

DOI:10.16356/j.1005-2615.2020.02.018

摆线桨悬停状态气动特性及参数优化

冯旭碧, 朱清华, 雷良, 赵启兵

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京, 210016)

摘要: 为了进一步提高摆线桨的气动效率, 本文对摆线桨的设计参数进行了优化研究。首先分析了流管模型的基本原理, 基于薄翼振荡原理, 结合动量和叶素理论建立了摆线桨的双盘-多流管非定常气动模型。然后, 通过相关算例验证了模型的适用性, 结果表明: 实度较小时, 准确度较高, 而随着实度与转速的增加, 桨叶之间的干扰加强, 误差值增大。通过大量试验与计算数据的对比, 总结了不同实度时, 多流管模型的拉力修正因子。最后, 基于双盘-多流管气动模型, 应用遗传算法对摆线桨的相关设计参数进行了优化设计, 优化后的功率载荷提高了 12.4% 左右。同时, 对比发现优化后的摆线桨比旋翼具有更高的气动效率。

关键词: 气动性能; 摆线桨; 多流管模型; 优化设计

中图分类号: V211.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2020)02-0311-07

Aerodynamic Performance and Parameter Optimization of Cycloidal Rotor at Hover

FENG Xubi, ZHU Qinghua, LEI Liang, ZHAO Qibing

(National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: In order to further improve the aerodynamic efficiency of cycloidal rotor, its design parameters are optimized. Firstly, the basic principles of tube model for the cycloidal rotor are analyzed. Based on the theory of thin-aerofoil oscillation, an unsteadily aerodynamic dual disk multi-flow tube model for the cycloidal rotor is established by combining the momentum with the blade element theory. Then, the model applicability is verified with relevant examples. The results show that the accuracy is relatively high when the solidity is relatively low, and error value is increased as the interference among the blades is strengthened because of the increasing solidity and rotation speed. The thrust correction factor of the multitube model at different solidity is summarized via the comparison between a large number of experimental and computational data. Finally, based on the dual disk multi-flow tube aerodynamic model, the genetic algorithm is used to carry out the optimization design for the relevant design parameters of cycloidal rotor. The power load after optimization is increased by 7.9%. Meanwhile, it is found that the optimized cycloidal rotor has the higher aerodynamic efficiency than the rotor.

Key words: aerodynamic performance; cycloidal rotor; multi-flow tube; optimal design

近几年, 传统的无人飞行器在靶机、侦察、农业、气象和摄影等领域得到广泛应用, 而以航空摆线桨为升力系统的新型无人机, 具有操纵性能好, 噪音低的特点^[1-3], 因此在军用和民用领域具有广

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金资助项目; 南京航空航天大学研究生创新基地(试验室)开放基金(kfj20170101)资助项目。

收稿日期: 2018-04-17; **修订日期:** 2018-12-30

通信作者: 朱清华, 男, 副教授, E-mail: zhuqinghua@nuaa.edu.cn。

引用格式: 冯旭碧, 朱清华, 雷良, 等. 摆线桨悬停状态气动特性及参数优化[J]. 南京航空航天大学学报, 2020, 52(2): 311-317. FENG Xubi, ZHU Qinghua, LEI Liang, et al. Aerodynamic performance and parameter optimization of cycloidal rotor at hover[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(2): 311-317.

泛的应用前景,近年来得到国外研究者的广泛关注。目前,国内外对摆线桨气动力的研究方法主要包括数值模拟、理论分析和试验研究^[4]。在数值模拟方面,首尔大学采用Star-CD分析了摆线桨的流场特性和气动机理,国内也通过CFD方法对摆线桨进行了参数影响分析;在理论分析方面,基于翼型振荡理论的半理论半经验Mcnabb模型最为普遍。同时,马里兰大学、韩国首尔大学及西北工业大学也对其进行了一系列的试验研究。但是由于摆线桨的气动性能受桨叶数、俯仰轴位置和最大桨距角等设计参数的影响^[5],导致摆线桨与旋翼气动效率高低的结论并不一致,而且国内外对摆线桨参数优化研究较少,本文通过优化算法对设计参数进行优化,使摆线桨的气动效率显著提高。

