

# 直升机机动飞行旋翼的气动力模拟

曹义华

(北京航空航天大学飞机设计研究所,北京,100083)

## MODELING THE AERODYNAMIC FORCES OF A MANEUVERING HELICOPTER ROTOR

Cao Yihua

(Institute of Aircraft Design, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100083)

**摘要** 探讨了预测机动飞行旋翼气动力的细节问题。在考察非均匀诱导速分布、入流动力学和非定常翼型性能的基础上,建立了一种模拟非定常旋翼气动力的新方法。对某一特定机动科目,首先由逆解技术得到操纵输入和飞行姿态;然后综合应用涡流理论、动力入流理论和非定常翼型气动模型来数值模拟非定常的旋翼气动力。通过样例分析给出了紧急转弯和平飞跃升的计算结果。

**关键词** 直升机 机动飞行 旋翼 非定常空气动力学

**中图分类号** V 211.4

**Abstract** This paper examines the details of predicting the aerodynamic forces of a maneuvering helicopter rotor. A new approach to modeling the unsteady rotor aerodynamic forces is established based on the insight into the nonuniform induced velocity distribution, inflow dynamics and unsteady airfoil behavior. For a specified maneuver, the rotor control inputs and helicopter flight attitudes during the maneuvering are first obtained using an inverse solution technique. Then the unsteady rotor forces are numerically simulated by synthetically applying the vortex theory, dynamic inflow theory and unsteady airfoil aerodynamic models. Good results of the sample calculations of lateral jink and pop-up maneuvers are obtained.

**Key words** helicopters, maneuvering, rotor, unsteady aerodynamics

众所周知,非定常空气动力学在直升机和定翼机的机动性能计算中是非常重要的。虽然在模拟直升机旋翼翼型的非定常气动特性方面已经取得了一些进展<sup>[1~3]</sup>,但是在直升机分析中的应用还仍然只是旋翼振动载荷、气动弹性稳定性和响应的计算。至于飞行动力学分析,非定常空气动力学对悬停和前飞性能的作用仅有很少的文章在最近才得以发表<sup>[4]</sup>,而大多数的飞行动力学模型都是采用准定常的二维翼型升力线理论去预测桨叶载荷。过去,飞行力学工作者常常采用简单的诱导速度分布(均匀或前后线性变化),和准定常的翼型空气动力学来进行机动飞行分析<sup>[5,6]</sup>,最近,Jeffrey D. Keller 和 H. C. Curtiss 提出了一种模拟直升机诱导速度的方法<sup>[7]</sup>。然而他们仅给出了悬停时稳定俯仰旋翼的算例。正如我们所知,高度的非线性和非定常气动力,滞后因素以及空气动力学和结构动力学的耦合是机动飞行的基本特征。事实上,直升机和旋翼的所有运动量都是时变的。因此,要模拟机动飞行旋翼气动力就显得难度相对大,而且到目前为止,也很少或者几乎没有可用的信息。就桨盘诱导速分布和尾流动力学而言,虽然采

用自由尾流技术或CFD分析可以得到一些细节,但是这样的模型目前还很难和飞行力学模型结合起来,更进一步说,来流动力学和非定常桨叶载荷还存在着耦合。因此,很自然地希望有合适的计算机动飞行旋翼力的分析模型。本文的工作就是要研究这一问题。

### 1 分析方法

(1) 直升机机体和旋翼挥舞动力学 对机动飞行分析先前的研究方法是单独孤立地采用线化的机体运动方程<sup>[8]</sup>和静态旋翼挥舞运动<sup>[9]</sup>方程来研究机体和旋翼挥舞运动。这些方程局限于缓慢机动和线化分析。为克服这一局限性,本文建立了非线性耦合的机体和旋翼挥舞非定常运动方程。

机体非定常运动

$$\left. \begin{aligned} m(\dot{V}_B + \omega_B \times V_B) &= \Sigma F \\ \bar{I}_B \cdot \dot{\omega}_B + \omega_B \times (\bar{I}_B \times \dot{\omega}_B) &= \Sigma M \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

旋翼挥舞(尖轨迹平面)动力学

$$\begin{Bmatrix} \dot{a}_0 \\ \dot{a}_1 \\ \dot{b}_1 \end{Bmatrix} + A_{3 \times 3} \begin{Bmatrix} a_0 \\ a_1 \\ b_1 \end{Bmatrix} + B_{3 \times 3} \begin{Bmatrix} a_0 \\ a_1 \\ b_1 \end{Bmatrix} = C_{3 \times 1} \quad (2)$$

(2) 诱导速度模型 环量和诱导速度由付立叶级描述为

$$\left. \begin{aligned} \Gamma &= \Gamma_0 + \Gamma_{1c} \cos \psi + \Gamma_{1s} \sin \psi \\ v &= v_0 + v_{1c} \cos \psi + v_{1s} \sin \psi \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

