

带大载荷吊挂直升机悬停纵向操纵性分析

孙传伟, 徐 进

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家重点实验室, 南京, 210016)

摘要:建立带吊挂直升机飞行操纵性分析的理论分析模型。在广义动态入流理论的基础上, 基于经典非定常气动载荷理论, 建立了尾迹畸变和尾迹耗散的实时分析模型。为模拟大负载情况下旋翼转速的波动, 建立了双发准定常涡轮轴发动机实时仿真模型。吊挂模型为多段柔性吊索模型, 包括吊钩模型和吊挂载荷模型。最后, 对比计算和分析了吊挂飞行时的悬停操纵功效。

关键词:直升机; 吊挂; 动态入流; 尾迹畸变; 旋翼

中图分类号: V212.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1005-2615(2005)04-0421-06

Lognitudinal Control Characteristic Analysis of Heavy Slung-Load Helicopter

SUN Chuan-wei, XU Jin

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics,
Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: To analyze the handling quality of a helicopter with the heavy slung-load, this paper presents a theoretical analysis model. Based on the generalized dynamic inflow theory and classic non-steady aerodynamic loading theory, a real-time model is obtained by establishing wake distortion and decay. Then a real-time quasi-steady turboshaft twin-engined model is founded by simulating the rotor speed fluctuation. The slung-load model—a multi-segment flexible cable model consists of a hook model and a slung-load model. Finally, the handling efficiency of the helicopter with the heavy slung-load is analyzed.

Key words: helicopter; slung-load; dynamic inflow; wake distortion; rotor

吊挂飞行是直升机执行快速运输任务的主要手段。此运输方式也适合诸如外形复杂、装卸不便以及紧急吊装任务的场合, 并可运送至山区、林间、水面及其他运输工具难以到达的地方。

带有大吊挂载荷的直升机, 发动机工作于满负荷情况, 低速飞行时旋翼尾流流速大, 旋翼和其他气动部件之间的气动干扰效应强烈; 从悬停转入前飞以及悬停侧移过程中, 旋翼尾迹容易发生畸变, 此畸变直接影响轴间耦合响应规律。

本文针对直升机吊挂飞行展开理论研究, 采用多体动力学建模手段, 首先建立了某运输型直升机基本飞行动力学模型和双发涡轮轴发动机模型, 之

后建立带有多段柔性吊索的吊挂模型, 能够模拟任意外形吊挂物, 吊钩模型具有横向、纵向和航向的运动自由度。

本文的旋翼气动载荷模型中加强了旋翼尾迹模型的精确度, 建立旋翼尾迹的畸变及耗散模型, 且该模型可在主流计算机上实时运行。

1 直升机基本飞行动力学模型

本文建立的基本飞行动力学模型, 主要由旋翼、尾桨、机身气动载荷模型以及机身六自由度运动模型 4 部分组成。因旋翼气动载荷模型较复杂, 研究内容多, 以下着重介绍旋翼气动载荷模型。

收稿日期: 2004-10-15; 修订日期: 2005-04-15

作者简介: 孙传伟, 男, 讲师, 1971 年 5 月生, E-mail: sun_cw@nuaa.edu.cn; 徐 进, 男, 博士研究生, 1981 年 12 月生。

1.1 旋翼气动载荷模型

旋翼气动载荷模型是直升机飞行力学模型中的重点。本文根据Perters-He 广义动态入流理论模型^[1~5],采用涡管理论^[6~8],建立带有尾迹畸变的尾迹模型,并依据文[9,10]的模型,建立了旋翼尾迹耗散模型,用于计算和分析在大吊挂载荷下,从悬停进入前飞过程中旋翼尾流对机身、平尾、垂尾以及尾桨的强烈的气动干扰效应。

