

一种给定拉力分布的螺旋桨设计方法及应用

郭佳豪, 周洲, 范中允
(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘 要: 从螺旋桨设计出发,通过设计合适的螺旋桨,得到有利的螺旋桨滑流形式,进而改善螺旋桨/机翼构型中机翼的气动特性。通过改变螺旋桨径向拉力分布控制螺旋桨滑流,提出一种根据给定拉力分布进行螺旋桨设计的方法,并验证方法的可行性。将最小能量损失设计的螺旋桨与不同拉力分布形式设计的螺旋桨应用于多螺旋桨/机翼构型中,研究螺旋桨变化对其后机翼气动特性的影响。结果表明:通过改变螺旋桨拉力分布能够改变螺旋桨滑流,进而改变后方机翼的气动特性。拉力分布较为和缓的螺旋桨,虽其本身效率有所下降,但能够对后方机翼带来增升减阻的效果,相比于最小能量损失设计结果,升阻比可提高 9.94%。

关 键 词: 螺旋桨设计; 滑流; 多螺旋桨/机翼; 多重参考系法; 混合网格

中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A

A method of propeller design with given thrust distribution and it's application

GUO Jiahao, ZHOU Zhou, FAN Zhongyun
(School of Aeronautics,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Starting from the propeller design, a favorable propeller slipstream form was obtained by designing a suitable propeller to improve the aerodynamic characteristics of the wing in the propeller/wing configuration. The propeller slipstream was controlled by changing the radial thrust distribution of the propeller. A method of propeller design based on the given thrust distribution was proposed and the feasibility of the method was verified. Propellers designed with minimum energy loss and different thrust distributions were applied to multi-propeller/wing configuration, so as to study the effect of the propeller on the wing. Results showed that changing the propeller force distribution can change the propeller slipstream, which in turn changed the aerodynamic characteristics of the wing. The propeller with a gentle thrust distribution can increase the lift and reduce the drag on the wing, despite of its efficiency decrease. And compared with the minimum energy loss design results, the lift-drag ratio can be increased by 9.94%.

Key words: propeller design; slipstreams; multi-propeller/wing; multiple reference frame; hybrid grid

螺旋桨在飞行器中有着广泛的应用,然而螺旋桨滑流会对机翼等气动部件产生较为复杂的干扰,进而影响螺旋桨飞行器的气动布局设计及性能分析。因此,国内外学者通过风洞试验^[1-3]及数值模拟的方法,对螺旋桨滑流对机翼气动特性的影响进行了大量研究。

根据模拟螺旋桨方法的不同,可将数值模拟方法分为激励盘法^[4-6]及基于真实模型的数值模拟方法^[7-11],如多重参考系法、滑移网格法及嵌套网格法等。其中,激励盘法是一种螺旋桨简化方法,其将螺旋桨简化为一个无厚度的圆盘,气流经过该圆盘后产生加速与旋转,以此模拟螺旋桨滑流。而动量源法^[12-14]作为另一种简化方法,其将桨叶等效为有厚度的网格圆盘,得到桨叶的拉力及扭矩分布后,将拉力与扭矩分布转化为动量源项,添加到对应的圆盘网格区域参与流场求解。O'Brien^[13]指出在求解不可压 Navier-Stokes (N-S) 方程时,动量源法相比于激励盘法在数值上更加稳定。

2014 年美国国家航空航天局新将前缘异步螺旋桨技术 (leading edge asynchronous propellers technology, LEAPTech) 作为其首批航空概念计划之一进行发展。该技术采用多螺旋桨/机翼构型,通过机翼前缘密集分布的螺旋桨加快机翼表面空气流速,从而改善飞机在低速飞行状态下的气动特性,巡航时前缘螺旋桨停止工作,折叠收起,由翼尖螺旋桨提供动力^[15]。

对于螺旋桨/机翼构型,现有的研究大多集中于桨后机翼上,通过优化机翼的方式提高构型气动特性^[16-17],而对螺旋桨是否能够改善构型性能则研究较少。从动量源法可知,桨叶上的力分布是决定滑流的主要因素。因此,可通过改变螺旋桨桨叶径向力分布,进而改变螺旋桨滑流速度分布,以此研究螺旋桨变化对螺旋桨/机翼构型气动特性的影响。

螺旋桨设计主要以高效率为目标。Angelo、项松等^[18-19]提出了根据设计状态,快速设计桨叶弦长和扭转角分布的高效率螺旋桨设计方法。为提高螺旋桨的效率,众多学者又引入优化设计的思想,对螺旋桨桨叶的弦长及扭转角分布进行优化^[20-21],其后又对螺旋桨桨叶翼型进行优化设计^[22-23],进一步提高了螺旋桨的效率。此外,Patterson 等^[24]为提高多螺旋桨/机翼构型低速下的升力,提出一种使滑流轴向速度沿径向均布的螺旋桨设计方法。范中允等^[25]提出一种根据

给定环量分布进行螺旋桨设计的方法。但两人都只是研究了螺旋桨的设计效果,并未结合机翼进行验证分析。

本文提出一种根据给定拉力分布进行螺旋桨设计的方法,并将最小能量损失设计的螺旋桨与不同拉力分布形式设计的螺旋桨应用于多螺旋桨/机翼构型,通过对比气动力结果,研究螺旋桨变化对其后机翼气动特性的影响,得到能够改善机翼低速气动特性的螺旋桨拉力分布形式。

