

一种可任意给定环量分布的螺旋桨设计方法

范中允^{1,2}, 周 洲^{1,2}, 祝小平²

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072;

2. 西北工业大学 无人机特种技术重点实验室, 西安 710065)

摘 要: 提出了一种螺旋桨快速设计方法,该方法可以根据任意给定的环量分布及工况快速设计出高效率螺旋桨的几何外形(桨叶弦长、扭转角分布)。为对比有叶素阻力与无叶素阻力的最佳环量分布形式,首先对计入和不计叶素阻力下的最佳环量分布表达式进行了推导,分析了各参数对最佳环量分布形状的影响。然后基于片条理论进行了逆向推导,建立了以环量分布为输入的螺旋桨快速设计方法,并分析了螺旋桨理想效率的影响因素,发现理想效率的水平与来流动压、桨盘载荷有关。最后进行了螺旋桨设计实践,对比分析了不同环量分布下螺旋桨性能的差异。结果表明,所提出的设计方法能够根据给定环量分布进行精确设计,相对误差不超过7%,设计性能与参考文献中设计结果的差别不超过2%。

关 键 词: 螺旋桨; 叶素; 环量; 涡流; 空气动力学

中图分类号: V211.44

文献标志码: A

A design method for propeller with arbitrary circulation distribution

FAN Zhongyun^{1,2}, ZHOU Zhou^{1,2}, ZHU Xiaoping²

(1. School of Aeronautics,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Science and Technology on UAV Laboratory,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710065, China)

Abstract: A design method for high efficiency propeller with arbitrarily given circulation distribution and operating condition was presented to calculate the geometric characteristics of the propeller, including the chord length and twist angle. For comparison of the best circulation considering or disregarding the drag of the blade element, the expressions of the two best circulations were derived respectively, and the parameters' influences on the best circulation distribution were analyzed. Then the propeller design method was derived inversely from the blade element momentum theory. The study on the parameter influences for efficiency shows that the ideal efficiency is closely related to dynamic pressure and disk loading. At last, several propellers were designed with different circulations and their performances were compared. The study indicates that the design method can be used to design high efficiency propeller with arbitrary circulation, at a relative error less than 7%, and the difference of design performance from the design result in the reference literature is less than 2%.

Key words: propellers; blade element; circulation; vortex flow; aerodynamics

收稿日期: 2018-03-13

基金项目: 民机专项(MJ-2015-F-009); 航空科学基金(2016ZA53002); 中央高校基本科研业务费专项资金(3102017jghk02005)

作者简介: 范中允(1994—),男,博士生,主要从事螺旋桨与气动布局耦合设计研究。E-mail:yingfengFZY@163.com

引用格式: 范中允,周洲,祝小平. 一种可任意给定环量分布的螺旋桨设计方法[J]. 航空动力学报,2019,34(2):434-441. FAN Zhongyun,ZHOU Zhou,ZHU Xiaoping. A design method for propeller with arbitrary circulation distribution[J]. Journal of Aerospace Power,2019,34(2):434-441.

螺旋桨设计通常是根据给定的飞行状态及拉力或功率需求,设计出高效的螺旋桨几何外形(主要有各个径向位置的扭转角、弦长及翼型)。在螺旋桨设计及计算方面,已有大量学者开展了研究。1929年,Goldstein^[1]提出一种在给定拉力下求解最小诱导损失环量分布的方法。1934年,Lock和Yeatman^[2]提出了一种改进的能够计入桨尖损失的螺旋桨片条理论。1963年,Standard^[3]在报告中提供了一种普遍适用的静态和飞行螺旋桨性能的工程计算方法,需要查阅大量图表。1979年,Larrabee^[4]发展了最小诱导损失螺旋桨的设计方法。1984年,Eppler等人^[5]研究了两种螺旋桨的逆向设计方法:第一种是通过优化的环量分布调整弦长和扭转角;第二种用于优化给定速度下的翼型。在设计中考虑了设计的鲁棒性,引入了偏离设计的情况。2002年,Angelo等人^[6]提出了两种数值方法:一种算法是给定工作状态和桨叶剖面,确定桨叶的弦长分布和扭转角;第二种是给定螺旋桨外形计算不同状态下的性能。2009年,张胜利等人^[7]利用工程估算方法选取螺旋桨直径与桨叶厚度,利用Betz理论进行螺旋桨设计,并优化设计参数。2015年,项松等人^[8-10]针对Angelo设计方法有时获得弦长过大的缺点进行了改进和完善,并应用此方法进行了较多设计实践,取得了较好的效果。2017年,梁撑刚等人^[11]将Betz理论、遗传算法相结合形成螺旋桨的快速优化方法。翟若岱^[12]应用项松改进的方法进行了临近空间螺旋桨的设计研究,针对太阳能飞机的高度变化曲线进行多点设计。

总结发现,绝大多数学者研究或使用的设计方法均是基于不计叶素阻力的涡流理论,其所解得的环量分布实际上是确定的。在此条件下,螺旋桨尾迹应为等螺距的螺旋面,即Betz最小诱导损失条件。由于无叶素阻力下最佳环量分布的解析性,给定拉力即对应一个环量分布,大多数设计方法不能根据所需的环量分布进行设计,减少了设计空间。然而,采用含叶素阻力最佳环量分布或其他环量分布形式的设计研究则鲜有出现。由于螺旋桨环量分布与滑流速度息息相关,为了研究螺旋桨滑流与气动面的耦合设计,需要考虑环量分布这一设计变量。

