基于自由尾迹方法的电控旋翼气动特性分析

王超陆洋

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学重点实验室,南京,210016)

摘要:考虑了襟翼偏转对桨叶剖面有效迎角及旋翼尾迹结构的影响,建立了电控旋翼自由尾迹入流模型,并结合 电控旋翼带襟翼翼型气动力模型、桨叶挥舞运动模型、旋翼配平模型,建立了一种电控旋翼气动特性分析方法。 利用该方法,对某样例电控旋翼悬停和前飞状态的气动特性进行了计算,并将电控旋翼与常规旋翼的气动特性 进行了对比分析。结果表明,悬停时,配平所需的电控旋翼襟翼偏角幅值随拉力增加而增加;前飞时,电控旋翼后 行桨叶剖面迎角比常规旋翼更大,更可能发生失速。

关键词:电控旋翼;襟翼;自由尾迹;风洞配平

中图分类号:V211.1 **文献标识码:**A **文章编号:**1005-2615(2011)03-0324-06

Analysis of Aerodynamic Characteristics of Electrically Controlled Rotor Based on Free Wake Model

Wang Chao, Lu Yang

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

Abstract: For establishing an aerodynamic characteristics analysis method of the electrically controlled rotor, a free wake model of electrically controlled rotor is developed. The effect of the trailing edge flap on the effective angle of attack and the geometrical structure of rotor wake is considered. The blade flapping model, blade lifting model, wind tunnel trim model are also included in the method. The aerodynamic characteristics of the electrically controlled rotor are compared with that of the baseline rotor. In hover, the amplitude of the flap angle required for trim increases as the thrust increases. In forward flight, because of the large negative lift contribution from the trailing edge flap, the electrically controlled rotor has higher sectional angle of attack than the baseline rotor has.

Key words: electrically controlled rotor; flap; free wake; wind tunnel trim

电控旋翼技术是 21 世纪初提出的一项新概念 直升机技术。与常规旋翼操纵原理不同,电控旋翼 通过操纵襟翼的 1 Ω 偏转实现桨叶变距,从而达到 旋翼操纵的目的,襟翼的结构参数和偏转角影响桨 叶气动特性和旋翼气动性能。近十年来,国内外学 者对电控旋翼气动特性进行了深入的研究。2001 年美国NASA Ames 中心的Ormiston 首先采用刚 体桨叶模型,以二维准定常带襟翼翼型理论为基础 研究了电控旋翼的可行性^[1]。Kaman 公司基于 K-MAX直升机的基准桨叶制造出两种不同构型 的桨叶模型,并进行了吹风试验,用以研究电控旋 翼的气动特性,但研究重点集中在外伸式后缘襟翼 的气动特性,对嵌入式后缘襟翼研究较少^[2]。 2003~2010年,美国 Maryland 大学的 Shen, Falls, Chopra 等人建立了电控旋翼性能分析模 型,对电控旋翼的气动特性进行了深入的理论研

基金项目:南京航空航天大学青年科技创新基金(NS2010013)资助项目;某预研基金资助项目。

收稿日期:2010-11-16;修订日期:2011-01-18

通讯作者:陆洋,男,副教授,1977年生,E-mail:luyang@nuaa.edu.cn。

325

(3)

究,并得出一些有意义的结论^[3-5]。2009 年,宾夕法 尼亚州立大学的Bluman 等人研究了可动平尾位置 对电控旋翼直升机配平特性的影响^[6]。理论研究表 明,电控旋翼可以实现直升机的飞行操纵,但对实 际襟翼操纵输入、作动功率需求的预估偏于乐观, 且未涉及电控旋翼入流特性的研究。国内,陆洋等 人建立了旋翼/襟翼耦合配平方法[7]、带襟翼翼型 非定常气动力模型[8-9],对电控旋翼的气动特性和 操纵特性进行了研究,但入流模型采用较简单的 Dress 线性入流模型,给电控旋翼气动特性分析带 来误差,这是本文需要改进的重点内容。在旋翼入 流模型研究方面,常规旋翼目前多采用自由尾迹, 但对于电控旋翼,自由尾迹的分析很少,为此本文 将采用常规旋翼的自由尾迹模型,结合襟翼偏转对 尾迹的干扰影响,建立基于自由尾迹的电控旋翼气 动性能及旋翼操纵需求分析方法,并以某基准旋翼 为例,将其改进为电控旋翼,进行风洞配平计算。将 电控旋翼与基准旋翼的入流特性进行了对比分析, 得到了电控旋翼尾迹分布情况,总结出配平所需的 襟翼偏角随拉力系数的变化规律以及桨叶预安装 角变化对电控旋翼气动特性的影响。

