

基于风洞试验的非定常气动力微分方程建模方法

黄 达 郑万祥

(南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016)

摘要:为准确描述大攻角非定常运动中非定常气动力的气动特性,研究了以微分方程为基础的非定常气动建模方法。在某战斗机大振幅偏航、滚转单自由度及偏航-滚转耦合运动风洞试验的基础上,对偏航力矩、滚转力矩建立微分方程模型,分析研究不同频率、同一侧滑角情况下,气动力的迟滞时间;然后对高频运动下的气动力进行拟合,进而建立高频运动下的气动力微分方程模型。研究表明:模型可精确预测不同机动下非定常气动特性;建模方法具有较强的工程可行性。

关键词:非定常气动力;微分方程;气动迟滞

中图分类号: V211.74

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2014)04-0599-04

Unsteady Aerodynamic Modeling Method Using Differential Equations Based on Wind Tunnel Test

Huang Da, Zheng Wanxiang

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics
& Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: In order to describe the unsteady aerodynamic performance in unsteady movement at high angle of attack, the unsteady aerodynamic modeling method is studied based on the differential equations. The differential equation models of yawing moment and rolling moment are built on the basis of experimental data, including the yawing, rolling and coupled yawing-rolling of flight vehicle. The hysteresis of aerodynamics is analyzed in the conditions of same sideslip angle and different frequencies, then the aerodynamic data of high frequency motion are fitted, and so the aerodynamic differential equation model of high frequency motion is set up. Results show that the model can accurately predict the flight vehicle unsteady aerodynamic characteristics under different flight conditions, and the modeling method has strong engineering feasibility.

Key words: unsteady aerodynamics; differential equations; aerodynamic hysteresis

随着对飞机机动性要求的日益增强,战斗机的大攻角机动飞行成为新一代战机设计的重要指标之一。建立气动模型可以迅速获得战斗机在不同状态下的气动力,进而对尾旋进入/改出等领域飞行动力学分析、飞行仿真研究具有重要意义。

随着大振幅风洞试验的开展,对非定常空气动力建模的研究也逐渐发展起来。目前,非定常空气

动力建模方法主要分为两类:一类是人为控制较明显参数的建模方法,如非线性状态空间方法^[1-3]、非线性响应函数方法^[4]及其简化方法、傅里叶函数分析方法^[5]的建模方法;另一类是偏数学类的建模方法,如神经网络^[6]和模糊逻辑^[7-8]建模方法。然而以上方法均没有引入非定常气动力迟滞特性概念,总体属于数据拟合。为了将气动力的迟滞特性引

基金项目:国家自然科学基金(11072111)资助项目。

收稿日期: 2013-09-28; **修订日期:** 2014-03-12

通信作者: 黄达,男,研究员,博士生导师, E-mail: njdhcn@nuaa.edu.cn。

入建模,本文在某战斗机大振幅偏航、滚转单自由度及偏航-滚转耦合运动风洞试验的基础上,建立了基于一阶微分方程模型的气动力模型。在不同频率情况下,对气动力的迟滞时间进行分析研究,并以此为基础对高频运动下的气动力进行拟合。

1 风洞试验

通过大振幅运动风洞试验获得本文建模研究所需要的非定常空气动力样本数据。风洞试验在南京航空航天大学 NH-2 低速风洞进行。驱动模型的动态试验台由两套独立的电控液压装置组成,分别控制飞机绕其体轴做偏航运动和滚转运动,从而实现飞机的单独偏航运动和单独滚转运动。协调两套电控液压装置可以实现飞机的滚转-偏航耦合运动。

