

文章编号: 1000-8055(2010)02-0348-06

直升机近地飞行时的配平和机动操纵分析

苏 媛, 曹义华, 方振平

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 在单旋翼带涵道尾桨直升机的非线性全量飞行动力学模型的基础上, 提出了求解配平和机动操纵问题的一种混合算法, 研究了地面效应对配平和机动操纵的影响. 以某直升机为算例, 在近地飞行和考虑不同速度与高度时, 分别进行了直升机稳定飞行时的配平计算, 然后以侧向紧急转弯机动为例, 对机动操纵规律的问题进行了计算分析, 计算结果与地面效应的理论相符合, 机动过载和操纵变化规律可以为飞行试验提供借鉴. 所建立的理论方法可以为直升机近地飞行时的动力学和控制分析提供参考.

关 键 词: 直升机; 地面效应; 非线性; 配平; 机动操纵

中图分类号: V212.4

文献标识码: A

Trimming and maneuvering control of a helicopter flight near the ground

SU Yuan, CAO Yihua, FANG Zheping

(School of Aeronautic Science and Technology,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Based on a nonlinear flight dynamics model for a single rotor helicopter with ducted tail rotor, a mixed (Newton method/Gradient method) numerical method was proposed to solve helicopter trimming and maneuvering control laws. The effects of ground on trimming and maneuvering control were studied. Taking a typical helicopter as an example, the trims for steady flight with different velocities and altitudes were first solved. Then control laws for lateral jink maneuver were obtained for helicopter NOE (nap of earth) flight. The calculation results conform to the ground effect theory, and load factor and control variation of the maneuver can be used for reference. The theoretical method here can provide the references for the analyses on dynamics and unsteady control in helicopter maneuvering flight near the ground.

Key words: helicopter; ground effect; nonlinear; trimming; maneuvering control

直升机的配平问题是研究直升机的响应及操纵的基础. 直升机机动操纵规律的问题是实施直升机机动飞行任务使命的根本性问题. 当直升机近地飞行时, 特别是贴地机动去执行任务时, 由于地面效应的作用, 原有的配平与飞行状态及各部件的载荷会发生变化. 当离地高度小于旋翼直径时, 即 $H/D < 1$ 时, 地面效应的影响必须考虑. 由

于地面效应随着前飞速度而迅速降低, 因而本文仅分析悬停和低速飞行时地面效应对配平参数和机动操纵规律的影响.

1 直升机飞行动力学方程

直升机作任意运动时的动力学方程可以作如下描述, 根据力学基本定律, 在直升机体轴系下可

收稿日期: 2009-07-16; 修订日期: 2009-10-15

基金项目: 航空科学基金(05A51012)

作者简介: 苏媛(1966-), 女, 山东菏泽人, 副教授, 主要从事飞行动力学与控制研究.

建立直升机沿三轴的力和力矩方程

$$\left. \begin{aligned} \sum F_x - m \left\{ \frac{dV_x}{dt} + V_z \omega_y - V_y \omega_z \right\} &= 0 \\ \sum F_y - m \left\{ \frac{dV_y}{dt} + V_x \omega_z - V_z \omega_x \right\} &= 0 \\ \sum F_z - m \left\{ \frac{dV_z}{dt} + V_y \omega_x - V_x \omega_y \right\} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (1)$$
$$\left. \begin{aligned} \sum M_x - I_x \frac{d\omega_x}{dt} - (I_z - I_y) \omega_y \omega_z - I_{yz} (\omega_z^2 - \omega_y^2) - \\ I_{xy} \omega_x \omega_z + I_{zx} \omega_x \omega_y + I_{xy} \frac{d\omega_y}{dt} + I_{zx} \frac{d\omega_z}{dt} &= 0 \\ \sum M_y - I_y \frac{d\omega_y}{dt} - (I_x - I_z) \omega_x \omega_z - I_{zx} (\omega_z^2 - \omega_x^2) - \\ I_{yz} \omega_x \omega_y + I_{xy} \omega_y \omega_z + I_{yz} \frac{d\omega_x}{dt} + I_{xy} \frac{d\omega_z}{dt} &= 0 \\ \sum M_z - I_z \frac{d\omega_z}{dt} - (I_y - I_x) \omega_x \omega_y - I_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2) - \\ I_{zx} \omega_y \omega_z + I_{zy} \omega_x \omega_z + I_{zx} \frac{d\omega_x}{dt} + I_{zy} \frac{d\omega_y}{dt} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中

