

螺旋桨气动性能的试验研究

北京航空航天大学 冯毓诚* 任丽云

【摘要】 介绍了我国第一次进行的螺旋桨风洞试验—某型螺旋桨模型及改型桨模型风洞对比试验。首次得到了系统的缩尺模型性能对比试验结果。试验表明改型桨在爬升、巡航效率、静拉力等方面均超过设计要求的指标。介绍了螺旋桨驱动装置、试验模型、测量系统、试验修正、结果分析等。

主题词: 螺旋桨 风洞试验 性能试验

分类号: V211.44 V211.74

1 试验风洞、驱动装置

我国没有专供螺旋桨试验的风洞以及驱动装置,也没有现有桨的试验性能数据。本试验是国内第一次进行大尺寸工程性螺旋桨模型风洞试验。模型桨直径达 1.2m,为原型桨的 0.31 倍。试验最大转速 2400r/min。我国自行设计的某型飞机,一直使用由苏制桨测绘仿制的产品。其轴功率为 1718kW,与现用发动机功率 1952kW 不匹配。因而自行设计了改型桨。要求起飞/爬升效率比原桨提高 5%,巡航效率保持不变。经过了对原型桨及改型桨缩尺模型风洞内、外大量的气动性能试验,取得了全套数据。对比试验表明,螺旋桨起飞/爬升效率比原桨提高 8.76%,巡航效率提高 1.67%,地面静拉力增加 13.8%。均超过了设计要求的指标。

试验所用风洞为闭式低速风洞^[1],试验段长 12m,横截面 3m×3m。风速从 0m/s 无级变速到 100m/s。试验段流场纵静压梯度 ≈ 0 ,气流紊流度 0.1%~0.3%,纵向平均气流偏角 $< 0.1^\circ$,边界层厚度 130mm。

为了达到原型桨的功率系数,模型桨的驱动功率约需 55.1kW。如采用常规的装在短舱模型内的直流电机,则国内目前尚无此小直径、大功率的产品。如采用普通电机装在风洞外用皮带轮驱动,则因该洞是钢结构闭口试验段,又限于周围空间无法随意改装。参考文献[2,3],采用了已无空中寿命的航空发动机自行研制的冷气涡轮。其优点是输出功率大,在 4016r/min 时发出功率为 180kW,其迎风面积小,可直接装在试验段内,且货源广、成本低;缺点是需要供气、噪声大。改装中重点解决了以下问题:(1)用推力平衡腔平衡三级涡轮向后的 1500kg 轴向推力。(2)在螺旋桨与冷气轮之间加装了 1.5m 长的支承锥及传动轴,以减少驱动装置在风洞中的堵塞干扰及对测量截面的前传干扰。(3)在支架两侧及底部铺设镀锌铁皮,以减少支架对风洞气流的干扰。此外,还为驱动装置配置了一套性能良好的调节系统^[4,5]。动力涡轮所需空气由一台 4900kW 的压缩机和 6000m³的气罐供给。压力经减压阀后达 8kg/cm²,经气动薄膜调节阀、紧急切断阀、稳压段后由软管进入发动机吹动涡轮旋转。

调节阀可使涡轮前压力稳定在需要的压力值,标准信号压力由减压阀供给。在主调节管路

上并联了小调节阀作微调用。此系统可手调,也可自动调节,当涡轮前压力变化时,能自动改变阀门开度。经使用,该装置运转平稳、工作可靠、转速稳定、精度高(0.3%),满足使用要求。

2 螺旋桨试验模型、测量系统^[6]、干扰修正

由于在飞行中直接测量传给桨轴拉力和扭矩的困难,通常都是在风洞中进行模型试验。缩尺模型试验应满足相似条件,在几何相似,相位角相同的条件下,应保证运动相似和动力相似。

运动相似准则即相似参数进距比: $J = V_o / (n_s D) = \text{常数}$ 。 V_o 为远前方流速(m/s), n_s 为螺旋桨转速(r/min), D 为桨直径(m)。

雷诺数准则 $Re = w b_{0.7} / \nu$, 式中 $b_{0.7}$ 为 70% 半径处的桨翼弦长(m), w 为该截面速度(m/s)。文献[7]记载了一个变密度风洞中研究 Re 对螺旋桨性能影响的试验结果,表明当 $Re < 0.5 \times 10^6$ 时,效率很快下降,而大于 0.5×10^6 后缩尺模型完全能代表全尺寸桨的特性。因此,确定试验方案时,要选取合适的缩尺比及桨的转速。

马赫数准则 $Ma = w / a$, w 为桨尖速度(m/s), a 为当地音速。文献[8]是同一桨叶,在各种桨叶角下的螺旋桨最大效率 $\eta_{\max}$ 随 Ma 的变化规律。 $Ma < 0.9$ 时, Ma 几乎没有影响。只有当 $Ma > 0.9$ 时, $\eta_{\max}$ 才迅速降低。因此,当 Ma 接近或超过 0.9 时应保证这一相似条件。

