过失速机动的模糊逻辑建模仿真

孔轶男 王立新 何开锋 钱炜祺

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083) (中国空气动力研究与发展中心, 绵阳 621000)

摘 要: 对模糊逻辑建模方法进行了深入的研究, 讨论了非定常气动力的模糊逻辑建模与参数辨识方法, 针对其在飞机非定常气动力建模与辨识中的应用提出新的思路, 使之更具有实用性, 并应用于实际算例的计算分析中. 利用振荡三角翼的试验数据建立了非定常气动力的两种模糊逻辑模型: 一种采用减缩频率进行建模, 另一种考虑时间历程对非定常气动力的影响. 结果表明, 所建立模糊逻辑模型的计算结果与实验数据结果符合较好. 采用这两种不同的模糊逻辑模型对飞机的眼镜蛇机动进行了模拟、仿真, 检验了模型的实用性.

关 键 词: 模糊逻辑; 非定常气动力; 眼镜蛇机动

中图分类号: V 22

文献标识码: A 文章编号: 1001-5965(2007)10-1174-04

Fuzzy logic models for unsteady post stall maneuver

Kong Yinan Wang Lixin

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

He Kaifeng Qian Weiqi

(China Aerodynamics Research & Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract The fuzzy logic models of unsteady aerodynamics were lucubrated. The system's fuzzy logic models, structures and parameters identification and model establishment were researched. The new modeling method makes the models has more abroad practicability. With using the typical test data, fuzzy logic modeling of nonlinear unsteady aerodynamic was developed. First, two fuzzy logic models of unsteady aerodynamics of oscillating delta wing were developed. One model employs the reduced frequency, the other uses the incidence history to account for the unsteadiness of flow characteristics. It was shown that both model results agree with the experimental values. Second, these two fuzzy logic models were used to simulate the typical post-stall Cobra maneuver, and the applicability of these two fuzzy logic models were demonstrated.

Key words: fuzzy logic; unsteady aerodynamics; Cobra maneuver

未来空战概念的提出, 使战斗机设计思想发生变化, 要求战斗机具有快速改变机动状态和机动平面的能力, 故必须采用过失速技术. 而飞机以大迎角飞行时, 气动力产生很强的非线性与非定常特性. 因此, 如何精确预测非线性非定常气动力, 对新一代战斗机的设计具有十分重要的意义. 目前, 用理论计算的方法还不能完全满足这一需要, 通过风洞实验的方法进行非定常气动力建模, 已成为一个重要的研究方向. 用小扰动假设下的动导数表示非定常效应的数学模型不再适用, 必须建立新的准确、实用的气动力模型. 模糊逻辑方法以其适于表达非线性系统动态特性的特点, 为大迎角非定常气动力模型建模提供了一种可行的方法[1]. 本文分析了大迎角非定常气动力的模糊逻辑建模方法, 利用振荡三角翼的风洞试验数据建立了非定常气动力的两种模糊逻辑模型, 并进行了算例计算和仿真.

1 模糊逻辑模型建模方法

所谓模糊逻辑, 是建立在模糊数学基础上的

收稿日期: 2006-10-18

作者简介: 孔轶男(1979-), 女, 山东淄博人, 博士生, kyn2002@sina.com.

一种逻辑形式, 通常可以将其视为一种特殊的多值逻辑. 一个公式的真值, 在二值逻辑中只能取 2个 (0或 1), 而在模糊逻辑中可以取 [0, 1]区间中的任何值, 其数值表示这个模糊命题真的程度, 称为隶属函数. 目前, 主要有两种建模方法: 一种是用模糊集合的关系矩阵方法; 另一种方法是用内部函数代替模糊集合. 本文采用第 2种方法进行建模和辨识[1-3]. 对于模型输入空间中的每个变量, 都可以选取多个隶属函数, 从而将输入空间分为若干个模糊子空间. 在模糊逻辑模型中, 对每一变量取一个隶属函数就构成了一个模糊单元, 第 i 个单元的规则可描述为: 如果变量 x_1的隶属函数为 A_1^i, x_2的隶属函数是 A_2^i, …, x_k的隶属函数是 A_k^i, 那么这个单元的输出就是:

$$f^i(x_1, x_2, \cdots, x_k) = p_0^i + p_1^i x_1 + p_2^i x_2 + p_3^i x_3 + \cdots + p_k^i x_k \tag{1}$$

