

飞机纵向非定常气动力建模与辨识

姜久龙¹, 李学仁¹, 杜军¹, 吴辰¹, 董俊²

(1. 空军工程大学航空航天工程学院, 陕西西安, 710038; 2. 空军第一航空学院, 河南信阳, 46400)

摘要 针对目前预测非线性非定常气动力状态空间模型求解复杂, 考虑因素少的问题, 提出了新的气流分离模型, 建立了整合动态和静态气流分离特性并具有迟滞特性的非定常气动力模型。与传统的非定常气动力模型相比, 该模型不用完成复杂的微分计算, 降低了因微分计算造成的误差; 同时, 模型引入了新的影响因素—俯仰角速率, 使模型物理意义更加明确; 最后根据快速振荡风洞试验数据进行验证, 结果表明: 该非定常气动力模型能够描述气动力的迟滞特性, 很好地拟合了风洞试验数据。

关键词 非定常气动力建模; 状态空间模型; 迟滞特性

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2013.04.004

中图分类号 V411.1 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2013)04-0014-05

The Study of Modeling and Identification of Longitudinal Unsteady Aerodynamics

JIANG Jiu-long¹, LI Xue-ren¹, DU Jun¹, WU Chen¹, DONG Jun²

(1. Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038;
2. The First Aeronautical Institute of Air Force, Xinyang 464000, Henan, China)

Abstract: Exact prediction of unsteady aerodynamics is of great importance to the design and study of advanced combat aircraft. In response to the problem of complex calculating and lack of considerable factors in handling normal state-space model, a new flow separation model and a new state-space aerodynamics model are put forward in this paper. Compared with normal state-space model, complex calculation of differential equations is avoided and simultaneously a new influence factor—pitching angular velocity is introduced in the new state-space model which makes the physical meaning of the new state-space model proposed in the paper become clearer and more definite. At the same time, the static and dynamic proceedings are combined into one equation by the flow separation model proposed in the paper. At last, the large amplitude oscillation wind tunnel data are used for testing, the result suggests that the unsteady aerodynamic model proposed in this paper can describe the time-delay characteristics of the aerodynamic force and fit well with the wind tunnel test data.

Key words: unsteady aerodynamic; modeling; state-space model; time-delay characteristic

超机动技术的一个重要的特征便是进入大迎角飞行状态, 此时, 飞机具有较大的角速率, 迎角的变化比较剧烈, 在此过程中边界层的分离、旋涡的形

成、发展和破碎、不对称涡的产生等等, 导致了作用于飞行器上的气动力、力矩随状态参数变化出现了很强的非对称、非定常、非线性特性以及迟滞特性。

收稿日期: 2012-12-07

基金项目: 航空科学基金资助项目(20111396011)

作者简介: 姜久龙(1988—), 男, 四川什邡人, 硕士生, 主要从事大迎角气动参数辨识研究。

E-mail: jiangjiulong12315@163.com

因此,如何精确预测非线性非定常气动力,对先进战机的设计和研究具有重要意义。

飞机大迎角状态下气动力特性分析^[1],主要有2种方式:一种是通过飞机大迎角状态下飞行数据辨识得到^[2],另一种是通过风洞试验的方法进行非定常气动力建模^[3]。非定常非线性气动力建模方法可概述为2类:一种是基于线性叠加原理的传统建模方法,如多项式建模方法^[4]、积分方程建模方法^[5]、微分方程建模方法^[6]等;另一种是采用先进智能算法进行建模,如模糊逻辑模型^[7]等。

与其他方法相比,微分模型即状态空间模型以涡流产生与破裂作为气动力变化的原因,构造涡流描述变量,并将涡流影响带入气动力模型中考虑,具有一定的物理意义,通过参数辨识能得到一个确定的气动力模型,避免了多项式模型人为设定影响,模糊、神经网络等智能方法物理意义不明的问题。但是在实际使用计算中,由于要求解相应的微分方程,气动力参数解算速度慢,同时将气动力迟滞特性只作为迎角的因素,考虑的影响因素少,解算速度和精度受到了很大的影响。本文通过扩展气流分离公式,将俯仰角速率引入到气动力建模中,建立了新的非定常非线性气动力模型。

