

螺旋桨/机翼耦合下的目标螺旋桨滑流设计

薛 臣^{1,2}, 周 洲^{1,2}, 范中允^{1,2}, 李 旭^{1,2}

(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: 针对分布式电推进(DEP)构型等具有多螺旋桨特征的飞行器,发展了通过优化螺旋桨滑流来达到提高机翼升阻比的方法。提出了一种可以获得目标诱导速度分布的螺旋桨设计方法,基于面元法发展了一套可以快速计算螺旋桨机翼干扰的气动程序 Prop-wing,基于 Kriging 代理模型建立了一套高效的优化方法获得最优的螺旋桨诱导速度分布提高机翼升阻比。优化结果显示当拉力保持相同时,螺旋桨桨毂附近的轴向诱导速度越大,下游机翼的升阻比越大。在不对螺旋桨功率进行限制时,优化后的螺旋桨使得下游的翼段阻力相比较安装最小能量损失设计的螺旋桨的翼段减少了 18.75%,而翼段升阻比提升达到了 25.63%,当优化螺旋桨功率被限制后,翼段升阻比提升为 9.62%。虽然升阻比的提升需要付出螺旋桨效率下降的代价,但是研究还是给分布式动力滑流的利用提供了一种思路。

关 键 词: 分布式电推进(DEP); 滑流; 螺旋桨设计; 减阻; Kriging 代理模型

中图分类号: V211

文献标志码: A

Design of target propeller slipstream under propeller-wing interaction

XUE Chen^{1,2}, ZHOU Zhou^{1,2}, FAN Zhongyun^{1,2}, LI Xu^{1,2}

(1. School of Aeronautics,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Science and Technology on Unmanned Aerial Vehicle Laboratory,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710065, China)

Abstract: For the multi-propeller aircraft with distributed electric propulsion (DEP) configuration, a method to improve the lift-to-drag ratio of the wing was developed by optimizing the propeller slipstream. A propeller design method which can obtain the target induced velocity distribution was proposed. Based on the panel method, an aerodynamic program Prop-wing that can quickly calculate the propeller-wing interference was developed. An efficient optimization method based on Kriging surrogate model was established to obtain the optimal induced velocity distribution and raise the lift-to-drag ratio of the wing. The optimization results showed that the larger axial induced velocity near the propeller hub meant the larger lift drag ratio of the downstream wing. When the power of the propeller was not limited, the optimized propeller can reduce the drag of the downstream wing-segment by 18.75% and increase the lift-to-drag ratio of wing-segment by 25.63% compared with the propeller

收稿日期: 2020-06-07

基金项目: 装备预研项目(41411020401, 41411010403); 大院大所创新计划(TC2018DYDS24)

作者简介: 薛臣(1994—),男,博士生,研究方向为螺旋桨机翼气动耦合设计。E-mail:18729216191@163.com

引用格式: 薛臣,周洲,范中允,等.螺旋桨/机翼耦合下的目标螺旋桨滑流设计[J].航空动力学报,2021,36(1):104-118. XUE Chen, ZHOU Zhou, FAN Zhongyun, et al. Design of target propeller slipstream under propeller-wing interaction[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(1): 104-118.

with the minimum energy loss; when the power of the optimized propeller was limited, the lift-to-drag ratio of the wing-segment increased to 9.62%. Although the lift-to-drag ratio is raised at the cost of propeller efficiency reduction, the research still provides an idea for the use of distributed propeller slipstream.

Key words: distributed electric propulsion (DEP); slipstream; propeller design; drag reduction; Kriging surrogate model

随着全球航空业的快速发展,飞机制造商和运营商越来越注重燃油效率、环境保护和可持续性,绿色航空越来越受到重视,其中动力装置的创新逐渐引起研究者的兴趣。而分布式电推进(DEP)在众多创新概念中展现出更为明显的发展潜力:分布式螺旋桨推进早已用在了太阳能无人机上,美国的 Helios^[1-3] 系列太阳能无人机使用了 14 个螺旋桨;2014 年,美国国家航空航天局(NASA)提出了前缘异步螺旋桨推进技术(LEAPTech),一系列由电动机单独驱动的小桨沿展向布置在机翼前缘,并在 2015 年成功进行了地面测试;Stoll 等^[4-5] 指出 DEP 可以用来提高机翼的升阻比;近几年,DEP 也被用在垂直起降飞机上,例如 Lightning Strike 和 Lilium^[6]。可以看出 DEP 即将成为下一代航空技术的热点领域,但是现在 DEP 领域的研究还比较匮乏。以太阳能无人机为例,很长一段时间内,多数研究都集中于通过提升翼型^[7-10] 或机翼^[11-12] 的性能来提高无人机的气动特性,但是螺旋桨的滑流影响并没有在设计阶段考虑,对于这种多螺旋桨推进的飞行器来说,飞行过程中机翼会处于大量螺旋桨滑流之中,不考虑滑流影响的设计方法必然会导致次优的构型。

很多学者也已经意识到这一问题,在这方面展开了研究:Alba 等^[13] 指出螺旋桨滑流的轴向诱导速度增加了来流动压,而切向诱导速度改变了当地的有效迎角,上洗侧明显增大了当地有效迎角,而下洗侧则减小了当地的有效迎角,这两点均改变了机翼的升力分布;Veldhuis 等^[14-16] 研究了螺旋桨的安装位置和旋转方向对机翼升阻比的影响,发现螺旋桨在靠近对称面一侧上旋、展向安装位置靠近翼尖、垂向安装位置偏离机翼前缘点向上或者向下都有利于提高机翼升阻比;Rakshith 等^[17] 和王科雷等^[18] 研究发现在螺旋桨滑流区内的机翼弦长变短有利于减阻;徐家宽等^[19] 在考虑螺旋桨滑流的状态下对机翼进行了优化,发现在螺旋桨上洗侧减小截面的气动扭转角和下洗侧增大截面的气动扭转角可以达到减阻的目的。

可见,目前几乎所有的研究都是将螺旋桨作为已知的滑流输入,然后对机翼进行设计或优化,使其适应螺旋桨滑流来达到提高气动效率的目的。然而,对于 DEP 构型来说,不对这种大范围的滑流进行设计可能是一个巨大的浪费。例如, Schnulo 等^[20] 提到 X-57 左、右机翼上各有 6 个高升力螺旋桨,利用这些高升力螺旋桨,机翼面积可以明显减少,显著减小巡航阻力,在起飞阶段,这 12 个高升力螺旋桨处于工作状态会带来显著的升力增量支持起飞,而在巡航阶段,在翼尖处用两个较大的电动机驱动巡航螺旋桨,这些高升力螺旋桨会折叠收入短舱中,减小阻力,此时依靠两个翼尖螺旋桨来提供巡航时所需的全部拉力。虽然这可能会带来额外的动力质量增加,但是在气动增益上还是很值得研究的一个问题,这就要求设计不同的螺旋桨,使螺旋桨下游的机翼满足相应的升力和阻力要求。基于这一思想,本文的工作是研究如何通过设计螺旋桨滑流而不是改变机翼的参数来提高机翼的气动效率。

1 数值方法

为了实现通过优化螺旋桨的诱导速度来达到提高机翼升阻比的目的,需要以下几种方法:

- 1) 一种可以获得目标诱导速度分布的螺旋桨设计方法;
- 2) 一种可以考虑螺旋桨滑流影响的高效的气动计算方法;
- 3) 高效的气动优化方法。

在飞机的概念设计阶段,直接用 CFD 数值计算进行优化是非常耗时的。因此,本文采用一种计算效率更快的快速气动计算方法来获得机翼的升阻比气动参数

1.1 螺旋桨设计方法

螺旋桨的设计通常是基于给定的飞行状态和推力或功率要求。经典的螺旋桨设计方法是基于最小能量损失^[21];不过,Hepperle^[22] 提出了一种可以获得目标弦长分布的螺旋桨设计方法;范中

