

文章编号: 1000-8055(2024)12-20220665-11

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220665

基于滑流管模型的涵道螺旋桨快速计算与优化

孙蓬勃, 周 洲

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘 要: 基于 CFD 的涵道螺旋桨计算方法在涉及迭代计算优化等工作时, 所需计算资源较大。为降低此类工作在初步优化设计时的计算代价, 发展了一种将面元法与螺旋桨滑流管尾迹模型耦合的涵道螺旋桨快速计算方法, 并基于此方法开展了涵道风扇壁面外形快速优化设计。结果表明: 发展的方法有效降低了计算资源需求, 同时保留了较高的精度; 发展的方法同样可应用于非圆进出口的涵道风扇快速计算; 基于 CFD 的流场分析表明: 优化后的涵道喷口扩张角减小, 降低了喷口流动的逆压梯度, 消除了原本存在的流动分离, 并且降低了桨盘入流速度从而提高了其效率, 使得涵道风扇整体推进效率提高了 20.7%, 说明了此套涵道风扇初步快速优化方法在寻找优化方向上的有效性。

关 键 词: 涵道螺旋桨; 面元法; 滑流管; 快速计算; 优化

中图分类号: V211

文献标志码: A

Fast calculation and optimization of ducted propeller based on slipstream tube model

SUN Pengbo, ZHOU Zhou

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The computational method of ducted propeller based on CFD requires much more resources and long time when it involves works such as iterative calculation and optimization. In order to effectively reduce the computational cost of these kinds of work in preliminary optimization, a fast calculation method for ducted propeller was developed by coupling the surface panel method with the slipstream tube wake model, and fast optimization design for the duct wall shape of a ducted fan based on this method was carried out. The results showed that the method effectively reduced the computing resource requirement, while retaining high accuracy. The method can also be applied to fast calculation of ducted fans with non-circular inlet and outlet. The flow field analysis based on CFD showed that the expansion angle of the duct wall was reduced, the adverse pressure gradient of the duct wall was curtailed, the existing flow separation was eliminated, and the inlet velocity of the impeller was lowered down, thereby improving its efficiency and increasing the overall propulsive efficiency of the ducted fan by 20.7%. It demonstrated the effectiveness of the preliminary rapid optimization method of the ducted fan in finding the optimal direction.

Keywords: ducted propeller; panel element method; slipstream tube; fast calculation; optimization

收稿日期: 2022-09-06

基金项目: 陕西省自然科学基金(2022JQ-060)

作者简介: 孙蓬勃(1996—), 男, 博士生, 主要研究方向为分布式涵道推进飞行器气动设计。

通信作者: 周洲(1966—), 女, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事无人机设计研究。E-mail: zhouzhou@nwpu.edu.cn

引用格式: 孙蓬勃, 周洲. 基于滑流管模型的涵道螺旋桨快速计算与优化[J]. 航空动力学报, 2024, 39(12): 20220665. SUN Pengbo, ZHOU Zhou.

Fast calculation and optimization of ducted propeller based on slipstream tube model[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(12): 20220665.

在大力发展绿色航空的背景下,涵道螺旋桨推进飞行器受到了广泛关注。涵道壁对螺旋桨的包裹在降低桨尖损失的同时也可以产生一定的附加拉力,从而使得其相比孤立螺旋桨具有更高的推进效率^[1]。

涵道螺旋桨的气动计算通常采用叶素动量理论、势流方法或 CFD 方法。其中叶素动量理论通常难以考虑实际涵道壁外形对转子入流的影响。CFD 方法由于计算精度高,已经广泛应用于涵道螺旋桨飞行器的气动特性计算^[2-5],但当涉及到迭代优化设计时,如果使用大量的 CFD 求解计算,会使得优化效率降低^[6]。而势流方法虽然难以考虑准确的黏性效应和流动分离,但因其计算资源和时间消耗极低,在典型设计状态下的计算结果合理可靠,使其在进行涵道螺旋桨初步性能评价和初步优化设计时,仍具有极高的应用价值。

针对涵道螺旋桨势流计算方法,国内外已开展了较多研究。Kriebel^[7]在实验基础上,通过在涵道壁上布涡,转子简化为激励盘的方式,建立了一个系统的涵道风扇计算模型,计算结果与实验结果吻合良好,但其需要预先确定桨叶拉力。1969 年,Gray 等^[8]建立了尾流涡系模型,计算了涵道风扇的性能。之后 Mendenhall 等^[9]针对涵道风扇系统建立了涡流理论计算方法,并考虑了非线性桨叶升力和中心体的影响。2002 年,屠秋野等^[10]由螺旋桨理论,桨叶布涡的方法,建立了涵道风扇的涡强度分布的理论模型。王海鹏^[11]建立了涵道风扇的尾迹模型,并对轴流状态下的涵道风扇气动特性进行了分析计算。在船舶领域,也应用面元法对导管螺旋桨外壁、转子和尾迹进行建模计算^[12-13]。

上述研究中基于真实尾迹模型的势流方法需要给出具体的转子尾迹形状,涉及到大量的转子尾迹节点位置或尾迹诱导速度积分的计算,而尾迹相关计算是影响涵道螺旋桨势流计算效率的一大方面。若采用传统的螺旋桨尾迹,需要将尾迹划分为若干微元段,每个微元段的位置需给定或迭代求解。由于将尾迹也进行了节点划分,在计算转子尾迹对壁面等其他部分的诱导速度时,仍需对尾迹微元段进行数量巨大的积分运算,这在转子叶片数目较多时尤为显著;而若进一步对尾迹节点位置迭代求解,又进一步增加了计算时间。而对于文献[9]所建立的此类半无限长涡柱尾迹模型,虽然无需给出具体尾迹形状,也无需进行过多的积分运算,但其忽略了转子尾迹轴向分量

带来的旋向诱导速度,也忽略了转子脱出尾迹在涵道内的扩张或收缩,对壁面各处和转子自身的诱导速度计算可能存在偏差。因而为进一步降低涵道风扇初期设计快速优化的资源消耗,同时保持一定的计算精度,本文以涵道螺旋桨/风扇快速求解为目标,结合螺旋桨滑流管尾迹模型,通过半无限长解析表达式的方式描述转子尾迹诱导速度,仅对涵道壁和桨毂进行面元建模,两者耦合迭代求解,从而极大加快了计算速度。在此基础上,建立了涵道风扇外形快速优化方法,对一圆涵道外形进行了优化设计,并对优化结果进行了 CFD 验证与流场分析。

1 面元法计算方法

本文采用定常面元法进行涵道壁和桨毂的建模计算,其主要思想如下:

将涵道壁,桨毂表面,和固定形状的面尾迹离散为若干网格面元(如图 1),在物面面元上布置强度未定的源 σ_i 和偶极子 μ_i ,在物面尾迹面元上布置偶极子(强度根据物面后缘库塔条件确定)。

