1997年6月 推 进 技 术 Jun. 1997
第18卷 第3期 JOURNAL OF PROPULSION TECHNOLOGY Vol. 18 No. 3

螺旋桨的优化设计*

刘 振 侠

(西北工业大学航空动力与热力工程系，西安，710072)

摘 要：结合对某型螺旋桨的改型设计，运用Betz优化理论发展了一套螺旋桨优化设计方法及设计和性能计算程序。将设计得到的螺旋桨进行缩尺模型吹风试验，结果表明所设计的螺桨性能在起飞/爬升状态及巡航状态比原桨均提高3%。

主题词：螺旋桨，螺旋桨理论，最优设计

分类号：V235.123

OPTIMUM DESIGN FOR PROPELLERS

Liu Zhenxia

(Dept. of Aeroengine Engineering, Northwesterm Polytechnical Univ., Xi'an, 710072)

Abstract: This paper analyzes the basic problems of moden method of propeller design and developed a computer procedure to design optimum propellers according to Betz optimization theory. A set of propellers used now are redesigned and the property of the new and the old one are all calculated at taking off, climbing and cruising coditions. The comparison tunnel tests of scaled models of the old and redesigned propellers have been done. The experiment result states that the efficiency of the redesigned propellers increases by a factor of 3% compared with that of the old one at each fight condition.

Subject terms: Propeller, Propeller theory, Optimum design

1 引 言

目前，由于计算机技术的广泛应用，可全面考虑影响螺旋桨效率的各种因素，使采用优化设计方法成为可能。现行螺旋桨优化设计免去了小角度近似及古典设计理论中“轻负荷”近似，在诱导速度中加入粘性，从而更加确切地描述了低雷诺数或高翼型阻力时的气流流动情况，使得设计从理论上提高了一步。

本文结合某型螺旋桨的改型设计，运用Betz的优化理论发展了一套螺旋桨优化设计方法及性能计算程序。将设计得到的螺桨进行缩尺模型吹风试验，结果表明所设计螺桨性能在起飞/爬升状态和巡航状态比原桨均提高约3%。

2 优化设计理论

2.1 动量方程

考虑一个质量为dm的流体微元，从远前方以速度v沿一极薄的环管流向桨盘。到达桨盘的速度为$v(1+a)$，其中a为轴向诱导因子。环管与桨盘相交所成的截面面积为$2\pi r dr$，那么

* 收稿日期：19960527，修回日期：19961223

流过桨盘的单位半径上的质量流率就为 $2\pi r\mathrm{d}r\rho v(1+a)/\mathrm{d}r$，即为：$2\pi r\rho v(1+a)$。

设 $\mathrm{d}m$ 流到桨后无限远处的速度为：$v\ (1+b)$，则有[1,2]：$b=2a$，则流体微元动量总变化为：$2vad m$。

考虑到微元沿径向的分速度，设动量损失因子为 F，动量变化量改为：$2v\mathrm{d}mF$。则作用在环管上单位半径上的拉力 T' 为：

$$T' = \mathrm{d}T/\mathrm{d}r = 2\pi r\rho v(1+a)(2vaF) \tag{1}$$

同理，单位半径上的扭矩 Q' 为：

$$Q' = \mathrm{d}Q/\mathrm{d}r = 2\pi r\rho v(1+a)(2\Omega r a' F) \tag{2}$$

其中，Ω 为螺旋桨角速度，a' 为切向诱导因子。图 1 所示为螺旋桨某半径上翼型的速度三角形，W 为当地总速度，α 为攻角，Φ 为气流角。

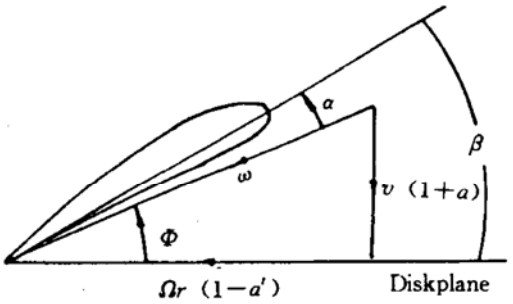

Fig. 1 Flow geometry for blade element at radial station r

2.2 环量方程

在桨叶的每一半径上，无限小的微元涡沿着一螺旋面向后移动。其螺旋角为 Φ，Betz 的能量最小条件为：尾迹不收缩，即涡面是规则螺旋表面，即有：$r\mathrm{tg}\Phi$ 为常数。

