

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.02.009

## 分离式共轴刚性旋翼风洞试验技术研究

王 畅 黄明其 彭先敏 章贵川 唐 敏

(中国空气动力研究与发展中心, 绵阳, 621000)

**摘要:** 为在  $\phi 3.2$  m 风洞开展高速直升机共轴刚性旋翼风洞试验, 中国空气动力研究与发展中心 (China Aerodynamic Research and Development Center, CARDC) 开展了分离式共轴刚性旋翼风洞试验关键技术研究。解决了双旋翼共轴反向驱动、双旋翼联动和差动变距操纵、旋翼气动力分离测量、旋翼间距调整等关键技术问题, 研制了  $\phi 2$  m 直径共轴刚性旋翼试验台和旋翼天平、旋翼操纵系统, 实现了旋翼共轴等速反向旋转、双旋翼联动和差动变距操纵、旋翼升力偏置调整、旋翼气动力孤立测量、旋翼间距调整等功能。通过开展风洞试验, 验证了该试验技术, 表明试验技术具有技术成熟度高、数据重复性精度高、可调节参数多的优点。

**关键词:** 共轴刚性旋翼; 高速直升机; 风洞试验技术; 升力偏置; 旋翼测力

**中图分类号:** V211.73      **文献标志码:** A      **文章编号:** 1005-2615(2019)02-0194-07

## Separating Test Technology of Coaxial Rigid Rotor Wind Tunnel

WANG Chang, HUANG Mingqi, PENG Xianmin, ZHANG Guichuan, TANG min

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

**Abstract:** In order to carry out the wind tunnel test of high speed helicopter coaxial rigid rotor in 3.2 m wind tunnel, CARDC conducted a research on the key technology of separating coaxial rigid rotor wind tunnel. The key technical problems were analyzed, including coaxial rotor transmission, coaxial rotor union, differential pitch control, rotor aerodynamic performance separation measurement and rotor spacing adjustment.  $\phi 2$  m diameter rotor model wind tunnel test rig, the rotor balance and rotor control system were developed. The rotor coaxial reverse rotation, coaxial rotor union, differential pitch control and rotor lift offset adjustment rotor, rotor aerodynamic performance isolated measurement, rotor spacing adjustment, and other functions were realized. The wind tunnel test verified that the test technology has the advantages of high technology maturity, high accuracy of data repeatability and multiple adjustable parameters.

**Key words:** coaxial rigid rotor; high speed helicopter; lift offset; rotor performance measurement

共轴刚性旋翼克服了常规旋翼后行桨叶失速对直升机飞行速度的制约, 同时又最大限度的保留了常规直升机悬停作业能力强、近地机动性能好等特点, 是未来具有发展前景的高速直升机构型<sup>[1-4]</sup>。

共轴刚性旋翼采用了前行桨叶概念 (Advancing blade concept, ABC) 旋翼的解决方案。高速前飞时旋翼的升力主要由前行桨叶承担, 由相互反转的上、下旋翼自身平衡滚转力矩和反扭矩。共轴刚

性旋翼具有升力偏置、双旋翼气动干扰等不同于常规旋翼的气动特点。开展共轴刚性旋翼风洞试验是研究旋翼气动布局设计参数、揭示双旋翼复杂流动机理、探索新构型旋翼飞行器飞行控制策略的重要手段, 对共轴刚性旋翼理论研究和工程设计的意义重大<sup>[5-11]</sup>。美国于 1964 年开始了共轴刚性旋翼的研制计划<sup>[10, 12]</sup>。1970 年 6 月, NASA AMES 中心的国家全尺寸空气动力学综合设施 (National full-

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

**通信作者:** 王畅, 男, 工程师, Email: rotor101@foxmail.com。

**引用格式:** 王畅, 黄明其, 彭先敏, 等. 分离式共轴刚性旋翼风洞试验技术研究 [J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(2): 194-200. WANG Chang, HUANG Mingqi, PENG Xianmin, et al. Separating Test Technology of Coaxial Rigid Rotor Wind Tunnel [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(2): 194-200.

