

文章编号: 1000-8055(2008)01-0094-06

适合机动飞行的旋翼气动模型研究

徐 进, 高 正

(南京航空航天大学 直升机旋翼动力学实验室, 南京 210016)

摘 要: 为改善对旋翼空气动力他轴响应的预测, 在旋翼气动模型中引入时变的尾迹弯曲参数 K_R , 以体现机动旋翼的尾迹畸变效应. 与已有方法相比, 该模型的计算结果更为接近实验数据. 还建立了动态尾迹畸变模型, 并分析了计入尾迹收缩效应的必要性. 结果表明, 为了正确计算机动飞行中的旋翼气动力, 特别是操纵的他轴响应, 应当在模型中采用随状态变化的尾迹弯曲参数 K_R .

关 键 词: 航空、航天推进系统; 机动飞行; 旋翼; 尾迹畸变; 尾迹弯曲参数; 他轴响应

中图分类号: V212.4; V249.1

文献标识码: A

Study of aerodynamic model for the maneuvering rotor

XU Jin, GAO Zheng

(Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of
Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To improve the prediction of the rotor's off axis aerodynamic response, the wake distortion effect of maneuvering rotor was studied with the introduction of time accurate wake curvature parameter (K_R) into the maneuvering rotor model. As compared with existing approaches, the computed results from this model are more close to the test data. Besides, a dynamic wake distortion model was constructed, while the necessity of incorporating the wake contraction effect was analyzed. The research results show that: the operating state dependent (K_R) shall be applied to aerodynamic models in order to calculate accurately the rotor aerodynamic forces and moments, especially for off axis response.

Key words: aerospace propulsion system; maneuver; rotor; wake distortion; wake curvature parameter; off axis response

武装直升机常常需要完成机动或过渡飞行, 以前的实时飞行动力学模型未能准确反映旋翼交叉耦合响应: 他轴响应预测结果和飞行实测结果呈现 180° 相位差^[1]. 研究^[2-4]表明, 计及旋翼俯仰或滚转所引起的尾迹畸变对诱导速度的影响, 可有效解决这一偏差. 尾迹畸变的主要形式是尾迹弯曲. 增广 Peters-Hé 动态尾迹模型使之计入尾迹弯曲效应^[5], 关键是准确把握时变的尾迹弯曲参数 K_R .

首先, 本文依据从实验得出的 K_R 表达式改

进了旋翼尾迹模型. K_R 式计及了机动飞行状态变化, 并在算例中跟忽略尾迹弯曲效应以及采用固定 K_R 值 1.0 的模型作了对比. 其次, 为增加计算模型的综合置信度, 本文建立了动态尾迹畸变模型, 并分析了尾迹收缩效应. 最后, 以机动旋翼的空气动力响应历程为算例, 证明本文模型显著改善了直升机机动飞行时飞行操纵和响应的预估置信度.

收稿日期: 2006-12-07; 修订日期: 2007-03-28

作者简介: 徐进 (1981-), 男, 江苏扬州人, 博士生, 主要研究直升机气动和飞行力学.

跟尾迹倾斜、间距和弯曲效应效应相关的无量纲时间常数 τ_k, τ_s 与 τ_R 分别采用如下一阶近似经验公式^[9]

$$\tau_k = 32 / (15\pi \cdot \bar{V}) \tag{4}$$

$$\tau_s = 32 / (15\pi \cdot V_m) \tag{5}$$

$$\tau_R = 32 / (15\pi \cdot \bar{V}) \tag{6}$$

式中 $\bar{V}$ 是跟一阶及更高阶次入流相关的质量流量参数, 而 V_m 是跟时均入流相关的质量流量参数.

式(2)右边向量中表征尾迹倾斜程度的准定常参数 $(X)_{qs}$ 表达式见参考文献[6], 正余弦当量弯曲曲率的准定常参数 $(\kappa_s)_{qs}$ 和 $(\kappa_c)_{qs}$ 表达式参看文献[5]. 而表征尾迹间距大小的参数 S 代表了旋翼尾迹在桨叶转一圈过程中以 V_m 速度所移动的距离, 其准定常值由下式给出

$$(S)_{qs} = 2\pi \cdot V_m \tag{7}$$

2.2 旋翼尾迹收缩效应的分析

直升机在实际飞行中常有复合的机动动作, 旋翼尾迹呈现多种形式的畸变: 旋翼作垂直爬升所带来的尾迹拉伸、前飞状态下的尾迹倾斜、俯仰或滚转带来的尾迹弯曲, 以及诱导速度径向分量引起的尾迹收缩, 如图 2 所示. 现以悬停旋翼为例, 探讨计入尾迹收缩效应的可行性.