允等^[23]提出了一种可以获得目标环量分布的螺旋桨设计方法;项松等^[24]发展了一种适合电动飞机的螺旋桨设计方法。基于本文的研究目的,本

文提出了一种可以获得目标诱导速度的螺旋桨设计方法规定 a_x 代表桨盘处的轴向诱导因子, a_t 代表切向诱导因子, 设计流程如图 1。

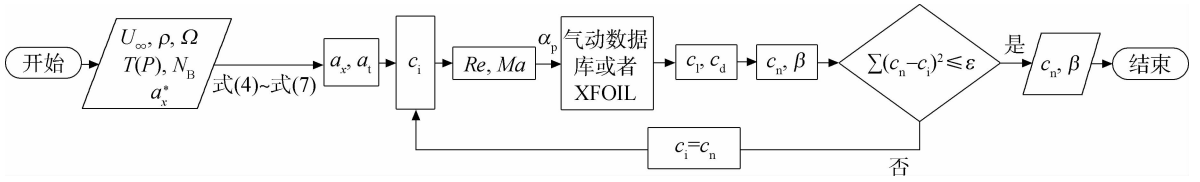


图 1 螺旋桨反设计方法流程

Fig. 1 Propeller inverse design method flow chart

设计方法需要首先给出 7 个设计变量: 来流速度 U_∞ , 角速度 Ω , 螺旋桨半径 R , 桨叶数 N_b , 空气密度 ρ , 拉力 T 和轴向诱导因子沿半径的分布公式 a_x^* ; 然后通过给定的拉力 T (功率 P) 确定最终的 a_x 的值, 然后就可以获得 a_t 的分布。利用初始的弦长分布得到当地的雷诺数 Re 和马赫数 Ma 可以根据截面入流速度得到, 马赫数在迭代过程是不变的。然后根据 Re 、 Ma 、 α_p 通过事先建立好的翼型气动数据库^[25] 得到升力系数 c_l 和阻力系数 c_d , 当然这一过程也可以通过开源的气动计算程序 XFOIL 代替。获得 c_l 、 c_d 和 α_p 后, 即可以得到新的弦长分布 c_n 和安装角 β 分布, 当不满足收敛条件时, 用 c_n 代替之前的弦长分布 c_i , 开始新一轮的迭代, 直到收敛, 收敛条件为 $(c_n - c_i)^2 \leq \epsilon$, ϵ 是判断是否收敛的收敛系数, 本文为 0.001, 达到收敛条件后输出最终的弦长分布和安装角分布。值得说明的是, 本文的方法是给定桨叶截面的气动翼型后设计弦长和安装角分布的方法, 因此需要知道当地截面翼型的有效迎角 α_p , 获得 α_p 的方法有两种, 1 种是以当地截面翼型升阻比最大为原则取得升力系数 c_l 和阻力系数 c_d , 迭代得到 α_p , 虽然可以获得较好的螺旋桨效率, 但是这种方法很容易造成弦长分布不光滑, 而第 2 种方法是直接规定各截面的有效迎角为一个定值, 可以保证弦长分布光滑, 而且通过这两种方法设计出的螺旋桨只是弦长和安装角有所区别, 并不会对诱导速度分布有影响, 即不会影响最终的优化结果, 本文采用第 2 种方法。

各变量之间的数学关系如下:

1) a_x 和 T 的关系

根据动量理论^[26], 可以得到

$$dT = 4\pi\rho U_\infty^2 (1 + a_x) a_x r F dr \quad (1)$$

所以当拉力或功率给定时, 轴向诱导因子也就确定了。

2) a_x 和 a_t 的关系

图 2 展示了叶素三角形, α_p 是当地有效迎角, φ 是当地几何入流角, W 是当地截面叶素的入流速度, $W = \sqrt{(U_\infty + v_a)^2 + (\Omega r - v_t)^2}$, v_a 和 v_t 分别是轴向和切向诱导速度, 所以有

$$\tan \varphi = \frac{U_\infty + v_a}{\Omega r - v_t} = \frac{v_t}{v_a} \quad (2)$$
$$a_x = \frac{v_a}{U_\infty}, \quad a_t = \frac{v_t}{\Omega r}$$

简化得

$$a_t = \frac{1 - \sqrt{1 - \frac{4U_\infty^2(1 + a_x)a_x}{(\Omega r)^2}}}{2}$$
$$a_x = \frac{-1 + \sqrt{1 + \frac{4(\Omega r)^2(1 - a_t)a_t}{U_\infty^2}}}{2} \quad (3)$$

所以当轴向诱导因子 a_x 确定之后, 切向诱导因子 a_t 也就确定了。

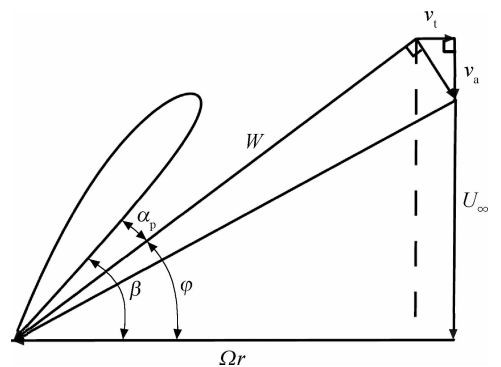


图 2 叶素速度三角形

Fig. 2 Blade element velocity triangle

3) 弦长 c 和安装角 β 分布

这里 F 代表翼尖损失系数

$$F = \frac{2}{\pi} \arctan(e^{-f}) \quad f = \frac{N_b}{2} \cdot \frac{R-r}{r \sin \varphi} \quad (4)$$

此外根据叶素动量理论(BEMT)^[27], 拉力又

可以写为

$$dT = \frac{N_b}{2} \rho W^2 (c_l \cos \varphi - c_d \sin \varphi) c dr$$

所以弦长和安装角分布为

$$c = \frac{8\pi r U_\infty^2 (1 + a_x) F}{N_b W^2 (c_l \cos \varphi - c_d \sin \varphi)} \quad (5)$$

$$\beta = \varphi + \alpha_p$$

所以当设计参数被给定之后,螺旋桨外形也就被确定了。

1.2 螺旋桨/机翼气动计算方法

1.2.1 滑流模型

为了建立一个能考虑螺旋桨滑流的机翼气动模型,首先需要建立螺旋桨尾迹模型来获得诱导

速度分布。

滑流里的螺旋尾迹的诱导速度场计算比较复杂,本文中采用 Veldhuis^[28] 提出的滑流管模型,该模型将螺旋尾迹简化成两部分:轴向涡和切向涡,如图 3 所示。

然后根据毕奥萨伐尔定律,诱导速度可以写为如下形式:

$$d\mathbf{V} = \frac{\Gamma}{4\pi} \cdot \frac{\mathbf{H} \times d\mathbf{l}}{H^3}$$

式中 $d\mathbf{V}$ 为微元段对 P 点的诱导速度; Γ 代表微元段环量大小; $\mathbf{H}$ 代表任一点 P 到微元的向量; $d\mathbf{l}$ 代表微元段向量。

1) 切向涡的诱导速度

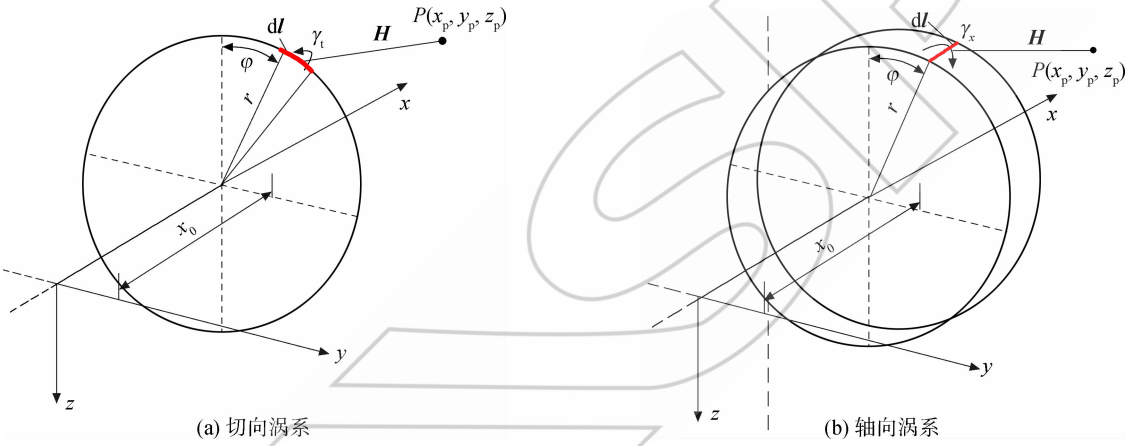


图 3 螺旋桨滑流管模型

Fig. 3 Slipstream tube model

$$\begin{aligned} u_t &= \int_{r_{\text{hub}}}^R \frac{\gamma_x r}{4\pi} \int_{\varphi=0}^{2\pi} \frac{b \sin \varphi - m \cos \varphi}{b^2 + m^2} \left[1 - \frac{x_0 - x_p}{\sqrt{(x_0 - x_p)^2 + b^2 + m^2}} \right] d\varphi dr \\ v_t &= \int_{r_{\text{hub}}}^R \frac{\gamma_x r}{4\pi} \int_{\varphi=0}^{2\pi} \frac{\sin \varphi}{\sqrt{(x_0 - x_p)^2 + b^2 + m^2}} d\varphi dr \\ w_t &= \int_{r_{\text{hub}}}^R \frac{\gamma_x r}{4\pi} \int_{\varphi=0}^{2\pi} \frac{\cos \varphi}{\sqrt{(x_0 - x_p)^2 + b^2 + m^2}} d\varphi dr \end{aligned} \quad (6)$$

2) 轴向涡的诱导速度

$$u_a = 0 \text{ m/s}$$

$$\begin{aligned} v_a &= \int_{r_{\text{hub}}}^R \frac{\gamma_t r}{4\pi} \int_{\varphi=0}^{2\pi} \frac{m}{b^2 + m^2} \left[1 - \frac{x_0 - x_p}{\sqrt{(x_0 - x_p)^2 + b^2 + m^2}} \right] d\varphi dr \\ w_a &= \int_{r_{\text{hub}}}^R \frac{\gamma_t r}{4\pi} \int_{\varphi=0}^{2\pi} \frac{-b}{b^2 + m^2} \left[1 - \frac{x_0 - x_p}{\sqrt{(x_0 - x_p)^2 + b^2 + m^2}} \right] d\varphi dr \end{aligned} \quad (7)$$

式(6)和式(7)中

$$\begin{aligned} \gamma_x &= \frac{N_b}{2\pi r} \cdot \frac{d\Gamma}{dr}, \quad \gamma_t = \frac{\Omega N_b}{2\pi U_\infty} \cdot \frac{d\Gamma}{dr} \\ b &= r \sin \varphi - y_p \\ m &= -r \cos \varphi - z_p \end{aligned}$$