因此,本文首先对最佳环量分布进行了推导,然后基于片条理论和涡流理论,逆推得到给定环量分布的螺旋桨快速设计方法,最后进行了设计实践和对比。

1 螺旋桨最佳环量分布特性

应用涡流理论和叶素的几何关系,对不计叶素阻力和计入叶素阻力的最佳环量分布进行了重新推导,并讨论了包括有无叶素阻力、翼型升阻比、能量比、诱导螺距等参数对环量分布的影响。

1.1 无叶素阻力的最佳环量分布

根据螺旋桨设计理论^[13],若来流速度为 V_0 ,螺旋桨转速为 n_s (单位:r/s),在径向位置 r 处,叶素环量有增量扰动 $\Delta\Gamma$,使螺旋桨拉力和扭矩分别发生增量扰动 ΔT 和 ΔM ,则有用功增加 $V_0\Delta T$,而螺旋桨吸收能量增加了 $2\pi n_s\Delta M$ 。用能量比 k 表示这两种能量的比值:

$$k = \frac{V_0\Delta T}{2\pi n_s\Delta M} \quad (1)$$

要使得螺旋桨效率最高,需要在 k 值大的地方增加环量,在 k 值小的地方减小环量。因此螺旋桨环量分布最优的条件是: k 值沿桨叶必须是常数^[13]。

叶素的受力分析及速度分解图如图1所示。

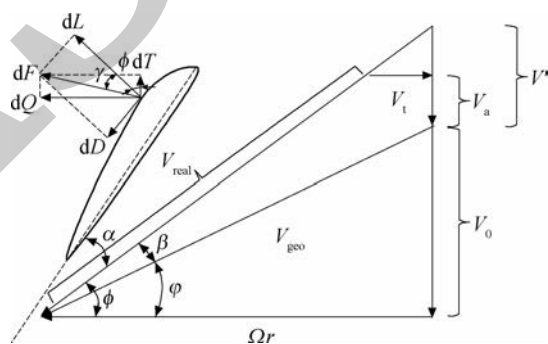


图1 螺旋桨叶素受力分析图

Fig. 1 Blade element forces

图1中 β 为干涉角, V_i 为环向诱导速度, V_a 为轴向诱导速度, α 为实际迎角, V' 是诱导速度引起的螺距增量, V_{geo} 为几何入流速度, V_{real} 为实际入流速度, Ω 为螺旋桨转速(单位:rad/s), ϕ 为实际入流角, φ 为几何入流角, dL 、 dD 、 dT 、 dQ 、 dF 分别为叶素升力、阻力、拉力、扭矩、合力, γ 为阻升角。在不计叶素阻力的情况下,由环量增加所产生的拉力及扭矩分别为

$$\Delta T = \rho \Delta \Gamma (2\pi n_s r - V_i) dr = \rho \Delta \Gamma (\Omega r - V_i) dr \quad (2)$$

$$\Delta M = \rho \Delta \Gamma (V_0 + V_a) r dr \quad (3)$$

式中 ρ 为空气密度, r 为径向坐标。因此不计叶素阻力的能量比为

$$k = \frac{V_0 \Delta T}{2\pi n_s \Delta M} = \frac{V_0 (\Omega r - V_t)}{2\pi n_s r (V_0 + V_a)} \quad (4)$$

$$\frac{V_0 + V_a}{\Omega r - V_t} = \frac{V_0}{2\pi n_s r k} \quad (5)$$

根据图 1 速度分解几何关系,可构建如下关系式:

$$\tan \phi = \frac{V' + V_0}{\Omega r} = \frac{V_a + V_0}{\Omega r - V_t} \quad (6)$$

因此

$$\frac{V' + V_0}{\Omega r} = \frac{V_0}{2\pi n_s r k} \quad (7)$$

由于 k 沿径向 r 保持不变,因此 V' 沿径向是一个定值。这是 Betz 螺旋桨最高效率条件^[13]。根据几何关系有

$$V' - V_a = \tan \phi V_t \quad (8)$$

$$V' = \tan \phi V_t + V_a = \frac{V_a + V_0}{\Omega r - V_t} V_t + V_a \quad (9)$$

按照涡流理论方法的推导,若桨叶数为 N_b ,桨盘处的诱导速度与环量 Γ 的关系为^[14]

轴向诱导速度

$$V_a = \frac{N_b \Omega \Gamma(r)}{4\pi (V_0 + V')} \quad (10)$$

环向诱导速度

$$V_t = \frac{N_b \Gamma(r)}{4\pi r} \quad (11)$$

将式(10)、式(11)代入 V' 表达式,可得

$$V' = \frac{\frac{N_b \Omega \Gamma(r)}{4\pi (V_0 + V')} + V_0}{\Omega r - \frac{N_b \Gamma(r)}{4\pi r}} \cdot \frac{N_b \Gamma(r)}{4\pi r} + \frac{N_b \Omega \Gamma(r)}{4\pi (V_0 + V')} \quad (12)$$

