

文章编号:1000-8055(2013)04-0759-06

基于优化算法的倾转旋翼准定常气动模型

吴大卫^{1,2}, 李 书¹

- (1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191;
2. 中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院, 上海 200232)

摘 要: 取消了传统直升机旋翼准定常气动模型中对飞行工况和桨叶形状的诸多假设和限制, 建立了适合倾转旋翼特殊桨叶形状、桨毂构造以及飞行工况的准定常气动模型. 桨叶气动载荷计算基于叶素理论进行数值积分, 旋翼挥舞系数通过序列二次规划算法 (SQP) 进行数值优化求解, 诱导速度分布采用 Pitt-Peters 动态入流模型的稳态形式. 利用该方法计算了 XV-15 倾转旋翼机的旋翼在不同工况下的气动性能以及挥舞系数. 计算结果与风洞实验数据吻合良好, 误差在 8% 以内且计算效率高, 单一工况求解耗时在 5 min 以内, 该方法可用于倾转旋翼机总体设计阶段的性能分析或建立其飞行动力学模型.

关 键 词: 倾转旋翼; 准定常; 叶素理论; 优化; 气动性能; 挥舞

中图分类号: V211.52

文献标志码: A

Quasi-steady aerodynamic model of tilt rotor based on optimization algorithm

WU Da-wei^{1,2}, LI Shu¹

- (1. School of Aeronautics Science and Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Shanghai Aircraft Design and Research Institute,
Commercial Aircraft Corporation of China Limited, Shanghai 200232, China)

Abstract: There are many hypotheses and limitations about the flight condition and blade shape in the quasi-steady aerodynamic model of conventional helicopter rotor, and many of them were eliminated considering the special blade shape, hub structure and flight condition of tilt rotor. Aerodynamic loads were calculated through numerical integration based on the blade element theory, and flap coefficients of tilt rotor were solved through sequential quadratic programming (SQP) algorithm. Induced velocity distribution was adopted as the steady form of Pitt-Peters dynamic inflow model. The aerodynamic performance and flap coefficients of the rotor of XV-15 tilt rotor aircraft were predicted by this method. The theoretical results and wind tunnel tests data make good agreement with error less than 8% and this method has high calculation efficiency that one case can be solved within 5 minutes, therefore, this method is applicable for aerodynamic performance prediction in preliminary design of tilt rotor aircraft and suitable to set up its flight dynamics model.

Key words: tilt rotor; quasi-steady; blade element theory; optimization; aerodynamic performance; flap

收稿日期: 2012-04-16

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130417.1353.201304.759_006.htm

基金项目: 国家高技术研究发展计划 (2012AA112201); 国家自然科学基金 (10772013)

作者简介: 吴大卫 (1984—), 男, 江苏南京人, 工程师, 博士, 主要从事飞行器总体设计研究.

倾转旋翼机作为一种垂直起降飞行器,兼具直升机与固定翼飞机的外观与性能特点,其最大特征就是可倾转的翼梢短舱及其输出轴末端的旋翼。倾转旋翼机的旋翼设计参数亦介于常规直升机旋翼和固定翼飞机螺旋桨之间:具有较大的直径和负扭转,可周期变距和变总距,可挥舞;而飞行工况随短舱倾转和前飞速度的不同基本覆盖了常规直升机和涡桨飞机的飞行包线之和。

倾转旋翼的气动特性无疑对整架倾转旋翼机的气动性能具有举足轻重的影响,尤其在总体方案设计与性能优化,飞行动力学分析以及飞行控制系统与控制律设计中不但要求建立的倾转旋翼气动模型具有较高的工程精度,同时应具备较高的计算效率。

基于 Navier-Stokes 方程的计算流体力学以及基于 Biot-Savart 定律的自由尾迹理论虽然能够细致地把握旋翼流场,但在精度方面对网格划分技巧、差分格式以及湍流模型参数等方面仍依赖性较强且计算效率很低^[1]。因此在上述研究领域,往往采用基于叶素理论和诱导速度模型的方法,通过数值积分求解整个旋翼的气动载荷。