1 摆线桨基本原理

摆线桨是一种新型的全向矢量推力装置,主要由动力装置、转轴、支架、偏心控制机构及两片以上的桨叶构成,其三维原理图如图1所示,悬停状态时,桨叶的运动轨迹为圆周,而在前飞状态下桨叶运动轨迹为摆线,故名摆线桨^[6]。与传统旋翼或螺旋桨不同的是,摆线桨桨叶与旋转轴平行,桨叶在绕转轴公转的同时,桨叶绕变距轴作俯仰振荡^[7]。由于桨叶桨距角由机械机构控制,桨叶在底部和顶部都产生正升力,通过改变桨距角幅值或转速,可以控制力的大小。如图2所示,桨叶在不同方位角的气动力可分解为竖直升力和水平推力,通过改变偏心机构的相位角,可以实现矢量推力方向的控制。

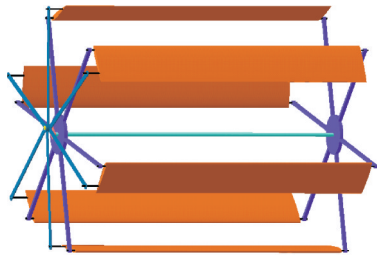


图1 摆线桨原理图

Fig.1 Schematic diagram of cycloidal rotor

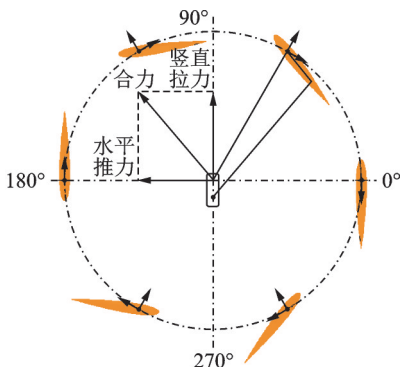


图2 产生矢量推力原理($\phi=0^\circ$)

Fig.2 Production principle of vector thrust($\phi=0^\circ$)

2 气动建模

2.1 单流管气动模型

单流管气动模型与直升机旋翼的动量理论类似,假设整个摆线桨处于单一流管中,整个流管中诱导速度相等,即摆线桨的上转盘($0^\circ < \psi < 180^\circ$)与下转盘($0^\circ < \psi < 360^\circ$)处诱导速度相等,模型如图3所示。Mcnabb基于薄翼假设和势流假设的Garlick模型,建立了摆线桨的单流管模型^[8],首先计算出作用在叶片上的非定常气动力,再进行诱导速度的迭代求解,进而得到相应的气动性能参数,但是由于单流管模型过于简单和理想,使得计算结果的精确性相对不高,需要根据试验结果进行修正,具有一定的局限性。

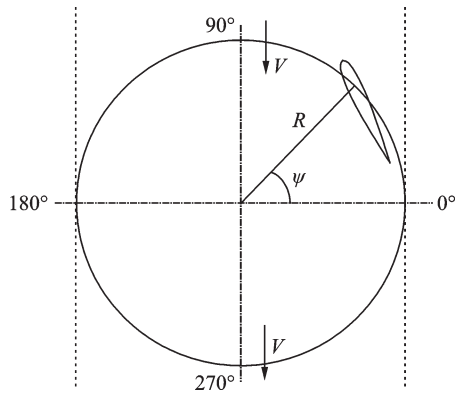


图3 单流管气动模型

Fig.3 Aerodynamics model of single-flow tube

2.2 多流管气动模型

多流管气动模型是对单流管模型的改进,考虑了诱导速度的非均匀分布,具有更高的计算精度。多流管模型将转盘分为一系列相邻的流管,即同一流管中诱导速度相等,但不同流管的诱导速度与方位角有关,多流管模型如图4所示。

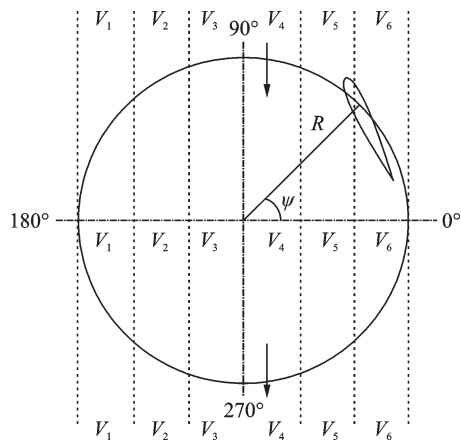


图4 多流管气动模型

Fig.4 Aerodynamics model of multi-flow tube

2.3 双转盘-多流管气动模型

双转盘-多流管气动模型首先在垂直轴风力机气动计算中得到应用,该模型在多流管模型的基础上,考虑上下转盘之间尾流的干扰,将多流管中的每个流管分为上下两部分^[9],因此,同一流管中上下转盘处的诱导速度也不同,具体的双转盘-多流管模型如图 5 所示。图 5 中: V_u 和 V_d 分别为流管中上下转盘处气流速度; V_i 为上转盘入流速度; W_i 为上转盘尾流速度,同时为下转盘入流速度; U_i 为下转盘尾流速度。