scale aerodynamics complex, NFAC)开展 12.192 m 直径的全尺寸共轴刚性旋翼风洞试验<sup>[13]</sup>(图 1)。试验风速范围为:41~92 m/s,前进比范围为 0.21~0.91。试验验证了共轴刚性旋翼高速前飞的性能优势,验证了旋翼载荷计算方法,给出了旋翼的稳定性导数和操纵导数。此外,该风洞试验项目还促进了研制 XH-59A 原型机所需的材料和制造技术,这些材料和制造技术后续同样被应用于 UH-60 黑鹰和 CH-53E 直升机的主旋翼桨叶的研制。



图1 NASA AMES 40 ft×80 ft 风洞全尺寸共轴刚性旋翼风洞试验

Fig.1 Full scale coaxial rigid rotor wind tunnel test in NFAC 40 ft×80 ft tunnel

在上述试验结束后,西科斯基研制了 2 架 XH-59A 的原型机,其中一架原型机被用于在 AMES NFAC 开展全机风洞试验研究<sup>[14]</sup>。XH-59A 直升机全机风洞试验的试验风速为 30.8~92.6 m/s,前进比范围为 0.25~0.45。试验分析了旋翼/推进系统/尾面之间的气动干扰,研究了旋翼桨毂整流罩减阻方案,获得了操纵导数,并给出了旋翼的结构载荷和全机的振动特性。

图 2 为 AMES NFAC 配套的 S-97 桨尖马赫数相似旋翼/机身组合试验台,旋翼直径为 3.17 m,缩比比例为 0.303<sup>[15]</sup>。该试验台的研制目的为:测量旋翼与机身的气动性能、稳定性导数和操纵导数,试验风速范围为悬停至 113.2 m/s(涵盖 S-97 飞行包线范围)。2013 年开展了孤立机身下的试验和部分单旋翼和双旋翼状态的旋翼/机身干扰试验;2015 年开展了更高风速下的双旋翼试验,但试验风速未达到飞行器要求的 113.2 m/s 最大速度包线。该试验台在旋翼天平测量方面依然存在有待解决的问题,相关的研究工作正在开展中。

中国空气动力研究与发展中心(China Aerody-



图2 NASA AMES 40 ft×80 ft 风洞共轴刚性旋翼缩比模型风洞试验

Fig.2 0.303 Scale powered model in NFAC 40 ft×80 ft tunnel

dynamic Research and Development Center, CARDC)的  $\phi 3.2$  m 风洞是一座开、闭口两用的回流式风洞,最大试验风速可达 100 m/s,可提供开展共轴刚性旋翼高速前飞风洞试验所需的流场环境。为发展与  $\phi 3.2$  m 风洞配套的高速直升机旋翼风洞试验技术,并且为自主开展共轴刚性旋翼风洞试验提供技术支撑,CARDC 开展了共轴刚性旋翼风洞试验技术关键技术研究,建立了与  $\phi 3.2$  m 风洞配套的共轴刚性旋翼风洞试验技术,并成功开展了一期共轴刚性旋翼气动机理试验。

本文分析了共轴刚性旋翼风洞试验的技术要求,介绍了共轴刚性旋翼风洞试验所涉及的关键技术及解决情况,给出了典型风洞试验结果。

## 1 共轴刚性旋翼风洞试验技术要点

### 1.1 驱动传动技术

共轴刚性旋翼由一对上、下同轴反转的旋翼构成,上、下旋翼转速一致。这要求风洞试验中共轴刚性旋翼模型的上、下旋翼的转速相反,且旋转相位差始终保持一致,转速严格相等。

AMES NFAC 开展的全尺寸共轴刚性旋翼直径为 12.19 m,最高桨尖马赫数为 0.83。使用了 2 台功率 1 118 kW 可变转速电机作为动力装置,研制了 1 台共轴减速箱驱动上、下旋翼共轴反转。减速箱具有 2 种工作模式:① 两台电机各自分别孤立地驱动上、下旋翼,旋翼反转由电机旋转方向控制;② 两台电机的动力合并输入至减速箱,旋翼反转由减速箱内锥齿轮组实现。以上工作模式可通过减速箱的齿式联轴节切换,试验中始终采用的是后一种传动方式。