在桨叶上半径为 r 处，单位半径上总升力为：$L' = \mathrm{d}L/\mathrm{d}r = B\rho W\Gamma$。尾迹中相应的环管的环量为：

$$B\Gamma = 2\pi r F W_t \tag{3}$$

由图 2 所示有：$W_t = W_n \cdot \sin\Phi$，且：$v' = W_n/\cos\Phi$。其中，B 为桨叶数，W_t 为当地切向速度，W_n 为垂直于当地涡面的流动速度，从与桨盘固连的坐标系上看，涡丝的轴向速度为：$v' = W_n/\cos\Phi$。令：$\zeta = v'/v$，则：$W_t = v\zeta \cdot \sin\Phi\cos\Phi$

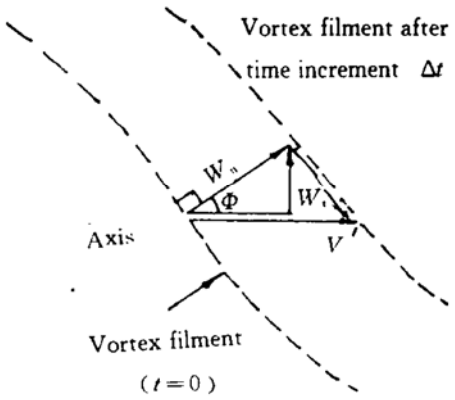

Fig. 2 Definition of the displacement velocity v in the propeller wake

环量表示为：$B\Gamma = 2\pi r v^2\zeta G/(r\Omega)$ (4)

其中 G 为环量函数：$G = Fx\cos\Phi\sin\Phi$ (5)

x 为速度比：$x=\Omega r/v$。因此，单位半径上的拉力 T' 及扭矩 Q' 的环量方程为：

$$T' = L'\cos\Phi - D'\sin\Phi = L'\cos\Phi(1-\varepsilon\mathrm{tg}\Phi) \tag{6a}$$

$$Q' = L'\mathrm{sinn}\Phi + D'\cos\Phi = L'\sin\Phi(1+\varepsilon/\mathrm{tg}\Phi) \tag{6b}$$

其中，ε 为翼型的阻升比。

2.3 能量损失的最小条件

令式（1）与式（6）相等，就可以得到：

$$a = (\zeta/2)\cos^2\Phi(1-\varepsilon\mathrm{tg}\Phi) \quad (7a) \qquad a' = (\zeta/2x)\cos\Phi\sin\Phi(1+\varepsilon/\mathrm{tg}\Phi) \quad (7b)$$

从式（1）及图 1 即可得：

$$\mathrm{tg}\Phi = (1+\zeta/2)/x = (1+\zeta/2)\lambda/\xi \tag{8}$$

其中 $\lambda=v/\Omega R$，$\xi=r/R$，ξ 从桨根处的 ξ_0 到桨尖处的 $\xi=1$。且：$x = \Omega r/v = (r/R)/\lambda = \xi/\lambda$，故有：$\xi\mathrm{tg}\Phi = (1+\zeta/2)\lambda$。因此，当飞机及发动机状态一定时，$(1+\zeta/2)\lambda$ 为常数，即能量损失最小的条件为：$\xi\mathrm{tg}\Phi =$ 常数。

2.4 约束方程

对于螺旋桨设计，应当首先确定螺桨拉力或输出到螺桨的功率。定义无量纲拉力和功率系数如下：

$$T_c = 2T/(\rho v^2 \pi R^2) \quad (9a), \quad p_c = 2p/(\rho v^3 \pi R^2) \quad (9b)$$

