

doi: 10.7690/bgzdh.2016.11.006

# 风洞螺旋桨试验电机现状及发展方向

霍 国, 康洪铭, 李 涵, 刘晓林, 赵 云

(中国空气动力研究与发展中心低速所, 四川 绵阳 621000)

**摘要:** 针对低速所风洞螺旋桨试验电机现状以及存在的不足, 探讨今后风洞螺旋桨试验电机研制的方向。基于国内外伺服电机的发展情况, 以低速所 FL-12 风洞、FL-13 风洞为研究对象, 通过对电机进行整体参数优化设计, 磁场分析、电磁负荷计算等详细分析, 得出在电机直径、功率和转速一定的情况下, 铁心越长、电机的电磁负荷就越低的结论。分析结果保证了电机的设计指标可以达到预期, 并可适当控制电机研制成本。

**关键词:** 螺旋桨带动力; 螺旋桨试验电机; 现状; 方向

**中图分类号:** TP302 **文献标志码:** A

## Status and Development Direction of Propeller Test Motor in Wind Tunnel

Huo Guo, Kang Hongming, Li Han, Liu Xiaolin, Zhao Yun

(Low Speed Institute, China Aerodynamics Research &amp; Development Center, Mianyang 621000, China)

**Abstract:** In allusion to the status and shortcomings of the propeller test motor in the low-speed institute, this paper discusses the direction of motor development in the future. Based on the domestic and foreign development situation of servo motor, and taking the FL-12, FL-13 wind tunnel in the low-speed institute as the research objects, through detailed analysis on parameter optimization design, magnetic field analysis, electromagnetic load calculation, it comes to a conclusion that in certain cases of the motor diameter, power and speed, the longer the iron core, the lower the motor electromagnetic load. Analysis results ensure that design index of the motor can be expected, and the development costs can be appropriately controlled.

**Keywords:** propeller driving force; propeller test motor; status; direction

### 0 引言

螺旋桨动力系统具有起飞状态拉力大、巡航效率高、经济性好等优点, 广泛应用于巡航速度小于 600 km/h 的低速飞机<sup>[1]</sup>。以美国 E-2D、C130 运输机和欧洲 A400 运输机为代表, 充分说明了螺旋桨飞机在重型运输机中的地位<sup>[2-5]</sup>。农林机、两栖飞机、短途支线飞机和一些私家飞机也绝大多数采用螺旋桨飞机<sup>[6]</sup>。

滑流特性是螺旋桨飞机特有的重要特征, 飞机螺旋桨带动力试验主要目的是为获得螺旋桨滑流特性对飞机气动特性的影响, 为飞机设计、气动特性预测、飞行性能评估提供可靠的试验数据<sup>[7]</sup>。由于螺旋桨滑流的形成和发展过程比较复杂, 且螺旋桨与飞机之间也存在一定的相互干扰, 目前国内对螺旋桨滑流的影响研究主要以 CFD 数值模拟和风洞试验为主<sup>[8-10]</sup>。中国空气动力研究与发展中心低速所 FL-12 风洞、FL-13 风洞长期以来承担了多种飞机型号的螺旋桨带动力试验任务。

螺旋桨带动力试验对电机外形、功率、环境适应性等要求很高, 要求试验电机具备高功率密度、

高转速、高转矩等特性, 以匹配试验大拉力系数、高风速需求<sup>[11]</sup>。这就对电机的各种参数, 如转速运行范围、加(减)速特性、转速和力矩等方面提出了很高的要求。为达到以上要求, 风洞试验电机均采用动态控制性能良好的永磁交流伺服模式<sup>[12]</sup>。螺旋桨试验所用电机因无成熟产品可选, 只能采用研制方式, 但数量上又不具备优势, 大多数国外、国内厂家批量规模生产试验电机, 对螺旋桨试验电机研制带来不利影响。基于此, 笔者对今后风洞螺旋桨试验电机研制的方向进行探讨。

### 1 当前伺服电机发展趋势

目前为止, 高性能的伺服系统大多采用永磁同步型交流伺服电动机, 控制驱动器多采用快速准确定位的全数字位置伺服系统<sup>[13]</sup>。

#### 1.1 国外发展情况

典型生产厂家如德国西门子、百格拉, 美国科尔摩根和日本松下、三菱及安川等公司<sup>[14-18]</sup>, 按功率变化率对电机进行计算分析, 永磁交流伺服电动机技术指标以美国科尔摩根的 Gold line 系列为最