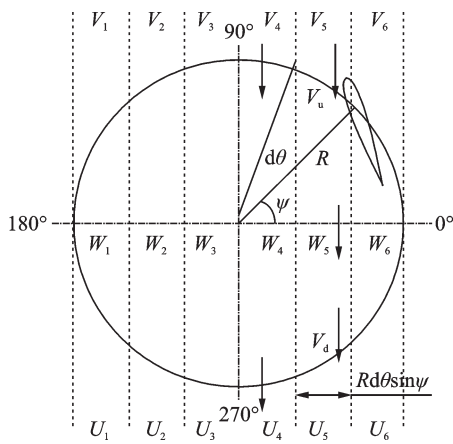


图 5 双盘-多流管气动模型

Fig.5 Aerodynamic model for dual-disk multi-flow tube

准确气动模型的建立是参数优化设计的基础,以下采用与垂直轴风力机双盘-多流管模型相似的建模方法,建立了摆线桨气动模型。根据直升机旋翼动量理论,可以得出摆线桨流管中的速度分布和和作用在叶素上的受力为

$$V_u = \frac{V + W}{2} \quad V_d = \frac{U + W}{2} \quad (1)$$

$$F_u = 2(\rho V_u dA) V_u \quad (2)$$

$$F_d = 2(\rho V_d dA) V_d \quad (3)$$

计算摆线桨气动力的前提是桨距角的变化规律,摆线桨桨叶旋转过程中的桨距角通过偏心机构控制,可以简化为四连杆机构,主要参数定义及简化机构如图 6 所示。 a 为摆线桨半径, c 为变距杆长度, d 为偏心距离, ϕ 为偏心方位角。

根据文献[10],控制机构各杆长 a, b, c, d 分别对应向量 R_1, R_2, R_3, R_4 , 则有

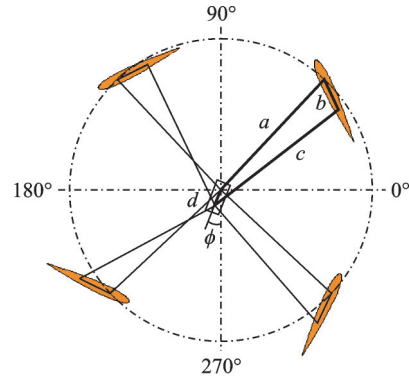
$$R_2 + R_3 - R_4 - R_1 = 0 \quad (4)$$

$$a \cos \theta_2 + b \cos \theta_3 - c \cos \theta_4 - d = 0 \quad (5)$$

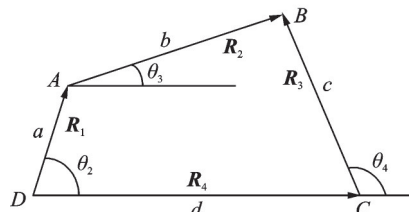
$$a \sin \theta_2 + b \sin \theta_3 - c \sin \theta_4 = 0 \quad (6)$$

联立式(5)和式(6)算出

$$\theta_3 = 2 \arctan \left(\frac{-E \pm \sqrt{E^2 - 4DF}}{2D} \right) \quad (7)$$



(a) Control mechanism of cycloidal rotor



(b) Four bar linkage

图 6 控制机构简化示意图

Fig.6 Simplified schematic diagram of control mechanism

$$\theta_4 = 2 \arctan \left(\frac{-B \pm \sqrt{B^2 - 4AC}}{2A} \right) \quad (8)$$

式中: $D = \cos \theta_2 - K_1 + K_4 \cos \theta_2 + K_5$, $E = -2 \sin \theta_2$, $F = K_1 + (K_4 - 1) \cos \theta_2 + K_5$, $K_1 = \frac{d}{a}$, $K_2 = \frac{d}{c}$, $K_3 = \frac{a^2 - b^2 + c^2 + d^2}{2ac}$, $K_4 = \frac{d}{b}$, $K_5 = \frac{c^2 - d^2 - a^2 - b^2}{2ab}$, 则桨距角为 $\theta = \theta_1 - \theta_3 + \phi$, 其中 $\theta_1 = \psi + \frac{\pi}{2} + \phi$ 。