图 3 为 AMES NFAC 配套的 0.303 缩比的共轴刚性旋翼/机身组合试验台内部结构。旋翼模型的动力由 2 台乙二醇冷却的 1.1 kW 的电机提供,使用 1 台油冷的 2.2 kW 共轴传动系统实现旋翼共轴反转。

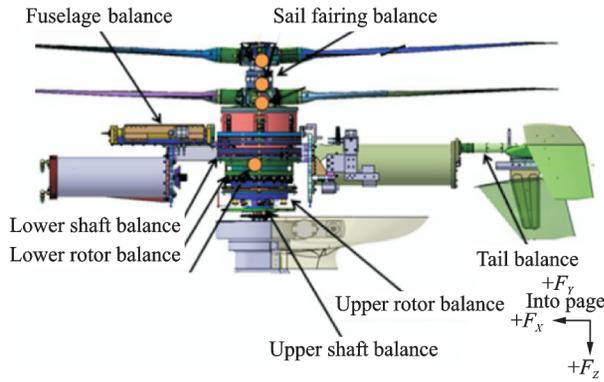


图3 共轴刚性旋翼缩比试验台内部结构

Fig.3 Interior structure of coaxial test rig

## 1.2 共轴刚性旋翼联动、差动操纵技术

共轴刚性旋翼的操纵量包含了双旋翼的联动操纵和差动操纵,双旋翼的联动操纵和差动操纵与单旋翼操纵量关系定义如下<sup>[16]</sup>。

联动总距

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

联动纵向周期变距

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

联动横向周期变距

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

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

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

式中: $\theta_0$ 为双旋翼的联动总距; $\Delta\theta_0$ 为双旋翼的差动总距; $\theta_{0U}$ 为上旋翼总距; $\theta_{0L}$ 为下旋翼总距; $A_1$ 为双旋翼的联动纵向周期变距; $A'_1$ 为双旋翼的差动纵向周期变距; $A_{1U}$ 为上旋翼的纵向周期变距; $A_{1L}$ 为下旋翼的纵向周期变距; $B_1$ 为双旋翼的联动横向周期变距; $B'_1$ 为双旋翼的差动纵向周期变距; $B_{1U}$ 为上旋翼的横向周期变距; $B_{1L}$ 为下旋翼的横向周期变距。

由上述公式可见,要实现共轴刚性旋翼的联动和差动操纵,在硬件上要求上、下旋翼具有独立的操纵机构驱动上、下旋翼的操纵量产生变化。

在 AMES NFAC 开展的全尺寸共轴刚性旋翼风洞试验中,使用了两套独立的操纵机构对上、下旋翼进行变距控制。每幅旋翼分别使用 3 个电动作动器控制,上、下旋翼的作动器通过控制程序同

步运动。旋翼联动操纵信号导致上、下旋翼变距值朝着相同的方向运动,旋翼差动操纵信号导致上、下旋翼变距值朝着相反的方向运动。

## 1.3 上、下旋翼气动力独立测量技术

共轴刚性旋翼在高速前飞时,由前行边桨叶承担了主要升力。升力偏置是风洞试验的一个重要配平目标量,在试验过程中需要实时监测升力偏置情况以实现对升力偏置的调节。

单旋翼的升力偏置定义为

$$LOS = M_x / (L \cdot R) \quad (7)$$

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。可见,要给出旋翼的升力偏置必须对上、下旋翼的气动力和力矩实现分离测量。

在 AMES 全尺寸共轴刚性旋翼风洞试验中,使用了一台外式天平测量双旋翼的合气动力和力矩,并在桨叶装备了应变计以测量剖面弯矩和扭转力矩。在上旋翼的升力偏置计算中,上旋翼滚转力矩由桨叶贴片弯矩测量结果给出,上旋翼的升力近似认为是双旋翼合升力的一半。