为了测出螺旋桨的拉力和扭矩在传动轴和桨之间的桨壳内,装一圆环式应变天平,随轴一同旋转。使测出的力和力矩仅仅是桨上的载荷。拉力的静校精度为 0.15%,扭矩为 0.17%。干扰量给测量值带来的误差为 0.1%。表明天平精度高,各分量间干扰小。天平讯号由滑环引电器引出。当 $n = 2800 \text{ r/min}$ 时,由一对电刷引进 2V 电压,再由另一对电刷引出,其测量值在 1.999~2.000V 间跳动。噪声电压 1mV,信噪比 65dB。

转速测量是在滑环组件上用两个一半为导体,一半为绝缘体的环组成开关电路,输出经整形后,由频率计测出。

引电器输出信号送到 BCM-III 微机配套的数据采集系统,经实时处理后得到试验点的拉力 $T(\text{kg})$ 、扭矩 $M_k(\text{kg} \cdot \text{m})$ 、拉力系数 C_T 、功率系数 C_P 及效率 ETA 。

对改型桨(桨叶角 $BT = 20^\circ$)作了 5 次正拉力的重复性试验。 C_T 的最大均方根误差为 0.0028, C_P 为 0.0009, ETA 为 0.0145。风速则由经仔细校准后的皮托管测量。

两种桨的缩尺比均为 0.31,原型桨模型直径为风洞直径的 40%,改型桨为 40.9%。由于是闭式风洞,其洞壁干扰修正量已较显著,因而必须修正。此外,还有支架干扰、喷流干扰等。

冷气轮喷出的气流可能改变回流风洞中气流的密度,并引起流场压力脉动,因此采取了在风洞第一扩散处开两个通气孔,由洞外大气调节洞内气流密度。

由于洞壁限制,在螺旋桨流中的流速高于远前方来流速度 V_o ,而流流外侧的流速则小于 V_o 。这就使作用在桨上的拉力偏高。因此必须对实测风速用 H. Glauert 法进行修正^[9]。修正后的风速为等价自由流速 V_o' 。进距比 J 则根据 V_o' 计算。

支架干扰,采用整流板及长轴传动解决,经计算,可消除后体影响的 85%。

此外,还对机匣和支架对风洞流场产生的堵塞效应,也作了相应的修正。

经采取上述措施后,测出流场动压稳定度在整个试验过程中始终稳定在 3~5mm 酒精柱 ($\Delta \text{动压} / \text{动压} = 0.3 \sim 0.5\%$)。

3 螺旋桨模型风洞试验及其结果

采取原型与改型桨对比试验法。这对于既缺少修正系数的经验数据,又没有标准桨的条

件,无疑是一种可取的方法。

试验是在同一桨叶角下,改变进距比 J (通过不同风速和桨转速的最优组合来实现),测出 T 、 M_k 再计算出 C_T 、 C_P 和 ETA 。

$$J = V_0 / (n_s D) \quad , \quad C_T = T / (\rho n_s^2 D^4)$$

$$C_P = 2\pi M_k / (\rho n_s^3 D^5) \quad , \quad ETA = C_T / (C_P J)$$

原型及改型桨正拉力状态的试验结果

图 1~3 为原型桨在桨叶角 BT 为 27.5° (图中符号 $\times$)、 30° (图中符号 $\circ$)、 40° (图中符号 $\square$)、 42.5° (图中符号 $\triangle$) 时的 $C_T \sim J$ 、 $C_P \sim J$ 、 $ETA \sim J$ 的试验曲线。图 4~6 为改型桨在 BT 为 15° (图中符号 $\times$)、 20° (图中符号 $\circ$)、 30° (图中符号 $\square$)、 35° (图中符号 $\triangle$)、 40° (图中符号 $\bullet$) 时的 $C_T \sim J$ 、 $C_P \sim J$ 、 $ETA \sim J$ 的试验曲线。