图 7 给出了偏心装置相位角 $\phi = 0^\circ$ 时,桨叶旋转 1 周过程中,实际桨距角与标准正弦规律的对比,可以看出实际桨距角在下半周的幅值大于标准正弦幅值,并且有一定角度的滞后。

图 7 给出了偏心装置相位角 $\phi = 0^\circ$ 时,桨叶旋转 1 周过程中,实际桨距角与标准正弦规律的对比,可以看出实际桨距角在下半周的幅值大于标准正弦幅值,并且有一定角度的滞后。

推导出桨距角的变化规律后,则可以得出相应角速度和角加速度的计算公式^[8]。

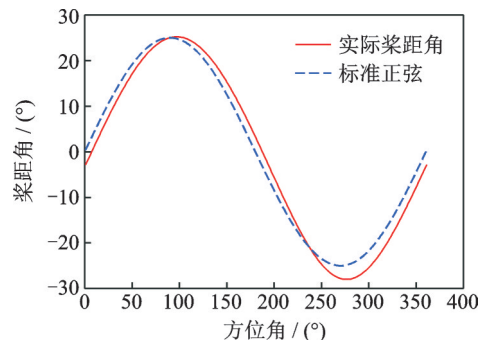


图 7 实际桨距角变化规律与正弦变化规律对比

Fig.7 Comparison between the law of actual pitch angle and the law of sinusoidal variation

角速度

$$\omega_3 = \frac{a\omega_2 \sin(\theta_4 - \theta_2)}{b \sin(\theta_3 - \theta_4)} \quad (9)$$

$$\omega_4 = \frac{a\omega_2 \sin(\theta_2 - \theta_3)}{c \sin(\theta_4 - \theta_3)} \quad (10)$$

角加速度

$$\alpha_3 = \frac{CD - AF}{AE - BD} \quad \alpha_4 = \frac{CE - BF}{AE - BD} \quad (11)$$

式中: $A = c \sin \theta_4$, $B = b \sin \theta_3$, $C = a\omega_2^2 \cos \theta_2 + b\omega_3^2 \cos \theta_3 - c\omega_4^2 \cos \theta_4$, $D = c \cos \theta_4$, $E = b \cos \theta_4$, $F = a\omega_2^2 \sin \theta_2 + b\omega_3^2 \sin \theta_3 - c\omega_4^2 \sin \theta_4$ 。

对摆线桨桨叶的叶素分析如图8所示。

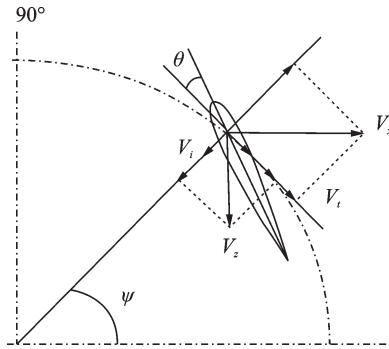


图8 桨叶叶素分析

Fig.8 Analysis of blade element

将摆线桨前进引起的气流速度 V_x , V_z , 诱导速度 V_i 及切向旋转速度 V_t 进行分解, 则法向和切向速度分别为

$$V_{\text{nor}} = -(V_x + V_i \sin \phi) \cos \psi + (V_z + V_i \cos \phi) \sin \psi \quad (12)$$

$$V_{\text{tan}} = V_t - (V_z + V_i \cos \phi) \cos \psi - (V_x + V_i \sin \phi) \sin \psi \quad (13)$$

桨叶的实际迎角为 $\alpha^* = \theta - \beta$, 其中入流角 $\beta = \arctan(V_{\text{nor}}/V_{\text{tan}})$ 。

