

旋翼几何参数对共轴双旋翼悬停性能的影响

王 强¹, 陈 铭¹, 王保兵¹, 苏兵兵²

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191;

2. 中国航空工业集团公司 中国直升机设计研究所
旋翼动力学重点实验室, 江西 景德镇 333001)

摘 要: 为研究旋翼几何参数对共轴双旋翼悬停性能的影响,建立了基于自由尾迹法和 2 阶升力线法的共轴双旋翼气动模型,分别计算和分析了共轴双旋翼的旋翼翼型、上下旋翼半径之比、上下旋翼间距、桨叶扭转角以及桨叶尖削比等参数对共轴双旋翼悬停性能的影响,最后基于分析结果综合优化了悬停状态下各旋翼的几何参数.结果表明:旋翼翼型、上下旋翼间距、桨叶扭转角以及桨叶尖削比对共轴双旋翼悬停性能有一定的影响,上下旋翼间距对其影响较小,综合优化旋翼在拉力系数为 0.01 时与基准旋翼相比,扭矩系数降低 10.5%,悬停效率提高 9.5%.

关 键 词: 旋翼几何参数; 共轴双旋翼; 悬停性能; 自由尾迹法; 综合优化

中图分类号: V211.52

文献标志码: A

Effect of geometric parameters of rotor on hovering performance of coaxial rotor

WANG Qiang¹, CHEN Ming¹, WANG Bao-bing¹, SU Bing-bing²

(1. School of Aeronautic Science and Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics,
China Helicopter Research and Development Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Jingdezhen Jiangxi 333001, China)

Abstract: To study the effect of geometric parameter on hovering performance of coaxial rotor, the aerodynamic model of coaxial rotor based on free-wake method and second-order lifting-line theory was established, the performance with the rotor's airfoil, the ratio of the upper rotor's radius to the lower rotor's radius, the vertical separation of the rotor, the blade twist angle, and the rotor taper was calculated and analyzed, the comprehensive optimized rotor's geometric parameter was selected and analyzed in hovering based on the upper result at last. The results show that influences of the rotor's airfoil, the ratio of the upper rotor's radius to the lower rotor's radius, the blade twist angle, and the rotor taper are great, while there is almost no influence of the vertical separation on the hovering performance. The tension coefficient of 0.01 of the comprehensive optimized rotor can be reduced by 10.5% and the figure of merit can be increased by 9.5% comparing with the basic rotor.

Key words: geometric parameters of rotor; coaxial rotor; hovering performance; free-wake method; comprehensive optimization

共轴式直升机具有结构紧凑,悬停低速,气动效率高等特点.在各种飞行状态下,尤其是悬停时,上下两副旋翼存在着严重的气动干扰及耦合,主要表现为上旋翼对下旋翼下洗流的影响以及下旋翼对上旋翼流态的影响.因而,建立准确的共轴双旋翼气动分析模型,研究共轴双旋翼的气动干扰特性,进而研究旋翼几何参数对悬停气动效率的影响,对进一步提高共轴式直升机悬停状态下的气动效率具有重要意义.

对共轴双旋翼气动特性,国内外已进行了许多研究. Leishman 等分别采用动量理论、叶素理论和自由尾迹 3 种方法对共轴双旋翼进行气动建模和优化分析^[1-3], Coleman 从理论和试验方面对共轴双旋翼气动研究进行了较全面的调研^[4]. 国内方面,唐正飞等用三维激光多普勒测速仪对共轴双旋翼悬停流场进行了测定^[5],黄水林等基于自由尾迹和升力面方法进行了双旋翼悬停状态的建模、计算和分析^[6]. 然而,在旋翼参数对共轴双旋翼悬停性能的影响方面的研究,国内外涉及较少.

针对共轴双旋翼复杂的气动干扰问题,本文基于自由尾迹法和 2 阶升力线法建立了共轴双旋翼气动模型,分别计算和分析了共轴双旋翼的主要几何参数,包括旋翼翼型、上下旋翼半径之比、上下旋翼间距、桨叶扭转角以及桨叶尖削比等参数对悬停性能的影响,最后基于各参数的分析结果综合优化了悬停下旋翼的几何参数.

1 计算模型

本文采用 2 阶升力线法建立了旋翼气动模型,以计入干扰所引起的当地诱导速度和迎角变化的影响.尾迹模型则采用畸变的自由尾迹模型,以模拟旋翼本身的诱导作用及另一旋翼的干扰影响.

1.1 桨叶气动模型

本文采用二维升力线理论来简化桨叶模型,假设每一片桨叶用展向变强度的附着涡来代替,附着涡的环量展向变化引起了自由涡系从桨叶后缘拖出,形成弦向附着涡段,一直延伸到桨叶的后缘再向后拖出自由尾迹.桨叶上每一段的附着涡的环量为常数.附着涡分布在四分之一弦线上,控制点取在该段的四分之三弦线中点处.

桨叶附着涡的环量由边界条件确定,即

$$\mathbf{A} \times \boldsymbol{\Gamma} = -\mathbf{b} \quad (1)$$

式中 $\mathbf{A}$ 为单位强度的 Π 型涡对各控制点的诱导速度在其法向量上的分量矩阵, $\boldsymbol{\Gamma}$ 为附着涡环量

列向量, $\mathbf{b}$ 为来流、挥舞、旋转等在控制点法向量上产生的速度分量列向量.

