

悬停状态剪刀式尾桨气动/噪声特性优化分析

陈丝雨¹, 招启军¹, 范俊², 朱正¹

(1. 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);
2. 中国人民解放军 陆军航空兵研究所, 北京 101121)

摘 要: 建立了一套基于 CFD(computational fluid dynamics)方法和 FW-H(Ffowcs Williams-Hawkins)方程的剪刀式尾桨气动噪声预估技术和组合优化算法的尾桨外形参数设计方法。基于嵌套网格方法采用雷诺平均 Navier-Stokes(RANS)方程作为尾桨流场求解控制方程,采用了一套适用于剪刀式尾桨悬停气动特性模拟的高效 CFD 方法。在流场分析的基础上,采用 FW-H 方程预测剪刀式尾桨在典型观察位置处的气动噪声。分别在控制总距以及控制拉力系数不变的情况下,以提高尾桨悬停效率同时降低气动噪声为目标,对剪刀式尾桨的剪刀角和轴间距两个主要外形参数进行优化设计。将基于拉丁超立方(LHS)方法和径向基函数(RBF)的代理模型方法与遗传算法过程相结合,建立了一种有效的组合优化算法。结果表明:剪刀角和轴间距的不同组合可以通过削弱桨-涡干扰现象从而实现降低旋翼桨-涡干扰噪声的目的。在当前的计算状态下,优化得到的剪刀式尾桨的悬停效率比常规尾桨高 16%,其平均声压级比常规尾桨降低了 2.3 dB。

关 键 词: 尾桨; Navier-Stokes 方程; FW-H 方程; 气动噪声; 代理模型; 遗传算法

中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A

Optimization analysis for aerodynamic noise characteristics of scissors tail rotor in hover

CHEN Siyu¹, ZHAO Qijun¹, FAN Jun², ZHU Zheng¹

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Army Aviation Research Institute,
the Chinese People's Liberation Army, Beijing 101121, China)

Abstract: A structure parametric design method of scissors tail rotor was established, in combination with areodynamic noise prediction technique based on CFD (computational fluid dynamics) /FW-H (Ffowcs Williams-Hawkings) equations and combinatorial optimization algorithm. The embedded grid method was developed to predict the flowfield of scissor tail rotor in steady flow. Based on the Navier-Stokes (RANS) equations, a high-efficiency CFD simulation method was adopted for aerodynamic characteristics prediction of scissor tail rotor in hover. Based on the previous flowfield calculations, FW-H equations was established to predict the aerodynamic noise of scissor tail rotors. Then, to improve the hover efficiency and reduce the aerodynamic noise, optimization design for structural parameters of scissor tail rotor (scissors angle and shaft spacing) with constant thrust coefficient and constant

收稿日期:2018-07-31
基金项目:国家自然科学基金(11272150,11572156); 江苏省普通高校研究生科研创新计划项目(KYLX15_0250)
作者简介:陈丝雨(1992—),女,博士生,主要从事旋翼气动噪声计算。

引用格式:陈丝雨,招启军,范俊,等. 悬停状态剪刀式尾桨气动/噪声特性优化分析[J]. 航空动力学报,2019,34(5):1050-1060.
CHEN Siyu,ZHAO Qijun,FAN Jun,et al. Optimization analysis for aerodynamic noise characteristics of scissors tail rotor in hover[J]. Journal of Aerospace Power,2019,34(5):1050-1060.

pitch was conducted respectively. The genetic algorithm and surrogated model based on latin hypercube sampling (LHS) design and radial basis function (RBF) were combined as a hybrid optimization technique. The noise reduction mechanism of the tail rotor was obtained by these results. And the results show that, different combinations of scissors angle and shaft spacing can reduce the blade-vortex interaction phenomenon to cut down rotor blade-vortex interaction noise. Under the current calculation state, compared with conventional rail rotor, the hover efficiency of the optimized tail rotor increased by 16%, and the average sound pressure level decreased by 2.3 dB.

Key words: tail rotor; Navier-Stokes equation; FW-H equation; aerodynamic noise; surrogated model; genetic algorithm

尾桨是单旋翼带尾桨式直升机的关键部件之一^[1]。与常规尾桨相比,剪刀式尾桨具备独特的降噪能力,可以在一定程度上降低直升机的可探测性,具有较高的理论研究价值。

剪刀式尾桨和常规尾桨的主要区别在于构型不同,而构型上的差异导致剪刀式尾桨所处的流场相比传统尾桨更为复杂。主要原因如下:①剪刀式尾桨由上下两幅桨叶垂直布局,轴间距的存在会引起严重的桨-涡干扰现象。②非等距角的水平分布使相邻的两片桨叶间距离较小,桨叶间的气动干扰更为复杂^[2]。并且如何模拟复杂的桨/涡和涡/涡干扰成为了剪刀式尾桨气动/噪声特性研究的主要难点。

目前,国内外在剪刀式尾桨的气动/噪声特性分析方面开展了部分理论和试验研究工作。在试验方面,1996年,Rozhdestensky^[3]对分别带有常规尾桨和剪刀式尾桨的 Mi-28 直升机进行了噪声试验研究,结果表明带有剪刀式尾桨的 Mi-28 机型噪声明显更低。2002年,NASA 针对非等间距桨叶布置对旋翼噪声的影响开展了试验研究^[4],但该试验的局限是其使用的试验模型是旋翼模型,没有考虑轴间距的影响,不能够获得剪刀式尾桨对噪声特性的影响规律。2015年,南京航空航天大学的徐国华等^[5]通过风洞试验研究证实剪刀式尾桨的噪声特性取决于剪刀角和轴间距两者的综合影响,剪刀式尾桨的噪声并不一定比常规尾桨低。在数值模拟方面,Brentner 等^[6]最先提出选用升力线模型对非等间距旋翼的流场和声场进行了数值模拟。徐国华等^[5]选用自由尾迹法对不同构型的剪刀式尾桨进行了气动性能分析,并认为 L 构型尾桨的综合性能相比 U 构型尾桨更好。但是由于这两种方法各自具有一定的局限性,难以模拟桨叶间复杂的气动干扰,不能精准获得尾桨表面载荷,从而对噪声计算精度产生一定影响。

近期,朱正和樊枫等^[7-9]采用 CFD(computational fluid dynamics)方法和 FW-H(Ffowcs Williams-Hawkings)方法获得了剪刀式尾桨的流场/声场模拟结果,研究表明 L 构型剪刀式尾桨的气动和噪声特性总体上优于 U 构型。

