

文章编号: 1000-6893(2006)04-0584-04

倾转旋翼飞机建模与仿真

杨喜立¹, 朱纪洪¹, 黄兴李¹, 胡春华², 孙增圻¹

(1. 清华大学 计算机系 智能技术与系统国家重点实验室, 北京 100084)

(2. 清华大学 航天航空学院, 北京 100084)

Modeling and Simulation for Tiltrotor Airplane

YANG Xi-li, ZHU Ji-hong, HUANG Xing-li, HU Chun-hua, SUN Zeng-qi

(1. State Key Laboratory of Intelligent Technology and Systems, Department of Computer Science and Technology, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

(2. Aerospace and Aeronautics School, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

摘要: 倾转旋翼飞机的旋翼既要充当直升机飞行模式的旋翼, 又要充当固定翼飞行模式的螺旋桨。为了研究倾转旋翼飞机的控制问题, 建立了倾转旋翼飞机的数学模型。其中旋翼模型采用改进了的叶元法, 旋翼诱导速度计算采用改进了的动量法。在 MATLAB/SIMULINK 环境下进行了仿真, 并给出了仿真结果。仿真结果表明模型可反映倾转旋翼飞机的基本特性, 可对飞行控制系统设计提供帮助。

关键词: 倾转旋翼; 叶元法; 动量法; 万向节旋翼

中图分类号: V212.4 文献标识码: A

Abstract: The rotor of tiltrotor aircraft acts as common rotor in helicopter mode as well as propeller in fixed wing airplane mode. In order to research the flight control method for tiltrotor airplane, a mathematics model is developed in this paper. In the model, the modified blade element analysis theory is used to model the rotor, and the modified momentum theory is used to calculate the induced velocity. The simulation is performed with Matlab/Simulink and the result shows that the model contains the basic properties of tiltrotor.

Key words: tilt rotor; blade element analysis theory; momentum theory; gimballed rotor

倾转旋翼飞机是介于直升机和固定翼飞机之间的新型飞机。随着机翼两端短舱和旋翼系统的倾转, 它既可以像直升机一样垂直起降, 又可以像固定翼飞机一样飞行。

在中国, 对倾转旋翼飞机的研究刚刚开始起步, 还鲜见关于倾转旋翼飞机的专业文献。本文给出倾转旋翼飞机的数学模型。仿真结果表明, 模型反映倾转旋翼飞机的基本特性。

1 机体、机翼及平尾空气动力

倾转旋翼机机体和平尾的空气动力计算和普通固定翼飞机相似, 本文不做介绍, 详情见文献[1]。

倾转旋翼飞机的机翼受旋翼下洗流影响较大, 且和短舱角 n 的大小有关。图 1 表示机翼受下洗流影响的分布。

可根据如下经验公式^[1]估计受旋翼下洗流影响的机翼面积, 其中 a, b 为经验系数; R 为旋翼半径; c 为机翼平均气动弦长; u 为机体坐标系 x 轴速度。