1 螺旋桨设计方法

1.1 给定拉力分布的螺旋桨设计

通过控制螺旋桨桨叶径向拉力分布,控制螺旋桨滑流。提出一种根据给定的拉力分布设计螺旋桨的方法,并对该方法的可行性进行验证。

图 1 展示了螺旋桨叶素的受力分析。其中, α 为叶素实际迎角, β 为干涉角, φ_0 为几何入流角, φ 为实际入流角, W 为合速度, W_1 为诱导合速度, V_a 为轴向诱导速度, V_t 为环向诱导速度, V' 为诱导螺距, L 、 D 为升力及阻力, T 、 F 为拉力及切向力。这里参考 Qprop 设计程序,假设合速度 W 与诱导合速度 W_1 垂直,该假设在轻载桨中成立^[26]。

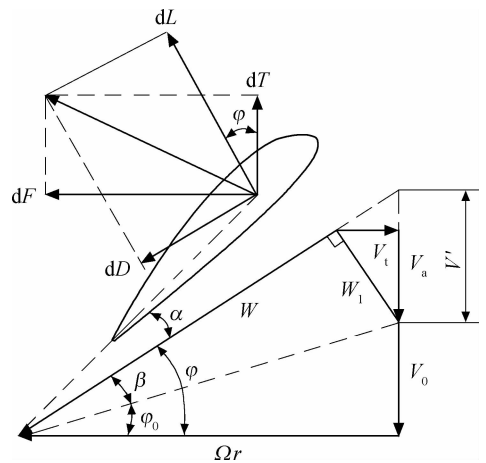


图 1 螺旋桨叶素受力分析图

Fig. 1 Force analysis of blade element

由图 1 可得到如下几何关系:

$$V_a = V' \cos^2 \varphi \tag{1}$$

$$V_t = V' \cos \varphi \sin \varphi \tag{2}$$

$$\tan \varphi = \frac{V_0 + V_a}{\Omega r - V_t} = \frac{V_0 + V'}{\Omega r} = \frac{V_t}{V_a} \tag{3}$$

给定设计高度 H 、来流速度 V_0 、设计拉力 T

及设计转速 Ω 。螺旋桨的设计便是得到各叶素合适的翼型、弦长 b 及实际迎角 α 。设计过程如下：

1) 确定桨叶数 N_b ，螺旋桨半径 R ，将桨叶划分为 N 个截面，并确定各截面翼型；

2) 根据拉力分布及设计状态，求解 r 处截面的诱导螺距 V' ；

由涡流理论可知，桨盘处环向诱导速度与当地环量的关系为

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

位于 r 处叶素的拉力为

$$dT = \rho \Gamma(r) (\Omega r - V_t) dr \quad (5)$$

式中 ρ 为密度，联立式(1)~式(5)，可得

$$\begin{aligned} dT &= \frac{4\pi r \rho}{N_b} \cdot \frac{(V_0 + V_a) V_t}{\tan \varphi} dr = \\ &= \frac{4\pi r \rho}{N_b} (V_0 + V_a) V_a dr = \\ &= \frac{4\pi r \rho}{N_b} (V_0 + V' \cos^2 \varphi) V' \cos^2 \varphi dr \end{aligned} \quad (6)$$

考虑桨尖损失后

$$dT = f \frac{4\pi r \rho}{N_b} (V_0 + V' \cos^2 \varphi) V' \cos^2 \varphi dr \quad (7)$$

其中 f 为 Prandtl 修正因子

$$f = \frac{2}{\pi} \arccos \left(e^{-\frac{N_b (R-r)}{2r \tan \varphi}} \right) \quad (8)$$

采用 Newton 迭代求解式(3)、式(7)，得到截面诱导螺距，从而确定叶素受力几何关系。

3) 求解 r 处截面的弦长 b 及扭转角 θ ；

在满足几何条件下，要保证螺旋桨高效率需使叶素翼型工作在最大效率（即最大升阻比）之下。

若已知截面弦长 b 、最大升阻比对应的升力系数及阻力系数，则由图 1 可得

$$dT = \frac{1}{2} \rho W^2 b (C_l \cos \varphi - C_d \sin \varphi) dr \quad (9)$$

$$dF = \frac{1}{2} \rho W^2 b (C_l \sin \varphi + C_d \cos \varphi) dr \quad (10)$$

若当地弦长 b 确定，可得到对应的雷诺数 Re 与马赫数 Ma ，进而求得桨叶截面翼型最大升阻比对应的迎角 α 、升力系数 C_l 及阻力系数 C_d ，根据式(9)反算得到 dT 。而由于给定拉力分布， dT 已知，迭代求解得到满足给定拉力分布的弦长，其中翼型气动力由软件 xfoil 快速解出。

为避免桨叶弦长过大及桨尖弦长过小的情况，这里对弦长范围进行限制，变化范围取为 $0.02R \sim 0.3R$ 。那么，弦长的求解即变为“在取值

范围求解最接近给定拉力分布的弦长”，可采用“黄金分割法”进行快速计算。这样也避免了采用迭代求解可能存在不收敛的状况，提高了设计方法的鲁棒性。若求解的弦长超过最大限制，则考虑增加桨叶个数。

