

一种旧式螺旋桨的气动力改型设计

北航螺旋桨研究发展中心 曾 明 顾高墀

【摘要】 本文对一种螺旋桨的气动力设计特点先作了分析。在这基础上又根据当前螺旋桨技术的发展新水平提出了改型设计争取达到的指标。在总体设计中确定了翼型选择、桨叶平面形状、直径以及厚度分布等重要参数。介绍了优化设计原理主方案筛选。根据新、旧桨缩尺模型的风洞对比实验结果可知,设计是完全成功的。新桨的静拉力和起飞爬高效率各比原桨提高 13.8% 和 8.76%。巡航效率和噪声性能亦有所改进。均超过了预期指标。

一、前 言

在二次大战期间,西方国家发展出了 NACA-16 系列翼型,使螺旋桨的性能达到一新阶段。其后由于喷气推进技术的兴起,螺旋桨技术发展一度趋于停顿。70 年代,由于世界能源危机,国内外又重视起螺旋桨推进的节能优点来。经过开发研究,各航空先进国家先后推出一系列专用于螺旋桨的新翼型(如 ARA-D、HS-1 等),以及广泛使用复合材料等新技术后,又使螺旋桨的气动力、噪声、强度等综合性能跃进了一大步。特别在起飞和爬高性能方面改进更为突出。我们就是在这一背景下,对一种旧型螺旋桨进行了气动力改型设计。

二、原桨性能分析

原桨是苏联在 50 年代设计的。直径为 3.9m,4 个叶片。所用翼型属 ЦАГИ-Φ 型。在飞机起飞离地速度(180km/h)下,效率为 0.59。在零高度 450km/h 下,最高效率约为 0.86。地面静拉力约为 25710N(螺旋桨吸收功率为 1766kW)螺旋桨转速为 1245r/min。

ЦАГИ-Φ 翼型大体上相当于 NACA-16 系列。我们近似采用厚度和弯度相近的 NACA-16 翼型数据并根据螺旋桨的片条理论对原桨性能进行了分析。算得地面静拉力为 30070N。起飞离地速度的下效率为 0.63。零高度 460km/h 下最高效率为 0.88。由于采用的翼型数据不准,计算结果都高于上述值。但还是可从分析中看出一些原桨的设计特点。

图 1 示沿桨叶展的局部效率 η' 分布。在巡航状态下, η' 分布较为均匀。已接近优化设计状态。爬高状态下, η' 分布很不均匀。这说明原桨的设计点较偏重于巡航状态。

图 2 示沿桨叶展的举阻比分布。除去巡航状态还稍高一些外,爬高状态下大部分截面的举阻比都在 30 以下。由此可得启示,如改用新一代的螺旋桨专用翼型后可显著提高爬高和静拉力性能。

根据以上分析,又考虑到这次改型设计中发动机和螺旋桨桨毂不更换。转速降不下,将叶数不能增添,这些都对增效和降噪十分不利。可供选择的设计参数不多,遂提出新桨的设计指标如下:离地爬高($H = 0\text{m}$, $V = 180\text{km/h}$)效率提高 5%;巡航($H = 6000\text{m}$, $V = 470\text{km/h}$)效率不低于原桨;巡航下降噪 1dB(A);桨叶重量低于原桨。

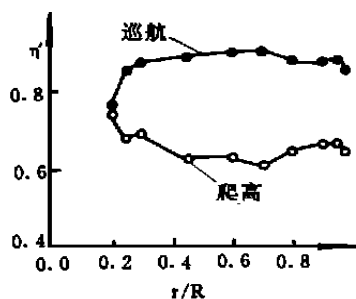


图1 原桨沿桨叶展的局部效率分布

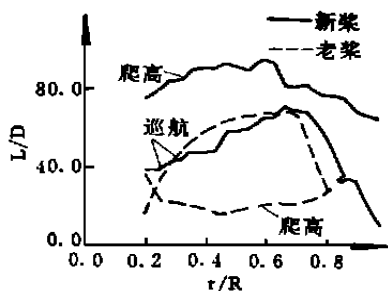


图2 新旧桨沿桨叶展的举阻比分布

三、总体安排

正规设计一新螺旋桨时,常分成两个阶段——总体安排和细节设计来进行。首先根据飞机的使命、各种飞行状态下的性能要求、飞行环境、飞机的几何特性、噪声、重量、制造工艺、维修以及造价等因素,先期选定一下螺旋桨的直径、桨叶数、转速、桨叶平面形状、厚度分布以及翼型类型等。然后再根据螺旋桨优化设计理论,在不同的设计点具体决定桨叶的弦长和扭角分布。必要时还要改变翼型的几何参数重新设计。从各种设计方案中筛选出飞机全部飞行状态下螺旋桨综合性能最佳方案。据此再进行风洞模型实验以及静、动强度验算。这些环节都通过后,才能投料制作样桨,继而进行各种地面和空中适航性试验。