1 电控旋翼自由尾迹建模

在用于常规旋翼自由尾迹分析的 Bagai 模型^[10]基础上,添加襟翼偏转对电控旋翼桨叶剖面 有效迎角及桨叶尾迹结构的影响,建立电控旋翼自 由尾迹入流模型,进一步给出了电控旋翼尾迹收敛 判定方法,并结合襟翼操纵与桨叶变距关系进行旋 翼风洞配平。

1.1 电控旋翼桨叶环量分布

气动力模型选用Weissinger-L模型,将桨叶径 向等分为N个微段,且假设微段内部环量及升力 分布均匀,但相邻两微段环量及升力不同,附着涡 位于桨叶1/4弦线处,控制点位于桨叶3/4弦线处, 不同强度的涡从桨叶后缘逸出,构成旋翼的尾迹, 近尾迹逸出角度固定,即Δφ_n=30°。结合叶素理论 得到的桨叶气动力分布,利用式(1)可计算得到桨 叶的环量分布

$$\{I - B - C\}\tau = A \tag{1}$$

式中:A代表桨叶操纵输入、远处来流和远尾迹对 桨叶剖面速度的影响矩阵;B,C分别代表附着涡、 近尾迹影响系数矩阵^[10]。

对于电控旋翼而言,桨叶剖面有效迎角需考虑 襟翼偏转的影响,包括基本翼型部分和带襟翼部 分。按式(2)计算

$$\alpha_{\rm eff} = \alpha + \frac{1}{\pi} (T_{10} - lT_{21})\delta$$
 (2)

式中:系数 T_{10} ,l, T_{21} 为与襟翼弦向位置、襟翼移轴补偿有关的常数^[7]。

由于襟翼的周期偏转,会使得襟翼径向内、外 侧边缘与主桨叶之间产生缝隙,该缝隙会对旋翼流 场产生扰动,在襟翼边缘逸出两个尾迹涡线。因此, 认为每片桨叶上的远尾迹涡线均包括3部分:襟翼 内侧边缘涡、襟翼外侧边缘涡和桨尖涡,前两个远 尾迹环量大小根据相邻两涡元环量差值确定,桨尖 涡环量取桨叶环量径向分布的最大值减去襟翼边 缘两个远尾迹涡的贡献,桨尖涡逸出位置由式(3) 确定。

$$\tilde{x}_{c} = \frac{(\Gamma_{\max} - \Gamma_{i+1})\tilde{x}_{\max} + (\Gamma_{i+1} - \Gamma_{i+2})\tilde{x}_{i+1} + \dots + \Gamma_{i\max}\tilde{x}_{i\max}}{\Gamma_{\max}}$$

式中: Γ_i 为第i个涡元环量; \tilde{x}_i 为对应涡元的径向 位置。

1.2 尾迹控制及收敛判定

随着旋翼的旋转,桨叶后缘逸出螺旋形尾迹, 要利用B-S定律计算旋翼附近的诱导速度,须先计 算旋翼尾迹的涡线形状。旋翼流场涡线控制方程如 式(4)所示

$$\frac{\partial \boldsymbol{r}(\boldsymbol{\psi},\boldsymbol{\zeta})}{\partial \boldsymbol{\psi}} + \frac{\partial \boldsymbol{r}(\boldsymbol{\psi},\boldsymbol{\zeta})}{\partial \boldsymbol{\zeta}} = \frac{1}{\Omega} \boldsymbol{V}(\boldsymbol{r}(\boldsymbol{\psi},\boldsymbol{\zeta})) \quad (4)$$

