

文章编号:1674-8190(2015)03-326-07

模型降阶在折叠机翼主动控制中的应用研究

倪迎鸽, 万小鹏, 赵美英

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 针对以主动控制为目的的模型降阶中的降阶精度以及控制系统的降阶设计问题,以变体飞机折叠机翼为对象,建立以模态综合法为基础的动力学模型,对该模型分别采用模态价值分析方法和平衡截断降阶方法建立结构的降阶模型;利用可控度、可观度对两种降阶模型的精度进行对比分析,对降阶模型进行设计并施加主动控制律,抑制翼尖的位移响应。结果表明:平衡截断降阶模型具有较高的可控度,模态价值分析降阶模型具有较高的可观度;两种降阶模型均可以快速精确地得到高阶动力学的降阶模型,并且该模型可以有效地应用于主动控制系统的设计。

关键词: 模态价值分析;平衡截断;主动控制;可控度;可观度;折叠机翼

中图分类号: V271.4

文献标识码: A

Application of Model Reduction in Active Control of a Folding Wing

Ni Yingge, Wan Xiaopeng, Zhao Meiyang

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: For reduced-order accuracy and control system design of model reduction in active control, taking the folding wing as an example, the structural dynamic model is established based on the modal synthesis method. Two different reduced order models are obtained by virtue of modal cost analysis and balanced truncation. The comparisons and analyses of two different reduction models rely on degree of controllability and degree of observability. Finally, the optimal control law is applied to the reduction models to restrain the vertical displacement of the wing tip. The results indicate that the balanced truncation reduction model is of higher degree of controllability, while the modal cost analysis reduction model is of higher degree of observability. The low order model of structural dynamic model can be achieved quickly and precisely by using two different reduction methods. It is effective to design the active control system for the low order model.

Key words: modal cost analysis; balanced truncation; active control; degree of controllability; degree of observability; folding wing

0 引言

与固定机翼飞机相比,变体飞机可以根据不同的飞行任务改变构型,得到了极大关注^[1-2]。目前已对变体飞机的气动弹性性能^[3-5]、飞行动力学性能^[6-7]以及控制系统^[8]等方面开展了大量研究。在上述研究中,为了准确地描述变体飞机结构的动力

学特性,通常所建立的动力学模型具有很高的自由度,使得结构动力学特性分析和控制系统的设计变得困难。因此,降低结构动力学模型的阶数对结构动力学特性分析以及控制系统的设计与实现具有积极作用^[9]。

目前工程上常用的动力学模型降阶方法,例如频率截断方法,仅考虑了结构本身的属性(例如频率、阻尼等),而忽略了控制系统设计的要求^[9]。因此,将结构动力学降阶模型应用于控制系统时,其降阶效果并不理想。综合系统本身的属性、系统的可观性、可控性等因素进行模型降阶,是比较实用

收稿日期:2015-04-07; 修回日期:2015-05-18

通信作者:万小鹏,wanxp@nwpu.edu.cn

且合理的降阶方法。目前与控制目标相联系的降阶方法有模态价值分析(Modal Cost Analysis,简称MCA)方法^[10]、平衡截断(Balanced Truncation,简称BT)方法^[11]以及最优投影法(Optimal Projection)^[12]。在以主动控制为目的模型降阶中,降阶精度以及控制系统的降阶设计亟需关注。

本文首先基于模态综合法建立折叠机翼的结构动力学模型,分别采用模态价值分析方法、平衡截断方法对其进行模型降阶;然后通过可控度、可观度对降阶模型进行分析与比较;最后对两种降阶模型进行主动控制设计,抑制翼尖的位移响应。