基于涡流理论结果<sup>[10]</sup>并且只考虑一阶谐波项,可以得到诱导速度和环量之间的关系。这一涡流模型的结果可以选取为任意机动飞行时刻  $t_j$  的诱导速度迭代计算的初值。在整个迭代计算中,旋翼尾流所引起的诱速扰动可以由广义入流理论来模拟。

由于多数入流模型(如 Pitt-Peters 模型<sup>[11]</sup>)是在假设旋翼轴仅有平移的基础上推导出来的,因此要描述机动飞行时诱导速度场它们是不完整的。本文在广义入流模型<sup>[12]</sup>的基础上,考虑了直升机任意平移和转动的影响,对入流模型改进为

$$\begin{Bmatrix} \dot{\lambda}_0 \\ \dot{\lambda}_k \\ \dot{\lambda}_k \\ \dot{\lambda}_k \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} \lambda_0 \\ \lambda_k \\ \lambda_k \\ \lambda_k \end{Bmatrix} = L \begin{Bmatrix} C_T + \Delta C_T \\ C_L + \Delta C_L \\ C_M + \Delta C_M \end{Bmatrix} \quad (4)$$

式中:  $\Delta C_T$ ,  $\Delta C_L$ ,  $\Delta C_M$  是机动飞行所引起的附加项。

(3) 非定常气动力模型 在飞行力学分析中常规的模拟气动载荷的方法是采用准定常、二维的升力线模型。实际上,升力产生的动态过程引起了气动载荷滞后于攻角变化。本文采用了 Leishman-Beddoes 模型<sup>[3]</sup>来描述气动载荷的动态变化。翼型非定常的法向力和俯仰力矩系数  $C_n$  和  $C_m$  可以用 8 个状态方程表述

$$\dot{Z} = EZ + Fu \quad (5)$$

$$\begin{Bmatrix} C_n \\ C_m \end{Bmatrix} = GZ + Hu \quad (6)$$

## 2 结果和讨论

(1) 侧向紧急转弯 某典型直升机以速度  $V = 36\text{m/s}$  完成侧向紧急转弯,侧向位移  $h = 15\text{m}$ , 纵向位移  $s = 300\text{m}$  (见图 1(a))。

根据这些特定条件,航迹角随时间的变化通过一套非线性的运动模拟计算可以得出

$$\psi_h = 3.55 \times 10^{-5} t^7 - 1.04 \times 10^{-3} t^6 + 1.119 \times 10^{-2} t^5 - 5.032 \times 10^{-2} t^4 +$$

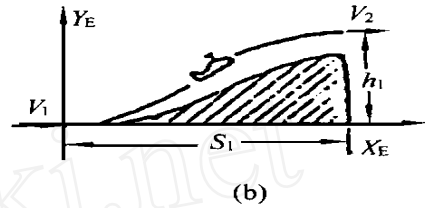
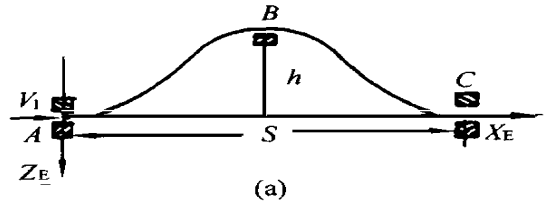


图1 机动飞行描述

(a) 侧向紧急转弯; (b) 平飞跃升

$$8.709 \times 10^{-2} t^3$$

当  $0 \leq t \leq 8.368\text{s}$

应用逆解技术<sup>[13,14]</sup>,机动飞行时的操纵输入,飞行姿态和载荷因数可以计算出来(如图 2)。

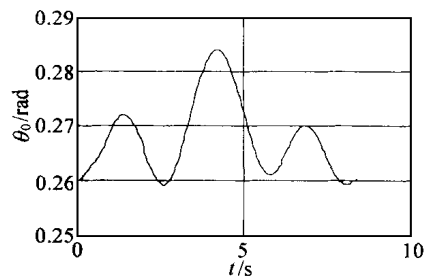


图2 侧向紧急转弯时的总距操纵

之后,通过综合应用涡流理论、动力入流理论和非定常翼型气动模型能够数值模拟每片桨叶的载荷变化(如图 3 的每片桨叶的拉力变化)。从图 3 中的变化历程可以看出:旋翼桨叶非定常拉力的脉动变化是非常明显的;单片桨叶脉动拉力的包络线总体上趋势是和旋翼总距操纵相对应的。从整体分析的角度,旋翼拉力的脉动包络线(见图 4)能够说明:侧向紧急转弯时的旋翼拉力必须提供转弯时的向心力和克服直升机重力,并且总的变化趋势是满足直升机的载荷因数要求。