这次设计中,由于发动机和桨毂都已选定,又螺旋桨在飞机上的按装位置亦已确定,螺旋桨直径不能改变太大,只能对翼型选择、厚度分布、平面形状以及 AF 值等参数进行优化筛选。兹分述如下。

1. 翼型选择 从70年代后期起,英、美、西德等国分别发展出了系列的专用于螺旋桨的翼型组。每一组包括若干个厚度和弯度不同的翼型,分别能满足桨叶上不同半径处 Re 和 Ma 数的流动要求。其最显著的气动力特征是:在相当宽的举力系数 C_y 范围内都能保持较高的举阻比;设计 C_y 高;低 C_y 值下临界 Ma 数高;最大举力系数 $C_{y\max}$ 高;失速后 C_y 变化仍较缓和;翼面易于加工以及不易损伤等等。NACA-16 翼型则只有最小阻力系数 $C_{x\min}$ 小以及低 C_y 值下临界 Ma 数高这些优点。其他性能都远不如新一代的翼型。采用 NACA-16 翼型只能保证巡航下性能优越,起飞和爬高状态下的性能就难兼顾。如改用新一代翼型,除保证巡航效率和采用 NACA-16 翼型时大体相当外,还能较大幅度改进起飞和爬高性能。

以英国发展出的 ARA-D 翼型为例。图3示典型的 ARA-D 和 NACA-16 翼型的举阻比随 C_y 的变化特性。很明显,在较宽的 C_y 范围内 ARA-D 翼型的举阻比都比 NACA-16 翼型高得多。还值得一提的是用于桨根处的 ARA-D 翼型是经过特殊设计的。虽然其相对厚度高达 20%,仍具有较好的气动力特性。气流流过桨根时其增压效能较旧式桨好。这又有助于提高涡桨发动机本身的性能。

在这次设计中就采用 ARA-D 翼型,并通过理论和经验估算建立了螺旋桨上各截面、在

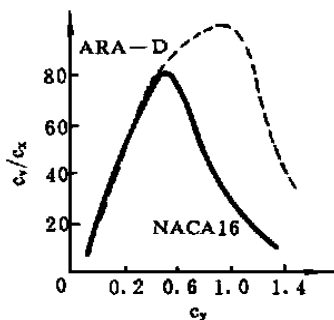


图3 ARA-D和NACA-16翼型的性能比较

不同迎角 α 和 Ma 数下的气动力数据库。

2. 桨叶平面形状 西德在 70 年代后期曾研究过桨叶平面形状对螺旋桨气动力性能的影响^[1]。结论是平面形状不同对总拉力影响不大, 但对桨叶上各截面的 C_y 和轴向流速分布有明显影响, 从而影响噪声特性。在几种不同平面形状的桨叶中, 以略带梯形、根部稍宽以及顶部稍窄的桨叶 C_y 和轴向流速分布最为均匀。特别是桨尖区的流速较均匀, 意味着尾涡强度减弱, 就能降低噪声。

在这次改型设计中就采用梯形平面形状。桨尖部分形状是经多种选型设计筛选而定。后来的结果亦表明, 新桨上的 C_y 分布的确较原桨均匀 (见图 4)。

3. 厚度分布 桨叶的厚度分布主要着眼于结构强度的需要。在这次改型设计中, 涡桨发动机不换, 新桨吸收的功率和原桨相同, 本来仍可采用原桨的厚度分布。但考虑到换用新翼型后, 设计 C_y 提高不少。于是在相同的吸收功率下, 新桨的桨叶自然会变窄。为了保证强度的需要, 就稍增各截面的相对厚度, 以保证新桨的绝对厚度稍大于原桨。最后选定桨根处的相对厚度为 20%, 桨尖处为 4.67%。中间各截面的相对厚度大体上按二次律变化。后经静强和动强计算验证, 这样的分布是合理的。