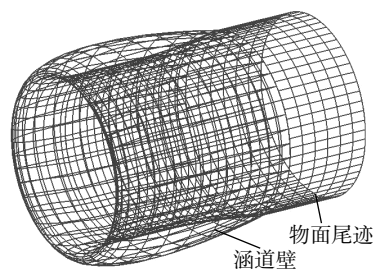


图 1 涵道面元模型

Fig. 1 Panel element model of duct

轴流状态定计算中,尾迹形状给定为从物面后缘沿轴向脱出,长度取为 20 倍涵道壁长度。根据库塔条件,涵道壁后缘处环量为零,所以涵道壁尾迹上的偶极子强度有

$$\mu_w = \mu_o - \mu_i \quad (1)$$

式中 μ_o 为涵道壁后缘外表面偶极子强度, μ_i 为涵道壁后缘内表面偶极子强度。

根据 Dirichlet 边界条件,令物面内的速度势为零,则物体表面源强度有

$$\sigma_i = - \left. \frac{\partial \Phi}{\partial n} \right|_i = \mathbf{n}_i \cdot \mathbf{U}_\infty \quad (2)$$

在无黏无旋不可压假设下,偶极子和源诱导得到物面各单元内一点处的速度势有

$$\Phi_i = \sum_{k=1}^N C_{ik} \mu_k + \sum_{l=1}^{N_w} C_{il} \mu_l + \sum_{k=1}^N B_{ik} \sigma_k = 0, (i = 1, \dots, N) \quad (3)$$

式中 C_{ik} 和 B_{ik} 分别代表第 k 个面元单位强度偶极子和源对第 i 个单元的诱导系数, C_{il} 为尾迹面元偶极子诱导系数。

最终可以得到

$$\sum_{k=1}^N A_{ik} \mu_k + \sum_{\substack{l=1 \\ l \notin T}}^{N_w} C_{il} \mu_l = - \sum_{k=1}^N B_{ik} \sigma_k, (i = 1, \dots, N) \quad (4)$$

$$A_{ik} = \begin{cases} C_{ik} & (\text{不在后缘}) \\ C_{ik} \pm C_{il} & (\text{在后缘}) \end{cases}$$

其中

$$C_{ik} = \frac{1}{4\pi} \int_{1,2,3,4} \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) dS_k \quad (5)$$

$$B_{ik} = \frac{-1}{4\pi} \int_{1,2,3,4} \left(\frac{1}{r} \right) dS_k$$

式中 T 表示后缘 (trailing edge), r 为目标点到面元平面的距离。

将式(4)写为矩阵形式

$$A \cdot \begin{pmatrix} \mu_1 \\ \mu_2 \\ \vdots \\ \mu_n \end{pmatrix} = -B \cdot \begin{pmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \vdots \\ \sigma_n \end{pmatrix} \quad (6)$$

首先可由式(2)计算得到物面上的源分布, 进而通过求解式(6)即可得到所有偶极子强度分布, 从而进一步可以得到各面元控制点处的诱导速度和对应的压力系数。

2 滑流管尾迹模型

传统螺旋桨升力线尾迹模型如图 2 所示^[14], 桨叶尾迹从桨后缘脱出, 桨叶上各半径处附着涡环量为:

$$\Gamma_b(r) = \frac{1}{2} W c \cdot C_l \quad (7)$$

式中 W 为叶素当地速度, c 为当地叶素弦长, C_l 为当地叶素升力系数。尾迹上的尾随涡和脱体涡根据环量守恒由叶片上相邻附着涡的强度计算得到。

可见在计算螺旋桨尾迹对空间某点诱导速度时, 需对每一位位置上的尾随涡和脱体涡微元段进行计算; 并且对于涵道螺旋桨来说, 若使用预定螺旋桨尾迹进行单次求解, 考虑到物面对螺旋桨尾迹的影响大小在计算前未知, 所给尾迹节点位

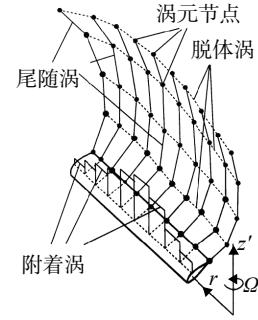


图 2 螺旋桨升力线尾迹

Fig. 2 Propeller lifting line wake

置 (尤其是各节点轴向位置) 不一定符合实际, 若使用自由尾迹方法迭代计算, 又大大提高了计算时间。

而滑流管模型^[15-16]在其基础上将转子尾迹简化为沿径向划分的轴向涡系和切向涡系 (图 3), 并进一步将两者进行周向和轴向划分形成微元段。使用毕奥萨瓦定律 (式(8)) 计算点 Q 所在的微元段涡线对空间任意一点 P 的诱导速度, 并沿轴向积分得到半无限长转子轴流尾迹对一点诱导速度的半解析表达式, 从而回避了尾迹节点实际位置的影响, 以及桨叶数目较多时产生的尾迹节点数量激增的问题。

$$dU_p = \frac{\Gamma_q}{4\pi} \cdot \frac{dl \times s}{l^3} \quad (8)$$

式中 dU_p 为微元段对 P 点的诱导速度, Γ_q 为微元段环量大小, s 为微元段向量, dl 为点 Q 到点 P 的向量, l 为点 P 到微元段的距离。

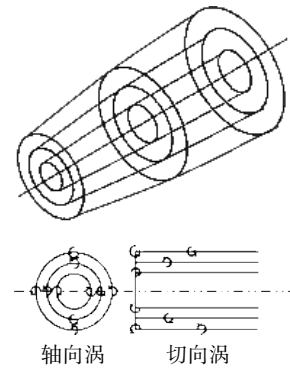


图 3 滑流管模型

Fig. 3 Slipstream tube model

滑流管尾迹中轴向涡和切向涡强度可表示为

$$\gamma_x = \frac{B}{2\pi r_0} \cdot \frac{d\Gamma}{dr} \quad (9)$$

$$\gamma_t = \frac{nB}{U_\infty} \cdot \frac{d\Gamma}{dr}$$

式中 B 为转子叶片数目; r_0 为微元段所在涡系半径; n 为转速; $d\Gamma/dr$ 为半径 r_0 处, 转子叶片环量的径向变化率; U_∞ 为远场来流速度。