(2) 平飞跃升 某直升机作平飞跃升机动从进入速度  $V_1 = 40\text{m/s}$  开始,在飞越障碍物高度  $h_1 = 30\text{m}$  (见图 1(b)),纵向位移  $S_1 = 300\text{m}$  之后,其改出速度为  $V_2 = 38\text{m/s}$ 。根据这些条件,飞行速度和飞行高度可以数学模拟如下

$$V = 0.0086t^3 - 0.1t^2 + 40 \quad 0$$

当  $0 \leq t \leq 7.7472\text{s}$ ;

$$Y_E = 0.0064t^5 - 0.1249t^4 + 0.6452t^3$$

当  $0 \leq t \leq 7.7472\text{s}$

由逆解技术<sup>[13, 14]</sup>, 可以计算出平飞跃升机动时的操纵输入、飞行姿态和载荷因数等(如图 5)。

同样, 再综合应用涡流理论、动力入流理论和非定常翼型气动模型可以计算出每片桨叶的拉力

变化历程(见图 6)。从图中可以看出: 桨叶脉动拉力的包络线或平均性状是和旋翼总距的变化相对应的。

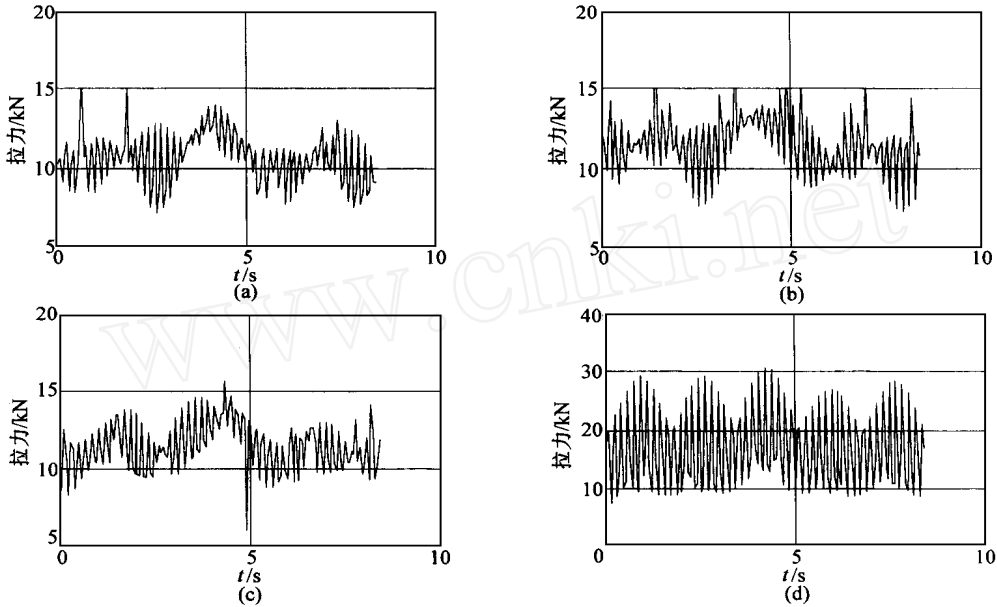


图 3 侧向紧急转弯时桨叶拉力的变化历程

(a) 第 1 片桨叶拉力; (b) 第 2 片桨叶拉力; (c) 第 3 片桨叶拉力; (d) 第 4 片桨叶拉力

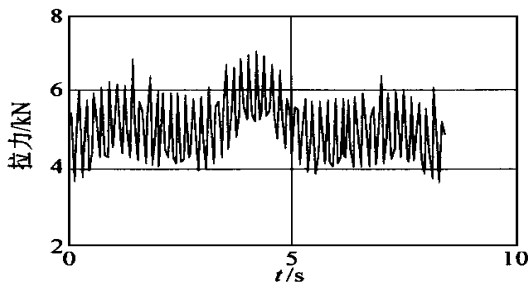


图 4 侧向紧急转弯时的旋翼拉力

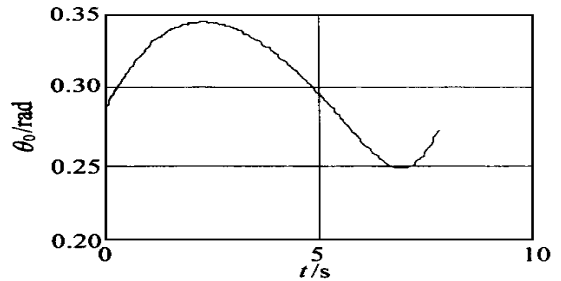
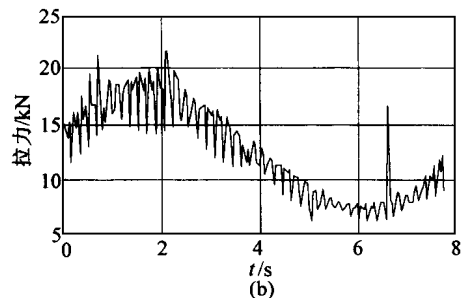
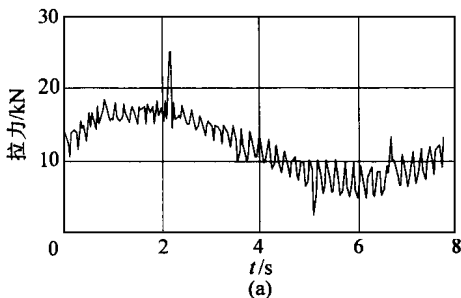


图 5 平飞跃升时的总距操纵



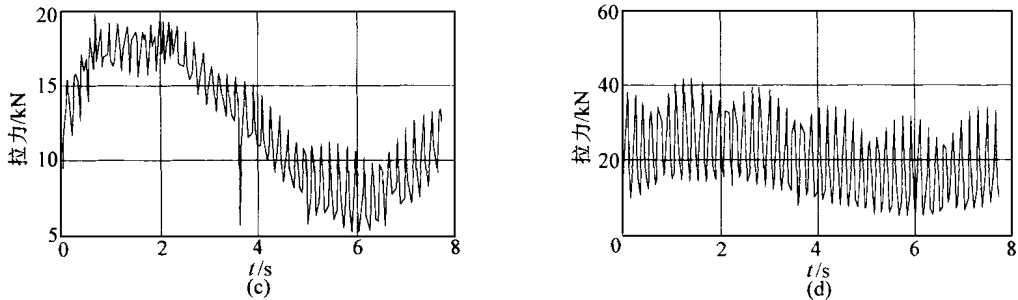


图6 平飞跃升时桨叶拉力的变化历程

(a) 第1片桨叶拉力; (b) 第2片桨叶拉力; (c) 第3片桨叶拉力; (d) 第4片桨叶拉力

### 3 结论

(1) 通过综合应用涡流理论、动力入流理论和非定常翼型气动模型可以预测机动飞行旋翼的非定常气动力。

(2) 建立了较为合适的直升机机动飞行物理模型。该模型原则上可适应于机动飞行的非线性动力学分析,是准确预测机动飞行旋翼载荷的前提。

### 参 考 文 献

- 1 Johnson W. Helicopter theory. Princeton: Princeton University Press, 1980
- 2 Venkatesan C, Friedmann P P. A new approach to finite-state modeling of unsteady aerodynamics. *AIAA J*, 1986, 24(12): 1889~1897
- 3 Leishman J G, Beddoes T S. A generalised model for airfoil unsteady aerodynamic behaviour and dynamic stall using the indicial method. In: Proceedings of the 42nd annual forum of A. H. S. 1986. 243~265