式中:r为流场中涡线节点的位置矢量;V为流场 中涡线节点的速度矢量。

基于初步计算得到的旋翼流场,本文采用一种 半隐式预估校正法计算旋翼的尾迹几何结构,根据 式(5,6)可求得旋翼尾迹的变化。

预估步

$$\bar{r}_{l,k}^{n} = \bar{r}_{l-1,k-1}^{n} + (\bar{r}_{l,k-1}^{n} - \bar{r}_{l-1,k}^{n}) \left(\frac{\Delta\psi - \Delta\zeta}{\Delta\psi + \Delta\zeta}\right) + \frac{2}{\Omega} \left(\frac{\Delta\psi\Delta\zeta}{\Delta\psi + \Delta\zeta}\right) \left(\mathbf{V}_{\infty} + \frac{1}{4} (\mathbf{V}_{\text{ind}}(\mathbf{r}_{l-1,k-1}^{n-1}) + \mathbf{V}_{\text{ind}}(\mathbf{r}_{l-1,k}^{n-1}) + \mathbf{V}_{\text{ind}}(\mathbf{r}_{l,k-1}^{n-1})) + \mathbf{V}_{\text{ind}}(\mathbf{r}_{l,k-1}^{n-1}) \right)$$

$$(5)$$

校正步

$$\overline{r}_{l,k}^{n} = \overline{r}_{l-1,k-1}^{n} + (\overline{r}_{l,k-1}^{n} - \overline{r}_{l-1,k}^{n}) \left(\frac{\Delta \psi - \Delta \zeta}{\Delta \psi + \Delta \zeta} \right) + \frac{2}{\Omega} \left(\frac{\Delta \psi \Delta \zeta}{\Delta \psi + \Delta \zeta} \right) \left(\mathbf{V}_{\infty} + \frac{1}{4} (\overline{\mathbf{V}}_{ind}(\mathbf{r}_{l-1,k-1}) + \overline{\mathbf{V}}_{ind}(\mathbf{r}_{l-1,k}) + \overline{\mathbf{V}}_{ind}(\mathbf{r}_{l,k-1}) + \overline{\mathbf{V}}_{ind}(\mathbf{r}_{l,k})) \right)$$
(6)

尾迹收敛准则如式(7)所示

RMS =
$$\frac{1}{l_{\max}k_{\max}} \sqrt{\sum_{\psi;l=1}^{l_{\max}} \sum_{\zeta;k=1}^{k_{\max}} (\mathbf{r}_{l,k}^{n} - \mathbf{r}_{l,k}^{n-1})^{2}}$$
 (7)

当尾迹收敛准则满足给定的精度范围时,即说 明得到收敛的尾迹几何形状。由于襟翼内外侧边缘 逸出两条小的尾涡,且各尾迹线相互干扰,需对3 条尾迹线均进行收敛判定。其中,涡核模型采用 Bagai 等人给出的基于尾迹实验的涡核修正模 型^[10]。

$$\begin{bmatrix} \theta_{0} \\ \theta_{1C} \\ \theta_{1S} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{D}{I_{f}\Omega^{2} + k_{\theta}} \left(\frac{1}{3}C_{3} + \frac{1}{2}\mu^{2}C_{1} \right) & 0 \\ 0 & \frac{D}{k_{\theta}} \left(\frac{C_{3}}{3} + \frac{1}{4}\mu^{2}C_{1} \right) \\ \frac{D}{k_{\theta}}\mu C_{2} & 0 \end{bmatrix}$$

1.4 旋翼配平

电控旋翼风洞配平程序与常规旋翼基本相同, 只是桨叶变距通过操纵襟翼实现,根据刚体桨叶挥 舞运动可得到操纵响应 $\{C_r, \beta_{1c}, \beta_{1s}\}$ 与襟翼操纵 输入 $\{\delta_0, \delta_{1c}, \delta_{1s}\}$ 的关系。计算思路为:首先根据飞 行状态及目标值按照滑流理论计算得到操纵初值, 然后利用牛顿迭代法调整操纵输入,使得操纵响应 接近目标值。为保证稳定性,可引入修正因子,当响 应值与目标值之差小于某小量后,认为实现配平。 图1为基于自由尾迹的旋翼气动特性计算流程图。

本文以某常规旋翼为样例^[7],将其改造为电控 旋翼。其中:襟翼展长为 0.75 m,襟翼弦长为 0.044 5 m,襟翼移轴补偿量为 0.1,桨叶主要参数 见文献[7]。