旋翼的准定常气动模型认为诱导速度场和旋翼挥舞规律随着飞行工况和操纵输入的变化瞬间达到稳态,虽然不适合用于求解大机动问题^[2],但适用于倾转旋翼机的飞行性能计算,配平与飞行模态分析以及平衡点附近的小扰动仿真。

文献[3-5]基于风洞实验数据,将倾转旋翼的准定常气动模型表达为飞行状态与桨距操纵量的拟合函数或以绘制曲线的形式给出。虽然这些成果有效地运用于倾转旋翼机的飞行动力学建模和仿真,但都针对某一确定型号,所建立的气动模型并不具有普适性。

常规直升机旋翼的准定常气动模型的内核是求解挥舞系数。文献[6-8]皆给出了挥舞系数关于桨叶设计参数与飞行状态的解析表达式,还通过径向积分进一步给出了气动载荷系数的解析表达式。但这些常规直升机旋翼的计算公式都基于大量假设,难以运用于倾转旋翼,因此有必要开发专门的倾转旋翼准定常气动模型。

1 直升机旋翼的准定常气动模型

常规直升机旋翼的准定常气动模型的求解原理是基于符号计算的“谐波平衡法”:外层计算是根据上一步求出的旋翼气动载荷对诱导速度模型进行迭代求解;内核则是在当前诱导速度分布下,

根据桨叶挥舞方程求取挥舞系数,然后进行旋翼气动载荷的径向积分。本文皆采用1阶挥舞假设,即单片桨叶的挥舞规律可写为

$$\beta = a_0 - a_{1c} \cos \psi - b_{1s} \sin \psi \quad (1)$$

式中 a_0, a_{1c}, b_{1s} 皆为待定的挥舞系数,分别表示桨盘锥度角、后倒角、侧倒角。挥舞规律以符号表达式(1)给定后,可径向积分求得桨叶的气动、惯性、重力、桨毂挥舞刚度产生的挥舞力矩的符号表达式,四项合成可得挥舞方程

$$M_a + M_i + M_g + M_k = 0 \quad (2)$$

式(2)左侧实际上是关于 a_0, a_{1c}, b_{1s} 和 ψ 的函数,可展成 ψ 的三角级数的形式,只保留1阶和常数项,根据“谐波平衡”原则令每项的系数等于零,即可解得挥舞系数。文献[6-8]给出的解析表达式都较为冗长,本文不再赘述,但必须指出为得到这些解析解而做出的各种假设:

- 1) 不考虑摆振,刚性桨叶,小挥舞角。
- 2) 矩形桨叶,质量径向均匀分布,只具有小角度的线性扭转。
- 3) 桨叶各剖面采用单一翼型,处于小迎角线性范围,不考虑空气压缩性和黏性的影响。
- 4) 挥舞铰外伸量 e 较小, $(e/R)^2$ 及其以上被视为可忽略的高阶小量,忽略反流区,其中 R 为旋翼半径。
- 5) 桨盘处于小迎角,接近水平,径向各叶素皆处于大切向速度,小入流状态。
- 6) 采用近似诱导速度模型如式(3),其中 r 为径向站位。文献[1]指出式(3)适用于中等偏大的前进比 $\mu > 0.15$ 。

$$v_i(r, \psi) = v_1 \left(1 + \frac{r}{R} \cos \psi \right) \quad (3)$$

可以看出除了第1条和第4条外,上述各假设都不再适用于倾转旋翼的特殊构型与复杂工况,导致更加难以通过符号计算得到倾转旋翼挥舞系数的解析解,因此本文基于“谐波平衡法”的思想采用优化算法对挥舞系数进行数值求解。