Kocurek 的悬停时尾迹收缩模型^[10], 假定桨盘上环量均匀分布, 仅用桨尖涡涡强这一参数描述旋翼尾迹收缩的几何结构. 尾迹结构的轴向和径向位置分别为

$$r(\phi_w) = A_c + (1 - A_c) \cdot \exp(-\lambda \cdot \phi_w) \tag{8}$$

$$z(\phi_w) = \begin{cases} k_1 \cdot \phi_w & \phi_w \leq \frac{2\pi}{N_b} \\ \frac{2\pi \cdot k_1}{N_b} + k_2 \left[\phi_w - \frac{2\pi}{N_b} \right] & \phi_w > \frac{2\pi}{N_b} \end{cases} \tag{9}$$

式中 r, z 分别为涡丝微段的径向和轴向位置, ϕ_w 为用桨盘方位角表征的尾迹涡丝“年龄”, N_b 为桨

叶片数. 模型中尾迹结构参数为桨尖涡涡强 Γ_{iv} 和桨叶片数的函数, 实际上仅有桨尖涡涡强这一个变量^[10]. 假定 Γ_{iv} 为桨叶上附着涡环量的最大值, 并随旋翼拉力和飞行状态的变化而变. 至此, 悬停状态尾迹结构可以估计出来, 并被引入机动飞行研究中.

由于假定桨叶环量均匀分布, 桨尖涡涡强等于附着涡环量的恒值. 运用库塔-儒可夫斯基定理, 得到桨尖涡涡强与拉力系数之间的关系

$$\bar{\Gamma}_B = 2\pi \cdot C_T / N_b \tag{10}$$

对于跷跷板式旋翼, 若拉力系数 $C_T = 0.00636$, 由式(10)得到 $\bar{\Gamma}_{iv} = \bar{\Gamma}_B = 0.02$, 便可利用毕鄂-萨瓦定律计算桨盘中心的轴向诱导速度. 如果忽略尾迹收缩, 由直尾迹算出的近似结果为入流时均值 $\lambda = 0.058$; 而基于 Kocurek 收缩尾迹模型算出 $\lambda_0 = 0.053$. 对于作俯仰运动的旋翼, 桨盘诱导入流的一阶余弦跟时均分量之比呈如下关系^[5]

$$\frac{\lambda_{ic}}{\lambda_0} = K_R \cdot \kappa_c = K_R \cdot \left[\frac{q_h - \beta_c}{\lambda + V_c} \right] \tag{11}$$

式中 q_h, β_c 分别为旋翼桨毂平面和桨尖平面无量纲俯仰角速率. 于是, 计入尾迹收缩使得入流时均值减小, 尾迹弯曲的当量曲率 κ_c 增大.

另一方面, 通常以桨毂中心开始的圆弧形尾迹中线来表征尾迹的弯曲程度. 然而, 以悬停旋翼做俯仰运动为例, 前后两部分桨盘下方的涡丝密度发生变化, 径向诱导速度增量的方向指向涡丝密集的桨盘部分, 而这种效应对旋翼下方较远处尾迹的影响很小. 于是, 计入尾迹收缩使得尾迹中线变成有一拐点的 S 形(图 3), 从而增加尾迹弯曲的当量曲率半径, 因此减小了 κ_c . 综合看来, 如果在计入尾迹弯曲效应的基础上增广收缩效应, 定性反映纵向和时均入流之比的变化, 尾迹弯曲参数 K_R 应分别减小和增大, 但这种互补使得尾

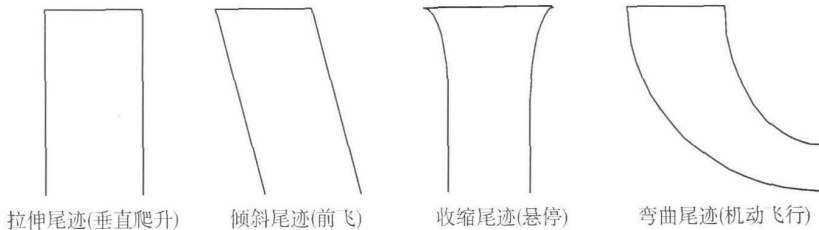


图 2 旋翼尾迹的主要畸变形式

Fig. 2 Major forms of rotor wake distortion

迹收缩对尾迹几何弯曲特征的影响削弱甚至抵消, 有理由认为计算模型中可以不考虑尾迹收缩.