1.2 自由尾迹模型

自由尾迹的控制方程为

$$\frac{d\mathbf{r}(\phi, \zeta)}{dt} = \Omega \left[\frac{\partial \mathbf{r}(\phi, \zeta)}{\partial \phi} + \frac{\partial \mathbf{r}(\phi, \zeta)}{\partial \zeta} \right] = \mathbf{V}_0 + v_{\text{ind}} \mathbf{r}(\phi, \zeta) \quad (2)$$

式中 ϕ 是桨叶在旋转过程中的方位角; ζ 表示尾迹节点寿命的尾迹角. 其中 $\mathbf{r}$ 是流场中的涡线节点的位置矢量, $\mathbf{V}_0$ 和 v_{ind} 分别为自由流速度和诱导速度.

本文采用 Bagai 等给出的一个基于尾迹试验的涡核修正模型^[7],其切向速度分布为

$$v_\theta(h) = \Gamma_i \cdot h / (2\pi\sqrt{h^4 + r_c^4}) \quad (3)$$

式中 Γ_i 为附着涡环量列向量的第 i 个元素; h 为计算点到涡线的垂直距离, r_c 是涡核半径.

同时为模拟涡核随时间的耗散效应,允许涡核半径随寿命角变化,变化规律如下:

$$r_c = r_{\text{ini}} \sqrt{2i-1} \quad (4)$$

式中 r_{ini} 为初始涡核半径, i 为涡点按寿命角排序的编号.

同时,在共轴计算中,为了模拟上旋翼涡线经过下旋翼平面后的桨涡干扰,令下旋翼以下的涡线涡核半径增加 20%,即

$$r_c = \begin{cases} r_{\text{ini}} \sqrt{2i-1} & \text{下旋翼以上涡线} \\ r_{\text{ini}} \sqrt{2i-1} \times 1.2 & \text{下旋翼以下涡线} \end{cases} \quad (5)$$

1.3 求解方法

为了对涡线控制方程进行数值求解,首先采用五点中心差分方法对控制方程进行离散.让每次环量和诱导速度变化传递到整个流场,在更新环量和诱导速度后,进行 N (N 为自由尾迹圈数) 圈涡点移动迭代,此时不更新环量和各点的诱导速度,在涡线形状充分改变后再计算环量与诱导速度.在迭代方法上采用两次预报校正算法.迭代中引入了长周期的概念,并采用了直接去除发散速度的方法对远尾迹进行了处理^[8-10].

1.4 算例验证

为了验证算法的可行性与精度,对文献[11]中的共轴式旋翼进行了计算分析.桨叶平面形状如图 1 所示,旋翼主要参数如表 1 所示.图 2 为收敛时的涡线形状,为清晰上下旋翼各画出了一根涡线.

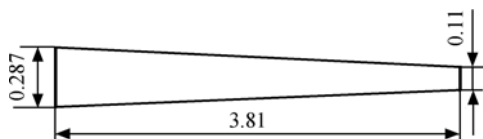


图1 算例桨叶平面形状(单位:m)

Fig. 1 Outline of the blade as an example (unit:m)

表1 算例直升机旋翼主要参数

Table 1 Main parameters of sample helicopter rotor

名称	数值
桨尖速度/(m/s)	152
旋翼实度	0.054
旋翼间距	0.093 D (D为旋翼直径)
桨叶片数	4

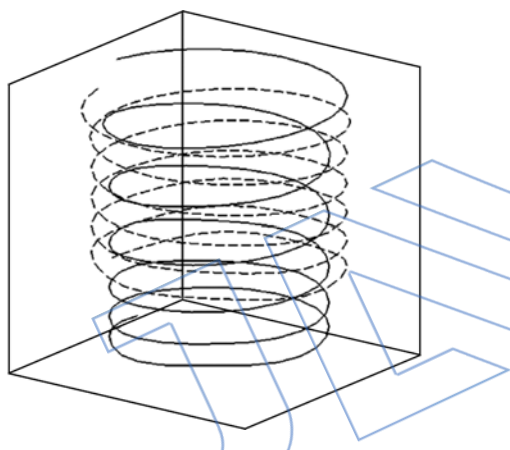


图2 共轴双旋翼涡线计算结果

Fig. 2 Computed result of vortex line of coaxial rotor

共轴双旋翼拉力系数 C_t 和扭矩系数 C_q 定义如下:

$$C_t = \frac{T_{\text{upp}} + T_{\text{low}}}{\rho(\Omega R)^2 \pi R^2} \quad (6)$$

$$C_q = \frac{Q_{\text{upp}} + Q_{\text{low}}}{\rho(\Omega R)^2 \pi R^3} \quad (7)$$

式中 T_{upp} 和 T_{low} 分别为上、下旋翼拉力, Q_{upp} 和 Q_{low} 分别为上、下旋翼扭矩(为更符合实际情况, 本文计算中, 上下旋翼扭矩均相等), ρ 为海平面空气密度, Ω 为旋翼转速, R 为旋翼半径(当上下旋翼半径不同时为下旋翼半径)。