图1 电控旋翼配平计算流程图

2 计算结果及分析

该部分基于上述电控旋翼自由尾迹模型,对某

根据文献[7],对于刚体桨叶铰接式电控旋翼, 若不考虑桨叶挥扭耦合,且认为桨叶质心、焦心、弹 性中心三心合一,均在 1/4 轴线上,则可将桨叶当 量变距 $\{\theta_0, \theta_{1C}, \theta_{1S}\}$ 写成以襟翼偏角 $\{\delta_0, \delta_{1C}, \delta_{1S}\}$ 为 输入的表达式,如式(8)所示。其中: C_1, C_2, C_3 为与 襟翼展向位置有关的常数; k_θ 为桨根扭转刚度; I_f 为桨叶对变距轴线的惯性矩; θ_{pre} 为桨叶预安装角。

$$\frac{D}{I_{f}\Omega^{2} + k_{\theta}} \frac{1}{2} \mu C_{2}$$

$$0$$

$$\frac{D}{k_{\theta}} \left(\frac{1}{3}C_{3} + \frac{3}{4}\mu^{2}C_{1}\right) = \begin{bmatrix} \delta_{0} \\ \delta_{1C} \\ \delta_{1S} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{k_{\theta}\theta_{\text{pre}}}{I_{f}\Omega^{2} + k_{\theta}} + \frac{1}{2}E\left(\frac{2C_{3}}{3} + \mu^{2}C_{1}\right) \\ 0 \\ E\mu C_{2} \end{bmatrix}$$

(8)

样例电控旋翼悬停和前飞状态的气动特性进行了 计算,并将电控旋翼与常规旋翼的气动特性进行了 对比分析。其中,旋翼尾迹几何结构图采用桨毂坐 标系,桨毂中心为坐标原点,x轴向后为正,z轴向 上为正。

2.1 桨叶径向涡环量分布

图 2~3 分别给出前进比 µ 为 0.1, 拉力系数 C_T 为 0.008 时常规旋翼和电控旋翼在 0,90,180,270°



方位角处的附着涡环量径向分布。从图2中可以看 出,常规旋翼附着涡环量沿径向先是不断增加,并 在靠近桨尖处达到最大值,之后迅速减小,且在不 同的方位角处,附着涡环量分布不同。从图3中可 以看出,电控旋翼附着涡环量径向分布在带襟翼段 产生突变,此处附着涡环量突然下降,这是由于襟 翼后缘上偏,引起桨叶有效迎角降低所致。而增加 桨叶预安装角可改变环量分布,使带襟翼段环量增 加,从而提升电控旋翼气动特性。

2.2 旋翼尾迹几何结构

图 4~7 为前进比为 0.1 时电控旋翼和常规旋 翼的尾迹几何结构图。可以看出,由于尾迹与桨叶 的相互干扰,尾迹螺旋形结构发生畸变,前行桨叶 侧相对速度较大,桨叶向上卷起较明显。另外,通过 对比电控旋翼(图 4,5)与常规旋翼(图 6,7)的尾迹 几何结构发现,电控旋翼桨尖涡起点位置沿径向向 里移动,这是由于襟翼上偏引起桨叶附着涡环量降 低,从而使环量最大值位置沿径向向内移动。由于





桨尖涡与襟翼外侧边缘逸出涡径向位置接近,两者 相互干扰较严重,使得尾迹畸变严重。

2.3 悬停状态桨叶迎角及襟翼偏角随拉力变化

图 8~9 为悬停时 0.75R 处电控旋翼桨叶和常 规旋翼桨叶迎角的变化曲线及相应电控旋翼的襟 翼偏角变化曲线。选择桨叶预安装角10,15,20,25° 对比桨叶迎角及襟翼偏角变化情况。从图中可以看 出,若给定桨叶预安装角,随拉力系数增加,则配平 所需的电控旋翼桨叶迎角线性增加,所需的襟翼上



图 8 悬停时配平所需的桨叶迎角变化曲线



图 9 悬停时配平所需的襟翼偏角变化曲线

偏角(上偏为负)线性增大;同一拉力系数条件下, 随桨叶预安装角增大,所需的配平桨叶迎角越小, 所需的襟翼上偏角越小。选择恰当的桨叶预安装 角,可使得桨叶迎角及襟翼偏角处于比较合理的分 布状态。