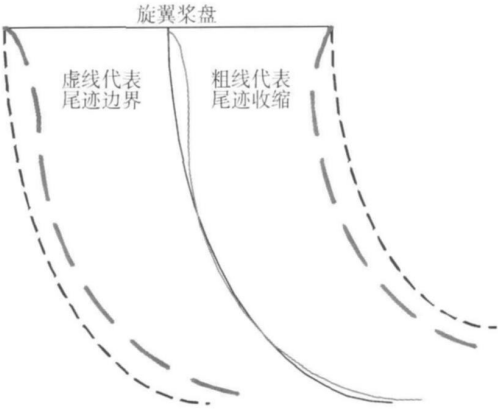


图 3 计入和忽略尾迹收缩两种情况下悬停旋翼的尾迹中线和边界

Fig. 3 Wake midline and boundary of hovering rotor including and excluding the contraction effect

3 算例验证

本节用算例分析旋翼轴作俯仰运动时的旋翼空气动力响应历程. 空气动力取旋翼拉力、俯仰力矩(同轴响应)和滚转力矩(他轴响应), 重点在于用计及尾迹畸变动态效应的入流模型联合时变尾迹弯曲参数, 对交叉耦合响应的预测. 所有计算均以 Peters-He15 状态尾迹模型为基础. 假定桨叶的质量和刚度沿展向均匀分布, 并且没有预扭; 纵横向周期变距分别为 4° 和 2° . 跷跷板式模型旋翼的主要参数见表 1.

表 1 模型旋翼的主要特性参数表

Table 1 Key parameters of the model rotor

主要参数	数值
旋翼直径/ m	1.2
翼型	NACA 23012
桨叶弦长/ m	0.054
挥舞弹簧系数/(N · m/ rad)	193.8
摆振铰偏置量/ m	0.096
旋翼转速/(r/ min)	800
旋翼实度	0.057
挥舞调节系数	0.426
挥舞惯性距/(kg · m ²)	0.027 8
摆振惯性距/(kg · m ²)	0.013 6

旋翼维持配平状态 3 s 后, 以恒定的俯仰速率进行 60° 幅值的抬头运动, 图 4 是 10 s 内这种准阶跃操纵输入的时间历程. 图 5 显示了悬停状

态下, 俯仰角速率为 $18^\circ/\text{s}$ 、总距为 4° 时的计算结果曲线. 2 个计算模型分别是未计入尾迹畸变(图中记为“ A: 无畸变”)和设尾迹弯曲参数值恒为 1.0 的准定常畸变尾迹(记为“ B: $K_R = 1 +$ 准定常畸变”).

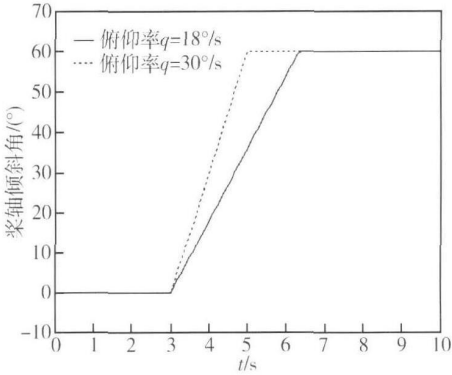


图 4 旋翼轴纵向倾角准阶跃输入曲线图

Fig. 4 Rotor shaft quasi step input history to the longitudinal direction

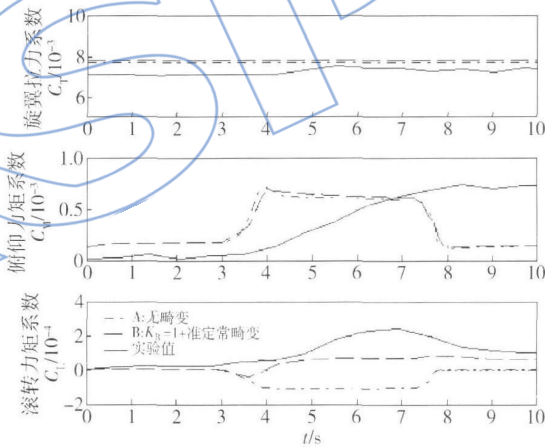


图 5 悬停旋翼载荷历程, $q = 18^\circ/\text{s}$, $\theta_0 = 4^\circ$

Fig. 5 Rotor loadings history in hover, $q = 18^\circ/\text{s}$, $\theta_0 = 4^\circ$

忽略尾迹畸变预测出的他轴响应, 与实测结果方向相反, 如滚转力矩的 A 曲线所示. 这是因为该计算模型仅从运动学的角度分析旋翼机动: 旋翼抬头使得 180° 方位角处桨盘获得入流增量, 而 0° 方位角处桨盘得到上洗流. 而从旋翼尾迹角度来分析, 作为桨盘诱导速度的主要贡献者, 旋翼上仰使尾迹中的桨尖涡丝或涡面更加接近后部桨盘, 使此处入流增大; 桨尖涡远离桨盘前部, 会减小前部桨盘的入流, 由此估出纵向入流分布的变化规律, 跟运动学的解释相反.

