1999 年 10 月 北京航空航天大学学报 October 1999
第25卷 第5期 Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics Vol. 25 No. 5

入流模型对直升机配平及动态响应的影响[1)]

杨 超 洪冠新
(北京航空航天大学 飞行器设计与应用力学系)

摘 要 以常规单旋翼带尾桨直升机为对象,讨论均匀与非均匀入流模型对直升机飞行数值仿真的影响.以 Pitt/Peters 的动力入流模型为基础,讨论均匀与非均匀入流模型对直升机配平的影响,并分别采用非均匀静态入流、均匀与非均匀动力入流模型,分析直升机在低速、中速和高速前飞时对驾驶员操纵输入动态响应数值仿真的精度及影响程度,为不同目的飞行数值仿真中入流模型的选取提供有益的参考.本文以美国 UH-60A 黑鹰直升机为对象进行了数值仿真与对比分析.

关键词 直升机; 飞行力学; 数学模型; 数值仿真; 入流动力学; 非线性系统
分类号 V 212.14

直升机飞行数值仿真(尤其是机动飞行数值仿真)一直是国内外日益重视的课题.非线性飞行动力学数学模型是进行直升机各类飞行数值仿真的基础,数学模型的选取(即包含非线性、非定常因素以及自由度数目的多少)对数值仿真精度有直接影响,而且不同数值仿真目的所选择的数学模型差异也较大[1,2].常规单旋翼带尾桨直升机飞行动力学非线性数学模型要包含旋翼、尾桨、机身、平尾、立尾等各部件气动力模型、运动学模型以及各模型间的耦合与约束,是一项立足于直升机全局的复杂的综合技术.同时,为了发展更为先进的直升机数值仿真模型,集中力量去分析其中的单一子模型以及研究各现存模型之间的搭配都是合理的和有意义的.

国外直升机数值仿真研究开展较早,对于不同的型号和问题发展了不少非线性飞行动力学模型[2],这些模型中采用了不同的入流模型[3](包括静态和动态模型)对旋翼桨盘处的诱导速度进行估算.一般认为,均匀入流对于高速前飞时的性能及操纵研究来说是合理的,而在悬停和低速飞行时有必要考虑非均匀入流.文献[3,4]对非均匀入流模型进行了总结,回顾了入流的静态与动态 2 个方面的内容,包括了飞行力学和控制研究中常遇到的悬停、垂直飞行、低速和高速前飞情况下各种入流模型的分析,肯定了 Pitt 和 Peters 的一阶谐波(非均匀)动力入流模型具有重要的理论和实用价值.文献[5]指出动力入流对悬停和前飞时的旋翼操纵导数的影响比较显著,必须加以重视.文献[6,7]提出了一种非线性飞行动力学数学模型(简称为 ANSM 模型),考虑旋翼桨叶刚性挥舞,桨叶剖面做线性气动力假设,采用非均匀动力入流模型,气动力数据和诱导流场均采用试验数据,模型的状态空间方程共有 25 个状态变量和 4 个控制变量;该模型平衡状态配平计算和动态响应数值仿真结果与试飞数据吻合较好,与国外成熟的工程数值仿真模型(即 GENHEL 模型[8])的精度相当,且初步尝试性分析了入流特性对直升机数值仿真的影响.但可查文献很少集中和系统地分析入流模型对直升机不同飞行状态配平和动态响应的影响.

本文在文献[6,7]提供的 ANSM 模型的基础上,以 UH-60A(单旋翼带尾桨直升机)为对象,针对入流的动态和静态特性、均匀和非均匀特性进行进一步计算分析,比较它们对直升机不同飞行状态配平和动态响应数值仿真精度的影响程度.

1 旋翼动力入流模型

动力入流是一种非定常旋翼气动力模型,已逐渐引起人们的重视,多用于桨叶载荷的精确分析和载荷变化较大的飞行状态.

1.1 非均匀动力入流模型

经实践证明,Pitt 和 Peters[3,4]的一阶谐波非均匀动力入流模型比较成熟,适合于飞行动力学研究,它使瞬态旋翼载荷(拉力、滚转力矩和俯仰力矩)同旋翼诱导速度场的瞬态响应联系起来.

