_1 \quad (12)$$

下旋翼横向周期变距

$$B_{1L} = -(B_1 - B'_1) \quad (13)$$

下旋翼桨距

$$\theta_L = (\theta_0 - \Delta\theta_0) + (A_1 - A'_1)\cos(\psi_U + \Gamma) + (B_1 - B'_1)\sin(\psi_U + \Gamma) \quad (14)$$

2.2 升力偏置的定义和其在共轴刚性旋翼系统前飞配平中的作用

升力偏置的公式为

$$LOS = M_x / (L \cdot R) \quad (15)$$

式中:LOS为升力偏置, M_x 为旋翼滚转力矩, L 为旋翼升力, R 为旋翼半径。

升力偏置即为单副旋翼滚转力矩与升力的百分比值,它表示的是前后行桨叶速度不同引起的合升力在桨盘平面上的偏置情况。升力偏置绝对值越大,则说明合升力的作用点越靠近桨盘边缘,桨盘滚转力矩越大,对旋翼系统也就越危险。但是升力偏置的存在对共轴刚性旋翼系统来说是不可避免,特别是大速度前飞时,必须靠上下旋翼方向相反的升力偏置来克服机体的滚转,达到稳定的前飞状态;但考虑到旋翼系统的安全,又必须把升力偏置限定在一定范围内。共轴双旋翼的升力偏置示意图如图3所示。

2.3 共轴刚性旋翼联动操纵对配平参数的影响

对单旋翼前飞配平试验来说,作为配平目标的是旋翼的拉力系数、阻力系数、俯仰力矩和滚转力矩4个状态参数,作为操纵量的是旋翼的总距、纵向周期变距、横向周期变距、主轴倾角这4个姿态角。

而共轴刚性旋翼系统的配平试验,作为配平目

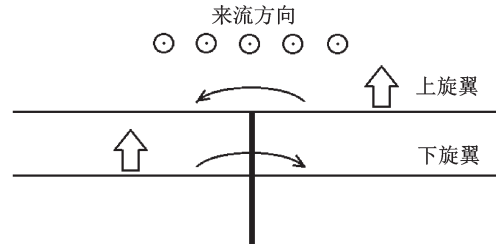


图3 共轴刚性旋翼的升力偏置示意图

Fig.3 Schematic diagram of lift offset of coaxial rigid rotor

标的包括上下旋翼的合拉力系数、合阻力系数、合俯仰力矩、合滚转力矩、桨叶的升力偏置、合扭矩,至少这6个状态参数,如果包含单旋翼和悬停试验的情况,需要用到的状态参数还要增加。而作为操纵量的则至少需要上下旋翼的主轴倾角、联动总距、差动总距、联动纵向周期变距、联动横向周期变距以及差动纵向周期变距这6个姿态角。至于差动纵向周期变距在前飞配平试验中作用较小,所以这里暂不予详细介绍。

对比单旋翼的前飞配平试验可以知道,共轴刚性旋翼系统的两副旋翼是一个整体,虽然具体到作为一个执行机构时,可以将其当作两副独立的旋翼系统分别下达操纵指令,但要实现共轴刚性旋翼的前飞配平,实际操纵的是前述定义的联动操纵量。结合定义以及试验中实际操作的结果,可以总结出如下配平操纵方法:

(1) 改变旋翼系统的合拉力系数主要靠改变联动总距;

(2) 改变旋翼系统的合阻力系数主要靠改变旋翼主轴倾角;

(3) 改变旋翼系统的合俯仰力矩主要靠改变联动纵向周期变距;

(4) 改变旋翼系统的合滚转力矩主要靠改变联动横向周期变距;

(5) 改变旋翼系统的升力偏置主要靠改变差动横向周期变距;

(6) 改变旋翼系统的合扭矩主要靠改变差动总距。

3 共轴刚性旋翼系统前飞自动配平的实现

自动配平控制是一个多输入、多输出的非线性复杂系统,且难以用准确的数学模型来描述,对此类问题的解决,最常使用的就是神经网络技术和模糊控制技术。但对自动配平来说,神经网络技术有一个难以克服的缺点,就是需要大量数据进行“学

习”,而积累了足够的配平数据时,一期直升机试验基本已经做完,因此在实践中自动配平选择的是模糊控制技术^[9-10]。

3.1 模糊控制技术简介

模糊控制是近代控制理论中的一种高级策略和新技术,它基于模糊数学理论,通过模拟人的近似推理和综合决策过程,使控制算法的可控性、适应性和合理性提高,是智能控制技术的一个重要分支^[11-12]。

