

文章编号: 1672-9897(2005)04-0085-05

# 倾转旋翼飞行器的风洞试验技术综述

王福新, 黄明其

(中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000)

**摘要:**综述了国外倾转旋翼飞行器风洞试验技术的概况, 简要介绍了相应的试验设备和在风洞中所进行的气动试验内容。结合飞行器我国现有相关设备和技术条件, 分析了建立倾转旋翼飞行器专用试验台系统的可行性。

**关键词:**倾转旋翼; 飞行器; 风洞试验

**中图分类号:** V211.52 **文献标识码:** A

## A summary on the wind tunnel test techniques for tilting-rotor aircraft

WANG Fu-xin, HUANG Ming-qi

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

**Abstract:** The survey on the wind tunnel test technique of the tilting-rotor airplane in the world is summed up in this paper, and the test devices and the aerodynamic test contents in wind tunnel are also introduced briefly. Further more, the current facilities and technical condition in our country are analysed to indicate the feasibility for the establishment of the special wind tunnel test stand system of the tilting-rotor airplane.

**Key words:** tilting-rotor; aircraft; wind tunnel test

## 0 引言

飞机能够高速飞行, 直升机能够垂直起降和空中悬停, 人们在发展这两种飞行器的同时, 也积极探索将这两种飞行器的优点结合起来, 发明一种既可垂直起落、悬停又可高速飞行的飞行器。经过世界航空科技人员的不懈努力, 一种能在飞机状态和直升机状态进行转换的新形航空器——倾转旋翼飞行器终于诞生了。

倾转旋翼飞行器的研究始于上世纪中叶。上世纪50年代, 美国研制了第一架装活塞发动机的倾转旋翼试验机 XV-3, 随后又研制了装涡轴式发动机的倾转旋翼试验机 XV-15。在此基础上, 贝尔和波音公司合作, 为美国军方研制倾转旋翼飞行器 V-22, 并在上世纪80年代末首飞成功, 完成了对倾转旋翼飞行器漫长的探索、研究过程。但由于倾转旋翼飞行器的

特殊性, 目前仍有许多问题需要继续进行研究。特别是2001年4月8日, 一架 MV-22 倾转旋翼飞行器因为近地降落速度过大而产生“动力下沉”, 造成机毁人亡的惨剧。这次重大事故连同随后披露的伪造试飞记录的丑闻, 使倾转旋翼飞行器的前景一度蒙上了阴影。

为研制倾转旋翼飞行器, 美国兰利研究中心、贝尔直升机公司和波音直升机公司等主要航空研究单位先后建立了全尺寸和全/半展长机翼以及单独倾转旋翼模型试验台。在全尺寸风洞、兰利中心 8m × 6m 风洞、德国/荷兰 DNW 风洞先后进行了气动干扰、气弹特性、噪声特性、振动特性等方面的试验, 发现和解决了大量的倾转旋翼飞行器特有的技术问题<sup>[2]</sup>。

国外在利用专用试验台对倾转旋翼飞行器的风洞试验和相应的试验技术完善上, 从开始研究到现在仍在不断地进行着, 而我国至今仍无可利用的设备和

• 收稿日期: 2004-09-07; 修订日期: 2005-03-16

作者简介: 王福新(1966-), 男, 山东莱芜人, 研究方向: 直升机空气动力学。

技术。因此,研制倾转旋翼飞行器,就要首先建立我国自己的倾转旋翼飞行器专用风洞试验台和发展相应的试验技术。

## 1 专用试验台及试验技术简介

一种特定的飞行器诞生和发展必然要以其试验技术的发展为前提,这包括风洞试验、飞行试验、强度试验等等,而风洞试验技术又是先期验证新概念机型设计方案合理性的必备手段。20世纪50年代初,为发展倾转旋翼飞行器,美国航空工业有关研究机构投入了大量的人力、物力,并联合欧洲的相关科研机构,建立了较为完善的专用试验设备。直到现在,有关倾转旋翼飞行器的涡环特性、气弹特性等问题的研究工作在美国仍在进行。主要的试验设备及试验技术有:

### ●全展长模型试验台及风洞试验技术

全展长模型试验台主要用来进行双旋翼间、旋翼/机翼、旋翼/尾翼间干扰特性试验,以及气动声学试验。图1所示的设备为孤立倾转旋翼模型试验台与机身模型组合而成。两个系统的相应试验结果的对比即可给出干扰动力和声学影响的评估。图2所示的设备是在TDT(Langley Transonic Dynamics Tunnel)风洞试验的Bell Model 300-A1A试验台(1970年8月),目的是确定倾转旋翼飞行器在所模拟的飞行包线内的颤振裕度。但由于试验时意外发现飞机的横向飞行品质很差而停止试验,促使Bell公司将原设计的单立尾改为H-立尾。