在 AMES 风洞开展的缩比的共轴刚性中,配备了 2 台旋翼天平和 2 台扭矩天平,上、下旋翼的气动性能是独立测量的。由于天平的安装空间非常紧凑,需要在减速箱和轴承间的有限空间内安装,为准确测量上、下旋翼的气动性能,在天平上的 16 个位置上加装了加热装置以增强天平的热稳定性。此外,目前正在开展提高旋翼天平测量精度的相关研究工作。

## 1.4 上、下旋翼间距布局可调整技术

上、下旋翼的间距是共轴刚性旋翼布局设计的重要参数。在开展旋翼气动布局设计之初,需了解旋翼间距参数对旋翼气动干扰特性和阻力特性的影响规律。因此,开展风洞试验研究旋翼间距对了解共轴刚性旋翼气动特性的影响规律具有重要的理论和应用价值。目前,AMES NFAC 已开展的共轴刚性旋翼风洞试验中,使用的旋翼间距参数均为定值,未开展变旋翼间距参数的试验。

## 2 分离式共轴刚性旋翼风洞试验关键技术

### 2.1 试验总体方案设计

$\phi 3.2$  m 风洞试验段横截面为圆形,直径为 3.2 m。考虑阻塞度和风洞流场品质等因素,试验模型旋翼直径尺寸定为 2 m。由于 2 m 直径旋翼模型尺寸的限制,如采用共轴旋翼常用的内、外轴的安装方式,在上旋翼轴内的有限空间内实现轴内操纵是十分

困难的,且会带来桨毂尺寸过大以及天平布置、下旋翼旋转信号传输等一系列难题。因此,φ2 m 共轴刚性旋翼风洞试验台的研制使用了分离式的总体方案,具有技术成熟可靠、旋翼间距调节方便等特点。

图 4 为 φ2 m 共轴刚性旋翼风洞试验台总体方案,试验台安装于 φ3.2 m 风洞转盘之上,双旋翼中心位于风洞试验段中心。试验台由固定台架、活动台架、主轴倾斜系统、动力电机、共轴传动系统组成,并配套有旋翼天平和旋翼操纵系统。上、下旋翼系统竖直安装于试验台框形活动台架,上、下旋翼均具有各自独立的操纵系统和测力天平,活动台架可绕横轴倾转实现双旋翼倾角的变化。试验台实现了双旋翼共轴反转,上、下旋翼联动及差动操纵,上、下旋翼气动性能单独测量等功能。

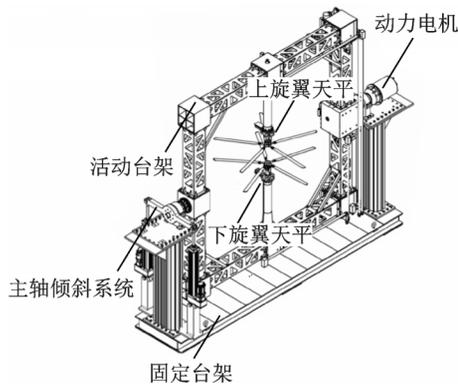


图 4 共轴刚性旋翼风洞试验总体方案

Fig.4 General scheme for coaxial rigid rotor wind tunnel test

### 2.2 双旋翼驱动、传动技术

按照旋翼风洞试验桨尖马赫数相似的要求,2 m 直径缩比共轴刚性旋翼模型额定转速约为 2 100 r/min,单幅旋翼最大需用功率约为 50 kW。为使上、下旋翼按要求实现共轴反转,且上下旋翼之间的旋转相位差始终保持一致,使用一台 150 kW 电机作为动力源,由 5 台减速箱将电机动力等速、反向传递至上、下旋翼。

图 5 为传动系统的方案示意图。A 型减速箱与电机输出轴连接,减速比为 2.047 6,将电机的动力输出转换为上、下方向输出,实现动力分流。两个 B 型减速箱分别分布于 A 型减速箱的上、下位置,将竖直方向的动力转换为水平方向。两个 C 型减速箱分别与上、下旋翼轴同轴,将水平方向的动力转换为竖直方向以驱动旋翼旋转。两个 B 型减速箱的减速比均为 0.965 5,两个 C 型减速箱的减速比均为 1.035 7,保证了上、下旋翼旋转速度和旋转相位差始终保持严格一致。