求得弦长 b 的同时，可得到对应的迎角 α ，便可知截面扭转角 θ

$$\theta = \alpha + \varphi \quad (11)$$

4) 重复求解步骤 2)、3)，得到所有截面几何信息；

5) 对弦长 b 及扭转角 θ 分布进行光滑处理。

为使桨叶几何光滑，采用如下 4 阶贝塞尔曲线对弦长 b 及扭转角 θ 分布进行拟合，其中 t 为拟合变量取值范围为 $0 \sim 1$ ， p_0 等为拟合系数。

$$\begin{aligned} p &= (1-t)^4 p_0 + 4(1-t)^3 t p_1 + \\ &+ 6(1-t)^2 t^2 p_2 + 4(1-t) t^3 p_3 + t^4 p_4 \end{aligned} \quad (12)$$

得到截面弦长、最大升阻比对应的升力系数及阻力系数后，对其沿桨叶径向进行积分，得到设计下的螺旋桨总拉力 T 、扭矩 M 及效率 η

$$T = \int_{R_{\min}}^{R_{\max}} N_b dT \quad (13)$$

$$M = \int_{R_{\min}}^{R_{\max}} N_b r dF \quad (14)$$

$$\eta = \frac{TV_0}{\Omega M} \quad (15)$$

1.2 最小能量损失螺旋桨设计

对于给定设计状态，若要使螺旋桨的效率达到最高，则其能量损失需最小。

若在螺旋桨桨叶径向位置 r 处，叶素环量产生增量扰动 $\Delta \Gamma$ ，使螺旋桨拉力和扭矩分别发生增量变化 ΔT 和 ΔM ，则螺旋桨有用功与吸收能量对应变化的比值 k 为

$$k = \frac{V_0 \Delta T}{\Omega \Delta M} \quad (16)$$

又由涡流理论可知，环量变化带来拉力及扭矩的变化分别为

$$\Delta T = \rho \Delta \Gamma (\Omega r - V_t) dr \quad (17)$$

$$\Delta M = \rho \Delta \Gamma (V_0 + V_a) r dr \quad (18)$$

将其代入式(16)，并根据几何关系式(3)可得

$$k = \frac{V_0 \Delta T}{\Omega \Delta M} = \frac{V_0}{\Omega} \cdot \frac{(\Omega r - V_t)}{(V_0 + V_a) r} = \frac{V_0}{V_0 + V'} \quad (19)$$

要使螺旋桨效率最高，则需在 k 值大处增加环量， k 值小处减小环量。而增加环量时 V' 增大， k 值减小，相反减小环量时 k 值增加，所以最小能量损失要求沿桨叶 k 分布为常数^[27]。又由式

(19)可知,最小能量损失下,诱导螺距 V' 沿桨叶的分布亦为定值。

根据给定的拉力进行螺旋桨设计时,各叶素截面对应的诱导螺距 V' 不同。因此,两种设计方法的不同在于诱导螺距的求解及弦长、扭转角的求解。

1) 确定诱导螺距 V' 的大小;

对式(7)进行积分,得到螺旋桨总拉力

$$T = \int_{R_{\min}}^{R_{\max}} f \frac{4\pi r \rho}{N_b} (V_0 + V' \cos^2 \varphi) V' \cos^2 \varphi dr \quad (20)$$

迭代求解上式可得沿径向不变的诱导螺距 V' 。

2) 求解 r 处截面的弦长 b 及扭转角 θ ;

根据库塔-茹科夫斯基定理,叶素升力与当地环量关系为

$$dL = \rho \Gamma(r) W dr \quad (21)$$

而升力又可表示为

$$dL = \frac{1}{2} \rho W^2 C_l b dr \quad (22)$$

联立两式可得

$$\Gamma(r) = \frac{1}{2} W C_l b \quad (23)$$

不同于给定拉力分布设计方法,在步骤 3)求解 r 处截面的弦长 b 及扭转角 θ 时,由于确定了诱导螺距 V' ,可确定最佳环量分布 $\Gamma(r)$

$$\Gamma(r) = f \frac{4\pi r}{N_b} V' \cos \varphi \sin \varphi \quad (24)$$

进而通过迭代求解式(23),求得满足最佳环量分布的弦长,得到桨叶的弦长与扭转角分布。其余的设计步骤同给定拉力分布的螺旋桨设计方法。

可以看出,基于最小能量损失的螺旋桨设计下螺旋桨环量确定,拉力分布确定,桨后滑流亦随之确定。因此,对螺旋桨/机翼构型的已有研究多将螺旋桨视为定量,工作主要集中于滑流中的机翼之上。

2 螺旋桨设计

2.1 设计状态

采用多螺旋桨的分布式螺旋桨构型能够改善飞行器低速气动特性,因为此时螺旋桨滑流速度相对于来流速度不再是一个较小的值,滑流的作用更明显。因此,本文主要针对低速起飞阶段进行研究。