将式(12)化简并提出环量,则可得环量的表达式:

$$\Gamma(r) = \frac{4\pi (V_0 + V') V' \Omega r^2}{N_b [(V_0 + V')^2 + \Omega^2 r^2]} \quad (13)$$

当给定 V' 时,即可求出不同径向位置 r 处的环量 $\Gamma(r)$,这样所得的环量分布符合 Betz 螺旋桨最佳环量分布的条件。值得一提的是,本节的无叶素阻力的假设只是导致了 V' 沿径向不变,而该环量表达式是仅仅由几何关系推导得到的,不论在有叶素阻力还是无叶素阻力的条件下都应当成立。对于有叶素阻力时,若仍给定以不变的 V' ,理论上该表达式不再是最佳环量分布。

1.2 有叶素阻力的最佳环量分布

有叶素阻力时,叶素阻力会使 ΔM 增加且 ΔT 减小

$$\Delta T = [\rho \Delta \Gamma (\Omega r - V_t) - \Delta D \sin \phi] dr \quad (14)$$

$$\Delta M = [\rho \Delta \Gamma (V_0 + V_a) + \Delta D \cos \phi] r dr \quad (15)$$

其中 ΔD 为半径 r 处单位宽度的叶素阻力增量。为了将公式中的叶素阻力分量项换成与环量项相同的形式,作如下假设:参照环量的定义,定义“阻量” T_D 。环量的力垂直于来流,而阻量的力与来流方向一致。

$$dL = \frac{1}{2} \rho V_{\text{real}}^2 C_L b dr = \rho \mathbf{V}_{\text{real}} \times \mathbf{\Gamma} dr \quad (16)$$

$$dD = \frac{1}{2} \rho V_{\text{real}}^2 C_D b dr = \rho \mathbf{V}_{\text{real}} \cdot \mathbf{\Gamma}_D dr \quad (17)$$

$$\mathbf{\Gamma}_D(r) = \frac{1}{2} \mathbf{V}_{\text{real}} C_D(r) b(r) = \mathbf{\Gamma} / \frac{C_L}{C_D}(r) \quad (18)$$

式中 C_L 、 C_D 分别为叶素的升力系数和阻力系数, b 为桨叶弦长,因而阻量同样可以进行矢量运算,那么 $\Delta \Gamma$ 下的剖面拉力和扭矩扰动分别为

$$\Delta T = \rho [\Delta \Gamma (\Omega r - V_t) - \Delta \Gamma_D (V_0 + V_a)] dr \quad (19)$$

$$\Delta M = \rho [\Delta \Gamma (V_0 + V_a) + \Delta \Gamma_D (\Omega r - V_t)] r dr \quad (20)$$

若认为给定翼型的设计点升阻比不变,将以上两式代入能量比 k 的表达式可得

$$k = \frac{V_0}{\Omega r} \cdot \frac{\frac{C_L}{C_D} (\Omega r - V_t) - (V_0 + V_a)}{\frac{C_L}{C_D} (V_0 + V_a) + (\Omega r - V_t)} \quad (21)$$

代入涡流理论 V_a 和 V_t 表达式,化简后可得

$$\Gamma(r) = \frac{4\pi r}{N_b} \cdot \frac{C_1}{C_2} \quad (22)$$

其中

$$C_1 = \frac{C_L}{C_D} V_0 \Omega r (1 - k) - k \Omega^2 r^2 - V_0^2 \quad (23)$$

$$C_2 = \frac{C_D k \Omega r + V_0}{(V_0 + V')} \Omega r + \left(\frac{C_L}{C_D} V_0 - k \Omega r \right) \quad (24)$$

式中 C_L/C_D 为螺旋桨剖面翼型在设计状态下的升阻比。需要注意的是, V' 是一个沿径向变化的量,与环量、转速、半径位置、来流速度等参数的关系仍然需要满足图 1 所示的几何关系,也就需要满足无叶素阻力的环量表达式,因此它并不是一个设计参数,可将有叶素阻力和无叶素阻力的两个环量表达式联立,数值求解得到任意径向位置的 V' 。 C_L/C_D 和 k 为设计参数,其他参数均为给定的设计状态参数。通常可调节 k 值来改变环量分布的高低水平。

1.3 有限桨叶数修正

桨叶数修正使用 Prandtl 修正因子^[15-16]

$$F = \frac{2}{\pi} \arccos(e^{-f}) \tag{25}$$

$$f = \frac{N_b}{2} \left(1 - \frac{r}{R}\right) \frac{1}{\lambda_\omega} \tag{26}$$

$$\lambda_\omega = \frac{r}{R} \tan \phi \tag{27}$$

式中 R 为螺旋桨半径。其中由于实际入流角 ϕ 事先未知,可假定其为几何入流角,即

$$\lambda_\omega = \frac{r}{R} \cdot \frac{V_0}{\Omega r} \tag{28}$$

采用 Prandtl 修正因子对 V' 进行修正,即表征由于桨叶桨尖引起的实际诱导速度损失^[13],即

$$V'_{\text{corrected}} = FV' \tag{29}$$

将修正后的 V' 代入环量表达式即可得到有限桨叶数修正后的环量分布表达式。

1.4 环量分布特性分析

按照前述方法,计算最佳环量分布,给定计算状态为:螺旋桨半径 $R=0.2032\text{m}$,来流速度 $V_0=13\text{m/s}$,转速 $n=4\,000\text{ r/min}$,两片桨叶,能量比 $k=0.742$, $V'=3\text{m/s}$ 。为了着重突出有无叶素阻力下的最佳环量分布的区别,选取较低的升阻比 $C_L/C_D=19.5$ 。其中固定 V' 是指仅给定 V' ,而变化 V' 是指求解得到沿径向变化的 V' 。计算结果如图 2 所示。