### ●半展长模型试验台及风洞试验技术

图3、4为半展长模型试验台。前者所示是1984年在TDT风洞进行的Bell/Boeing JVX(V-22)试验装置和模型。这类装置可以从全展长试验台拆转而来。

### ●单独倾转旋翼模型试验台及风洞试验技术

图5示意的试验台,是1:4的单独倾转旋翼模型

试验台,在DNW风洞8m×6m开口试验段进行气动声学性能、气动载荷、尾迹测量等试验。试验台主要由两大部件组成,一是旋翼/挂舱系统,二是电机安装系统。挂舱可以5°一个间隔旋转。试验台尾支杆可

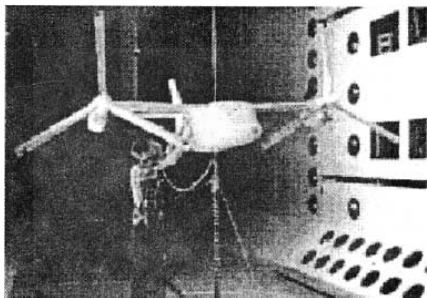


图2 TDT风洞内1:5缩尺Bell300-A1A全展长气弹模型

Fig.2 1:5 scale full-span airelastic model of Bell300-A1A in TDT wind tunnel

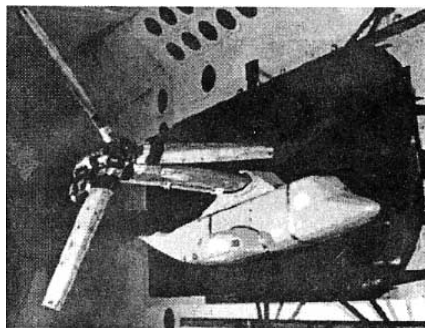


图3 NASN TDT风洞内机翼/旋翼气弹试验系统半展长1:5缩尺气弹模型

Fig.3 1:5 scale semi-span airelastic model of the wing/rotor airelastic test system in NASA TDT wind tunnel

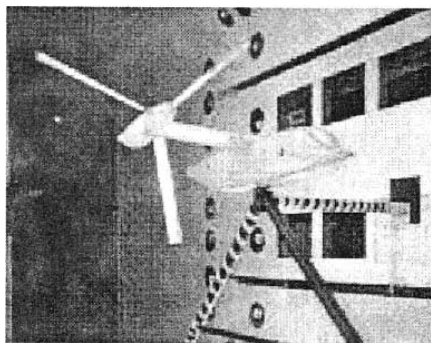


图4 安装于TDT风洞内1:7.5缩尺半展长Bell1266气弹模型

Fig.4 1:7.5 scale semi-span airelastic model of Bell 266 mounted in TDT wind tunnel

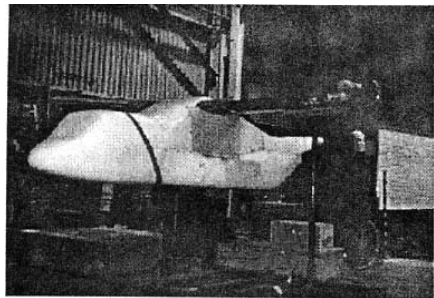


图1 NASA全展长气动声学模型

Fig.1 NASA full-span tilt rotor aeroacoustic model (TRAM)

使旋翼始终保持在风洞中心。具体特性如下:

- (1) 传动系统由 220kW、18000r/min 的电机驱动;
- (2) 挂舱倾转/倾斜角度地面可调;
- (3) 六分量旋翼天平和耦合式扭矩天平;
- (4) 具有 300 个环的滑环及旋转式放大器;
- (5) 三个电动作筒和自动倾斜器;
- (6) 旋翼控制系统,设计的控制台可以在不同操作状态间最小化重新装配量;
- (7) 可与全展长试验台兼容;
- (8) 所有部件都进行了声学处理。

图 6 所示的试验台为 20 世纪 60 年代 TDT 风洞中支撑在刚性尾支杆上的螺旋桨/发房/发动机系统试验台,其在俯仰、偏航方向是柔性联接的。这是 TDT 风洞首次进行旋转颤振研究。