本文分别用动量法和自由尾迹法对悬停时旋翼拉力系数-扭矩系数进行了计算。其中, 采用动量法计算共轴双旋翼的拉力系数和功率系数时, 需引入上下旋翼的干扰因子以计入上下旋翼的干

扰效应。

两种算法的计算结果与试验数据相比较, 如图3所示。结果表明:

1) 两种算法均能反映拉力系数-扭矩系数相互关系的变化趋势;

2) 相同拉力系数下, 动量法的扭矩系数较实验值大, 可能是由于所计入的干扰因子未能准确反映上下旋翼在所有状态的干扰效应;

3) 相比于动量法, 自由尾迹法与实验值更吻合, 具有更好的精度。

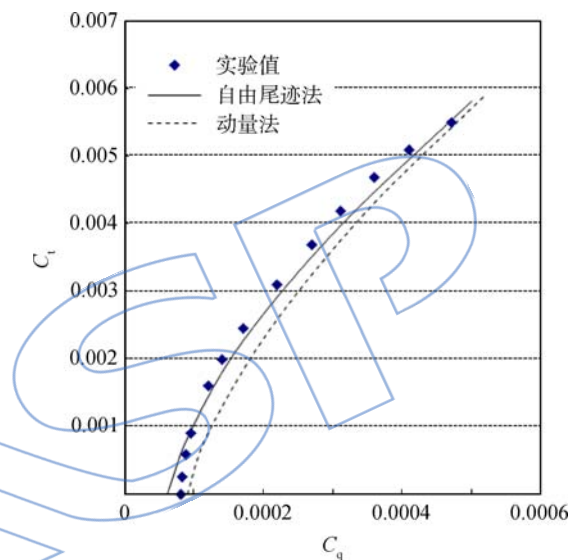


图3 悬停时拉力系数-扭矩系数计算值和实验值对比

Fig. 3 Comparison of C_t - C_q in hovering between theoretical value and experimental value

2 计算结果与分析

本文以北京航空航天大学在研共轴式无人直升机(如图4和表2所示)作为样例直升机进行研究。首先选取一组旋翼参数, 包括旋翼翼型、 $R_{\text{upp}}/R_{\text{low}}$ (上下旋翼半径比)、 H/D (上下旋翼间距与旋翼直径之比)、桨叶扭转角和桨叶尖削比等作为基准, 并以该基准为基础对各主要参数取不同数值。然后分别对各组参数取不同数值时对悬停性能的影响进行了计算和比较。最后根据各参数分析比较结果, 对悬停性能综合优化旋翼的参数进行了选择与分析。

直升机悬停性能主要用悬停效率 FOM (figure of merit, 量符号记为 η_{fom}) 来衡量, 共轴式直升机悬停效率定义如下^[4]:

$$\eta_{\text{fom}} = \frac{C_t^{3/2}}{\sqrt{2} C_q} \quad (8)$$



图4 样例直升机

Fig. 4 Sample helicopter

表2 样例直升机基准旋翼主要参数

Table 2 Main parameters of sample helicopter basic rotor

参数	数值
旋翼直径/m	3.5
弦长/m	0.14
桨尖速度/(m/s)	150
桨叶片数	4
旋翼实度	0.083
旋翼间距/m	0.35
翼型	NACA0012
桨叶扭转角/(°)	0
总质量/kg	260

2.1 翼型对悬停性能的影响

2.2.1 NACA0012 翼型

NACA0012 翼型是直升机的第一代翼型,早期直升机旋翼大多数选用该翼型,标准的 NACA0012 翼型是无弯度翼型,是马赫数性能和升力性能的良好折中,能满足直升机旋翼性能的要求^[12]。

2.1.2 OA212 翼型

OA212 直升机旋翼翼型是法国 ONERA 和宇航技术公司在 20 世纪 80 年代一项高速直升机旋翼性能优化计划项目中设计出的 OA 系列翼型之一,通过风洞和飞行试验表明了悬停状态下较原先使用的 NACA0012 翼型,最大起飞质量提高了 2.5%,并较大扩展了前飞时的飞行包线。

2.1.3 SC1094R8 翼型

SC1094R8 为美国 Sikorsky 公司的主力机型 UH-60“黑鹰”直升机的专用翼型,翼型站位在

0.48R~0.84R^[13],为其旋翼的主要翼型。

由 3 个翼型系列性能参数可知,在所选定的马赫数和迎角范围内,NACA0012 翼型在低马赫数下升力性能较好,OA212 和 SC1094R8 翼型在高马赫数下的升力性能较好,并且在大迎角下 SC1094R8 的升力系数比 OA212 的大,同样阻力系数和升阻比也较大,整体上 SC1094R8 的升力性能要好于 NACA0012 和 OA212,但阻力系数也较大。