收稿日期: 2016-07-18; 修回日期: 2016-08-24

作者简介: 霍 国 (1982—), 男, 陕西人, 学士, 工程师, 从事风洞动力系统运行研究。

佳，德国西门子的 IFT5 系列次之。

## 1.2 国内发展情况

国产伺服电机生产厂商数量较多，但多数企业规模偏小，整体市场份额较小，典型厂家有华中数控、兰州电机、和时利电机、广州数控、南京苏强电机等生产厂商<sup>[19-20]</sup>。从技术性能上看，美、欧属于中、高端产品，但价格较高，日本及中国台湾次之，但性价比最好，国内品牌多数还处于低端，但近两年技术提升较快，已有部分厂家的产品达到了可与日本及欧洲产品互换的水平<sup>[21]</sup>；从电机制造水平来看，国内外生产厂家均以成熟产品的生产为主，订制任务要求必须具有一定数量，再加上国外技术封锁等不利因素，很难合作开展电机研制工作。不过，国内很多高校、研究所具备相当强的研发能力，如西安微电机研究所、哈尔滨工业大学等，这些单位以科研研究为主要目的，并且可以不受电机数量少、成本高等不利因素影响，正好可以结合低速所螺旋桨带动力试验高功率密度电机需求，达到双赢。

## 2 试验电机现状

### 2.1 风洞现有试验电机

低速所现有试验电机见表 1。功率密度均在 2.0 kW/kg 左右，达到国际先进指标。FL-12 风洞、FL-13 风洞螺旋桨带动力电机均为永磁交流伺服电机，采用永磁材料作为电机磁场。与电励磁电机相比，它具有体积小、质量轻、效率高、结构简单等优点，反馈元件为旋转变压器，励磁绕组通电后，输出电压幅值与转子转角成正弦或余弦函数关系，具有稳定性高的特点，特别适合环境恶劣的场合，如强冲击、振动、极限高(低)温等。低速所自形成螺旋桨带动力试验能力以来，陆续完成运七、运八、轻型公务机等型号试验，为螺旋桨飞机型号研制成功做出了巨大的贡献。

表 1 低速所现有试验电机

风洞	数量	功率/kW	最高转速/(r/min)	研制厂家
FL-12	5	12	16 000	哈尔滨工业大学
	5	15	13 000	西安微电机研究所
	2	18	13 000	
FL-13	5	60	8 500	西安微电机研究所
	5	80	8 500	
	3	120	8 500	

### 2.2 电机能力局限

拉力系数计算公式：

$$T_c = T/QS. \quad (1)$$

式中： $T$  为拉力，N； $Q$  为速压， $\text{kg/m}^2$ ； $S$  为机翼参考面积， $\text{m}^2$ 。

其中

$$Q = 1/2\rho v^2. \quad (2)$$

式中： $Q$  为速压， $\text{kg/m}^2$ ； $\rho$  为空气密度， $\text{kg/m}^3$ ； $v$  为风洞风速， $\text{m/s}$ 。

由以上计算公式可知：拉力系数与风洞速压成反比，即与风洞风速成平方反比关系。试验中，常常因为电机能力不够，为达到试验所需拉力系数只能选择降低试验风速，但是由于雷诺数的影响，风速过低给部分构型试验数据带来一定非线性失真，如某轻型公务机试验数据所示，见图 1。飞机着陆构型风速为 35 m/s 时，失速前升力系数出现非线性，而当风速升高至 45 m/s 时，该现象消失<sup>[22]</sup>。