在剪刀式尾桨的研究方面,以往主要采用试验方法,进行数值模拟时采用的算法精度有限,并且目前研究内容多局限于对其外形参数的气动/噪声特性的影响分析。鉴于此,本文基于 CFD/FW-H 方法,建立了适合于悬停状态下剪刀式尾桨流场和声场分析的高精度数值模拟方法。通过对比 Helishape 7A 和 UH-1H 模型旋翼流场/声场的数值模拟结果和试验数据,检验 CFD/FW-H 方法在气动/噪声估算中的有效性。然后,着重开展对剪刀式尾桨外形参数的多目标优化设计研究。采用耦合遗传算法的 PermGA LHS(latin hypercube sampling with permutaion genetic algorithm)试验设计方法生成计算样本点。并且为降低样本点的计算成本,提高优化效率,在 CFD 程序中采用 LU-SGS(lower-upper symmetric Gauss-Seidel)隐式推进格式以及 MPI(message-passing-interface)并行技术,缩短样本点目标函数值的获取时间。在总距不变以及拉力系数不变的情况下,分别基于代理模型方法获得了气动/噪声特性均较好的剪刀式尾桨构型。最后,将优化得到的剪刀式尾桨与常规尾桨进行了比较,分析了剪刀式尾桨的降噪机理,获得了一些有意义的结论。

1 数值计算方法

1.1 流场求解方法

本文发展了一套适用于剪刀式尾桨定常状态下气动特性模拟的运动嵌套网格方法,并以此开展剪刀式尾桨外形参数的优化设计研究。

相比于常规旋翼和常规尾桨,剪刀式尾桨相邻桨叶根部之间的距离较近,导致根部段网格较容易发生重叠。为避免网格重叠对流场信息交换带来的不利影响,本文采用了一种类似纺锤体外形的桨叶网格。考虑到剪刀式尾桨的中心对称性,引入周期性边界条件,采用半圆柱型结构网格作为背景网格。图 1 给出了嵌套网格系统示意图。

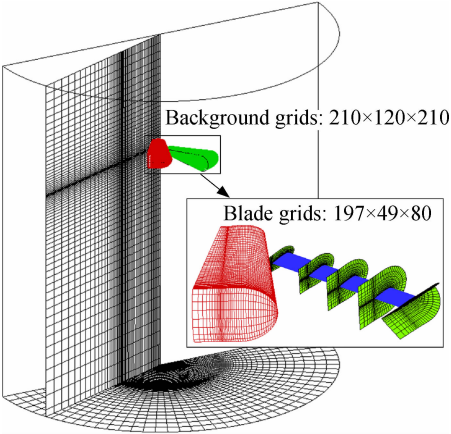


图 1 嵌套网格系统示意图

Fig. 1 Schematic of embedded grid system

悬停状态计算时,采用雷诺平均 N-S(RANS)方程

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{W} dV + \iint_S (\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v) \mathbf{n} dS = \iiint_V \mathbf{Q} dV \quad (1)$$

式中向量 $\mathbf{W}$ 为守恒变量, $\mathbf{Q}$ 为由旋转带来的源项, $\mathbf{F}_c$ 和 $\mathbf{F}_v$ 分别为无黏通量和黏性通量。

本文旋翼流场的模拟采用直升机旋翼动力学国家级重点实验室编制的 CLORNS 代码^[10-12]。由于优化设计过程中需要多次调用 CFD 流场计算程序^[13-15],为了提高计算速度,本文采用隐式 LU-SGS 格式^[16]。相比于显式格式,隐式格式中时间步长较大,收敛步数较少,可有效节约计算时间。

1.2 气动噪声计算方法

在剪刀式尾桨气动噪声预测方面,本文采用 Farassat 1A 公式^[17]

$$p' = p'_t + p'_i \quad (2)$$

式中

$$4\pi p'_t = \int \left[\frac{\rho_0 (\dot{\mathbf{U}}\hat{\mathbf{n}} + \mathbf{U}\dot{\hat{\mathbf{n}}})}{r(1 - \mathbf{Ma}\hat{\mathbf{r}})^2} \right]_{\text{ret}} ds + \int \left\{ \frac{\rho_0 \mathbf{U}\hat{\mathbf{n}} [r\mathbf{Ma}\hat{\mathbf{r}} + a_0(\mathbf{Ma}\hat{\mathbf{r}} - \mathbf{MaMa})]}{r^2(1 - \mathbf{Ma}\hat{\mathbf{r}})^3} \right\}_{\text{ret}} ds$$

$$4\pi p'_i = \frac{1}{a_0} \int \left[\frac{\dot{\mathbf{L}}\hat{\mathbf{r}}}{r(1 - \mathbf{Ma}\hat{\mathbf{r}})^2} \right]_{\text{ret}} ds + \int \left[\frac{\mathbf{L}\hat{\mathbf{r}} - \mathbf{L}\mathbf{Ma}\hat{\mathbf{r}}}{r(1 - \mathbf{Ma}\hat{\mathbf{r}})^2} \right]_{\text{ret}} ds + \frac{1}{a_0} \int \left\{ \frac{\mathbf{L}\hat{\mathbf{r}} [r\mathbf{Ma}\hat{\mathbf{r}} + a_0(\mathbf{Ma}\hat{\mathbf{r}} - \mathbf{MaMa})]}{r^2(1 - \mathbf{Ma}\hat{\mathbf{r}})^3} \right\}_{\text{ret}} ds$$

式中 p' 、 p'_t 、 p'_i 分别为总声压、厚度噪声声压、载荷噪声声压; ρ_0 、 a_0 分别为未扰动介质中的密度和声速;上标“ $\cdot$ ”表示对时间的导数,下标“ret”表示延迟时间;矢量 $\hat{\mathbf{r}}$ 、 $\hat{\mathbf{n}}$ 和 $\mathbf{Ma}$ 分别为从声源面指向观察点的单位距离矢量、声源面单位法向矢量和声源面运动马赫数矢量;标量 r 和 s 分别为声源面到观察点的距离和声源面表面积;矢量 $\mathbf{U}$ 为声源积分面运动速度; $\mathbf{L} = l\hat{\mathbf{n}}$, 其中 l 为声源积分面表面载荷。

由于剪刀式尾桨桨叶之间并不是等间距分布,且存在一定的轴间距,无法直接应用常规尾桨噪声计算程序。为此,本文基于 Farassat 1A 公式发展了一套适用于任意剪刀角、轴间距组合的剪刀式尾桨噪声计算程序。

1.3 数值计算方法验证

在本文建立的剪刀式尾桨计算程序中,将剪刀角设置为 90° ,轴间距设置为 0 m,即可通过该程序进行常规旋翼流场模拟。图 2 给出了 Helishape 7A 旋翼^[18]气动特性的计算值与试验值的对比情况,图中 η 为悬停效率, C_T 为拉力系数, Ma_h 为悬停马赫数。