2.1.4 不同翼型下的计算

不同翼型对共轴双旋翼悬停性能影响的计算结果如下(图 5 和图 6)。

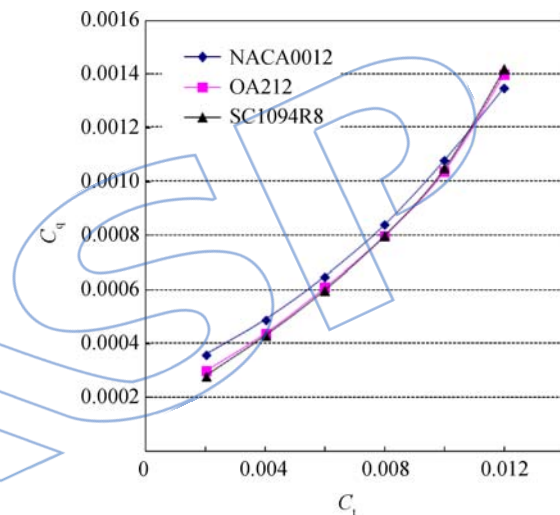


图5 不同翼型下的拉力系数-扭矩系数曲线

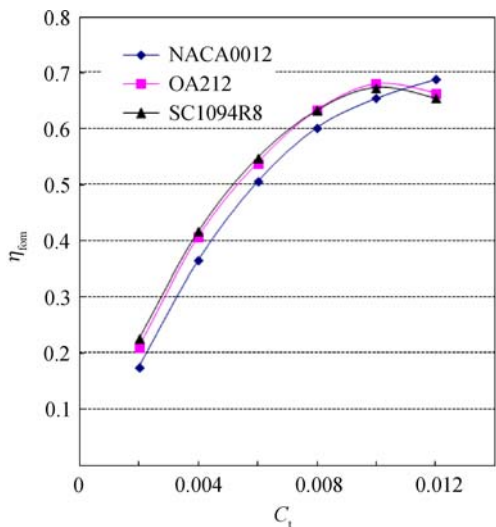
Fig. 5 Comparison of C_L - C_Q curves of different airfoils

图6 不同翼型下的拉力系数-悬停效率曲线

Fig. 6 Comparison of C_L - η_{hover} curves of different airfoils

$R_{\text{low}}=0.8$ 比 $R_{\text{upp}}/R_{\text{low}}=1.0$ 的悬停效率提高了约 3.6%, $R_{\text{upp}}/R_{\text{low}}=0.9$ 比 $R_{\text{upp}}/R_{\text{low}}=1.0$ 的悬停效率提高了约 5.6%。

3) 在 $C_t=0.008$ 后, $R_{\text{upp}}/R_{\text{low}}=0.9$ 的悬停性能优于 $R_{\text{upp}}/R_{\text{low}}=0.8$ 的悬停性能, 可能的原因: 共轴式直升机悬停时半径较小的上旋翼为平衡下旋翼扭矩必然要增大总距角, 这导致了旋翼型阻功率的增大。

2.3 H/D (上下旋翼间距与旋翼直径之比)对悬停性能的影响

2.3.1 不同上下旋翼间距的计算

理论上, 合适的上下旋翼间距能有效减小共轴式直升机悬停时上下旋翼相互诱导功率的损失, 从而改善悬停气动性能。同时, 对于铰接式旋翼, 提高上下旋翼间距可避免直升机在某些飞行状态下可能出现的上下旋翼“打桨”现象。但过高的旋翼间距将使旋翼结构质量增大, 同时前飞时废阻也随着增加。一般情况下共轴式直升机上下旋翼间距与旋翼直径比 H/D 约为 0.10。本文从实际情况考虑, 以 $H/D=0.10$ 为基础, 分别对 $H/D=0.08, 0.10$ 和 0.12 进行了比较分析, 结果如下(图 9 和图 10)。