收稿日期: 1998-03-25 第一作者 男 32 岁 讲师 100083 北京
1) 航空高等院校自选科研课题资助项目

ANSM 模型采用了该理论的一种常见形式,旋翼入流模型为非均匀性质,即取旋翼尾迹在桨盘处的无量纲诱导速度的线性一阶谐波分布形式如下:

$$v_i = v_0 + v_c x\cos\psi + v_s x\sin\psi \qquad (1)$$

式中 v_0, v_c, v_s 分别为桨盘中心处的诱导速度和一阶谐波诱导速度的余弦和正弦分量;ψ 为桨叶方位角;x 为距桨毂中心的距离. 非均匀动力入流的动力学方程可表示为

$$\frac{1}{\Omega}\boldsymbol{\Gamma}\begin{bmatrix}\dot{v}_0\\ \dot{v}_s\\ \dot{v}_c\end{bmatrix} + \begin{bmatrix}v_0\\ v_s\\ v_c\end{bmatrix} = \boldsymbol{\Pi}\begin{bmatrix}C_t\\ C_l\\ C_m\end{bmatrix} \qquad (2)$$

式中 Ω 为桨毂转速;C_t, C_l, C_m 分别是旋翼拉力系数、滚转力矩系数和俯仰力矩系数;$\boldsymbol{\Gamma}$ 是时间常数阵;$\boldsymbol{\Pi}$ 是静态增益阵,其具体表达式参见文献[3,4].

1.2 均匀动力入流模型

在非均匀动力入流模型的基础上,即在方程(2)的基础上,如果只考虑桨盘中心处的诱导速度 v_0(即均匀入流),则可将非均匀入流模型简化为均匀动力入流模型

$$\dot{v}_0 + \frac{3\pi}{4}\sqrt{\mu^2+\lambda_0^2}\,v_0 = \frac{3\pi}{8}C_t \qquad (3)$$

式中 μ 为前进比;λ_0 为对应 v_0 的旋翼入流比.

1.3 非均匀静态入流模型

在非均匀动力入流模型的基础上,即在方程(2)的基础上,不考虑时间相关项,则可得到非均匀静态入流模型

$$\begin{bmatrix}v_0\\ v_s\\ v_c\end{bmatrix} = \boldsymbol{\Pi}\begin{bmatrix}C_t\\ C_l\\ C_m\end{bmatrix} \qquad (4)$$

2 旋翼均匀与非均匀入流模型对直升机配平精度的影响

在 ANSM 模型基础上,仅将旋翼入流模型(方程(2))改为均匀动力入流模型(方程(3))的非线性系统数学模型称为 UD 模型.

图 1 反映了 ANSM 模型和 UD 模型对 UH-60A 直升机横向周期操纵杆配平(定直平飞及 μ = 0.14,0.23,0.32 时的爬升与下降飞行)结果的影响. 图中,δ_a 代表旋翼的横向周期操纵的操纵量(相对总操纵量的百分比);V 代表直升机前飞速度;W 代表直升机垂向速度(向上为正). 从图中可以发现,两者的主要差别在于横向周期操纵杆的位置,飞行速度较低时,两模型的差别较大(如 V = 5～30 m/s 的平飞状态和 μ = 0.14 的下降飞行状态);而高速飞行时,无论是平飞还是爬升和下降,两模型计算结果的差别都较小.

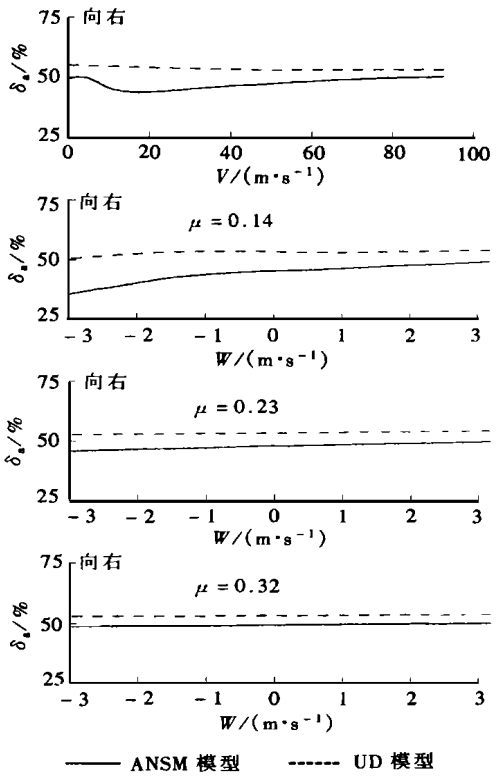


图 1 UD 与 ANSM 模型的横向周期操纵量配平比较

上述结果与理论分析是符合的. 由于非均匀诱导速度分布对横向周期变距有较大影响,因此比采用均匀入流模型的配平结果需向右多带杆,即图 1 中的偏小;同时也反映出了均匀入流模型的使用条件应是高速飞行,与以前的研究结果是符合的.