2.1 切向涡诱导速度

图 4 为转子后沿轴向任一位置处切向涡对空间一点 $P(x_p, y_p, z_p)$ 的诱导速度示意图。

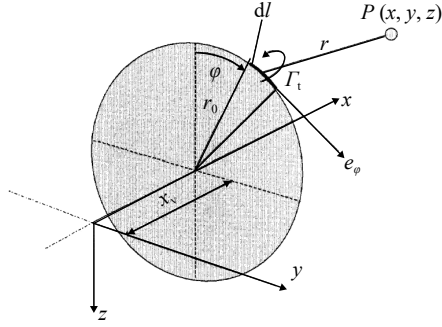


图 4 切向涡诱导速度示意

Fig. 4 Induced velocity due to the tangential vortex

基于式(8), 整个切向涡系对点 P 的诱导速度为

$$\begin{aligned} u_p &= a \int_{r=R_{hub}}^R \int_{x=x_v}^{\infty} \int_{\varphi=0}^{2\pi} \frac{(b \sin \varphi - c \cos \varphi) d\varphi dx dr}{[(x-x_p)^2 + b^2 + c^2]^{3/2}} \\ v_p &= a \int_{r=R_{hub}}^R \int_{x=x_v}^{\infty} \int_{\varphi=0}^{2\pi} \frac{(x-x_p) \sin \varphi d\varphi dx dr}{[(x-x_p)^2 + b^2 + c^2]^{3/2}} \\ w_p &= a \int_{r=R_{hub}}^R \int_{x=x_v}^{\infty} \int_{\varphi=0}^{2\pi} \frac{(x-x_p) \cos \varphi d\varphi dx dr}{[(x-x_p)^2 + b^2 + c^2]^{3/2}} \end{aligned} \quad (10)$$

式中

$$\begin{aligned} a &= \frac{\gamma_t r_0}{4\pi} \\ b &= r_0 \sin \varphi - y_p \\ c &= -r_0 \cos \varphi - z_p \end{aligned} \quad (11)$$

式中 R_{hub} 为桨毂半径, R 为转子半径。

对于每一半径 r 上的切向涡, 沿轴向进行积分, 得到半无限长尾迹上此半径下的切向涡系对 P 点的诱导速度:

$$\begin{aligned} u_p &= a \int_{\varphi=0}^{2\pi} \frac{b \sin \varphi - c \cos \varphi}{b^2 + c^2} \left[1 - \frac{x_v - x_p}{\sqrt{(x_v - x_p)^2 + b^2 + c^2}} \right] d\varphi \\ v_p &= a \int_{\varphi=0}^{2\pi} \frac{\sin \varphi d\varphi}{\sqrt{(x_v - x_p)^2 + b^2 + c^2}} \\ w_p &= a \int_{\varphi=0}^{2\pi} \frac{\cos \varphi d\varphi}{\sqrt{(x_v - x_p)^2 + b^2 + c^2}} \end{aligned} \quad (12)$$

2.2 轴向涡诱导速度

图 5 为转子后沿轴向任一位置处轴向涡对空间一点 $P(x_p, y_p, z_p)$ 的诱导速度示意图。

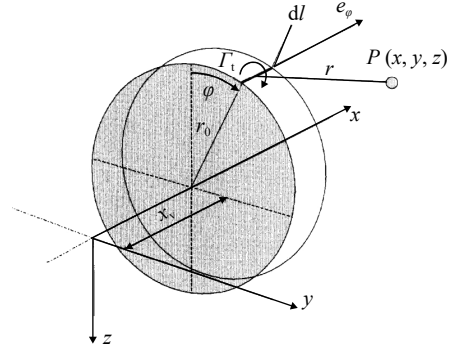


图 5 轴向涡诱导速度示意

Fig. 5 Induced velocity due to the axial vortex

基于式(8), 整个轴向涡系对点 P 的诱导速度为

$$\begin{aligned} u_p &= 0 \\ v_p &= a \int_{r=R_{hub}}^R \int_{x=x_v}^{\infty} \int_{\varphi=0}^{2\pi} \frac{cd\varphi dx dr}{[(x-x_p)^2 + b^2 + c^2]^{3/2}} \\ w_p &= a \int_{r=R_{hub}}^R \int_{x=x_v}^{\infty} \int_{\varphi=0}^{2\pi} \frac{-bd\varphi dx dr}{[(x-x_p)^2 + b^2 + c^2]^{3/2}} \end{aligned} \quad (13)$$

式中

$$\begin{aligned} a &= \frac{\gamma_x r_0}{4\pi} \\ b &= r_0 \sin \varphi - y_p \\ c &= -r_0 \cos \varphi - z_p \end{aligned} \quad (14)$$

对于每一半径 r 上的轴向涡, 沿轴向进行积分, 得到半无限长尾迹上此半径下的轴向涡系对 P 点的诱导速度:

$$\begin{aligned} u_p &= 0 \\ v_p &= a \int_{\varphi=0}^{2\pi} \frac{c}{b^2 + c^2} \left[1 - \frac{x_v - x_p}{\sqrt{(x_v - x_p)^2 + b^2 + c^2}} \right] d\varphi \\ w_p &= a \int_{\varphi=0}^{2\pi} \frac{-b}{b^2 + c^2} \left[1 - \frac{x_v - x_p}{\sqrt{(x_v - x_p)^2 + b^2 + c^2}} \right] d\varphi \end{aligned} \quad (15)$$

3 面元法与滑流管尾迹模型耦合的涵道螺旋桨计算方法

3.1 转子尾迹分段

在圆涵道内部, 从转子后缘脱出的尾迹形

状并不完全是沿轴流向后的等直径圆柱体,而是会随涵道内壁形状进行扩张或收缩。而到了涵道喷口之外时,由于涵道壁后缘库塔条件的要求(使得后缘内外静压相等),因而认为在无黏条件下,此时转子尾迹外形不再改变,呈等喷口直径圆柱状向后伸展半无限长。尾迹收缩扩张过程中,滑流管外形半径跟随变化,不同相位上一圈的微段径向位置随滑流管在该相位处的半径等比例变化,式(9)、式(10)、式(13)中的 dr 也按半径缩放比例变化,使得当地对应径向位置上的轴向涡值 γ_x 和切向涡值 γ_t 也随当地尾迹半径变化。

由于在喷口内滑流管半径有所变化,因而此处的滑流管涡系诱导速度求解时仍需使用式(10)和式(13)对每个轴向微段(图6)计算;而在喷口外则使用式(12)和式(15)计算。