$$\begin{aligned} \sum F_x &= F_{xr} + F_{xf} + F_{xt} + F_{xtr} - mg \sin \theta \\ \sum F_y &= F_{yr} + F_{yf} + F_{yt} + F_{ytr} - mg \cos \theta \sin \phi \\ \sum F_z &= F_{zr} + F_{zf} + F_{zt} + F_{ztr} + mg \cos \theta \sin \phi \\ \sum M_x &= M_{xr} + M_{xf} + M_{xt} + M_{xtr} = \\ &\sum_{i=1}^n (F_{zi} l_{yi} - F_{yi} l_{zi}) + M_{xh} + \Delta M_x \\ \sum M_y &= M_{yr} + M_{yf} + M_{yt} + M_{ytr} = \\ &\sum_{i=1}^n (F_{xi} l_{zi} - F_{zi} l_{xi}) + M_{yh} + \Delta M_y \\ \sum M_z &= M_{zr} + M_{zf} + M_{zt} + M_{ztr} = \\ &\sum_{i=1}^n (F_{yi} l_{xi} - F_{xi} l_{yi}) + M_{zh} + \Delta M_z \end{aligned}$$

其中 i 依次表示旋翼(r), 机身(f), 水平尾面(t)和尾桨(tr); 直升机的姿态角(θ, ϕ, ψ)是机体轴相对于地轴系的欧拉角; M_{xh}, M_{yh}, M_{zh} 是旋翼的桨毂力矩; $\Delta M_x, \Delta M_y, \Delta M_z$ 是由于实验重心与计算重心存在差别而对三个机体轴的力矩所加的修正量。

配平是为了解出稳定飞行时, 直升机的姿态和各操纵机构的操纵量。配平参数包括: 总距 θ_0 , 横向周期变距 θ_s , 纵向周期变距 θ_{ls} , 尾桨总距 θ_{0tr} , 俯仰角 θ 及滚转角 ϕ 。对于稳定飞行状态下的配平求解计算, 此时各方向的力和力矩和均为零, 平衡方程为

$$\left\{ \begin{aligned} \sum F_x &= \sum F_y = \sum F_z = 0 \\ \sum M_x &= \sum M_y = \sum M_z = 0 \end{aligned} \right. \quad (3)$$

2 配平方程的求解

牛顿法收敛速度快, 但需要有较好的初值。文献[1]用牛顿法求解初值时, 先采用了简化方法, 得到了大致配平结果作为迭代初值。梯度法对初值要求较低, 但是收敛速度在真值附近时十分缓慢。为使上述两种方法相互取长补短, 本文求解非线性方程组时, 提出了一种混合算法, 即将牛顿法与梯度法结合起来。首先采用梯度法, 求得接近真值的初值, 然后再采用牛顿法, 求得满足精度要求的解, 图 1 为配平计算流程图。

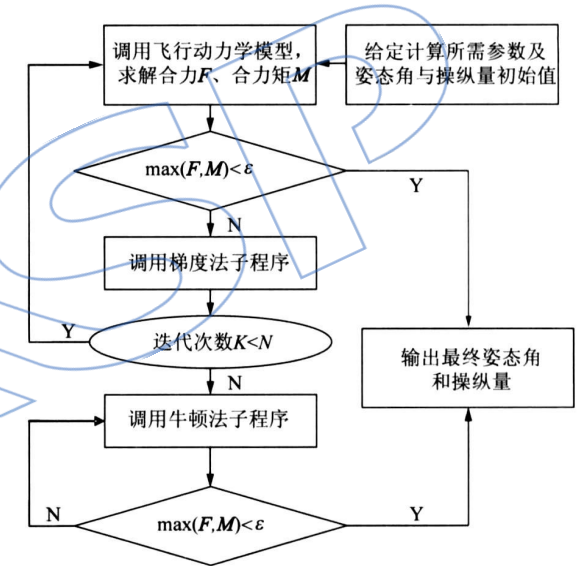


图 1 配平计算流程图

Fig. 1 Flow chart of trim calculation

3 机动操纵规律的求解

直升机作任意运动时的动力学方程(1)和方程(2)是直升机机动飞行时的主管方程, 要求解直升机机动飞行的机动操纵规律其依据是直升机的机动飞行广义控制方程^[2-5]。机动飞行广义控制方程的求解最终可以归结于方程(1)和方程(2)的求解, 计算过程采用递归步骤, 用牛顿法与梯度法的混合方法^[6-9]。对于某一时刻, 可以求出直升机的姿态和各操纵机构的操纵量, 从这一侧面看, 它类似于配平计算流程。目前, 梯度法不仅是解决大型线性方程组最有力的方法之一, 也是解大型非线性最优化最有效的算法之一。