3 旋翼动力入流模型对直升机操纵响应数值仿真的影响

在 ANSM 模型基础上,仅将旋翼入流模型(方程(2))改为非均匀静态入流模型(方程(4))的非线性系统数学模型称为 NS 模型.

图 2 展示了前进比 μ = 0.08 时分别采用 ANSM 模型、UD 模型和 NS 模型得到的 UH-60A 直升机对纵向周期操纵杆以 1.27 cm 幅度往复操纵输入(见图 2 中 δ_e-t 关系曲线)的响应曲线. 图 3 和图 4 则分别给出了 μ = 0.23、0.39 的中速和高速前飞情况下直升机对相同操纵输入的响应曲线. 图中,α 和 β 分别是机体的气动迎角和侧滑角;Θ,Φ 和 Ψ 分别是机体的俯仰角速率、滚转角

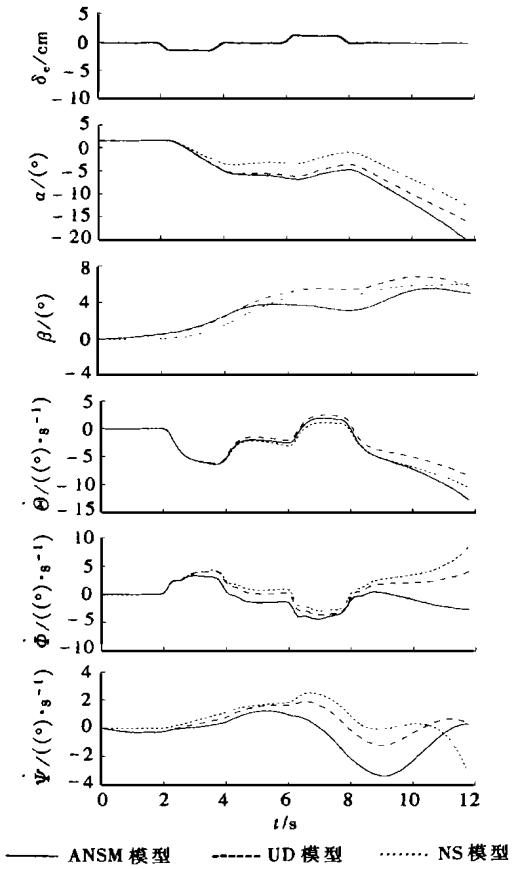


图 2　纵向周期操纵输入响应与比较(μ = 0.08)

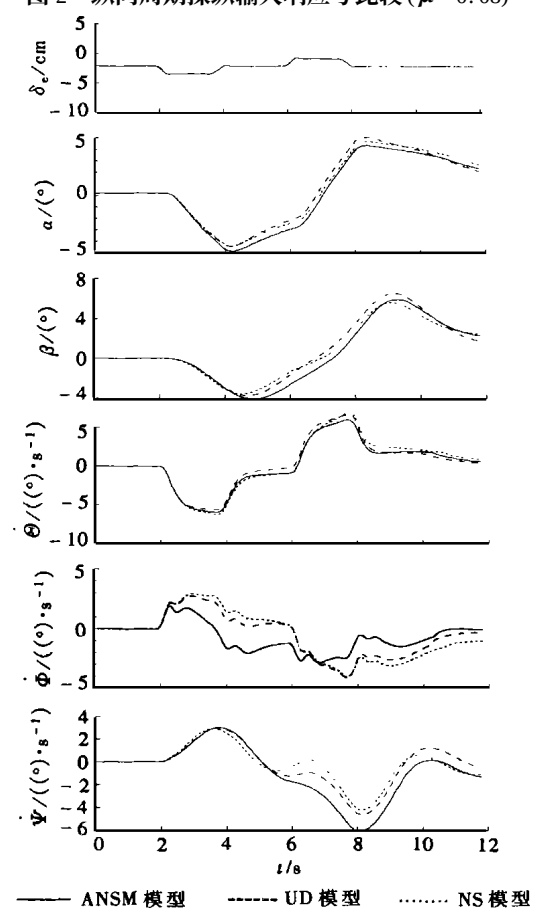


图 3　纵向周期操纵输入响应与比较(μ = 0.23)