1.1.1 广义动态入流模型

广义动态入流理论是一系统的旋翼尾迹模型^[1],主要用于模拟旋翼下方诱导速度的分布。本文采用经过非线性修正的广义动态入流理论模型^[5],入流表达式为

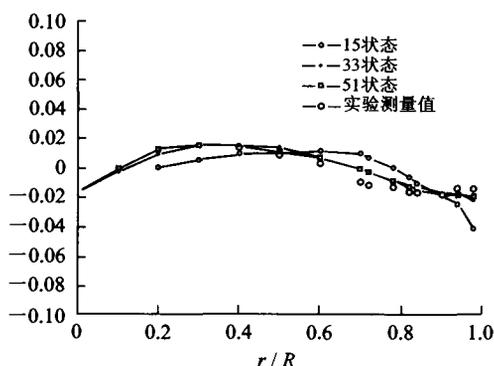
$$w_i(\hat{x}, \psi, t) = \sum_{r=0}^{\infty} \sum_{j=r+1, r+3, \dots}^{\infty} \phi_j(\hat{x}) \cdot [\alpha_j^i \cos(r\psi) + \beta_j^i \sin(r\psi)] \quad (1)$$

式中: $\phi_j(\hat{x})$ 为一确定的多项式; \hat{x} 为沿旋翼桨叶的径向位置坐标; α_j^i 和 β_j^i 则代表入流系数。此表达式描述了诱导速度沿旋翼径向和周向的变化规律,此函数可根据模型阶次的要求预先指定。该模型的主要任务是确定入流系数 α_j^i 和 β_j^i ,也称为入流模型的状态变量,由如下状态空间方程确定

$$M \begin{Bmatrix} \alpha_j^i \\ \beta_j^i \end{Bmatrix} + L \begin{Bmatrix} \alpha_j^i \\ \beta_j^i \end{Bmatrix} = \tau \quad (2)$$

式中: M 为质量矩阵; L 为入流系数矩阵; τ 为旋翼上载荷力函数,它们均有解析形式^[1~5]。求解该微分方程组可获得入流系数,代入式(1)即可获得当前时刻旋翼上的诱导速度分布。

为计入诱导速度的非线性分布特性,文[5]介绍了一系列的非线性改进方法和全流场工程计算方法,该计算模型已在国内系列型号中得到全面检验,本文继续沿用该成果。图1为其高阶模型和实验的对比结果。



前进比 $\mu=0.15$, $\psi=180^\circ$,实验数据来自文[5]

图1 旋翼桨盘诱导速度沿半径方向的分布

1.1.2 带有尾迹畸变的广义动态入流模型

旋翼的尾迹畸变效应,是指当进行快速操纵时,由于旋翼尾流运动明显滞后于操纵引起的桨盘挥舞运动,导致旋翼尾迹出现一侧“拉伸”和另一侧“压缩”的畸变现象,这种现象是引起他轴响应模型预测失效的主要因素^[6~8]。

为计入此畸变效应,本文首先根据文[6]的Keller 涡管理论模型,并根据实际情况加入旋翼挥舞角速率对旋翼尾迹扭曲的影响,得到尾迹纵向和横向畸变影响系数

$$\kappa'_c = \frac{q - \dot{\beta}_{1c}}{\lambda + \nu_0} \quad (3)$$

$$\kappa'_s = \frac{p - \dot{\beta}_{1s}}{\lambda + \nu_0} \quad (4)$$

将式(2)中的 L 矩阵改写为

$$L' = [L + C_{pk}\kappa']^{-1}V \quad (5)$$

式中:矩阵 C_{pk} 为入流耦合系数矩阵;矩阵 κ' 为式(3,4)的畸变系数构成的畸变系数矩阵; V 矩阵代表非线性修正矩阵。

图2显示了有无尾迹畸变模型对悬停纵向阶跃操纵后滚转姿态响应的影响。计入此尾迹畸变效应后,他轴响应的预测得到明显改善。图中, Φ_{ND} 代表无尾迹畸变模型时的滚转姿态角,而 Φ_{WD} 则代表有尾迹畸变模型时的滚转姿态角。