函数 $f^i(x_1, x_2, \cdots, x_k)$称为内部函数, 其中的参数 $p_m^i\ (m = 0, 1, \cdots, k)$为待定参数. 内部函数把输入变量和输出变量联系起来, 对应于每个单元都有一个内部函数来计算其输出. 模糊逻辑模型的输出是所有模糊单元的加权平均, 对应于第 j 个输入样本 (k维变量), 其模糊逻辑模型输出可写为

$$\hat{y_j} = \left\{ \sum_{i=1}^{n} \mathrm{op}[A_1^i(x_{1j}, \cdots, A_k^i(x_{kj})][p_0^i + p_1^i x_{1j} + \cdots + p_k^i x_{kj}] \right\} \Big\backslash \sum_{i=1}^{n} \mathrm{op}[A_1^i(x_{1j}), \cdots, A_k^i(x_{kj})] \tag{2}$$

式中, “op”表示取最小或取内积运算; n 为模型单元的个数, $n = r_1 \times r_2 \times \cdots \times r_n$, r_i是第 i 个输入变量 x_i的隶属函数个数.

为了建立模糊逻辑模型, 首先需要辨识出内部函数的系数 p_m^i, 可以将其转化为一优化问题处理: 设有 m 个样本数据 $y_i\ (i = 1, \cdots, m)$, 优化选取模糊逻辑模型 $\hat{y}(p_0^1, \cdots, p_1^1, \cdots, p_k^n)$中的参数 p_0^1, $\cdots, p_1^1, \cdots, p_k^n$, 使得目标函数达到极小:

$$Q = \sum_{j=1}^{m} [\hat{y_j}(x_{1j}, \cdots, x_{kj}, p_0^1, p_1^1, \cdots, p_k^n) - y_j]^2 \tag{3}$$

模糊逻辑模型除了模型参数需要辨识确定外, 同时还必须进行结构辨识. 具体方法参见文献 [3].

2　非定常气动力建模与结果分析

利用振荡三角翼的风洞实验数据[4]建立大迎角非定常气动力模糊逻辑模型, 并验证模型的正确性和辨识方法的可行性. 不失一般性, 本文分析纵向运动中升力系数 C_L 的气动力模型. 由于大迎角非定常气动力依赖于运动历程. 在一定马赫数和雷诺数下, 气动力系数可表示为飞行运动参数及状态变量的非线性泛函, 本文考虑两种气动力模型.

模型 **1**　考虑减缩频率 k的影响[2], 模型输入为迎角 α、迎角变化率 $\dot{\alpha}$ 和 k, 输出为 C_L. 即

$$C_L = C_L(\alpha, \dot{\alpha}, k) \tag{4}$$

用 $k = 0.01, 0.02, 0.04$的风洞试验数据来训练模型, 表 1示出了利用模型辨识方法优化出的最优模型结构中各变量的隶属函数个数. 图 1示出了模型训练输出结果、预测输出结果与风洞试验数据的比较, 可以看到由于 $k = 0.02$情况的实验数据是用来训练模型的, 模型训练结果应该与实验数据符合比较好. 为进一步检验模型, 用训练得出的模型来预测 $k = 0.03$的情况, 如图 1所示, 图中的是模型预测结果与风洞试验结果也较为吻合. 由此可见, 根据式 (4)建立的模糊逻辑模型是有效的.

用 R^2 代表模型精度, 其值越接近 1代表精度越高, R^2 可由下式

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{j=1}^{m} (\hat{y_j} - y_j)^2}{\sum_{j=1}^{m} (\bar{y} - y_j)^2} \qquad \bar{y} = \frac{1}{m}\sum_{j=1}^{m} y_j$$

计算得到.