4 地面效应对配平和机动操纵的影响

当直升机贴地悬停或前飞时, 地面抑制着旋翼尾迹, 从而减小了旋翼处的诱导速度. 地面的影响可以看成是把旋翼的诱导速度减小到 k 倍. 根据悬停时拉力的地面效应经验公式^[1]

$$T_h/T_\infty = 1.0 + 0.01x^{(1.0+0.5x)} \tag{4}$$

其中 T_h, T_∞ 为直升机离地高度为 H , 考虑地效作用与不考虑地效作用时的旋翼拉力; x 为修正系数, 有如下表达式

$$x = 4 - \frac{1}{3} \cdot \frac{H}{D} \tag{5}$$

式中 H 为直升机飞行高度; D 为旋翼直径.

运用式(4)、式(5)对旋翼拉力进行修正, 即得到地面效应作用下的拉力.

对于低速前飞时, 地面效应作用下的拉力可以修正为

$$\frac{T_h}{T_\infty} = \frac{1}{1 - \frac{\sigma_a \lambda (R/4Z)^2}{4C_t 1 + (W/\lambda)^2}} \tag{6}$$

5 算例直升机的配平及机动操纵分析

5.1 直升机的配平

本文对直升机近地飞行时, 分别取 H/D 为 0.6, 0.8, 1.0 和 ∞ , 对算例直升机进行了配平, 对其部件的载荷也进行了分析.

各参量在无地面效应和有地面效应时不同离地高度下随前飞速度变化的配平计算结果见图 2~ 图 7, 图 8 和图 9 分别为旋翼诱导速度及旋翼拉力的相应变化.

