

文章编号: 1000-8055(2004)06-0798-04

地效翼船用涵道螺旋桨的设计试验

屠秋野¹, 王晓峰², 沈鸿萃³, 袁昌华³, 叶休乃³

(1 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072;

2 中国航空技术进出口总公司, 北京 100101;

3 中国船舶科学研究中心, 江苏 无锡 214082)

摘要: 以涵道螺旋桨取代开式螺旋桨, 既满足了小型地效翼船起飞状态的推力需求, 也在一定程度上弥补了开式螺旋桨叶尖打水的缺陷。本文建立了涵道螺旋桨桨叶的涡强度分布模型, 以涵道螺旋桨的涡强度分布函数代替描述开式螺旋桨涡强度分布的 Prandtl 动量损失函数, 将最小能量损失的设计方法推广到涵道螺旋桨的设计, 从而建立了一套完整的涵道螺旋桨的工程设计方法。设计模型的风洞实验结果同理论计算基本吻合, 证明了设计方法的可行性。

关键词: 航空、航天推进系统; 涵道螺旋桨; 地效翼船; 分布模型

中图分类号: V 235. 12

文献标识码: A

The Duct Fan Design and Test for W IG Craft

TU Qiu-ye¹, WANG Xiao-feng², SHEN Hong-cui³,
YUAN Chang-hua³, YE Xiu-nai³

(1. College of Propulsion and Energy, Northwestern Polytechnical University,
Xi'an 710072, China;

2. China National Aero-technology Import and Export Corporation,
Beijing 100101, China;

3. China Ship Scientific Research Center, Wuxi 214082, China)

Abstract: Ducted fan is recommended as a small WIG (wing in ground-effect) craft propulsion system instead of a propeller, because it not only provides enough startup thrust but also keeps the water from disturbing the propeller tips. The vortex distribution model of the ducted fan was established, and the numerical results were used to substitute the Prandtl Loss Through the extension of Betz conditions to the ducted fan, a complete method of ducted fan design was established. The performance of a ducted fan model tested in the wind tunnel shows a satisfactory result.

Key words: aerospace propulsion system; duct fan; WIG craft

收稿日期: 2003- 05- 27; **修订日期:** 2003- 12- 05

基金项目: 西北工业大学“英才培养计划”基金资助项目

作者简介: 屠秋野(1971-), 男, 辽宁沈阳人, 西北工业大学动力与能源学院副教授, 主要从事航空动力与推进系统设计方面的研究

地效翼船不同于普通意义上的飞行器, 它的巡航高度低、巡航速度低、起飞推力需求大。采用涵道螺旋桨一方面能够缓解地效翼船起飞和巡航状态推力需求的矛盾, 另一方面也在一定程度上弥补了螺旋桨叶尖打水的缺陷。因此涵道螺旋桨是目前小型地效翼船推进装置的发展趋势之一, 其中最具有代表性的是俄罗斯的“伏尔加-2”型地效翼船(图 1)。本文在此需求的背景下, 开展了涵道螺旋桨的设计实验研究^[1]。



图 1 伏尔加-2 型地效翼船
Fig 1 "Volga-2" WIG craft

1 涵道螺旋桨桨叶的涡强度分布计算

涵道螺旋桨的工作示意图如图 2(图中 λ 为进距比, $\lambda = (V_\infty + w)/\Omega R$, V_∞ 为自由流速度, w 为轴向诱导速度, Ω 为角速度, R 为螺旋桨半径), 参考 Wright^[2,3] 提出的涵道螺旋桨涡强度分析模型, 定义所有从螺旋桨径向脱落的涡为内涡页。从螺旋桨叶尖脱落的涡由于涵道的作用, 呈轴向分布的趋势, 这一涡系定义为边界涡页。基于长涵道的设计, 边界涡页引入下述假设条件:

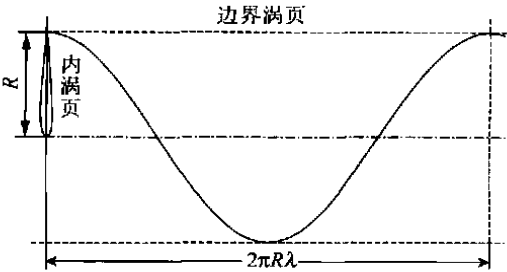


图 2 涵道螺旋桨工作示意图
Fig 2 Operational illustration of duct fan

(1) 抵消与内涡页相关的边界径向速度场;