表 **1**　俯仰气动力模型最优模型结构 (模型 **1**)

气动力系数	隶属函数个数			模糊单元数	R^2
	α	$\dot{\alpha}$	k		
C_L	7	4	2	56	0.9984

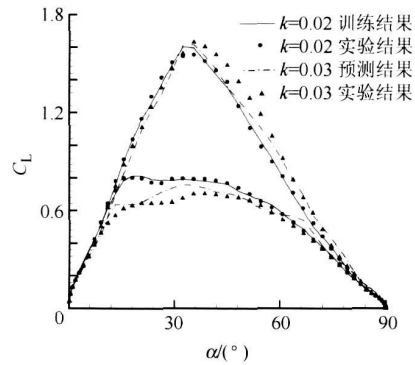


图 1　模糊逻辑模型 1训练结果、预测结果与试验结果的比较

模型 **2**　对于无分叉现象的气动力, 它对运动历程的记忆时间是有限的, 因此考虑用有限个采样值来代替迎角的变化历程[4], 建立如下模

型:

$$C_L = C_L(\alpha(t), \alpha(t-\Delta t), \alpha(t-2\Delta t)) \quad (5)$$

同样用 k= 0.01, 0.02, 0.04的风洞试验数据来训练模型, 并用训练得出的模型来预测 k= 0.03的情况. 表 2示出了优化出的最优模型结构中各变量的隶属函数个数. 图 2示出了此种模型训练输出、预测输出与风洞试验数据的比较, 可以看到, 训练和预测结果与实验数据总体上符合较好, 但模型输出值不够光滑.

表 2 俯仰气动力模型最优模型结构 (模型 2)

气动力系数	隶属函数个数			模糊单元数	R^2
	$\alpha(t)$	$\alpha(t-\Delta t)$	$\alpha(t-2\Delta t)$		
C_L	4	6	3	72	0.9876

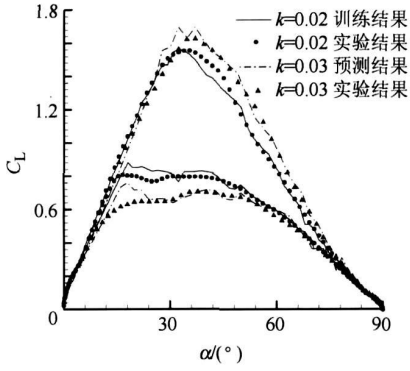


图 2 模糊逻辑模型 2训练结果、预测结果与试验结果的比较

3 过失速飞行的模糊逻辑仿真

过失速机动是一种非常规机动, 它指通过推力矢量或纵向操纵面以高迎角变化率使飞机超过失速迎角 (70°以上) 仍能完成可操纵的战术机动动作. 这要求飞机利用动态失速将飞行包线扩展到大迎角区域, 因此, 必须建立飞机在大迎角下的非线性非定常气动力数学模型. 本节利用 F-16飞机的基本数据, 加上动态气动力和推力矢量, 来对眼镜蛇机动进行数字仿真, 初步分析非定常气动力的影响.

飞机做大迎角非定常运动时的气动力可以分为两大部分: 静态气动力和动态气动力部分, 以俯仰力矩系数为例:

$$C_M = C_{M\,st} + C_{M\,dyna} \quad (6)$$

其中, $C_{M\,st}$为静态气动力; $C_{M\,dyna}$为动态气动力. 动态气动力又可进一步分为线性非定常气动力增量 (即动导数部分) 和非线性非定常气动力增量两部分, 即

$$C_{M\,dyna} = C_{M\dot{\alpha}} \cdot \dot{\bar{\alpha}} + C_{M\bar{q}} \cdot \bar{q} + C_{M\,nu} \quad (7)$$

其中, $C_{M\dot{\alpha}} \cdot \dot{\bar{\alpha}} + C_{M\bar{q}} \cdot \bar{q}$为动导数形式的线性非定常气动力增量; $C_{M\,nu}$为非线性非定常气动力增量.