更多的模型细节可以参考文献[28]。

1.2.2 螺旋桨/机翼干扰计算

本文采用定常面元法^[29]计算机翼气动力,采用源汇和偶极子组合的方法。机翼被划分成 N_s 个机翼表面单元和 N_t 个尾迹单元,任意一点 p 的控制方程可以写为

$$\sum_{i=1}^{N_s} C_{pi} \mu_i + \sum_{j=1}^{N_t} C_{pj} \mu_j + \sum_{i=1}^{N_s} B_{pi} \sigma_i = 0 \quad (8)$$

式中 $\sigma_i = \mathbf{n}_i \cdot \mathbf{U}_\infty$, $\mathbf{n}_i$ 是第 i 个单元的法向量。然后将滑流模型预测的空间任一点的螺旋桨诱导速度加入到每一个单元的控制点的来流里, 这样就在机翼气动力中考虑了螺旋桨滑流的影响。新的源强可以写为 $\sigma_i = \mathbf{n}_i \cdot (\mathbf{U}_\infty + \mathbf{U}_{p,i})$, $\mathbf{U}_p$ 是螺旋桨在第 i 个单元的控制点处的诱导速度。

根据文献[28], 考虑螺旋桨滑流影响后的机翼阻力系数可以写为: $C_d = C_{di} + C_{dp}$, C_{di} 是诱导阻力系数, C_{dp} 是型阻系数。

$$C_{di} = 2R_a \left[\int_0^\pi \sum_n \sum_k n A_n A_k \sin(n\theta) \sin(k\theta) (1 + a_x(\theta)) d\theta + \sum_n A_n \int_0^\pi \alpha_{ip}(\theta) \sin(n\theta) \sin\theta (1 + a_x(\theta)) d\theta \right] \quad (10)$$

式中 b 是机翼展长; R_a 代表机翼展弦比; $a_x(\theta)$ 是机翼位置上的轴向速度增加量; $\alpha_{ip}(\theta)$ 是螺旋桨在机翼处诱导的迎角; 需要说明的是, 这种阻力是在以下假设前提下得到的:

(1) 假设机翼后的尾迹从尾缘流出后为一个平面向后延伸;

(2) 忽略黏性的影响。

2) 型阻

机翼的型阻系数可以近似表示为

$$C_{dp} = \frac{R_a}{2} \int_0^\pi C'_{dp} \frac{c(\theta)}{b} (1 + a_x(\theta))^2 \sin\theta d\theta \quad (11)$$

1) 诱导阻力

根据文献[28], 考虑螺旋桨滑流后的截面环量 $\Gamma(\theta)$ 和截面升力 $l(\theta)$ 分布可以写为

$$\begin{aligned} \Gamma(\theta) &= 2U_\infty b \sum_n A_n \sin(n\theta) \\ l(\theta) &= \rho U_\infty \Gamma(\theta) (1 + a_x(\theta)) = \\ &= 2\rho U_\infty^2 b \sum_n A_n \sin(n\theta) \end{aligned} \quad (9)$$

这样根据机翼的升力分布既可以获得傅里叶级数展开后的系数 A_n 。

而考虑滑流后的机翼诱导阻力系数可以写为

式中 C'_{dp} 是机翼截面的二维翼型的型阻系数, $c(\theta)$ 是机翼展向弦长分布, 这里是利用 CFD 方法提前建立好的数据库得到的 (也可以用二维翼型气动快速计算开源程序 XFOIL 计算得到), 而不是利用 Prop-wing 程序计算得到, 这样可以用一个 n 阶的多项式近似: $C'_{dp} = f(c_1) = c_0 + c_1 c_1 + c_2 c_1^2 + \dots + c_n c_1^n$, 本文 $n = 4$ 。为了方便说明, 在后面的章节中, 这个气动计算程序被称为 Prop-wing。Prop-wing 的算法流程如图 4 所示。

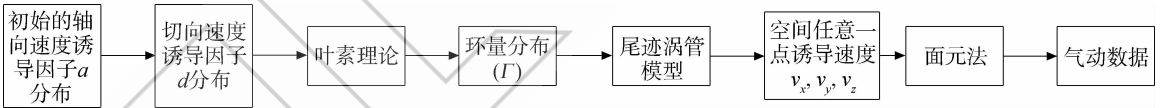


图 4 Prop-wing 算法流程
Fig. 4 Prop-wing algorithm flow chart

1.3 高效的气动优化方法

Kriging 代理模型是一种基于统计理论的插值技术, 充分考虑了变量空间的特性。详细的算法可以参考文献[30]。Kriging 代理模型具有很强的非线性和多峰函数能力, 具有很好的预测精度, 适用于气动优化设计问题, 能大大提高优化设计效率, 在气动优化设计中得到了广泛的应用^[31-32]。

本文中采用了两种加点准则来提高优化过程的鲁棒性和效率: 第 1 种是最直接的加点准则, 最小化代理模型准则(MSP)^[30], 加入当前代理模型优化的最优点; 第 2 种是改善期望准则(EI)^[30], EI 代表着设计空间中最优点的概率, 通过选择最好的 EI 值的点加入到原始样本, 代理模型的全局最优的搜索鲁棒性也会被提高。EI 函数 $E[I(x)]$

如下:

$$E[I(x)] = \begin{cases} (y_{\min} - \hat{y}) \Phi\left(\frac{y_{\min} - \hat{y}}{\hat{s}}\right) + s \phi\left(\frac{y_{\min} - \hat{y}}{\hat{s}}\right) & \hat{s} > 0 \\ 0 & \hat{s} = 0 \end{cases} \quad (12)$$

式中 Φ 是标准正态分布; ϕ 是标准正态分布密度函数; $\hat{s}$ 是 Kriging 模型预测均方根误差; $y_{\min}$ 是所有样本点的目标函数最小值; $\hat{y}$ 是样本空间中任意一点。

2 数值方法验证

2.1 CFD 方法验证

为了验证本文的 Prop-wing 和分析流场特性, 本文首先采用基于结构-非结构混合网格技

术耦合 Spalart-Allmaras(SA)湍流模型准定常求解 RANS(Reynolds-averaged Naiver-Stokes) 方程的多重参考系(MRF)方法^[33]对螺旋桨/机翼气动干扰问题进行数值模拟,然后利用验证的 CFD 方法对 Prop-wing 进行了对比验证。

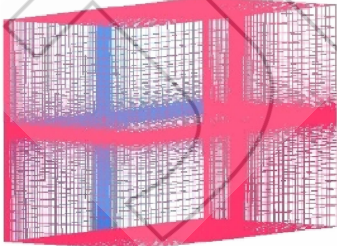
首先采用实验算例验证 CFD 方法的可靠性。一种螺旋桨/机翼干扰模型^[34]被用来验证方法的可靠性,模型参数如表 1。

模型计算网格如图 5。
计算条件和实验条件保持一致如表 2。

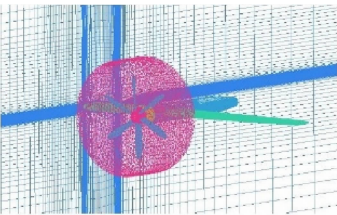
表 1 实验模型参数概要

Table 1 Summary of experimental model parameters

部件	参数	数值
机翼	翼展 b/m	2.58
	机翼面积 S/m^2	0.62
	翼根弦长 c_{root}/m	0.279
	翼尖弦长 c_{tip}/m	0.161
	平均气动弦长 c_{MAC}/m	0.24
	前缘后掠角 $\Delta_{\text{le}}/(^{\circ})$	0
N250 螺旋桨	螺旋桨直径 D/m	0.406
	桨毂直径 D_{hub}/m	0.084
	桨叶数 N_b	6
	$r/R=0.7$ 处的叶素角 $\beta_{0.7}/(^{\circ})$	30
	螺旋桨展向位置 $2y_p/b$	0.343



(a) 整体计算域网格



(b) 螺旋桨/机翼混合网格

图 5 实验模型的计算域网格

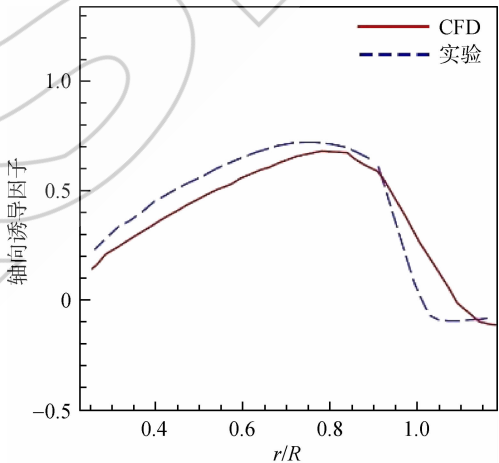
Fig. 5 Computational domain grid of experimental model

表 2 实验及计算条件

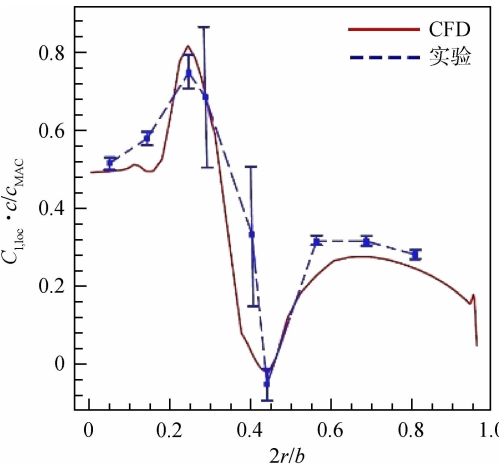
Table 2 Experiment and calculation conditions