- (2) 满足边界涡页交线内外的速度不连续性;
- (3) 不诱导内涡页表面的径向速度, 不产生径向扰动;
- (4) 与内涡页流场一起保证内涡页完整刚性轴向运动; 抵消内涡页涡量之和。

根据上面的一些基本假设, 分析涵道螺旋桨的速度矢量图(图 3), 得到涵道螺旋桨桨叶涡强度分布的基本控制方程。图 3 中, u_i 为涡对任意点的扰动速度, u_ξ 为涡对任意点的扰动速度的切向分量, w 为气流流入速度, u_z 为涡对任意点的扰动速度的法向分量; 下标: r, ψ, z 表示圆柱坐标系, r 为径向, ψ 为角向, z 为轴向。

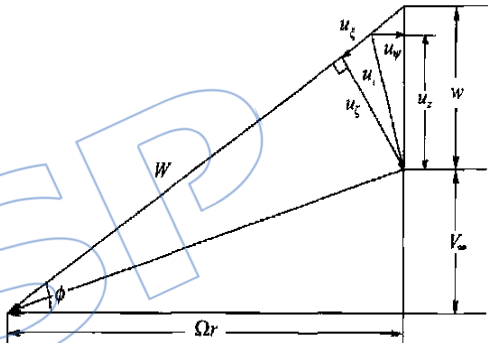


图 3 涵道螺旋桨的速度矢量图

Fig 3 Vector diagram of duct fan

涡对内涡页控制点的诱导方程如下:

$$\sum_1 \left(\frac{\Delta u_r}{w} \right) + \sum_2 \left[\left(\frac{\Delta u_r}{w} \right) A_1 - \left(\frac{\Delta u_\xi}{w} \right) A_2 \right] + \sum_3 \left(\frac{\Delta u_r}{w} \right) = \cos \varphi \tag{1}$$

涡对边界涡页控制点的诱导方程如下:

$$\sum_1 \left(\frac{\Delta u_r}{w} \right) + \sum_3 \left(\frac{\Delta u_r}{w} \right) = 0 \tag{2}$$

总的涡强度和:

$$\sum_1 \left(\frac{\gamma}{4\pi R w} \right) + \sum_2 \left(\frac{\gamma}{4\pi R w} \right) + \sum_3 \left(\frac{\gamma}{4\pi R w} \right) = 0 \tag{3}$$

式中 u_r 为涡对任意点的扰动速度的轴向分量, φ 为内页的轴向螺距角, w 为轴向诱导速度; 下标: 1 表示内涡页, 2 表示均匀边界涡页, 3 表示非均匀边界涡页。

根据上面推导的控制方程组分别计算不同飞行速度、不同桨叶数目条件下, 桨叶上的无量纲涡强度分布情况如图 4 和图 5 所示。计算结果显示,

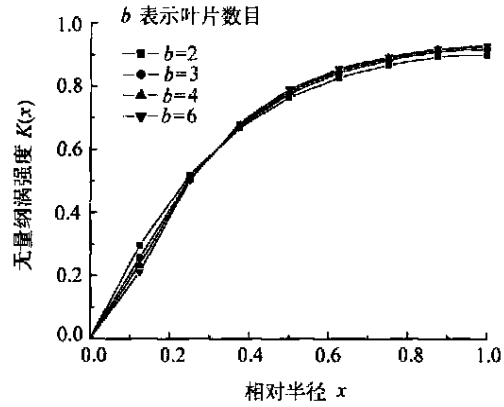


图 4 $\lambda=0.25$ 时, 桨叶上无量纲涡强度分布
Fig 4 Nondimensional vorticity distribution on the blade ($\lambda=0.25$)

涵道螺旋桨的涡强度沿径向逐渐增加, 并在桨尖附近处达到最大; 而通常开式螺旋桨的涡强度约在 70% 桨径处达到最大后就迅速衰减, 在桨尖处涡强度为零。这是涵道螺旋桨推进效率高于开式螺旋桨的根本原因。考虑到前面所作的假设, 实际涵道螺旋桨的最大涡强度点虽然不会在桨尖附近, 但是仍要比开式螺旋桨更加靠近桨尖, 这是涵道螺旋桨设计过程中应加以注意的地方。