取飞行高度 $H=0\text{ m}$,飞行速度 $V_0=10\text{ m/s}$ 。单个螺旋桨桨叶半径 $R=0.3\text{ m}$,桨叶数 $N_b=2$,转速 $\Omega=4900\text{ r/min}$,设计拉力 $T=50\text{ N}$ 。桨叶采用 Clark Y 翼型。

2.2 力分布形式

根据最小能量损失对螺旋桨进行设计时,得到的拉力分布如图 2 所示。为对比不同拉力分布的影响,另采用图示两种分布形式,通过给定拉力分布的设计方法进行螺旋桨设计。

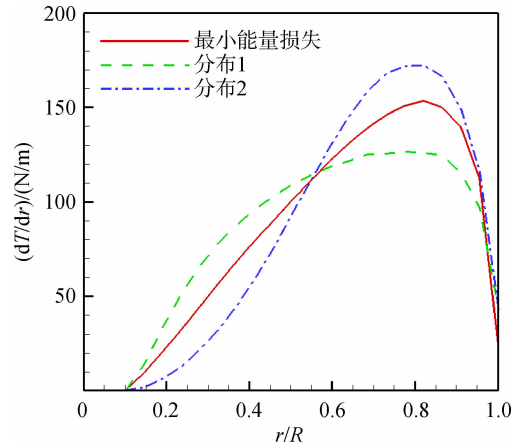


图 2 不同拉力分布对比

Fig. 2 Comparison of thrust distribution

2.3 设计结果

两种方法设计得到三种螺旋桨,结果如图 3、图 4 所示。可以看出,螺旋桨弦长分布的变化与拉力分布变化相对应,拉力较大的位置对应弦长增加,反之减小。

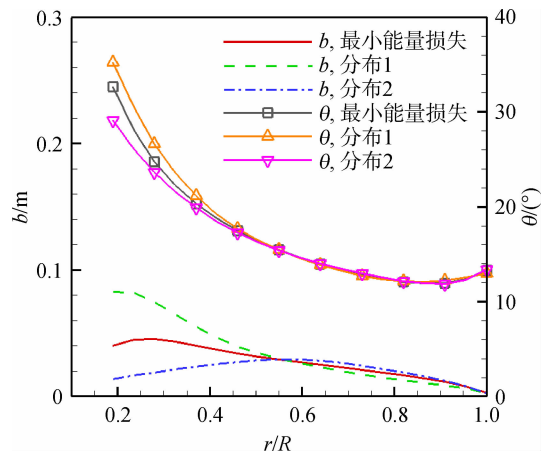


图 3 不同螺旋桨弦长及扭转角分布对比

Fig. 3 Comparison of chord length and twist angle distribution of different propellers

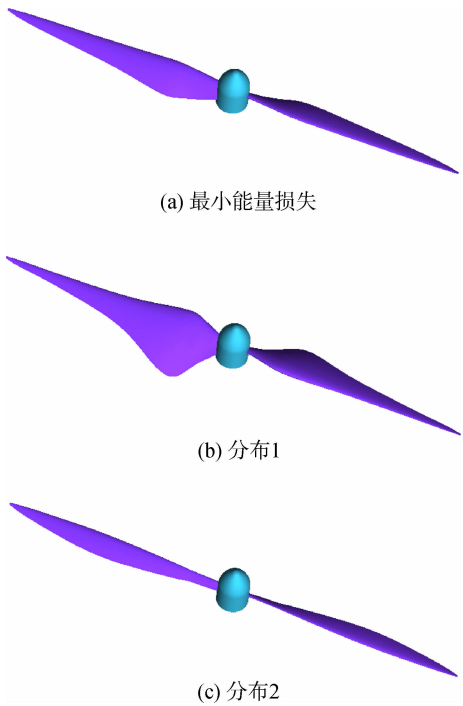


图 4 不同螺旋桨几何示意

Fig. 4 Geometry schematic diagram of different propellers

3 螺旋桨设计结果分析

3.1 数值模拟方法及验证

为验证螺旋桨数值模拟方法的可行性,对某型太阳能无人机螺旋桨进行数值模拟,并将计算结果与地面试验结果^[28]进行对比。

该型螺旋桨,桨叶半径 $R=0.2032\text{ m}$,桨叶数 $N_b=2$ 。地面试验为“无来流”状态,改变转速,测量拉力及扭矩的变化。

并采用混合网格技术进行网格生成。网格分为包含螺旋桨的“旋转域”与其外的“外流域”。其中旋转域采用四面体非结构网格,对桨叶前后缘加密,并在桨叶表面生成附面层网格,网格量 260 万。外流域生成结构网格,网格量 50 万。两个计算域在交界面处通过通量的计算和传递来保证计算变量的正确可用。局部网格如图 5 所示。

积分形式的三维 N-S 控制方程为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{Q} dV + \iint_S \mathbf{F}_c \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (25)$$

其中 V 为控制体体积, S 为控制体表面, $\mathbf{Q}$ 为守恒量, $\mathbf{F}_c$ 为通过 S 表面的无黏与黏性通量矢量, $\mathbf{n}$ 为 S 表面外法向单位矢量。采用有限体积法离散控制方程,并采用 Roe 空间离散格式,2 阶中心差分格式离散黏性通量。数值模拟基于“多重参