1 非定常气动力建模

1.1 气流动态分离描述模型

状态空间法是 Gaman 首次提出并建立的气动力辨识一般方法,其主要原理是通过微分方程^[6]

$\tau_1 \frac{dx}{dt} + x = x_0(\alpha - \tau_2 \dot{\alpha})$ 构造了气动力迟滞环,并经过参数修正对大迎角非定常气动力的迟滞特性进行描述。

根据 Gaman 的分析,对于二维翼型,影响气动力的主要因素为在大迎角下从机翼后缘开始的气流分离,用内在变量来描述分离点的位置,令 $x = \frac{\bar{x}}{c}$, \bar{x} 为上翼面气流分离点的位置, c 为翼型的弦长, x 的取值范围为 $[0, 1]$, 0 表示前缘分离流, 1 表示流动为附着流^[6]。

静态时,气流分离位置主要由迎角来确定,其关系可以设为以下函数形式:

$$x_0(\alpha) = \frac{1}{1 + e^{\sigma(\alpha - \alpha^*)}} \quad (1)$$

式中: α^* 为对应于分离点位置达到翼型弦线中点的迎角,可以使曲线水平移动; σ 为斜率因子。

迟滞特性主要是由 $\alpha - \tau_2 \dot{\alpha}$ 描述,将迎角微分信号引入静态分离公式进行扩展,得到新的气流动态

分离点公式:

$$x(\alpha, \dot{\alpha}) = \frac{1}{1 + e^{\sigma(\alpha - \alpha^* - \tau_1 \dot{\alpha})}} \quad (2)$$

式中 τ_1 为气动力迟滞系数。为了验证气流动态分离效果,取大振幅固定频率振荡,运动方式为: $\alpha = 32.5 - 30 \cos \omega t$, 令缩减频率为 $k = \frac{\omega c}{2V}$, $k = 0.0558$, $\alpha^* = 0.3$, $\tau_1 = 0.1$, 进行计算得到涡流动态分离点曲线,见图 1。

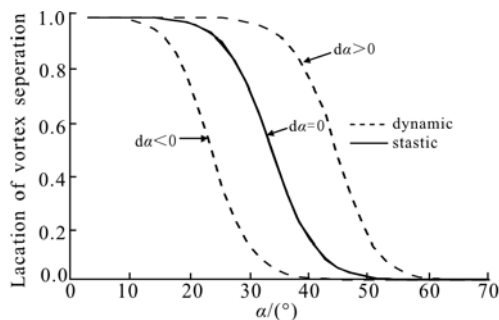


图1 引入微分信号的气流动态分离曲线

Fig. 1 Flow dynamic separation curve with differential factor

图中实线表示静态时气流分离点随迎角的变化曲线,虚线表示飞机快速俯仰运动的气流分离点曲线。当飞机迎角快速增加时,气流分离具有一定延迟,落后于静态时的气流分离;当飞机迎角快速减小时,气流合成也慢于静态时的气流合成。可见引入微分算子后的气流分离模型能够反映涡流的动态分离,具有迟滞特性,同时避免了微分计算,降低了因微分计算造成的误差,同时也提高了计算速度。

1.2 俯仰角速率对气流分离的影响

Gaman 模型中对气流分离因素只考虑了迎角因素,在快速俯仰运动中,俯仰角速率对迎角的变化有一定的阻尼作用,俯仰角速率可以改变迎角的大小,因此气流分离也可能被影响。一般来说,当俯仰角速率增加引起分离点的降低,俯仰角速率减少引起分离点的增加。为此,本文引入俯仰角速率修正后的气流公式为:

$$x(\alpha, \dot{\alpha}) = \frac{1}{1 + e^{\sigma(\alpha - \alpha^* - \tau_2 \dot{\alpha})}} \quad (3)$$

式中: $\dot{\alpha}$ 为无量纲俯仰角速率; τ_2 为俯仰角速率影响系数。为了验证涡流动态分离效果,在上述的取值基础上,令 $\tau_2 = 0.1$, 进行计算得到涡流动态分离点,见图 2。