由于尾桨悬停状态气动噪声的试验数据较少,为验证气动噪声的计算精度,图 3 给出了利用

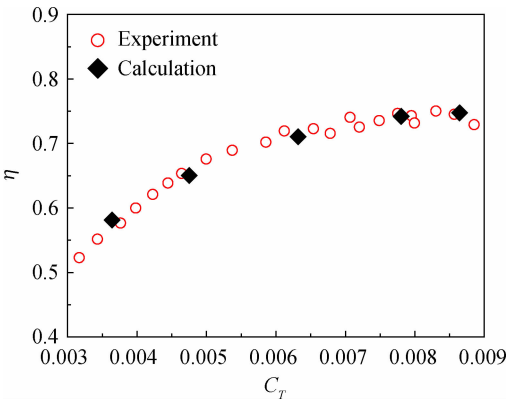


图 2 Helishape 7A 旋翼气动特性的计算值与试验值对比 ($Ma_h=0.662$)

Fig. 2 Comparison of aerodynamic characteristics of Helishape 7A rotor between numerical results and experimental data ($Ma_h=0.662$)

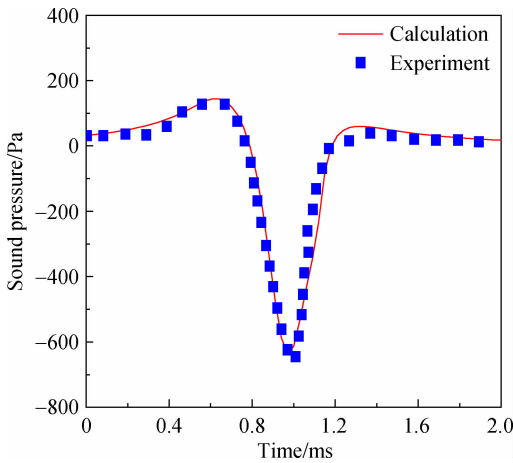


图 3 UH-1H 模型旋翼噪声声压计算值与试验值对比
Fig. 3 Comparison of sound pressure of UH-1H rotor model between numerical results and experimental data

本文方法得到的 UH-1H 模型旋翼噪声计算值与试验值的对比^[19]。计算状态为:桨尖马赫数为 0.88,观察位置为距桨毂中心 1.78R(R 为尾桨半径)。可以看出,本文的 CFD/FW-H 方法可以有效地预测旋翼声压时间历程的相位和幅值。

2 优化设计方案

2.1 优化算法

用于计算剪刀式尾桨气动和噪声特性的 CFD 方法计算代价较大,而代理模型方法是利用离散数据来拟合设计空间内响应值的数学模型,可较大程度减小计算量。通过对拟合出来的响应值空间进行循环搜索可获得 Pareto 较优解,再通过加权法获得满足当前需求的满意解。具体步骤如下:

步骤 1 采用改进的 PermGA LHS 方法作为试验设计方法,使样本点分布更为均匀。通过 PermGA LHS 方法确立一组样本点 $X^i = \{x_1, x_2, \dots, x_m\} (i=1, \dots, n)$, 其中 m 为变量数, n 为样本点个数,然后通过本文建立的数值方法计算样本点的响应,得到 $Y^i = \{y_1, y_2, \dots, y_m\} (i=1, \dots, k)$, 其中 k 为响应值个数。

步骤 2 采用径向基函数^[20]作为近似模型。以步骤 1 选取的样本点为基准,通过径向基函数来计算待测点 X 对应的响应值。 X 点的响应值计算公式如下:

$$f(x) = \sum_{i=1}^n w_i \phi(r^i) = \mathbf{w}^T \boldsymbol{\phi} \quad (3)$$

式中 $\mathbf{w} = \begin{bmatrix} w_1 \\ \vdots \\ w_n \end{bmatrix}$, $\boldsymbol{\phi} = \begin{bmatrix} \phi(r^1) \\ \vdots \\ \phi(r^n) \end{bmatrix}$, w_i 为权系数, $\phi(r)$

为径向函数, r^i 是待测点 X 与样本点 X^i 之间的欧氏距离。径向基函数采用 MultiQuadric 函数, 其形式如下:

$$\phi(r) = \sqrt{(r^2 + c^2)} \quad (4)$$

式中 c 为小量常数,通常取 $c=0.0001$ 。

$$f(x^j) = y^j \quad (j = 1, \dots, n) \quad (5)$$

代入前式可得到

$$\boldsymbol{\phi} \mathbf{w} = \mathbf{Y} \quad (6)$$

式中矩阵 $\boldsymbol{\phi} = [\phi_{ij}] = [\phi(\|x^i - x^j\|)]$, $\mathbf{Y} = [Y^1, Y^2, \dots, Y^n]^T$, $Y^i = \{y_1, y_2, \dots, y_m\} (i=1, \dots, k)$ 。因此可得 $\mathbf{w} = \boldsymbol{\phi}^{-1} \mathbf{Y}$ 。

步骤 3 求出 Pareto 较优解集范围,即 Pareto 较优解集。假设样本点个数为 n' ,响应值矩阵为 $\mathbf{Y} = [Y^1, Y^2, \dots, Y^{n'}]^T$, $Y^i = \{y_1^i, y_2^i, \dots, y_k^i\} (i=1, \dots, n')$ 。对样本点空间进行循环搜索,对于样本点 X^i ,如果存在样本点 X^j ,使得其目标函数 Y^j 全部优于 Y^i ,即

$$\begin{cases} y_1^j > y_1^i \\ y_2^j > y_2^i \\ \dots \\ y_m^j > y_m^i \end{cases} \quad \text{其中 } j = 1, \dots, n'; j \neq i$$

则对样本点 X^i 进行标记。搜索结束之后没有被标记的样本点就是 Pareto 较优解集。符号“>”代表左边比右边更优。

步骤 4 通过加权方法将多目标转化为单目标从而获得满意解。假设 Pareto 最优解集中样本点个数为 n ,样本点 X^i 目标函数 $Y^i = \{y_1^i, y_2^i, \dots, y_k^i\} (i=1, \dots, n)$ 。Pareto 最优解集中目标函数 $y_j (j=1, \dots, k)$ 的最优值和最劣值分别为 $y_j^{\max}$ 和 $y_j^{\min}$,则对于目标函数值为 y_j^i 来说,将其无因次化为 $g(y_j^i) = (y_j^i - y_j^{\min}) / (y_j^{\max} - y_j^{\min})$ 。定义新的目标函数 $P = [P^1, P^2, \dots, P^n]$, $P^i = \sum_{j=1}^k \alpha^j g(y_j^i)$, 其中 α^j 为权重系数。

2.2 设计状态和优化目标

为了提高优化效率,结合目前已有的研究成果,本文选用气动/噪声性能更优的 L 构型剪刀式尾桨作为优化对象。计算模型参数及计算状态如表 1 所示。

观察点位置如图 4 所示。通过本文建立的 CFD 程序计算可得,常规尾桨的悬停效率 $\eta = 0.6044$,在图 4 所示的三个观察点的噪声平均声压级 $L_{sp} = 109.44 \text{ dB}$,拉力系数 $C_T = 0.00899$ 。

本文的设计变量有两个,即剪刀角 θ 和轴间

距 h , 两者的定义如图 5 所示。变量空间范围分别为: $\theta \in [20^\circ, 90^\circ], h \in [0, 0.3R]$ 。