2 倾转旋翼的准定常气动模型

2.1 单桨等效挥舞模型

倾转旋翼的桨毂构造形式一般采用跷跷板式(如 XV-3)或三桨万向接头式(如 XV-15 和 V-22),所有桨叶构成的桨盘绕中心铰共同挥舞。文献[1]指出:在准定常模型的谐波假设下,跷跷板式旋翼与单片中心铰式桨叶的挥舞方程等效,可忽略偶数阶挥舞,单桨等效挥舞模型中的挥舞刚

度取原桨毂挥舞刚度的 $1/2$ 。

该单桨等效模型亦可推广至三桨万向接头式旋翼^[8],此时可忽略三的整数阶挥舞,单桨挥舞刚度取原桨毂挥舞刚度的 $2/3$ 。

单桨等效挥舞模型可避免求解所有桨叶的载荷,有利于显著提高倾转旋翼准定常气动模型的求解速度。

2.2 诱导速度模型

本文的倾转旋翼准定常气动模型中的诱导速度分布采用 Pitt-Peters 动态入流模型^[9-10]的稳态形式作为外层迭代,如式(4)

$$\begin{bmatrix} \lambda_0 \\ \lambda_{1s} \\ \lambda_{1c} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2V_m} & 0 & \frac{15\pi X}{64\bar{V}} \\ 0 & -\frac{2(1+X^2)}{\bar{V}} & 0 \\ \frac{15\pi X}{64V_m} & 0 & \frac{2(X^2-1)}{\bar{V}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_t \\ C_l \\ C_m \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中 λ_0 , λ_{1s} 和 λ_{1c} 分别为时均、横向和纵向入流比分量; C_t , C_l , C_m 分别为旋翼的拉力、滚转力矩和俯仰力矩系数; X , V_m 和 $\bar{V}$ 分别表示为尾迹攻角 α_w 、前进比 μ 、爬升比 $\bar{V}_c$ 等变量的函数

$$X = \sqrt{\frac{1 - \sin \alpha_w}{1 + \sin \alpha_w}} \quad (5)$$

$$V_m = \sqrt{\mu^2 + (\lambda_0 + \bar{V}_c)^2} \quad (6)$$

$$\bar{V} = [\mu^2 + (\lambda_0 + \bar{V}_c)(2\lambda_0 + \bar{V}_c)]/V_m \quad (7)$$

应当指出:式(4)计入了桨毂挥舞刚度和桨毂力矩对诱导速度分布的影响;倘若桨毂挥舞刚度为零,则旋翼挥舞不产生桨毂力矩,因此 C_l , C_m 必为零,式(4)退化为仅剩两个入流比分量,如式(8)和式(9)

$$\lambda_0 = \frac{C_t}{2V_m} \quad (8)$$

$$\lambda_{1c} = \frac{15\pi X}{32} \lambda_0 \quad (9)$$

式(8)实际上是文献^[11]运用动量法得出的旋翼斜流状态诱导速度方程的无量纲形式。式(8)和式(9)联立即为常规直升机铰接式旋翼的 Pitt-Peters 稳态入流模型^[12]。

2.3 算法与求解流程

在求解程序对外层的诱导速度模型的每一次迭代更新过程中,本文基于序列二次规划算法(SQP)优化求解当前诱导速度分布下的挥舞系数,随后更新桨叶气动载荷。桨叶气动载荷皆通过复化 Simpson 公式进行数值积分求解^[13]。

以自变量是 1 阶挥舞系数 a_{1c} , b_{1s} 为例,优化算法的目标函数值的生成过程如下:

1) 给定 a_{1c} , b_{1s} , 将桨盘整个 360° 转角等分为 N_ψ 个相位(一般 $N_\psi > 20$)。

2) 挥舞规律确定后,在每个相位 ψ 处取式(2)中桨叶的各种挥舞力矩,可得桨叶挥舞加速度沿相位 ψ 的周期分布规律。

3) 在 1 阶挥舞假设下,求得的桨叶挥舞加速度分布和相应匹配的挥舞系数 $a_{1c, \text{new}}$, $b_{1s, \text{new}}$ 应满足式(10)。

$$\ddot{\beta}(\psi) = \Omega^2 (a_{1c, \text{new}} \cos \psi + b_{1s, \text{new}} \sin \psi) \quad (10)$$