为了考察非定常气动力对过失速机动的影响, 对非定常效应引起的气动力增量部分采用第 2节提出的两种模糊逻辑模型建模思想来进行处理, 具体地:

对于模型 1: $C_{*\,dyna}$ = FLM(α, $\dot{\alpha}$, k), 式中的 FLM(·) 表示模糊逻辑模型, 在建立模型过程中, 首先用 k= 0.01, 0.02, 0.03, 0.04的试验数据来对升力的动态部分 $C_{L\,dyna}$、阻力的动态部分 $C_{D\,dyna}$、俯仰力矩的动态部分 $C_{M\,dyna}$分别训练建立模糊逻辑模型. 表 3示出了对应的最优模糊逻辑模型结构.

表 3 气动力系数的最优模型结构 (模型 1)

气动力系数	隶属函数个数			模糊单元数	R^2
	α	$\dot{\alpha}$	k		
$C_{L\,dyna}$	7	3	2	42	0.9830
$C_{D\,dyna}$	5	3	2	30	0.9916
$C_{M\,dyna}$	6	3	2	36	0.9855

对于模型 2: $C_{*\,dyna}$ = FLM($\alpha(t)$, $\alpha(t-\Delta t)$, $\alpha(t-2\Delta t)$). 同样用 k= 0.01, 0.02, 0.03, 0.04的试验数据来对气动力的动态部分进行建模. 表 4示出了分别对应的最优模糊逻辑模型结构.

表 4 气动力系数的最优模型结构 (模型 2)

气动力系数	隶属函数个数			模糊单元数	R^2
	$\alpha(t)$	$\alpha(t-\Delta t)$	$\alpha(t-2\Delta t)$		
$C_{L\,dyna}$	2	4	7	56	0.9661
$C_{D\,dyna}$	2	3	7	42	0.9720
$C_{M\,dyna}$	2	4	7	56	0.9781

过失速机动的飞行力学仿真采用速度坐标系下的刚体六自由度动力学方程[5], 对于眼镜蛇机动, 设飞机的初始运动状态高度 h= 1 000m、速度 V= 117m/s(马赫数 Ma= 0.35)的定直平飞.

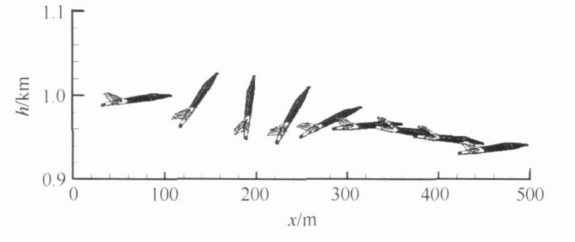
就非定常气动力的模型 1而言, 由于仿真过程中无法直接测量到 k 值, 所以需通过下述方法得出, 由计算公式:

$$\left.\begin{aligned} \alpha_i &= \alpha_m + \alpha_0 \cos(kt') \\ \dot{\alpha} &= (-\alpha_0 k)\sin(kt') \end{aligned}\right\} \quad (8)$$

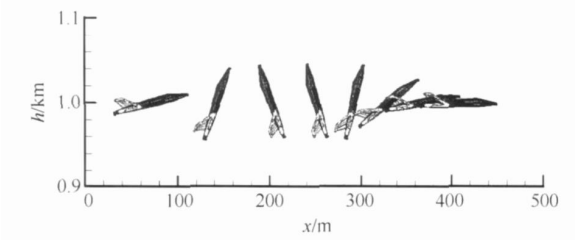
得

$$k = \frac{\dot{\alpha}}{\sqrt{\alpha_0^2 - (\alpha_i - \alpha_m)^2}} \quad (9)$$