表 1 剪刀式尾桨计算模型及计算状态参数

Table 1 Calculating model and state parameters of scissor tail rotor			
参数	数值及说明	参数	数值及说明
桨叶片数	4	尾桨半径/m	1.35
展弦比	0.613	翼型	NACA 0012
扭转角/(°)	-10	桨叶形状	矩形
悬停马赫数	0.65	总距/(°)	10

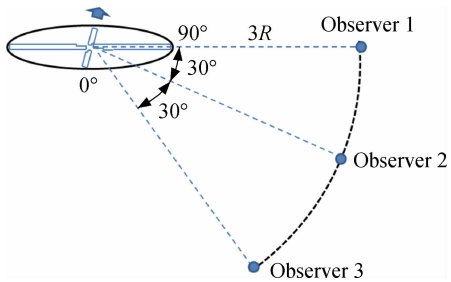


图 4 观察点位置示意图

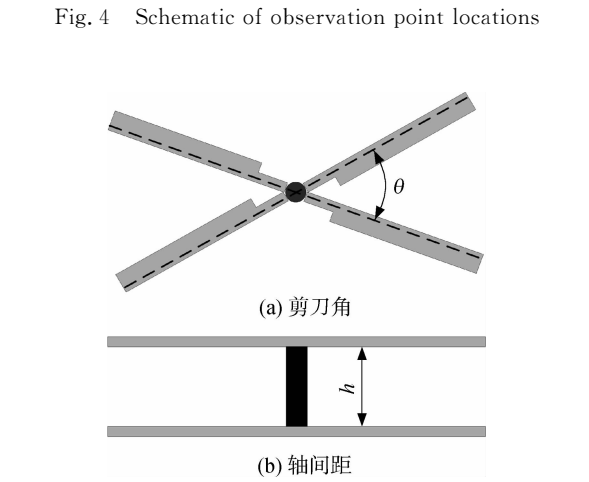


图 5 剪刀式尾桨外形参数示意图

Fig. 5 Schematic of configuration parameters of scissor tail rotor

拉力系数为约束函数, 悬停效率和噪声平均声压级为目标函数。三个响应值的计算公式如下:

$$C_T = C_T^{up} + C_T^{low}$$
$$C_Q = C_Q^{up} + C_Q^{low}$$
$$\eta = C_T \sqrt{C_T} / C_Q$$
$$L_{sp} = \frac{1}{3} (L_{sp1} + L_{sp2} + L_{sp3})$$

(7)

式中 C_T^{up}/C_T^{low} 和 C_Q^{up}/C_Q^{low} 分别为上、下桨叶的拉力系数(C_T)和扭矩系数(C_Q)。 L_{sp1} 、 L_{sp2} 和 L_{sp3} 分

别为图 4 所示的三个观察点的声压级大小。优化变量参数和目标响应函数如下, 其中 t 为总距

Design variable: $x_1 \rightarrow \theta$

Design variable: $x_2 \rightarrow h$

Objective function: minimize L_{sp}

Objective function: maximum η

Constraint function: subject to t/C_T

3 计算结果与分析

3.1 在相同总距下的优化

为了避免因为总距变化引起的旋翼气动力的变化, 从而影响优化结果, 本文首先在总距不变的情况下, 对剪刀式尾桨外形参数进行多目标优化设计。图 6 给出了采用 PermGA LHS 试验设计方法获得的 150 个样本点分布。

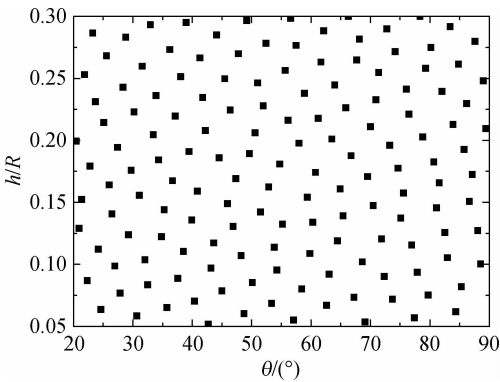
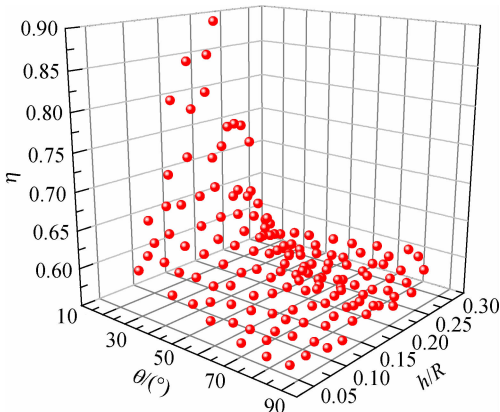


图 6 设计空间内的样本点

Fig. 6 Sample points in design space

图 7(a)、图 7(b)分别给出了 150 个样本点对应的两个目标函数值分布。图 8 给出了样本点目标函数空间分布。

图 9 给出了利用 RBF(径向基函数)代理模型拟合出的 10 000 个样本点的近似目标值空间



(a) 悬停效率

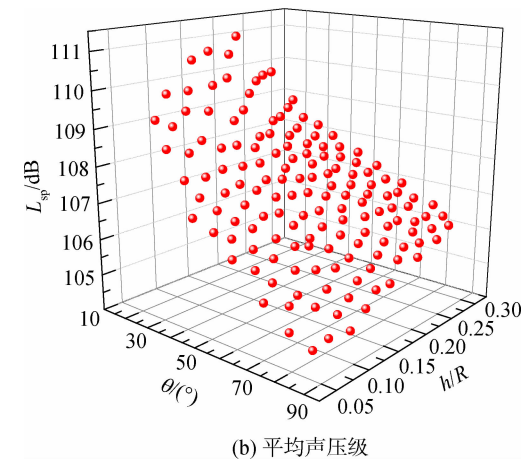


图 7 样本点目标函数值

Fig. 7 Objective function value of sample points

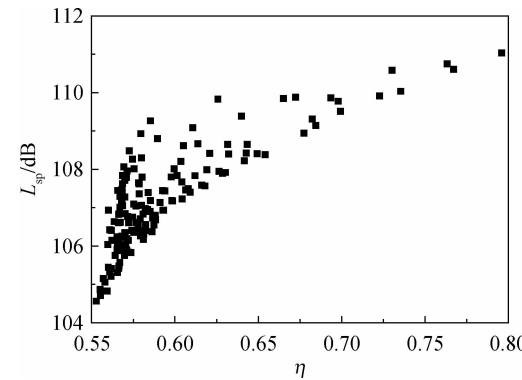


图 8 样本点目标函数空间分布

Fig. 8 Distribution of objective function value of sample points

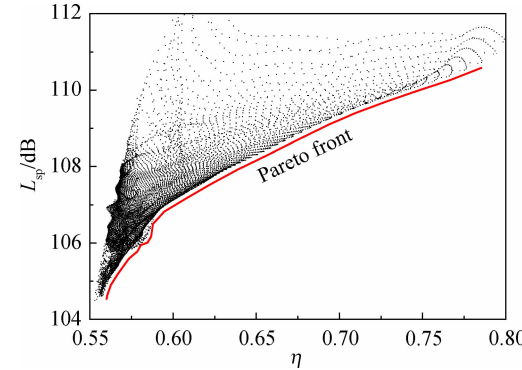


图 9 拟合出的样本点目标函数近似值分布

Fig. 9 Distribution of approximate objective function values of fitted sample points