2.3.2 计算结果分析

1) 图 9 为不同上下旋翼间距与旋翼直径之比的拉力系数-扭矩系数曲线, 从图中可以看出, 在 H/D 为 0.08~0.12 范围内, 随着拉力系数 C_t

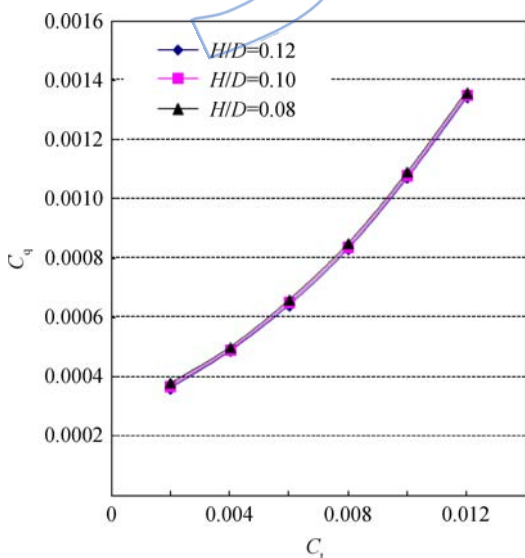


图 9 不同上下旋翼间距与直径之比下的拉力系数-扭矩系数曲线

Fig. 9 Comparison of C_t - C_q curves at different H/D

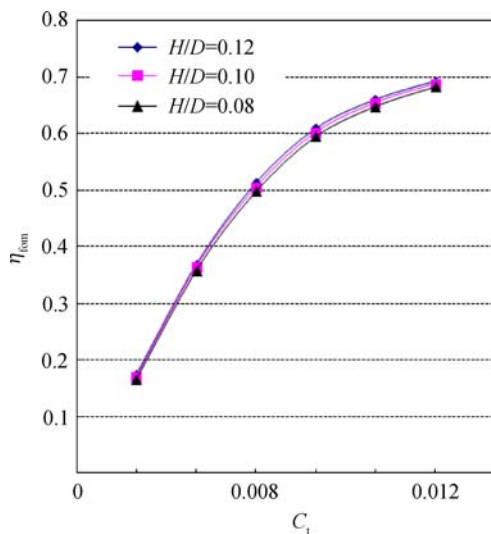


图 10 不同上下旋翼间距与旋翼直径之比下的拉力系数-悬停效率曲线

Fig. 10 Comparison of C_t - η_{om} curves at different H/D

的增大, 3 种上下旋翼间距的扭矩系数 C_q 逐渐增大且趋势基本相同。相同的拉力系数 C_t 下, 上下旋翼间距越大, 扭矩系数 C_q 越小。总的来说, 在本文所选范围内, 不同上下旋翼间距对旋翼扭矩系数影响很小。

2) 图 10 为不同上下旋翼间距与旋翼直径之比下悬停效率随拉力系数变化曲线, 从图中可以看出 3 种情况下的悬停效率变化趋势基本相同。相同的拉力系数下, 上下旋翼间距越大, 悬停效率越高。在本文所选范围内, 不同上下旋翼间距对悬停效率影响很小。

2.4 桨叶扭转对悬停性能的影响

具有负扭转的桨叶进行悬停飞行时, 桨盘诱导速度分布更为均匀, 在给定拉力下, 旋翼需用功率下降, 失速推迟, 悬停性能提高, 这种效应在大负载时更为明显。由文献[15-16]可知, 理想的共轴双旋翼桨叶扭转分布是: 上旋翼扭转按单支双曲线函数分布, 下旋翼扭转按双支双曲线函数分布。由于线性扭转是双曲线扭转的良好近似, 本文中的旋翼扭转分布均采用线性扭转。

一般地, 线性扭转范围在 $-10^\circ \sim -12^\circ$ 能有效提高直升机悬停状态和前飞状态下的气动性能^[17]。本文分别选取 $0^\circ, -8^\circ$ 和 -12° 的桨叶扭转角, 并比较分析其对共轴双旋翼悬停性能的影响。

2.4.1 不同桨叶扭转角的计算

不同桨叶扭转角对共轴双旋翼悬停性能影响的计算结果如下(图 11 和图 12)。

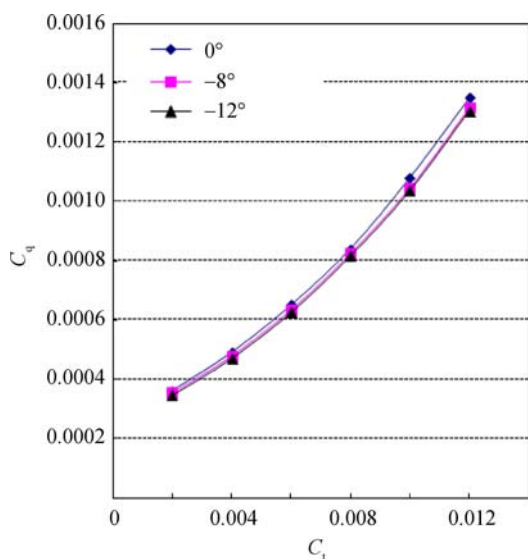


图11 不同桨叶扭转角下的拉力系数-扭矩系数曲线

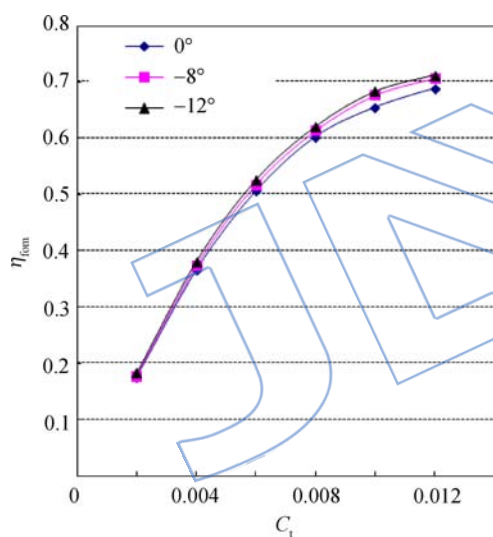
Fig. 11 Comparison of C_t - C_q curves at different rotor twist angles

图12 不同桨叶扭转角下的拉力系数-悬停效率曲线

Fig. 12 Comparison of C_t - η_{om} curves at different rotor twist angles

2.4.2 计算结果分析

由图11、图12可知:

1) 悬停状态下,对于给定的拉力系数,具有负扭转的旋翼比无扭转基准旋翼的扭矩系数小。

2) 随着拉力系数的增加,扭矩系数先缓慢增大,后急剧增大,这与二维翼型阻力系数随迎角变化规律相符。

3) 当 $C_t = 0.01$ 时, -8° 的旋翼扭转角比 0° 扭转角的扭矩系数降低了约 3.2%, -12° 的旋翼扭转角比 0° 扭转角的扭矩系数降低了约 4.2%。