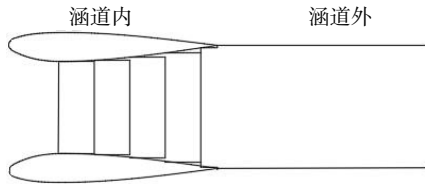


图6 转子尾迹分段

Fig. 6 Segment of rotor slipstream

3.2 耦合框架

本文发展的面元法与滑流管尾迹模型耦合计算框架如图7所示。

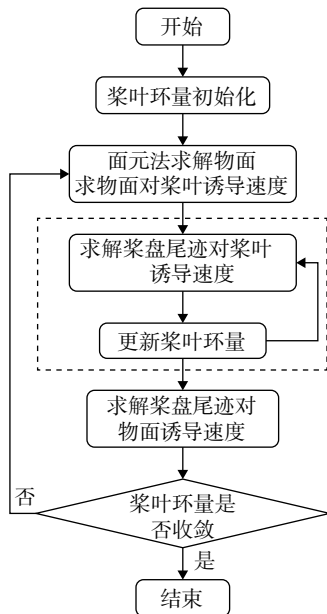


图7 耦合计算框架

Fig. 7 Coupled computing framework

步骤1 根据远场来流速度,使用涡流理论对桨叶和滑流管尾迹环量进行初始化。

步骤2 根据远场来流速度,使用面元法对涵道壁和桨毂进行求解,进而计算其对桨叶上各控制点的诱导速度。

步骤3 根据滑流管尾迹模型,求解桨盘尾迹对桨叶控制点的诱导速度,将远场来流和物面诱导速度作为桨盘局部入流速度,与尾迹诱导速度叠加,更新桨叶和尾迹环量。反复进行此过程,直到桨叶环量收敛。

步骤4 求解桨盘尾迹对物面的诱导速度,并叠加远场来流,使用面元法求解更新涵道壁和桨毂源和偶极子分布,再次计算其对桨叶控制点诱导速度。

步骤5 重复进行步骤3和步骤4,直到桨叶环量分布和拉力收敛。

3.3 基于涡流理论的叶片环量内迭代加速方法

在步骤3中,需要进行给定来流和物面诱导速度下的桨叶环量内迭代,在这一过程中,需要使用文中第2节的方法反复计算。为加快收敛,提高迭代的鲁棒性,可以使用涡流理论进行快速预迭代,先得到一个较为接近的桨叶环量分布。另外在步骤1,也需要使用涡流理论计算桨叶环量初始分布。

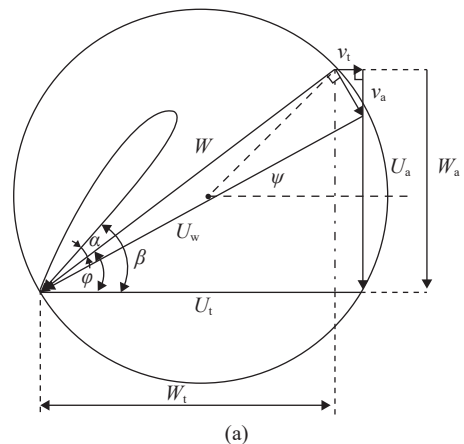
参考 Qprop-theory^[17] 的处理,本节涡流理论计算方法简要介绍如下:

桨盘后切向诱导速度 v_t 与桨叶环量 $\Gamma(r)$ 间关系有

$$\Gamma(r) = \frac{4\pi r}{B} v_t \quad (16)$$

螺旋桨叶素三角形如图8所示。

假设桨盘诱导合速度 v 与几何入流合速度是垂直关系(实际不一定,但对结果影响不大,反而



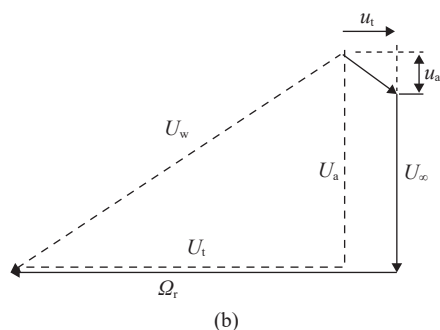


图 8 螺旋桨叶素速度三角形

Fig. 8 Propeller element velocity triangle

会带来很多方便^[18]), 根据几何关系可以得到:

$$\begin{aligned}
 U_a &= U_\infty + u_a \\
 U_t &= \omega r - u_t \\
 U_w &= \sqrt{U_a^2 + U_t^2} \\
 W_a &= \frac{1}{2} U_a + \frac{1}{2} U_w \sin \psi \\
 W_t &= \frac{1}{2} U_t + \frac{1}{2} U_w \cos \psi \\
 v_a &= W_a - U_a \\
 v_t &= W_t - U_t \\
 W &= \sqrt{W_a^2 + W_t^2}
 \end{aligned} \quad (17)$$

叶素当地迎角为

$$\alpha = \beta - \arctan(W_a/W_t) \quad (18)$$

根据叶素气动数据库得到叶素升力系数 C_l , 由式(7)进一步得到当地叶素截面环量 $\Gamma(r)$ 。

联立式(7)和式(16), 以参数 ψ 为变量, 进行牛顿迭代, 收敛后得到最终桨叶环量。

不过涡流理论实际上假设桨盘尾迹直径等于螺旋桨直径, 无收缩扩张^[19], 这与有收缩或扩张喷口的涵内实际情况不符, 因而在涡流理论迭代结果的基础上, 使用文中第 3.1 节的滑流管分段模型, 继续进行几次少量的迭代计算, 即可得到接近实际的桨叶环量分布。这一方式能够有效加快桨叶环量内迭代的收敛速度。

3.4 算例验证

3.4.1 圆涵道

本节以 NASA 涵道螺旋桨为例, 验证本文计算方法的有效性。计算对象的外形及物面面元分布示意如图 9 所示, 涵道转子直径为 381 mm, 其余具体外形参数详见参考文献 [20]。转子转速为 8 000 r/min, 前进比为 0.595, 正前方来流速度为 30 m/s, 大气条件为 0 m 海拔高度情况。进行 CFD

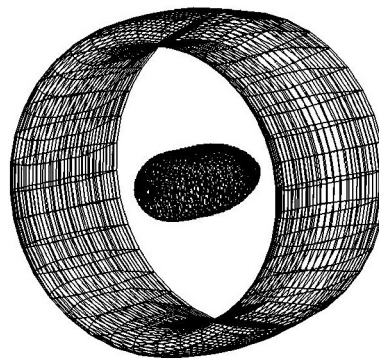


图 9 NASA 涵道风扇壁面外形

Fig. 9 Wall shape of NASA ducted fan

计算时采用旋转坐标系(multiple reference frame, MRF)方法和基于叶素气动力的动量源简化方法(momentum source method, MSM)^[21], 结合 $k-\omega$ -SST 湍流模型对涵道螺旋桨流场进行求解, 另补充 MSM 在无黏条件对涵道螺旋桨流场求解欧拉方程的计算结果(MSM-Euler)。