支撑机构的运动角度由两组编码器进行测量。由机构运动角度 $(\theta_j, \psi_j, \phi_j)$ 与模型姿态角 (θ, ψ, ϕ) 、攻角 α 、侧滑角 β 关系,可得到飞机的飞行状态,公式如下

$$\tan\alpha = \frac{\cos\phi_j \sin\theta_j - \sin\phi_j \sin\psi_j \cos\theta_j}{\cos\psi_j \cos\theta_j}$$

$$\sin\beta = \sin\theta_j \sin\phi_j + \cos\theta_j \sin\psi_j \cos\phi_j$$

$$\sin\theta = \sin\theta_j \cos\psi_j$$

$$\tan\psi = \tan\psi_j / \cos\theta_j$$

$$\tan\phi = \frac{\cos\theta_j \sin\phi_j - \sin\theta_j \sin\psi_j \cos\phi_j}{\cos\theta_j \cos\phi_j + \sin\theta_j \sin\psi_j \sin\phi_j}$$

2 微分方程模型

非定常气动力主要由模型角速度矢量的模 $|\Omega|$ 引起的准定常气动力 F_{stea} 和运动产生的 $\dot{\alpha}, \dot{\beta}$ 变化引起的迟滞非定常气动力 F_{uns} 组成,气动力公式如式(1)所示。准定常气动力由旋转天平试验给出,反映了当前飞机的运动状态;非定常部分由微分方程模型计算,反映了气动力的迟滞特性。

$$F = F_{\text{uns}} + F_{\text{stea}} \quad (1)$$

非定常气动力迟滞特性的形成机理是由于流体流动的迟滞特性,因此可以把非定常系统看作是一个惯性系统,采用一阶微分方程描述,即运动产生的 $\dot{\alpha}, \dot{\beta}$ 变化引起的迟滞非定常气动力可以由式(2)求得。

$$\tau \frac{\partial F_{\text{uns}}}{\partial t} + F_{\text{uns}} = g(\bar{t}) \quad (2)$$

式中: \bar{t} 为量纲一时间; $g(\bar{t})$ 为机构的运动状态; τ 为时间常数,反映迟滞效应。

非定常气动力迟滞特性主要表现之一是气动力的迟滞时间与运动的频率 f 密切相关。因此,可以把时间常数 τ 描述为式(3)形式,表示在不同频率、时间状态时,非定常气动力的迟滞特性。

$$\tau = \tau(f, \bar{t}) \quad (3)$$

通过以上的分析,由一阶微分方程(2)得到 τ 的计算公式为

$$\bar{\tau}^i = \frac{\int_0^i g(\bar{t}) d\bar{t} - \int_0^i F_{\text{uns}} d\bar{t}}{F_{\text{uns}}^i - F_{\text{uns}}^0} \quad (4)$$

式中: $\bar{\tau}^i$ 为量纲一时间为 \bar{t} 时的时间常数; F_{uns}^i 为量纲一时间为 \bar{t} 时的非定常气动力; F_{uns}^0 为运动开始时的非定常气动力。

3 结果分析

3.1 微分方程模型中时间常数 τ 的辨识

本节对模型在支撑攻角 $\theta_j = 20.35^\circ$,机构运动 $g(\bar{t}) = 40^\circ \cos(2\pi\bar{t})$ 的滚转力矩建立微分方程模型。利用式(4)计算不同时间点时的时间常数 τ 值,比较在同一时间点时,频率 $0.1 \sim 0.7$ Hz的时间常数 τ 的变化情况。进而拟合在更高频率($f = 1.0, 1.2, 1.4$ Hz)下的时间常数 τ 值。

图1给出了在不同时间点,频率 $0.1 \sim 0.7$ Hz的时间常数 τ 的变化情况。在不同时间段,时间常数 τ 随频率变化的趋势是不同的。时间常数 τ 值越大,表明非定常迟滞特性越明显。

从图1(a, c, d)可见,随着频率的增加,时间常数 τ 变化规律不一致,表明非定常气动力在不同时间段迟滞特性并不是随着频率增加而越明显。图1(b)中,不同频率时,时间常数 τ 有明显的跳跃性,可能是由于机构运动超过 $1/2$ 周期,而气动力由于迟滞性还表现为前 $1/2$ 周期的特性,由于两种运动相互干扰,使得流场运动复杂,出现跳跃现象。