4. 直径 由于在这次改型设计中, 飞机外形尺寸变化不大, 螺旋桨直径遂亦无大改变余地。单纯从气动力效率出发, 直径选大一些有利。但直径增大时如转速不变, 桨尖速度随之增大, 有可能引起噪声增大。我们就采用 3.9m (即原桨直径) 和 3.96m 两种直径进行设计比较。最后经噪声预测知 3.96m 直径桨的总噪声反可降低一些。原因是直径稍增一些后, 在同一吸收功率下, 桨叶上各截面的 C_y 值稍有下降, 导致偶极子噪声部分随之下降。最后就选定 3.96m 直径这一方案。当然螺旋桨直径加大反而导致噪声下降, 这点只是在我们这一特例下各种因素凑起来使然, 并不能看作是一条普遍规律。

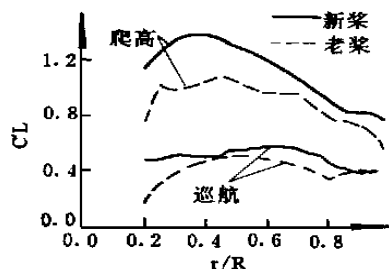


图 4 新、旧桨叶上的 c_y 分析

四、优化设计

优化设计的理论基础是 Betz 的螺旋桨最小能量损失条件: 对一处于自由流中的螺旋桨, 当桨盘后的涡面象刚体螺旋面那样移向下游时, 耗能最少, 螺旋桨效率就达最高^[2]。我们据此原理开发出了设计程序^[3]。图 5 示作用在桨叶上任一叶素上的流速和气动力矢量关系。根据动量理论, 可导出作用在叶素 (宽度为 dr) 上的拉力和扭矩分别为

$$dT = 2\pi r \rho V (1 + a) (2VaF) \quad (1a)$$

$$dQ = 2\pi r \rho V (1 + a) (2\Omega r a' F) \quad (1b)$$

其中 V 为自由流速度, a 和 a' 分别为轴向和切向速度干扰因子, Ω 为螺旋桨旋转角速度, F 为动量损失系数, r 为叶素所处的半径, ρ 为空气密度。

根据旋涡理论可导出作用在叶素上的举力为

$$dL = 2\pi \rho W V^2 \zeta G / \Omega \quad (2)$$

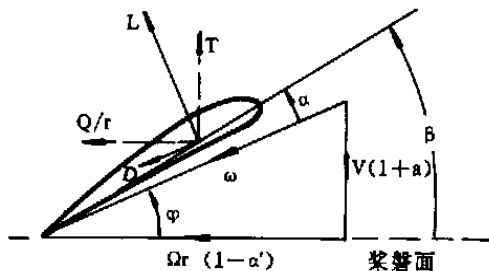


图 5 流速和气动力矢量关系

其中 $G = Fx \cos \Omega \sin \varphi$ 称为涡量函数; $x = r\Omega/V$ 称为当地速比; $\zeta = V'/V$ 称为涡面元的位移速度。

根据叶素理论, 作用在叶素上的拉力和扭矩可分别表达为

$$dT = (dL \cos \varphi - dD \sin \varphi) dr = dL \cos \varphi (1 - \epsilon \tan \varphi) dr \quad (3a)$$

$$dQ = (dL \sin \varphi + dD \cos \varphi) dr = dL \sin \varphi (1 + \epsilon \tan \varphi) dr \quad (3b)$$

其中 $\epsilon = C_D/C_L$ 。由 (1) ~ (3) 式, 可化得

$$r\Omega \sin \varphi = (1 + \zeta/2)V \quad (4)$$

Betz 条件意味着 $r\Omega \sin \varphi$ 常数。亦即如沿桨叶各截面 ζ 常数, 螺旋桨就处于最佳工作状态。

螺旋桨的吸收功率 P 可和系数 ζ 单一联系起来。在设计中给定了功率、飞行速度和高度、螺旋桨直径和转速, 就可叠代计算出相应的 ζ 值以及桨叶的弦长和扭角分布。

在这次设计中, 选择起飞爬高 ($H = 0\text{m}$, $V = 180\text{km/h}$, $P = 1902\text{kW}$) 和中间爬高 ($H = 3000\text{m}$, $V = 333.3\text{km/h}$, $P = 1550\text{kW}$) 作为第一和第二设计点。同时又以巡航 ($H = 6000\text{m}$, $V = 470\text{km/h}$, $P = 1194\text{kW}$) 状态作为验核点。要求新桨在这三种主要工作状态下性能都能满意。