由于摆线桨在旋转的过程中桨叶在快速改变迎角, 很难保持一个不变的气流迎角来产生静态升力, 因此, 动态升力成为摆线桨动力的主要组成部分^[11-12], 其非定常气动力 L 和力矩 M 表达式如下所示, 具体参数可参考文献[8, 13]。

$$L = \rho b^2 (V_r \pi \omega_3 - \pi b a \alpha_3) B_L + C_{L\alpha} \rho V_r b F (V_r \alpha^* + b(0.5 - a) \omega_3) B_L + ((C_{L\alpha} \rho V_r b G) / \omega_2 (V_r \omega_3 + b(0.5 - a) \alpha_3) B_L \quad (14)$$

$$M = -\rho b^2 (\pi(0.5 - a) V_r b \omega_3 - \pi b^2 (0.125 + \alpha^2) \alpha_3) B_L + C_{L\alpha} \rho V_r b^2 (0.5 + a) F (V_r \alpha^* + b(0.5 - a) \omega_3) B_L + ((C_{L\alpha} \rho V_r b^2 (0.5 + a) G) / \omega_2 (V_r \omega_3 + b(0.5 - a) \alpha_3) B_L \quad (15)$$

其中

$$C_L = L / (0.5 \rho V_r^2 S) \quad (16)$$

$$C_D = C_{D0} + (C_L^2 / (\pi A_R E)) \quad (17)$$

对于 N_b 个桨叶的摆线桨, 叶素经过流管时产生的气动力为^[9]

$$F = N_b L \frac{d\theta}{2\pi} \quad (18)$$

结合上述动量理论和叶素理论推导的拉力相等, 可以迭代求解各个方位角的诱导速度, 首先对转盘流管 ($0^\circ < \psi < 180^\circ$) 进行迭代求解, 然后在上转盘尾流的基础上进行下转盘流管诱导速度的迭代, 当满足精度要求时, 继续进行下一流管的迭代。

将摆线桨桨叶在各个方位角产生的升力和阻力分解到垂直和水平方向并叠加, 便可以计算出整个摆线桨产生的水平和垂直分力。

$$F_z = L \sin(\psi - \beta) - D \cos(\theta - \beta) \quad (19)$$

$$F_x = -L \cos(\psi - \beta) - D \sin(\psi - \beta) \quad (20)$$

$$P = (L \sin \beta + D \cos \beta) V_t - M \omega_3 \quad (21)$$

2.4 模型验证

采用韩国首尔大学的摆线桨试验数据检验本文建立的气动模型的有效性, 其试验模型具体参数如表1所示^[14]。图9为 $N_b=2$, $\sigma=0.119$ 时, 不同变距角幅值下, 摆线桨拉力计算值与试验值对比图。图10为摆线桨单叶片和两叶片产生的拉力, 可以看出叶片在下半周时产生的拉力更小。图11为 $N_b=3$, $\sigma=0.179$ 时, 不同变距角幅值下, 摆线桨拉力计算值与试验值对比。通过图9与图11对比分析可以看出, 当实度较小时, 计算值和试验值可以很好地匹配, 而当桨叶数增多、实度增大时, 计算值与试验值误差增大, 且转速越高, 误差越大, 这主要是由于桨叶之间的干扰增强造成的^[15], 这也是诸多学者研究结论不一致的原因之一。

通过大量试验数据^[14, 16-17]与计算数据的对比, 针对桨叶之间的干扰, 总结了不同实度时, 多流管模型的拉力修正因子, 如图12所示, 修正后的气动

表1 摆线桨几何参数

Table 1 Geometric parameters of cycloidal rotor

参数	数值
桨叶数目	2, 3
翼型	NACA0012
半径/m	0.4
展长/m	0.8
弦长/m	0.15
变距轴位置/%	43.30
变距角幅值/(°)	20, 25, 30
转速 $n/(r \cdot \min^{-1})$	0~500

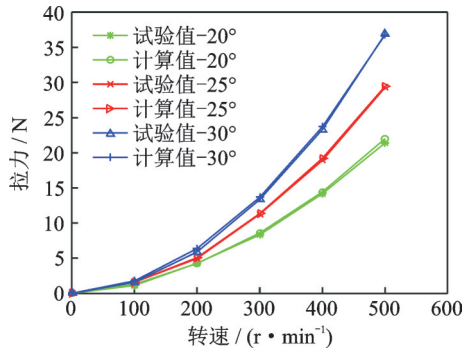


图 9 摆线桨拉力计算值与试验值对比($N_b=2, \sigma=0.119$)
Fig.9 Comparison of thrust calculation value and test value of cycloidal rotor($N_b=2, \sigma=0.119$)