同时,图1给出了通过 $0.4 \sim 0.7$ Hz的时间常数 τ 拟合高频下的 τ 值。由于二阶、三阶及高阶方程都具有极值点,因此对高频拟合具有不可预知性。从图1中频率为 1.0 Hz的试验值和拟合值可以发现,虽然一阶方程的拟合数值上具有一定误差,但在误差接受的范围内,并且对高频时间常数数值拟合有规律可言。通过对不同时间点的 τ 进行分析,可以知道 τ 的拟合主要分为2类:(1)图1(a, b)拟合到更高频率时将超越X轴或趋近于X轴,由式(4)可知,这样可能造成气动力无限大于或小于实际值,气动力将在这一点出现跳点,这是不

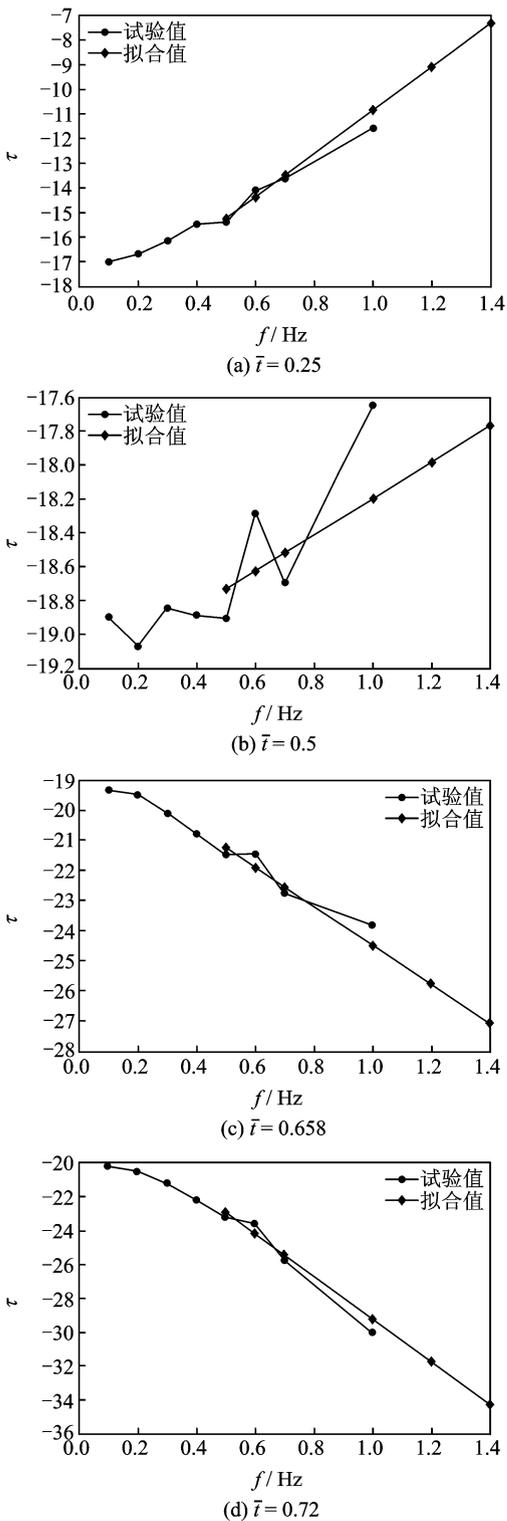


图 1 不同时间点的时间常数 τ 值

Fig. 1 Time constants τ at different time

可取的,因此,采用频率为 0.7 Hz 时的时间常数作为高频的时间常数值;(2)图 1(c,d)可以拟合到更高频率,可能时间常数线性随频率增加得比较快, τ 拟合的精度上有误差,但在一定频率范围内具有可行性。

3.2 滚转、偏航力矩建模比较

本节对模型支撑攻角分别为 $\theta_j = 20.35^\circ$ 时,应用频率 0.1~0.7 Hz 的单独滚转非定常气动力为样本数据,通过一阶微分方程模型,拟合出更高频率时非定常滚转力矩和偏航力矩系数。