其中 $a_{1c, \text{new}}$, $b_{1s, \text{new}}$ 基于傅里叶系数公式进行数值积分求解

$$a_{1c, \text{new}} = \frac{1}{\pi \Omega^2} \int_0^{2\pi} \ddot{\beta}(\psi) \cos \psi d\psi \quad (11)$$

$$b_{1s, \text{new}} = \frac{1}{\pi \Omega^2} \int_0^{2\pi} \ddot{\beta}(\psi) \sin \psi d\psi \quad (12)$$

4) 定义目标函数如式(13),其含义为寻找挥舞系数 a_{1c} , b_{1s} 使其产生的挥舞加速度最高程度的满足式(10)的理想规律。

$$\min f(a_{1c}, b_{1s}) =$$

$$\sqrt{(a_{1c} - a_{1c, \text{new}})^2 + (b_{1s} - b_{1s, \text{new}})^2} \quad (13)$$

该方法可推广到更高阶的挥舞规律假设,其核心理想仍是“谐波平衡法”的原理。求解流程如图 1。

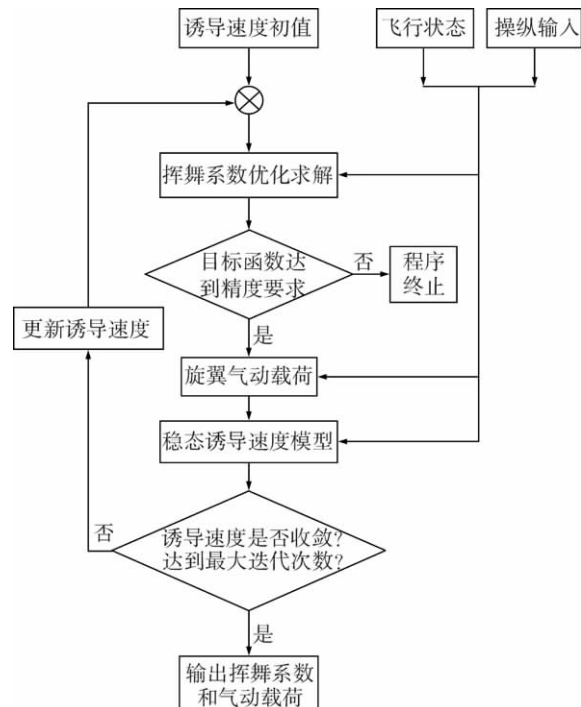


图 1 准定常模型求解流程图

Fig. 1 Calculation flow chart of quasi-steady model

本文采用的序列二次规划算法是当前公认的处理中小规模非线性规划问题最优秀的算法之一: 通过将原问题转化为一组基于 Lagrange 函数二次近似的二次规划子问题(QP)的求解来获得原问题最优解, 对非线性较强的优化问题也能求解. 算法主要由 3 部分组成^[14-15]:

1) Lagrange 函数 Hessian 矩阵更新: 在每一次主要迭代中, 都用 BFGS(Broyden-Fletcher-Goldfarb-shanno)方法计算 Lagrange 函数的 Hessian 矩阵的正定拟牛顿近似矩阵.

2) 二次规划子问题的求解: 首先求解可行点, 然后产生收敛的迭代序列.

3) 一维搜索和目标函数计算.

该问题的约束条件较为简单, 即一圈之内的挥舞角均在挥舞限动值之内.

3 算 例

3.1 计算对象

本文运用上述方法对 XV-15 倾转旋翼机的三桨方向接头式旋翼(图 2)的不同工况进行求解, 并与文献[16]的风洞实验结果进行了对比.