图 2 中带符号实线表示静态时气流分离点随迎角的变化曲线,虚线和实线分别表示快速俯仰运动时气流分离模型加入俯仰角速率前后的气流分离点曲线。从图中可见,俯仰角速率的阻尼作用还是比较明显的;当飞机迎角增加时,气流分离,俯仰角速

率延缓了气流分离速度;相反当飞机迎角减小时,俯仰角速率加快了气流合成速度。这与实际分析相符。同时,当 $\tau_1 = \tau_2 = 0$ 时,气流分离公式为静态分离模型。新的气流分离模型很好地整合了动态与静态气流分离,更具一般性。

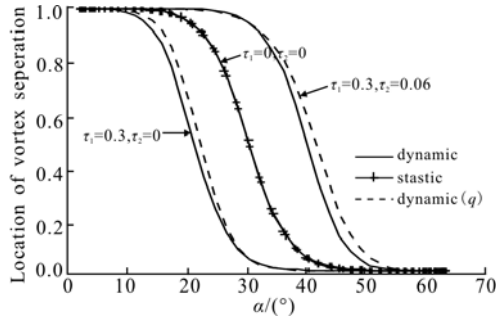


图2 引入俯仰角速率后气流分离点变化曲线

Fig. 2 Flow separation point with pitching angular velocity

新的气流分离点模型是在静态气流分离点描述的基础上,根据大迎角飞行时气动力非正常现象,用气流分离点来描述机翼气动力分离、合成的迟滞现象,并引入了俯仰角速率和迎角变化率,重新构造了具有迟滞现象的分离点数学模型,该模型物理意义明确,解决了Gaman模型影响参数少,微分计算复杂的问题,同时该模型静态和动态的气流分离表达可以通过参数调节来描述,具有普适性。

2 气动力模型参数辨识

2.1 气动力输出模型

在快速俯仰运动中,飞机的升力、阻力和俯仰力矩系数受气流分离、迎角大小和俯仰角速率影响,因此,飞机的气动力参数均应是气流分离点 $x(t)$,迎角 $\alpha(t)$ 和俯仰角速率 $\dot{q}(t)$ 的函数^[8]。飞机气动力输出模型可以表示为: $C_i = C_i(x, \alpha, \dot{q})$

通常情况下,等号右边的式子是未知的。本文将等号右边式子对迎角和俯仰角速率进行泰勒展开,将气流分离点作为泰勒式系数变量,得到气动力的输出模型为:

$$C_i = C_i(x, \alpha, \dot{q}) = C_{i0} + \left[\frac{\partial C_i}{\partial \alpha} \right] \alpha + \left[\frac{\partial C_i}{\partial \dot{q}} \right] \dot{q} + \frac{1}{2} \left[\left[\frac{\partial^2 C_i}{\partial \alpha^2} \right] \alpha^2 + \left[\frac{\partial^2 C_i}{\partial \dot{q}^2} \right] \dot{q}^2 + 2 \left[\frac{\partial^2 C_i}{\partial \alpha \partial \dot{q}} \right] \alpha \dot{q} \right] + \dots \quad (5)$$

式中: C_i 为 C_l, C_d, C_m , 分别表示升力、阻力和俯仰力矩。当飞机静态时即 $(\alpha, \dot{q}) = (0, 0)$, 升力系数只依靠于气流分离作用,但是由于迎角和俯仰角速率均为 0, 此时均可看作附着流, 因此, C_{i0} 的系数可认为是常数, 独立于气流分离运动。而泰勒展开式的

系数则可以认为是气流分离点变化的函数, 取泰勒展开前 5 项。因此气动力的输出模型可以描述为:

$$C_i = C_i(x, \alpha, \dot{q}) = C_{i0} + C_{i\alpha}(x) \alpha + C_{i\dot{q}}(x) \dot{q} + C_{i\alpha^2}(x) \alpha^2 + C_{i\dot{q}^2}(x) \dot{q}^2 + C_{i\alpha\dot{q}}(x) \alpha \dot{q} \quad (6)$$