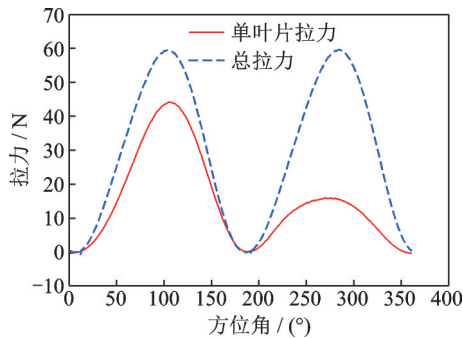


图 10 1个旋转周期内摆线桨拉力变化($N_b=2, \sigma=0.119$)
Fig.10 Thrust variation of cycloidal rotor in a rotating cycle ($N_b=2, \sigma=0.119$)

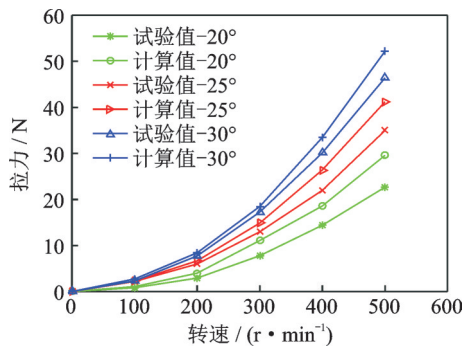


图 11 摆线桨拉力计算值与试验值对比($N_b=3, \sigma=0.179$)
Fig.11 Comparison of thrust calculation value and test value of cycloidal rotor($N_b=3, \sigma=0.179$)

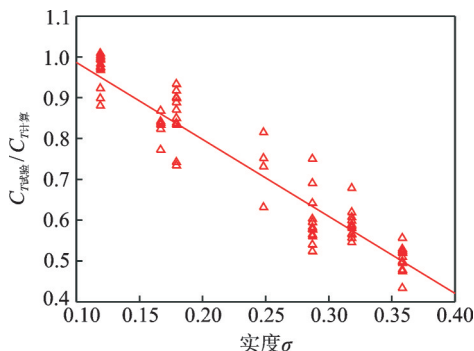


图 12 不同实度下试验值与计算值对比
Fig.12 Comparison of test values and calculated values in different solidity

模型不仅适用于 2 叶片摆线桨性能计算,也适用于多叶片,修正因子具体表达式为

$$Y = -1.887 \times \sigma + 1.1752 \quad (22)$$

3 优化模型

摆线桨的一般设计方法是通过参数对比分析形成初步方案,经过反复修改参数得到满足设计要求的可行方案。这种传统的设计方法,由于设计周期长、效率低及各参数相互影响,要得到最优方案几乎是不可能的。而优化设计是根据给定的设计要求从众多可行方案中自动选出最优的设计方案。因此,基于前面建立的气动模型,运用遗传算法对摆线桨的设计参数进行优化,主要包括确定设计变量,约束条件和目标函数,然后对模型进行优化求解,获得最优的设计方案。对于一般的优化算法,其表述如下:

目标函数: $\max F(x_i), i = 1, 2, \dots, M$

约束条件: $\begin{cases} g_i(x_i) \geq 0 \\ a_i \leq x_i \leq b_i \end{cases}$

(1) 设计变量

本文仅对与桨距角相关的参数进行优化,包括摆线桨半径 a , 节点距离 b , 推拉杆长度 c , 偏心距离 d , 弦长 e , 偏心装置方位角 ϕ , 即 $x = (a, b, c, d, e, \phi)$ 。

(2) 优化目标

目标函数的选取涉及摆线桨的评价标准,本文以摆线桨悬停状态的功率载荷最大为设计目标,从而得到优化模型的目标函数为

$$F(x) = \max \frac{T}{P}$$

(3) 设计变量约束条件

本文的优化设计基于四杆变距控制机构,因此,在遗传算法中每一代种群的个体必须满足以下约束条件:①最短杆长度+最长杆长度小于或等于其余两杆长度之和;②偏心杆为最短杆;③拉力满足设计要求。

4 优化结果及分析

针对桨叶数 $N_b=2$, 半径 $R=0.4$ m, 翼型采用 NACA0012 的摆线桨,以功率载荷最大为优化目标,在升力满足设计要求 ($F_z \geq 20$ N) 的前提下,保证优化前后转速不变,对设计变量进行了优化。优化过程中遗传控制参数分别取值为:种群数目 10, 个体数目 100, 最大进化代数 100 代。图 13 和图 14