图 2 风洞中的 XV-15 倾转旋翼机的旋翼

Fig. 2 Rotor of XV-15 tilt rotor aircraft in wind tunnel

该倾转旋翼的主要特征为较大的实度和桨毂刚度, 具有很大的非线性负扭转, 主要设计参数如表 1 所示.

在叶素的气动载荷数值积分过程中, 使用了文献[17]提供的 XV-15 倾转旋翼桨叶各分段所用的翼型在不同马赫数下的升阻特性.

3.2 轴流状态

定义轴流状态短舱倾转角 $i_n = 0^\circ$, 图 3 给出了空速比 $V_0/(\Omega R)$ 不同时, 旋翼气动性能随桨尖总距

θ_{tip} 的变化规律, Ω 为旋翼转速. 无周期变距输入, 因此轴流状态时无周期挥舞, 此时的倾转旋翼可视为

表 1 XV-15 倾转旋翼的设计参数

Table 1 Design parameters of XV-15 tilt rotor

参数	数值
桨叶片数 N_b	3
直径 D/m	7.62
有效工作段桨叶弦长 c/m	0.356
实度 σ	0.089
预锥角 $\alpha_0/(\circ)$	2.5
挥舞调节系数 $\tan \delta_3$	-0.268
非线性几何扭转 $\theta_{twist}/(\circ)$	-36
桨叶洛克数 γ_b	3.83
单片桨叶挥舞惯性矩 $I_b/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	142.3
桨毂挥舞刚度 $K/(\text{N} \cdot \text{m}/(\circ))$	305.1
转速(直升机模式/飞机模式)/(r/min)	565/458

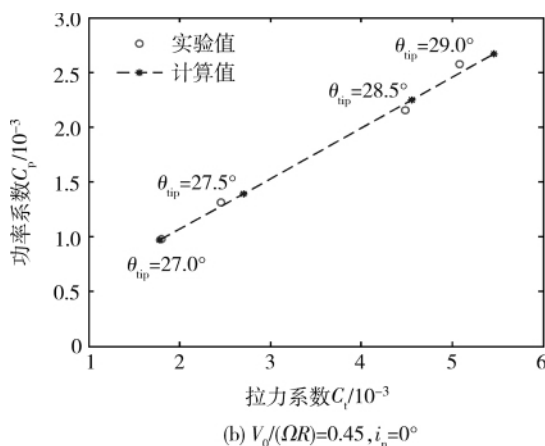
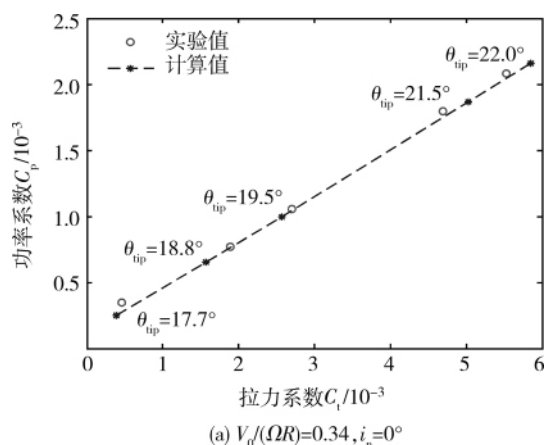


图 3 轴流状态的气动性能

Fig. 3 Aerodynamic performance in axial flow

大直径螺旋桨。

可以看出本文建立的倾转旋翼准定常气动模型在分析轴流状态时能够达到较高的工程精度;尤其从仅仅考察功率系数 C_p 相对拉力系数 C_t 的性能曲线来看计算结果与实验数据符合很好,且呈现较好的线性关系。但是更细致地考察不同总距时的 C_t 和 C_p , 计算结果与实验数据点仍有少量误差;从计算程序来看,诱导速度模型、桨叶翼型升阻特性数据库、桨叶扭转拟合函数等都是带来计算误差的原因;从实验过程来看,桨尖总距的测量、旋翼操纵机构的变形与间隙、桨叶与桨毂的变形等因素是引起实验误差的原因。尤其注意到随着空速的提高,旋翼性能对总距十分敏感,各种误差对精度的影响也将可能更加明显。