4) 当 $C_t = 0.01$ 时, -8° 的旋翼负扭转角比 0° 扭转角的悬停效率提高了约 3.3%, -12° 的旋翼负扭转角比 0° 扭转角的悬停效率提高了约 4.3%。

2.5 桨叶尖削比对悬停性能的影响

桨叶尖削比 (C_{root}/C_{tip}) 对旋翼的气动性能的影响和扭转类似,都是让旋翼诱导速度沿桨叶展向分布更为均匀,从而减小悬停时的诱导功率。

2.5.1 不同桨叶尖削比旋翼示意图

理想桨叶尖削比旋翼^[18]为在桨叶安装角为常量的情况下,叶弦与桨叶半径成反比。此时可以获得常量诱导速度,从而使诱导功率最小。理想桨叶尖削比的旋翼如图13(a)所示,文献[18]分别对桨叶尖削比为1.0、2.0、3.0和4.0的旋翼进行了对比计算,计算结果显示,桨叶尖削比越大,诱导功率越小,其中桨叶尖削比从1.0变为2.0时,诱导功率降幅最明显,桨叶尖削比为2.0、3.0和4.0时,诱导功率降幅不大。考虑到桨叶加工工艺等实际情况,本文分别选择1.0、1.5和2.0三种桨叶尖削比(如图13(b)~图13(d))进行比较分析。

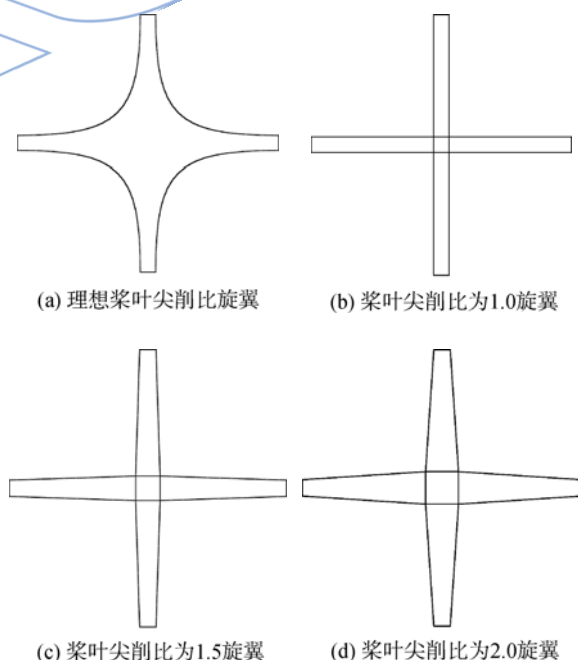


图13 不同桨叶尖削比旋翼

Fig. 13 Rotors with different rotor tapers

2.5.2 不同桨叶尖削比旋翼的计算

不同桨叶尖削比旋翼对共轴双旋翼悬停性能影响的计算结果如下(图14和图15)。

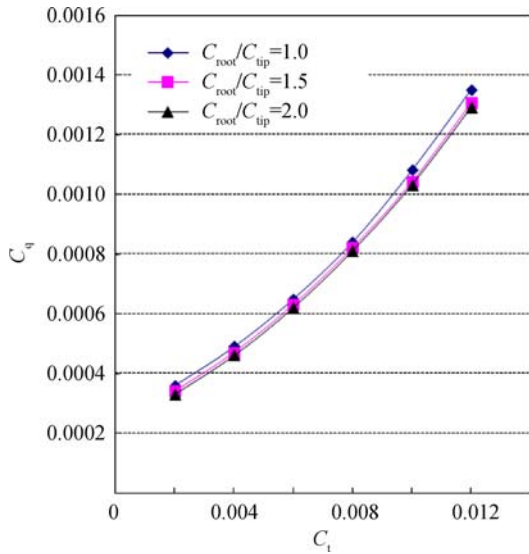


图 14 不同桨叶尖削比下的拉力系数-扭矩系数曲线
Fig. 14 Comparison of C_t - C_q curves at different rotor tapers

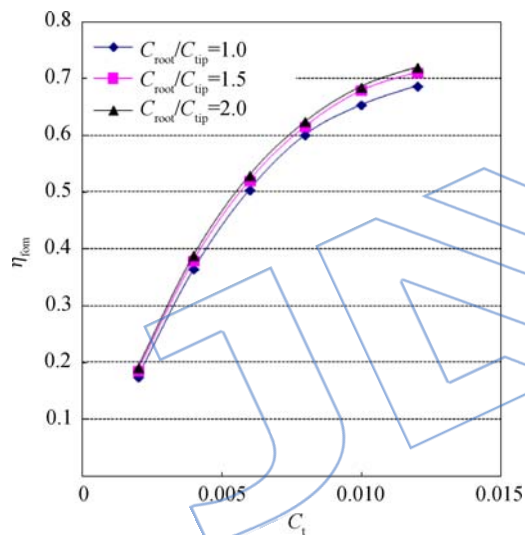


图 15 不同桨叶尖削比下的拉力系数-悬停效率曲线
Fig. 15 Comparison of C_t - η_{om} curves at different rotor tapers

2.5.3 计算结果分析

由图 14、图 15 可知:

1) 悬停状态下,对于给定的拉力系数,具有桨叶尖削比的旋翼扭矩系数较无扭转的基准旋翼的小.