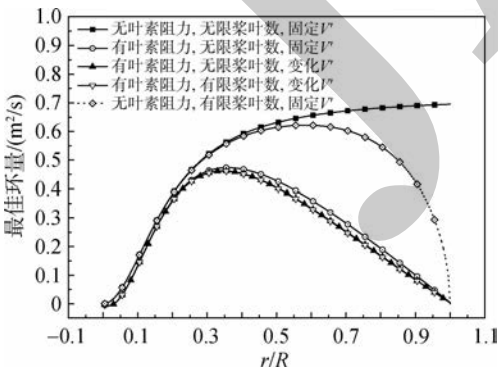


图 2 最佳环量分布
Fig. 2 Best circulation distribution

在不计叶素阻力、无限桨叶数的理想环量分布呈现桨根小、桨尖大的分布趋势,经过 Prandtl 修正后,桨尖附近环量下降;有叶素阻力的最佳环量呈现在桨根附近增加、随后下降的分布趋势;在 C_L/C_D 较小的情况下,有无叶素阻力对最佳环量分布影响较大,变化 V' 环量分布比固定 V' 略有降低,这是由于修正的 V' 低于给定值 3m/s (图 3)。

为了研究设计参数对环量分布的影响,采用不同参数求得最佳环量分布,图 4~图 6 分别为不同 V' 、 k 、 C_L/C_D 下的环量分布曲线。

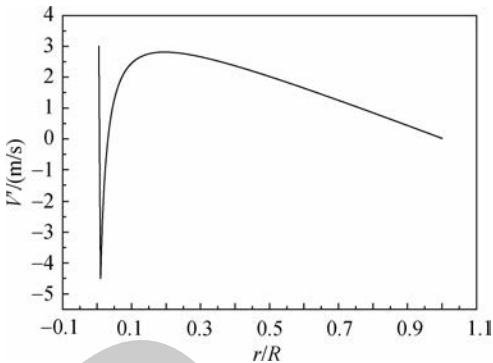


图 3 V' 分布
Fig. 3 Distribution of V'

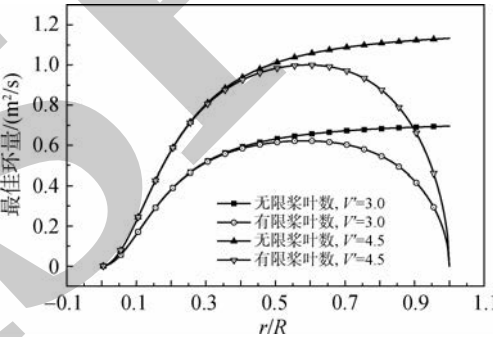


图 4 V' 对无叶素阻力环量分布的影响
Fig. 4 Influence of V' on non-drag circulation distribution

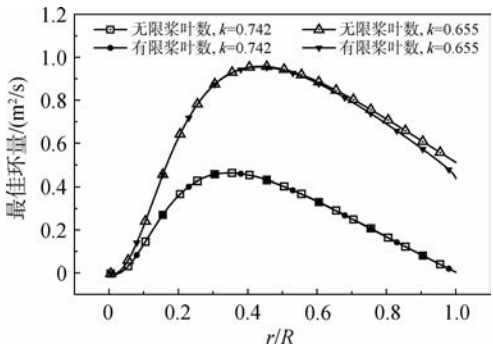
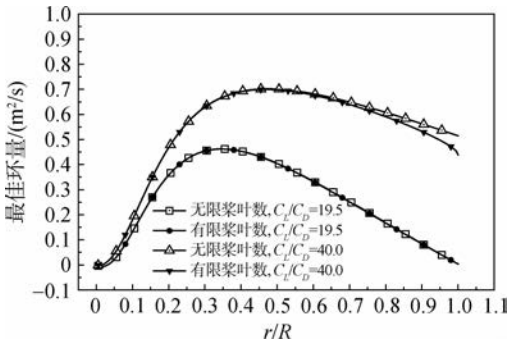


图 5 k 对环量分布的影响
Fig. 5 Influence of k on circulation distribution

V' 表征桨后滑流速度的大小,从而反应了螺旋桨拉力的高低,因此它决定着无叶素阻力环量分布的高低;能量比 k 则影响有叶素阻力环量分布的高低, k 越小,则环量分布数值越大,表征桨盘载荷越高;升阻比 C_L/C_D 则影响有叶素阻力环量分布靠近桨尖一端环量分布下降的斜率, C_L/C_D 越大,桨尖一端环量斜率越缓(数值越小),同