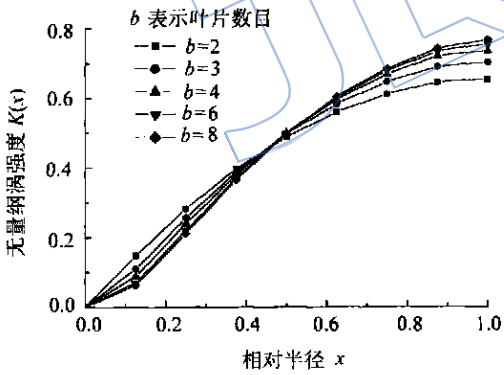


图 5 $\lambda=0.5$ 时, 桨叶上无量纲涡强度分布
Fig 5 Nondimensional vorticity distribution on the blade ($\lambda=0.5$)

2 涵道螺旋桨桨叶的设计

涵道螺旋桨桨叶的设计采用 Adkins C 的最小能量损失法^[4]。用上面计算得到的涵道螺旋桨涡强度分布函数替代该方法中用于描述开式螺旋桨涡强度分布的 Prandtl 动量损失函数, 从而将最小能量损失的设计思想推广到涵道螺旋桨的设计范畴。

表 1 涵道螺旋桨的几何尺寸
Table 1 Geometric parameters of the propeller

相对半径	螺距 /mm	弦长 /mm	气流马赫数
0.3333	87.10	49.1	0.29
0.4250	85.21	53.8	0.33
0.5208	82.35	56.0	0.39
0.6167	78.76	58.2	0.44
0.7125	75.66	60.0	0.50
0.8083	74.17	61.7	0.56
0.9042	75.32	63.3	0.62
1.0000	77.83	63.5	0.68

应用修正后的最小能量设计方法, 计算了一套可用于风洞试验测试的涵道螺旋桨模型的气动设计参数: 设计功率为 10 kw, 设计转速为 7 200 r/min, 桨盘直径为 480 mm, 设计前进比为 0.7 (40 m/s), 桨叶数目为 3, 功率系数为 1.36, 拉力系数为 1.02, 设计拉力为 182.5 N, 设计效率为 0.75。涵道螺旋桨模型的设计几何尺寸在表 1 中给出。

3 涵道的设计

为方便起见, 定义涵道出口面积 A_e 与螺旋桨盘面积 A_p 之比为涵道面积比。图 6^[5] 给出了地面静止状态涵道面积比对涵道推力的影响的结果。图中 F_D 表示涵道螺旋桨拉力, T 表示开式螺旋桨拉力。实验结果表明, 涵道的面积比是改善涵道推力的一个重要参数, 适当增加涵道的出口面积有利于提高涵道的推力。

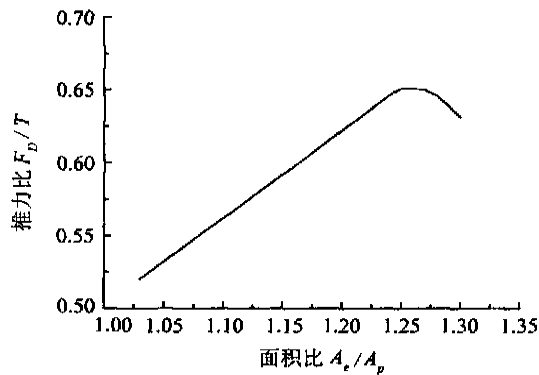


图 6 涵道面积比对涵道推力的影响
Fig 6 The effects of duct area ratio on duct thrust

在前面涵道螺旋桨的设计性能计算中, 涵道模型被定义成平直段, 即面积比为 1.0 的情况, 因此当涵道面积比改变后, 可以按照图 6 中给出的数据对前面的设计推力加以修正, 修正的基准为 1.0 面积比对应的设计值。根据气动设计参数和表 1 给出的涵道螺旋桨桨叶的几何设计参数, 参考图 6 的实验曲线得到涵道的设计结果如下: 涵道翼型为 NACA 23021, 面积比为 1.2, 叶尖间隙为 1 mm, 涵道长度为 260 mm, 修正后的拉力为 22.3 kg。