分别给出了优化过程中功率载荷和水平推力 F_x 大小的变化历程,因为约束条件是针对竖直拉力,所以 F_x 有一定程度的波动。表2为优化前后设计参数,图15为优化前后的功率载荷对比,可以看出,竖直拉力相同时,采用优化后的设计参数使摆线桨具有更高的功率载荷,同时,图16中对相同实度下摆线桨与旋翼的气动效率进行了对比。

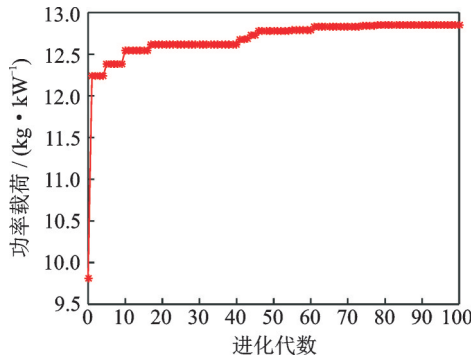


图13 功率载荷随进化代数的变化

Fig.13 Variation of power load with evolutionary generation

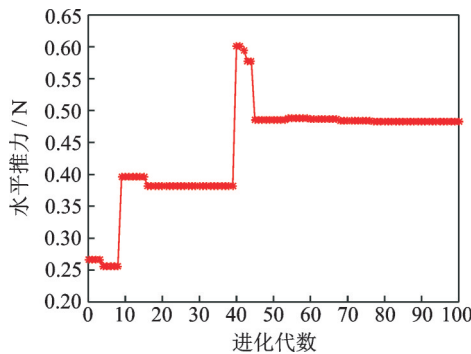


图14 水平推力随进化代数的变化

Fig.14 Variation of horizontal thrust with evolutionary generation

表2 功率载荷随进化代数的变化

Table 2 Variation in power load with evolutionary generation

参数	优化前	优化后
转速 $n/(\text{r}\cdot\text{min}^{-1})$	500	500
展长 B_t/m	0.8	0.8
半径 a/m	0.4	0.4
b/m	0.045	0.061 1
c/m	0.402	0.404 8
d/m	0.019	0.019 5
弦长 e/m	0.15	0.123 6
相位角 $\phi/(\text{°})$	0	0
桨距角幅值/ (°)	+25, -25	+17.8, -19.4
功率载荷/ $(\text{kg}\cdot\text{kW}^{-1})$	9.81	12.84

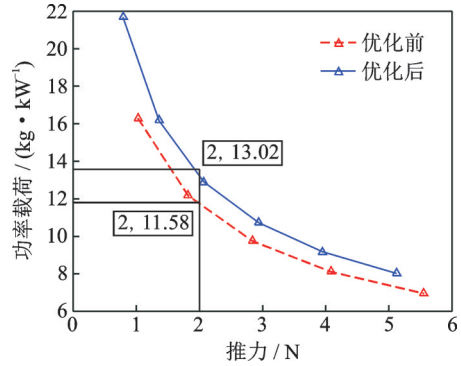


图15 优化前后功率载荷对比

Fig.15 Comparison of power load before and after optimization

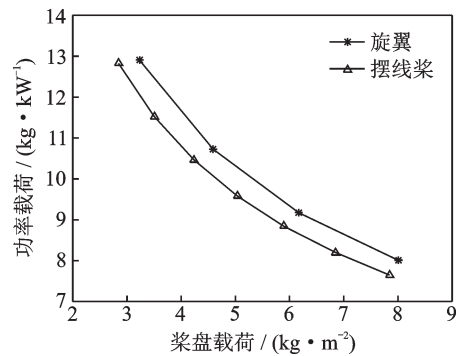


图16 优化后摆线桨与旋翼气动效率对比($\sigma=0.009 8$)

Fig.16 Comparison of aerodynamic efficiency between optimal cycloidal rotor and rotor($\sigma=0.009 8$)

5 结 论

(1) 在单流管模型的基础上,考虑诱导速度的非均匀分布,建立了双转盘-多流管气动模型,通过与试验值对比可以看出:该模型在实度较小时与试验值吻合较好,而随着实度和转速的增加,误差增大。

(2) 对大量的试验数据和计算数据进行了对比,可以作为多流管模型桨叶间干扰的修正因子。

(3) 对相关的设计参数进行了优化,通过优化前后的对比可以看出:竖直拉力相同的情况下,优化后的功率载荷显著提高,其中当竖直拉力 $F_z=2.0 \text{ N}$ 时,功率载荷提高了12.4%左右,因此,优化算法在摆线桨设计参数选择中的应用,对提高摆线桨的气动性能具有重要意义。

(4) 相同实度时,优化设计的摆线桨比旋翼具有更高的气动效率,因此具有广泛的应用前景。

参考文献:

[1] MIN S Y, LEE C H, SEUNG M H, et al. Experimental study of a quadrotor cyclocopter[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2015, 60(3):1-10.
 [2] 唐继伟,胡峪,宋笔锋.摆线桨气动性能研究进展[J].

