

文章编号: 1000-4750(2016)07-0234-10

全动垂直尾翼的抖振主动控制方法研究

孙 杰, 李 敏

(北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 全动垂尾结构不同于铰接方向舵的垂直安定面结构。该文深入研究了全动垂尾抖振响应的压电驱动控制、垂尾旋转控制以及混合压电控制和垂尾旋转控制的三种主动控制方法。使用压电驱动的载荷比拟方法对压电纤维复合材料(MFC)驱动器进行建模, 利用偶极子格网法计算随体空气动力。采用线性二次型高斯最优控制(LQG)方法分别设计三种模型的控制律。分析三种控制模型的抖振响应, 研究其控制效果的差异, 并进行比较。结果表明: 压电控制因受控制电压和压电功放所限, 控制效果有限; 垂尾旋转控制由于受限于控制频率, 对高频激励控制效果不明显; 混合控制方法兼具垂尾旋转控制和压电控制两种方法的优点, 能同时降低低阶模态和高阶模态上的能量, 从而扩大了控制频率的范围, 因此其控制效果最好; 最后, 通过具有不同结构参数的全动垂尾模型的算例, 验证了混合抖振控制方法的可行性和有效性。

关键词: 全动垂尾; 抖振; LQG; MFC; 垂尾旋转控制; 混合控制

中图分类号: V215.36 **文献标志码:** A **doi:** 10.6052/j.issn.1000-4750.2014.11.0996

STUDY OF ACTIVE BUFFETING CONTROL METHODS OF FULLY-MOVABLE VERTICAL TAILS

SUN Jie, LI Min

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Fully-movable vertical tail structures are different from vertical stabilizer structures with rudders. Three active control methods including piezoelectric control, vertical tail rotation control, and hybrid piezoelectric control and vertical tail rotation control of fully-movable vertical tails are studied. The electrodynamic of macro fiber composite (MFC) actuators are modeled by the load simulation method of using a piezoelectric actuator and the motion-induced aerodynamic forces are calculated by the doublet-lattice method. The control laws of the three models are designed using the linear quadratic Gaussian (LQG) method. The buffeting responses of the three control models are analyzed, and afterwards the differences and comparisons of the control effect of those models are investigated. The results show that the control effect of the piezoelectric control is limited due to the limitation of the control voltage and the piezoelectric power amplifier. Because the vertical tail's rotation control is subject to its own control frequency, its control effect is not obvious for high-frequency excitation. The hybrid control method combines the advantages of the vertical tail rotation control and the piezoelectric control, by which the energy in low-order and high-order modes are all reduced, thus the scope of control frequency is markedly expanded. Therefore, the control effect of the hybrid control is the best. Finally, numerical examples with different structural parameters for the fully-movable vertical tails verify the feasibility and effectiveness of the hybrid buffeting control method.

Key words: fully-movable vertical tail; buffeting; LQG; MFC; vertical tail rotation control; hybrid control

收稿日期: 2014-11-27; 修改日期: 2015-05-11

基金项目: 国家自然科学基金重点项目(11232012); 国家自然科学基金面上项目(11372320)

通讯作者: 李敏(1968—), 男, 湖北人, 教授, 博士, 博导, 主要从事气动弹性和结构动力学研究(E-mail: limin@buaa.edu.cn).

作者简介: 孙杰(1983—), 男, 河南人, 博士生, 主要从事气动弹性和结构动力学研究(E-mail: sunjie1101@126.com).

当现代高性能双垂尾战斗机做大攻角机动飞行时,机翼和边条产生的分离涡在到达垂尾之前就会发生破裂,使垂尾浸没在高度旋转和紊乱的非定常尾涡流中,从而发生双垂尾抖振,大大增加了垂尾结构的振动应力^[1]。若飞机长时间处于抖振状态,会导致尾翼疲劳损伤,影响飞机的机动性和稳定性,限制飞行任务包线等。

国内对于抖振问题的研究主要集中于从空气动力学角度进行抖振现象、抖振机理^[2-3]和抖振响应被动减缓方面的研究^[4]。在国外,在机翼或机身上增加格栅^[5]以及机翼前缘切向吹除^[6]是最常采用的空气动力学流动控制方法。然而,利用流动控制方法对抖振载荷的减缓程度有限,而且其控制效果受限于特定的飞行条件。近年来,结构动力学方法被广泛应用于抖振减缓。最早被提出的结构动力学主动控制方法是基于方向舵控制的方法^[7-8]。然而,采用方向舵控制的缺点是它受限于自身的驱动频率,对高频抖振激励所产生的抖振响应控制效果较差。随后,压电驱动器由于其卓越的机电耦合特性被广泛应用于抖振主动控制^[9-12]。Sheta等^[10]采用分布的压电陶瓷驱动器(PZT),使用单输入-单输出的控制器,设计了抖振主动智能材料控制系统。其研究表明,采用主动的PZT驱动器是实现抖振减缓的一种有效方法。张庆^[13]等探索研究了利用充气囊抑制双垂尾抖振的方法。MFC相比PZT,具有更优良的特性,如高驱动性、柔韧性和耐久性等,被应用于尾翼结构的振动主动控制^[14]。另外,一种先进的采用MFC驱动器和方向舵驱动器的混合抖振减缓系统^[15-17]被应用于全尺寸F/A-18的垂尾抖振响应减缓,取得了显著的控制效果。Wickramasinghe等^[17]在全尺寸的F/A-18垂尾模型上进行了混合抖振减缓系统的实验研究。结果显示由常规舵面和压电纤维复合材料驱动器组成的混合抖振减缓系统能够同时减缓垂尾的弯曲和扭转振动。