4 涵道螺旋桨的性能试验测试

根据气动设计参数和表 1 及涵道的设计结果

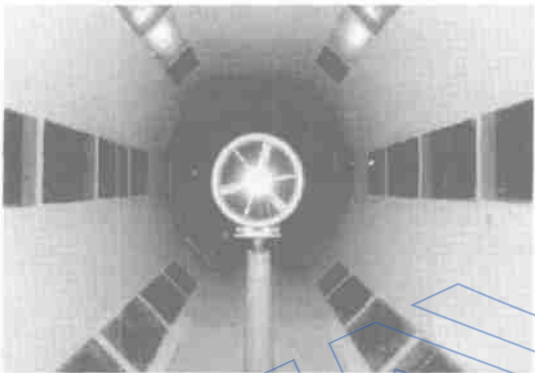


图 7 涵道螺旋桨在风洞中的试验模型
Fig 7 Duct fan test model in wind tunnel

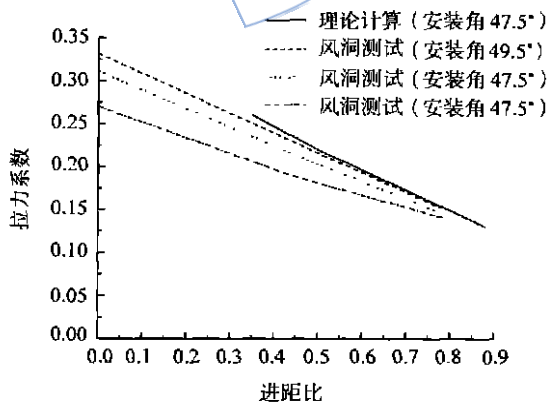


图 8 计算结果与风洞测试结果比较
Fig 8 Calculation results compare with the wind tunnel test results

给出的涵道螺旋桨几何尺寸, 加工了涵道螺旋桨模型试验件。并于 2001 年 12 月, 在中国船舶科学研究中心的风洞实验室, 进行了涵道螺旋桨模型性能的风洞实验测试。风洞最大风速为 93 m/s, 实验段长 8.5 m, 截面为八角形 (3 m × 3 m); 采用大型机械六分力天平, 测量精度 0.3%, 模型在风洞中的装配如图 7 所示。分别选择了 45.5°, 47.5° 和 49.5° 3 个安装角, 每个安装角下选择 0 m/s, 10 m/s, 20 m/s, 30 m/s 和 40 m/s 5 个风速进行吹风试验, 测试推力性能。图 8 给出了计算结果同风洞测试结果的比较。可以看出, 两者的结果基本吻合, 从而在一定程度上证明了前面提出的设计方法的可行性。

5 结 论

- (1) 涵道螺旋桨的最大涡强度点要比开式螺旋桨更加靠近桨尖, 这是涵道螺旋桨设计过程中应加以注意的地方。
- (2) 以涵道螺旋桨的涡强度分布函数代替描述开式螺旋桨涡强度分布的 Prandtl 动量损失函数, 将最小能量损失的设计思想推广到涵道螺旋桨的设计范畴, 从而建立了一套完整的涵道螺旋桨的工程设计方法。该方法设计的涵道螺旋桨模型的风洞测试数据与理论计算结果基本吻合, 证明了设计方法的可行性。
- (3) 选择合适的涵道面积比有利于提高整个涵道螺旋桨的拉力。

参考文献

[1] 屠秋野, 唐狄毅. 涵道螺旋桨桨叶涡强度分布计算[J]. 航空动力学报, 2002, 17(2): 192- 195
TU Qiu-ye, TANG Di-yi. A Numerical Model for Duct Fan Vortex Intensity. *Journal of Aerospace power*, 2002, 17(2): 192- 195

[2] Terry W. Evaluation of the Design Parameters for Optimum Heavily Loaded Ducted Fans[J]. *Journal of Aircraft*, 1970, 7: 512- 518

[3] Robin B. G., Terry W. A Vortex Wake Model for Optimum Heavily Loaded Ducted Fans[J]. *Journal of Aircraft*, 1970, 7: 152- 158

[4] Adkins C., Liebeck R. Design of Optimum Propellers[R]. AIAA - 83- 0190, 1983

[5] Ducted Propeller Study[R]. AD - 647299, 1964