3.3 斜流状态

倾转旋翼机在过渡模式时,旋翼处于斜流状态,周期变距和总距共同影响旋翼的气动性能和挥舞。图4给出了 $i_n = 60^\circ$, 不同空速比 $V_0/(\Omega R)$ 时的

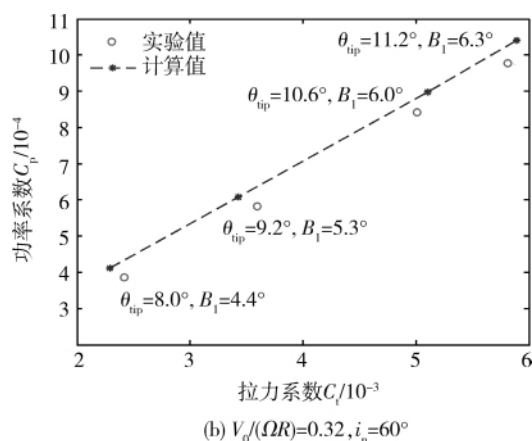
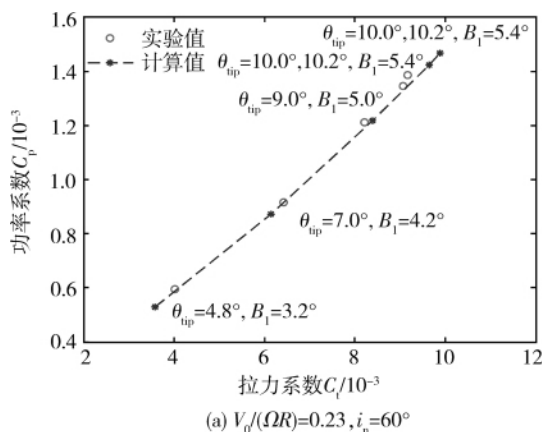


图4 斜流状态的气动性能

Fig. 4 Aerodynamic performance in conversion mode

旋翼气动性能变化规律。由于提升总距将加剧风吹挥舞引起的桨盘后倒角 a_{1c} , 因此图4中的数据点所示工况都通过纵向周期变距操纵量 B_1 (推杆为正) 消除了后倒角。

图4表明本文建立的倾转旋翼准定常气动模型在斜流状态对旋翼的气动性能计算也能达到较高的工程精度。

图5给出了 $i_n = 30^\circ$, 空速比 $V_0/(\Omega R) = 0.34$ 时纵向周期变距操纵量 B_1 对桨盘后倒角 a_{1c} 的影响。图5中各数据点的总距基本保持一致而纵向周期变距变化幅度较大。