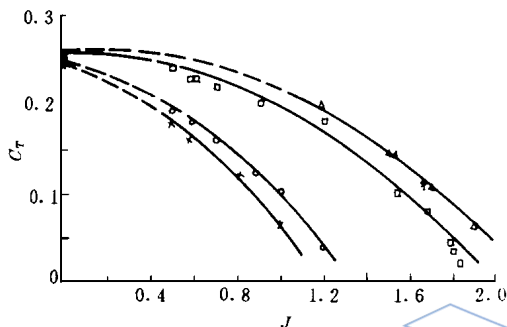


图 1 原型桨 $C_T \sim J$ 曲线

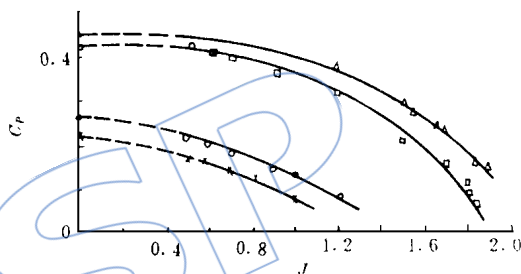


图 2 原型桨 $C_P \sim J$ 曲线

多次试验发现,在 $J < 1.6$ 时,效率点相差很小,但在 $J > 1.6$ 时分散度则较大,这是由于大 J 时螺旋桨产生的拉力和扭矩小,最大时只占天平量程的 $1/10$,此时测得的 T 及 M_k 相对误差较大,因而造成效率的离散度大。因此应改进大 J 时的天平量程。自转和顺桨状态的结果,本文不再叙述。由于是在相同条件下的对比性试验,因而比原桨性能提高的数据是可信的。由试验曲线计算出原型桨起飞效率为 $0.593 (J = 0.6179)$,巡航效率为 $0.836 (J = 1.6133)$ 。改型桨起飞效率 $0.645 (J = 0.6085)$,比原桨提高 8.76% 。巡航效率 $0.85 (J = 1.5889)$,比原桨提高 1.67% 。地面静拉力增加 13.8% ,全面超过设计指标。

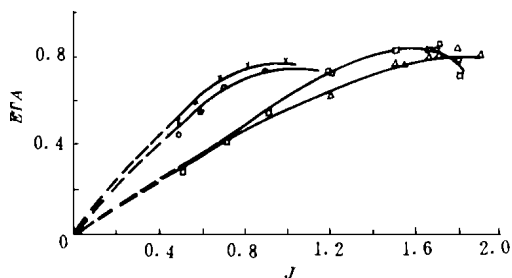


图 3 原型桨 $ETA \sim J$ 曲线

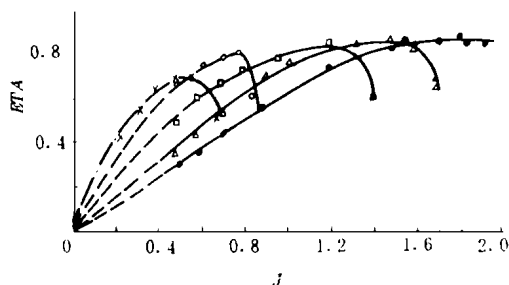
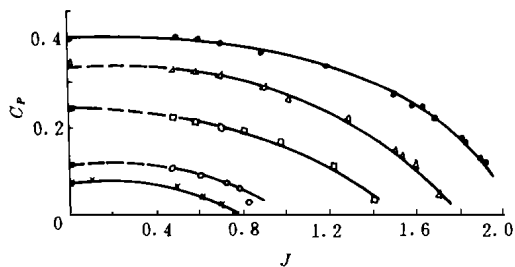
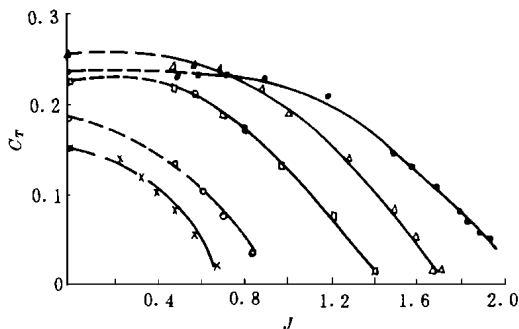


图 4 改型桨 $C_P \sim J$ 曲线

图 5 改型桨 $C_p \sim J$ 曲线图 6 改型桨 $ETA \sim J$ 曲线

结论: (1) 螺旋桨模型风洞试验是我国第一次完成的大型、工程性对比试验。试验表明改型桨在起飞效率、巡航效率方面均优于原型桨。(2) 在缺少经验修正数据及标准桨的条件下, 对比试验是一种比较可行的办法。其缺点是不能为飞机设计提供定量数据。(3) 用已无空中寿命的航空发动机改装成冷气涡轮, 并配以良好的调节系统, 其运转平稳、工作可靠、转速稳定, 可作为今后螺旋桨模型试验的动力。(4) 采取的防干扰措施改善了流场品质, 在整个试验过程中流场的动压波动量为 $3 \sim 5 \text{ mm}$ 酒精柱 ($\Delta \text{动压} / \text{动压} = 0.3 \sim 0.5\%$), 在试验允许的范围内。

参 考 文 献

- 1 航天部北京气动力学研究所. FD-09 低速风洞. 1987
- 2 Sagerser D A, etc. Large-Scale Advanced Propfan Program Progress Report. AIAA-85-1187
- 3 Glover B M, etc. Cold Air Turbine Drives for Model Advanced Design Propellers. AIAA 84-2386
- 4 余善富. 气动执行器. 北京: 机械工业出版社, 1982
- 5 夏焕彬. 气动调节仪表. 北京: 化学工业出版社, 1980
- 6 武家陶. 某型螺旋缩尺模型风洞测力装置. 中国航空学会第二届动力年会, 1989
- 7 Bass R M. Small Scale Wind Tunnel Testing of Model Propellers. AIAA 86-0392, 1986
- 8 Borst H V. Summary of Propeller Design Procedures and Data. AD774831, 1972
- 9 Glauert H. Wind Tunnel Interference on Wings, Bodies and Airscrews. ARC RM 1566, 1933

(责任编辑 魏星禄)