分布,从图中可以较为清晰地看出,大多数样本点都集中在图中左下角区域,说明较多剪刀式尾桨构型呈现出低噪声、低悬停效率性能。因此,对剪刀式尾桨的重要参数进行优化,获得气动性能和噪声特性均优的剪刀式尾桨构型是非常有必

要的。

图 10 给出了 Pareto 前沿较优解集。在整个样本空间内,不存在比 Pareto 前沿上的样本点的两个目标函数值同时更优的解。因此,在该计算状态下,针对不同的优化要求,可以从该解集内确定相对最优的尾桨外形参数。为保证气动性能,仅保留 Pareto 前沿中比常规尾桨悬停效率更高的样本点。图 11 给出了该解集内样本点所对应的变量空间。从变量空间的范围来看,Pareto 较优解的轴间距范围为 $0.13R \sim 0.2R$,剪刀角范围为 $25^{\circ} \sim 56^{\circ}$ 。

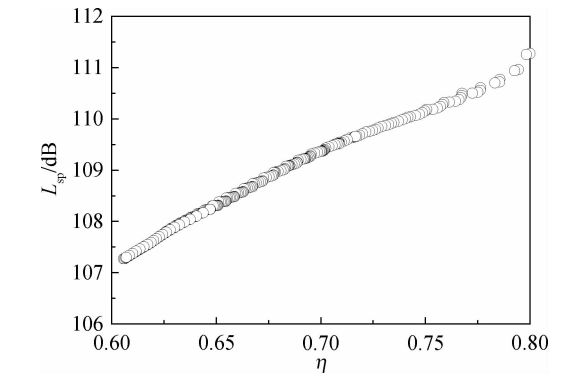


图 10 Pareto 前沿解集

Fig. 10 Solution set of Pareto front

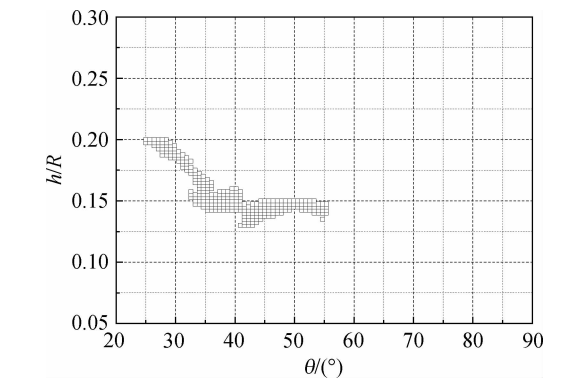


图 11 Pareto 前沿中的样本点对应的变量空间

Fig. 11 Variable space of sample points in Pareto front

Pareto 较优解中悬停效率的最大值和最小值为 0.800 和 0.606 ,平均声压级的最大值和最小值为 111.28 dB 和 107.27 dB 。在较优解中筛选出平均声压级较常规尾桨降低 2 dB 以上 ($L_{sp} < 107.44\text{ dB}$),并且该范围内悬停效率最高的构型 1,以及悬停效率较常规尾桨提高 10% 以上 ($\eta > 0.6648$),并且该范围内平均声压级最低的构型 2。最终得到的尾桨外形参数分别是剪刀角为 47.6° ,轴间距为 $0.145R$ 和剪刀角为 33.11° 、轴间

距为 $0.142R$ 。

表 2 分别给出了通过 RBF 代理模型和 CFD 方法得出的结果对比。可以看出本文建立的代理模型可以比较准确地预测不同构型剪刀式尾桨的气动/噪声特性。相比于常规尾桨构型,优化尾桨构型 1 的悬停效率提高了 3.1% ,噪声平均声压级降低了 2.1 dB ,优化尾桨构型 2 的悬停效率提高了 10.4% ,噪声平均声压级降低了 0.76 dB 。

表 2 优化尾桨构型的目标函数值

Table 2 Objective functions of optimized tail rotor				
构型	参数	CFD	RBF	误差/ $\%$
1	η	0.618	0.623	0.81
	L_{sp}	107.13	107.43	0.34
	C_T	0.00856	0.00857	0.12
2	η	0.662	0.667	0.75
	L_{sp}	108.91	108.68	0.21
	C_T	0.00862	0.00864	0.23

根据不同的优化要求可以在 Pareto 前沿上选取不同的样本点,得到最终优化后的剪刀式尾桨构型。最终得到的构型都能够满足比常规尾桨的悬停效率更高,平均声压级更低。但是,从上面的表格中可以发现,部分优化构型的拉力系数反而相比常规尾桨的拉力系数($C_T=0.00899$)有所降低。因此,后文在保证拉力系数相同的情况下,进一步对剪刀式尾桨的构型进行优化研究。

3.2 在相同拉力下的优化

首先,针对图 6 中的 150 个样本点算例,分别调整总距进行多次流场计算,再通过对总距进行插值,保证输入插值总距后得到的拉力系数不发生改变,与常规尾桨拉力系数值相同($C_T=0.00899$)。图 12 给出了拉力系数一致情况下的样本点目标函数空间分布。图 13 给出了通过 RBF 代理模型拟合出的 10 000 个样本点的近似目标值空间分布。图 14 给出了 Pareto 前沿中比常规尾桨悬停效率更高的样本点解集。可以看出 Pareto 较优解中悬停效率的变化范围为 $0.60\sim 0.76$,平均声压级的变化范围为 $106.58\sim 108.78\text{ dB}$ 。与之前的优化结果相比,前沿点的平均悬停效率没有明显的变化,而平均声压级降低了 2.1 dB ,整体优化结果更优。图 15 给出了该解集所对应的变量空间。从变量空间的范围来看,保证拉力系数一定的情况下,Pareto 较优解的轴间距

范围为 $0.132R\sim 0.156R$ (R 为尾桨半径),剪刀角范围为 $31.9^\circ\sim 53.3^\circ$ 。和之前优化的结果相比,在控制拉力系数不变的情况下,优化出的变量