$$S_{wss} = 2Rc[\sin(an) + \cos(bn)] \frac{u_{max} - u}{u_{max}}$$

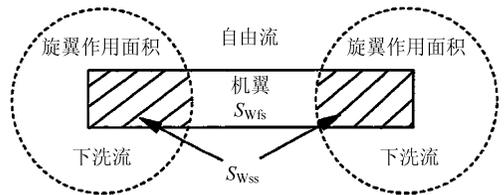


图 1 机翼受下洗流影响的分布

Fig 1 Airfoil influenced by slipstream

然后可得不受下洗流影响的机翼面积 S_{wfs} 。

设机翼空气动力中心 W 在机体坐标系中的位置为 $\rho_w = -lw_i - hw_k$, 可求出自由流作用下的机翼空气动力中心速度为

$$V_{wfs} = (u - qhw) i + (w + qlw) k$$

进而可求出自由流下的攻角和动压头。

下洗流作用下的机翼空气动力中心速度为

$$V_{wss} = (u - qhw + v_i \cos n) i + (w + qlw - v_i \sin n) k$$

进而可求出下洗流作用下的攻角和动压头。

计算两部分机翼面积产生的空气动力和力矩并相加, 可得总的机翼气动力和力矩。

2 旋翼空气动力

倾转旋翼飞机的 2 副旋翼分别位于机体两

收稿日期: 2005-02-23; 修订日期: 2006-02-13
基金项目: 国防科技重点实验室基金、清华大学基础研究基金
(JC2003029) 资助项目

侧, 桨叶旋转方向相反, 使得扭矩平衡。下面以旋转角速度方向向上的旋翼为主建立旋翼模型。

(1) 万向节旋翼 为适应倾转旋翼飞机的特性: 旋翼既要充当直升机模态的旋翼, 又要充当固定翼模态的螺旋桨, 因此选用了万向节旋翼。和普通旋翼相比, 万向节旋翼相对短且硬; 它的 3 个桨叶通过旋翼桨毂和转轴支点刚性连接, 相当于 1 个刚体放置在 1 个万向节上, 因此它的挥舞运动是 3 个桨叶联动的; 万向节旋翼相比较于全铰式旋翼, 其挥舞铰偏置量为 0; 万向节旋翼桨毂处有弹簧装置, 用于约束桨叶的挥舞运动^[2] (见图 2)。

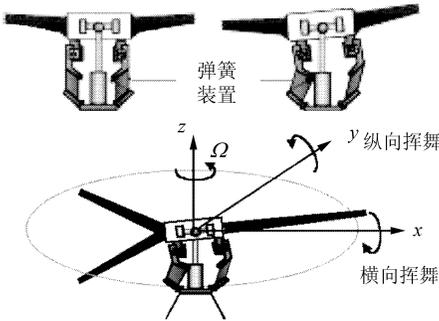


图 2 万向节旋翼及桨叶位置坐标系定义

Fig 2 Gimbaled rotor and blade location reference frame

根据图 2, 可以定义桨叶位置坐标系: 原点为旋翼旋转中心, xOy 平面垂直于旋翼旋转轴, x 轴指向整个旋翼的后方, y 轴指向整个旋翼的右侧, z 轴与旋翼旋转轴重合, 方向向上, 桨叶方位角 ϕ 定义为从 x 轴正向开始向 y 轴正向旋转经过的角度。

本文采用叶元法^[2-5] 分析桨叶的运动。

(2) 单个桨叶受力分析 桨叶叶元受到的离心力及力矩为(图 3)

$$d(F_c) = (m dy) y \Omega^2 = m \Omega^2 y dy$$

$$d(M_c) = - (m dy) y^2 \Omega^2 \beta = - m y^2 \Omega^2 \beta dy$$

桨叶叶元受到的惯性力及力矩为

$$d(F_I) = (m dy) y \beta_i$$

$$d(M_I) = - (m dy) y \beta_i y = - m y^2 \beta_i dy$$

桨叶叶元受到的空气动力矩为

$$d(M_A) = y dF_z$$

其中: $\beta(\phi) = \beta_0 + \beta_{1c} \cos \phi + \beta_{1s} \sin \phi$ 为挥舞角。桨叶的重力忽略不计。

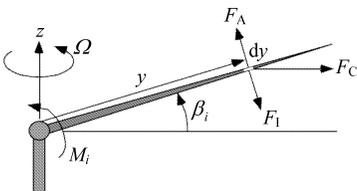


图 3 桨叶叶元受力分析

Fig 3 Blade element forces analysis

对单个桨叶从 $y = 0$ 到 $y = R$ 积分, 并代入挥舞角的表达式, 得到桨叶挥舞力矩为

$$M_i = - I_b \Omega^2 \beta_0 - (I_b \beta_{1c} + 2 I_b \Omega \beta_{1s}) \cos \phi_i - (I_b \beta_{1s} - 2 I_b \Omega \beta_{1c}) \sin \phi_i + \int_0^R y dF_z$$

(3) 桨叶受力综合分析 将 3 个桨叶所受力矩向桨叶位置坐标系的 x 和 y 轴投影(图 4), 并

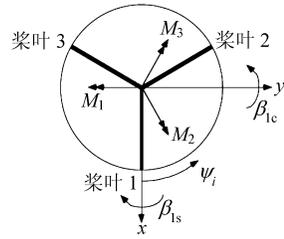


图 4 桨叶受到的挥舞力矩

Fig 4 Blade flapping moment

分别相加, 再加上桨毂弹性力矩, 可得

$$M_y = - \sum_{i=1}^3 M_i \cos \phi_i + K_\beta \beta_{1c} = 0$$

$$M_x = + \sum_{i=1}^3 M_i \sin \phi_i - K_\beta \beta_{1s} = 0$$

将 M_i 代入上式, 简化后, 可得:

$$M_s \begin{bmatrix} \beta_{1c} \\ \beta_{1s} \end{bmatrix} + C_s \begin{bmatrix} \beta_{1c} \\ \beta_{1s} \end{bmatrix} + K_s \begin{bmatrix} \beta_{1c} \\ \beta_{1s} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M'_{Ay} \\ M'_{Ax} \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中:

$$M_s = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}; \quad C_s = \begin{bmatrix} 0 & 2\Omega \\ -2\Omega & 0 \end{bmatrix};$$

$$K_s = \begin{bmatrix} \frac{2K_\beta}{3I_b} & 0 \\ 0 & \frac{2K_\beta}{3I_b} \end{bmatrix};$$

$$M'_{Ay} = \frac{2}{3} I_b \sum_{i=1}^3 \int_0^R y dF_z \cos \phi_i;$$

$$M'_{Ax} = \frac{2}{3} I_b \sum_{i=1}^3 \int_0^R y dF_z \sin \phi_i.$$

(4) 桨叶叶元空气动力计算 首先, 定义 4 个坐标系:

① 叶元风坐标系: y 轴沿桨叶向外, x 轴为图 5(a) 中 D 的方向, z 轴为图 5(a) 中 L 的方向;

② 叶元旋转坐标系: y 轴沿桨叶向外, x 轴为图 5(a) 中 F_x 的方向, z 轴为图 5(a) 中 F_z 的方向;

③ 叶元固定坐标系: y 轴沿桨叶向外, 垂直于旋翼旋转轴, z 轴平行于旋翼旋转轴向上, x 轴垂直于 yOz 平面向后;

以上 3 个坐标系中心为叶元空气动力中心。

④ 桨毂坐标系: 中心为旋翼旋转中心, 其 z 轴沿着发动机短舱指向下方, 其 xOy 平面垂直于

z 轴, 其 y 轴指向机体右侧。参见图 5(b), 图中, H, S, T 为旋翼产生的后向力、侧向力和拉力, 其方向与桨毂坐标系的 x, y, z 轴相反。

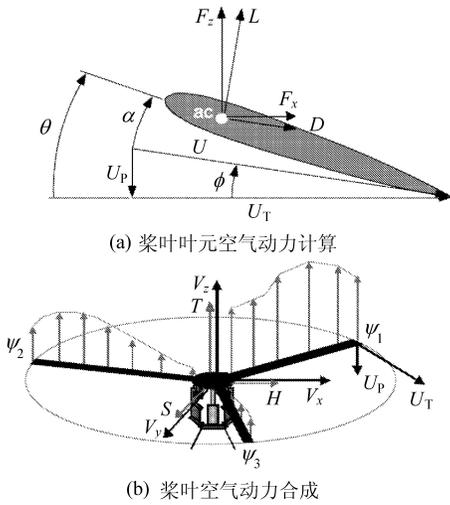


图 5 桨叶空气动力
Fig 5 Aerodynamics forces on rotors

在桨毂坐标系中的相对风速 V_x, V_y, V_z 可计算如下

$$V_x = u \sin \alpha + w \cos \alpha; \quad V_y = v;$$

$$V_z = V' - v_i = -u \cos \alpha + w \sin \alpha - v_i$$

其中: 诱导速度 v_i 可用动量理论计算。

单位时间通过桨盘的空气质量为

$$\dot{m} = \rho A U$$

其中: A 为桨盘面积; U 为通过桨盘的空气速度,

$$U = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + (V'_z - v_i)^2}$$

根据流体力学理论, 旋翼拉力 T 为

$$T = \dot{m}(2v_i) = \rho A (2v_i) \cdot \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + (V'_z - v_i)^2}$$

化简后可得

$$\left(\frac{T}{2\rho A}\right)^2 = v_i^4 - 2V'_z v_i^3 + (V_x^2 + V_y^2 + V_z'^2) v_i^2$$

上式是 v_i 的多项式方程, 在已知拉力 T 时可以求解。在仿真计算中, 先假设 v_i 为 0, 然后用后文的方法计算出相应的 T , 再用 T 求解以上方程的最大正实根, 即 T 产生的 v_i 值, 用新的 v_i 值可计算新的 T 值, 用此方法可迭代求出每时刻的 v_i 值。