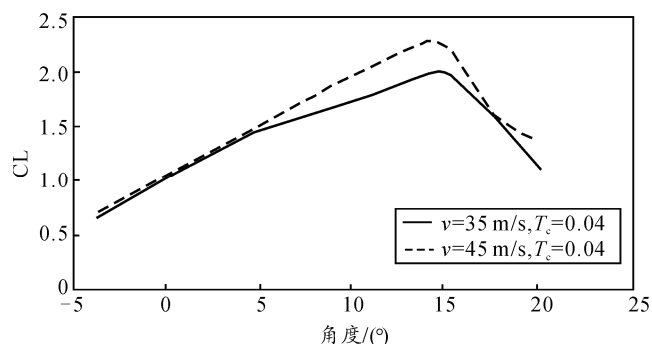


图 1 轻型公务机飞机着陆试验不同风速升力对比

因此，试验电机的能力对风洞试验数据的有效获取起着至关重要的作用，提高试验电机能力是提升风洞螺旋桨带动力试验能力的重要指标之一<sup>[23]</sup>。

## 3 试验需求

螺旋桨带动力试验的特殊性对电机外形、功率、环境适应性等方面有着苛刻要求，要求试验电机在小体积下产生高输出功率，即提高电机的功率密度，同时对电机的转速提出高的要求，以匹配风洞试验高拉力系数需求。

螺旋桨带动力系统应按试验项目要求确定其最高转速，考虑到试验设备应留有一定的转速裕量，驱动系统最大输出转速按公式(3)确定。考虑到试验时一般采用缩比模型进行，试验雷诺数明显小于实际雷诺数，这将导致螺旋桨模型效率低于实物效率；此外，模型与实物间的一些差异，也会降低螺旋桨模型效率，使所需功率相对增加。因此，按公式(4)确定驱动系统最大输出功率。在进行螺旋桨飞机带动力模型试验时，通常需要进行零拉力甚至负拉力试验项目。根据以往试验实践，此时螺旋桨的转速

可能会低于自由风车状态(即驱动系统不工作);因此,试验时驱动系统实际上需要吸收来自螺旋桨的输出功率。此时,按公式(5)确定最小输出功率(实际上需要由驱动系统吸收来自于螺旋桨的输出功率)。螺旋桨驱动系统最大输出转矩用公式(6)确定,螺旋桨驱动系统输出轴最大轴向承载能力用公式(7)确定。

$$n_{\max} \geq 1.05 \frac{60v_s}{\lambda_{\min} \cdot D_p}; \quad (3)$$

$$P_{\max} \leq 1.2P_c k_m^2 \frac{\rho_s v_s^3}{\rho_c v_c^3}; \quad (4)$$

$$P_{\min} \leq -0.05P_{\max}; \quad (5)$$

$$M_{\max} \geq 600P_c k_m^2 \frac{\rho_s V_s \lambda_{\min} D_p}{\pi \rho_c v_c^3}; \quad (6)$$

$$T_{\max} \geq 1.2T_{c\max} \rho_s v_s^2 S / 2。 \quad (7)$$

式中:  $P_{\min}$  为驱动系统最小输出功率, kW;  $n_{\max}$  为驱动系统输出最大转速, r/min;  $v_s$  为试验远前方气流速度, m/s;  $\lambda_{\min}$  为试验模拟的最小前进比;  $D_p$  为螺旋桨直径, m;  $P_{\max}$  为驱动系统最大输出功率, kW;  $P_c$  为试验模拟最大拉力系数所对应的飞机发动机输出功率, kW;  $k_m$  为模型与实物几何尺寸比率;  $\rho_s$  为模型远前方气流密度, kg/m<sup>3</sup>;  $\rho_c$  为对应于  $P_c$  的大气密度, kg/m<sup>3</sup>;  $v_c$  为试验模拟最大拉力系数所对应的飞机飞行速度, m/s;  $M_{\max}$  为驱动系统在最大使用输出转速附近的最大输出转矩, N·m;  $T_{\max}$  为最大使用输出转速附近的轴向承载能力, N;  $T_{c\max}$  为试验模拟的最大拉力系数。结合以上公式计算,并经过充分地调研后,得出 2 种代表性的型号试验对螺旋桨试验系统电机的要求见表 2、表 3。

表 2 某型飞机不同风速下试验需求

需求	风洞型号						
	FL-12			FL-13			
风速/(m/s)	35	40	45	50	35	40	50
转速/(r/min)	8 982	10 265	11 549	12 832	3 564	4 074	5 092
转矩/(N·m)	10.2	13.3	16.8	20.8	110	144	225
功率/kW	9.6	14.3	20.3	27.9	41.2	61.5	120.1