纵向入流分布的改变直接联系到桨叶升力和挥舞运动的变化. 旋翼挥舞响应滞后于升力变化

90°, 因此, 从这两种不同角度分析得到的横向力矩预测结果会出现分歧. 仅从运动学角度研究机动, A 曲线遗漏尾迹弯曲效应; 而 B 模型计入了尾迹畸变, 预测结果的走势已显示出跟 A 曲线相反的迹象. 他轴响应(滚转力矩)的计算曲线较为贴近实测数据, 但幅值、相位仍与实验结果有差距.

图 6 显示俯仰角速率为 30°/s、总距为 12° 时的结果. 3 个综合模型依次对应着未计入尾迹畸变的模型(图中记为“A: 无畸变”)、计入准定常尾迹畸变并设 K_R 恒为 1.0(记为“B: $K_R = 1 +$ 准定常畸变”)以及采用可变 K_R 的模型(记为“C: K_R 可变 + 准定常畸变”).

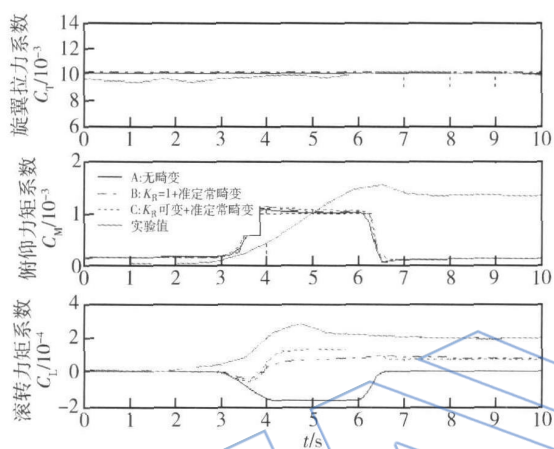


图 6 悬停旋翼载荷历程, $q = 30^\circ/\text{s}, \theta_0 = 12^\circ$

Fig. 6 Rotor loadings history in hover,
 $q = 30^\circ/\text{s}, \theta_0 = 12^\circ$

对于拉力和俯仰力矩系数, 各模型的计算结果差别不大, 但在他轴响应方面, A 模型结果跟实验值以及其它两个模型的结果不同: 从接受到机动动作的信号后 0.2 s 开始, 产生负的滚转力矩, 预示直升机将向左滚转, 显然与实际不符.

采用随机动飞行具体情况而变化的 K_R , 预估结果比较符合实测结果. 悬停时的烟流实验表明, 旋翼俯仰动作引起的尾迹畸变较严重, 并随着俯仰速率的增大而加剧, K_R 的变化范围是 1.2~2.1. 根据式(1)及文献[8]可知, 对于俯仰速率为 30°/s 的悬停旋翼, K_R 接近 2.0. 因此, 相比于 B, C 预测结果的幅值较高是源于采用了较大的 K_R 值.

前飞算例中 μ 为 0.038, 总距角 θ_0 为 8°. 图 7 为俯仰角速率为 18°/s 时的结果. 4 个模型分别是准定常畸变尾迹且尾迹弯曲参数恒为 1.0(图中

记为“A: $K_R = 1 +$ 准定常畸变”)、动态畸变尾迹且 K_R 恒为 1.0(记为“B: $K_R = 1 +$ 动态畸变”)、准定常畸变尾迹且尾迹弯曲参数可变(记为“C: K_R 可变 + 准定常畸变”)以及动态畸变尾迹且 K_R 可变(记为“D: K_R 可变 + 动态畸变”). 由图可见, 相比于 $K_R = 1$ (A、B 模型), 可变的尾迹弯曲参数(C、D)使得预估的滚转力矩幅值接近实测数据, 这跟悬停算例所得结论一致.