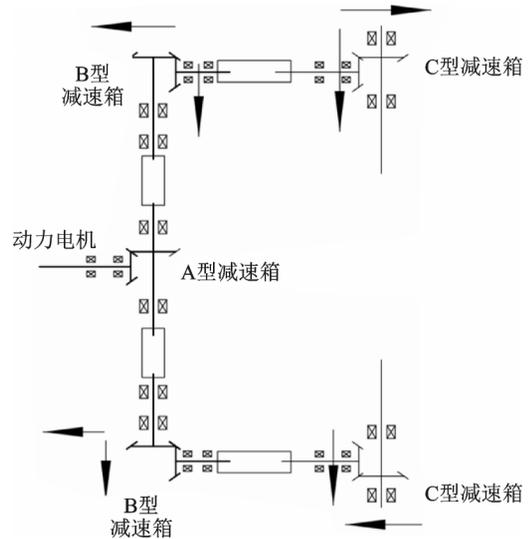


图 5 共轴刚性旋翼模型传动方案

Fig.5 Coaxial rigid rotor model transmission scheme

### 2.3 共轴刚性旋翼操纵技术

上、下旋翼的操纵均由 3 个电动作动筒、自动倾斜器、旋翼变距拉杆构成,其结构形式与常规单旋翼试验的操纵系统相同。图 6 为旋翼操纵系统。

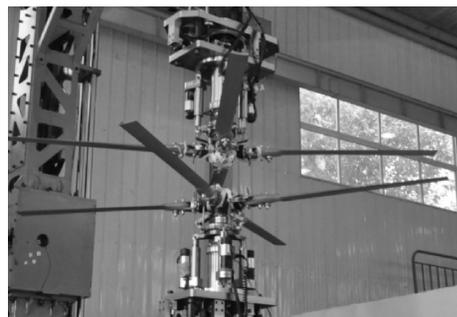


图 6 共轴刚性旋翼模型操纵系统

Fig.6 Coaxial rigid rotor model control system

试验中,在共轴刚性旋翼风洞试验操纵软件界面中输入共轴刚性旋翼的联动和差动操纵量,根据式(1)~(6)将共轴刚性旋翼操纵量分解为单旋翼的操纵量,进而分解为两组作动筒的位移量。上位机将作动筒位移命令发送至运动控制器,运动控制器根据位移指令控制伺服驱动器驱动电机运动到达指定位置,实现旋翼模型的总距和周期变距的控制。

### 2.4 旋翼测力天平研制

研制了两套旋翼天平测力组件,实现对上、下旋翼气动性能的独立测量。每一套测力组件均由一台旋翼天平、一台扭矩天平及配套联轴节组成,如图 7 所示。旋翼天平采用盒式天平结构形式,在旋翼天平浮动框和固定框中心开通孔,安装扭矩天平和联轴节。扭矩天平采用经典的套筒结构形式,

两端通过上、下弹性联轴节分别与旋翼传动轴和减速器输出轴联接。扭矩天平 and 联轴节均为中空结构,便于内部布置信号线缆。工作时,扭矩天平、联轴节随旋翼轴旋转,扭矩天平的信号线通过滑环传输。