2) 当 $C_t=0.01$ 时,桨叶尖削比为 1.5 的旋翼比基准旋翼(桨叶尖削比为 1.0)的扭矩系数降低了约 3.7%,桨叶尖削比为 2.0 的旋翼比基准旋翼的扭矩系数降低了约 4.6%.

3) 当 $C_t=0.01$ 时,桨叶尖削比为 1.5 的旋翼比基准旋翼的悬停效率提高了约 3.8%,桨叶尖削比为 2 的旋翼比基准旋翼的悬停效率提高了

约 4.9%.

4) 桨叶尖削比为 2 的旋翼悬停性能优于桨叶尖削比为 1.5 的旋翼,可能是由于其几何外形更接近于理想桨叶尖削比旋翼.

2.6 综合优化旋翼的几何参数选择及分析

2.6.1 综合优化旋翼的几何参数选择

本文基准旋翼各几何参数如下:

翼型为 NACA0012,上下旋翼直径均为 3.5 m,上下旋翼间距为 0.35 m,桨叶扭转角为 0° ,桨叶尖削比为 1.0.

从上文各旋翼几何参数对悬停性能影响的计算结果可看出,影响旋翼悬停需用功率和悬停效率的因素有很多,如何得到悬停性能最优的旋翼,需要对各组参数进行综合优化选择.可选的旋翼几何参数如表 3 所示.

表 3 可选的旋翼几何参数
Table 3 Selectable rotors' geometric parameters

翼型	NACA0012	OA212	SC1094R8
下旋翼直径/m	3.5	3.5	3.5
R_{upp}/R_{low}	1.0	0.9	0.8
H/D	0.12	0.10	0.08
桨叶扭转角/ $^\circ$	0	-8	-12
桨叶尖削比	1.0	1.5	2.0

本文采用复合型法对旋翼几何参数进行优化计算,优化的目标函数为

$$\max F = \sum \eta_{om,i}$$

其中 $\eta_{om,i}$ 为 C_t 分别取 0.002, 0.004, 0.006, 0.008, 0.010, 0.012 时对应的悬停效率.

优化计算结果显示,上下旋翼间距大小对共轴双旋翼气动性能几乎可以忽略不计,从结构布置的角度考虑并参考国内外共轴式直升机设计经验, H/D 选为 0.10.

基准旋翼和综合优化旋翼几何参数对比如表 4 所示.

2.6.2 基准旋翼和综合优化旋翼的计算

基准旋翼和综合优化旋翼对共轴双旋翼悬停性能影响的计算结果如下(图 16 和图 17).

2.6.3 计算结果分析

由图 16、图 17 可知:

1) 悬停状态下,对于给定的拉力系数,综合优化旋翼扭矩系数较基准旋翼的小.

表4 基准旋翼和综合优化旋翼几何参数对比

Table 4 Comparison of rotors' geometric parameters between basic rotor and comprehensive optimized rotor

参数	基准旋翼	综合优化旋翼
翼型	NACA0012	OA212
下旋翼直径/m	3.5	3.5
$R_{\text{upp}}/R_{\text{low}}$	1.0	0.9
H/D	0.10	0.10
桨叶扭转角/(°)	0	-12
桨叶尖削比	1.0	2.0

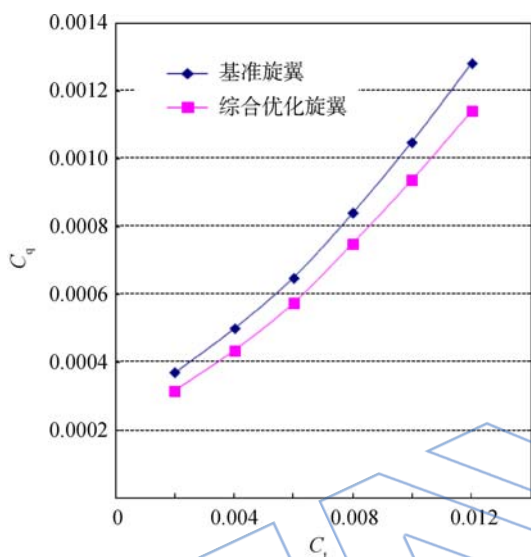


图16 基准旋翼和综合优化旋翼的拉力系数-扭矩系数对比曲线

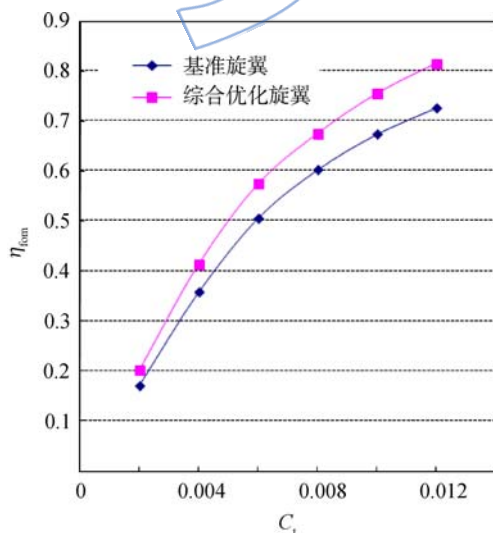
Fig. 16 Comparison of C_t - C_q curves between basic rotor and comprehensive optimized rotor