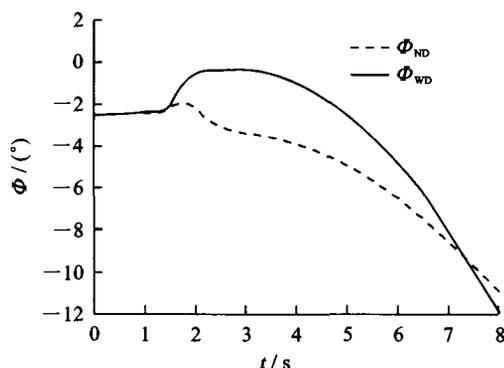


图2 有无尾迹畸变模型对悬停纵向阶跃操纵后滚转姿态响应影响的对比

1.1.3 带尾迹耗散的实时广义动态入流模型

尾迹耗散模型,主要是用于准确计算旋翼和机身、旋翼和尾桨之间的气动干扰效应。早期的广义动态入流理论,采用的是无收缩、无耗散的斜圆柱旋翼尾迹形状假设,积分得到的计算点处诱导速度下洗分量显著偏大,旋翼/机身之间气动干扰效应模拟结果失真明显。

文[9]中根据风洞组合吹风实验数据建立了一

阶时间滞后效应模型,但需要大量组合吹风实验数据。本文结合已有的固定翼机身尾流耗散模型^[11~13],旋翼尾迹中的各诱导速度耗散函数表达为

$$v_{i0d}(d) = e^{(-\eta_1 d)} \quad (6)$$

$$v_{i0sd}(d) = e^{(-\eta_2 d)} \quad (7)$$

式中: d 代表距离计算点到桨盘轨迹平面的距离; η_1 代表0阶诱导速度分量耗散系数; η_2 代表其他阶诱导速度分量耗散系数。计算点处0阶诱导速度函数表示为

$$q_z^0 = v_{i0d}(d) \int_{\xi}^{\omega} \frac{\partial}{\partial \xi} [\bar{P}_n^m(v) \bar{Q}_n^m(i\eta)] d\xi \quad (8)$$

式中: q_z^0 代表0阶诱导速度系数; v, η 代表椭圆坐标系坐标; \bar{P}_n^m, \bar{Q}_n^m 代表桨盘压力分布。本文对比计算了有无尾迹耗散模型对前飞气动干扰效应的影响(见图3)。可见,未计入耗散情况旋翼和机身之间的气动干扰效应的预估显著偏大,而添加耗散效应模型后的计算结果,和试飞数据的吻合度显著提高^[8]。

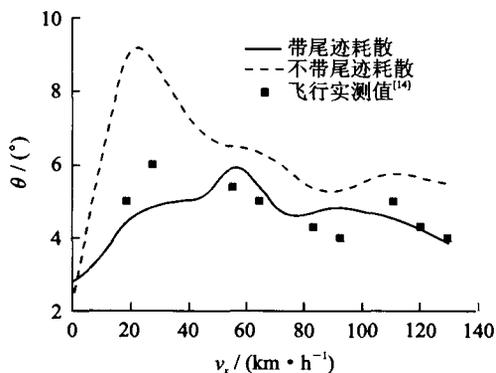


图3 尾迹耗散模型对气动干扰模型的影响

1.2 尾桨和机身模型

依据文[4,5],本文建立了基于动量理论的Beilay尾桨气动载荷模型,利用机身风洞实验测量数据,编制了机身气动载荷的查表计算程序,同时还以文[4]的方法建立了平尾和垂尾大迎角气动载荷计算模型。连同前文介绍的旋翼气动载荷及旋翼尾迹理论,共同构成了本文直升机基本飞行动力学数学模型。

2 涡轮轴发动机数学模型

发动机模型对直升机飞行(尤其是大负载情况下)的模拟有重要影响。本文根据文[5,10]建立通用的双发涡轮轴发动机准定常热动力学模型,增加针对某发动机开发的电控单元(ECU)、液压助力执行机构单元(HMU)和减速器单元三部分内容,