式中气动力模型的系数是状态变量 x 的函数, 为不失一般性, 假设气动力系数的函数为二阶多项式:

$$C_{id}(x) = a_{id1} + a_{id2} x + a_{id3} x^2 \quad (7)$$

式中 d 代表 $\alpha, \dot{q}, \alpha^2, \dot{q}^2, \alpha\dot{q}$, 表示各个影响变量。

2.2 参数辨识

根据上述建立的非定常气动力模型, 需要确定 $\alpha^*, \sigma, \tau_1, \tau_2, C_{i0}, a_{id}$ 等参数共 52 个, 其中 α^*, σ 可由静态数据辨识得出, 其余参数采用动态数据辨识得出。为了避免一般辨识方法中求导困难等问题, 采用遗传算法进行参数辨识, 首先确定适应度函数, 即模型与实验结果的误差。

在静态平稳状态下, 风洞试验得到的气动参数与俯仰角速率无关, 固定一组迎角变化为 $\alpha_j (j=1, 2, \dots, l)$, 则相对应的气动参数测量值为 $\hat{C}_j(\alpha_j)$, ($j=1, 2, \dots, l$)。本文采用固定迎角测量的方式, 输出气动参数为:

$$C_i = C_i(x, \alpha_j) = C_{i0} + C_{i\alpha}(x) \alpha_j + C_{i\alpha^2}(x) \alpha_j^2 \quad (8)$$

此时辨识误差可定义为:

$$\epsilon_i = \sum_{j=1}^l [C_i(x, \alpha_j) - \hat{C}_i(\alpha_j)]^2 \quad (9)$$

$$\text{静态总误差为 } \epsilon_{\text{static}} = \sum_{i=1}^3 \epsilon_i$$

同理, 当做快速俯仰运动时, 飞机气动力处于非定常平稳状态, 必须采用动态数据进行辨识。为了得到模型与试验的动态误差, 首先确定选择飞机快速俯仰运动的时间历程为: $(\alpha(t), \dot{q}(t), 0 \leq t \leq T)$ 。

在这段时间历程里, 风洞数据为: $\hat{C}_j(t_j)$, ($j=1, 2, \dots, n$), 则对应于该段时间历程, 其模型的输出响应为:

$$C_i(t_j) = C_i(x, \alpha(t_j), \dot{q}(t_j)) = C_{i0} + C_{i\alpha}(x) \alpha(t_j) + C_{i\dot{q}}(x) \dot{q}(t_j) + C_{i\alpha^2}(x) \alpha(t_j)^2 + C_{i\dot{q}^2}(x) \dot{q}(t_j)^2 + C_{i\alpha\dot{q}}(x) \alpha(t_j) \dot{q}(t_j) \quad (10)$$

动态运动辨识误差可定义为:

$$\epsilon'_i = \sum_{j=1}^l [C_i(t_j) - \hat{C}_i(t_j)]^2 \quad (11)$$

动态总误差为: $\epsilon_{\text{dynamic}} = \sum_{i=1}^3 \epsilon'_i$, 则系统辨识的总误差为: $E = \epsilon_{\text{dynamic}} + \epsilon_{\text{static}}$

3 仿真分析

以文献[4,9]风洞试验数据为例, 取静态风洞数

据和大振幅固定频率振荡, $\alpha = 32.5 - 30 \cos \omega t$, $k = \frac{\omega c}{2V}$, 取值见 1.1 节进行参数辨识。在风洞中由于来流方向相同, 所以俯仰角速率等同于迎角角速率 $q = \dot{\alpha} = 30 \omega \sin \omega t$, $\dot{q} = q^*$ 。

3.1 参数辨识结果

静态气流分离参数为 $\alpha^* = 40.2$, $\sigma = 0.192$, 动态气流分离参数 $\tau_1 = 0.0565$, $\tau_2 = 0.0384 t_0$ 。俯仰运动静态输出方程模型辨识参数结果见表 1~表 2。