- 空气动力学学报,2013,31(5):676-684.
- TANG Jiwei, HU Yu, SONG Bifeng. Cycloidal rotor aerodynamic performance research progress [J]. Aerodynamics Sinica, 2013,31(5):676-684.
- [3] JARUGUMILLI T, LIND A H, BENEDICT M, et al. Experimental and computational flow field studies of a MAV-scale cycloidal rotor in forward flight[C]//Proceedings of the 69th Annual Forum of the American Helicopter Society. Phoenix, Arizona: AHS, 2013.
- [4] SHRESTHA E, HRISHIKESHAVAN V, BENEDICT M, et al. Development of control strategies and flight testing of a twin-cyclocopter in forward flight [C]//Proceedings of the 70th Annual National Forum of the American Helicopter Society. [S.l.]: AHS, 2014.
- [5] 唐继伟,胡峪,宋笔锋.关键设计参数对摆线桨气动性能影响[J].航空动力学报,2015,30(2):297-305.
- TANG Jiwei, HU Yu, SONG Bifeng. The influence of key design parameters on the aerodynamic performance of cycloidal rotors[J]. Journal of Aerospace Power, 2015,30(2):297-305.
- [6] HU Y, LIM K, HU W. The research on the performance of cyclogyro[C]//Proceedings of 6th AIAA Aviation Technology, Integration and Operations Conference (ATIO). [S.l.]:AIAA, 2006:7704.
- [7] BENEDICT M, RAMASAMY M, CHOPRA I, et al. Performance of a cycloidal rotor concept for micro air vehicle applications[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2010, 55(2):22002.
- [8] MCNABB M L. Development of a cycloidal propulsion computer model and comparison with experiment [D]. Mississippi: Mississippi State University, 2001.
- [9] 韩毅,淡勇, SITARAMAN J,等.双致动盘多流管修正模型在直叶片垂直轴风力机气动计算中的应用[J].机械科学与技术,2014,33(11):1748-1752.
- HAN Yi, DAN Yong, SITARAMAN J, et al. Application of double actuated disk multi flow tube correction model in aerodynamic calculation of vertical axis wind turbine [J]. Mechanical Science and Technology, 2014, 33 (11):1748-1752.
- [10] NORTON R L. Design of machinery [M]. [S.l.]: Magraw-Hill College, 2007:154-159.
- [11] 沈元,肖天航,李正洲,等.微小型摆线桨气动特性数值研究[J].航空科学技术,2015(11):56-66.
- SHEN Yuan, XIAO Tianhang, LI Zhengzhou, et al. Numerical study on aerodynamic characteristics of microcycloid paddles[J]. Aeronautical Science and Technology, 2015(11):56-66.
- [12] SIEGEL S, SEIDEL J, COHEN K, et al. A cycloidal rotor using dynamic lift [C]//Proceedings of the 37th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit. [S.l.]:AIAA, 2007: 4232.
- [13] GARRICK I E. Propulsion of a flapping and oscillating airfoil[J]. Journal of the Franklin Institute, 1937, 223(3):402.
- [14] KIM S, YUN C Y, KIM D, et al. Design and performance tests of cycloidal propulsion systems[C]//Proceedings of the 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Norfolk, Virginia: AIAA, 2003.
- [15] SIROHI J, PARSONS E, CHOPRA I. Hover performance of a cycloidal rotor for a micro air vehicle [J]. Journal of the American Helicopter Society, 2007, 52 (3):263-279.
- [16] HWANG I S, HWANG C S, MIN S Y, et al. Design and testing of VTOL UAV cyclocopter with 4 rotors[C]//Proceedings of AHS International 62nd Annual Forum. Phoenix, AZ, USA: AHS, 2006.
- [17] KELLEN A J, BENEDICT M. Performance measurements of UAV-Scale cycloidal rotor[C]//Proceedings of the AHS International 73rd Annual Forum & Technology Display. Fort Worth, Texas, USA: AHS, 2017.

(编辑:孙静)