考系法”及 Spalart-Allmaras 模型。

测量结果与数值模拟结果对比如图 6、图 7 所示。可以看出,计算得到的结果在整体趋势上与试验结果符合较好,具有较好的精度。验证了螺旋桨数值模拟方法的可行性。

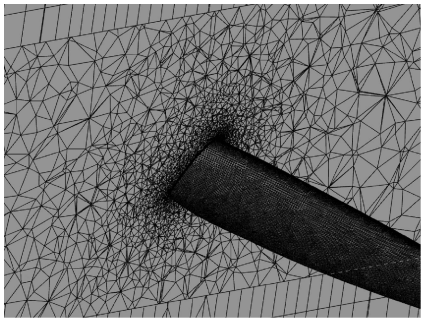


图 5 局部网格示意

Fig. 5 Schematic diagram of local mesh

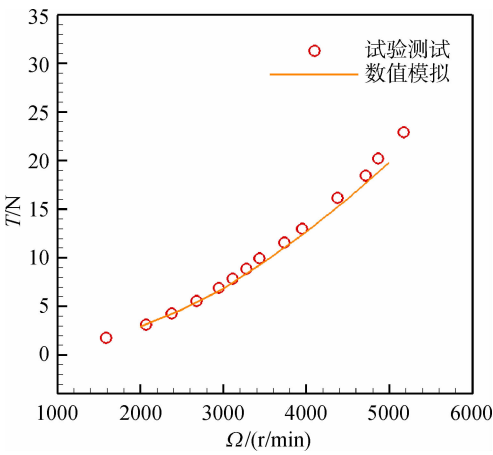


图 6 拉力对比

Fig. 6 Comparison of thrust

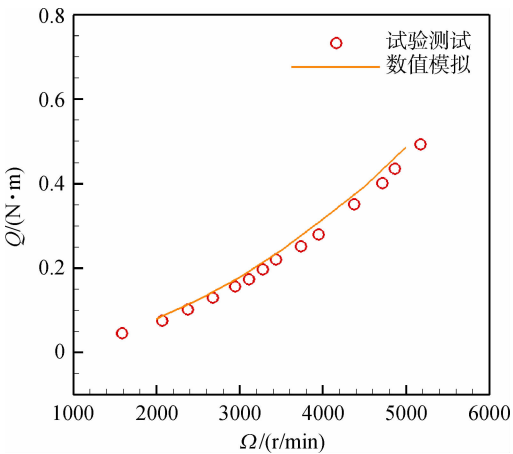


图 7 扭矩对比

Fig. 7 Comparison of torque

3.2 结果分析

采用上述螺旋桨数值模拟方法对设计的三种螺旋桨性能进行计算,结果如表 1 所示。最小能量损失设计(MED)的螺旋桨效率最高,而分布 1、分布 2 对应的螺旋桨的效率相比之下均降低。

表 1 螺旋桨性能对比

Table 1 Performance comparison of propellers

不同螺旋桨	拉力/N	扭矩/(N·m)	效率/%
MED	49.473	1.897	50.83
分布 1	48.684	1.903	49.86
分布 2	48.056	1.857	50.43

进一步对比图 8 所示三者桨叶径向 k 值分布,根据式(7)、式(19)求得。最小能量损失沿径向 k 值基本不变,相比之下分布 2 对应的 k 值在桨根处变大,桨尖处减小,分布 1 相反。由于两种分布形式的设计结果均不满足最小能量损失“ k 分布为定值”的条件,因此螺旋桨效率均降低。

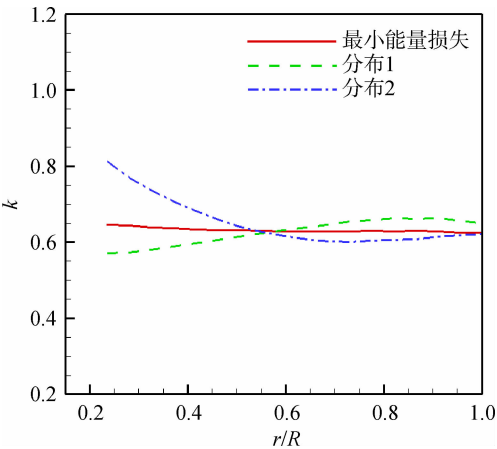


图 8 不同拉力分布设计结果 k 值对比

Fig. 8 Comparison of k result of the design for different thrust distributions

此外,三者拉力结果均小于设计拉力,这是由于设计时采用 xfoil 求解,设计采用的叶素气动力与实际状态存在一定偏差。从图 9 拉力分布对比中可看出,数值模拟得到的螺旋桨拉力分布与设计采用的拉力分布在变化趋势上基本相同,验证了给定拉力分布的螺旋桨设计方法的可行性。