其中减速器单元包含旋翼负载模型,将旋翼的负载实时下传到发动机减速器环节,并由发动机的转速恒定装置来完成转速控制。图4为双发发动机模型结构图,图5则为有无发动机模型对某直升机爬升速度计算结果的影响。

发动机的热动力学模型中,通过大量引用型号实验数据,构建准定常的发动机功率、转速和燃油流量之间的关系:

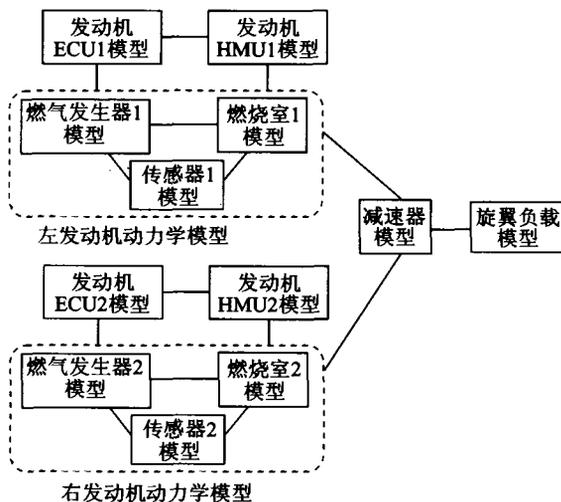


图4 双发发动机模型结构图

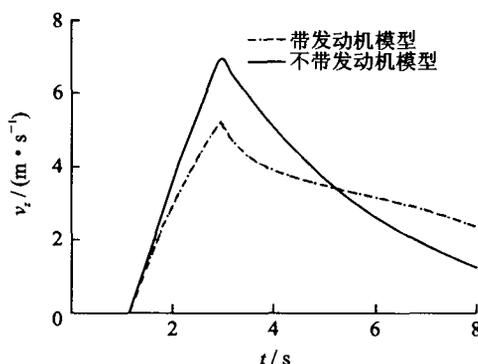


图5 有无发动机模型垂直爬升速度结果

燃气发生器涡轮输出功率

$$P_{GT} = 778.12 \cdot \frac{60}{2\pi} \frac{1}{n_G} Q_{41} \cdot \Delta H_{GT} \quad (9)$$

功率涡轮输出功率

$$P_{PT} = 778.12 \cdot \frac{60}{2\pi} \frac{1}{n_P} Q_{45} \Delta H_{PT} -$$

$$K_{damp} \frac{2\pi}{60} (n_P - n_{Pdes}) \quad (10)$$

式中: Q_{41}, Q_{45} 代表不同站位处的空气质量流量; $\Delta H_{GT}, \Delta H_{PT}$ 分别代表燃气涡轮和功率涡轮处的热焓变化量; n_G, n_P 分别代表燃气涡轮和功率涡轮转速; K_{damp} 代表功率涡轮阻尼系数。这些参数可由实

验确定。

3 外吊挂数学模型

为了能够准确模拟吊挂物的六自由度运动,和文[12~14]不同,本文除考虑吊挂体本身运动外,还特别建立了柔性吊索模型,共同组成本文的外吊挂分析模型(结构如图6所示)。直升机飞行动力学模型将其运动和力的关系通过铰支机构1传递到吊挂模型中的柔性吊索模型,同时箱体外力模型(含后座力、气动力)、箱体运动模型通过铰支机构2将箱体受力及运动状态也传递到柔性吊索模型中。