参数	数值
来流速度 $U_{\infty}/(\text{m/s})$	19
机翼迎角 $\alpha/(^{\circ})$	4
雷诺数 $Re/10^5$	3
螺旋桨迎角 $\alpha_{\text{prop}}/(^{\circ})$	0
前进比 J	0.695

图 6 是螺旋桨的滑流速度对比和机翼升力分布对比,图中 $C_{l,loc}$ 表示当地升力系数, c 表示当地弦长。其中诱导因子分布的差别可能是由于数值模拟时桨的模型和流向安装位置与真实模型有所差别导致的,虽然在预测值上有所差别,但是本文采用的 CFD 方法在预测趋势变化方面具有合理的精度。



(a) 桨盘后 $\Delta x/R=0.315$ 处的轴向往导因子



(b) 螺旋桨工作时的机翼展向升力分布

图 6 实验模型的数值模拟与实验值对比

Fig. 6 Comparison between numerical simulation and experimental value of experimental model

从算例验证结果可以看出本文的 CFD 方法在预测螺旋桨和机翼干扰时的气动特性及变化趋势方面有着合理的精度,因此接下来采用 CFD 方法验证 Prop-wing 程序的可靠性和分析一些流场细节。

2.2 螺旋桨设计方法验证

螺旋桨设计条件如表 3。

表 3 LAV 和 PAV 螺旋桨设计条件

参数	数值
来流速度 $U_\infty/(m/s)$	13
螺旋桨直径 D/m	0.4
桨毂直径 D_{hub}/m	0.08
桨叶数 N_b	2
设计拉力 T/N	5
转速 $N/(r/min)$	4300
马赫数 Ma	0.04
空气密度 $\rho/(kg/m^3)$	0.91

为了验证本文提出的螺旋桨设计方法的可靠性,这里采用了两种诱导因子分布

- 1) LAV(linear axial velocity)。 a_x 沿半径方向呈直线分布；
- 2) PAV(parabola axial velocity)。 a_x 沿半径为抛物线分布,峰值出现在 $r/R=0.75$ 。
- 图 7 是设计的两个螺旋桨的弦长 c/R 和安装角 β 分布。可以看出 LAV 在桨毂处的弦长最大,而 PAV 最大弦长出现在 $r/R=0.75$ 处附近;然

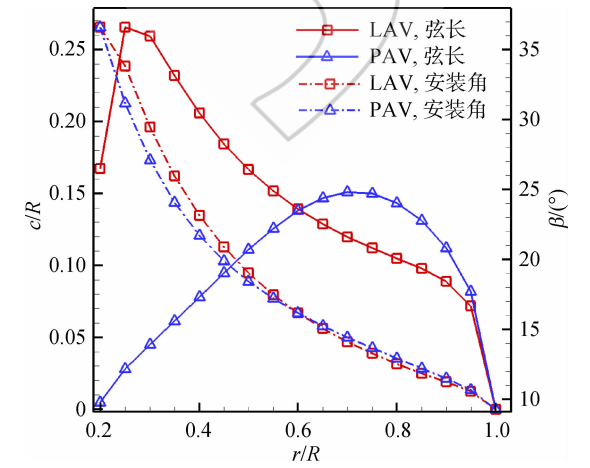
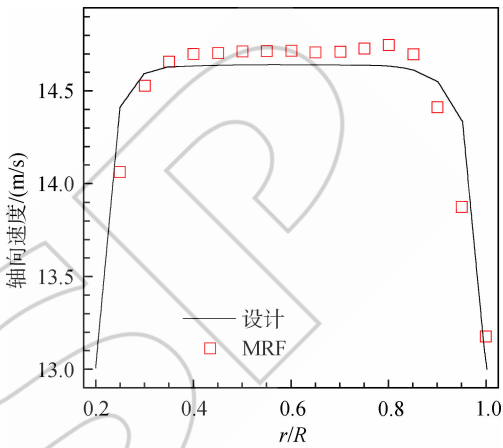


图 7 设计螺旋桨弦长和安装角分布

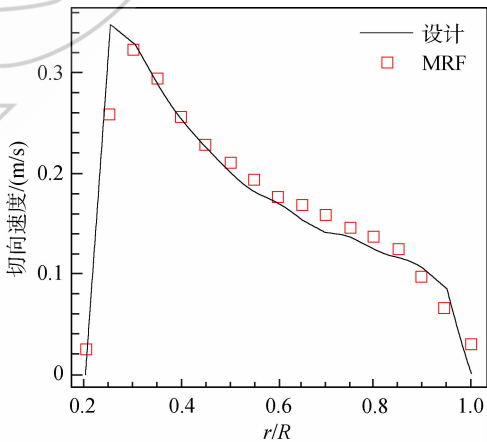
Fig. 7 Distribution of chord length and blade angle of design propellers

后利用 MRF 方法计算了两个螺旋桨的滑流特性,并在交接面下游 0.02 m 处取得诱导速度分布,图 8 展示了计算的诱导速度分布和设计值的对比。

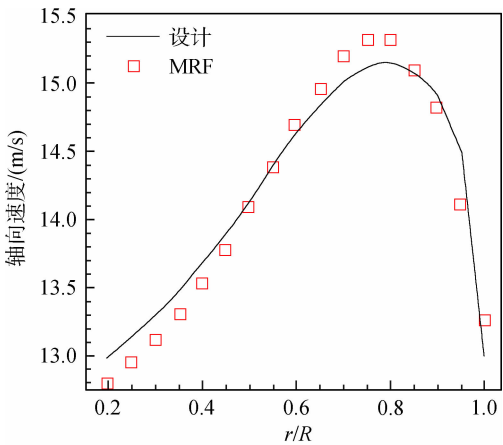
从表 4 和图 8 的结果可以看出 MRF 计算结果不仅在拉力上符合良好,而且诱导速度分布也符合较好,这证明了设计的螺旋桨满足了设计要求,设计方法是可靠的。



(a) LAV, 轴向速度



(b) LAV, 切向速度



(c) PAV, 轴向速度

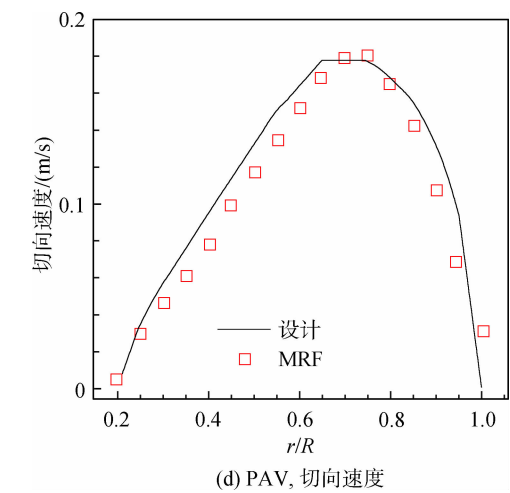


图 8 轴向和切向诱导速度计算值与设计值对比
Fig. 8 Comparison between calculated and designed values of axial and tangential induced velocity

表 4 LAV 和 PAV 的计算的拉力和功率特性				
Table 4 Thrust and power characteristics of LAV and PAV				
螺旋桨	T/N		P/W	η
	设计	MRF	MRF	MRF
LAV	5	4.90	85.29	0.7468
PAV	5	4.93	88.90	0.7209

2.3 Prop-wing 程序验证

采用了一个展弦比为 10 的直机翼,翼型为 E387,弦长为 1m,两个 JXF16×8 的桨(截面翼型均为 Clark Y 翼型^[25])装在 2.5 m ($2y_p/b=0.5$) 的螺旋桨 Prop 1 和 -2.5 m ($2y_p/b=-0.5$) 的螺旋桨 Prop 2 的位置,如图 9,坐标系定义如图 9,原点放置在机翼对称面的前缘处。