图6 C_L/C_D 对环量分布的影响Fig. 6 Influence of C_L/C_D on circulation distribution

时整体环量有所增加,这是因为,当 C_L/C_D 越大,其表征着每增加单位环量,其叶素阻力增加量越小,因此可以使环量增加到更大的值。在给定拉力下,越高的 C_L/C_D 可以匹配越高的 k 值。

图5和图6的区别在于,图5降低能量比后,桨叶环量几乎平行抬高,而图6中 C_L/C_D 增加后,除了环量整体抬高,其桨尖一侧的环量下降斜率也减小。当在高雷诺数下,翼型最大升阻比通常很大,此时有无叶素阻力的最佳环量分布差别将趋于减小。

从设计实践角度来说,螺旋桨桨尖和桨毂环量一般不会为零,否则桨尖弦长和扭转角会过小,不符合工程实际。因此在调整环量时,可将桨尖环量设置为某个大于零的数值,或将径向设计范围减小到 $0.95R$ (桨尖平滑过渡即可)。

2 基于片条理论的设计方法

刘沛清^[13]及 Veldhuis^[17]均已经对螺旋桨的片条理论方法进行了详细的推导。本节首先对理论方程在螺旋桨设计时的应用方法进行了推导,然后对螺旋桨效率的影响因素进行了分析。

2.1 基本片条理论及其逆向推导

片条理论的计算核心在于求解桨间干涉角,如图1所示,叶素的实际迎角 α 受诱导速度引起的干涉角 β 影响,从而实际迎角取决于干涉角 β 。在给定计算条件下,图中的 β 、 V_a 、 V_t 是未知的。为了求解 β ,结合叶素理论和动量理论可以推导出如下隐式方程^[13]:

$$C_{L\sigma} = \frac{4\sin(\varphi + \beta)\tan\beta}{1 - \tan\gamma\tan\beta} \quad (30)$$

其中

$$\sigma = \frac{N_b b}{2\pi r} \quad (31)$$

$$\gamma = \arctan \frac{dD}{dL} \quad (32)$$

$$\varphi = \arctan \frac{V_0}{2\pi m_s} \quad (33)$$

式中 σ 为实度。

通过迭代求解可以解得干涉角,随后可由参考文献[13]中的公式求得螺旋桨的拉力、扭矩和功率。

片条理论给出了干涉角、弦长、升力系数、拉力(或环量)之间的严格相容关系,可以从该相容关系中提炼出以设计参数为输入参数的方程。

从设计角度来说,干涉角的隐式方程(30)给出了桨叶剖面翼型设计升力系数、桨叶弦长(实度)、干涉角之间的关系。提出弦长 b 使之成为升力系数和干涉角的函数:

$$b = \frac{2\pi r}{N_b C_L} \cdot \frac{4\sin(\varphi + \beta)\tan\beta}{1 - \tan\gamma\tan\beta} \quad (34)$$

叶素环量可以表示为

$$\Gamma(r) = \frac{1}{2} V_{\text{real}} C_L(r) b(r) \quad (35)$$

其中

$$V_{\text{real}} = \sqrt{[V_0(a+1)]^2 + [2\pi n_s r(a'+1)]^2} \quad (36)$$

式中 a 和 a' 分别是轴向与环向诱导速度干扰系数,它们仅是干涉角 β 和阻升角 γ 的函数^[13]。因此叶素环量仅是叶素升力系数 C_L 、阻力系数 C_D 及干涉角的函数:

$$\Gamma(r) = f_r(C_L, C_D, \beta) \quad (37)$$

若认为在设计之初已经选定了桨叶剖面翼型和环量分布,则可认为表达式(37)中 Γ 和 C_L 、 C_D 是已知量。那么未知量只有一个干涉角 β ,方程是封闭的,可以用数值方法求解出设计干涉角 β ,进而可以根据各个剖面的几何入流角求得叶素的扭转角和叶素弦长 b 。

因此,使用这种方法,只需要给定设计状态下的环量分布、剖面升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 及其对应设计迎角,即可直接求解得到弦长和扭转角。

在有些时候,需要限定桨叶弦长不至于于极端,或给定弦长分布。在不改变环量分布输入的情况下,要调节桨叶弦长,需要改变升力系数 C_L 。若将弦长 b 作为已知量,则可用同样方法消元、求解升力系数,但由于不存在升力系数 C_L 的解析表达式,在求解过程中需要反复迭代求解 C_L ,使该 C_L 下计算所得弦长为给定弦长,于此同时,也

可以求解出一组 C_L 分布,根据各剖面的 C_L 选定不同翼型并确定扭转角。

如果对弦长分布没有那么严格,可以不采用给定弦长的设计方法,仍然给定升力系数 C_L (或设计迎角),然后通过设置预期弦长,对各个截面的升力系数进行调整。

例如,由于在给定环量分布下,升力系数与弦长呈近似的反比关系,因此可用下式进行弦长调节:

$$\theta = \frac{\theta_{\max} - \theta_0}{[b(r)/b_{\min}]^{1/\omega_\theta}} + \theta_0 \tag{38}$$