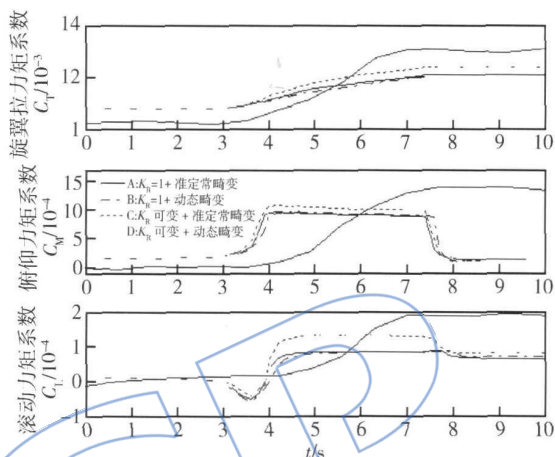


图 7 前飞旋翼载荷历程, $q = 18^\circ/\text{s}, \mu = 0.038, \theta_0 = 8^\circ$

Fig. 7 Rotor loadings history,
 $q = 18^\circ/\text{s}, \mu = 0.038, \theta_0 = 8^\circ$

B 和 D 两模型包含了动态尾迹畸变效应, 即体现了旋翼气动特性的渐变过程. 载荷呈现微小的“滞后”现象, 和实测数据的吻合度也更好. 这种惯性环节的作用表现在他轴响应中: 在作机动动作的开始一段时间内, 尾迹弯曲效应不能迅速达到稳态, 预测曲线似乎按照忽略尾迹畸变的趋势行进, 但随着动态效应对入流的影响显现出来, 反映在图中是从 3.8~4.0 s 开始, 即旋翼接收到机动信号后经过 10~13 r/min, C_l 的符号变为正向. 表明引入动态尾迹畸变效应改善了综合模型的计算准确度.

4 结 论

(1) 对于机动旋翼, 可用一阶微分方程组来体现尾迹畸变效应的动态特性; 气动模型可不考虑尾迹收缩.

(2) 常规尾迹模型没有计入机动旋翼的尾迹畸变效应, 虽能较好地计算同轴响应, 但为准确反映他轴响应, 必须引入尾迹畸变效应.

(3) 采用可变尾迹弯曲参数能改善对他轴响应的预测, 优于采用固定值 1.0, 预估结果跟实测结果趋势一致, 符号相同.

(4) 气动模型中采用动态尾迹畸变模型, 能够得出响应的滞后效应, 可提高跟实验数据的相位吻合度。

参考文献:

- [1] Ballin M G, Dalang Secretan M A. Validation of the dynamic response of a blade element UH-60 simulation model in hovering flight [C] // AHS 46th Annual Forum Proceedings. Washington, D. C.: AHS International, 1990: 1309-1322.
- [2] Rosen A, Isser A. A new model of rotor dynamics during pitch and roll of a hovering helicopter [J]. Journal of AHS, 1995, 40(3): 19-27.
- [3] Keller J D. An investigation of helicopter dynamic coupling using an analytical model [J]. Journal of AHS, 1996, 41(4): 325-329.
- [4] Krothapalli K R, Prasad J V R, Peters D A. Helicopter rotor dynamic inflow modeling for maneuvering flight [C] // AHS 55th Annual Forum Proceedings. Montreal, Canada: AHS International, April 1999.
- [5] 徐进, 孙传伟, 高正. 适用于直升机俯仰和滚转机动分析的广义动态尾迹模型 [J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 37(2): 135-139.
- XU Jin, SUN Chuanwei, GAO Zheng. Generalized dynamic wake model applied to helicopter pitching and rolling maneuver [J]. Journal of NUAA, 2004, 37(2): 135-139.
- [6] Peters D A, HE Chengjian. A closed form unsteady aerodynamic theory for lifting rotors in hover and forward flight [C] // AHS 43rd Annual Forum Proceedings. St. Louis, Missouri: AHS International, 1987: 840-854.
- [7] Leishman J G. Validation of approximate indicial aerodynamic functions for two dimensional subsonic flow [J]. Journal of Aircraft, 1988, 25(10): 914-922.
- [8] XU Jin, GAO Zheng. Quantitative analysis of wake distortion effect based on experiments of an isolated maneuvering rotor [C] // Proceedings of the 2nd International Basic Research Conference on Rotorcraft Technology. Nanjing: [s. n.], Nov, 2005: 91-97.
- [9] ZHAO Jinggen, Prasad J V R, Peters D A. A simplified model of main rotor/tail rotor/empennage interactions during helicopter maneuvering flight [C] // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Austin, Texas: [s. n.], 11-14 August, 2003: 1-10.
- [10] Kocurek J D, Berkowitz L E, Harris F D. Hover performance methodology at bell helicopter textron [C] // AHS 36th Annual Forum Proceedings. Washington, D. C.: AHS International, May 1980.