一般的模糊控制系统包含了定义变量、模糊化、知识库、逻辑判断和反模糊化 5 个部分,其构架如图 4 所示。

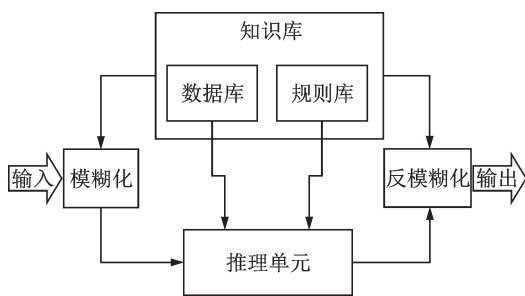


图 4 模糊控制系统一般构架

Fig.4 General framework of fuzzy control system

定义变量是选定被观察的状况和考虑控制的动作,也就是输入与输出变量。

模糊化是将输入值以适当的比例转换到论域的值,也就是分段量化。

知识库是由数据库与规则库两部分组成。数据库掌握数据模糊化和反模糊化的相关定义;规则库则是藉由一群语言控制规则描述控制目标和策略。

逻辑判断是模仿人类作出判断时的模糊概念,运用模糊逻辑和模糊推论法进行推论,得到模糊控制讯号。

反模糊化是将模糊控制讯号解析为具体化的控制量,实现对控制对象的操纵。

直升机自动配平控制系统是一个典型的模糊控制系统,其系统原理如图 5 所示。

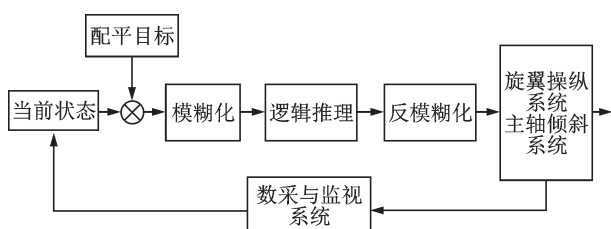


图 5 自动配平控制系统原理

Fig.5 Principle of automatic trim control system

3.2 共轴刚性旋翼风洞试验类型

有了上述基础,参照单旋翼前飞配平试验的模糊控制方法就不难得出共轴刚性旋翼的模糊配平算法了。当然,共轴刚性旋翼系统的配平远比单旋翼复杂得多,除了双旋翼前飞配平试验,共轴刚性旋翼系统的配平试验外,还包括双旋翼的悬停配平试验,以及单旋翼的前飞配平试验等更多类型。

3.2.1 共轴刚性旋翼悬停配平试验

共轴刚性旋翼系统的双旋翼悬停配平试验主要是针对上下旋翼产生升力效率的不同,进行合扭矩方面的配平。

通常分为 3 种试验方法:

(1) 指定上旋翼总距角,下旋翼根据上旋翼产生的扭矩,调节自身总距进行配平,直至合扭矩为零。通常称这种试验方式为“下配上”。

(2) 指定下旋翼总距角,上旋翼根据上旋翼产生的扭矩,调节自身总距进行配平,直至合扭矩为零。通常称这种试验方式为“上配下”。

(3) 只指定合拉力系数,上下旋翼调节总距进行配平,既要达到给定的合拉力系数,又要保证合扭矩为零。

悬停配平试验主要调节的是差动总距和联动总距,要实现配平状态比较简单。

3.2.2 共轴刚性旋翼系统单旋翼前飞配平试验

共轴刚性旋翼的单旋翼配平试验类比普通的单旋翼配平试验具有更多的内容。普通单旋翼配平试验通常只考虑自身的状态参数,达到指定的平衡点就算完成试验,而共轴刚性旋翼的单旋翼配平试验还要复现一些双旋翼配平状态下的单旋翼操纵值,此时单旋翼具有一定的升力偏置值。

3.2.3 共轴刚性旋翼系统双旋翼前飞配平试验

共轴刚性旋翼的双旋翼配平试验总的来说分为两个大类:直升机状态和辅助拉力状态。

直升机状态是共轴刚性旋翼系统处于悬停和较低速度飞行时的状态。此时共轴刚性旋翼系统的配平状态类似于普通直升机,靠旋翼水平分量产生前进的推动力,垂直分量平衡重力,阻力产生的抬头力矩平衡俯仰力矩,使机体固定于某一主轴倾角状态,同时旋翼自身平衡产生的滚转力矩和扭矩。

辅助拉力状态则是对应着直升机高速飞行状态。此时旋翼系统的主轴倾角基本为零或略微后倾,升力主要用于平衡重力,而不再进行推进,上下旋翼平衡滚转力矩,但又必须把升力偏置控制在安