用上面的定义则式（6）可以写成：

$$T_c' = I_1'\zeta - I_2'\zeta^2 \quad (10a), \quad p_c' = J_1'\zeta + J_2'\zeta^2 \quad (10b)$$

其中“'”指对 ξ 求导，且有：

$$I_1' = 4\xi G(1 - \varepsilon \mathrm{tg}\Phi) \quad (11a), \quad I_2' = \lambda(I_1'\xi/2)(1 + \varepsilon \mathrm{tg}\Phi)\sin\Phi\cos\Phi \quad (11b)$$

$$J_1' = 4\zeta G(1 + \varepsilon/\mathrm{tg}\Phi) \quad (11c), \quad J_2' = (J_1'/2)(1 - \varepsilon \mathrm{tg}\Phi)\cos^2\Phi \quad (11d)$$

而对 Betz 的能量最小条件设计的螺旋桨来说，ζ 是一个常数。由此推得约束方程为：

$$\zeta = (I_1 I_2/2) - [(I_1 I_2/2)^2 - T_c/I_2]^{1/2} \quad (12), \quad p_c = J_1\zeta + J_2\zeta^2 \quad (13)$$

或：$\zeta = -(J_1 J_2/2) - [(J_1 J_2/2)^2 + p_c/J_2]^{1/2}$ (14)，$T_c = I_1\zeta - I_2\zeta^2$ (15)

上面的 I_1，I_2，J_1，J_2，可由式（11）对 ξ 从 $\xi=\xi_0$ 到 $\xi=1$ 积分得到。

2.5 翼型的几何条件

设 c 为桨叶上半径 r 处的翼型弦长，C_l 为此翼型的升力系数，则桨叶单位半径上的升力为：$\rho W^2 c C_l/2 = \rho W \Gamma$，将(4) 式中的 Γ 代入上式右边则可得：

$$W_c = 4\pi\lambda G v R\zeta/(C_l B) \quad (16)$$

其中，B 为桨叶数。由于 $Re = W_c/\mu$，因此，从(16) 可以看出选定了 C_l 也就决定了当地雷诺数，也就定出了翼型的阻升比 ε，由图 1 可以看出：$W = v(1 + a)/\sin\Phi$ 。

3 设计方法

根据这一理论进行螺旋桨的优化设计主要包括两个内容：其一，选用高性能的螺旋桨翼型；其二，在所选用翼型的基础上对沿桨叶径向各半径上翼型的升力系数及扭角进行优化。

可以看出当给出不同半径 $\xi(r/R)$ 上的 C_l 值后则以上式(1) ～ (16) 即可用迭代方法求解。其方法是以 ξ 为迭代参数，首先给出其初值，然后求出 p_c 或 T_c，用下式求出新的 ζ：$\zeta \approx 0.5 p_c/(\xi_e^2 - \xi_0^2)$。其中 $\xi_e = 1 - 1.386\lambda/B$ 。

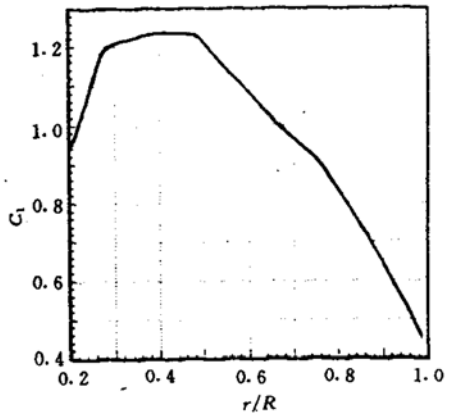

Fig. 3　The distribution of C_l along R

前后 ζ 相差小于 1%时，迭代结束，则求出以上各个参数，包括扭角 β。

给出不同 ξ 处的 C_l 值，实际上就是给出一组翼型并按一定要求将其安排在不同位置上。这要考虑翼型的类型，比如桨根多选用低速翼型，而桨尖多选用跨音速翼型。此外要选择较好的 C_l-ζ 分布（见文献[2]）。本文改型桨设计例的 C_l-ζ 分布 见图 3。