面元法网格如图 10,弦向布置 50 个单元。

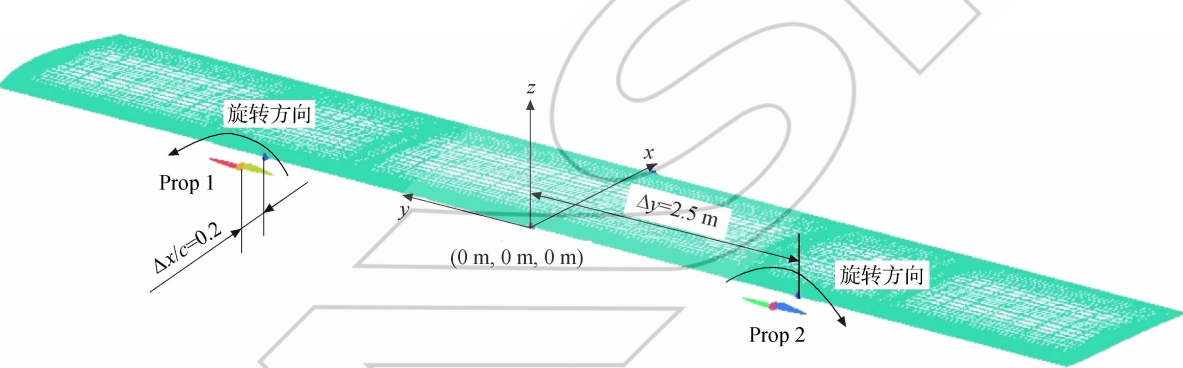


图 9 两螺旋桨的计算模型和坐标系定义

Fig. 9 Calculation model and coordinate system definition of two propellers

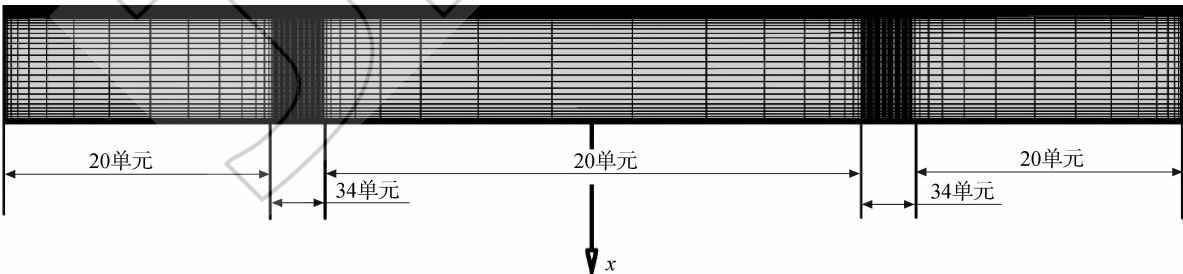


图 10 面元法的展向面元分布

Fig. 10 Distribution of spanwise panels in panel method

螺旋桨和计算条件如表 5。
对比了 6 种螺旋桨转速组合的计算结果,升力 L_{span} 分布对比如图 11,表 6 对比了不同螺旋桨转速下机翼的升阻特性。

从以上结果可以看出 Prop-wing 对于预测螺旋桨和机翼干扰有一个合理的精度,可以较为准确地反应考虑滑流后的机翼升阻特性变化和展向升力分布。

表 5 双桨/机翼耦合计算模型参数和计算条件

Table 5 Parameters and calculation conditions of the coupled calculation model of two propeller/wing

参数		数值
机翼	翼展 b/m	10
	机翼面积 S/m^2	10
	翼根弦长 c_{root}/m	1
	翼尖弦长 c_{tip}/m	1
	前缘后掠角 $\Delta_{\text{le}}/(^{\circ})$	0
JXF 16×8 螺旋桨	螺旋桨直径 D/m	0.406
	桨毂直径 D_{hub}/m	0.084
	桨叶数 N_b	6
	螺旋桨(Prop 1, Prop 2)展向位置 $2y_p/b$	0.5, -0.5
计算条件	来流速度 $U_{\infty}/(\text{m/s})$	13
	机翼迎角 $\alpha/(^{\circ})$	0
	雷诺数 $Re/10^5$	7
	马赫数 Ma	0.04
	螺旋桨迎角 $\alpha_p/(^{\circ})$	0

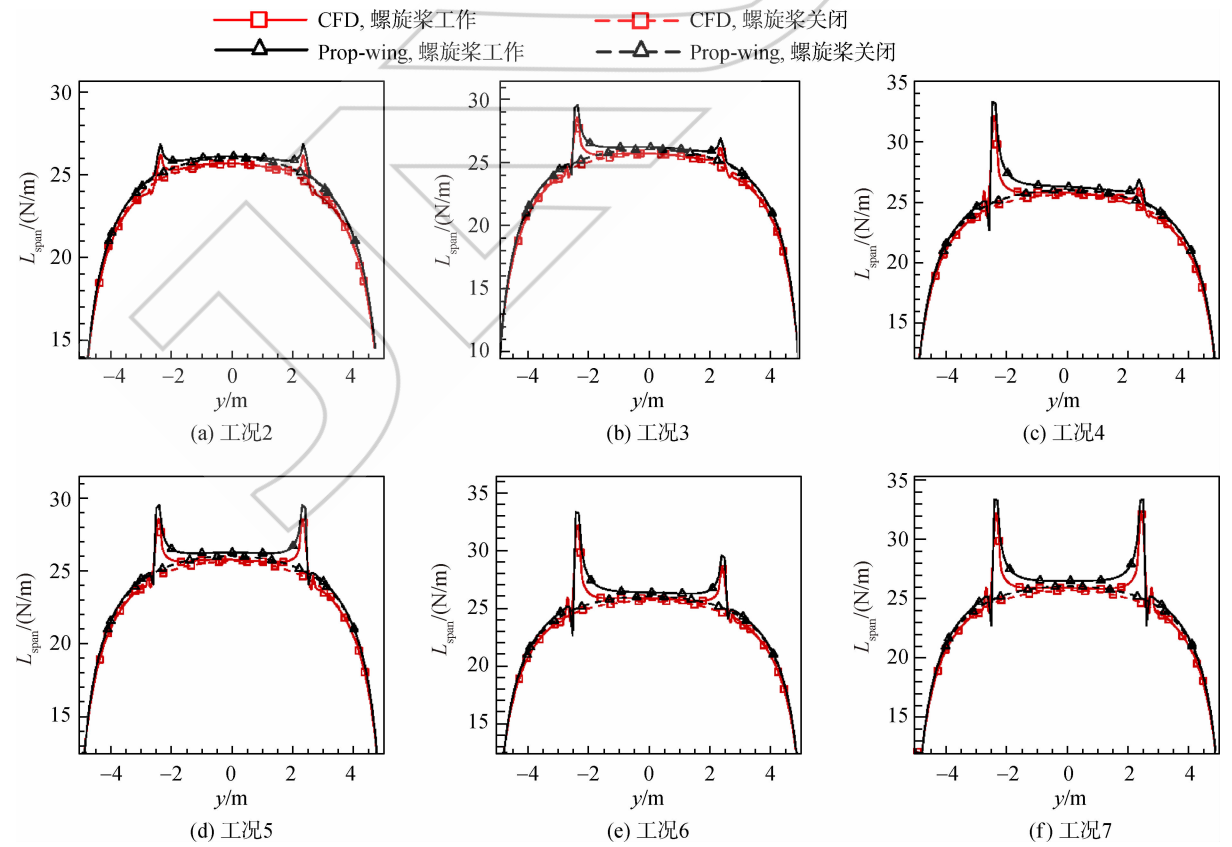


图 11 不同螺旋桨组合的升力分布对比

Fig. 11 Comparison of lift distribution at different propeller combinations

表 6 不同螺旋桨转速下的机翼的 C_l 和 C_d 对比

Table 6 Comparison of calculation results of C_l and C_d of wing under different propeller rotation speeds

工况	转速 $N/(r/min)$		C_l			C_d		
	Prop1	Prop2	CFD	Prop-wing	相对误差/%	CFD	Prop-wing	相对误差/%
1	0	0	0.2934	0.3015	2.76	0.01466	0.01414	−3.57
2	3600	3600	0.2935	0.3042	3.65	0.01585	0.01452	−8.40
3	3600	4300	0.2954	0.3062	3.63	0.01605	0.01483	−7.60
4	3600	5230	0.2972	0.3090	3.98	0.01635	0.01543	−5.65
5	4300	4300	0.2965	0.3082	3.93	0.01623	0.01516	−6.62
6	4300	5230	0.2987	0.3110	4.12	0.01654	0.01575	−4.74
7	5230	5230	0.3007	0.3139	4.40	0.01686	0.01633	−3.17

3 滑流优化框架

为了提高优化效率,需要尽可能少的变量去模拟诱导速度分布形式,本文采用式(13)参数化诱导因子分布公式 a_x^*

$$a_x^* = y_1 y_2 y_3$$
$$y_1 = \frac{2}{\pi} \arccos(e^{-x/c_1})$$
$$y_2 = e^{-[(x-u)s]^2}$$
$$y_3 = \frac{2}{\pi} \arccos[e^{(x-1)/c_2}] \quad (13)$$

式中 c_1 和 c_2 分别决定了 a_x^* 曲线在桨毂和桨尖处衰减到零的速率,和的值越小,衰减到零的速率越快,而 u 和 s 分别决定着 a_x^* 曲线峰值出现的位

置和大小, a_x 的值根据式(1)对 a_x^* 曲线等比例缩放即可以得到。因为峰值的位置是在桨毂到桨尖之间出现,而且由于桨尖损失,所以峰值一般不会出现桨尖附近,否则桨的效率会很低,因此在本文中 u 的取值范围定为 $[0.2, 0.85]$,这是按半径归一化的结果,而 s 决定着曲线峰值的尖锐程度,当 s 为零时, y_2 曲线为直线分布, s 越大, y_2 曲线越尖锐,对应的某处弦长也会越大。

优化框架如图 12,本文的优化方法采用遗传算法(GA)^[35]和梯度优化算法^[30]相结合的方式(序列二次规划法(SQP))。本文中,GA 算法的相关设置为:①种群规模为 100;②交叉变异概率分别为 0.9 和 0.05;③最大进化代数(N)为 100。