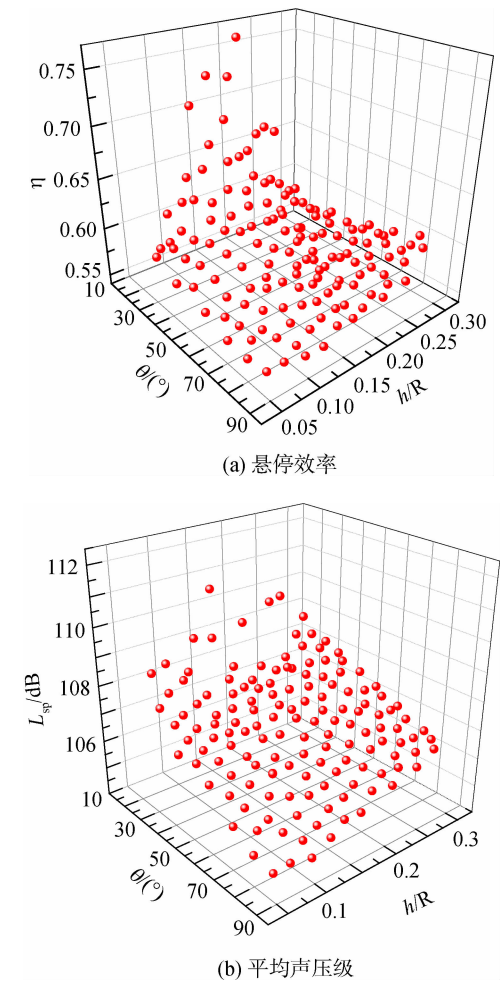


图 12 样本点目标函数值($C_T=0.00899$)
Fig. 12 Objective function value of sample points ($C_T=0.00899$)

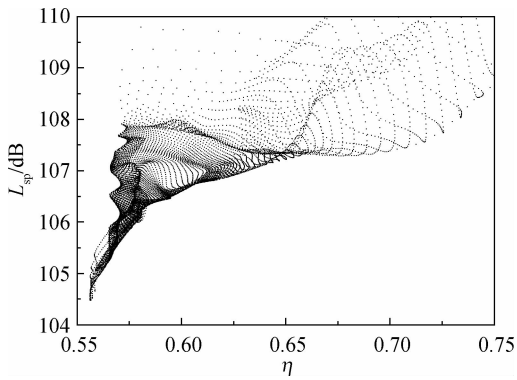


图 13 拟合出的样本点目标函数近似值分布 ($C_T=0.00899$)
Fig. 13 Distribution of approximate objective function values of fitted sample points ($C_T=0.00899$)

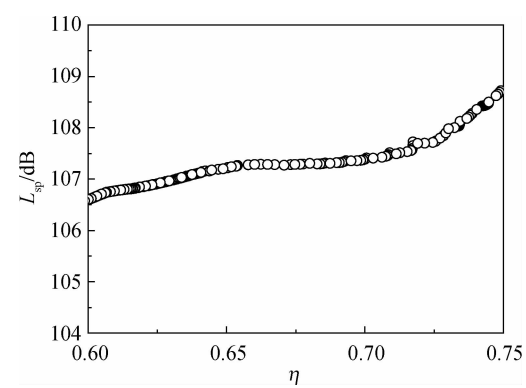


图 14 Pareto 前沿解集($C_T=0.00899$)

Fig. 14 Solution set of Pareto front ($C_T=0.00899$)

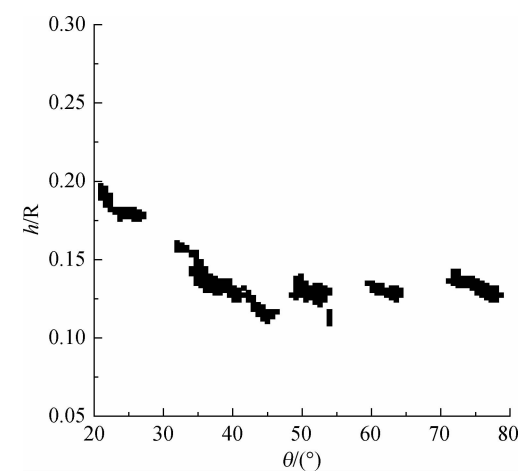


图 15 Pareto 前沿中的样本点对应的变量空间($C_T=0.00899$)

Fig. 15 Variable space of sample points in Pareto front ($C_T=0.00899$)

空间范围有所减小。

采用 3.1 节中筛选样本点的方法,得到的尾桨外形参数分别是剪刀角为 24.43° 、轴间距为 $0.181R$ 和剪刀角为 25.12° 、轴间距为 $0.17R$ 。为进一步对比拉力系数对优化结果的影响,表 3 给出了保证拉力系数不变情况下,得到的两个优化构型目标函数值和 CFD 计算值的对比结果。通过对比表 2 和表 3 中的数据可以发现,相比之前的优化结果,在保持拉力系数不变的情况下,得到的两个优化剪刀式尾桨构型的气动性能更好,噪声平均声压级也更低,并且避免了优化设计中因改变外形参数而引起拉力系数的降低,整体优化效果更好。

3.3 优化尾桨与常规尾桨对比分析

综合比较构型 1 和构型 2 的悬停效率和平均声压级,本文选取构型 2 作为剪刀式尾桨最终优

表 3 总距一定情况下优化尾桨构型的目标函数值对比

Table 3 Comparisons of objective functions of different optimized tail rotors with constant pitch

构型	参数	CFD	RBF	误差/%
1	η	0.676	0.673	0.4
	L_{sp}	107.04	107.01	0.2
	C_T	0.00899	0.00899	0
2	η	0.707	0.701	0.8
	L_{sp}	107.28	107.12	0.5
	C_T	0.00899	0.00899	0

化构型。相比于常规尾桨,优化尾桨的悬停效率提高 16%,噪声平均声压级降低 2.3 dB。图 16 (a)和图 16(b)分别给出了优化尾桨构型 2 和常规尾桨的涡量分布情况,可以看到本文建立的流场模拟方法可以较好地捕捉桨尖涡的运动情况以及桨-涡碰撞细节。

从图 16(a)中可以看出,常规尾桨的每片桨叶与上一片桨叶拖出的桨尖涡发生了明显干扰,因此每片桨叶拖出的桨尖涡运动距离较短。而从图 16(b)中可以看出,优化的 L 构型尾桨的桨尖涡可以运动拖出较长距离。由此可见,剪刀角和轴间距的不同组合对于桨-涡干扰现象的削弱起到了一定效果,从而可以实现降低尾桨桨-涡干扰噪声的目的。

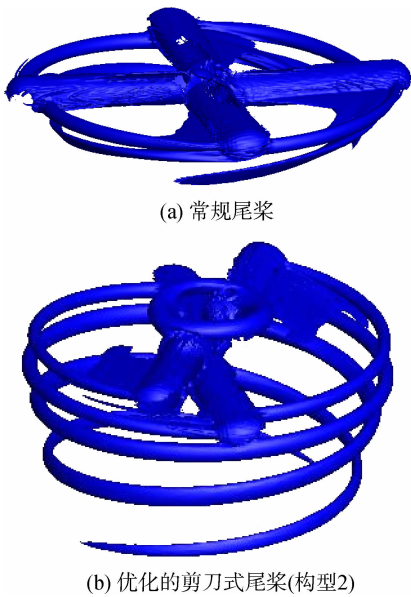


图 16 常规尾桨和优化尾桨涡量对比

Fig. 16 Comparison of vorticity distribution of conventional tail rotor and optimized tail rotor