1 模型降阶理论

采用有限元离散化形成的动力学方程为

$$M\ddot{q} + D\dot{q} + Kq = 0 \quad (1)$$

式中: M 、 D 、 K 分别为质量矩阵、阻尼矩阵、刚度矩阵; q 为位移向量。

通常式(1)的阶数很高,对结构动力学分析及控制系统的设计十分不利,需要进行模型降阶。

1.1 模态价值分析降阶

模态价值分析降阶考虑了扰动作用和控制性能要求对模态选择的影响,确定系统中各个模态对系统控制目标函数的贡献,保留价值较高的模态,剔除价值较小的模态,得到高阶模型的低阶近似模型^[10,13]。此时,引入模态坐标变换 $q = \varphi\eta$,将原系统(式(1))改写为状态空间表达式:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx \end{cases} \quad (2)$$

式中: $x = \begin{bmatrix} \eta \\ \dot{\eta} \end{bmatrix}$; $A = \begin{bmatrix} 0 & I \\ -M_m^{-1}K_m & -M_m^{-1}D_m \end{bmatrix}$; $B =$

$\begin{bmatrix} 0 \\ M_m^{-1}\varphi^T\bar{B} \end{bmatrix}$; $C = [C_d \quad C_v]$ 。其中, M_m 、 D_m 、 K_m 分别为模态质量矩阵、模态阻尼矩阵、模态刚度矩阵; η 为模态位移向量; φ 为模态矩阵; \bar{B} 为系统的输入矩阵; C_d 、 C_v 分别为系统位移与速度的输出矩阵。此时,系统的价值函数为各个分量价值之和。

第*i*阶模态的模态价值为

$$V_i = \text{tr}[XC^TQC]_i \quad (3)$$

式中: Q 为*y*中各分量重要性的权矩阵; X 为状态协方差矩阵,满足Lyapunov方程(式(4))。

$$XA^T + AX + BB^T = 0 \quad (4)$$

各分量的价值 V_i 反映了各分量对系统的贡献,因此,舍去贡献较小的分量就可以得到降阶模型。降阶模型性能指标(Model Quality Index,简称MQI)定义为保留模态的价值之和与系统总价值之比。

$$MQI = \frac{\sum_{i=1}^r V_i}{\sum_{i=1}^n V_i} = \frac{\sum_{i=1}^r V_i}{V} \quad (5)$$

式中: r 为保留的模态数目; n 为系统的总模态数目。当 $MQI=1$ 时,降阶模型未丢失任何信息。

1.2 平衡截断降阶

平衡截断降阶是将模态空间描述的系统通过平衡变换成为平衡系统,然后按其输出决定模态的选取,从而得到降阶的系统。即通过平衡变换实现系统可观性、可控性对各阶模态的解耦,保留系统中最可控、最可观的模态^[14],进而得到降阶模型。系统的可控和可观Gram矩阵 W_c 、 W_o 可由Lyapunov方程(式(6))得到^[15-16]:

$$\begin{cases} AW_c + W_cA^T + BB^T = 0 \\ A^TW_o + W_oA + C^TC = 0 \end{cases} \quad (6)$$

如果系统是可控可观的,并且是渐近稳定的,在 $W_c = W_o = \text{diag}(\sigma_1^2, \sigma_2^2, \dots, \sigma_n^2)$, $\sigma_1 > \sigma_2 > \dots > \sigma_n$ 的条件下,系统是平衡的, σ_i 为系统的Hankel奇异值。但上述条件很难达到,常通过平衡变换使系统成为平衡系统^[15-16]。定义平衡变换: $\bar{x} = T^{-1}x$,则有 $\bar{A} = T^{-1}AT$, $\bar{B} = T^{-1}B$, $\bar{C} = CT$ 。对于变换后的系统矩阵 \bar{A} 、 \bar{B} 、 \bar{C} ,若 $\sigma_{r+1}, \dots, \sigma_n$ 远小于 $\sigma_1, \sigma_2, \dots, \sigma_r$,则可以忽略平衡系统中与其对应的模态;若 $\sigma_i = 0$,则与之对应的状态分量是不可控或不可观的,忽略该状态分量不影响系统的输入输出特性。因此,最终得到的降阶模型为

$$\begin{cases} \dot{x}_r = A_r x_r + B_r u \\ y = C_r x_r \end{cases} \quad (7)$$