可以根据 V_x, V_y, V_z 计算出桨叶叶元处的相对风速(图 5(a))

$$U_T = \Omega y + V_x \sin \phi_i + V_y \cos \phi_i$$

$$U_P = y\beta_i + (V_x \cos \phi_i - V_y \sin \phi_i)\beta_i - V_z$$

其中: U_T 为桨叶前进方向的分速度; U_P 为垂直叶元旋转平面向下的空气速度。一般情况下, U_T 远

大于 U_P , 所以,

$$U = \sqrt{U_T^2 + U_P^2} \approx U_T$$

图 5(a) 中的 ϕ 为相对入流角, 是由于垂直于叶元旋转平面的空气速度引起总空气速度矢量的向下偏移:

$$\phi = \arctan\left(\frac{U_P}{U_T}\right) \approx \frac{U_P}{U_T}$$

根据叶元处的空气速度, 可以求得旋翼叶元受到的升力和阻力为

$$dL = \frac{1}{2}\rho U^2 c_l dy; \quad dD = \frac{1}{2}\rho U^2 c_d dy$$

其中: c_l 和 c_d 分别是叶元升力和阻力系数; c 为叶元的弦长; cdy 为叶元有效面积。一般来说, 叶元升力系数与叶元攻角成正比,

$$c_l = C_h \alpha$$

叶元攻角为

$$\alpha = \theta - \phi = \theta - \arctan\left(\frac{U_P}{U_T}\right) \approx \theta - \frac{U_P}{U_T}$$

其中: θ 为桨叶安装角, 由总距、周期变距、桨叶扭曲角和挥舞-变距耦合组成,

$$\theta(r) = \theta_0 + \theta_1 \cos \phi_i + \theta_2 \sin \phi_i + \theta_w \left(r - \frac{3}{4}\right) - K_t(\beta_i - \beta_p)$$

综合以上公式, 可得

$$dL = \frac{1}{2}\rho U^2 c_l dy = \frac{1}{2}\rho U_T^2 c_h (\theta - \phi) dy = \frac{1}{2}\rho c C_h (\theta U_T^2 - U_T U_P) dy$$

将升力和阻力向叶元旋转坐标系投影, 可得

$$dF_z = dL \cos \phi - dD \sin \phi \approx dL = \frac{1}{2}\rho c C_h (\theta U_T^2 - U_P U_T) dy$$

$$dF_x = dL \sin \phi + dD \cos \phi \approx \phi dL + dD = \frac{1}{2}\rho c C_h \left[\theta U_P U_T - U_P^2 + \frac{C_d}{C_h} U_T^2 \right] dy$$

同时, dF_x 也是叶元固定坐标系 x 轴方向的分力。

由于旋翼有挥舞角 β , 将 dF_z 向叶元固定坐标系投影, 可得此坐标系 y 轴方向上的分力 dF_R 和 z 轴方向上的分力 dT

$$dF_R = -dF_z \sin \beta \approx -dF_z \beta$$

$$dT = dF_z \cos \beta \approx dF_z$$

(5) 旋翼空气动力和力矩计算 将各叶元固定坐标系中的分量: dF_x, dF_R, dT 沿桨叶轴向积分并累加, 可得到桨毂坐标系中总的旋翼力 T, H, S 为

$$T = \sum_{i=1}^3 \int_0^R dT = \sum_{i=1}^3 \int_0^R dF_z =$$

$$\frac{1}{2} \gamma_b \Omega^2 / R \sum_{i=1}^3 \int_0^R \left[\theta \left(\frac{U_T}{\Omega R} \right)^2 - \frac{U_T U_P}{\Omega^2 R^2} \right] dr$$

$$H = \sum_{i=1}^3 \int_0^R dF_x \sin \phi_i + dF_R \cos \phi_i =$$

$$\frac{1}{2} \gamma_b \Omega \left\langle R \sum_{i=1}^3 \int_0^R \left[\theta \frac{U_T U_P}{\Omega^2 R^2} - \left(\frac{U_P}{\Omega R} \right)^2 + \frac{C_d}{C_b} \left(\frac{U_T}{\Omega R} \right)^2 \right] \cdot \right.$$

$$\left. dr \sin \phi_i - \left[\theta \left(\frac{U_T}{\Omega R} \right)^2 - \frac{U_T U_P}{\Omega^2 R^2} \right] \beta_i dr \cos \phi_i \right.$$

$$\left. S = \sum_{i=1}^3 \int_0^R -dF_x \cos \phi_i + dF_R \sin \phi_i \right.$$