在每一设计点都分别改变桨直径 (3.9m 和 3.96m)、 AF 值以及桨尖形状。前后设计出了几十种方案, 从中进行筛选。最后发现这两种设计点下分别所得的桨在三种主要工作状态下的性能差别不大 (图 6)。但第一设计点下所得桨的 η 分布较第二设计点下稍均匀一些。于是一切都按第一设计点进行。桨直径从 3.9m 增至 3.96m 时, 起飞爬升效率可从 0.681 提高到 0.686。并且噪声还能有所下降。

AF 值对桨效率的影响是很大的。图 7 示起飞爬升和巡航下 AF 值时桨效率的影响。 AF 值大, 对爬升有利, 但不利于巡航。 AF 值等于 89 左右时可大体兼顾这两种状态下的性能。设计中发现桨尖形状对性能影响亦显著。于是改变不同桨尖形状进行了计算, 从中筛选。

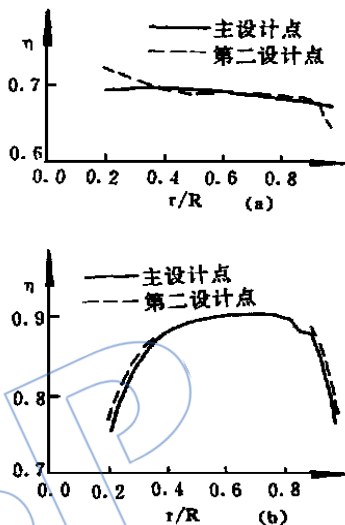


图 6 不同设计点所得桨的性能比较

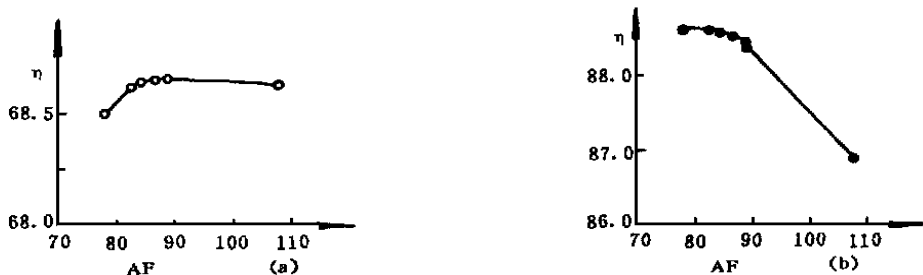


图 7 AF 值对螺旋桨效率的影响

最后筛选定的桨直径为 3.96m, AF 值为 88.96。以起飞爬高作为主设计点。此时效率可达 0.686, 比原桨增效 5% 以上。巡航效率达 0.884, 和原桨大体相当。

五、风洞模型对比实验

最理想的螺旋桨气动力实验是用全尺寸桨在实际飞行状态下进行测试,以便保证雷诺数、马赫数等这些相似参数都能符合。但这是极不经济、亦是很不必要的。国内亦不具备这条件。根据国外的经验,大多数验证性实验都是在低速风洞中采用缩尺模型进行的。如果实验雷诺数(以桨叶相对半径 75% 处的翼弦和当地流速定义) 达以 5×10^5 以上,则风洞模型实验结果就能反映全尺寸桨的性能。

这次实验是在 701 所 $3\text{m} \times 3\text{m}$ 闭口回流式低速风洞内进行的。风洞中配置了一套冷气涡轮装置作为模型桨的动力源、一套二分力天平用以测定桨的拉力和功率。模型桨的直径为 1.2m , 雷诺数约达 8×10^5 左右。完全满足模型桨实验的基本要求。所得结果应能反映出全尺寸桨的性能。表 1 示新、旧桨的模型对比实验结果^[4], 完全达到了预定的性能指标。

表 1 新、旧桨模型对比实验结果

	爬升效率	巡航效率	全尺寸静拉力* (N)	噪 声**	全尺寸桨叶重***
原 桨	0.593	0.836	26700		
新 桨	0.645	0.850	30350		
改进程度	8.76%	1.67%	13.8%	约 1.5 dB (A)	约减轻 3kg