全范围内,合扭矩可以不为零,通过垂尾产生的气动力进行补偿,推力主要来自于尾推,以达到高速飞行的目的。

3.3 共轴刚性旋翼自动配平技术的实现

总结共轴刚性旋翼系统的各种配平试验后不难发现,除了增加更多的状态量、操纵量,增加更多的试验类型以外,共轴刚性旋翼系统的各种配平试验依然可以使用类似单旋翼前飞配平试验的模糊控制技术来解决^[13]。

归纳起来,共轴刚性旋翼系统配平试验步骤如下:

- (1) 获得当前模型状态与配平目标的差值作为输入 $\{\Delta C_w \ \Delta C_h \ M_z \ M_x \ M_k \ I_o\}$;
- (2) 使用隶属函数将输入数据模糊化 $\{\mu_{C_w} \ \mu_{C_h} \ \mu_{M_z} \ \mu_{M_x} \ \mu_{M_k} \ \mu_{I_o}\}$;
- (3) 根据规则推理出模糊化的输出数据 $\{\mu_{\theta_7} \ \mu_{\theta_7'} \ \mu_{\theta_s} \ \mu_{\theta_c} \ \mu_{\theta_c'} \ \mu_{\alpha}\}$;
- (4) 反模糊化得到实践的操纵数值 $\{\Delta\theta_7 \ \Delta\theta_7' \ \Delta\theta_s \ \Delta\theta_c \ \Delta\theta_c' \ \Delta\alpha\}$;
- (5) 重复上述过程直到达到配平目标。

在共轴刚性旋翼配平试验中,风速和转速对配平步长的影响较大,应作为一个重要的影响参数加以考虑。

4 验证试验

共轴刚性旋翼自动配平控制系统建成后,在风洞试验中进行了试验验证,以下给出了一个典型的配平试验过程。

试验平台:φ4 m共轴刚性旋翼试验台。

试验内容:垂向力系数配平试验。

配平目标: $C_w=0.0258$,合 M_z ,合 M_x 趋近于0,合扭矩趋近于0。

整个配平过程约40 s,垂向力系数、合俯仰、合滚转、合扭矩均到达指定目标,其中 C_w 误差0.22%,合俯仰力矩小于15 N·m,合滚转力矩小于10 N·m,合扭矩小于3 N·m,除了合俯仰力矩起伏较大外,其余各参数变化平稳,精度也在要求范围以内,达到了研制目的(见图6—9)。