误差估计是平衡截断降阶的重要特性。设全阶系统(式(2))和降阶系统(式(7))的传递函数分别为 $G(s)$ 和 $G_r(s)$,则

$$\|G(s) - G_r(s)\|_{H_\infty} \leq 2(\sigma_{r+1} + \sigma_{r+2} + \dots + \sigma_n) \quad (8)$$

式中: r 为保留的模态数目; n 为系统的总模态数目。因此, 保留的阶数越多, 降阶系统越接近全阶系统。

2 主动控制

线性二次型最优控制问题的性能指标具有鲜明的物理意义, 其最优解具有统一的解析表达式, 计算相对简单, 并且可以获得一个简单的线性状态反馈控制律, 易于构成闭环最优反馈控制, 便于工程实现, 因而在实际工程问题中得到了广泛应用, 在现代控制理论中占有重要地位。基于降阶模型, 最优控制律采用 LQR (Linear Quadratic Regulator) 方法设计, 使二次型性能指标 J 最小:

$$J = \int_0^{\infty} (\mathbf{x}_r^T \bar{\mathbf{Q}} \mathbf{x}_r + \mathbf{u}^T \bar{\mathbf{R}} \mathbf{u}) dt \quad (9)$$

式中: $\bar{\mathbf{Q}}$ 和 $\bar{\mathbf{R}}$ 为实对称增益矩阵, 在工程应用中, 多取为对角阵。

获得最优控制律为

$$\mathbf{u}^* = -\bar{\mathbf{R}}^{-1} \mathbf{B}_r^T \bar{\mathbf{P}} \mathbf{x}_r \quad (10)$$

式中: $\bar{\mathbf{P}}$ 为正定对称矩阵, 是 Riccati 矩阵方程 (式 (11)) 的解^[17]:

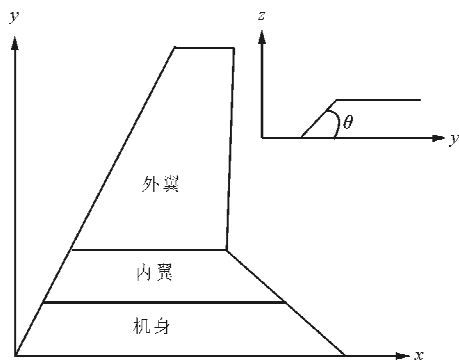
$$\bar{\mathbf{P}} \mathbf{A}_r + \mathbf{A}_r^T \bar{\mathbf{P}} - \bar{\mathbf{P}} \mathbf{B}_r \bar{\mathbf{R}}^{-1} \mathbf{B}_r^T \bar{\mathbf{P}} + \bar{\mathbf{Q}} = 0 \quad (11)$$

从而可以获得闭环最优反馈系统。

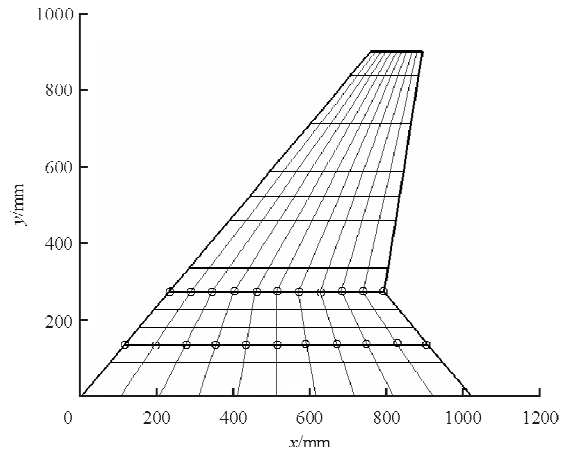
3 折叠机翼的模型降阶分析与主动控制

3.1 折叠机翼模型

以折叠机翼为例, 其几何模型以及全展开状态的有限元模型 ($\theta=0^\circ$) 如图 1 所示。



(a) 几何模型



(b) 全展开状态的有限元模型

图 1 折叠机翼的几何模型和有限元模型 ($\theta=0^\circ$)