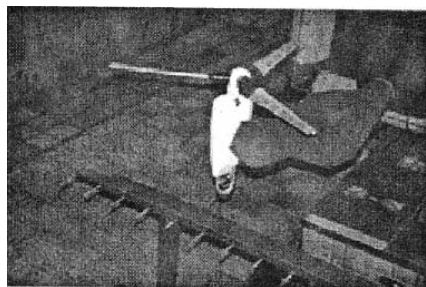


图 5 DNW 风洞内的气动声学模型

Fig. 5 Tiltrotor aeroacoustic model in the german-dutch wind tunnel (TRAM DNW)

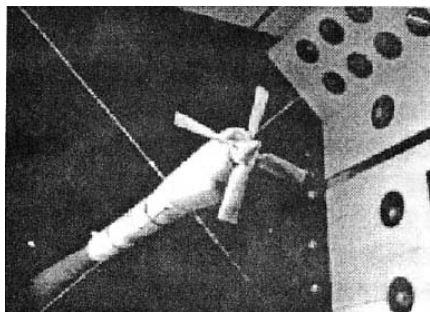


图 6 尾撑式推进螺旋桨/挂舱旋转颤振模型

Fig. 6 Sting supported propeller/nacelle whirl flutter model

• 全尺寸模型试验台及风洞试验技术:将真实飞机或全尺寸模型支撑于风洞,并施以测量手段即成为全尺寸模型试验台。

• PIV 等流场测量技术:利用以上旋翼试验台进行激光片光(LLS)流场显示、涡迹测量和 PIV 尾涡速度测量。PIV 是目前风洞中显示飞行器等尾迹三维

流场结构、速度分布的最好方法。并且可为飞行器性能、操稳特性等的工程估算与评价提供十分有用的速度场数据。

## 2 国外的研究工作

国外在倾转旋翼飞行器方面的研究工作可分为试验和理论两大部分。笔者主要介绍试验方面的研究概况,并着重介绍其空气动力学和动力学方面的研究进展。与其他飞行器相比倾转旋翼飞行器由布局而引起的气动方面的突出问题是:

气动干扰和气动噪声,如旋翼-机翼间、双旋翼间和旋翼/尾翼间的气动干扰是突出的问题,尤其在飞机/直升机飞行模式互换的过渡状态的气动特性。按 V-22 要求,在 20s 内完成  $90^\circ$  的角度变化将带来诸多气动力、动力学问题。另外,机翼负升力问题、双桨间的“喷泉”流动现象(见文献[3]),下降时的“动力下沉”现象等。如图 7、8。文献[4]对 1:4 缩比的 V-22 单独旋翼模型前行桨叶进行了尾迹测量,采用激光片光技术(LLS),在一定范围的拉力、轴倾角下,测量了相对桨叶的某些尾迹段位置的三维尾迹几何形状。实验发现在低拉力情况比在高拉力情况下会产生更大桨盘范围的负尖部载荷;对同样的轴倾角,高拉力情况下,观察到负环量涡减少了。采用 PIV 技术进行了速度的二维测量后,采用三种速度数据平均法计算平均涡核尺寸及涡核环量,相应的负环量的要较正环量的小。且涡核切向速度与涡核尺寸近乎成线性关系,与 Scully 和 Oseen 涡核模型一致。

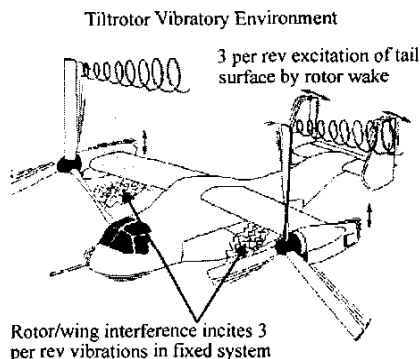


图 7 引起振动的全机流场干扰示意图

Fig. 7 Sketch for the flow field interference inciting vibration of the airplane

在噪声研究中<sup>[7-9]</sup>,主要利用倾转旋翼试验台进行声学处理后,在声学风洞中,测量旋翼所产生的噪声量级,利用表面压力测量技术和流场测量技术研究



其噪声机理,从而确定改进方法。改善其对环境的噪声污染、乘坐的舒适性,以及提高其隐身性能和突防能力。文献[7]在 DNW-LIF 风洞  $8\text{m} \times 6\text{m}$  开口试验段,利用 TRAM 模型试验台,采用 1:4 的具有三片桨叶的倾转旋翼模型,直径  $2.9\text{m}$ ,桨尖速度  $215\text{m/s}$ (直升机状态)、 $201\text{m/s}$ (飞机状态),进行了声学试验。试验的目的是取得用以评价 NASA 的倾转旋翼噪声预测系统的基准数据库,并借以加深对倾转旋翼流动机理和声源的理解。在一定范围内的前进比、轴倾角和旋翼拉力状况下获得声学方向性、桨叶表面压力、性能、桨叶动力学和尾迹几何数据。