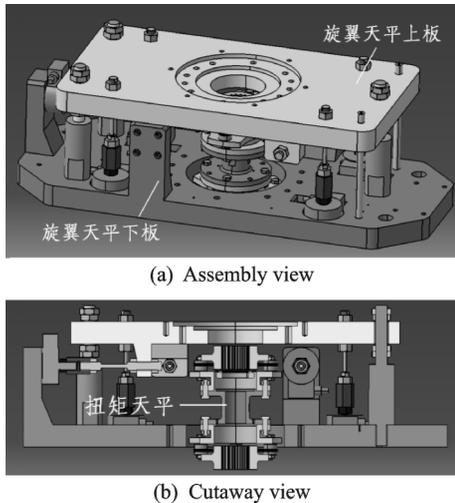


图7 共轴刚性旋翼天平测力组件  
Fig.7 Coaxial rigid rotor balance

### 2.5 旋翼间距布局调整方案

上、下旋翼的间距调节由移动下旋翼安装高度实现。图8为下旋翼下部传动轴组合,下旋翼C型减速箱的输出轴为长花键轴,下旋翼下部的传动轴底端为套筒式花键,两者之间可沿上下滑动,滑动范围最大可达100 mm。通过在C型减速箱上端和下旋翼传动轴承座底端间安装不同高度的垫块,可实现对应的下旋翼安装高度的改变。

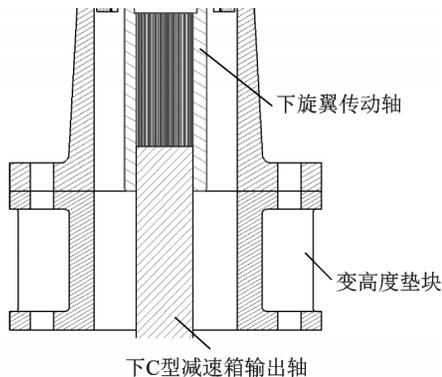


图8 下旋翼传动轴安装方式  
Fig.8 Lower rotor shaft mounting mode

## 3 共轴刚性旋翼风洞试验典型试验结果

### 3.1 变升力偏置前飞试验结果

共轴刚性旋翼变升力偏置风洞试验考核了旋

翼操纵系统的联动和差动操纵能力以及上、下旋翼气动独立测量能力。试验方法为:将双旋翼总距差动值与纵向周期变距差动值设置为零,调节双旋翼总距联动值使双旋翼的合垂向力系数至指定值,调节双旋翼纵向周期变距与横向周期变距的联动值使双旋翼的合俯仰力矩与合滚转力矩近似为零,调节上、下旋翼的横向周期变距差动值使上旋翼的升力偏置至指定值。

图9—11为旋翼额定转速下,上旋翼升力偏置扫描的试验结果。随着旋翼升力偏置的增加,上、下旋翼的升力中心均向各自的前行侧移动,产生相同升力的情况下旋翼的总距减小,降低了旋翼的需用功率。另一方面,前行桨叶的高动压加大了该区域内桨叶的气动阻力,导致了双旋翼阻力随升力偏

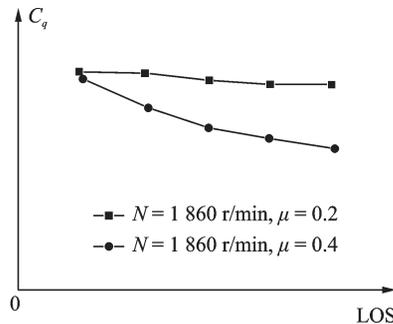


图9 旋翼功率系数随升力偏置的变化规律  
Fig.9 The variation of rotor power coefficient with lift offset

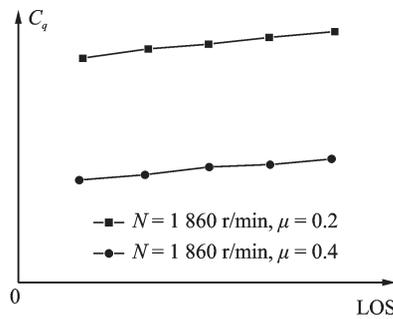


图10 旋翼阻力系数随升力偏置的变化规律  
Fig.10 The variation of rotor drag coefficient with lift offset