表 1 气动模型静态参数辨识结果

Tab. 1 Static parameter identification result of aerodynamic model

参数	C_{D0}	$C_{ia}(x)$			$C_{ia2}(x)$		
		a_{ia1}	a_{ia2}	a_{ia3}	a_{ia21}	a_{ia22}	a_{ia3}
C_l	0.095	1.638	-0.921	3.758	-0.769	6.05	-7.490
C_d	-0.048	2.570	3.191	-4.561	-0.75	-3.622	4.961
C_m	-0.082	0.661	5.073	-4.361	-0.81	-5.133	2.890

表 2 气动模型动态参数辨识结果

Tab. 2 Dynamic parameter identification result of aerodynamic model

参数	$C_{\dot{q}}(x)$			$C_{\dot{q}^2}(x)$			$C_{ia\dot{q}}(x)$		
	$a_{\dot{q}1}$	$a_{\dot{q}2}$	$a_{\dot{q}3}$	$a_{\dot{q}^2_1}$	$a_{\dot{q}^2_2}$	$a_{\dot{q}^2_3}$	$a_{ia\dot{q}1}$	$a_{ia\dot{q}2}$	$a_{ia\dot{q}3}$
C_l	6.012	9.981	-3.685	9.883	-7.928	9.590	-9.9413	-5.015	3.9589
C_d	10.13	1.523	-17.02	-34.49	-103.05	48.53	7.69	12.26	10
C_m	48.38	-24.884	-22.149	144.322	-274.725	131.624	-56.484	43.786	30.101

3.2 气动模型辨识结果

3.2.1 静态数据辨识结果

将参数带入输出模型中, 得到静态气流分离点与迎角的关系与升力、阻力和俯仰力矩气动参数见图 3~图 4。

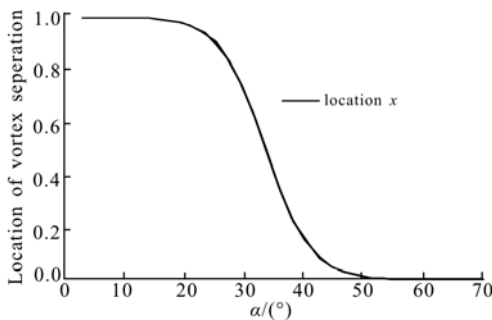


图 3 静态气流分离点曲线
Fig. 3 Static flow separation curve

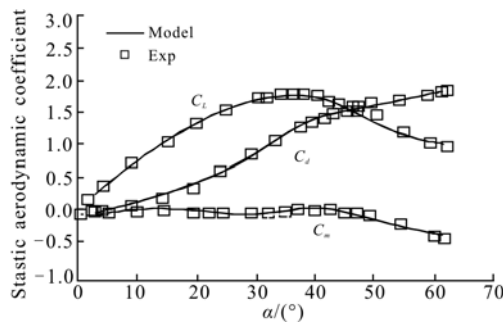


图 4 静态气动力系数曲线
Fig. 4 Static aerodynamic coefficient curve

3.2.2 动态气动力辨识结果

将参数带入输出模型中, 得到静态气流分离点

与迎角的关系与升力、阻力和俯仰力矩气动参数见图 5~图 8。

通过图 5~图 8 可知, 本文建立的模型能够完成非定常气动力的建模, 精度较高, 同时得到了确定非线性迟滞动力学模型, 为大迎角飞行控制和设计提供了很好的理论依据。