- 4 He C J, Du Val R. An unsteady airload model with dynamic stall for rotorcraft simulation. In: Proceedings of the 50th annual forum of A. H. S. 1994. 931~948
- 5 Robert T N. Chen. A simplified rotor system mathematical model for piloted flight dynamics simulation. NASA TM 18575, 1979
- 6 Tomlinson B N, Padfield G D. Piloted simulation studies of

helicopter agility. *Vertica*, 1980, 4(2~4)

- 7 Keller J D, Curtiss H C. Modeling the induced velocity of a maneuvering helicopter. In: Proceedings of the 52nd annual forum of A. H. S. 1996
- 8 Thomson D G, Bradley R. An investigation of the stability of flight path constrained helicopter maneuver by inverse simulation. In: 13th European rotorcraft forum. 1987
- 9 Cerbe T, Reichert G. Simulation models for optimization of helicopter take off and landing. In: 13th European rotorcraft forum, 1987
- 10 Wang S C, Xu Z A. A simplified method for predicting rotor blade airloads. In: 7th European rotorcraft forum. 1981
- 11 Pitt D M, Peters D A. Theoretical prediction of dynamic inflow derivatives. In: 6th European rotorcraft forum. 1980
- 12 Keller J D. An investigation of helicopter dynamic coupling using an analytical model. In: 21st European rotorcraft forum. 1995
- 13 Cao Y H, Gao Z A. A new method for calculation of helicopter maneuvering flight. *ICAS-92-2.10R*, 1992
- 14 曹义华. 直升机的机动飞行研究. [学位论文]. 南京: 南京航空航天大学, 1990



曹义华, 1962年生。1990年于南京航空航天大学获博士学位, 学历博士后。现任北京航空航天大学副教授, 美国直升机学会会员。主要从事空气动力学, 飞行力学, 飞行控制等方面的研究工作。