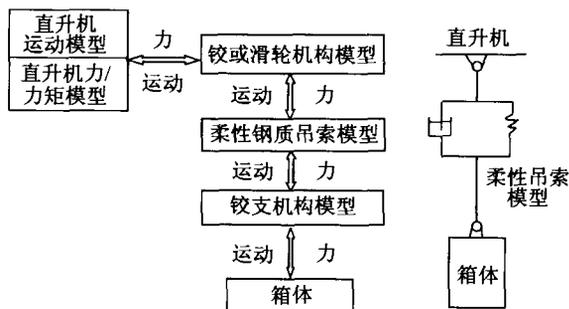


图6 吊挂模型示意图

本文的多段柔性吊索模型是将吊索分割为若干段,每段都简化为一组弹簧和阻尼器组合系统,如图7所示。钢索的动力学特性参数来自实验测量数据。第*i*段动力学模型可写作

$$M_i \ddot{x}_i + C_i \dot{x}_i + K_i x_i = F_i \quad (11)$$

式中: M_i 为该段钢索质量; C_i 为该段钢索阻尼; K_i 为该段钢索刚度系数; x_i 为分段长度;而 F_i 则代表钢索受力。

钢索各个分段之间的关节仅负责将来自父组件(相邻分段)的运动和拉力的关系传递到下一分段,如图7所示。

设关节*J_i*处相对位移为 r_i , J_{i+1} 处相对位移

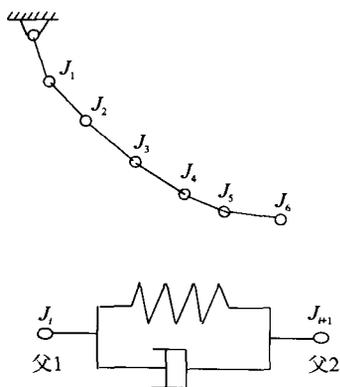


图7 柔性吊索模型示意图

为 r_{i+1} ,那么两关节处相对运动为

$$r_p = r_{i+1} - r_i \quad (12)$$

两关节间的距离为

$$D_p = \sqrt{r_p \cdot r_p} \quad (13)$$

钢索分段的单位向量(从*i*点指向*i+1*点)描述为

$$\hat{e}_i = \frac{r_p}{D_p} \quad (14)$$

进而求得两关节间的相对运动速度 v_i 和加速度 a_i 。

$$v_i = \frac{dr_p}{dt} \quad (15)$$

$$a_i = \frac{d^2 r_p}{dt^2} \quad (16)$$

显然,钢索弹簧力 F_s 、阻尼力 F_D 及惯性力 F_I 表达式为

$$F_s = K_i (D_p - x_{i0}) \quad (17)$$

$$F_D = C_i |v_i| \quad (18)$$

$$F_I = M_i |a_i| \quad (19)$$

式中 x_{i0} 为分段不受力状态下的长度。那么,微段合力则为

$$F_i = (F_s + F_D + F_I) \hat{e}_i \quad (20)$$

求解式(15~20)即可获得分段运动和力学特性。

4 全机数学模型描述

综合机身、平尾、垂尾吹风数据以及基于动量理论的尾桨模型,加上建立的旋翼气动载荷分析模型、发动机和飞行控制系统模型,即可组装成隐式全机基本飞行动力学方程组

$$f(\ddot{x}, \dot{x}, x, u, t) = 0 \quad (21)$$

通常情况下上述方程是大型二阶强刚性微分方程组,因变量之间的尺度差异大,导致求解困难。经过大量的对比计算,本文最终选定了定步长的Newton-Raphson方法^[15],即将上述方程(21)变换为

$$\begin{cases} Q = f(\ddot{x}, \dot{x}, x, u, t) \rightarrow 0 \\ y = g(\ddot{x}, \dot{x}, x, u, t) \end{cases} \quad (22)$$

式中: Q 代表广义力; y 代表输出量。在初始位置处泰勒级数展开,得到

$$Q = Q_0 + \frac{\partial Q}{\partial \ddot{x}} \delta \ddot{x} + \frac{\partial Q}{\partial \dot{x}} \delta \dot{x} + \frac{\partial Q}{\partial x} \delta x \quad (23)$$