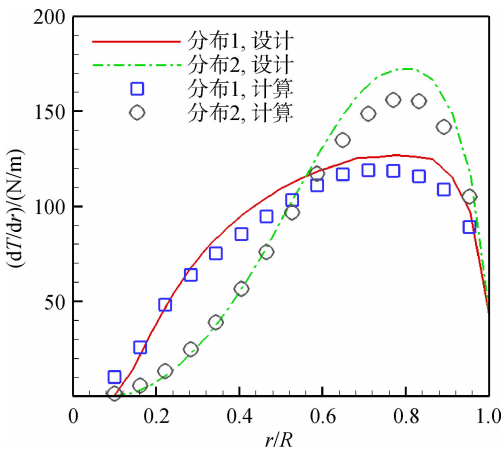


图 9 设计与计算拉力分布结果对比

Fig. 9 Comparison of thrust distribution of design and calculation

4 多螺旋桨/机翼构型中的应用

4.1 计算模型

将设计得到的三种螺旋桨应用于多螺旋桨/机翼构型中,除去机翼翼尖,在螺旋桨以相同方向旋转时,构型沿展向具有一定“重复性”。因此,为简化计算模型,采用三个螺旋桨与翼段的构型进行计算,如图 10 所示。而在对比构型气动力时,只采用中间部分“有效翼段”的结果,以此反映多螺旋桨/机翼的气动特性。

机翼采用 NACA2412 翼型,中间有效翼段展长 $b=0.7\text{ m}$,弦长 $c=0.8\text{ m}$,安装角为 2° ,无扭转。螺旋桨距机翼前缘水平距离 $d=0.3\text{ m}$ 、高 $h=0\text{ m}$,两螺旋桨间距 $d_1=0.7\text{ m}$ 。数值模拟方法同上文单独螺旋桨数值模拟,螺旋桨对应的旋转域生成非结构网格,其他区域生成结构网格。

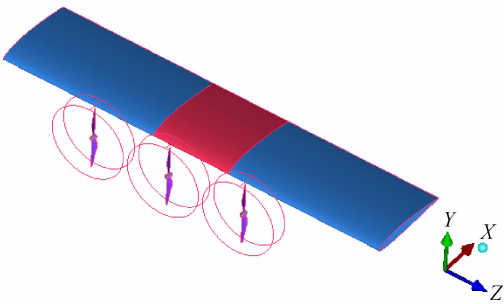


图 10 数值模拟采用的构型

Fig. 10 Configuration used in numerical simulation

4.2 气动力对比

数值模拟结果如表 2 所示。以最小能量损失

螺旋桨对应构型的气动特性作为参考,在设计速度下,应用分布 1 设计的螺旋桨,有效翼段的升力增加 1.60%,阻力减小 7.59%,升阻比提高 9.94%,气动特性得到改善。而应用分布 2 设计的螺旋桨时,有效翼段的升阻特性均变差。

此外,改变螺旋桨拉力分布虽然会使螺旋桨本身效率下降,但通过这种方式能够提高后方机翼的气动特性,对飞行器起飞有利。其中拉力分布和缓的螺旋桨能够改善机翼的气动特性,而拉力分布尖锐的螺旋桨则对机翼气动特性不利。

表 2 气动力对比

Table 2 Comparison of aerodynamic characteristics

不同 构型	螺旋桨		有效翼段		
	拉力/N	效率/%	升力/N	阻力/N	升阻比
分布 1	49.241	50.18	17.434	2.314	7.534
MED	49.894	51.28	17.159	2.504	6.853
分布 2	48.557	50.70	16.605	2.652	6.261

4.3 流场分析

为研究翼段气动力改变的原因,图 11 展示了有效翼段的展向升、阻力分布对比。升力方面,左侧滑流上洗区域,翼段当地攻角增加,升力增大,相反右侧下洗区域升力减小,并且上洗区域升力变化更加显著,其中分布 1 对应的翼段升力增加最大。阻力方面,相比于最小能量损失结果,分布 1 对应有翼段的展向阻力均降低,而分布 2 对应的展向阻力均增大。

进一步对比图 12 翼段表面压力分布。分布

1 拉力沿桨叶分布更加均匀,滑流影响的展向范围相对更广,其桨毂附近拉力的增加使其后滑流

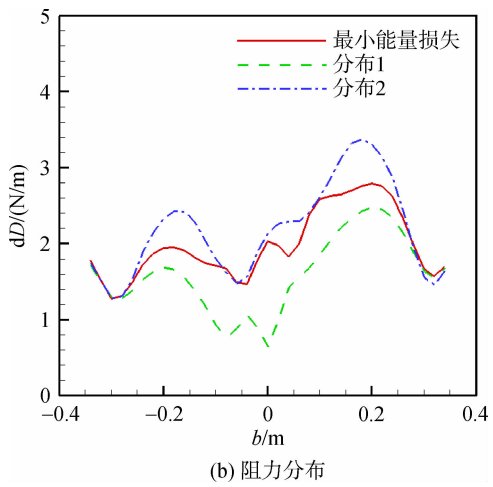
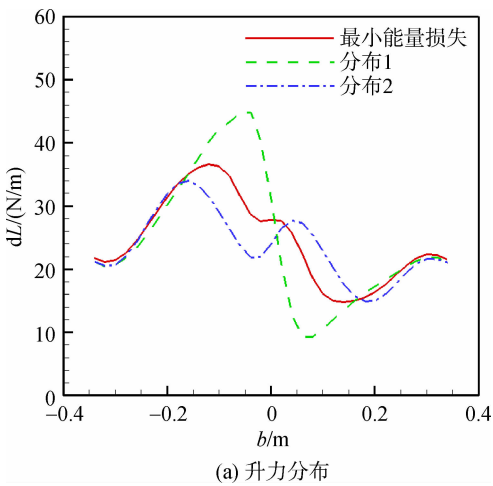