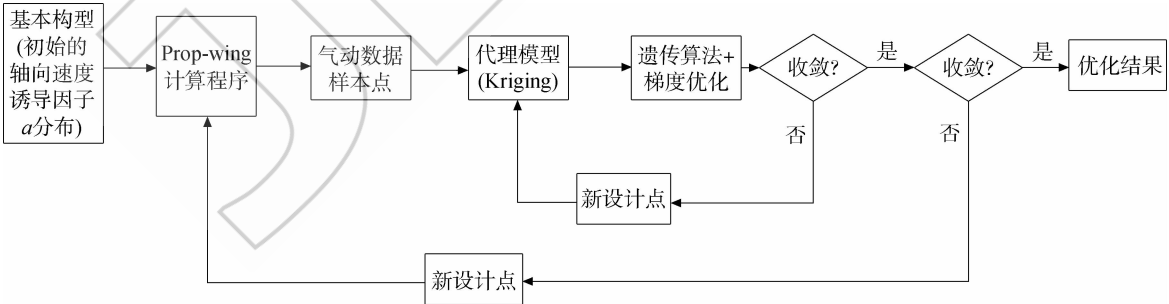


图 12 滑流优化框架
Fig. 12 Slipstream optimization framework

4 结果及讨论

本文中的优化的数学模型如式(14),共有 4 个优化设计变量 m_1 、 m_2 、 u 、 s ,取值范围表示在约束中。

$$\min K = -C_l/C_d$$

$$\text{s. t. } \begin{cases} C_{l0} \leqslant C_l, P \leqslant tP。 \\ 0 \leqslant m_1 \leqslant 0.5 \\ 0 \leqslant m_2 \leqslant 0.5 \\ 0.2 \leqslant u \leqslant 0.85 \\ 0 \leqslant s \leqslant 4 \end{cases} \quad (14)$$

因为本文主要关注螺旋桨对其后机翼的气动特性影响,而且螺旋桨影响范围有限,考虑到机翼

尺寸较大,如果选取整个机翼的升阻特性变化为目标函数,可能会抵消一些螺旋桨带来的变化,因此截取了受其影响的翼段进行升阻特性分析,翼段宽度 w ,且满足 $w/R=8$,如图 13。

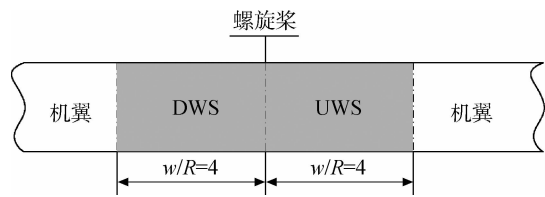


图 13 翼段示意图
Fig. 13 Sketch of wing-segment

因此式(14)中的 C_{l_0} 、 P_0 分别是安装最小诱导损失的螺旋桨的翼段升力系数和桨的功率; t 是系数,用来限制优化后的桨的功率的大小,取值范围为 $t \in (0, \infty)$,当 $t \rightarrow \infty$ 时,代表不对功率进行约束,所以本文的目标就是通过优化轴向诱导因子的分布形式寻找使得翼段升阻比最大的螺旋桨诱导速度分布。本文选取的优化模型是采用与文中第 2.3 节相同的机翼模型,单个螺旋桨安装在机翼对称面处,螺旋桨中心的安装位置在图 9 坐标系中为 $(-0.2\text{ m}, 0\text{ m}, 0\text{ m})$ 在这个模型基础上,利用文中第 3 节的优化框架进行诱导速度分布的优化,在整个优化过程中,对于任意一种轴向诱导因子分布,都要保证产生相同的拉力($T=5\text{ N}$),以此来最终确定 a_x 。本文的设计条件如下: $U_\infty=13\text{ m/s}$, $N=2\,000\text{ r/min}$, $R=0.2032\text{ m}$, 本文通过控制 s 和 t 的取值范围优化得到了 4 种螺旋桨,首先在 $t \rightarrow \infty$ 时,即不对功率进行约束时,在 $s \in [0, 4]$ 和 $s \in [0, 3]$ 的条件下,得到两种螺旋桨分别记为 Opt1 和 Opt2,然后在 $s \in [0, 3]$ 条件下,在 $t=1.1, 1.05$ 的条件下得到两种螺旋桨分别记为 Opt3、Opt4。图 14 和图 15 分别展示了 4 种螺旋桨和最小能量损失(MIL)桨的诱导因子以及主视图平面形状的对比如。

本文所设计得到的螺旋桨截面翼型均为 Clark Y 翼型。

MIL 是根据最小能量损失设计的桨,可以看出优化后的螺旋桨相比较 MIL 桨,弦长沿半径方向衰减更快,而且随着功率限制的增强,优化得到的螺旋桨的桨毂附近的弦长也在逐渐减小。为了验证最终的优化效果和分析流场细节,利用 CFD 方法进行了验证,如表 7。

表 7 中的升力系数和阻力系数均是翼段的数

据($w/R=8$,如图 13),其中 C_{dv} 代表摩擦阻力系数, C_{dp} 代表型阻系数。从表 7 中结果可以看出,相比 MIL 螺旋桨,优化过的螺旋桨可以明显提高翼段的升阻比,其中安装 Opt1 的翼段,升阻比提升高达 25.63%,但是,同时也可以看到 Opt1 的功率大幅上升,为了衡量在功率提高情况下的优化效果,本文提出了一个 K/P 值,即单位螺旋桨功率产生多少升阻比,可以看出安装 Opt1 桨的 K/P 值要小于 MIL 桨,虽然安装 Opt1 桨的翼段的升阻比会显著提高,但是桨自身的效率也明显下降,造成 K/P 值减小,而 Opt2 桨因为对轴向诱导因子峰值的限制增强,翼段升阻比的提升量比 Opt1 小的同时,桨的功率的增幅也较小,因此

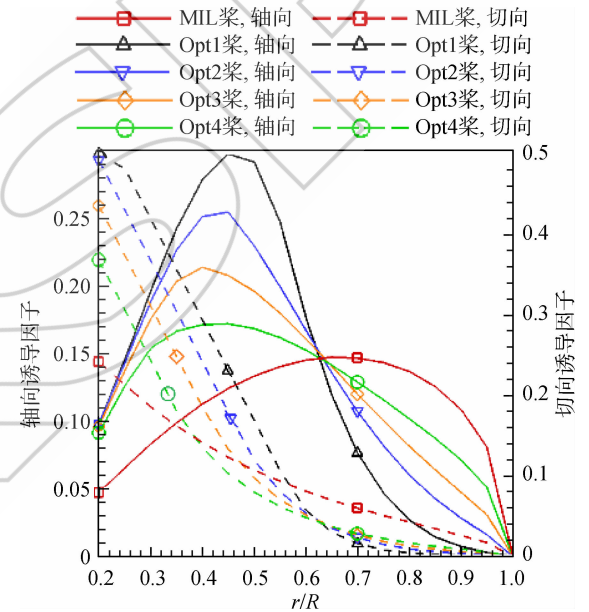


图 14 诱导因子沿半径分布
Fig. 14 Induction factors distribution along radius

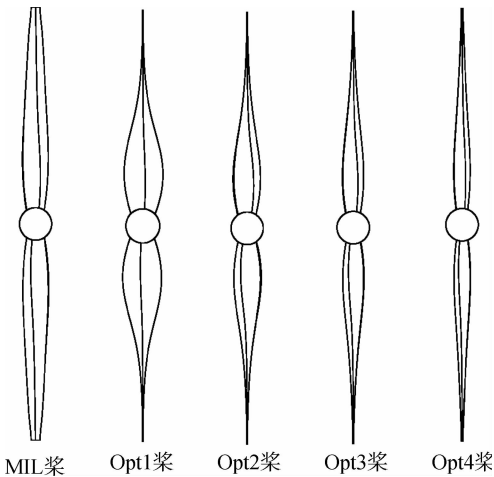


图 15 螺旋桨主视图
Fig. 15 Front view of propellers

表 7 不同螺旋桨后的翼段的升阻特性对比

Table 7 Comparison of lift and drag characteristics of wing-segment with different propellers

螺旋桨	翼段								螺旋桨		K/P
	升力系数		阻力系数				升阻比		T/N	P/W	
	C _l	误差/%	C _{dv}	C _{dp}	C _d	误差/%	K	误差/%			
MIL 桨	0.3906		0.0105	0.0039	0.0144		27.13		5.00	83.41	0.325
Opt1 桨	0.3987	2.07	0.0121	−0.0004	0.0117	−18.75	34.08	25.63	4.99	107.69	0.316
Opt2 桨	0.3967	1.56	0.0115	0.0007	0.0122	−15.28	32.52	19.88	5.00	98.08	0.332
Opt3 桨	0.3939	0.84	0.0111	0.0017	0.0128	−11.11	30.77	13.45	4.99	91.02	0.338
Opt4 桨	0.3925	0.49	0.0108	0.0024	0.0132	−8.33	29.73	9.62	4.99	86.95	0.342

最终的 K/P 值还高于 MIL 桨。为了在桨的功率不明显增长的情况下达到提高机翼升阻比的目的,本文增加了功率约束,并在不同约束条件下得到了另外两种螺旋桨。在 $t=1.1$ 时,即功率不超过 MIL 桨功率的 10% 时,得到了 Opt3 桨,翼段的升阻比提升了 13.45%,在 $t=1.05$ 时,即功率不超过 MIL 桨功率的 5% 时,得到了 Opt4 桨,翼段的升阻比提升了 9.62%。