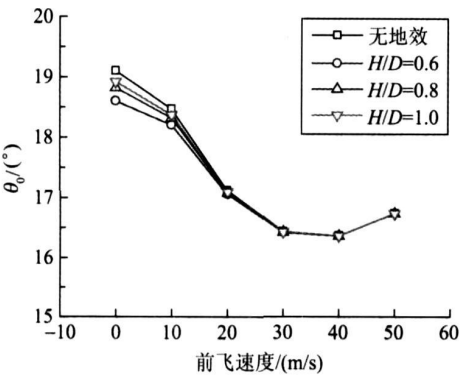


图 2 总距操纵量 θ_0 配平曲线

Fig. 2 Trim curve of collective pitch θ_0

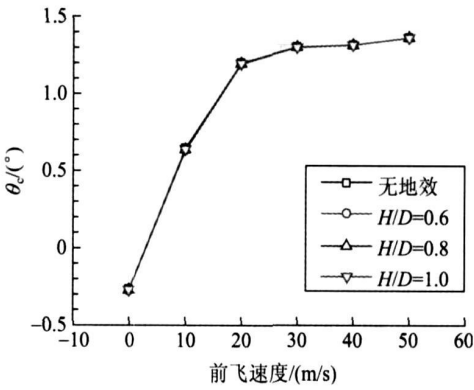


图 3 横向周期变距 θ_x 配平曲线

Fig. 3 Trim curve of lateral cyclic pitch θ_x

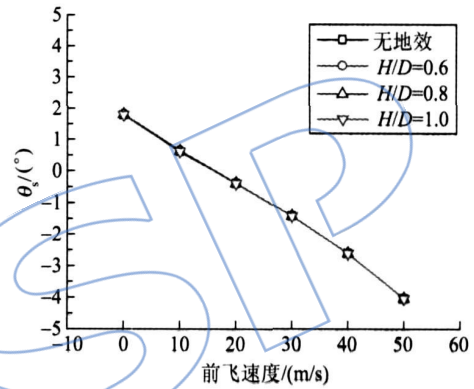


图 4 纵向周期变距 θ_z 配平曲线

Fig. 4 Trim curve of longitudinal cyclic pitch θ_z

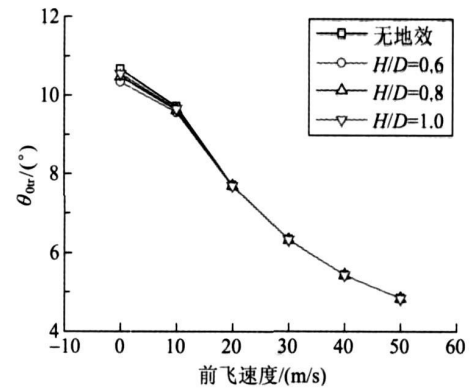


图 5 尾桨总距 θ_{or} 配平曲线

Fig. 5 Trim curve of tail rotor collective pitch θ_{or}

计算结果在量级上符合实际^[10-11]. 在作上述不同情形的配平时, 由于地面效应使旋翼处诱导速度减小(见图 8), 由图 9 可以看出, 随着离地高度的减小, 旋翼拉力随之减小(因而图 2 的旋翼总距也在减小), 亦即需用功率在减小, 这与文献[1]、文献[10]中所述的地面效应理论相符合.

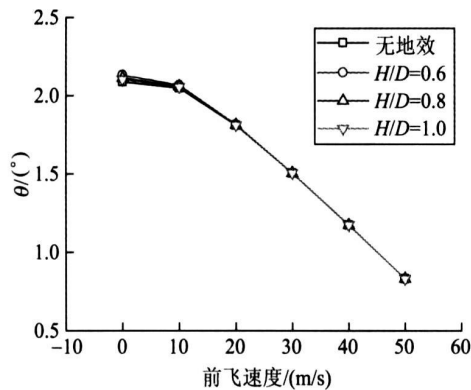


图 6 俯仰角 θ 配平曲线

Fig. 6 Trim curve of pitching angle θ

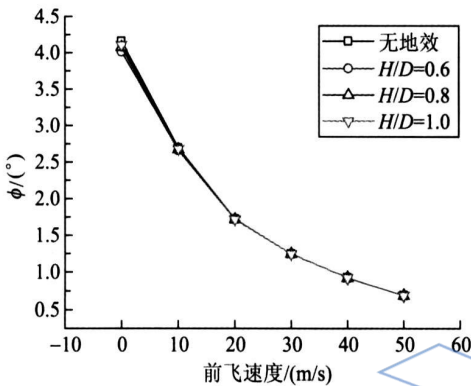


图 7 滚转角 ϕ 配平曲线

Fig. 7 Trim curve of rolling angle ϕ

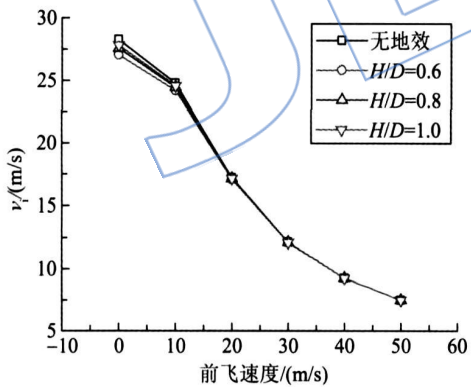


图 8 诱导速度 v_i 随前飞速度的变化曲线

Fig. 8 Variation of induced velocity v_i with flight velocity

关于地面效应随速度的变化,从图 2 至图 9 可以看出,当速度大于 30 m/s 时,地面效应的影响很小,这与文献[12]“当速度大约超过 $\mu=0.15$,地面效应可以忽略不计”是一致的。

5.2 直升机的机动操纵

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 10)。

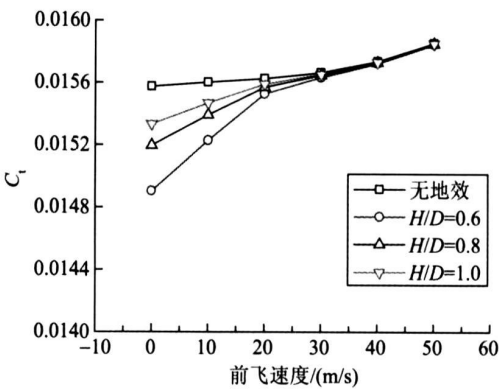


图 9 旋翼拉力系数 C_t 随前飞速度的变化曲线

Fig. 9 Variation of rotor thrust coefficient C_t with flight velocity

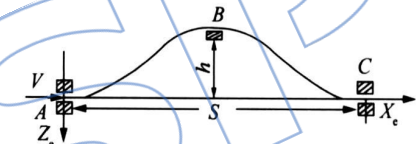


图 10 侧向紧急转弯轨迹图

Fig. 10 Jink flight path

根据这些机动条件,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

$$\begin{aligned} \phi_h = & 3.55 \times 10^{-5} t^7 - 1.04 \times 10^{-3} t^6 + \\ & 1.119 \times 10^{-2} t^5 - 5.032 \times 10^{-2} t^4 + \\ & 8.709 \times 10^{-2} t^3 \end{aligned}$$