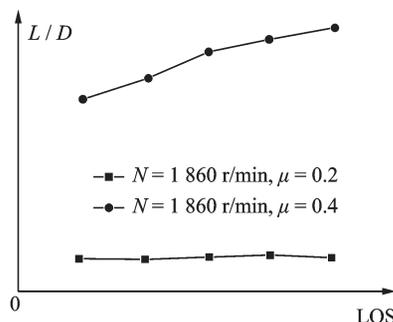


图11 旋翼升阻比随升力偏置的变化规律  
Fig.11 The variation of rotor L/D with lift offset

置增加而增加。在高前进比下,旋翼的需用功率随升力偏置的增加显著下降,从而大幅提高了双旋翼的升阻比。

### 3.2 变间距试验结果

通过改变下旋翼传动轴承座底部的垫块高度(图 12),开展了 3 个旋翼间距下的共轴刚性旋翼气动干扰试验,旋翼间距分别为 0.17R, 0.20R, 0.24R。

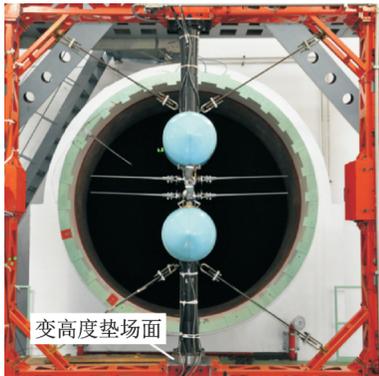


图 12 变旋翼间距试验

Fig.12 The variation of rotor spacing test

图 13—15 给出了不同旋翼间距下双旋翼的气动性能随前进比变化的试验结果,旋翼间距增大一方面会增加双旋翼的合阻力,另一方面减小了双旋翼间的相互干扰、降低了旋翼需用功率。

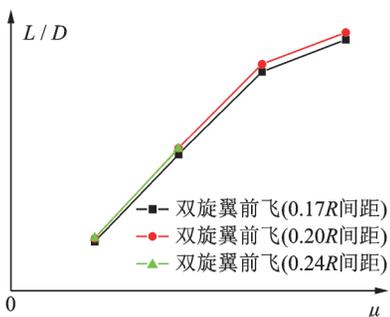


图 13 不同旋翼间距下旋翼升阻比随旋翼间距变化规律

Fig.13 The variation of rotor L/D with rotor spacing

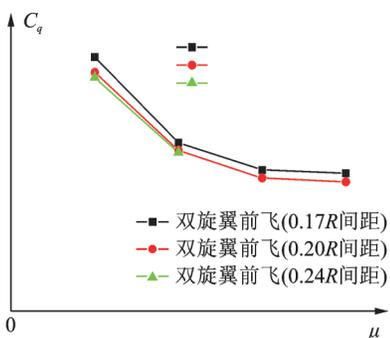


图 14 不同旋翼间距下旋翼功率系数随旋翼间距变化规律

Fig.14 The variation of rotor power coefficient with rotor spacing

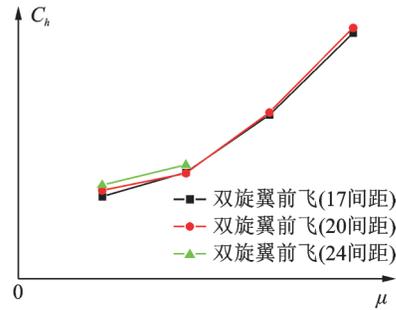


图 15 不同旋翼间距下旋翼阻力系数随旋翼间距变化规律

Fig.15 The variation of rotor drag coefficient with rotor spacing

## 4 结 论

共轴刚性旋翼具有升力偏置、双旋翼气动干扰等不同于常规旋翼的气动特点。为了在风洞试验中准确模拟共轴刚性旋翼的工作方式、研究气动布局参数对气动干扰的影响规律,要求共轴刚性旋翼风洞试验技术具备上下旋翼等速对转、旋翼间距可调节、升力偏置测量与调节等功能。

为开展  $\phi 2\text{ m}$  直径共轴刚性旋翼风洞试验, CARD C 发展了分离式共轴刚性旋翼风洞试验技术,该技术具有以下特点:

(1) 提出了分离式旋翼试验台总体方案和框式台体的布局形式,采用了动力分流式的传动方案。在实现共轴刚性旋翼严格同步等速反转的前提下,同时具备了旋翼间距、旋翼交叠角等参数可调节的功能,并实现了试验过程中双旋翼倾角实时同步倾转。