图17 基准旋翼和综合优化旋翼的拉力系数-悬停效率对比曲线

Fig. 17 Comparison of η_{om} - C_t curves between basic rotor and comprehensive optimized rotor

2) 当 $C_t = 0.01$ 时, 综合优化旋翼扭矩系数较基准旋翼的扭矩系数降低了约 10.5%。

3) 当 $C_t = 0.01$ 时, 综合优化旋翼扭矩系数较基准旋翼的悬停效率提高了约 9.5%。

3 结 论

本文建立了基于自由尾迹共轴双旋翼气动模型, 对旋翼各几何参数进行仿真和比较分析, 得到如下结论:

1) 基于自由尾迹的共轴双旋翼气动模型能较好地仿真共轴双旋翼的悬停性能, 且具有较高的精度。

2) 通过对旋翼各组几何参数取不同数值进行计算分析, 得出各组几何参数分别取不同数值时对悬停性能的影响。

3) 当 $C_t = 0.01$ (无地面效应悬停) 时, 旋翼翼型、直径、上下旋翼半径比、桨叶扭转以及桨叶尖削对悬停性能有一定的影响, 上下旋翼间距对悬停性能影响较小。

4) 根据旋翼各组几何参数取不同数值时对悬停性能的影响, 筛选出各组几何参数最优值, 组成优化旋翼。计算结果表明, 优化旋翼能有效地提高共轴双旋翼的悬停性能。

参考文献:

- [1] Leishman J G, Ananthan S. Aerodynamic optimization of a coaxial propeller[R]. Phoenix, AZ: The 62th Annual Forum and Technology Display of the American Helicopter Society International Conference, 2006.
- [2] Crouse G L, Leishman J G. A new method for improved rotor free-wake convergence[R]. Rome: The 31st Aerospace Science Meeting and Exhibit, 1993.
- [3] Miller W O, Bliss D B. Direct periodic solutions of rotor free wake calculations[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1993, 38(2): 53-60.
- [4] Coleman C P. A survey of theoretical and experimental coaxial rotor aerodynamic research[R]. Cernobbio, Italy: The 19th European Rotorcraft Forum, 1993.
- [5] 唐正飞, 李锋, 高正, 等. 用三维激光多普勒测速仪对共轴双旋翼悬停流场的测定[J]. 流体力学实验与测量, 1998, 12(1): 81-87.
TANG Zhengfei, LI Feng, GAO Zheng, et al. Measurement of the coaxial-rotor flowfield in hovering using 3-D laser Doppler velocimeter[J]. Experiments and Measurement in Fluid Mechanics, 1998, 12(1): 81-87. (in Chinese)
- [6] 黄水林, 李春华, 徐国华. 基于自由尾迹和升力面方法的双旋翼悬停气动干扰计[J]. 空气动力学学报, 2007, 25(3): 390-395.
HUANG Shuilin, LI Chunhua, XU Guohua. An analytical

- method for aerodynamic interactions of twin rotors based upon free-vortex and lifting-surface models[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2007, 25(3): 390-395. (in Chinese)
- [7] Bagai A, Leishman J G. Rotor free wake modeling using a pseudo implicit technique including comparisons with experimental data[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1995, 40(3): 29-41.
- [8] 曾洪江, 胡继忠. 一种新的自由涡尾迹计算方法[J]. *航空学报*, 2004, 25(6): 546-550.
- ZENG Hongjiang, HU Jizhong. New method of free wake calculation[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2004, 25(6): 546-550. (in Chinese)
- [9] XU Guohua, WANG Shicun. An improved model of curved vortex element for rotor wake analysis[J]. *Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 1995, 12(2): 149-154.
- [10] Clark D R, Leiper A C. The free wake analysis a method for the prediction of helicopter rotor hovering performance[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1970, 15(1): 3-11.
- [11] Harrington R D. Full scale tunnel investigation of the static-thrust performance of a coaxial helicopter rotor[R]. NACA TN-2318, 1951.
- [12] 李萍, 庄开莲, 李静. 国外直升机旋翼翼型研究综述[J]. *直升机技术*, 2007(3): 103-109.
- LI Ping, ZHUANG Kailian, LI Jing. There search review of rotor's airfoil of the foreign helicopters[J]. *Helicopter Technique*, 2007(3): 103-109. (in Chinese)
- [13] Bousman W G. Airfoil design and rotorcraft performance [R]. Montreal, Canada: American Helicopter Society 58th Annual Forum, 2002.
- [14] Andrew W J. Coaxial rotor aerodynamics in hover[J]. *Vertia*, 1981, 5(2): 163-172.
- [15] Leishman J G, Aanthan S. Aerodynamic optimization of a coaxial proprotor [R]. Phoenix, AZ: AHS International 62nd Annual Forum, 2006.
- [16] Leishman J G. Principles of helicopter aerodynamics[M]. 2nd ed. Cambridge, England, UK: Cambridge University Press, 2006.
- [17] 施永立, 陈福玲. 世界直升机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1994.
- [18] 普劳蒂. 直升机性能及稳定性和操纵性[M]. 高正, 译. 北京: 航空工业出版社, 1990.