进而得到线性化形式的系统方程

$$M \left(\frac{a_1}{\Delta t^2} \delta x + R_{n2} \right) + C \left(\frac{b_1}{\Delta t} \delta x + R_{n1} \right) + K \delta x = -Q_0 \quad (24)$$

上述方程的质量阵 M 、阻尼阵 C 和刚度阵 K 都是可以通过计算方程(21)雅可比矩阵时同步获得的,其他系数如 R_{n1} 、 R_{n2} 则通过构造迭代关系来获得。

5 悬停纵向操纵功效分析

直升机的操纵功效,一般是指在单位操纵位移下所获得直升机上绕重心的操纵力矩变化量。此指标难以衡量不同直升机之间的操纵功效,也不能用于动态响应过程中的功效分析。本文采用ADS-33E规范^[16]中阶跃操纵输入下所获得的机身姿态变化量 and 对应角速度峰值来衡量操纵功效的大小。

利用前文模型开展的对比计算,包括无吊挂和有吊挂时的计算结果,打开增稳系统,施加的操纵量是前推杆2.54 cm(10%总行程)阶跃操纵,俯仰姿态角和角速度的时间变化历程图线见图8、9。

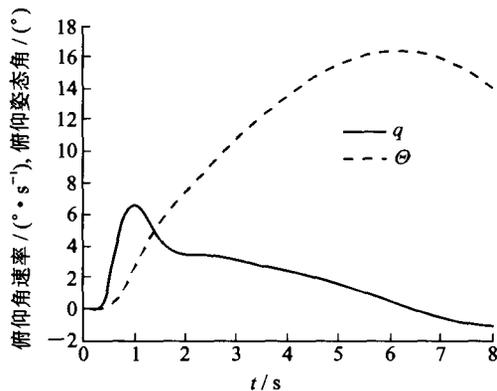


图8 俯仰姿态角变化量和角速度时间历程(无吊挂)

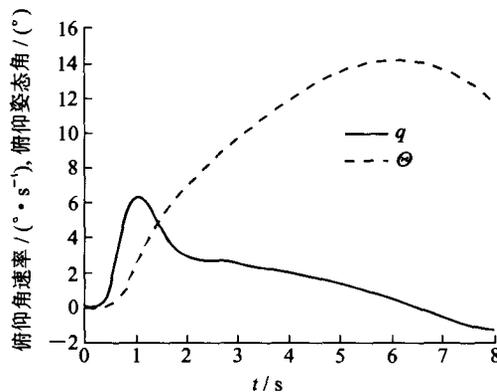


图9 俯仰姿态角变化量和角速度时间历程(有吊挂)

从上两图可知,无吊挂时:

$$y_{ns} = q_{pk} / \Delta\theta_{pk} = 0.3544 \text{ s}^{-1}, \Delta\theta_{pk} = 16.34^\circ$$

有吊挂时:

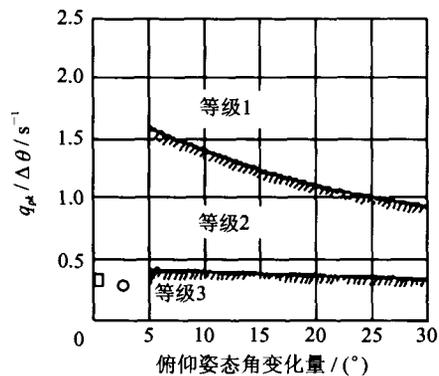
$$y_{us} = q_{pk} / \Delta\theta_{pk} = 0.4418 \text{ s}^{-1}, \Delta\theta_{pk} = 14.15^\circ$$

按照图10、11中所规定的品质评定范围,此直

升机加吊挂后虽然仍不适于做精确的目标跟踪科目(等级3),执行普通飞行任务的飞行品质也属于等级2范围,但是,相对加吊挂之前,品质等级下降不明显,能够顺利实现吊挂飞行。