以上结果说明通过优化螺旋桨滑流特性达到提高机翼升阻比的目的是可行的,此外,从表 7 还可以看出升阻比的提升主要是由于压差阻力的下降,Opt1 的阻力下降达到了 18.75%,而 Opt4 的阻力下降量最小,为 8.33%。可以看出靠近桨毂处的轴向速度越大,对应的翼段升阻比也越大,减阻越明显,不过螺旋桨的效率下降也越明显。

图 16 展示了在 4 种不同螺旋桨影响下的机翼表面压力云图,图中 LE 表示机翼前缘。

从图 16 可以看出,由于螺旋桨的旋转效应,上洗侧(UWS)的机翼下表面前缘附近会有更高的压力分布,同时下洗侧(DWS)的上表面前缘附近会有更高的压力分布,而优化过的螺旋桨后方机翼的滑流区域更加集中于桨毂附近,MIL 桨后的滑流区域比较分散,即与外部流动有更多的能量交换,导致了更多的能量损失,不利于提高升阻比。

不过更加集中的滑流区域也有一个负面影响,就是更大的动能带来更大的摩擦阻力,正如表 7 的结果显示,优化后的螺旋桨带来更大的摩擦阻力,但是阻力的减少主要还是来自压差阻力的贡献。

可以看出,当靠近桨毂处的轴向速度越大,螺旋桨的上洗和下洗效应越明显,这主要是因为桨毂附近处的轴向速度的变化会带来更大的切向速度的改变。

根据式(3),切向速度可以写为

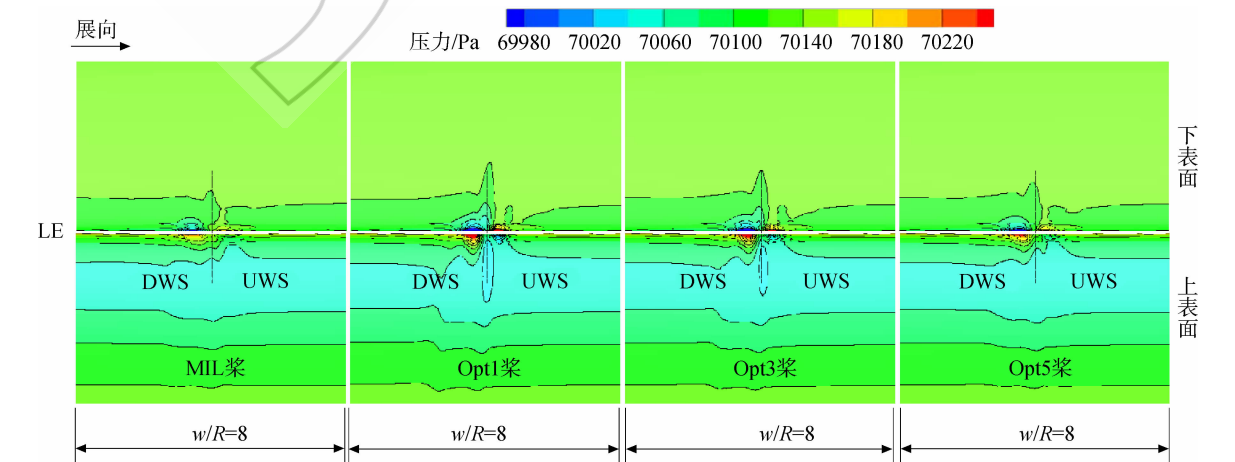


图 16 滑流影响下的机翼表面压力云图

Fig. 16 Pressure contour on wing surface under the influence of slipstream

$$v_t = \frac{1 - \sqrt{1 - \frac{4U_\infty^2(1+a_x)a_x}{(\Omega r)^2}}}{2} \cdot \Omega r = \frac{4U_\infty^2(1+a_x)a_x}{2(\Omega r + \sqrt{(\Omega r)^2 - 4U_\infty^2(1+a_x)a_x})} = \frac{kU_\infty^2(1+a_x)a_x}{\Omega r} \quad (15)$$

式中 k 是一个系数,且 $k \in (1, 2)$,可以看出当转速一定,且 r 较小时,即靠近桨毂时, a 的变化会带来更多的切向速度的变化,而切向速度又直接改变了当地的有效迎角,假设螺旋桨桨盘处到机翼前缘的流动无耗散和能量损失,机翼的当地有效迎角 α_{eff} 可以写为

$$\alpha_{\text{eff}} = \arctan \frac{v_t}{U_\infty(1+a_x)} = \arctan \frac{kU_\infty a_x}{\Omega r} \quad (16)$$

对于两种不同的轴向诱导因子 a_{x1} 和 a_{x2} ,有效迎角差可以写为

$$\Delta\alpha_{\text{eff}} = \arctan \frac{\Omega r k U_\infty (a_{x1} - a_{x2})}{(\Omega r)^2 + (kU_\infty)^2 a_{x1} \cdot a_{x2}} \quad (17)$$

为了便于分析,不妨规定 a_{x1} 和 a_{x2} 均小于 1,即可以有

$$\Delta\alpha_{\text{eff}} > \arctan \left[\frac{\Omega r k U_\infty (a_{x1} - a_{x2})}{(\Omega r)^2 + (kU_\infty)^2} \right] = \arctan \left[\frac{1}{2} \sin(2\beta) \Delta a_x \right] \\ \beta = \arcsin \frac{kU_\infty}{\sqrt{(\Omega r)^2 + (kU_\infty)^2}} \quad (18)$$

显然当 $k=1$ 时, β 值最小,即在本文的设计条件 $U_\infty = 13 \text{ m/s}$, $N = 2000 \text{ r/min}$, $R = 0.2032 \text{ m}$ 下,化简式(17)可以得到如下不等式:

$$\Delta\alpha_{\text{eff}} > \arctan \left[\frac{1}{2} \sin(2\beta) \Delta a_x \right] > \begin{cases} \arctan(0.279\Delta a_x) & \text{桨尖} \\ \arctan(0.458\Delta a_x) & \text{桨毂} \end{cases} \quad (19)$$

可以看出当 a_x 的变化量为 0.1 时,桨尖和桨毂对应的机翼展向位置处的有效迎角变化量 $\Delta\alpha_{\text{eff}}$ 分别至少为 1.6° 和 2.6° 。所以桨毂处轴向诱导因子的变化会带来更加明显的有效迎角的变化,所以当拉力一定时,将轴向速度更多的向桨根处集中,会带来更明显的上下洗效应。

当翼型迎角为 0° 时,同时忽略摩擦阻力的影响(表 7 的结果也可以看出是压差阻力变化占主要部分),翼型的阻力可以写为^[36]: $c_d =$

$$\left[\int_0^c (C_{p,u} dy_u/dx - C_{p,l} dy_l/dx) dx \right] / c, c \text{ 代表弦长,}$$

$C_{p,u}$ 和 $C_{p,l}$ 分别代表翼型上表面和下表面压力系数, x 为流向, y_u 指向 x 轴上方, y_l 指向 x 轴下方,可以看出,当上表面压力减小,下表面压力增大对减小压差阻力是有好处的,图 17 展示了阻力沿机翼展向的分布变化, dD 表示二维截面翼型的阻力,可以看出当螺旋桨工作时,下洗侧的阻力明显增大,但是在上洗侧,优化过的螺旋桨后的机翼阻力明显小于其他螺旋桨。

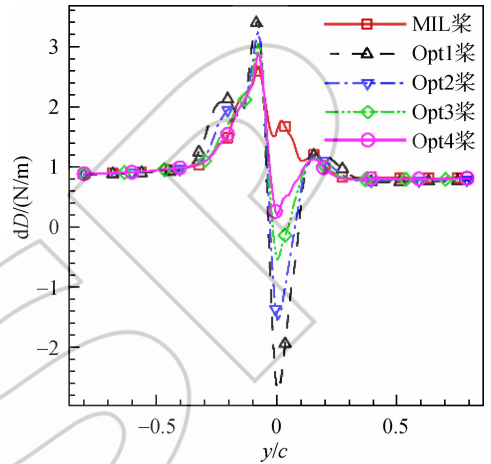


图 17 机翼阻力沿展向的分布

Fig. 17 Spanwise drag distribution of wing

可以看出阻力的变化主要集中在桨毂附近,上洗侧的轴向诱导速度的增加和有效迎角的增大均有利于减小压差阻力,而在下洗侧上,虽然轴向诱导速度的增加会导致摩擦阻力增大,但同时也有利于减缓压差阻力的增加,因此阻力增加量小于上洗侧的阻力减少量,如图 17 所示,从而达到减小阻力的目的,最终使得翼段阻力下降,达到提升翼段升阻比的目的。

即在拉力,转速相同的条件下,通过改变螺旋桨后的诱导速度分布会改变后方机翼的实际入流状态,通过最大化桨毂附近的轴向诱导速度可以达到提高机翼升阻比的目的。但同时也要注意这种不改变机翼参数提升升阻比的方式,付出的是螺旋桨功率的代价,螺旋桨的效率下降换来的机翼升阻比的提升,因此在提升机翼升阻比的同时还需要考虑因此带来的能量代价。

5 结 论

1) 基于涡流理论和面元法,建立了一种快速估计螺旋桨机翼耦合气动特性的气动程序 Prop-wing 并得到验证,在考虑螺旋桨滑流后的机翼升阻比预测方面有合理的精度。