图 11 展向力分布对比

Fig. 11 Comparison of spanwise force distribution

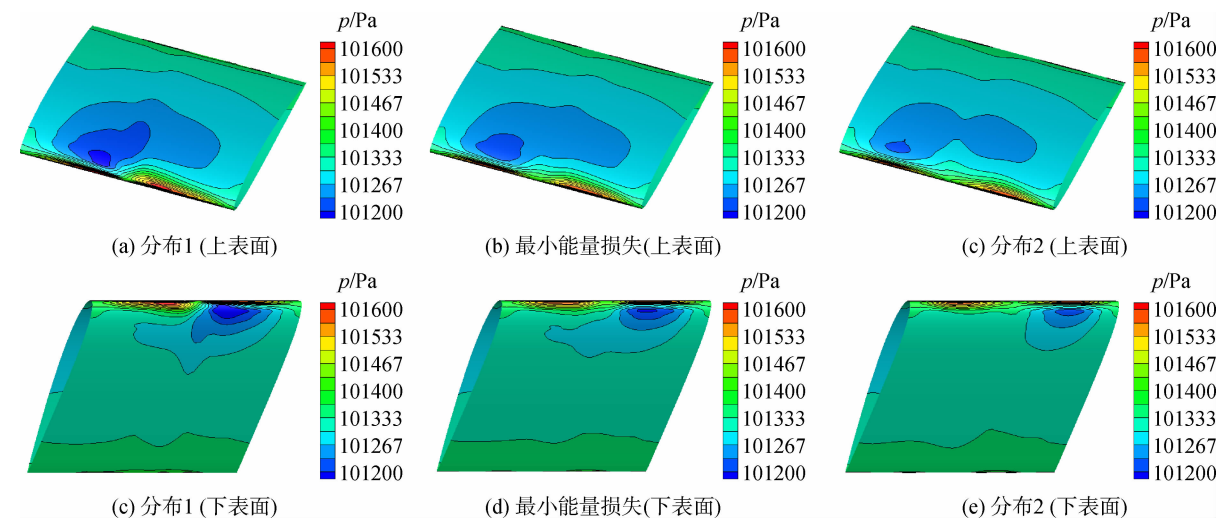


图 12 机翼表面压力分布对比

Fig. 12 Comparison of wing surface pressure

速度增大,后方翼段上表面低压范围增加,且压力降低,产生“增升减阻”的效果。而分布 2 拉力集中于峰值位置,对应翼段的前缘高低压区域均更加集中,作用范围减小,翼段上表面低压区缩小,因此翼段升阻特性变差。

5 结 论

本文从螺旋桨设计出发,尝试通过设计螺旋桨,以得到合适的滑流形式,以进一步改善滑流中机翼的气动特性。提出了一种根据给定拉力分布设计螺旋桨的方法,并将设计的不同螺旋桨应用于多螺旋桨/机翼构型中。得到的结论如下:

1) 给定拉力分布的螺旋桨设计相比于最小能量损失螺旋桨设计,主要的不同点在于各叶素截面的值存在变化,若沿桨叶径向值分布不为相同的值,则设计的螺旋桨不再遵循最小能量损失原则,效率降低。而根据不同拉力分布形式设计的螺旋桨,主要的变化体现在桨叶弦长分布上,且沿径向向桨叶弦长的变化趋势与拉力分布变化基本相同。

2) 通过控制螺旋桨桨叶径向拉力分布,能够控制螺旋桨滑流,进而改变滑流中机翼的气动特性。对于文中的多螺旋桨/机翼构型,相比于最小能量损失设计的螺旋桨,拉力分布和缓的螺旋桨虽然效率有所下降,但能够对后方机翼产生“增升减阻”的效果,升阻比提高 9.94%;而拉力分布尖锐的螺旋桨则作用相反,自身效率降低,也使后方机翼气动特性变差。

3) 通过提高螺旋桨靠近桨毂处的桨叶拉力,从而提高其后滑流速度,进而扩展滑流的展向作用范围,可使滑流中机翼的上表面低压区增加、压力降低,从而提高机翼气动特性。

本文验证了通过设计螺旋桨从而提高滑流中机翼气动特性的可行性,但改善机翼气动特性的代价是螺旋桨效率的降低,那么能否综合考虑两者的影响以提高构型整体的性能,需进一步研究。此外,螺旋桨相对于机翼的位置变化亦能带来机翼性能的改变,故可将螺旋桨的设计与位置变化相结合,从而使机翼的气动特性得到进一步的提高。

参考文献:

[1] EHAB A E,COLIN P B. Experimental investigation of the effect of propeller slipstream on boundary layer behavior at low Reynolds number[R]. AIAA-2000-4123,2000.

[2] 李征初,王勋年,陈洪,等. 螺旋桨滑流对飞机机翼流场影响试验研究[J]. 流体力学实验与测量,2000,14(2):44-48.
LI Zhengchu,WANG Xunnian,CHEN Hong,et al. Experimental research of influence of propeller slipstream on wing flow field[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics,2000,14(2):44-48. (in Chinese)

[3] CATALANO F M. On the effects of an installed propeller slipstream on wing aerodynamic characteristics[J]. Acta Polytechnica,2004,44(3):8-14.