使用本文快速计算方法时, 含物面尾迹面元数量共为 3 400, 桨叶按径向划分为 15 个叶素段, 涵内转子尾迹沿轴向划分为 28 段, 使用 CPU(中央处理器)为 i9-10900k 处理器, CPU 核心频率为 5.1 GHz, 使用 Matlab 软件单线程运行; 进行 CFD 计算时, MRF 方法网格数量为 840 万, MSM 方法网格数量为 160 万, 采用与快速计算方法所用相同的硬件, 在 Fluent 软件中使用 19 个线程并行, CPU 核心频率为 4.7 GHz。

本文势流计算方法(potential method, PM)结果, CFD 计算结果与实验(EXP)结果如表 1 所示。

表 1 涵道螺旋桨快速计算, CFD 计算与实验测量结果

Table 1 Quick calculation, CFD calculation and experimental measurement results of ducted fan

参数	PM	MRF	MSM	MSM-Euler	EXP
总拉力/N	87.4	77	79.3	86.9	80
总拉力误差/%	9.25	3.75	0.86	7.73	
桨拉力/N	62.6	55.4	56.4	55.4	60
桨拉力误差/%	4.33	7.67	6.0	7.67	
转矩/(N·m)	4.63	4.56	4.22	4.17	4.58
转矩误差/%	1.09	0.44	7.86	8.95	
耗时/h	0.3	7	2.1	1.1	
内存占用/GB	1.2	20	3.9	3.9	

可见 PM 拉力计算结果相对偏大, 参考 MSM-Euler 方法结果, 可见这主要是由于此方法不考虑黏性带来的摩擦阻力; 由于叶素气动数据库采用

叶素在有黏条件下的数据, 因而转矩结果与实验接近; 与 CFD 方法中最快速的 MSM-Euler 方法相比, PM 方法计算耗时更小的同时, 所占用的计算硬件资源也更少, 综合计算效率显著提升。

总体来看本文发展的快速计算方法能够得到与实际接近的涵道推进特性, 同时相比于 CFD 方法显著降低了所需计算资源, 从而为涵道螺旋桨优化迭代等需要大规模重复计算的工作提供了较为高效的计算方法。

3.4.2 非圆涵道

本节以一方形进出口的非圆涵道 10 叶风扇为对象, 计算在轴流状态下的推进特性, 并通过滑移网格方法, 结合 $k-\omega$ -SST 湍流模型计算 CFD 时均结果, 验证本文计算方法针对桨盘入流和尾迹有畸变下的有效性。

计算用涵道风扇外形如图 10(图中尺寸标注单位为 mm), 进出口为方形, 而桨盘处为圆形内壁, 桨盘处内壁直径为 150 mm。来流速度为 30 m/s, 转子转速为 11 100 r/min, 大气条件为 500 m 海拔高度情况。

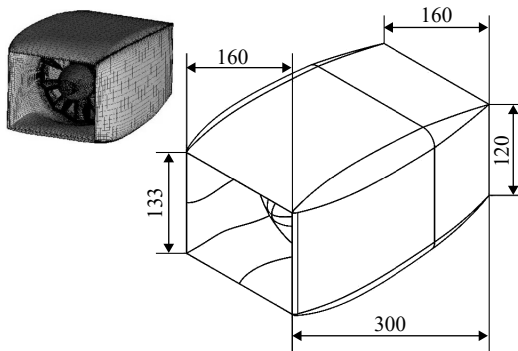


图 10 方涵道外形(单位: mm)

Fig. 10 Shape of square duct (unit: mm)

由于桨盘来流状态为非均匀入流, 因此需要计算桨叶在不同相位时刻涵道风扇推进结果的平均值。分别计算桨叶在不同相位处(此案例分为 60 个)桨盘所受到的诱导速度, 得到此时的桨叶环量分布; 并按文中第 2 节的方法, 计算滑流管尾迹中轴向涡和切向涡环量大小; 进一步计算每个相位时刻物面所受诱导速度, 取得平均值, 进而求解物面面元; 待计算收敛后, 求取桨叶拉力和物面压力分布平均值。

滑流管尾迹从桨盘脱出后, 其形状在涵内按涵道内壁和桨毂外形变化, 而在出口外, 根据文中第 3.1 节所述, 形状保持不变。最终滑流管尾迹涵内离散段最内和最外圈形状如图 11 所示。

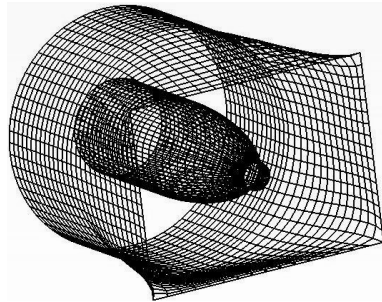


图 11 变形后的涵内滑流管尾迹外形

Fig. 11 Transformed wake shape of slipstream tube inside the duct

计算得到的涵道风扇推进特性结果如表 2。

可见快速计算方法得到的桨盘拉力和转矩与 CFD 时均结果接近; 结合文中第 3.4.1 节的结论, 快速计算方法未考虑涵道壁摩擦阻力, 所以总拉力差距较大。

进一步给出如图 12 所示剖面位置涵道壁的压力分布对比。图中 C_p 为压力系数。

可见快速计算方法得到的非圆涵道壁压力分

表 2 涵道风扇快速计算与 CFD 计算结果

Table 2 Quick calculation and CFD calculation results of ducted fan

参数	PM	CFD 时均	MSM	MSM-Euler
总拉力/N	14.62	11.17	10.73	12.52
桨拉力/N	11.77	12.08	11.62	11.72
转矩/(N·m)	0.823	0.821	0.831	0.819

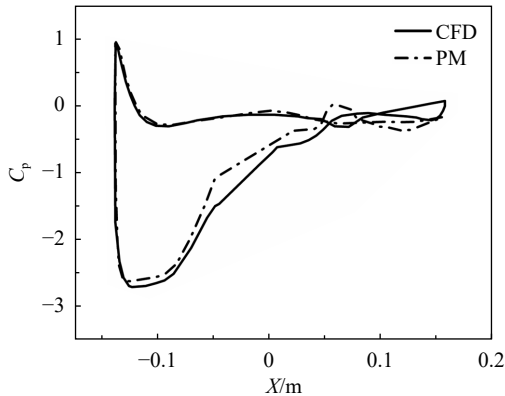
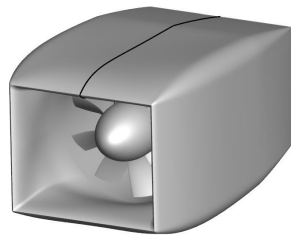


图 12 涵道壁剖面压力分布

Fig. 12 Pressure distribution of profile of duct wall

布与 CFD 计算结果基本一致。需要说明的是本节算例外形后缘附近内外壁面距离较小,使得面元计算时有一定误差,因而此部分压力分布与 CFD 结果之间存在小量的差异波动。