图 17 给出了常规尾桨不同截面的涡量云图。三个截面分别对应的是前一片桨叶桨尖涡与后一片桨叶碰撞前、碰撞瞬间以及碰撞后的三个时刻。对比图中方框标注的涡量变化情况可以看出,在桨-涡干扰发生前,桨尖脱落涡的强度较大。随着涡龄角的增加,前一片桨叶脱落涡遇到后一片桨叶,此时会发生强烈的桨-涡干扰,导致桨尖涡破碎,涡的结构发生破坏。桨-涡碰撞后,涡强度迅速减弱,并且涡的范围有向流场扩散的趋势。桨尖涡的破碎和扩散对下洗流产生影响,从而对桨尖涡的运动形态产生了持续影响。

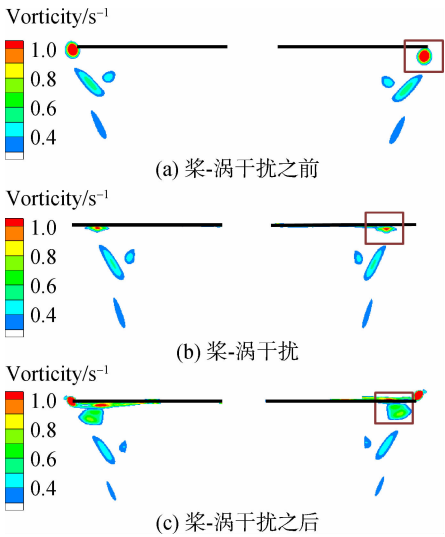


图 17 常规尾桨涡量云图

Fig. 17 Nephogram of vorticity distribution of conventional tail rotor

剪刀式尾桨不同于常规尾桨,剪刀角和轴间距的存在使得上下桨叶所处的气动环境具有明显差异。因此,为了便于分别研究上下桨叶的桨-涡干扰情况,图 18 将剪刀式尾桨的四片桨叶进行了标注(Up-1, Up-1, Low-1, Low-2),并给出了桨尖

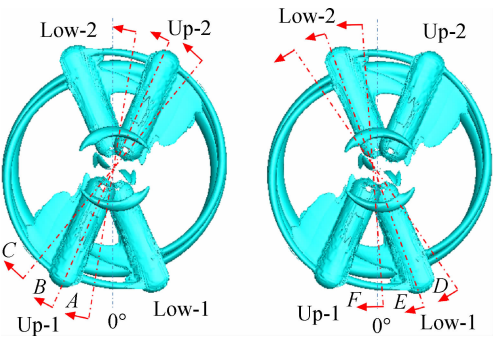


图 18 优化剪刀式尾桨截面示意图

Fig. 18 Schematic of sections of optimized scissor tail rotor

涡在与 Up-1 和 Low-1 两片桨叶碰撞前、碰撞时、碰撞后的截面位置示意图(截面 A~截面 F)。由于悬停是准定常状态,所以本文只选取上下桨叶中的各一片桨叶作为研究对象。

图 19 给出了优化剪刀式尾桨不同截面的涡量云图。其中,截面 A~截面 C 展示了桨尖涡与 Up-1 桨叶碰撞前后的涡量变化。通过对比可以看出,由于轴间距的存在,Up-1 桨叶不会与 Low-1 桨叶桨尖涡发生碰撞。随着涡龄角的增加,涡的强度在流场中逐渐减弱,涡的运动形态没有明显的变化。相比常规尾桨每片桨叶都发生严重的桨-干扰现象,剪刀式尾桨的上桨叶不受先行桨叶涡的影响,在一定程度上减弱了桨-涡干扰的发生,避免了由两片上桨叶产生的桨-涡干扰噪声。图 20 给出了上桨叶的涡量细节图,从图中可以清晰地看出,由于轴间距的存在,使得剪刀式尾桨的上桨叶不受桨-涡干扰影响。

图 19 中的截面 D~截面 F 展示了桨尖涡与

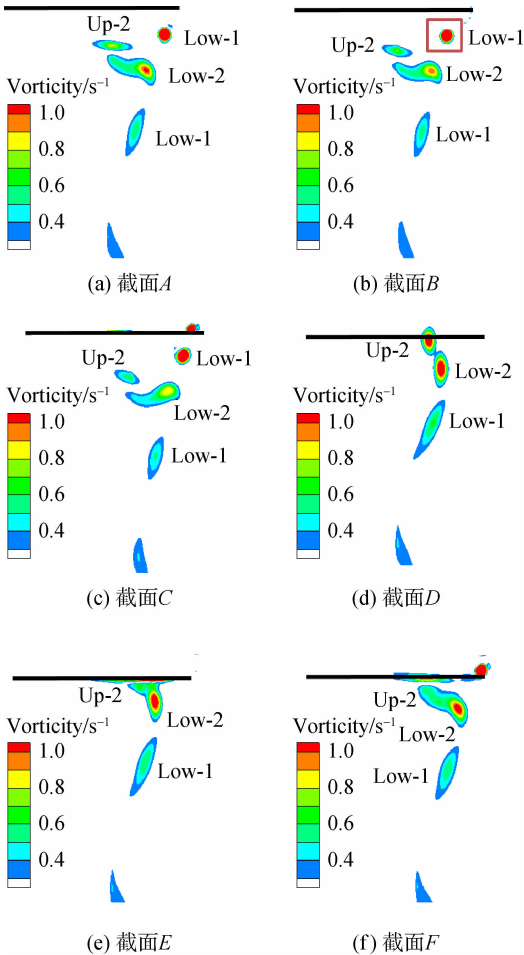


图 19 优化剪刀式尾桨涡量云图

Fig. 19 Nephogram of vorticity distribution of optimized tail rotor

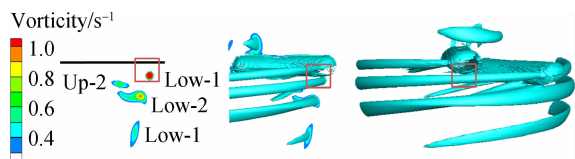


图20 上桨叶涡量细节图

Fig. 20 Details of vorticity distribution of upper blade

Low-1 桨叶碰撞前后的涡量变化。通过对比可以看出, L 构型尾桨的 Up-2 桨叶拖出的桨尖涡与 Low-1 桨叶发生碰撞, 在桨-涡碰撞瞬间, 桨尖涡发生破碎, 并且有扩散趋势, 与 Low-2 桨叶产生的桨尖涡发生融合。随着涡龄角的增加, 涡的强度在流场中逐渐减弱, 涡的运动形态发生明显的变化。相比常规尾桨而言, 轴间距的存在使得剪刀式尾桨的下桨叶受上桨叶桨尖涡的影响并没有那么严重, 下桨叶桨尖涡能够拖出更长的距离。