Fig. 1 Geometry model and finite element model of folding wing ($\theta=0^\circ$)

整个折叠机翼可以分为三个子结构: 机身、内翼和外翼。为了便于编程和主动控制设计, 对折叠机翼模型进行简化。每个子结构的厚度为 2 mm, 所使用材料的弹性模量为 7.1×10^{10} Pa, 泊松比为 0.33, 密度为 2.7×10^3 kg/m³。各个子结构在 NASTRAN 中采用 CQUAD4 单元来模拟, 该单元的每个节点有六个自由度, 即三个平动自由度 u_x 、 u_y 、 u_z , 三个转动自由度 θ_x 、 θ_y 、 θ_z 。每个子结构界面处的所有节点用来协调边界位移。对于连接处的每个界面节点, 通过扭转弹簧耦合 θ_x 自由度, MPC 耦合其余五个自由度, 实现各个子结构的界面节点之间的铰链模拟 (图 1 中每个圆点表示铰链所处位置)。本文中, 每个铰链被认为是刚性的, 因此, 通过 MPC 耦合每个界面节点的六个自由度。整个结构共 160 个单元, 209 个节点, 1 254 个自由度。

各个子结构的质量矩阵和刚度矩阵通过 NASTRAN 的 DMAP 命令来输出。利用模态综合法对折叠机翼进行建模, 得到独立坐标下的动力学模型 (Full Model, 简称 FM), 即式 (1) 的阶数为 172 阶, 该动力学模型的状态空间表达式 (式 (2)) 包含 344 个状态变量。此时, 该模型可观与可控的 Gram 矩阵的秩为 344, 而矩阵 \mathbf{A} 的阶数也为 344, 表明该模型既可观又可控。但该模型未剔除对系统控制目标函数贡献较小的模态, 所得的模型阶数仍然较高。根据模态价值分析方法和平衡截断方

法,在 MATLAB 中完成程序的编制,得到折叠机翼的降阶模型,并根据线性二次型最优控制,进行降阶模型的主动控制设计。

为了对比两种降阶方法,引入可控度(Degree of Controllability,简称 DOC)和可观度(Degree of Observability,简称 DOO)。模态可控度与调节系统从初始扰动到原点时所需的输入能量有关^[18]。模态可控度的值越小,意味着要花费很大的能量才能将其调节至原点,体现了节省控制能量的观点,具有明确的物理意义。假定初始模型是完全可控的,定义降阶模型的可控度为模型降阶前后输入矩阵中各分量平方和的比值,即

$$DOC = \frac{\mathbf{B}_r^T \mathbf{B}_r}{\mathbf{B}^T \mathbf{B}} \quad (12)$$

在实际工程应用中,常通过对输出的观测来判断系统控制的效果。如果输出矩阵中,某一状态的可观度相对于其他状态很小,则表明该状态对输出的贡献很小。类似于可控度的定义,假定初始模型是完全可观的,降阶模型的可观度为模型降阶前后输出矩阵中各分量平方和的比值,即

$$DOO = \frac{\mathbf{C}_r \mathbf{C}_r^T}{\mathbf{C} \mathbf{C}^T} \quad (13)$$

3.2 折叠机翼的模型降阶对比及分析

根据模态价值分析和平衡截断方法得到的降阶模型,分别记为模态价值分析降阶模型(MCARM)和平衡截断降阶模型(BTRM)。在进行模态价值分析时,式(3)中的权矩阵 \mathbf{Q} 为单位阵。 $\theta=0^\circ$ 时,前 6 阶固有频率以及模态价值结果如表 1 所示。