当 $0\text{ s} \leq t \leq 8.363\text{ s}$ 。

旋翼的总距操纵(图 12)总的趋势是和直升机过载因数 a_n 是一致的(见图 11)。

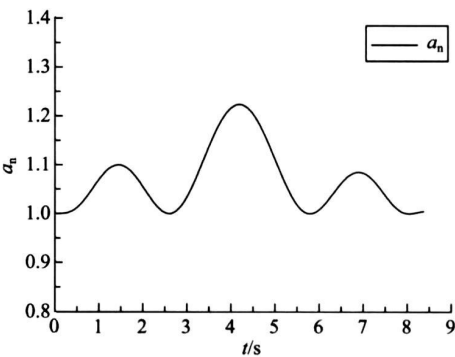


图 11 侧向紧急转弯过载因数

Fig. 11 Load factor in jink maneuver

图 12 至图 15 给出了旋翼总距操纵和纵横向周期变距操纵以及尾桨总距操纵的时间历程. 由于直升机先左转弯然后右转弯再后左转弯直到返回直线平飞状态(见图 18 的偏航角), 由此, 为了

满足该侧向紧急转弯时直升机相应的滚转角见图 17. 图中地面效应的影响($H/D=0.6$)很小, 与前飞时配平的结果是相似的.

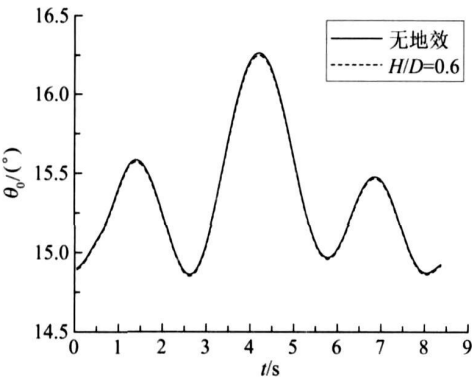


图 12 侧向紧急转弯时总距操纵

Fig. 12 Rotor collective pitch in jink maneuver

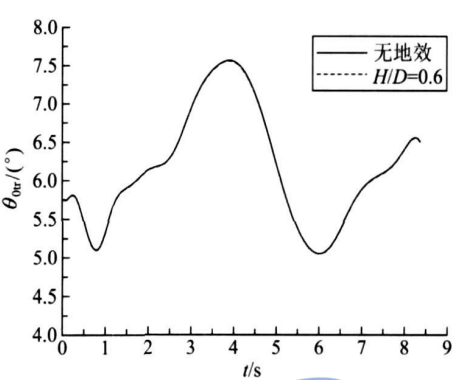


图 15 侧向紧急转弯时尾桨总距操纵

Fig. 15 Tail rotor collective pitch in jink maneuver

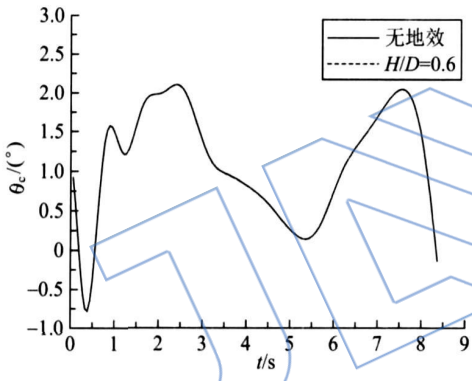


图 13 侧向紧急转弯时横向周期变距操纵

Fig. 13 Rotor lateral cyclic pitch in jink maneuver

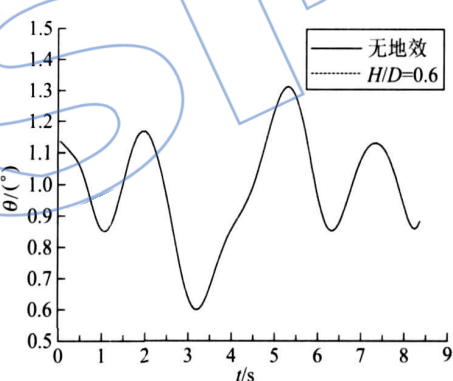


图 16 侧向紧急转弯时直升机的俯仰角

Fig. 16 Helicopter pitching angle in jink maneuver

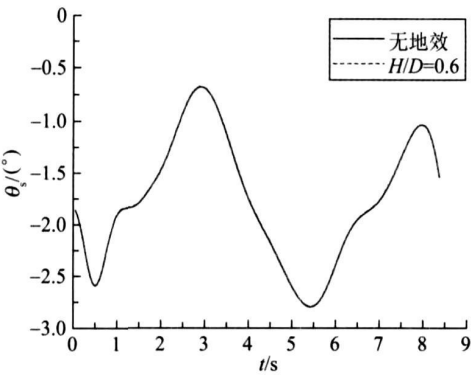


图 14 侧向紧急转弯时纵向周期变距操纵

Fig. 14 Rotor longitudinal cyclic pitch in jink maneuver

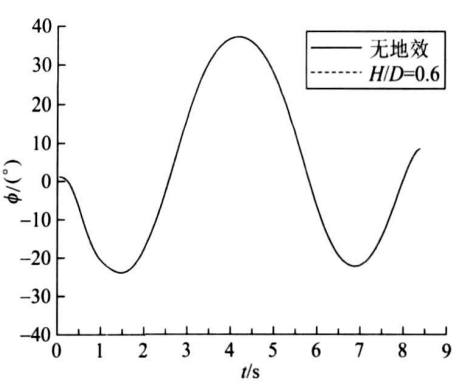


图 17 侧向紧急转弯时直升机的滚转角

Fig. 17 Helicopter rolling angle in jink maneuver

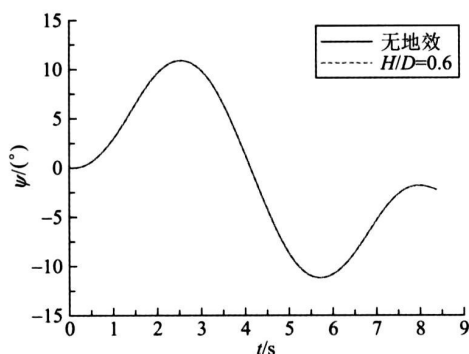


图 18 侧向紧急转弯时直升机的偏航角

Fig. 18 Helicopter yawing angle in jink maneuver

6 结 论

1) 本文在单旋翼带涵道尾桨直升机的非线性全量飞行动力学模型的基础上,提出了求解配平和机动操纵问题的一种混合算法,该算法原则上可适用于直升机作任意机动飞行的非线性动力学和操纵规律的分析与设计。

2) 建立了直升机飞行动力学全量方程的理论模型,考虑了非线性非定常等因素,研究了地面效应对配平和机动操纵的影响,为研究直升机贴地机动的飞行控制打下了基础。

参考文献:

[1] 王适存. 直升机空气动力学[M]. 南京: 南京航空航天大学出版社, 1976.