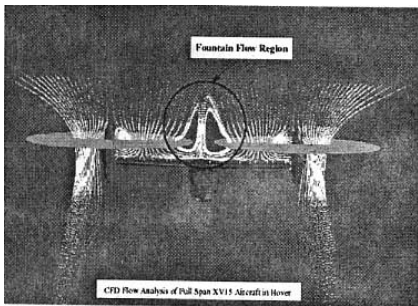


图8 全展长 XV15 飞机悬停状态数值模拟-速度场轨迹

Fig.8 Numerical simulation of full span xv15 configuration in hover-rottilt velocity trace

倾转旋翼飞行器的动力学特性主要表现在它的气弹稳定性方面。在气弹稳定性研究中,主要为确定由旋翼/机翼构成的气弹耦合系统的稳定性边界对飞行速度的限制。对推进螺旋桨稳定性的影响是由旋翼、机身、传动系统和控制系统引起的。设计时就要综合考虑其间的相互作用和影响,以确保稳定性范围可以接受。试验结果显示:限制倾转旋翼飞行器的飞行速度的主要因素是控制载荷、操纵余量和动力。最近的研究进一步表明,倾转旋翼飞行器良好的气弹稳定性对倾转旋翼飞行器的综合性能显得越来越重要。因此国外利用倾转旋翼飞行器专用试验台在这方面的风洞研究工作一直在进行中。而利用对旋翼/机翼的气动“剪裁”方法来解决气弹稳定性问题是目前国外主要的努力方向。

文献[5]研究结果表明给出稳定性边界对机翼模态形状的变距/弯曲耦合很敏感,而这一耦合可以利用机翼模态的相对频移、挂舱重心相对机翼弹性轴的偏置,以及机翼扭矩盒体结构弯曲/扭转耦合来进行控制。为满足稳定性要求,一般倾转旋翼飞行器机翼

设计采用厚弦比  $t/c$  为 23% 厚机翼,达到重量最小而扭转刚度。但为改善高速性能,又要减小厚弦比。采用 18% 的低厚弦比,阻力将减小 10%,但由此带来的刚度损失又降低了稳定性。复合材料的剪裁为解决这一矛盾提供了机会。

文献[6]研究了四种独特的气弹“剪裁”方法对气弹稳定性的影响:

(1) 机翼上的弯曲-扭转(变距-弯曲)耦合,以增加与在高速飞行状态时的旋转颤振有关的稳定性;旋转颤振是一种自激旋转不稳定性,可能会出现于柔性安装于飞机上的螺旋桨和发动机组合体。因此早在 20 世纪 30 年代人们在螺旋桨飞机上就开始研究这一现象。但直到 20 世纪 60 年代两架洛克西德的电子飞机坠毁后,才真正引起人们的关注;

(2) 弯扭耦合,以增加具有软平面特性的旋翼系统关于地面和空中共振的气动机械稳定性;

(3) 旋翼桨叶的弯扭耦合,以减小旋翼变距-摆振耦合,因而增加与高速飞机状态相关的旋转颤振的气弹稳定性;

(4) 桨叶挥舞-扭转耦合,以优化桨叶在悬停和巡航时的扭转分布,因而改善其气动性能。

### 3 我国建立倾转旋翼飞行器专用试验台系统的可行性

我国自本世纪初开始进行倾转旋翼飞行器的概念研究,现在中航总直升机设计所和南京航空航天大学正在探索并建立相应的试验设备。而在倾转旋翼飞行器风洞试验技术方面的研究至今还没起步。

经过近 20 年的发展,中国空气动力研究与发展中心低速所相继建立了  $4\text{m}$  和  $2\text{m}$  直径的旋翼试验台,先后完成了 BO105 旋翼、直九旋翼/机身等组合模型等十几项试验;发展了螺旋桨式固定翼飞机(单独螺旋桨)带动力风洞试验技术和相关设备,完成型号任务多项积累了不少经验。这些设备和试验技术结合  $8\text{m} \times 6\text{m}$  风洞、 $4\text{m} \times 3\text{m}$  风洞和  $\phi 3.2\text{m}$  风洞构成了开展倾转旋翼飞行器风洞试验技术研究的坚实基础。

但倾转旋翼飞行器作为一种新型飞行器,其既不是完全意义上的直升机也非原原本本的运输机。它兼顾了二者优点也同时带来了许多新的问题。这就决定了其风洞模型试验台和试验技术与直升机旋翼试验、运输机带动力试验有诸多不同。需要将后两者的特点、试验技术有机地结合起来。因此要在充分调

