基于多元样条函数的变体飞机非对称气动力建模

徐孝武^{1,2}, 张炜^{1,2}, 詹浩¹

(1.西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072; 2.陕西省试验飞机设计与试验技术工程实验室, 陕西 西安 710072)

摘 要:针对变体飞机在变形过程中气动参数变化剧烈,气动数据模型复杂、高阶且含有强非线性这些特性,提出了一种采用多元样条函数对变体飞机气动参数进行建模和估计的方法,解决了变体飞机非对称变形过程的气动力建模问题。首先给出了基于多元样条函数模型结构的变体飞机气动系数模型,该模型能够描述任意对称和非对称的气动力情况;然后详细介绍了多元单形样条函数参数估计流程并推导了具体公式;最后通过误差分析确定了最终模型结构,并通过坐标转换得到总体坐标系中的气动参数多项式模型。结果表明,该方法无需预知变形相关的气动参数具体模型结构,能够得到准确描述任意对称和非对称变形状态下的变体飞机气动力模型。

关 键 词:变体飞机;多元样条函数;建模;非对称变形;多项式;参数估计
中图分类号:V212.11 **文献标志码:**A **文章编号:**1000-2758(2018)02-0211-09

变体飞机能够主动改变气动外形以适应不同的飞行环境或飞行任务。经过研究,变后掠飞机的非对称变形有利于提高飞机的抗扰动能力(比如抗侧风能力),能够更有效地完成任务规划。相比之下,折叠机翼变体飞机的变形量更大,更加有利于提高飞机的机动性和敏捷性,提高飞机的综合性能。因此有必要专门针对非对称变形引起的气动力和动力学响应特性进行研究。详细的气动模型在飞行仿真和控制系统设计中占据着非常重要的作用,变体飞机变形过程中气动特性更加复杂,因此,如何建立精准的气动力数学模型至关重要。变形过程中气动参数呈现强烈的非线性^[1-5],尤其是在非对称变形时,又会至少增加一个变形参数,气动参数的变化规律显得更为复杂和难以描述,气动数据模型复杂、高阶且含有强非线性。目前针对变体飞机的研究文献中在进行气动力建模时多以数据插值的方法求解连续变形状态的气动力^[6-8]。该方法不能得知变形参数与气动系数之间的具体函数关系,计算精度也难以保证,无法得到变形过程的高精度气动模型。

常用的气动力数学模型有线性气动模型和多项式模型。其中多项式模型是线性模型的直接推广,在一定范围内能够较好地描述非线性效应,但其近

似能力很大程度受限于阶次选取。于是学者们又发明了多项式样条函数,可以用低阶项很好地逼近各种非线性,通过增加节点数增加多项式段数,从而提高近似能力^[9]。文献[10]采用多项式样条函数研究轻型飞机在失速、过失速区的气动力数学模型。多项式样条函数模型与多项式模型一样需要预设模型阶次,选择不合适仍然会有较大误差,且无法拟合散乱数据^[9]。近年来,学者们研究了一种由伯恩斯坦多项式组成的多元样条函数^[11-13],并将该方法用于参数辨识^[14-15]。研究表明,该方法用于飞行器气动辨识能够得到高精度的气动力模型^[16-18]。

本文提出了一种采用多元样条函数理论进行变体飞机气动力建模的方法。该方法无需预判具体模型结构,通过数据拟合直接得到了变形参数和气动系数之间的具体函数关系,能够得到详细描述变体飞机任意对称和非对称变形状态下的气动力模型。

1 多元样条函数基础理论

本节简要介绍多元样条函数基础理论^[13-14,19]。

由表2可知, $d = 2$ 时,残差均方根 $\text{RMS}_{\text{rel}}\varepsilon$ 已经满足需求,并且当维度增加时,样条函数模型性能并没有得到大幅的提升,因此选定维度 $d = 2$,最终确定样条函数模型为 $C_{m\delta e}(\mu_1, \mu_2) \in S_2^0(\Gamma_4)$;同时可以看出 $d = 5$ 时,残差各项指标均增大,即样条函数模型性能下降,因此单纯增加维度可能会降低模型品质。

4.2 确定最终模型

- 模型最终确定依据以下3条基本准则:
- 1) $0.01 < \text{RMS}_{\text{rel}}\varepsilon < 0.05$ 时,模型品质视为合适;
 - 2) $\text{RMS}_{\text{rel}}\varepsilon < 0.01$ 时,模型品质视为优异,不再提高维度;
 - 3) 仅当提高维度有显著的品质提升时才选择更高的维度。

所有气动参数的最终估计结果如下:

$C_{L0}(\mu_1, \mu_2) \in S_4^0(\Gamma_4); C_{L\alpha}(\mu_1, \mu_2) \in S_2^0(\Gamma_4);$
 $C_{D0}(\mu_1, \mu_2) \in S_2^0(\Gamma_4); C_{di}(\mu_1, \mu_2) \in S_2^0(\Gamma_4);$
 $C_{Y\beta}(\mu_1, \mu_2) \in S_2^0(\Gamma_4); C_{Yur}(\mu_1, \mu_2) \in S_2^0(\Gamma_4);$
 $C_{l\beta}(\mu_1, \mu_2) \in S_3^0(\Gamma_4); C_{l\delta a}(\mu_1, \mu_2) \in S_2^0(\Gamma_4);$
 $C_{l\delta r}(\mu_1, \mu_2) \in S_1^0(\Gamma_4); C_{l\dot{\beta}}(\mu_1, \mu_2) \in S_3^0(\Gamma_4);$
 $C_{l\dot{r}}(\mu_1, \mu_2) \in S_4^0(\Gamma_4); C_{lur}(\mu_1, \mu_2) \in S_2^0(\Gamma_4);$
 $C_{m0}(\mu_1, \mu_2) \in S_4^0(\Gamma_4); C_{m\alpha}(\mu_1, \mu_2) \in S_4^0(\Gamma_4);$
 $C_{m\delta e}(\mu_1, \mu_2) \in S_2^0(\Gamma_4); C_{mq}(\mu_1, \mu_2) \in S_4^0(\Gamma_4);$
 $C_{m\dot{\alpha}}(\mu_1, \mu_2) \in S_4^0(\Gamma_4); C_{n\beta}(\mu_1, \mu_2) \in S_4^0(\Gamma_4);$
 $C_{n\delta a}(\mu_1, \mu_2) \in S_3^0(\Gamma_4); C_{n\dot{\beta}}(\mu_1, \mu_2) \in S_4^0(\Gamma_4);$
 $C_{n\dot{r}}(\mu_1, \mu_2) \in S_3^0(\Gamma_4); C_{nur}(\mu_1, \mu_2) \in S_2^0(\Gamma_4)$

确定的模型误差分析结果如表3所示。

表3 模型误差分析结果

参数	$\text{RMS}_{\text{rel}}\varepsilon$	参数	$\text{RMS}_{\text{rel}}\varepsilon$
C_{L0}	0.044 24	$C_{L\alpha}$	0.010 50
C_{D0}	0.008 35	C_{di}	0.006 98
$C_{Y\beta}$	0.017 32	C_{Yur}	0.006 58
$C_{l\beta}$	0.006 73	$C_{l\delta a}$	0.008 77
$C_{l\delta r}$	0.044 33	$C_{l\dot{\beta}}$	0.000 89
$C_{l\dot{r}}$	0.010 27	C_{lur}	0.007 06
C_{m0}	0.010 84	$C_{m\alpha}$	0.044 60
$C_{m\delta e}$	0.022 20	C_{mq}	0.011 63
$C_{m\dot{\alpha}}$	0.011 62	$C_{n\beta}$	0.033 10
$C_{n\delta a}$	0.003 32	$C_{n\dot{\beta}}$	0.008 30
$C_{n\dot{r}}$	0.003 61	C_{nur}	0.006 58

$C_{m\delta e}$ 拟合数据图示如下:

图5 拟合数据($C_{m\delta e}(\mu_1, \mu_2) \in S_2^0(\Gamma_4)$)与原始数据对比

4.3 总体坐标系中的表达式

前面得到的模型是在质心坐标系中描述,质心坐标系为局部坐标系,因此需要转换到描述飞机受力情况和运动特性的总体坐标系中。将质心坐标 $\mathbf{b}(\mathbf{x}) = (b_0, b_1, b_2)$ 和 B-系数的估计值代入(17)式可得总体坐标系中的多项式描述形式:

例如, $C_{m\delta e}(\mu_1, \mu_2) \in S_2^0(\Gamma_4)$ 多项式描述如下:

$$p^{tj}(\mu_1, \mu_2) = a_{j0} + a_{j1}\mu_1 + a_{j2}\mu_2 + a_{j3}\mu_1\mu_2 + a_{j4}\mu_1^2 + a_{j5}\mu_2^2, j = 1, 2, 3, 4 \tag{48}$$

对应各参数值见表4。

表 4 $C_{m\delta e}(\mu_1, \mu_2) \in S_2^0(\Gamma_4)$ 对应的多项式系数

t_j	a_{j0}	a_{j1}	a_{j2}	a_{j3}	a_{j4}	a_{j5}
t_1	-0.787 49	-0.012 35	-0.009 15	0.001 85	0.047 84	0.043 45
t_2	-0.808 16	0.016 18	-0.010 19	-0.001 85	0.038 39	0.048 66
t_3	-0.787 49	-0.009 15	-0.012 35	0.001 85	0.043 45	0.047 84
t_4	-0.808 16	-0.010 19	0.016 18	-0.001 85	0.048 66	0.038 93

5 结 论

本文采用多元样条函数理论对变体飞机气动力进行建模,以某型折叠机翼变体飞机为例,建立了基于多元样条函数模型结构的气动力方程,给出了详细的样条函数模型结构和估计流程,通过计算得到了该变体飞机的气动力数学模型。通过误差分析发现,当维度增加时,模型品质未必一直增加,维度选