[4] MOENS F,GARDAREIN P. Numerical simulation of the propeller/wing interactions for transport aircraft [R]. AIAA-2001-2404,2001.

[5] 左岁寒,杨永. 螺旋桨滑流对带后缘襟翼机翼气动特性影响的数值分析[J]. 航空计算技术,2007,37(1):54-57.
ZUO Suihan,YANG Yong. Numerical simulation of propeller/high-lift system interaction[J]. Aeronautical Computing Technique,2007,37(1):54-57. (in Chinese)

[6] 李博,梁德旺,黄国平. 基于等效盘模型的滑流对涡桨飞机气动性能的影响[J]. 航空学报,2008,29(4):845-852.
LI Bo,LIANG Dewang,HUANG Guoping. Propeller slipstream effects on aerodynamic performance of turbo-prop airplane based on equivalent actuator disk model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2008,29(4):845-852. (in Chinese)

[7] STUERMER A W. Unsteady CFD simulations of propeller installation effects[R]. AIAA 2006-4969,2006.

[8] 程晓亮,李杰. 螺旋桨滑流对机翼气动特性影响的方法研究[J]. 科学技术与工程,2011,11(14):3229-3235.
CHENG Xiaoliang,LI Jie. Unsteady computational method for the propeller/wing interaction[J]. Science Technology and Engineering,2011,11(14):3229-3235. (in Chinese)

[9] 夏贞锋,杨永. 螺旋桨滑流与机翼气动干扰的非定常数值模拟[J]. 航空学报,2012,32(1):76-79.
XIA Zhenfeng,YANG Yong. Unsteady numerical simulation of interaction effects of propeller and wing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2012,32(1):76-79. (in Chinese)

[10] 王红波,祝小平,周洲,等. 太阳能无人机螺旋桨滑流气动特性分析[J]. 西北工业大学学报,2015,33(6):910-920.
WANG Hongbo,ZHU Xiaoping,ZHOU Zhou,et al. Aerodynamic investigation on propeller slipstream flows for solar powered airplanes[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University,2015,33(6):910-920. (in Chinese)

[11] 王科雷,祝小平,周洲,等. 低雷诺数分布式螺旋桨滑流气动影响[J]. 航空学报,2016,37(9):2669-2678.
WANG Kelei,ZHU Xiaoping,ZHOU Zhou,et al. Distributed electric propulsion slipstream aerodynamic effects at low Reynolds number[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2016,37(9):2669-2678. (in Chinese)

[12] ZORI L A J,RAJAGOPALAN R G. Navier-stokes calculations of rotor-airframe interaction in forward flight[J]. Journal of the American Helicopter Society,1995,40(2):57-67.

[13] O'BRIEN D, SMITH M. Analysis of rotor-fuselage interactions using various rotor models[R]. AIAA 2005-468, 2005.

[14] 宋长虹, 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)

[15] MOORE M D, FREDERICKS B. Misconceptions of electric propulsion aircraft and their emergent aviation markets[R]. AIAA 2014-0535, 2014.

[16] 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研究[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)

[17] 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): 128013. 1-128013. 10.
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): 128013. 1-128013. 10. (in Chinese)

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

[19] 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 Liguang, et al. A design method for high efficiency propeller[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(1): 136-141. (in Chinese)

[20] 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)

[21] 焦俊, 宋笔锋, 张玉刚, 等. 高空飞艇螺旋桨优化设计与气动性能车载试验[J]. 航空动力学报, 2017, 32(1): 196-202.
JIAO Jun, SONG Bifeng, ZHANG Yugang, et al. Optimal design and truck-mounted testing of aerodynamic performance for the propeller of high altitude airship[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(1): 196-202. (in Chinese)

[22] KWON H I, YI S, CHOI S, et al. Design of efficient propellers using variable-fidelity aerodynamic analysis and multilevel optimization[J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 31(4): 1057-1072.

[23] 刘芳, 杜绵银, 岳良明, 等. 高空低雷诺数高效螺旋桨设计[C]//第 3 届中国航空科学技术大会论文集. 北京: 中国航空学会, 2017: 15-21.

[24] PATTERSON M D, BORER N K, GERMAN B J. A simple method for high-lift propeller conceptual design[R]. San Diego, US: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2016.

[25] 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, 32(2): 434-441.
FAN Zhongyun, ZHOU Zhou, ZHU Xiaoping. A design method for propeller with arbitrary circulation distribution[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 32(2): 434-441. (in Chinese)

[26] DRELA M. QPROP formulation[R]. Boston: Massachusetts Institute of Technology, 2006.

[27] 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.

[28] 郭佳豪, 周洲, 范中允. 一种耦合 CFD 修正的螺旋桨快速设计方法[J]. 航空学报, 2020, 41(2): 123216. 1-123216. 10.
GUO Jiahao, ZHOU Zhou, FAN Zhongyun. A quick design method of propeller coupled with CFD correction[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(2): 123216. 1-123216. 10.

(编辑: 张 雪)