2.4 前飞状态桨叶迎角及襟翼偏角变化

为对比电控旋翼与常规旋翼的桨叶迎角分布, 图10 给出了前进比为 0.1 时计算得到的 0.75 R 处 桨叶迎角分布随方位角的变化曲线,并且给出桨叶 预安装角对桨叶迎角分布的影响。可以看出,两种 旋翼的迎角变化规律相似,但与常规旋翼相比,电 控旋翼桨叶迎角幅值更大,后行桨叶一侧更容易发 生失速,这是由于襟翼后缘上偏(为负)所致,襟翼 上偏会引起桨叶升力损失,增加翼型阻力。图11 为 前进比 0.1 时,在不同的预安装角情况下,配平所 需的襟翼偏角随方位角的变化曲线。可以看出,通 过增加桨叶预安装角,可以降低桨叶迎角幅值及配 平所需的襟翼偏角。

2.5 桨盘诱导速度分布

图 12~13 分别给出前进比 0.1 时常规旋翼和 电控旋翼的桨盘诱导速度分布。可以看出,两种旋 翼桨盘诱导速度整体分布规律类似,具有明显的分





层结构,桨盘前部的诱导速度较小,桨盘后部的诱导速度较大。但电控旋翼带襟翼段及桨盘横向诱导速度分布较常规旋翼变化较大,这是因为襟翼周期 偏转引起桨叶附着涡环量分布发生变化,桨叶预安 装角为15°时襟翼一直处于上偏状态,使带襟翼段 附着涡环量降低,诱导速度值降低,在靠近90°, 270°方位角处较明显。襟翼内、外侧逸出两条新的 尾迹与桨尖涡尾迹涡线产生相互干扰,使得远尾迹 几何结构发生改变,也会对诱导速度分布产生影 响。

3 结 论

本文建立了基于自由尾迹方法的电控旋翼气 动特性分析模型,基于此进行了某样例电控旋翼的 气动特性分析,并与常规旋翼的气动特性进行了对 比,得到以下结论:

(1)襟翼偏转使得襟翼内、外侧边缘逸出尾迹, 引起桨叶径向环量分布发生变化,而且各尾迹之间 相互干扰使电控旋翼的尾迹结构比常规旋翼更加 复杂。

(2)由于后缘襟翼上偏产生很大的负升力贡献,在相同的拉力水平及飞行状态下,电控旋翼的桨叶剖面迎角大于常规旋翼,可以通过调整桨叶预 安装角达到降低配平所需襟翼偏角的目的。

(3)前飞时,受前方来流的影响,且后缘襟翼周 期偏转使得不同方位角处的气动环境差异增大,电 控旋翼桨盘诱导速度分布与常规旋翼有较大差别, 尤其是横向分布。

参考文献:

[1] Ormiston R A. Aeroelastic considerations for rotorcraft primary control with on-blade elevons [C]// American Helicopter Society 57th Annual Forum. Washington, DC: AHS, 2001: 464-481.

- [2] Wei Fushang. Design of soft torsion rotor systems at Kaman aerospace corporation [C]//American Helicopter Society 58th Annual Forum Proceedings. Montreal, Canada: AHS, 2002:1264-1273.
- [3] Shen Jinwei, Yang Mao, Chopra I. Swashplateless helicopter rotor with active trailing-edge flaps for flight and vibration control[J]. Journal of Aircraft, 2006,43(2):346-352.
- [4] Roget B, Chopra I. Wind-tunnel testing of rotor with individually controlled trailing-edge flaps for vibration reduction [J]. Journal of Aircraft, 2008, 45 (3):868-879.
- [5] Falls J, Datta A, Chopra I. Design and analysis of trailing-edge flaps and servotabs for primary control [J]. Journal of AHS, 2010,55(3):15.
- [6] Bluman J, Gandhi F. Reducing trailing edge flap deflection requirement in swashplateless primary control with a moveable horizontal tail [C] // Proceedings of the 65th Annual Forum of The AHS. Grapevine, Texas: AHS,2009:57-68.
- [7] 陆洋.电控旋翼系统研究[D].南京:南京航空航天大 学航空宇航学院,2004.
- [8] 陆洋,王浩文,高正.用于电控旋翼气弹分析的带襟 翼翼型气动力模型[J].空气动力学报,2005,23(2): 243-247.
- [9] 陆洋,王浩文,高正. 电控旋翼气弹动力学建模研究 [J]. 航空动力学报,2006,21(6):1021-1026.
- [10] Bagai A, Leishman J G. Rotor free wake modeling using pseudo implicit technique including comparisons with experimental data [J]. Journal of the AHS, 1995, 40(3): 29-41.