5 结论

这套共轴刚性旋翼系统自动配平技术建立起来后,经过了3年多共4期风洞试验的考核,再根据

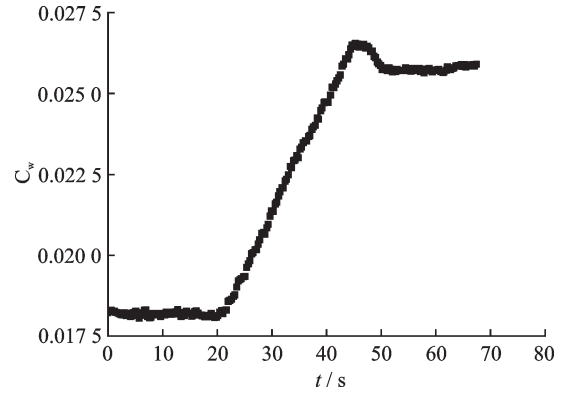


图6 垂向力系数配平过程

Fig.6 Trim process of vertical force coefficient

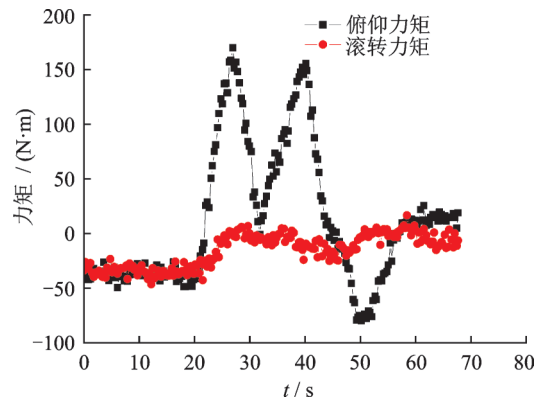


图7 俯仰、滚转合力矩配平过程

Fig.7 Trim process of pitch moment and roll moment

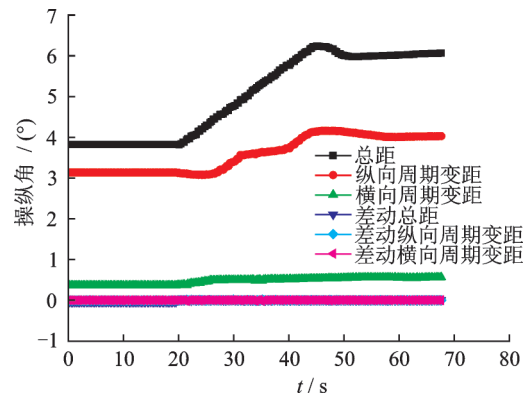


图8 操纵角配平过程

Fig.8 Trim process of control input

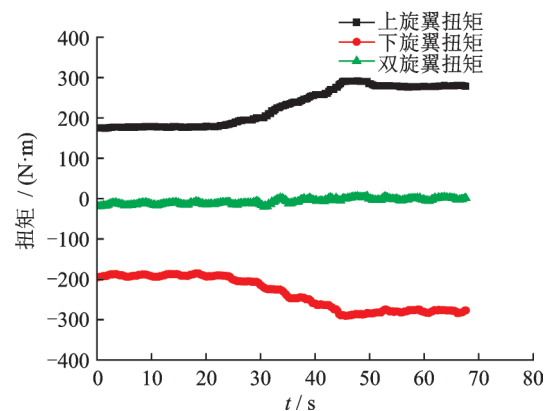


图9 扭矩配平过程

Fig.9 Trim process of torque

试验中碰到的问题加以改进,基本可以满足各种共轴刚性旋翼配平试验的需求,可为我国高速直升机技术的研究提供服务。

参考文献:

- [1] ROBB R L. Hybrid helicopters: Compounding the quest for speed[J]. Vertiflite, 2006, 52(2): 30-54.
- [2] RUDDELL A J, MACRINO J A. Advancing blade concept (ABC) high speed development [C]//The 36th Annual Forum of the American Helicopter Society.[S.l.]:[s.n.], 1980.
- [3] BAGAI A, MOFFITT R C, BLACKWELL R H, et al. Rotor blade for a high speed rotary-wing aircraft: U S Patent, 7 252 479 B2[P].2007-08-07.
- [4] BAGAI A. Aerodynamic design of the X2 technology demonstrator main rotor blade[C]//American Helicopter Society 64th Annual Forum.[S.l.]:[s.n.], 2008.
- [5] BAILEY V P. Status report on the advancing blade concept (ABC) technology demonstrator program [C]//Society of Autornative Engineers, Aerospace Meeting.[S.l.]:[s.n.], 1977.
- [6] BURGESS R K. The ABCTM rotor—A historical perspective[C]//The 60th Annual Forum of the American Helicopter Society.[S.l.]:[s.n.], 2004.
- [7] FELKER F. Performance and loads data from a wind tunnel test of a full-scale, coaxial, hingeless rotor helicopter [R].NASA/TM-81329,1981.
- [8] LORBER P, LAW G, O'NEILL J, et al. Overview of S-97 RAIDER scale model tests [C]//The AHS 72nd Annual Forum.[S.l.]:[s.n.],2016.
- [9] 李建强,彭先敏,章贵川.基于神经网络的直升机风洞试验自动配平控制系统[J].测控技术,2004,23(10): 28-30.
- LI Jianqiang, PENG Xianmin, ZHANG Guichuan. Automatic trimming control system based on neural network for helicopter wind tunnel test [J]. Measurement & Control Technology, 2014, 23(10): 28-30.
- [10] 章贵川.基于神经网络的直升机自动标定装置研制[D].重庆:重庆大学,2010.
- ZHANG Guichuan. A development of the automatic device for local calibration of the helicopter test stand based on artificial neural network [D]. Chongqing: Chongqing University, 2010.
- [11] 章卫国,杨向忠.模糊控制理论与应用[M].西安:西北工业大学出版社,2004.
- [12] 孙洪伟,宋晓君.模糊控制的现状与发展[J].黑龙江科技信息, 2014(32): 130-130.
- SUN Hongwei, SONG Xiaojun. The present situation and development of fuzzy control[J].Heilongjiang Science and Technology Information, 2014 (32) : 130-130.
- [13] 章贵川,彭先敏,吴志刚.基于模糊控制的直升机风洞前飞自动配平技术的实现[C]//第三十届全国直升机年会论文集.[S.l.]:[s.n.],2014.
- ZHANG Guichuan, PENG Xianmin, WU Zhigang. The realization of helicopter wind tunnel test automatic trimming technology based on fuzzy control [C]//Proceeding of the 30th annual forum of china helicopter society.[S.l.]:[s.n.], 2014.

(编辑:夏道家)