其中 θ 为实际代入使用的翼型迎角(即设计迎角), $\theta_{\max}$ 为给定的迎角上限, θ_0 为零升迎角, $b(r)$ 为各个截面的弦长期望值, $b_{\min}$ 为最小弦长, ω_θ 为权重因子。这种调节方法需要提供翼型升阻气动系数与迎角的关系曲线。

2.2 螺旋桨理想效率影响因素分析

为了在下文算例分析前建立合理的螺旋桨效率水平评价基准,本小节分析螺旋桨效率水平的影响因素。根据动量理论,有如下结果^[13]:

$$T = A\rho V_0^2 2a(1+a) \tag{39}$$

$$P = A\rho V_0^3 2a(1+a)^2 \tag{40}$$

$$\eta = \frac{TV_0}{P} = \frac{1}{1+a} \tag{41}$$

式中 A 为桨盘面积, P 为螺旋桨轴功率。因此轴向诱导速度干扰系数 a 直接影响螺旋桨效率(η), a 越大理想效率越低。因此影响 a 的参数也将影响螺旋桨效率。由拉力表达式解出 a ,舍去负值的解:

$$a = \frac{\sqrt{1 + \frac{T/A}{\frac{1}{2}\rho V_0^2}} - 1}{2} \tag{42}$$

由此可见,系数 a 与桨盘载荷 T/A 呈正相关,与来流动压呈负相关,且来流动压与桨盘载荷对系数 a 的影响能力在相同阶次。因此当桨盘载荷越大、来流动压越小,螺旋桨滑流速度将越大,螺旋桨效率也就越低。例如:某低速低空小型无人机用螺旋桨半径 $R=0.2032\text{ m}$,空气密度 $\rho=0.9093\text{ kg/m}^3$,高度 $H=3000\text{ m}$,拉力 $T=5\text{ N}$,桨盘载荷 $T/A=38.5\text{ N/m}^2$,来流速度 $V_0=13\text{ m/s}$,则根据以上方法可以求得 $a=0.1126$,理想效率 $\eta=89.88\%$ (该状态下 Falcon 16×10 螺旋桨效率约 74%);若巡航高度不变,桨盘载荷提高到 $T/A=200\text{ N/m}^2$,而来流速度提高到 $V_0=50\text{ m/s}$,则 $a=0.04221$,理想效率 $\eta=95.95\%$ (该状

态下某大尺寸螺旋桨^[18]效率约 85%)。两种飞行状态在理想效率上就差了 6%,而这个理想效率仅仅计入了滑流损失,滑流旋转引起的旋转损失、螺旋桨翼型阻力损失、拉力在桨盘上分布不均的损失、有限桨叶数损失均没有考虑。实际螺旋桨效率比理想效率通常低约 10% 以上。

由此说明,不同设计状态螺旋桨性能的优劣,不能单纯以其效率绝对值为评判标准,应当结合其设计状态的桨盘载荷和来流动压,以及对应状态理想效率的高低来综合评估螺旋桨的优劣。

3 螺旋桨设计算例

3.1 低雷诺数螺旋桨设计

根据以上螺旋桨设计方法,选用计入叶素阻力、变化 V' 、经过桨叶数修正的环量分布作为输入条件,翼型选用 Clark Y 翼型,其在低雷诺数 ($Re=6\times10^4$) 下最大升阻比 $C_L/C_D=35$,设计状态为:螺旋桨半径 $R=0.2032\text{ m}$,来流速度 $V_0=13\text{ m/s}$,转速 $n=4000\text{ r/min}$,桨叶数 $N_b=2$,高度 $H=3000\text{ m}$,目标拉力 $T=5\text{ N}$, $0.2R$ 以内作为桨毂。可调节设计参数能量比 $k=0.778$,使环量折合拉力接近 5 N 。为了对比不同环量分布对设计结果的影响,同时采用无叶素阻力最佳环量分布和二次曲线型环量分布进行设计。二次曲线由三点确定:(0.2,0.1)、(0.75,0.465)、(1,0.45),其环量分布如图 7 中所示。

螺旋桨的计算方法使用经过环量迭代修正的的片条理论,叶素气动特性由 CFD 数据库所建立的人工神经网络气动模型提供^[19]。该计算方法的准确性验证已在参考文献[19]中论述,此处不再赘述。图 7 为三种不同环量分布的目标值和设计值。图 8 为按照计入与不计叶素阻力最佳环量分布所设计的两种螺旋桨扭转角和弦长分布。