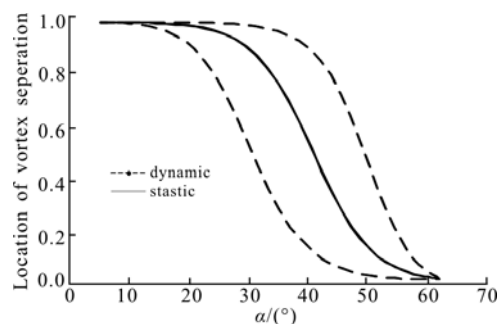


图 5 动态气流分离点示意图
Fig. 5 Dynamic flow separation curve

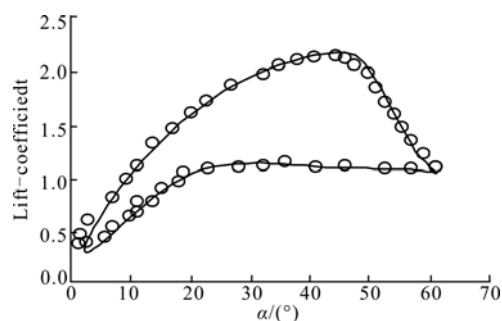


图 6 动态升力系数曲线
Fig. 6 Dynamic lift coefficient curve

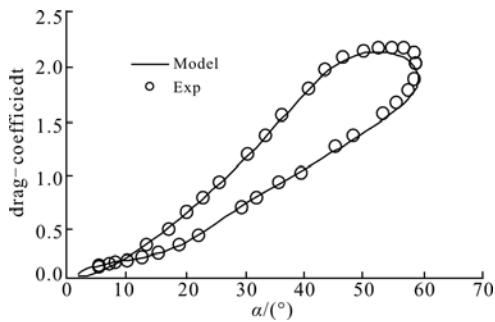


图7 动态阻力系数曲线

Fig. 7 Dynamic drag coefficient curve

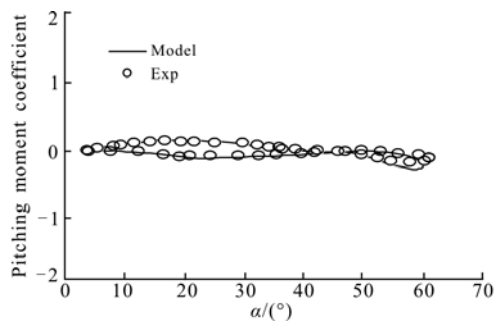


图8 动态俯仰力矩曲线

Fig. 8 Dynamic pitching moment coefficient curve

4 结语

本文在分析飞机快速俯仰状态非定常气动力特性的基础上,提出新的气流分离模型,并依此建立了气动力辨识模型,并通过基于遗传算法的参数辨识方法得到了气动力模型未知参数。仿真结果表明,该模型较好地拟合了大振幅震荡气动数据,与传统Gaman模型相比,避免了复杂的微分计算,降低了因微分计算造成的误差,提高了仿真速度;同时,采用的静态和动态整合的气流分离模型,使静态过程和动态过程可以通过一个表达式得出,具有普适性。在飞行仿真中,只需改变相应的参数便能得到静态和动态的气动力参数,降低了飞行仿真复杂度低。

参考文献 (References):

- [1] Greenwell Douglas I. A review of unsteady aerodynamic modelling for flight dynamics of manoeuvrable aircraft[R]. AIAA 2004-5276.
- [2] Wang Z, Lan C E, Brandon J M. Estimation of lateral directional unsteady aerodynamic models from flight test data[R]. AIAA 2002-4626.
- [3] Murphy P C, Klein V. Estimation of aircraft unsteady aerodynamic parameters from dynamic wind tunnel testing[R]. AIAA 2001-4016.
- [4] Guo Feng Lin, C Edward Lan. A generalized dynamic aerodynamic coefficient model for flight dynamics application[R]. AIAA 97-3643.
- [5] Tobak M, Schiff L B. On the formulation of the aerodynamic characteristics in aircraft dynamics[R]. NASA TR-R-456, 1976.
- [6] Goman M, Khrabrov A. State-space representation of aerodynamic characteristics of an aircraft at high angles of attack[J]. Journal of aircraft, 1994, 31(5): 1109-1115.
- [7] Wang Z, Lan C E, Brandon J M. Fuzzy logic modelling of nonlinear unsteady aerodynamics [R]. AIAA 98-4351.
- [8] Fan Y, Lutze F H. Identification of an unsteady aerodynamic model at high angles of attack[R]. AIAA 96-3407.
- [9] Chien Chung HU, Edward C. An unsteady aerodynamic model for maneuvering aircraft[R]. AIAA 93-3626-C.

(编辑:徐敏)