图 21 给出了常规尾桨和优化剪刀式尾桨在不同拉力状态下的悬停效率对比情况。对比可以发现, 在相同拉力情况下, 优化尾桨的悬停效率明显高于常规尾桨, 悬停性能更好。

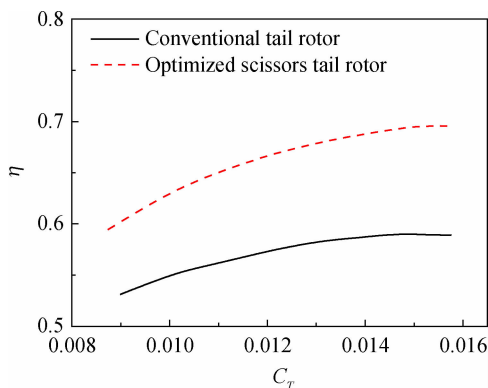


图21 常规尾桨和优化剪刀式尾桨的气动性能对比

Fig. 21 Comparison of aerodynamic performance of conventional tail rotor and optimized tail rotor

4 结 论

本文建立了一套基于 CFD/FW-H 气动噪声预估技术和优化算法的剪刀式尾桨构型设计方法, 并且开展了低噪声、高性能的剪刀式尾桨外形参数的优化工作。从计算结果分析可得出:

1) 基于代理模型的优化方法可以高效地进行剪刀式尾桨外形参数设计。相比于常规尾桨, 本文通过优化获得的剪刀式尾桨在气动性能和噪声特性方面均更优。在当前的计算状态下, 优化出来的剪刀式尾桨的悬停效率比常规尾桨高 16%, 其平均声压级比常规尾桨降低 2.3 dB; 在相

同拉力下, 优化的剪刀式尾桨悬停效率明显优于常规尾桨。

2) 常规尾桨每片桨叶都发生强烈的桨-涡干扰现象, 涡的破碎和扩散, 对下洗流产生影响, 从而对桨尖涡的运动形态产生持续影响。而 L 构型尾桨的上桨叶桨尖涡与下桨叶干扰之后强度迅速减弱直至消散, 下桨叶的桨尖涡受影响较小, 可以运动拖出较长距离。且由于轴间距的存在, 剪刀式尾桨的上桨叶不受前一片桨叶桨尖涡影响。相比常规尾桨, 剪刀式尾桨通过剪刀角和轴间距的不同组合可以削弱桨-涡干扰现象, 从而实现降低尾桨桨-涡干扰噪声的目的。

参考文献:

- [1] SONNEBORN W G O, DREES J M. The scissors rotor [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1975, 20 (3): 18-27.
- [2] XU Guohua, ZHAO Qijun, PENG Yanhui. Study on the induced velocity and noise characteristics of a scissors rotor [J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(3): 806-811.
- [3] ROZHDESTENSKY M G. Scissors rotor concept: new results obtained [C] // Proceedings of American Helicopter Society 52nd Annual Forum, Washington: American Helicopter Society, 1996: 1231-1241.
- [4] EDWARDS B D. Psychoacoustic testing of modulated blade spacing for main rotors [R]. NACA CR-2002-211651, 2002.
- [5] XU Guohua, WANG Shicun, ZHAO Jinggen. Experimental and analytical investigation on aerodynamic characteristics of helicopter scissors tail rotor [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2001, 14(4): 193-199.
- [6] BRENTNER K S, EDWARDS B D, RILEY R. Predicted noise for a main rotor with modulated blade spacing [J]. Journal of the American Helicopter Society, 2005, 50(1): 18-25.
- [7] ZHU Zheng, ZHAO Qijun. Numerical analyses for aerodynamic and noise characteristics of helicopter scissors tail rotor [C] // Proceedings of the 70th Annual Forum of the American Helicopter Society, Montreal, Canada: American Helicopter Society, 2014: 1186-1198.
- [8] 樊枫, 史勇杰, 徐国华. 剪刀式尾桨悬停状态气动力及噪声特性计算研究 [J]. 航空学报, 2013, 34(9): 2100-2109. FAN Feng, SHI Yongjie, XU Guohua. Computational research on aerodynamic and aeroacoustic characteristics of scissors tail-rotor in hover [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(9): 2100-2109. (in Chinese)
- [9] 朱正, 招启军, 王博. 剪刀式尾桨涡流干扰机理和气动特性研究 [J]. 力学学报, 2016, 48(4): 886-896. ZHU Zheng, ZHAO Qijun, WANG Bo. Studies on vortex interaction mechanism and aerodynamic [J]. Theoretical and Applied Mechanics, 2016, 48(4): 886-896. (in Chinese)

[10] ZHAO Qijun, XU Guohua, ZHAO Jinggen. New hybrid method for predicting the flowfields of helicopter rotors [J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(2): 372-380.

[11] ZHAO Qijun, ZHAO Guoqing, WANG Bo, et al. Robust Navier-Stokes method for predicting unsteady flowfield and aerodynamic characteristics of helicopter rotor [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(2): 214-224.

[12] ZHAO Qijun, XU Guohua, ZHAO Jinggen. Numerical simulations of the unsteady flowfield of helicopter rotors on moving embedded grids [J]. Aerospace Science and Technology, 2005, 9(2): 117-124.

[13] ROE P L. Approximate riemann solvers, parameter vectors and difference schemes [J]. Journal of Computational Physics, 1981, 43(2): 357-372.

[14] VAN LEER B. Towards the ultimate conservative difference scheme; a second-order sequel to Godunov's method [J]. Journal of Computational Physics, 1979, 32(1): 101-136.

[15] HARTEN A, HYMAN J M. Self adjusting grid methods for one-dimensional hyperbolic conservation laws [J]. Journal of Computational Physics, 1983, 50(2): 235-269.

[16] LUO H, BAUM J D, LÖHNER R. A fast, matrix-free implicit method for compressible flows on unstructured grids [J]. Journal of Computational Physics, 1998, 146(2): 664-690.

[17] FARASSAT F. Linear acoustic formulas for calculation of rotating blade noise [J]. AIAA Journal, 1981, 19(9): 1122-1130.

[18] POMIN H, WAGNER S. Navier-Stokes analysis of helicopter rotor aerodynamics in hover and forward flight [J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(5): 813-821.

[19] PURCELL T W. CFD and transonic helicopter sound [R]. Milan Italy: Fourteenth European Rotorcraft Forum, 1988.

[20] QUEIPO N V, HAFTKA R T, SHYY W. Surrogate-based analysis and optimization [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2005, 41(1): 1-28.

(编辑:陈 越)