表 1 前 6 阶固有频率及模态价值对比结果($\theta=0^\circ$)

Table 1 Natural frequency and modal cost value results($\theta=0^\circ$)

模态阶数	频率/Hz	模态价值	占总价值的百分比/%
1	3.2	3.23×10^6	89.4
2	11.3	3.68×10^5	10.2
3	21.1	12 025	0.333
4	27.3	1 465.3	0.040 5
5	42.9	715.85	0.019 8
6	52.3	559.11	0.015 5

从表 1 可以看出,前两阶的模态价值在总价值中的百分比比较高,其余各阶对应的百分比很小,保留在总价值中百分比比较高的模态,形成降阶模型。

平衡截断时,首先对模型进行平衡变换,得到系统各个状态的 Hankel 奇异值,根据奇异值的大小,决定保留的模态。系统的前 10 阶状态变量的奇异值如图 2 所示。

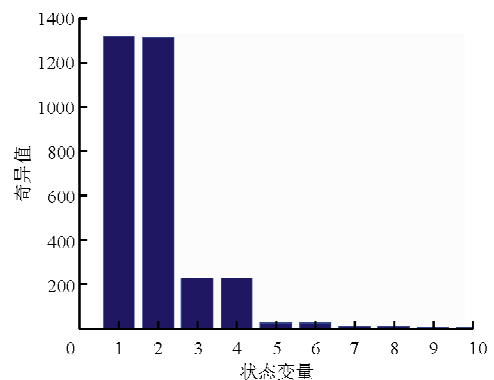


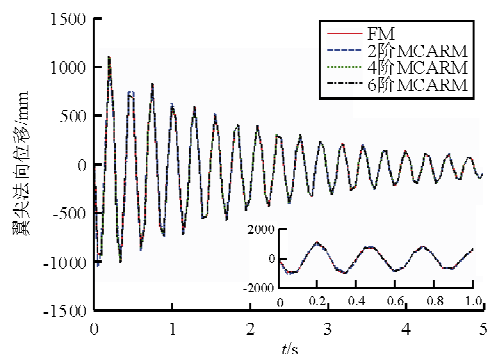
图 2 前 10 阶状态变量所对应的奇异值

Fig. 2 Singularity values of the first ten order state variables

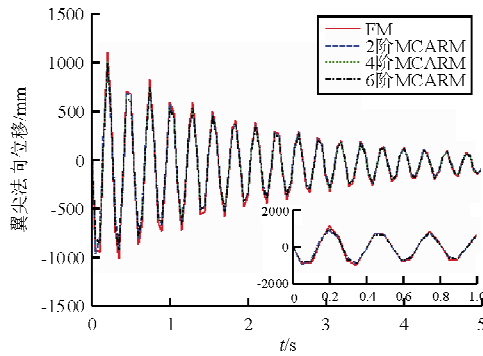
从图 2 可以看出,系统的前 6 阶状态的奇异值较大,其余状态的奇异值非常小。

根据各阶模态价值在总价值中的百分比以及奇异值的大小将模态坐标下的动力学模型分别截断为 2 阶,4 阶和 6 阶的降阶模型。

为了对比模型降阶前后的动力学特性,计算原系统模型降阶前后翼尖法向的位移响应。假设结构的模态阻尼比为 0.02,在翼尖法向作用正弦扰动,并且该点也为响应点,即位移输出点,此时式(2)中的 \mathbf{B} 、 \mathbf{C} 矩阵均已知。模型降阶前后,翼尖法向的位移曲线如图 3 所示。



(a) 模态价值分析降阶模型



(b) 平衡截断降阶模型

图 3 模型降阶前后的位移曲线对比($\theta=0^\circ$)Fig. 3 Comparison of displacement curves between full model and reduced model($\theta=0^\circ$)