图 2 给出了支撑攻角 $\theta_j = 20.35^\circ$ 下,模型高频运动下的非定常气动力拟合结果。图中 m_x 为滚转力矩系数, m_y 为偏航力矩系数。从图中可以看出,频率为 1.0 Hz 时,试验值和用一阶微分方程拟合的结果量级上一致,只是数值上有一定的偏差。同时可以看出,通过一阶微分方程拟合出的高频非定常气动力和实验结果的迟滞环运动方向基本一致,即非定常气动力的迟滞特性并没有发生变化,这一点需重点关注。

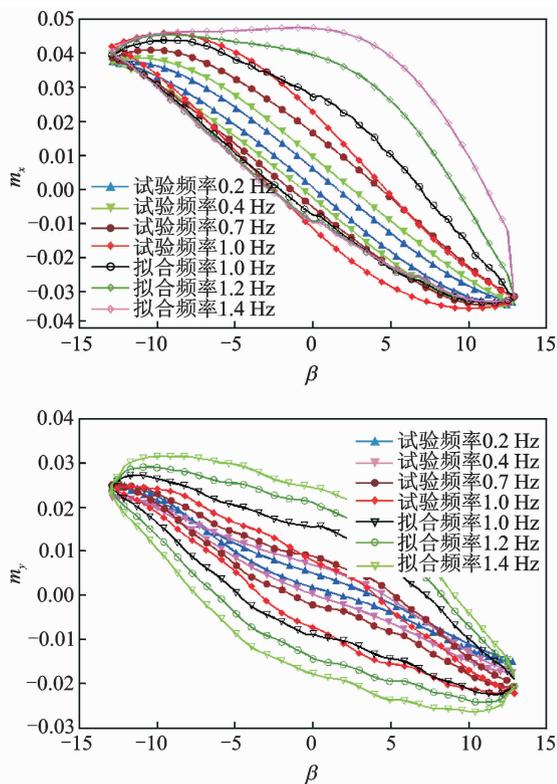


图 2 支撑攻角为 20.35° 时非定常气动力拟合结果
Fig. 2 Fitted curve of unsteady aerodynamic at 20.35° AOA

为了研究一阶微分方程的可行性,本文进一步对支撑攻角为 $\theta_j = 30.3^\circ, 35.25^\circ$ 的试验数据进行分析,如图 3,4 所示。从图 3,4 可以看出,通过一阶微分方程拟合出的高频非定常气动力和实验结果的迟滞环运动方向基本一致,即非定常气动力的迟滞特性并没有发生变化,这和支撑攻角 $\theta_j = 20.35^\circ$ 时的结果一致。因此可以看出,运用一阶微分方程模型建模是可行的。