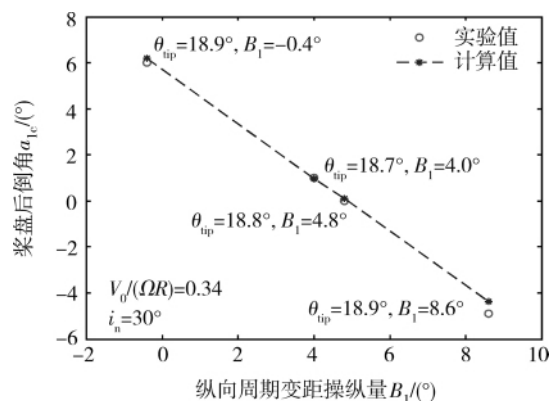


图5 斜流状态的桨盘后倒角 a_{1c}

Fig. 5 Flap coefficient a_{1c} in conversion mode

从图5可以看出数值优化求解的挥舞系数与实验数据吻合很好,进一步证明了本文建立的倾转旋翼准定常气动模型的有效性。

4 结论

本文建立的倾转旋翼准定常气动模型采用序列二次规划算法数值优化求解挥舞系数,采用 Pitt-Peters 入流模型并通过迭代求解诱导速度分布。计算结果在各个工况下皆与风洞实验数据吻合良好,且计算效率高;以 Matlab 语言编制程序,在 Pentium-4 CPU 主频 2.6 GHz 的 PC 机上运行,一个工况点的求解耗时约 3~5 min 且主要耗费在优化计算中。因此该方法非常适合于倾转旋翼机的气动优化设计和飞行动力学建模。

本文上述所有求解结果及结论都基于 1 阶挥舞假设。当采用 2 阶挥舞假设时,虽然能够更加细致地描绘倾转旋翼的挥舞规律,但对整个旋翼的气动性能计算精度几乎没有任何影响,却使得优化求解挥舞系数的耗时大大增加,因此本文不推荐采用。

利用该方法可进行倾转旋翼机的总体方案与飞行控制系统初步设计,也可以用于飞行性能分析并建立倾转旋翼机的非线性全量飞行动力学模型用于飞行仿真和操稳特性研究.

参考文献:

- [1] Leishman J G. Principles of helicopter aerodynamics[M]. New York:Cambridge University Press,2006.
- [2] Dreier M E. Introduction to helicopter and tiltrotor simulation [M]. USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics,2007.
- [3] Rosenstein H,McVeigh M A,Mollenkof P A. V/STOL tilt rotor aircraft study mathematical model for a real time simulation of a tilt rotor aircraft (Boeing vertol model 222): Volume 8 [R]. NASA CR-114601,1973.
- [4] Harenda P B,Joglekar M J,Gaffey T M, et al. V/STOL tilt rotor study: Volume 5 a mathematical model for real time flight simulation of the Bell model 301 tilt rotor research aircraft[R]. NASA CR-114614,1973.
- [5] McVeigh M A. Preliminary simulation of an advanced, hingless rotor XV-15 tilt-rotor aircraft[R]. NASA CR-151950,1976.
- [6] 高正,陈仁良. 直升机飞行动力学[M]. 北京:科学出版社,2003.
- [7] Prouty R W. 直升机性能及稳定性和操纵性[M]. 北京:航空工业出版社,1990.
- [8] 吴大卫. 倾转旋翼机总体方案与飞行动力学研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2012.
- WU Dawei. Investigation on conceptual design and flight dynamics of tiltrotor aircraft[D]. Beijing:Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2012. (in Chinese)
- [9] Pitt D M,Peters D A. Theoretical prediction of dynamic inflow derivatives[J]. Vertica,1981,5(1):21-34.
- [10] ZHAO Jinggen. Dynamic wake distortion model for helicopter maneuvering flight[D]. USA:Georgia Institute of Technology,2005.
- [11] 王适存. 直升机空气动力学[M]. 北京:航空工业教材编审组,1981.
- [12] Chen R T N. A survey of nonuniform inflow models for rotorcraft flight dynamics and control applications [R]. NASA TM-102219,1989.
- [13] 颜庆津. 数值分析[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2006.
- [14] 孙丰诚,孙建国. 基于序列二次规划算法的发动机性能寻优控制[J]. 航空动力学报,2005,20(5):862-867.
- SUN Fengcheng,SUN Jianguo. Aero-engine performance seeking control based on sequential quadratic programming algorithm[J]. Journal of Aerospace Power,2005,20(5):862-867. (in Chinese)
- [15] Math Works. Matlab manual:optimization toolbox[M]. USA: The Math Works,Inc. ,2008.
- [16] Bell Helicopter Company. Advancement of proprotor technology:Task 2 wind-tunnel test results[R]. NASA CR-114363,1971.
- [17] Helf S,Broman E,Gatchel S,et al. Full scale hover test of a 25 foot tilt rotor[R]. NASA CR-114626,1973.