表 2 不同折叠角度下降阶模型的可控度、可观度对比

Table 2 Comparisons of degree of controllability and degree of observability of reduction model under different folding angles

阶数	评价指标	$\theta=0^\circ$		$\theta=60^\circ$		$\theta=120^\circ$	
		MCARM	BTRM	MCARM	BTRM	MCARM	BTRM
2 阶	可控度	0.526 1	0.526 6	0.391 3	0.392 6	0.445 4	0.446 2
	可观度	0.526 1	0.372 3	0.391 3	0.277 6	0.445 4	0.315 5
4 阶	可控度	0.678 9	0.679 3	0.632 2	0.632 9	0.618 3	0.621 0
	可观度	0.678 9	0.480 3	0.632 2	0.447 6	0.618 3	0.439 1
6 阶	可控度	0.721 5	0.725 7	0.635 3	0.709 2	0.629 6	0.675 7
	可观度	0.721 5	0.513 1	0.635 3	0.501 5	0.629 6	0.477 8

从表 2 可以看出,在不同的折叠角度下,平衡截断降阶模型(BTRM)的可控度略高于模态价值分析降阶模型(MCARM),但其可观度低于模态价值分析降阶模型,并且随着降阶模型阶数的增加,系统的可控度、可观度均有所增加,该结果与式(5)和式(8)的结论是一致的。

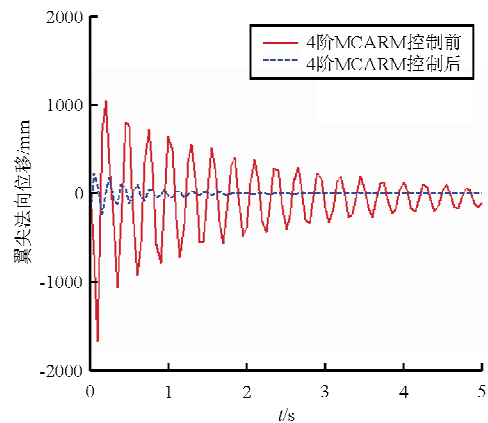
3.3 降阶模型的主动控制分析

对原始高阶模型进行降阶的目的是对其进行控制系统的设计。本文取降阶模型的阶数为 4 阶,仍考虑翼尖法向作用的正弦扰动,采用该点的状态反馈构成闭环系统以改善原系统的性能,实现闭环控制,并对该点的法向位移进行观测,此时,式(7)中的 B_r, C_r 矩阵完全确定。最优控制律采用 LQR

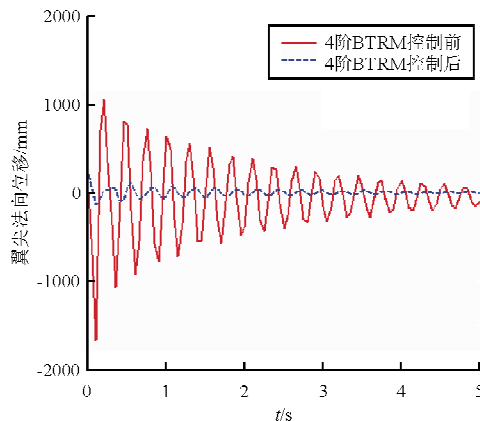
从图 3 可以看出,在 $\theta=0^\circ$ 时,不同阶数的两种降阶模型的位移曲线与原系统吻合良好,且幅值基本保持一致,表明两种降阶模型均具有较高的精度。

当初始模型为完全可控且可观时,根据可控度和可观度的计算式(式(12)~式(13)),计算不同折叠角度下降阶模型的可控度和可观度,如表 2 所示。

方法设计,在式(9)中,取 $\bar{Q}=100 \times I_{4 \times 4}, \bar{R}=1$,求得最优控制律,即式(10)。不同降阶模型在控制前后的位移响应,如图 4 所示。