从表 2、表 3 中可以看出:四发螺旋桨带动力试验如蛟龙 600、某型号等对电机需求主要是转速要高、转矩较大,按照目前低速所所有电机,FL-12 风洞无法满足 40 m/s 试验需求,只能采取降风速的试验方法。

表 3 蛟龙 600 不同风速下试验需求

试验需求	风洞型号						
	FL-12				FL-13		
风速/(m/s)	35	40	45	50	35	40	50
转速/(r/min)	13 321	15 524	17 127	19 030	5 926	6 773	8 466
转矩/(N·m)	5.1	6.7	8.5	10.5	57	74	116
功率/kW	7.1	10.7	15.2	20.9	35.4	52.8	103.1

由于螺旋桨驱动系统能力限制,风洞螺旋桨飞机带动力试验设计试验风速一般取 40 m/s,而常规无动力试验的风速一般为 70 m/s。从提高带动力试验气动载荷绝对值、增加试验雷诺数,以减小试验相对误差、提高试验结果可靠性的角度看,增强驱动系统能力是必要的。

随着驱动系统能力的提高,其技术难度、研制成本、系统体积等也将明显增大。从试验系统总体角度考虑,较大的驱动系统(在模型内部的)体积,将对飞机模型设计带来更大的挑战,如驱动装置在飞机模型发动机短舱内安装困难,驱动装置附件在模型内部的安置与模型结构强度、刚度的匹配困难等;因此,将带动力试验设计试验风速提高到常规无动力试验的风速是十分困难的。

#### 4 研制方向分析及探讨

永磁交流伺服电动机的主要尺寸由所需的最大转矩和动态性能指标确定,最大转矩、电磁负荷、电动机主要尺寸  $D$ (定子铁心内径)、 $L$ (定子铁心有效长度)关系如下:

$$\frac{D_{il}^2 l_{ef} n}{P} = \frac{k}{\alpha_p K_{Nm} K_{w1} AB_{\delta}}。 \quad (7)$$

式中:  $D_{il}$  为电枢内径, m;  $l_{ef}$  为电枢计算长度, m;  $n$  为电机转速, r/min;  $P$  为电机计算功率, W;  $\alpha_p$  为计算极弧系数;  $K_{Nm}$  为磁场波形系数;  $K_{w1}$  为绕组系数;  $A$  为线负荷, A/m;  $B_{\delta}$  为气隙磁密, T;  $k$  为常数<sup>[24]</sup>。

由式(7)可知:在电机直径、功率和转速一定的情况下,铁心愈长,电机的电磁负荷  $AB_{\delta}$  就越低。根据试验要求,螺旋桨电机的直径、功率、转矩和转速等参数受到严格控制,所以在电机设计及应用过程中,需要注意以下几点:

1) 永磁材料:作为电机设计最核心部件,采用磁场强度更高的永磁材料有利于电机整体结构设计,减轻质量,减小电流,减少损耗。当前,以烧结钕铁硼永磁材料为主要发展方向,国外最高磁能积可以达到 80MGOe,采用高性能的永磁材料可使电机磁场强度大幅上升,但要注意永磁材料工作温

度区间的退磁特性<sup>[25]</sup>。

2) 轴承: 作为高速旋转器件, 轴承的工作性能也是衡量电机工作的一个重要指标, 既要满足高速运行, 又要保证稳定性。螺旋桨高速运转的同时, 对电机轴向也存在拉力, 目前低速所在用电机均采用 SKF 深沟球轴承。

3) 气隙长度: 气隙越小, 电机的空载电流也越小。但气隙太小不仅影响电机的机械可靠性, 而且会使谐波磁场及谐波漏抗增大, 导致起动转矩和最大转矩减小, 使谐波转矩和附加损耗增加, 电机温升增高, 噪音增大, 而气隙过大会造成电机扭矩不够, 空载电流变大<sup>[26]</sup>。

4) 冷却方式: 风洞试验的特殊性使得试验电机不能采用风冷方式, 只能靠外部油冷或水冷冷却装置强制实现电机快速冷却。一般采用冷却恒温控制方法, 这样电机进、出口介质温差较小, 避免电机因温差过大而发生凝露现象, 从而导致绝缘下降。