研和论证的基础上,确定我国的倾转旋翼飞行器整体型式和需要研究的主要问题,最终建立可完成倾转旋翼飞行器研制、发展阶段的大部分主要研究课题的新试验台和相应的试验技术。总结起来需要建立的主要试验技术和研制的主要设备有:

- (1) 弹性相似机翼模型、动力相似桨旋翼模型设计技术;
- (2) 机翼舵面操纵系统;
- (3) 桨旋翼模型天平、机翼根部和舵面铰链力矩天平;
- (4) 倾转旋翼模型倾转机构;
- (5) 动力传动系统;
- (6) 小体积、大功率电机;
- (7) PIV 流动显示和流场测量技术;
- (8) 桨旋翼模型、机翼和舵面的操纵力的测量技术。

为覆盖尽量多的试验项目,初步建议研制全展长试验台,并可完成半展长、单独倾转旋翼有关研究项目。这要考虑系统具有良好通用性和拆卸的简易方便性。

需要解决的一些关键性问题,目前预计到的有以下几项:

- (1) 弹性相似的机翼模型研制,主要在于解决好支撑系统、测量系统、传动系统与弹性模型系统间的弹性解耦问题;
- (2) 动力系统需要配备的小体积、大功率电机,可以在国内研制;
- (3) 双旋翼的运动带来的台体振动问题,需要在台体设计时即进行整个台体的动力学特性计算,然后确定是否加装可调节的阻尼器来克服共振问题;
- (4) 由于旋翼本身的旋转和挂架的倾转运动给信号的传输带来的困难,可考虑在转动环节安装集流环来解决;
- (5) 旋翼倾转机构、动力传动系统的研制,考虑适当的驱动传递方式和安全的定位支撑系统是设计的关键。

依靠原有的设计直升机试验台和“运八”带动力试验技术的硬件建设和软件研制的经验,同时参考国外经验,发展我国自己的倾转旋翼飞行器专用的试验台是可行的。

## 4 结束语

倾转旋翼飞行器兼备了飞机和直升机优点,在军

用和民用两方面都具有特别重要的意义。目前美国对倾转旋翼飞行器的研究处世界领先地位,欧洲一些国家正在积极进行倾转旋翼飞行器的技术研究,我国已经启动了倾转旋翼飞行器的研究计划。根据国外的研究经历和我国的技术基础,作者认为我国现在开展倾转旋翼飞行器风洞试验技术研究是必要且可行的。

## 参考文献:

- [1] BRADLEY PANDE J. Flywheel rotor/wing makes stopped rotor aircraft practical, the AHS 53rd Annual Forum [R]. Virginia Beach, Virginia, April 29-May 1, 1997.
- [2] WILLIAM T. YEAGER JR. Contributions of the Langley transonic dynamics tunnel to rotorcraft technology and development [R]. AIAA Paper 2000-1771.
- [3] HORMOZ TADCHIGHI etc. A user's manual for ROTILT solver: Tiltrotor fountain flow field prediction [R]. NASA/CR-1999-208973.
- [4] GLORIA K. YAMAUCHI, etc. Flow measurements of an isolated model tilt rotor [R]. the AHS 55th Annual Forum, Montreal, Canada, May 25 ~ 27, 1999.
- [5] DAVID POPELKA etc. Results of an aeroelastic tailoring study for a composite tiltrotor wing [R]. the AHS 51th Annual Forum, Fort Worth, Texas, May 9 ~ 11, 1995.
- [6] MARK W. NIXON, etc. Aeroelastic tailoring for stability augmentation and performance enhancements of tiltrotor aircraft [R], the AHS 55th Annual Forum, Montreal, Quebec, Canada, May 25 ~ 27, 1999.
- [7] CHIRINGHELLI G L, etc. Blade-vortex in interaction noise of an isolated full-scale XV-15 tilt-rotor [R]. the AHS 56th Annual Forum, Virginia Beach, Virginia, May 2 ~ 4, 2000.
- [8] LARRY A. YONG, etc. Overview of the testing of a small-scale proprotor the AHS 55th Annual Forum, Montreal, Canada, May 25 ~ 27, 1999.
- [9] KITAPLIOGLU C, etc. Comparison of XV-15 full-scale wind tunnel and inflight blade-vortex interaction noise [R]. the AHS 53rd Annual Forum, Virginia Beach, Virginia, April 29, 1997.
- [10] NIXON M, etc. Tiltrotor vibration reduction through higher harmonic control [R]. the AHS 53th Annual Forum, Virginia Beach, Virginia, April 29, 1997.