(a) 模态价值分析降阶模型



(b) 平衡截断降阶模型

图4 降阶模型控制前后的位移曲线对比($\theta=0^\circ$)Fig. 4 Comparison of displacement curves of reduced model between before and after control($\theta=0^\circ$)

从图4可以看出:对于模态价值分析降阶模型,大约在2s之后,位移基本为0;而平衡降阶模型的位移一直有小幅的振荡。总之,两种降阶模型在控制作用下,翼尖位移得到了有效抑制。因此,通过降阶模型设计的主动控制律可以很好地应用于实际的高阶系统,达到主动控制的目的。

4 结论

(1) 运用模态价值分析方法和平衡截断方法得到的两种降阶模型均可以很好地逼近原系统;对降阶后的模型进行主动控制,有效地抑制了折叠机翼翼尖的法向位移。

(2) 通过可控度、可观度对比两种不同的降阶模型,发现:①选取合适的阶数,可以使降阶模型与原系统达到很高的近似程度;②平衡截断降阶模型的可控度高于模态价值分析降阶模型,但其可观度低于模态价值分析降阶模型;③将主动控制设计应用于降阶系统时,可以实现有效的控制作用,达到主动控制的目的。模型降阶本质上是采用适当的低阶模型近似高阶模型,对于降阶方法和降阶阶次的选取没有统一的标准;当降阶模型用于系统分析时,可以采用较高阶次的降阶模型来提高模型的可控度和可观度,减小降阶模型的输入输出与高阶模型的差异;当降阶模型用于控制系统设计时,可以采用较低阶次的降阶模型来简化控制系统的设计。

参考文献

- [1] Wilson J R. Morphing UAVs change the shape of warfare [J]. *Aerospace America*, 2004, 42(2): 28-29.
- [2] Sofla A Y N, Meguid S A, Tan K T, et al. Shape morphing of aircraft wing: status and challenges[J]. *Materials and Design*, 2010, 31(3): 1284-1292.
- [3] Evgeny Selitrennik, Moti Karpel, Yuval Levy. Computational aeroelastic simulation of rapidly morphing air vehicles[J]. *Journal of Aircraft*, 2012, 49(6): 1675-1686.
- [4] Zhao Y H, Hu H Y. Prediction of transient responses of a folding wing during the morphing process[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2013, 24(1): 89-94.
- [5] Liu D D, Chen P C, Zhang Z, et al. Continuous dynamic simulation for morphing wing aeroelasticity [C]. *AIAA-2009-2527*, 2009.
- [6] Adam M Wickenheiser, Ephraim Garcia. Longitudinal dynamics of a perching aircraft[J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(5): 1386-1392.
- [7] Obradovic B, Subbarao K. Modeling of flight dynamics of morphing-wing aircraft[J]. *Journal of Aircraft*, 2011, 48(2): 391-401.
- [8] Yue Ting, Wang Lixin, Ai Junqiang. Gain self-scheduled H_∞ control for morphing aircraft in the wing transition process based on an LPV model[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2013, 26(4): 909-917.
- [9] 徐小胜, 于登云, 曲广吉. 模态价值分析在航天器模型降阶中的应用研究[J]. *中国空间科学技术*, 2003, 12(6): 1-6. Xu Xiaosheng, Yu Dengyun, Qu Guangji. Research on model reduction of flexible spacecraft using modal cost[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2003, 12(6): 1-6. (in Chinese)
- [10] Robert E Skelton, Peter C Hughes, Hari B Hablani. Order reduction for models of space structures using modal cost analysis[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1982, 5(4): 351-357.
- [11] Bruce C Moore. Principal component analysis in linear systems: controllability, observability and model reduction [J]. *Automatic Control, IEEE Transactions on*, 1981, 26(1): 17-32.
- [12] Bernstein D S, Hyland D C. Optimal projection equations for reduced-order modelling, estimation and control of linear systems with multiplicative white noise[J]. *Journal of Optimization Theory and Applications*, 1988, 58(3): 387-490.
- [13] Skelton R E. Component cost analysis of large scale systems[J]. *International Journal of Control*, 1983, 37(2): 39-47.
- [14] 缪炳祺, 曲广吉, 程道生. 柔性航天器的动力学建模问题[J]. *中国空间科学技术*, 1999(5): 35-40. Miao Bingqi, Qu Guangji, Cheng Daosheng. A study on dynamics modeling of flexible spacecraft[J]. *Chinese Space*