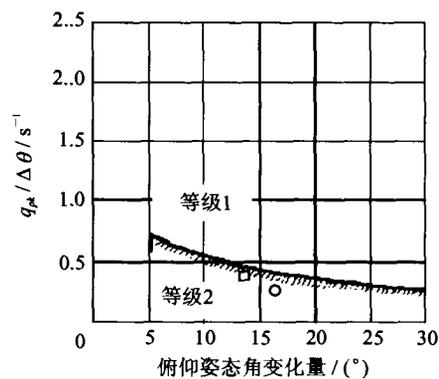
6 结束语

本文仅以纵向操纵品质中的“姿态敏捷”评价条目对某直升机吊挂飞行特性进行分析,该方法同样用于横向、航向操纵性评价。研究表明,样例直升机虽然不具备快速、准确的跟踪飞行能力,但作为通用的运输直升机来说,依然具有良好的吊挂飞行控制性能,其飞行控制系统也具有较好的适应性。



□为有吊挂情况,○为无吊挂情况

图10 执行目标跟踪任务的等级评定



□为有吊挂情况,○为无吊挂情况

图11 执行常规任务的等级评定

参考文献:

- [1] He C J. Development and application of generalized dynamic wake theory for lifting rotors[D]. School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology, 1989.
- [2] Leishman J G, Bagai A. Challenges of understanding the vortex dynamics of helicopter rotor wakes [J]. AIAA Journal, 1998, 36(7): 1130~1140.

- [3] Bagai A, Leishman J G. Rotor free-wake modeling using a relaxation technique including comparisons with experimental data[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1995,40(3):29~41.
- [4] Stephen R T. Flight dynamics simulation modeling for hingeless and bearingless rotor helicopters[D]. University of Maryland, 1996.
- [5] 孙传伟. 直升机飞行动力学模型与飞行品质评估[D]. 南京:南京航空航天大学,2001.
- [6] Keller J D. An investigation of helicopter dynamic coupling using an analytical model[J]. *Journal of AHS*, 1996,41(4):325~329.
- [7] He C J, Lee C S, Chen W B. Rotorcraft simulation model enhancement to support design, testing and operational analysis[A]. *AHS 55th Annual Forum [C]*. Montreal, Canada,1999.
- [8] He C J, Xin Hong, Bhagwat M. Advanced rotor wake interference modeling for multiple aircraft shipboard landing simulation[A]. *AHS 59th Annual Forum[C]*. Baltimore, MD, 2004.
- [9] Padfield G D. Helicopter flight dynamics: the theory and application of flying qualities and simulation modeling[M]. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 1996.
- [10] Ballin M G. Validation of a real-time engineering simulation program of the UH-60A Helicopter[R]. NASA TM-88360, 1987.
- [11] Turnour S R. Flight dynamics simulation modeling for hingeless and bearingless rotor helicopter[D]. Maryland: University of Maryland,1996.
- [12] Fusato D, Guglieri G, Celi R. Flight dynamics of an articulated rotor helicopter with an external slung load[A]. *American Helicopter Society 55th Annual Forum[C]*. Montreal, Canada, 1999.
- [13] David G M, Brad Roberts, *et al.* Flight simulation as a tool to develop V-22 slung load capabilities[A]. *American Helicopter Society 55th Annual Forum [C]*. Montreal, Canada, 1999.
- [14] Lawrence T H, Gerdes W H, Yakzan S S. Use of simulation for qualification of helicopter external loads[A]. *American Helicopter Society 50th Annual Forum[C]*. Washington, D C,1994.
- [15] Brenan K E, Campbell S L, Petzold L R. The numerical solution of initial value problems in differential-algebraic equations[M]. New York: Elsevier Science Publishing Co, 1989.
- [16] ADS-33E-PRF. Aeronautical design standard performance specification [M]. New York: Handling Quality Requirement for Military Rotorcraft, 2000.