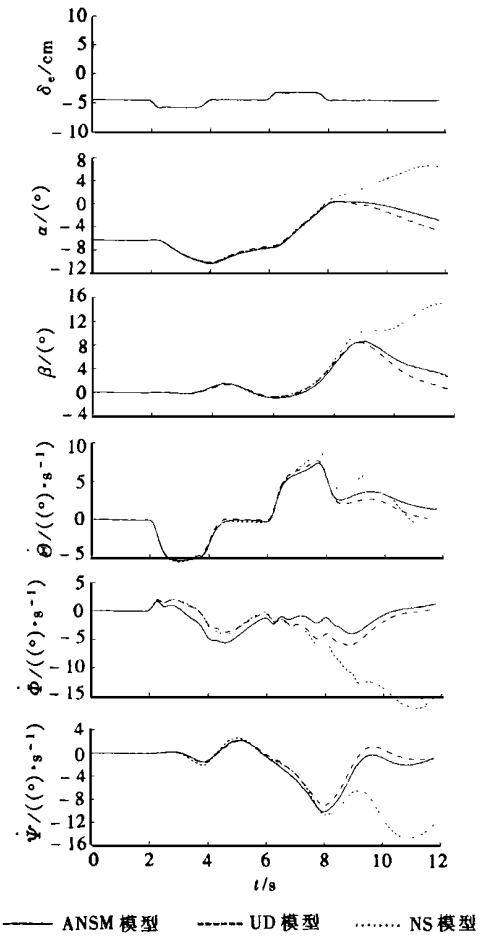


图 4　纵向周期操纵输入响应与比较(μ = 0.39)

速率和侧滑角速率.

可以发现,UD 模型和 NS 模型的响应结果与 ANSM 模型都有差别,响应开始阶段差别不大,之后随时间历程差别越来越大;在前 8 s 时间内,UD 和 NS 模型的中、高速计算结果与 ANSM 模型差别较小,而低速时差别较大.

另外,在上述 3 个前飞速度状态,均匀动力入流模型(UD 模型)的计算结果比非均匀静态入流模型(NS 模型)更接近 ANSM 模型,一是精度上的接近;二是响应过程的接近. 因此,对直升机飞行的动态响应数值仿真来说,入流的动力学特性的影响更大些.

4　结　论

本文以 UH-60A 直升机为对象,对不同特性的入流模型在直升机数值仿真中的作用做了分析,所得结论总结如下:

1) 以前认为的"均匀入流模型仅适合于高速飞行状态,而低速时需考虑非均匀入流的模型"的结论,仅适合于直升机的配平;

2) 在动态响应的数值仿真中,旋翼入流的动力学特性对飞行数值仿真精度的影响较大,在数值仿真中应给予考虑.

上述结论有待于从旋翼入流机理上做进一步深入分析与研究,并在其他型号直升机数值仿真中做进一步验证.

参 考 文 献

1 杨 超,宋寿峰. 对直升机动力学现状与发展的分析. 北京航空航天大学学报, 1995, 21(2): 46～52

2 杨 超,张晓谷. 直升机飞行动力学数学模型研究特点分析. 飞行力学, 1998, 16(1):14～19

3 Chen R T N. A survey of nonuniform inflow models for rotorcraft flight dynamics and control applications. Vertica, 1990, 14(2):147～184

4 Gaonkar G H, Peters D A. Review of dynamic modeling for rotorcraft flight dynamics. Vertica, 1988, 12(3): 213～242

5 包劲松, 张晓谷. 动力入流对直升机旋翼前飞操纵导数的影响. 飞行力学, 1993, 12(4): 23～27

6 杨 超. 直升机飞行动力学仿射非线性系统建模与验证:[学位论文]. 北京:北京航空航天大学飞行器设计与应用力学系, 1995

7 杨 超, 洪冠新, 宋寿峰. 直升机飞行动力学仿射非线性系统建模. 北京航空航天大学学报, 1997, 23(4): 471～476

8 Howlett J J. UH-60A Black Hawk engineering simulation program. NASA-CR-166309, 1981

Inflow Models in Trim and Dynamics Response of Helicopter

Yang Chao Hong Guanxin

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Dept. of Flight Vehicle Design and Applied Mechanics)

Abstract For the current helicopter of single main rotor with tail rotor, the effect of inflow models with different characteristics on helicopter trim and digital simulation was discussed. Based on Pitt/Peters' first order dynamics nonuniform inflow model, the effect of uniform and nonuniform inflow models of main rotor on helicopter trim, and the effect of uniform and nonuniform dynamics inflow models of main rotor on helicopter dynamics response to pilot control input at different forward flight speed states, were analyzed, which could provide useful reference to chose the proper inflow model of main rotor for different flight digital simulation. The sample of UH-60A Black Hawk helicopter was used for the calculation and analysis.

Key words helicopters; flight mechanics; mathematical models; digital simulation; inflow dynamics; nonlinear system