2) 本文发展了一套可以获得目标诱导速度分布的螺旋桨设计方法。对于机翼螺旋桨耦合状态,基于轴向诱导速度分布优化后的螺旋桨相比较最小能量损失的桨在不改变机翼参数的情况下,可以达到提高机翼的升阻比的目的。

3) 优化结果表明,在本文的拉进式布局条件下,在转速和拉力一定的情况下,螺旋桨桨毂附近的轴向诱导速度越大,带来的升阻比提升越明显,针对本文给定的条件,在不加功率限制的条件下,优化后的螺旋桨使得翼段阻力减少最高达到18.75%,升阻比提高了25.63%,但是在螺旋桨的功率增长被限制后,翼段的升阻比提升量降到9.62%,这意味着在不需要任何增升减装置的情况下提高气动效率是可行的。

4) 通过改变桨的诱导速度提升机翼升阻比和桨的效率提升是互相矛盾的,需要加以平衡,并不是仅追求机翼升阻比最大就是最优,从 K/P 值可以看出,升阻比提升最大,综合收益并不一定最高,但是本文的研究证明了通过改变螺旋桨的诱导速度分布能够达到改变机翼气动特性的目的,这为后续分布式动力滑流利用提供了一种思路。

5) 值得注意的是,整个优化过程仅花了40 min(内存为16 G,中央处理器为i7-6700的计算机上),这种快速计算方法也让这种设计方法在概念设计阶段可行,具有一定的工程实际应用价值。

参考文献:

- [1] FLITTIE K, CURTIN B. Pathfinder solar-powered aircraft flight performance[R]. Simi Valley, California; the 23rd Atmospheric Flight Mechanics Conference, 1998.
- [2] NOLL T, BROWN J, PEREZ D M, et al. Investigation of the helios prototype aircraft mishap report: Volume I [R]. Hampton, VA: NASA, 2004.
- [3] 张健, 张德虎. 高空长航时太阳能无人机总体设计要点分析[J]. 航空学报, 2016, 37(增刊1): 1-7.
ZHANG Jian, ZHANG Dehu. Essentials of configuration design of hale solar-powered UAVs[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(Suppl. 1): 1-7. (in Chinese)
- [4] STOLL A M, BEVIRT J B, MOORE M D, et al. Drag reduction through distributed electric propulsion[C]// Proceedings of AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Atlanta, GA: AIAA, 2014: 16-20.
- [5] STOLL A M. Comparison of CFD and experimental results of the LEAPTech distributed electric propulsion blown wing [C]// Proceedings of AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Atlanta, GA: AIAA, 2013: 22-26.
- [6] KIM H D, PERRY A T, ANSELL P J. A review of distributed electric propulsion concepts for air vehicle technology [R]. Cincinnati, Ohio: AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium, 2018.
- [7] 邓磊, 乔志德, 杨旭东, 等. 高升阻比自然层流翼型多点/多目标优化设计[J]. 空气动力学学报, 2011, 29(3): 76-81.
DENG Lei, QIAO Zhide, YANG Xudong, et al. Multi-point/objective optimization design of high lift-to-drag ratio for NLF airfoils[J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2011, 29(3): 76-81. (in Chinese)
- [8] 张维智, 贺德馨, 张兆顺. 低雷诺数高升力翼型的设计和实验研究[J]. 空气动力学学报, 1998, 16(3): 98-102.
ZHANG Weizhi, HE Dexin, ZHANG Zhaoshun. The design and experiment study for a high airfoil at low reynolds numbers[J]. Acta Aerodynamic Sinica, 1998, 16(3): 98-102. (in Chinese)
- [9] DRELA M. Low-Reynolds-number airfoil design for the M. I. T. Daedalus prototype; a case study[J]. Journal of Aircraft, 1988, 25(8): 724-732.
- [10] SELIG M S, GUGLIELMO J J. High-lift low reynolds number airfoil design[J]. Journal of Aircraft, 1997, 34(1): 72-79.
- [11] 甘文彪, 周洲, 许晓平. 仿生全翼式太阳能无人机分层协同设计及分析[J]. 航空学报, 2015, 36(1): 163-178.
GAN Wenbiao, ZHOU Zhou, XU Xiaoping. Multilevel collaboration design and analysis of bionic full-wing typical solar-powered unmanned aerial vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(1): 163-178. (in Chinese)
- [12] 甘文彪, 周洲, 许晓平. 仿生全翼式太阳能无人机气动数值模拟[J]. 航空学报, 2015, 36(10): 3284-3294.
GAN Wenbiao, ZHOU Zhou, XU Xiaoping. Aerodynamic numerical simulation of bionic full-wing typical solar-powered unmanned aerial vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(10): 3284-3294. (in Chinese)
- [13] ALBA C, ELHAM A, GERMAN B J, et al. A surrogate-based multi-disciplinary design optimization framework modeling wing-propeller interaction[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 78: 721-733.
- [14] VELDHUIS L L M, HEYMA P M. Aerodynamic optimisation of wings in multi-engined tractor propeller arrangements[J]. Aircraft Design, 2000, 3(3): 129-149.
- [15] VELDHUIS L L M. Optimization of tractor propeller/wing configurations[J]. Journal of Aerospace Engineering, 1995, 209(3): 215-226.
- [16] VELDHUIS L L M. Review of propeller-wing aerodynamic interference[R]. Yokohama, Japan; the 24th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2004.
- [17] RAKSHITH B R, DESHPANDE S M, NARASIMHA R, et al. Optimal low-drag wing planforms for tractor-configuration propeller-driven aircraft [J]. Journal of Aircraft, 2015, 52(6): 1791-1801.
- [18] 王科雷, 周洲, 祝小平. 耦合多螺旋桨滑流影响的低雷诺数机翼设计[J]. 航空学报, 2017, 38(6): 1-13.

WANG Kelei, ZHOU Zhou, ZHU Xiaoping. Aerodynamic design of low-Reynolds-number wing taking into account the multiple propellers induced effects[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(6): 1-13. (in Chinese)

[19] 徐家宽, 白俊强, 黄江涛, 等. 考虑螺旋桨滑流影响的机翼气动优化设计[J]. *航空学报*, 2014, 35(11): 2910-2920.

XU Jiakuan, BAI Junqiang, HUANG Jiangtao, et al. Aerodynamic optimization design of wing under the interaction of propeller slipstream[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(11): 2910-2920. (in Chinese)

[20] SCHNULO S L, CHIN J C, FALCK R D, et al. Development of a Multi-phase mission planning tool for NASA X-57 Maxwell[C]// *Proceedings of AIAA Aviation Forum*. Atlanta, GA: AIAA, 2018: 1-14.

[21] LARRABEE E E. Practical design of minimum induced loss propellers [R]. Warrendale, PA: SAE International Business Aircraft Meeting and Exposition, 1979.

[22] HEPERLE M. Inverse aerodynamic design procedure for propellers having a prescribed chord-length distribution [J]. *Journal of Aircraft*, 2010, 47(6): 1867-1872.

[23] 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. (in Chinese)

[24] XIANG S, LIU Y Q, TONG G, et al. An improved propeller design method for the electric aircraft[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 78: 488-493.

[25] 范中允, 周洲, 祝小平, 等. 高鲁棒性的螺旋桨叶片理论非线性修正方法[J]. *航空学报*, 2018, 39(8): 32-45.

FAN Zhongyun, ZHOU Zhou, ZHU Xiaoping, et al. High-robustness nonlinear-modification for propeller BEMT[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(8): 32-45. (in Chinese)

[26] 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.

[27] RWIGEMA M K. Propeller blade element momentum theory with vortex wake deflection[R]. Nice, France: the 27th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2010.

[28] VELDHUIS L L M. Propeller wing aerodynamic interference [D]. Delft, Netherlands: Technische Universiteit Delft, 2005.

[29] JOSEPH K, ALLEN P. Low-speed aerodynamics [M]. New York: Cambridge University Press, 2009.

[30] 韩忠华. Kriging 模型及代理优化算法研究进展[J]. *航空学报*, 2016, 37(11): 3197-3225.

HAN Zhonghua. Kriging surrogate model and its application to design optimization: a review of recent progress[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(11): 3197-3225. (in Chinese)

[31] BATRAKOV A S, KUSYUMOV A N, MIKHAILOV S A, et al. Aerodynamic optimization of helicopter rear fuselage[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 77: 704-712.

[32] YU J, WANG Z, CHEN F, et al. Kriging surrogate model applied in the mechanism study of tip leakage flow control in turbine cascade by multiple DBD plasma actuators[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 85: 216-228.

[33] 王科雷, 周洲, 祝小平, 等. 低雷诺数多螺旋桨/机翼耦合气动设计[J]. *航空学报*, 2018, 39(8): 71-87.

WANG Kelei, ZHOU Zhou, ZHU Xiaoping. Multi-propeller/wing coupled aerodynamic design at low Reynolds number [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(8): 71-87. (in Chinese)

[34] EPEMA H K. Wing optimisation for tractor propeller configurations [D]. Delft, Netherlands: Technische Universiteit Delft, 2017.

[35] JEONG S, MURAYAMA M, YAMAMOTO K. Efficient optimization design method using Kriging model[J]. *Journal of Aircraft*, 2005, 42(2): 413-420.

[36] ANDERSON J D. Fundamentals of aerodynamics design [M]. 5th ed. New York: McGraw-Hill, 2011.

(编辑: 李岩梅、王碧琚)