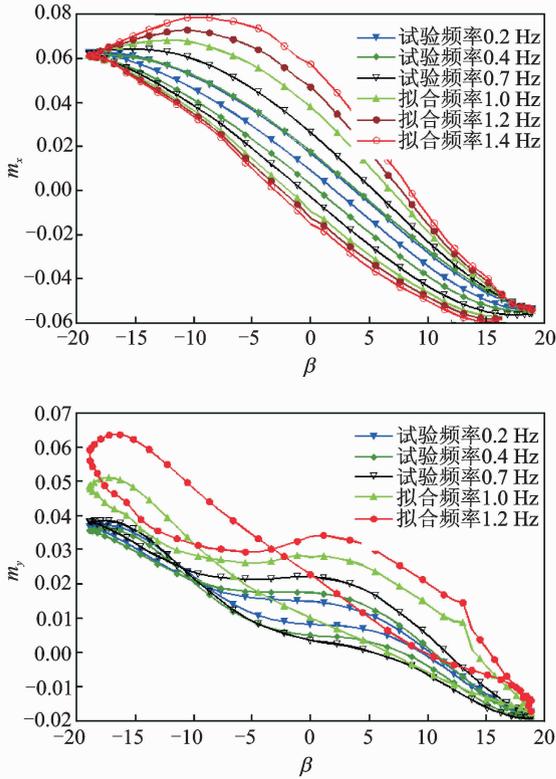


图3 支撑攻角 30.3° 时非定常气动力拟合结果

Fig. 3 Fitted curve of unsteady aerodynamic at 30.3° AOA

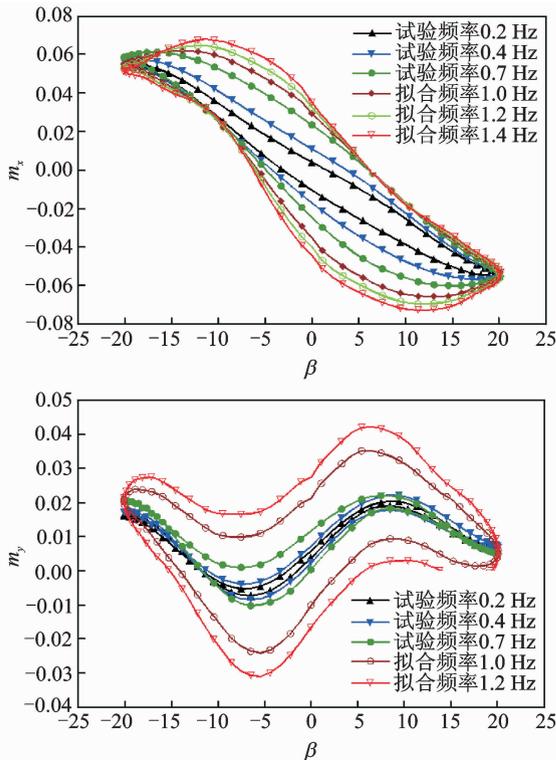


图4 支撑攻角 35.25° 时非定常气动力拟合结果

Fig. 4 Fitted curve of unsteady aerodynamic at 35.25° AOA

4 结 论

通过本文对微分方程模型的研究可以得出:

(1) 对非定常气动力运用微分方程模型, 能够更好地解释非定常的迟滞特性和流场流动情况。

(2) 将气动力分为准定常气动力和由姿态角引起的非定常气动力, 进而拟合出高频的气动力是可行的。

(3) 通过微分方程模型计算的非定常气动力结果与试验结果一致, 可以说明应用微分方程模型拟合得到高频率下的非定常气动力是可行的。

参考文献:

- [1] Abramov N, Goman M, Khrabrov A, et al. Simple wings unsteady aerodynamics at high angles of attack: Experimental and modeling results[R]. AIAA 1999-4013, 1999.
- [2] Fischenberg D. Identification of an unsteady aerodynamic stall model from flight test data[R]. AIAA-95-3438, 1995.
- [3] Brunton S, Rowley C. Low-dimensional state-space representations for classical unsteady aerodynamic models[R]. AIAA 2011-476, 2011.
- [4] Reischel P H. Development of a nonlinear indicial model using response functions generated by a neural network[R]. AIAA-1997-0337, 1997.
- [5] Lan E, Chin S. Fourier function analysis for unsteady aerodynamic modeling[J]. AIAA Journal, 1992, 30(9): 2259-2266.
- [6] 史志伟, 明晓. 基于模糊聚类的模糊神经网络在非定常气动力建模中的应用[J]. 空气动力学学报, 2005, 23(1): 21-24.
Shi Zhiwei, Ming Xiao. The application of FNN in unsteady aerodynamic modeling based on fuzzy clustering[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2005, 23(1): 21-24.
- [7] 刘志涛, 孙海生, 姜裕标, 等. 非线性非定常气动力的模糊逻辑建模方法[J]. 实验流体力学, 2005, 19(1): 99-103.
Liu Zhitao, Sun Haisheng, Jiang Yubiao, et al. Fuzzy logic modeling of nonlinear unsteady aerodynamics[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2005, 19(1): 99-103.
- [8] Wang Z, Edward C. Fuzzy logic modeling of nonlinear unsteady aerodynamics [R]. AIAA-98-4351, 1998.