采用这两种气动力模型来对眼镜蛇机动进行仿真, 图 3示出了模型 1和模型 2仿真结果. 图 4中示出了两种模型计算出的飞机迎角、速度时间



a 动态气动力模型 1



b 动态气动力模型 2

图 3 眼镜蛇机动仿真结果

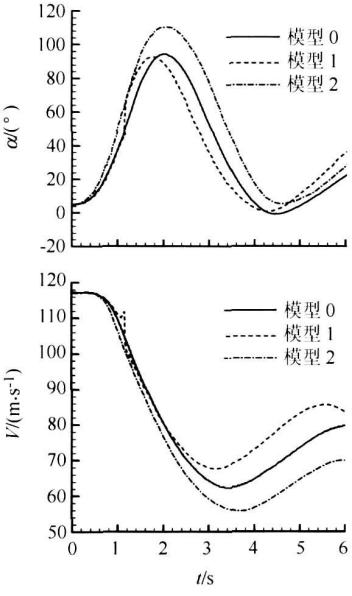


图 4 眼镜蛇机动中飞机 α和 V计算结果比较

历程, 并与不考虑非线性非定常部分气动力时的计算结果比较. 图中实线表示不考虑非线性非定常部分气动力时的计算结果, 记为模型 0; 虚线表示动态气动力采用模型 1的仿真结果; 点划线表示动态气动力采用模型 2的仿真结果.

1) 模型 0未考虑非线性部分的气动力效应, α和 V的变化曲线比较光滑, 而模型 1在计算 V时, 曲线不光滑, 有突变的点, 其原因是在飞行过程中 α和 $\dot{\alpha}$的变化较为剧烈, 按照式(9)计算出的 k会出现变化不连续的情况.

2) 模型 2的计算结果曲线较为光滑, 避免了模型 1计算结果中的类似"跳点"的出现. 从这一意义上讲, 模型 2优于模型 1.

3) 模型 1、模型 2的计算结果都与模型 0有比较大的差别, 这说明非线性气动力效应对飞行过程有比较大的影响, 且在建模过程中, 对模型进行了推广, 这样造成了一定的误差. 因此在实际应用过程中需采用飞行试验数据进行非定常气动力模型的校核.

4 结束语

正确的大迎角非定常气动力数学模型是大迎角飞行动力学问题研究的基础. 由于模糊逻辑方法宜于表达非线性的动态特性, 因此可认为模糊逻辑辨识方法是解决非线性时变系统建模的一种可行的方法. 本文对该建模方法进行了研究. 实现了大迎角非线性非定常气动力的模糊逻辑建模方法, 用振荡三角翼的实验数据建立了非线性非定常气动力模型. 结果表明, 所建立模糊逻辑模型的计算结果与实验数据结果符合较好, 很好地解决了多变量、复杂运动的非定常气动力建模问题. 此后采用两种不同的模糊逻辑模型对眼镜蛇机动进行了模拟, 检验了模型的实用性.

参考文献 (**References**)

[1] Wang Z J, Lan C E, Brandon J M. Fuzzy logic modeling of lateral-directional unsteady aerodynamics[R]. AIAA-99-4012, 1999

[2] 尹江辉, 刘昶. 非定常气动力辨识的模糊逻辑方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2000, 32(5): 545-550
Yin Jianghui, Liu Chang. Fuzzy logic modeling of unsteady aerodynamics[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2000, 32(5): 545-550 (in Chinese)

[3] Tan J, Xie H, Lee Y C. Efficient establishment of a fuzzy logic model for process modeling and control[J]. IEEE Transactions on Semiconductor Manufacturing, 1995, 8(1): 51-61

[4] 汪清. 飞机大攻角非定常气动力建模及其应用研究[D]. 西安: 西北工业大学航天工程学院, 1994
Wang Qing. Unsteady aerodynamic models at high angles-of-attack and their application[D]. Xi'an: College of Aeronautics, Northwestern Polytechnic University, 1994 (in Chinese)

[5] He Kaifeng, Wang Qing, Cai Jinshi. Unsteady aerodynamic models at high angles-of-attack and their application to numerical simulation of post stall maneuvers[C]//Proceedings of the Fifth Russian-Chinese Symposium on Aerodynamics and Flight Dynamics, 1997: 143-151

[6] 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 (in Chinese)

(责任编辑: 赵海容)