5) 高品质供电电源: 驱动器可实现电机参数快速整定, 并自带过流、过压、过温等保护功能, 防止电机受损, 同时还可通过增加高频输出滤波器提供接近正弦波电流。

## 5 结束语

综上所述, 结合已有电机研制经验, 可以将加强与国内高校及特种电机研究所技术结合作为一条有效渠道。国内高校在电机研制技术上有着独特一面, 尤其运用有限元数值计算法, 以二维有限元为主, 结合三维有限元, 对电机进行整体参数优化设计, 磁场分析、电磁负荷计算等详细分析, 保证了电机的生产周期, 并且使电机的设计指标可以达到预期。另外, 还应适当控制电机研制成本。

## 参考文献:

- [1] 王强, 李文涛. 轻型喷气式运输机与螺旋桨运输机经济性比较[J]. 航空工程与维修, 2000(3): 33-34.
- [2] 钱永年. 军用运输机[M]. 北京: 解放军出版社, 1987: 72-80.
- [3] 张钟林. 蓝天飞翼[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2003: 176-198.
- [4] 祝华远, 王利明, 纪云飞, 等. 军用飞机保障特性综合评估方法[J]. 兵工自动化, 2014, 33(9): 42-44.
- [5] 钟华. 世界空军武器装备[M]. 长沙: 国防科技大学出

版社, 2001: 201-220.

- [6] 胡问鸣. 通用飞机[M]. 北京: 航空工业出版社, 2008: 125-147.
- [7] 李征初, 王勋年, 陈洪, 等. 螺旋桨滑流对飞机机翼流场影响试验研究[J]. 流体力学实验与测量, 2000, 14(2): 44-48.
- [8] 车兵辉, 顾艺. SolidWorks 二次开发技术在风洞试验中的应用[J]. 兵工自动化, 2015, 34(11): 74-77.
- [9] 许建华, 宋文萍, 韩中华, 等. 基于 CFD 技术的螺旋桨气动特性研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(5): 1103-1109.
- [10] 李尚斌, 焦予泰. 螺旋桨滑流的研究进展[J]. 科学技术与工程, 2012, 12(8): 1867-1873.
- [11] 霍国, 王政. 4 米 × 3 米风洞带动力试验系统改造技术总结[Z]. 2012.
- [12] 唐亮, 杨振华, 谢艳, 等. Optotrak 光学跟踪测量仪在风洞迎角测量的应用[J]. 兵工自动化, 2015, 34(3): 68-70.
- [13] 吴晓溪, 张亮. 80 kW 风洞带动力试验用高速高功率密度永磁交流伺服电动机研制[J]. 微电机, 2011, 44(1): 14-16.
- [14] 安川电机公司. 安川电机样本[R]. 安川电机, 2008.
- [15] 三菱电机公司. 三菱伺服电机样本[R]. 三菱电机, 2007.
- [16] 德国百格拉公司. 德国百格拉伺服电机样本[R]. 德国百格拉, 2006.
- [17] 德国 BOSCH. 德国 BOSCH 伺服电机样本[R]. 德国 BOSCH, 2007.
- [18] 日本松下公司. 日本松下伺服电机样本[R]. 松下公司, 2008.
- [19] 和时利公司. 和时利伺服电机样本[R]. 和时利公司, 2008.
- [20] 南京苏强公司. 苏强伺服电机样本[R]. 南京苏强公司, 2008.
- [21] 莫会成, 闵琳, 王健, 等. 现代高性能永磁交流伺服系统综述(上)一永磁电机篇[J]. 伺服控制, 2014(2): 16-19.
- [22] 张晖, 等. 螺旋桨气动特性及直接力影响试验研究[Z]. 2014: 8.
- [23] 王新科, 张锐, 鞠波, 等. 风洞动导数俯仰振动试验装置的设计[J]. 兵工自动化, 2014, 33(8): 72-74.
- [24] 惠增宏, 乔奕, 竹朝霞. 飞机模型带动力风洞实验高功率密度电机研制[J]. 微电机, 2006, 39(6): 19-21.
- [25] 刘荣明. 中国稀土永磁产业现状及技术发展新动向[J]. 稀土信息, 2013(6): 18-23.
- [26] 张鹏, 谢艳, 苏宁. 基于 Matlab 的风洞信号延迟时间计算方法[J]. 兵工自动化, 2014, 33(6): 74-77.