(2) 采用了上、下旋翼气动力独立测量,上、下旋翼独立操纵的方案。通过在数据采集系统中整合双旋翼的气动力,在操纵系统软件中分配双旋翼的操纵值,实现了双旋翼联动和差动变距操纵、旋翼升力偏置的测量与配平调节等功能。

(3) 通过开展风洞试验,验证了该试验技术,表明试验技术具有技术成熟度高、数据重复性精度高、布局调整便利的优点。

$\phi 2\text{ m}$  直径分离式共轴刚性旋翼风洞试验技术为开展共轴刚性旋翼气动布局预研试验、气动机理试验提供了试验条件,为研究旋翼气动布局设计参数、了解旋翼气动特性和流动机理、探索旋翼操纵规律提供了试验技术支撑。

### 参考文献:

[1] LEVINE L S. Application of the ABC™ helicopter to the emergency medical service role [C] // AIAA /

- NASA Ames V / STOL Conference. Palo Alto, USA: AIAA, 1981.
- [2] 邓景辉. 高速直升机前行桨叶概念旋翼技术[J]. 航空科学技术, 2012(3): 9-14.
- DENG Jinghui. The ABC rotor technology for high speed helicopter[J]. Aeronautical Science and Technology, 2012(3): 9-14.
- [3] ROBB R L. Hybrid helicopters: Compounding the quest for speed[J]. Vertiflite, 2006, 52(2): 30-54.
- [4] CHENEY M C Jr. The ABC helicopter [C] // The joint AIAA / AHS VTOL Research, Design and Operations Meeting. [S.l.]: AIAA, 1969.
- [5] BURGESS R K. Development of the ABC rotor[C] // The 27th Annual National V / STOL Forum of the American Helicopter Society. [S.l.]: AHS, 1971.
- [6] RUDELL A J, MACRINO J A. Advancing blade concept (ABC) high speed development [C] // The 36th Annual Forum of the American Helicopter Society. [S.l.]: AHS, 1980.
- [7] LINDEN A W, RUDELL A J. An ABC status report [C] // The 37th Annual Forum of the American Helicopter Society. [S.l.]: AHS, 1981.
- [8] BAGAI A, MOFFITT R C, BLACKWELL R H, et al. Rotor blade for a high speed rotary-wing aircraft: USA-7252479-B2 [P]. 2007.
- [9] PAGLINO V M. Forward flight performance of a coaxial rigid rotor [C] // The 27th Annual National V / STOL Forum of the American Helicopter Society. [S.l.]: AHS, 1971.
- [10] BAILEY V P. Status report on the advancing blade concept (ABC) TM technology demonstrator program [C] // Society of Automotive Engineers. [S.l.]: [s.n.], 1977.
- [11] BASHISH B. Aerodynamic design of the X2 technology demonstrator main rotor blade [C] // American Helicopter Society 64th Annual Forum. [S.l.]: AHS, 2008.
- [12] BURGESS R K. The ABC<sup>TM</sup> Rotor—A historical perspective [C] // The 60th Annual Forum of the American Helicopter Society. [S.l.]: AHS, 2004.
- [13] DIRECTORATE E. Full-scale wind tunnel investigation of the advancing blade concept rotor system: AD 734338 [R]. Fort Eustis, USA: US Army Air Mobility R&D Lab, 1971.
- [14] FELKER F F III. Performance and loads data from a wind tunnel test of a full-scale, coaxial, hingeless rotor helicopter: NASA / TM - 81329 [R]. USA: NASA, 1981.
- [15] 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.]: AHS, 2016.
- [16] 袁野, 陈仁良, 李攀. 共轴刚性旋翼飞行器配平特性及验证[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(2): 186-193.
- YUAN Ye, CHEN Renliang, LI Pan. Trim characteristics and verification of coaxial rigid rotor aircraft [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(2): 186-193.

(编辑:张蓓)