4 基于快速计算方法的涵道风扇优化设计

涵道壁形状的改变主要影响涵内入流状态和自身的压差阻力特性。由文中第 3 节的两个算例,可见除无法预测摩擦阻力之外,本文快速计算方法能够快速求得接近实际的涵道推进特性,因而本节将其应用于涵道风扇初步设计时,壁面形状的快速优化设计。

本小节以一内径为 150 mm 的 10 叶圆涵道风扇为对象(初始外形如图 13,尺寸标注单位为 mm),以滑流管模型-面元法耦合快速计算方法开展涵道壁外形优化设计,优化过程中转子与桨毂形状和转子转速固定不变。

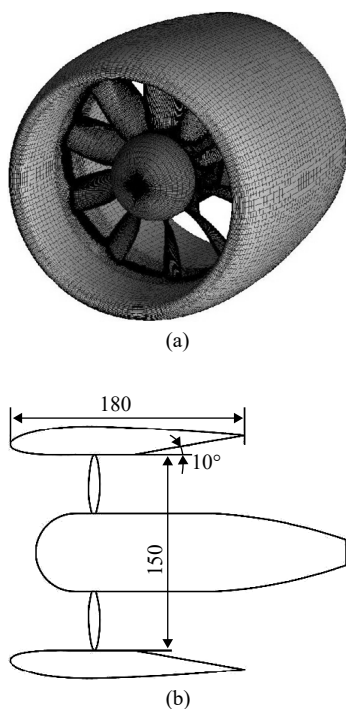


图 13 基准圆涵道风扇外形(单位: mm)

Fig. 13 Shape of base circle ducted fan (unit: mm)

给定工作条件为来流速度 30 m/s, 大气条件按海拔 500 m 高度确定, 转子转速 11 100 r/min。

4.1 涵道壁外形参数化方法

本节使用自由型面变形(free form deformation, FFD)方法^[22]对涵道壁剖面二维外形进行参数化,再将二维剖面外形旋转得到三维圆涵道外壁。

二维 FFD 方法在涵道壁剖面外形周围布置若干控制点,以控制点位置的变化拖动其形状改变。本节在剖面外形上下各布置 9 个可动控制点。基础剖面外形及控制点示意如图 14 所示(图中 X 、 Y 为二维平面坐标,单位 mm)。限制涵道壁弦长不变,变形仅在径向上进行。

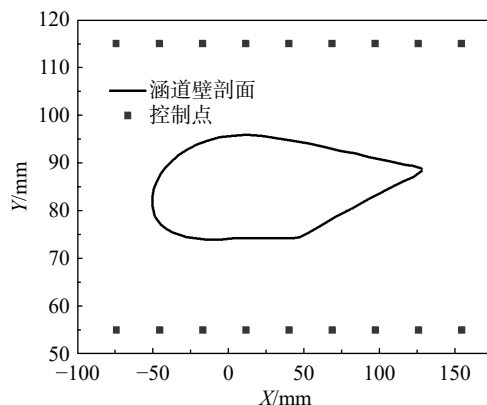


图 14 基准涵道壁剖面外形与控制点

Fig. 14 Shape of base duct profile and control points

此外,转子滑流管尾迹外形半径同步跟随涵道内壁形状变化。

4.2 优化方法

本节应用多岛遗传算法对涵道壁剖面进行优化。遗传算法主要借助生物进化过程中的遗传繁殖机制,对优化问题解空间的个体进行编码,然后对编码后的个体种群进行遗传操作(选择、交叉、变异等),通过迭代从新种群中寻找含有最优解或较优解的组合。多岛遗传算法是对并行分布遗传算法的改进,具有比传统遗传算法更优良的全局求解能力和计算效率^[23]。

本节以剖面上下共 18 个控制点的径向(图 14 中的 Y)坐标为优化参数,以涵道风扇推进效率为主要优化目标。同时为保证外壁变形与桨盘不干涉,对桨盘处涵道壁内边界的移动进行限制。由于势流计算方法无法预测流动分离,为降低变形过程中出现实际导致流动分离的涵道壁形状的可能性,尤其是喷口扩张过大带来的内流分离,先期使用 CFD 方法对不同后缘扩张角下的涵道流场进行计算,得到有黏条件下涵道壁后缘流动分离临界扩张角,并以此为依据对涵道壁后缘点变形位置进行限制;另外实际流动中,涵道壁表面的逆压梯度对流动分离影响巨大,同样为尽可能降低优化结果实际出现分离的可能,进一步将快速计算方法得到的涵道壁逆压梯度最大值以附加

项的方式耦合进优化目标中。最后为保证涵道风扇的推力保持一定水平,对涵道风扇总推力大小进行最小值限制。最终得到的优化模型可表示如下:

$$\begin{aligned} \text{Max: } & \eta - a \cdot \max(dp/dx) \\ \text{s.t. } & \begin{cases} T_t \geq 7.3 \text{ N} \\ |dy_p| \leq 1 \\ dy_e \leq 5 \\ |dy_c| \leq 25 \end{cases} \end{aligned} \quad (19)$$

式中 η 为推进效率,计算公式为:

$$\eta = \frac{T_t V}{P} \quad (20)$$

另外 dp/dx 为涵道壁各处沿轴向的压力梯度值; a 为固定权值系数,使得最大逆压梯度项比推进效率项小一个量级,从而区分出目标优先级(使用快速计算方法计算得到初始外形 $\max(dp/dx)$ 为 260.4 Pa/m , η 为 10^{-1} 数量级,因而取 $a = 10^{-4}$)。 T_t 为涵道总推力。 dy_p 、 dy_e 、 dy_c 分别为桨盘处涵道壁内表面径向变形大小、涵道壁后缘点径向变形大小和各控制点径向位移量,以沿径向向外为正,单位均为 mm 。

优化流程为:使用最优拉丁超立方体方法产生初始变形种群,将其输入 FFD 变形程序,依照变形量对剖面外形进行变形,使用快速计算方法对变形后的涵道风扇推进特性进行计算,得到变形后的数据结果。按照此种方法,生成 400 个样本点,组成 Kriging 代理模型。使用多岛遗传算法对代理模型进行寻优搜索,使用快速计算方法对搜索步进行校核分析,并将结果返回至样本点不断更新,最终得到全局优化后的结果。优化流程可表示为图 15。