其中: $\gamma = \frac{\rho C_{lac} R^4}{I_b}$ 为洛克数。

计算结果略。

同样, 由桨叶元空气动力产生的挥舞力矩 M'_{Ax} 和 M'_{Ay} 也可计算

$$\begin{bmatrix} M'_{Ay} \\ M'_{Ax} \end{bmatrix} = -C_A \begin{bmatrix} \beta_{1c} \\ \beta_{1s} \end{bmatrix} - K_A \begin{bmatrix} \beta_{1c} \\ \beta_{1s} \end{bmatrix} + F_A \quad (2)$$

(C_A, K_A, F_A 公式略)

根据式 (1) 和式 (2) 可求解挥舞角的变化情况, 代入 T, H, S 的计算公式, 可求得总旋翼力。

根据短舱旋转中心和旋翼旋转中心在机体系统中的位置和桨毂系中的旋翼力 T, H, S , 可以计算旋翼在机体系统中对整个飞机的力和力矩。

对于旋翼角速度方向向下的旋翼, $\psi, \Omega, \beta_s, \theta_{1c}, V_y, S$ 等的定义变反, 所有计算公式不变。

3 模型仿真及验证

使用 Matlab7.0 的 simulink 和 S 函数建立仿真模型, 其中, 机体、机翼和平尾的气动系数来自文献[1]。以下为对旋翼模型的一个仿真验证。

输入: $\theta_{1s} = 0.4 \text{ rad}; \theta_{1c} = 0.01 \text{ rad}; \theta_{1s} = -0.3 \text{ rad}; n = \pi/2 \text{ rad}; u = 50 \text{ m/s}; v = 0; w = 0$ 。

图 6 为仿真结果。可以看出, 在前飞时, 加上周期变距后的桨盘平面前倾。

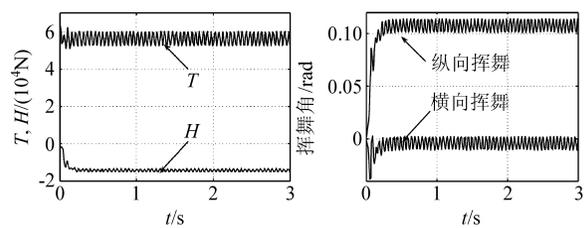


图 6 模型验证输出

Fig 6 Results of Model Validation

4 结论

根据倾转旋翼飞机特点, 用改进的叶元法和动量法建立了旋翼数学模型, 给出了旋翼下洗对机翼的影响, 并考虑了机体、机翼和平尾空气动力。仿真结果表明, 此模型能反映倾转旋翼飞机的基本特性, 可用于分析飞机动态, 并为飞行控制设计提供帮助。

参考文献

[1] Carlson E B. Optimal tiltrotor aircraft operations during power failure[D]. University of Minnesota, 1999.

[2] Keller J A. Analysis and control of the transient aeroelastic response of rotors during shipboard engagement and disengagement operations[D]. Department of Aerospace Engineering, Graduate School, Pennsylvania State University, 2001.

[3] Leishman J G. Principles of helicopter aerodynamics[M]. Cambridge University Press, 2000.

[4] Johnson W. Helicopter theory[M]. 1980.

[5] 高正, 陈仁良. 直升机飞行动力学[M]. 北京: 科学出版社, 2003.

Gao Z, Chen R L Helicopter aerodynamics[M]. Beijing: Press of Science, 2003. (in Chinese)

[6] 李建波, 高正. 直升机机动飞行仿真的气动建模及试验研究[J]. 航空学报, 2003, 24(2): 116-118.

Li J B, Gao Z. Aerodynamic modeling and experiment for simulation of helicopter maneuver flight[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(2): 116-118. (in Chinese)

作者简介:



杨喜立(1972-) 男, 河北秦皇岛人, 清华大学计算机系, 博士生, 主要研究方向为飞行控制。E-mail: yangxili@gmail.com

朱纪洪(1968-) 男, 江苏镇江人, 清华大学计算机系教授, 博士生导师。

黄兴李(1971-) 男, 江西永兴人, 清华大学计算机系, 博士生, 主要研究方向为飞行控制。

(责任编辑: 刘振国)