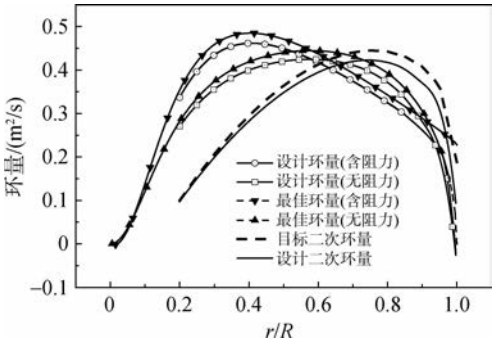


图 7 目标环量与设计环量分布

Fig. 7 Target and designed circulation distributions

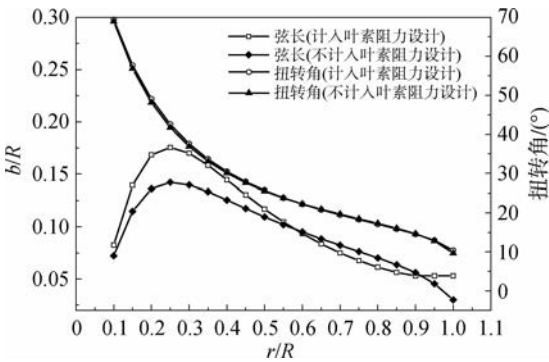


图 8 弦长及扭转角分布

Fig. 8 Chord length and twist angle distribution

由于设计方法是从片条理论中逆推出来的,片条理论对设计结果的环量计算应当与给定的环量分布重合。图示偏差是由于,修正后的片条理论环量会与基本片条理论的计算结果有所不同,但仍然与输入的目标环量十分吻合,环量最大相对误差不超过 7%,表明本文建立的扭转角和弦长计算方法能够根据给定的环量分布进行精确设计。

观察发现,有叶素阻力环量分布设计所得螺旋桨构型的桨尖弦长和桨根弦长差别较大,与通常商品螺旋桨外形差别很大,也与绝大多数学者的设计结果不同。而无叶素阻力环量分布的设计结果与普通螺旋桨外形较为相似。这是由于绝大多数设计仍然使用不含叶素阻力的 Betz 准则,两种设计原则下设计结果的几何形状差异显著。

对设计构型,在设计状态下进行计算,结果如表 1 所示。其中 BEMT 表示基本片条理论的计算, rBEMT 表示修正片条理论的计算结果, D0 表示不计阻力环量设计结果, D1 表示计入阻力环量设计结果, Qu 表示采用二次曲线环量设计结果。

表 1 设计状态下的低雷诺数螺旋桨性能
Table 1 Low Reynolds number propeller performance under designed condition

计算方法	T/N	$M/(N \cdot m)$	P/W	$\eta/\%$
BEMT(D1)	5.2149	0.20888	87.4966	77.482
rBEMT(D1)	5.0469	0.20661	86.5426	75.813
rBEMT(D0)	5.0321	0.20610	86.3320	75.774
rBEMT(Qu)	5.0768	0.21220	88.8880	74.249

从螺旋桨性能的计算结果可以看出,按照最佳环量分布计算所得的螺旋桨效率与 Falcon 16×10 螺旋桨的最大效率相近,可以作为进一步优化设计的初始构型。对比发现,含叶素阻力的

设计结果比 Betz 原则下的设计结果效率稍高,但差距不大,约在 0.1% 以内。

二次环量对应的设计结果比最佳环量偏低,但仍然与最佳环量的性能相近。这可能是由于不论何种环量分布设计下的螺旋桨叶素均工作在最佳升阻比附近,径向环量分布不同仅影响诱导阻力(与机翼环量分布类似),而阻力与升力相比对扭矩的贡献是个小量。这表明本文方法可以针对任意环量分布进行设计,在环量分布合理(不造成过大横向流动及诱导阻力)的情况下,不同形式的环量分布对应的设计结果性能可能差距不大,这为以环量分布为参数的设计提供了有利指导。

3.2 某通航螺旋桨设计

为了检验本文螺旋桨设计方法的性能,采用参考文献[8]中设计状态进行设计。螺旋桨半径 $R=0.7\text{ m}$, $0.1R$ 以内为桨毂,两片桨叶。

针对巡航和爬升状态分别进行单点设计。巡航高度 $H=3000\text{ m}$, 来流速度 $V_0=100\text{ km/h}$, 螺旋桨转速 $n=1500\text{ r/min}$, 目标拉力 $T=120\text{ N}$, 可调节能量比 $k=0.884$, 诱导螺距 $V'=2.78\text{ m/s}$ 。爬升状态 $V_0=90\text{ km/h}$, 转速 $n=2100\text{ r/min}$, 目标拉力 $T=370\text{ N}$ 。可调节能量比 $k=0.764$, 诱导螺距 $V'=6.58\text{ m/s}$ 。设计结果的性能如表 2 所示。

表 2 设计状态下的通航螺旋桨性能
Table 2 General aviation propeller performance under designed condition

计算对象	T/N	$M/(N \cdot m)$	P/W	$\eta/\%$
巡航(D1)	121.0943	24.0371	3775.7455	89.088
巡航(D0)	121.6502	24.1635	3795.5876	89.029
爬升(D1)	371.4213	52.1594	11470.450	80.952
爬升(D0)	371.017	52.1181	11461.366	80.928

参考文献[8]中分别针对两种状态进行的单点设计结果为:爬升状态螺旋桨效率 79.41%, 巡航状态螺旋桨效率 89.67%(风洞试验结果分别为 79.13% 和 83.02%)。对比发现两种设计方法性能相近,性能相差不超过 2%。细微差别考虑是由于计算方法和翼型数据来源不同导致的数值误差。