- Science and Technology, 1999(5): 35-40. (in Chinese)
- [15] 王宏华, 王时胜. 现代控制理论[M]. 北京: 电子工业出版社, 2006.
Wang Honghua, Wang Shisheng. Modern control theory [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2006. (in Chinese)
- [16] 蒋耀林. 模型降阶方法[M]. 北京: 科学出版社, 2010.
Jiang Yaolin. Model reduction method[M]. Beijing: Science Press, 2010. (in Chinese)
- [17] 吴受章. 最优控制理论与应用[M]. 北京: 机械工业出版社, 2008.
Wu Shouzhong. Optimal control theory and applications [M]. Beijing: China Machine Press, 2008. (in Chinese)
- [18] Hyoun-Surk Roh, Youngjin Park. Actuator and exciter

placement for flexible structures[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1997, 20(5): 850-856.

作者简介:

倪迎鹤(1987-),女,博士研究生。主要研究方向:变体飞机的一体化设计。

万小鹏(1962-),男,教授,博导。主要研究方向:复合材料飞机结构设计与分析。

赵美英(1962-),女,教授,博导。主要研究方向:复合材料飞机结构设计与分析。

(编辑:马文静)

尖兵之翼崭新升级 国际化展览起飞深圳

“尖兵之翼——中国无人机大会暨展览会”由高博特广告有限公司承办,自2006年首次举办,已成功举办五届,是集学术交流、展览展示、商业洽谈于一体的高层次、大规模的综合专业性活动,在中国无人机领域具有较高的影响力,是目前国内创办最早、规模最大、层次最高无人机专题展。



近10年展览经历,5次成功体验,成绩在接连的经验积累中不断刷新,认识也在冷静谨慎的回望中愈加理性、深刻。高博特广告有限公司在此基础上再接再厉,将于11月18~20日举办尖兵之翼——中国(深圳)国际无人系统技术产品成果交易展览会。首届中国(深圳)国际无人系统技术成果交易展览会学习国际一流专业展会经验与做法,重点突出展会的国际化、专业化。本次大会不再将眼光局限于国内,邀请了国内外优秀展商、客户、专家参展、观展、交流、讨论。在这里,你可以看到国际上最尖端的高新技术,观摩最前沿的新型无人机,交流最流行的行业资讯,与全球精英共商盛事。

细数国内无人机展览现状,2011年以前国内专业的无人机展览只有尖兵之翼——无人机大会暨展览会这一展会,可谓一枝独秀,独领风骚。尖兵之翼越办越好不断进步,展览越来越全面专业,同时引领无人机行业不断发展。11年之后各个航展开始有了无人机展览专区,观众参展热度也不断攀高。尖兵之翼历届会议平均参会代表超过500人,参展单位超过70家,参观展览的专业观众达到上万人。2015年展会更是全新升级,计划邀请的境内外参展商110家以上,专业观众5万人次以上。静态展10000平方米,室外飞行展演场地15000平方米。本次大会力争向国家级、军民融合领域最具代表性、最具品牌影响力、最具权威性、最具专业化、最具国际化的高精尖展览展示窗口和信息资讯服务平台努力前行!

我们诚邀行业精英、优秀单位前来参展、带机表演、交流考察,合作共赢,实现共同发展。我们期待,中国(深圳)国际无人系统技术成果交易展览会的成功举办,无人机展览越办越好,我国无人机事业蒸蒸日上!