取过高可能会造成拟合失真,因此不能单纯的通过提高维度来提高模型品质,当提高维度得到的模型无法满足要求时需要考虑重新构造三角测量。结果表明,该方法无需预知变形过程的气动变化规律和气动模型具体结构,通过误差分析选择合理维度,能够得到详细描述变体飞机任意对称和非对称变形状态的气动力模型,解决了变体飞机气动模型结构未知情况下的气动力建模问题以及在非对称状态下的气动力描述问题。

参考文献:

[1] Abdulrahim M, Lind R. Control and Simulation of a Multi-Role Morphing Micro Air Vehicle[R]. AIAA-2005-6481

[2] Bourdin P, Gatto A, Friswell M I. The Application of Variable Cant Angle Winglets for Morphing Aircraft Control[R]. AIAA-2006-3660

[3] Grant D T, Abdulrahimy M, Lind R. Flight Dynamics of a Morphing Aircraft Utilizing Independent Multiple-Joint Wing Sweep [R]. AIAA-2006-6505

[4] Grant D T, Chakravarthy A, Lind R. Modal Interpretation of Time-Varying Eigenvectors of Morphing Aircraft [R]. AIAA-2009-5848

[5] Grant D T. Modeling and Dynamic Analysis of a Multi-Joint Morphing Aircraft[D]. Florida, University of Florida, 2009

[6] Seigler T M. Dynamics and Control of Morphing Aircraft[D]. Virginia, Virginia Polytechnic Institute and State University, 2005

[7] Seigler T M, Neal D A. Analysis of Transition Stability for Morphing Aircraft[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics. 2009, 32(6): 1947-1953

[8] Yue T, Wang L, Ai J. Longitudinal Linear Parameter Varying Modeling and Simulation of Morphing Aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(6): 1673-1681

[9] De Visser C C, Van Kampen E, Chu Q P, et al. A New Framework for Aerodynamic Model Identification with Multivariate Splines[R]. AIAA-2013-4748

[10] Batterson J G. Analysis of Oscillatory Motion of a Light Airplane at High Value of Lift Coefficient[R]. NASA TM-84563, 1983

[11] Awanou G, Lai M, Wenston P. The Multivariate Spline Method for Scattered Data Fitting and Numerical Solutions of Partial Differential Equations[A]. Wavelets and Splines, Brentwoxl Nashboro, 2005: 24-75

[12] Lai M J. Multivariate Splines for Data Fitting and Approximation[C] //12th Approximation Theory Conference, 2007

[13] Lai M J, Schumaker L L. Spline Function on Triangulations[M]. New York, Cambridge University Press, 2007: 18-23

[14] De Visser C C, Chu Q P, Mulder J A. A New Approach to Linear Regression with Multivariate Splines[J]. Automatica, 2009, 45(12): 2903-2909

[15] De Visser C C, Chu Q P, Mulder J A. Differential Constraints for Bounded Recursive Identification with Multivariate Splines[J]. Automatica, 2011, 47(9): 2059-2066

- [16] De Visser C C, Mulder J A, Chu Q P. Validating the Multidimensional Spline Based Global Aerodynamic Model for the Cessna Citation II [R]. AIAA-2011-6356
- [17] Sun L G, De Visser C C, Chu Q P, et al. Online Aerodynamic Model Identification Using a Recursive Sequential Method for Multivariate Splines[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2013, 36(5): 1278-1288
- [18] Tol H J, De Visser C C, Van Kampen E, et al. Nonlinear Multivariate Spline-Based Control Allocation for High-Performance Aircraft[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2014, 37(6): 1840-1862
- [19] De Visser C C. Global Nonlinear Model Identification with Multivariate Splines [D]. Zutphen, Delft University of Technology, 2011
- [20] An J, Yan M, Zhou W, et al. Aircraft Dynamic Response to Variable Wing Sweep Geometry[J]. Journal of Aircraft, 1988, 25(3): 216-221
- [21] Xu X W, Zhang W. Research on Methods of Dynamic Modeling and Simulation for Morphing Wing Aircraft[R]. ICAS 2012-698

Multivariate Splines-Based Asymmetric Aerodynamic Modeling of Morphing Aircraft

Xu Xiaowu^{1,2}, Zhang Wei^{1,2}, Zhan Hao¹

(1.School Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2.Experimental Aircraft Design and Flight Testing Lab of Shaanxi, Xi'an 710072, China)

Abstract: The aerodynamic parameters of morphing aircraft can vary significantly in the morphing process; the aerodynamic data model is complex and high-order nonlinear. This paper presents a new method of aerodynamic modeling of morphing aircraft by using multivariate splines. Firstly, the aerodynamic coefficient model of morphing aircraft based on the multivariate splines model structure is presented. This model can describe symmetric and asymmetric aerodynamic forces. Then, the multivariate simple splines estimation process is introduced in detail and the concrete formulation is deduced. Finally, the final model structure is determined by error analysis, and the aerodynamic parameter polynomial model in the global coordinate system is obtained by coordinate transformation. The results show that this method can accurately describe the aerodynamic model of morphing aircraft during arbitrary symmetric and asymmetric morphing process without predicting the specific model structure of the aerodynamic parameters related to varying process.

Keywords: morphing aircraft; multivariate splines; modeling; asymmetric morphing; polynomials; parameter estimation