* 根据模型桨实验数据推算出。 ** 在地面静拉力状态下测出。 *** 根据模型桨叶的实际重量推算出。

六、结 论

基于对原桨所作的气动力性能分析,提出了改型设计所能达到的指标。运用了螺旋桨优化设计理论,选择了两种不同的飞行状态作为设计点,再改变螺旋桨直径、AF 值以及桨尖形状进行计算。筛选结果是以起飞爬高状态作为设计点、直径为 3.96m 、AF 值为 88.96 的方案最佳。能兼顾全部飞行复盖范围内的性能要求。经新、旧桨风洞缩尺模型对比实验证实,新设计是完全成功的。其静拉力和起飞爬高效率分别比原桨提高 13.8% 和 8.76%。巡航效率和噪声性能亦有所改进。都超过了予期的指标。

参 考 文 献

[1] Borchers I. U. et al., "Entwurf, Bau und Erprobung eines verbesserten Propellers für Flugzeuge der Allgemeinen Luftfahrt", 2. BMFT- Statusseminar, 1980, S. 257.

[2] Betz A., "Screw Propellers with Minimum Energy Loss", Göttinger Reports, 1919, pp. 193- 213.

[3] 曾明, "低速螺旋桨优化设计", 北京航空学院流体所硕士论文, 1985, 7。

[4] 武家陶、杨相皋, "一种螺旋桨的缩尺模型风洞实验", 701 所科研报告, 1989, 12。

(责任编辑 魏星禄)

AERODYNAMIC DESIGN OF PROPELLER BY NUMERICAL OPTIMIZATION

Pan Jieyuan and Qian Huede (APRDC, BUAA)

ABSTRACT

A numerical optimization method is presented for aerodynamic design of propeller. As the basis of optimization, the strip theory based on Goldstein theory is applied to prediction of the propeller aerodynamic performance. The comparison of calculated results with experimental data shows that the strip theory is appropriate to the optimization. The mixed penalty function method is used for the optimization. By the means of the method presented here, two propellers have been designed and redesigned under identical flight conditions. The calculated results indicate that the variation of efficiency with geometry parameters is more gradual in the vicinity of efficiency maximum. It is also shown, if both chords and twists in different sections are taken as design variables, the blade of the optimized propeller would be more narrow than that if only the twists are taken as design variables. Therefore the optimized propeller would be lighter and more efficient at cruise conditions.

AERODYNAMIC MODIFICATION OF A PROPELLER

Zeng Ming and Gu Gaochi (APRDC, BUAA)

ABSTRACT

The aerodynamic design features of the propeller have been analysed at first. According to the analytical results and the modern advancements in propeller technology, the specifications of its expected modification have been proposed. In its overall design the important parameters have been determined. The principles of optimization and the version selection are outlined. From the comparison between the wind tunnel testing results of both scaled models of the propeller and its modification, it is concluded that the modification is a great success. Its static thrust and takeoff climb efficiency are increased by 13.8% and 8.76% respectively. Its cruise efficiency and noise level are also slightly improved. All they exceed the expected ones.

SURFACE FLOW VISUALIZATION OF ROTATING PROPELLER

Mao Xichang, Zeng Ming, Gao Chunfeng (APRDC, BUAA)

ABSTRACT

Surface flow visualization has been carried out with tufts adhered to the surfaces of the rotating propeller blades. From the experimental results it is found that in part of four fifths of blade surface from hub to tip, the air flow runs from leading edge to trailing edge in the outward direction with some inclination to chord. In the region of one fifth near the blade tip, flow separation and reverse flow occur at the blade surface, circulation appears even in the serious case, in consequence negative thrust emerges, which cuts down the efficiency of the propeller obviously.

NUMERICAL PREDICTION OF SOUND FIELD GENERATED BY PROPELLER

Zhou Sheng and Huang Lixi (APRDC, BUAA)

ABSTRACT

A fast and accurate numerical method is presented for predicting the sound field generated by subsonic propellers. The free space field, including the near and far sound field radiated by noncompact sources, is calculated by means of a retarded time integration in time domain. The FW-H equation is applied to solving the sound field generated by moving boundaries of solid body in the flow field, but its quadrupole term is neglected, thus the noncompact sources mean the thickness source and the load source both included in the dipole term. According to the assumption, the sound field generated by a 3-D shaped propeller is considered as the sum of the terms radiated by each strip element located spanwise. The pressure chordwise distribution at each element should be known before solving the sound field. For this purpose a code solving 2-D compressible full velocity potential equation with body-fitting coordinates is used which has been developed by BUAA previously. Comparison of calculated results with test data proves the present method and the code to be useful engineering tools. This conclusion has been also testified in the design of a propeller.