- [2] CAO Yihua. A new inverse solution technique for studying helicopter maneuvering flight [J]. Journal of the American Helicopter Society, 2000, 45(1): 43-53
- [3] Etkin B. Dynamics of atmospheric flight [M]. Toronto, Canada: John Wiley and Sons, Inc., 1972
- [4] SU Yuan, CAO Yihua. Studies of helicopter dynamic stability and control laws [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal, 2001, 73(2): 132-137
- [5] SU Yuan, CAO Yihua. A nonlinear inverse simulation technique applied to coaxial rotor helicopter maneuvers [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal, 2002, 74(6): 525-533
- [6] 徐士良. FORTRAN 常用算法程序集[M]. 北京: 清华大学出版社, 1991
- [7] 冯康. 数值计算方法[M]. 北京: 国防工业出版社, 1978.
- [8] Levenberg K. A method for the solution of certain nonlinear problem in least squares [J]. Quarterly of Applied Mathematics, 1944, 2(2): 164-168
- [9] Marquardt D W. An algorithm for the least squares estimation of nonlinear parameters [J]. SIAM Journal of Applied Mathematics, 1963, 11(2): 431-441
- [10] 曹义华. 直升机飞行力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005
- [11] 王华明, 张呈林. 直升机的非线性运动方程及其数值分析[J]. 空气动力学学报, 2001, 19(3): 277-282
- WANG Huaming, ZHANG Chenglin. Development of comprehensive nonlinear motion equations for helicopter flight dynamics and numerical simulation [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2001, 19(3): 277-282. (in Chinese)
- [12] Johnson W. Helicopter theory [M]. Princeton, NJ: Princeton University Press, 1980