4 算　例

本算例是为某型飞机螺旋桨的改型设计。由于原螺旋桨与其发动机不相匹配，故用优化

设计重新设计一套螺旋桨。飞机飞行状态如表 1。

Table 1 Flight condition

Condition	Take off Ⅰ	Take off Ⅱ	Climb Ⅰ	Climb Ⅱ	Cruising
High (km)	0	0	2	4	4
Atmosphere temperatare (℃)	15	15	15	15	15
Power (kw)	1855	1951	1544	1394	1272
Rotative velocity (r/min)	1245	1288	1245	1245	1245
Velocity (m/s)	50	50	100	100	150

设计状态选为Ⅱ速起飞。桨叶数 $B=3$，桨盘直径 $D=3.86$m。翼型采用 6 个 NPU 翼型经过插值处理后得到的数据，并使桨重不超过原桨重量。

按本文所述方法优化设计出来的螺旋桨主要参数如表 2：

Table 2 Redesigned propeller parameters

Relative radius	Chord	Twist angle (°)	Relative thick
0.2020	0.3061	58.32	0.1790
0.2778	0.3099	51.67	0.1580
0.3535	0.2954	45.53	0.1400
0.4293	0.2895	40.05	0.1240
0.5051	0.2829	35.72	0.1090
0.5808	0.2779	32.03	0.0970
0.6566	0.2733	28.50	0.0840
0.7323	0.2703	25.13	0.0745
0.8081	0.2628	22.13	0.0640
0.8838	0.2434	19.53	0.0543
0.9596	0.1610	17.05	0.0440

对原桨及新桨用本文的方法计算了其性能。改型桨的性能见表 3，两者效率的计算结果列于表 4 中。

Table 3　Property parameters of redesigned propellers

Condition	Power (kw)	Thrust (kw)	Efficiency
Take off Ⅰ	1885	26.44	0.701
Take off Ⅱ	1951	27.51	0.705
Climb Ⅰ	1544	13.66	0.885
Climb Ⅱ	1394	12.23	0.878
Cruising	1272	9.25	0.910

Table 4　Property comparison between new propellers' and old one's

Condition	Tabke off Ⅰ	Take off Ⅱ	Climb Ⅰ	Climb Ⅱ	Cruising
Old propellers	0.663	0.667	0.872	0.858	0.891
Redesigned propellers	0.701	0.705	0.886	0.878	0.910
$\Delta\eta$ (%)	3.8	4.0	1.4	2.0	2.0

从表 4 可以看出，在Ⅱ速起飞状态（设计状态）新桨较原桨效率提高 4%。其它状态较原桨提高 2%，满足不低于原桨性能的要求。

5　实验及讨论

实验目的是通过风洞实验得到原型桨及改型桨缩尺模型的气动数据，以资比较。但与计算仅有的不同是实验桨叶数 $B=4$。实验所用风洞为单回路开口式风动。缩尺比为 0.118。模型用铝合金制成。螺旋桨用气冷式三相交流变频电动机驱动，功率为 4.4kW。电源由 10kW 可控硅变频调速装置供给。螺旋桨转速由改变频率得到。风洞实验段中的风速用压弹落差法测定。螺旋桨的拉力和扭矩用应变天平测量。

实验结果：改型起飞状态效率为 0.528，原型桨起飞状态为 0.513；改型桨巡航状态效率为 0.811，原型桨为 0.789。两种状态下改型桨效率均比原桨提高 3%。

可以看出，新桨和旧桨的性能计算值都比实验值高。这是因为计算没有考虑螺旋桨与短舱间流场的相互作用及影响，而实验过程则对这种影响进行了模拟。但由于实验是同时对新桨和旧桨进行的，因此仍能说明问题，即采用本优化设计方法可以设计出性能较高的螺旋桨。

参　考　文　献

1　Adkins C N, Liebeck R H. Design of optimum propeller. AIAA 83-0190

2　Goldstein S. On the vortex theory of minimum inducedloss propellers. Wichita KS: Business Aircraft Meeting and Exposition, 1979. 4