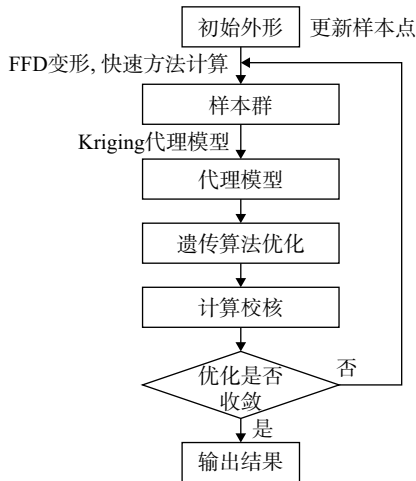


图 15 优化流程

Fig. 15 Optimization process

4.3 优化结果

本文快速计算用面元数量为 2 984 个,桨叶径向划分为 18 段,涵内转子尾迹沿轴向划分为 16 段。整个快速优化过程共用时 12 h,选取经过优化后的涵道壁剖面外形(opt),与初始外形(base)对比如图 16 所示(X 、 Y 为二维平面坐标,单位 mm)。

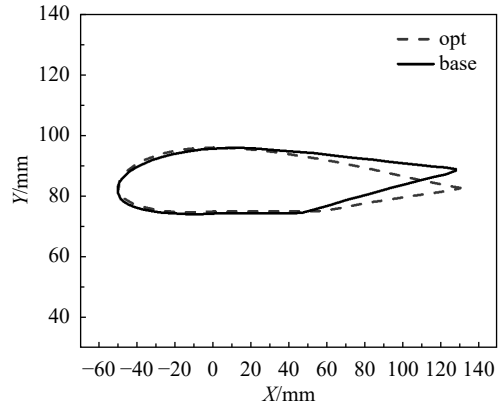


图 16 涵道剖面外形优化结果

Fig. 16 Optimization result of duct profile shape

使用有黏条件下的 MRF 方法对两者剖面外形对应圆涵道进行 CFD 计算验证,结果如表 3,(其中桨盘力效为桨盘拉力与轴功率的比值)。

表 3 优化外形 CFD 计算结果

Table 3 CFD calculation results of optimized shape

参数	base	opt
总拉力/N	7.27	9.76
桨盘拉力/N	8.62	10.34
转矩/(N·m)	0.66	0.729
轴功率/W	759	839
桨盘力效/(N/W)	0.011 3	0.012 4
推进效率	0.29	0.35

可见优化后的涵道风扇总推力有了进一步增长,而推进效率提高了 20.7%,说明虽然快速计算方法无法计算黏性阻力使得总拉力偏大,但是对于涵道壁外形优化设计来说,使用本文的快速计算方法进行仍然是有效的,能够反映涵道壁变形带来的推进特性变化。

进一步使用滑移网格方法求解 CFD 计算时均结果,给出涵道流场剖面轴流速度(V_x)云图以及涵道壁截面压力系数 C_p 分布,如图 17 和图 18。

可见优化后的涵道壁扩张角减小,喷口面积缩小,使得转子处的入流速度降低,在转速不变的情况下,叶片叶素的当地迎角增加(如图 19,取

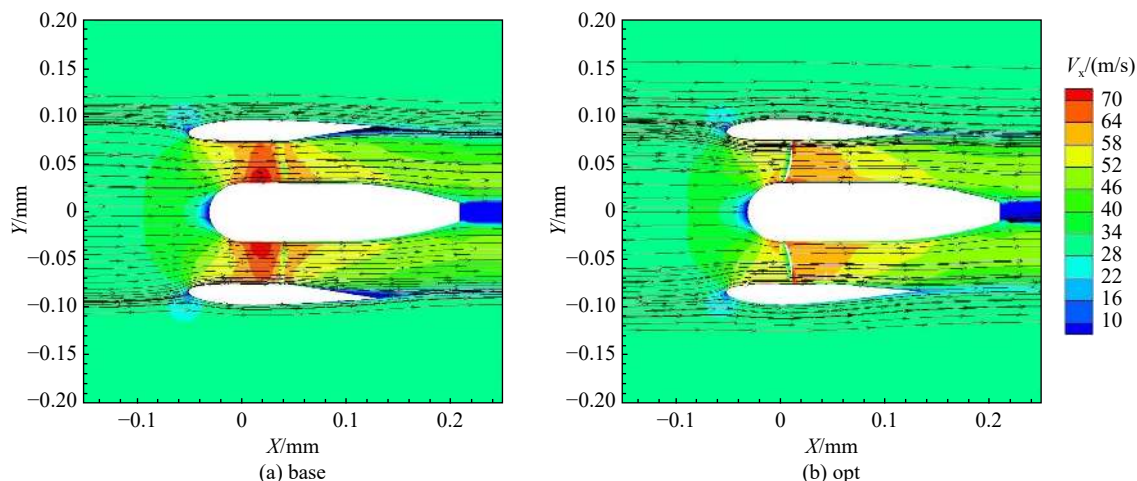


图 17 涵道风扇截面流场

Fig. 17 Flow field of section of ducted fan

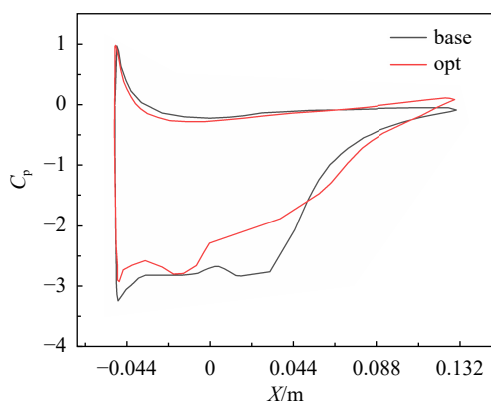


图 18 涵道壁压力分布

Fig. 18 Pressure distribution of duct wall

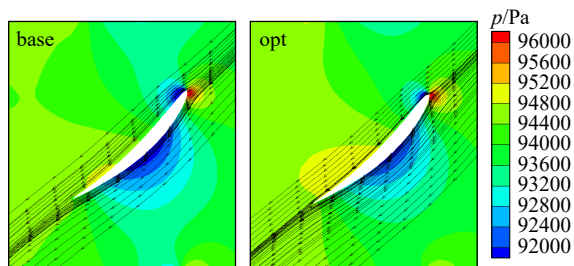


图 19 中间径向位置截面叶素局部流场

Fig. 19 Local flow field of blade element in the middle radial section

出叶片中间径向位置处的叶素截面流场,可见优化后的入流使得叶素前缘驻点下移,下表面压强(p)更大,更加接近效率最优点(优化后桨盘力效更高),从而使得转子拉力增大,轴功率增加,并且推进效率提高。另一方面,优化前的涵道剖面流场显示喷口内部后缘附近存在小量的流动分离,而由压力分布可见涵道喷口内壁的逆压梯度在优化后显著降低,流动分离消失,从而降低了

涵道壁本身的分离阻力损失。这也说明使用本文发展的快速计算方法能够反映涵道壁形状变化对涵道入流和涵道壁压力分布变化的影响。

5 结 论

本文发展了一种基于滑流管尾迹与面元法耦合的涵道螺旋桨快速计算方法,并通过算例说明了此方法的有效性和高效率,进一步应用此方法开展了涵道风扇外壁形状优化设计工作,得到了以下结论:

1) 滑流管尾迹模型可以在桨叶尾迹相关计算过程中避免对传统尾迹涡线微元段实际位置的预测,以及减少桨叶数目较多时尾迹微元的积分运算量,从而提高了计算速度。

2) 将涡流理论应用于桨叶环量的预迭代可以减少转子尾迹模型计算次数,提高桨叶环量迭代计算的效率。

3) 将桨盘滑流管尾迹模型与物面面元法求解相耦合的快速计算方法,与 CFD 方法(包括简化桨盘模型方法,如动量源方法)相比,可以有效降低计算资源需求。

4) 对于非圆涵道,应用本文发展的快速计算方法,求取桨叶不同相位时结果平均值,并将传统圆柱形的滑流管尾迹按喷口形状变化,同样可以得到接近实际的涵道壁面压力分布。

5) 虽然本文发展的快速计算方法不能计算摩擦阻力,但仍能反映涵道壁形状变化对涵道入流和涵道壁压力分布变化的影响。

6) 本文涵道壁外形优化设计以涵道风扇推进效率为主要目标,将涵道壁表面逆压梯度考虑

进来,可以得到不易产生流动分离的几何结果,并且优化整过程用时较少。基于 CFD 的流场校验计算表明:优化后的涵道喷口扩张角减小,降低了桨盘入流速度,提高了桨叶拉力和桨盘效率;并且降低了喷口内壁逆压梯度,消除了流动分离,涵道风扇整体推进效率提高了 20.7%。

参考文献:

- [1] 许和勇,叶正寅.涵道螺旋桨与孤立螺旋桨气动特性的数值模拟对比[J].航空动力学报,2011,26(12):2820-2825.
XU Heyong, YE Zhengyin. Numerical simulation and comparison of aerodynamic characteristics between ducted and isolated propellers[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(12): 2820-2825. (in Chinese)
- [2] HALL E J, DELANEY R A. 3D euler analysis of ducted propfan flowfields[R]. AIAA-90-3034-CP, 1990.
- [3] BENTO H F, DE VRIES R, VELDHUIS L L. Aerodynamic performance and interaction effects of circular and square ducted propellers: AIAA 2020-1029[R]. Reston, Virginia: AIAA, 2020.
- [4] JANUS J M, HORSTMAN H Z, WHITFIELD D L. Unsteady flowfield simulation of ducted prop-fan configurations[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1999, 15(1): 64-72.
- [5] 韩凯,白俊强,邱亚松,等.涵道螺旋桨设计变量的影响及其流动机理研究[J].航空学报,2022,43(7):125466.
HAN Kai, BAI Junqiang, QIU Yasong, et al. Aerodynamic performance and flow mechanism of ducted propeller with different design variables[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(7): 125466. (in Chinese)
- [6] 郭佳豪,周洲,李旭.对转涵道风扇桨叶高效设计方法[J].航空动力学报,2022,37(9):1835-1845.
GUOJIA Hao, ZHOU Zhou, LI Xu. Efficient design method for blades of counter-rotating ducted fan[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(9): 1835-1845. (in Chinese)
- [7] KRIEBEL A R. Theoretical investigation of static coefficients, stability derivatives and interference for duct propellers[R]. California: Fluid Mechanics and Flight Dynamics Branch, 1964.
- [8] GRAY R, WRIGHT T. Determination of the design parameters for optimum heavily loaded ducted fans: AIAA 1969-222 [R]. Reston, Virginia: AIAA, 1969.
- [9] MENDENHALL M R, SPANGLER S B. Theoretical study of ducted fan performance[R]. Washington D. C: NASA, 1970.
- [10] 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 Qiuye, TANG Diyi. A numerical model for duct fan vortex intensity[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2002, 17(2): 192-195. (in Chinese)
- [11] 王海鹏.涵道螺旋桨在轴流状态的气动特性分析[D].南京:南京航空航天大学,2007:52-57.
WANG Haipeng. Aerodynamic characteristics analysis of ducted propeller in axial flow state[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007: 52-57. (in Chinese)
- [12] 刘子洋.面元法预报导管桨水动力性能[D].武汉:武汉理工大学,2004:7-31.
LIU Ziyang. Prediction of hydrodynamic performance of ducted propeller by panel method[D]. Wuhan: Wuhan University of Technology, 2004: 7-31. (in Chinese)
- [13] WANG Guoqiang, LIU Xiaolong. A potential based panel method for prediction of steady and unsteady performance of ducted propeller with stators[J]. Journal of Ship Mechanics, 2007, 11(3): 333-340.
- [14] 王同光.风力机空气动力性能计算方法[M].北京:科学出版社,2019.
WANG Tongguang. Calculation method of aerodynamic performance of wind turbine[M]. Beijing: Science Press, 2019. (in Chinese)
- [15] VELDHUIS L L. Propeller wing aerodynamic interference[D]. Delft, Netherlands: Technische Universiteit Delft, 2005: 353-364.
- [16] 王红波.基于动力诱导增升垂直起降气动设计研究[D].西安:西北工业大学,2018:26-30.
WANG Hongbo. Aerodynamic design of vertical takeoff and landing based on dynamic induced lift[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2018: 26-30. (in Chinese)
- [17] DRELA M. Qprop-theory document[R]. Cambridge, Massachusetts, US: Massachusetts Institute of Technology, 2006.
- [18] 薛臣.基于螺旋桨滑流的机翼载荷重构研究[D].西安:西北工业大学,2021:24-26.
XUE Chen. Research on wing load reconstruction based on propeller slipstream[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2021: 24-26 (in Chinese).
- [19] 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.
LIU Peiqing. Air propeller theory and its application[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 2006. (in Chinese)
- [20] GOODSON K W, GRUNWALD K J. Aerodynamic loads on an isolated shrouded-propeller configuration for angles of attack from 10 deg to 110 deg[R]. NASA-TN-D-995, 1962
- [21] 宋长红,林永峰,陈文轩,等.基于动量源方法的涵道尾桨 CFD 分析[J].直升机技术,2009(1):6-11.
SONG Changhong, LIN Yongfeng, CHEN Wenxuan, et al. CFD analysis for the ducted tail rotor based on momentum-source method [J]. *Helicopter Technique*, 2009(1): 6-11. (in Chinese)
- [22] ROZZA G, KOSHAKJI A, QUARTERONI A. Free form deformation techniques applied to 3D shape optimization problems[J]. Communications in applied & industrial mathematics, 2013, 4: 1-26.
- [23] 玄光男,程润伟.遗传算法与工程优化[M].于歆杰,周根贵,译.北京:清华大学出版社,2004.

(编辑:张 雪)