4 结 论

1) 推导了最佳环量分布表达式,分析了诱导螺距 V' 、升阻比 C_L/C_D 、能量比 k 三个设计参数

对最佳环量分布的影响。

2) 基于片条理论推导、建立了可给定任意环量分布的螺旋桨快速设计方法。通过与参考文献中设计结果的对比,证明了本文螺旋桨设计方法的有效性,并能够保证所设计的螺旋桨的效率。

3) 分析了螺旋桨理想效率的影响因素,发现桨盘载荷和来流动压决定了螺旋桨理想效率的水平高低,不同状态的螺旋桨不能以效率绝对值来评判优劣。

4) 进行了螺旋桨设计实践,发现有叶素阻力最佳环量分布的设计结果与无叶素阻力最佳环量分布设计结果有明显差异,但本文中不同环量分布对应设计结果的效率差别较小。

参考文献:

[1] GOLDSTEIN S. On the vortex theory of screw propellers [J]. Proceedings of the Royal Society of London, 1929, 123 (792): 440-465.

[2] LOCK C N H, YEATMAN D. Tables for use in an improved method of airscrew strip theory calculation [R]. Aeronautical Reserch Committee Reports and Memoranda No. 1674-T3601, 1934.

[3] STANDARD H. Generalized method of propeller performance estimation 1961—1963 [R]. Windsor Locks, US: Boston University PDB 6101, 1963.

[4] LARRABEE E E. Practical design of minimum induced loss propellers [R]. SAE Preprint 790585, 1979.

[5] EPPLER R, HEPPERLE M. A procedure for propeller design by inverse methods [C] // Proceedings of the International Conference on Inversed Design Concepts in Engineering Sicence (ICIDES). Austin, US: ICIDES, 1984: 445-460.

[6] ANGELO S D, BERARDI F, MINISCI E. Aerodynamic performances of propellers with parametric considerations on the optimal design [J]. The Aeronautical Journal, 2002, 106 (1060): 313-320.

[7] 张胜利, 席德科. 飞艇螺旋桨气动优化设计 [J]. 机电一体化, 2009, 15 (11): 78-81.

ZHANG Shengli, XI Deke. Aerodynamic design and optimization of the propeller of airship [J]. Mechatronics, 2009, 15 (11): 78-81. (in Chinese)

[8] 项松, 王吉, 张利国, 等. 一种高效率螺旋桨设计方法 [J]. 航空动力学报, 2015, 30 (1): 136-141.

XIANG Song, WANG Ji, ZHANG Liguu, et al. A design method for high efficiency propeller [J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30 (1): 136-141. (in Chinese)

[9] 项松, 佟刚, 吴江, 等. 某型三叶螺旋桨的设计及性能试验 [J]. 航空动力学报, 2016, 31 (8): 1793-1798.

XIANG Song, TONG Gang, WU Jiang, et al. Design and performance test of a kind of three-blade propeller [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31 (8): 1793-1798. (in Chinese)

[10] 项松, 刘远强, 佟刚, 等. 某型电动飞机螺旋桨的设计与试验 [J]. 西北工业大学学报, 2016, 34 (3): 460-466.

XIANG Song, LIU Yuanqiang, TONG Gang, et al. Design and test of an electric powered aircraft propeller [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2016, 34 (3): 460-466. (in Chinese)

[11] 梁撑刚, 郁新华, 龚军锋. 一种无人机螺旋桨的快速优化设计方法 [J]. 航空计算技术, 2017, 47 (2): 76-79.

LIANG Chenggang, YU Xinhua, GONG Junfeng. A quick approach to optimum design of UAV propeller [J]. Aeronautical Computing Technique, 2017, 47 (2): 76-79. (in Chinese)

[12] 翟若岱. 太阳能飞机高效率螺旋桨设计关键技术研究 [D]. 沈阳: 沈阳航空航天大学, 2017.

ZHAI Ruodai. Research on key technology of high efficiency propeller design for solar powered aircraft [D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2017. (in Chinese)

[13] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.

[14] 曹义华. 现代直升机旋翼空气动力学 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2015.

[15] THEODORSEN T. Theory of propellers [M]. New York: McGraw Hill, 1948.

[16] 段中喆, 刘沛清, 屈秋林. 某轻载螺旋桨滑流区三维流场特性数值研究 [J]. 控制工程, 2012, 19 (5): 836-840.

DUAN Zhongzhe, LIU Peiqing, QU Qiulin. Numerical research on 3-D flow field characteristics within the slipstream of a low load propeller [J]. Control Engineering of China, 2012, 19 (5): 836-840. (in Chinese)

[17] VELDHUIS L L M. Propeller wing aerodynamic interference [D]. Delft, The Netherlands: Delft University, 2005.

[18] BIERMANN D, HARTMAN E P. The aerodynamic characteristics of six full-scale propellers having different airfoil sections [R]. Technical Report Archive and Image Library N62 50650, 1939.

[19] 范中允, 周洲, 祝小平, 等. 高鲁棒性的螺旋桨片条理论非线性修正方法 [J]. 航空学报, 2018, 39 (8): 121869. 1-121869. 14.

FAN Zhongyun, ZHOU Zhou, ZHU Xiaoping, et al. High-robustness nonlinear-modification for propeller BEMT [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39 (8): 121869. 1-121869. 14. (in Chinese)