以上所提到的抖振主动控制方法大都是基于带方向舵的垂直安定面结构的双垂尾战斗机,例如F/A-18和F-22战斗机。然而,目前应用于新一代战机的全动垂尾结构不同于带方向舵的垂直安定面结构。全动垂尾结构的整个全动垂尾翼面是一个可动的舵面,即垂尾既是翼面又是方向舵;而传统的垂尾结构是固定的安定面附带铰接的方向舵。从结构方面考虑,两种典型的结构存在较大的差异,因此研究全动垂尾结构的抖振主动控制显得必要而

紧迫。另外,尽管一些文献研究了基于带方向舵的安定面结构的抖振主动控制,但有关全动垂直尾翼抖振主动控制方面的研究还很少见。有鉴于此,本文重点探讨全动垂直尾翼抖振响应的主动控制方法。

本文研究了全动垂尾结构抖振响应的压电驱动控制、垂尾旋转控制以及混合压电控制和垂尾旋转控制的三种主动控制方法。采用压电驱动的载荷比拟方法对MFC驱动器进行建模,利用偶极子格网法计算随体空气动力并且使用最小状态近似方法对其进行时域内的有理函数拟合。采用LQG方法分别设计三种模型的控制律,计算三种模型的开闭环响应,分析三种模型控制效果的差异。最后,通过具有不同结构参数的全动垂尾模型的敏感性分析以验证混合抖振控制方法的可行性和有效性。

1 全动垂尾结构的气动弹性模型

1.1 全动垂尾结构的结构动力学模型

带压电驱动的全动垂尾系统的结构动力学方程可写为:

$$\mathbf{M}_{uu}\ddot{\mathbf{u}} + \mathbf{C}_{uu}\dot{\mathbf{u}} + \mathbf{K}_{uu}\mathbf{u} = \mathbf{F} - \mathbf{K}_{u\phi}\mathbf{U}_{in} \quad (1)$$

其中: $\mathbf{u}$ 是结构位移, $\mathbf{u}=[u_1, \dots, u_h, \dots, u_{\bar{h}}]^T$, $u_h=[u_{hz}, \theta_{hx}, \theta_{hy}]^T$, $h=1,2,\dots,\bar{h}$,其中, u_{hz} 是节点 h 在 z 方向上的位移, θ_{hx} 和 θ_{hy} 分别是节点 h 沿 x 轴和 y 轴的转角, $\bar{h}$ 是结构的节点个数; $\mathbf{F}$ 是外力矢量, $\mathbf{F}=[F_1, \dots, F_h, \dots, F_{\bar{h}}]^T$, $F_h=[F_{h1}, 0, 0]^T$,其中 F_{h1} 是节点 h 上的抖振载荷; $\mathbf{M}_{uu}$ 是结构质量矩阵; $\mathbf{C}_{uu}$ 是阻尼矩阵; $\mathbf{K}_{uu}$ 是刚度矩阵; $\mathbf{K}_{u\phi}$ 是机电耦合矩阵; $\mathbf{U}_{in}=[U_1 \ U_2 \ \dots \ U_r]^T$,其中 $U_i(i=1,2,3,\dots,r)$ 表示施加到相应驱动器上的电压, r 是压电驱动器的数量。

式(1)的右端第二项表示压电驱动器的等效驱动力,它采用压电驱动的载荷比拟方法^[18]计算得到。

带垂尾旋转控制的结构动力学方程如下:

$$\mathbf{M}_{uu}\ddot{\mathbf{u}} + \mathbf{C}_{uu}\dot{\mathbf{u}} + \mathbf{K}_{uu}\mathbf{u} = \mathbf{F} - \mathbf{K}_r\mathbf{M}_r \quad (2)$$

其中:在外力矢量 $\mathbf{F}$ 中, $F_h=[0, 0, M_{hy}]^T$, M_{hy} 表示节点 h 沿 y 轴的力矩; $\mathbf{M}_r$ 表示采用垂尾旋转控制需施加到尾翼上的力矩; $\mathbf{K}_r=[0, \dots, 3\bar{n}, \dots, 0]^T$, $\bar{n}$ 表示转轴与翼面的

交点(即力矩的施加点)的节点号。垂尾旋转控制通常是凭借飞机作动筒对转轴施加一个力矩,从而实现全动垂尾舵面的旋转控制。

混合压电控制和垂尾旋转控制的结构动力学方程如下:

$$\mathbf{M}_{uu}\ddot{\mathbf{u}} + \mathbf{C}_{uu}\dot{\mathbf{u}} + \mathbf{K}_{uu}\mathbf{u} = \mathbf{F} - [\mathbf{K}_{u\phi} \quad \mathbf{K}_r] \begin{bmatrix} \mathbf{U}_{in} \\ \mathbf{M}_r \end{bmatrix} \quad (3)$$

结构动力学方程式(1)~式(3)可统一写为:

$$\mathbf{M}_{uu}\ddot{\mathbf{u}} + \mathbf{C}_{uu}\dot{\mathbf{u}} + \mathbf{K}_{uu}\mathbf{u} = \mathbf{F} - \mathbf{K}_m \mathbf{U} \quad (4)$$

在抖振控制问题研究中,施加在垂尾表面上的随体空气动力大体可以分为两部分^[19]:一部分是由于流动分离产生的抖振载荷;另一部分是随体空气动力。

利用模态截断方法,式(4)可以转化为:

$$\bar{\mathbf{M}}_{uu}\ddot{\mathbf{q}} + \bar{\mathbf{C}}_{uu}\dot{\mathbf{q}} + \bar{\mathbf{K}}_{uu}\mathbf{q} = \bar{\mathbf{F}} - \bar{\mathbf{F}}_p \quad (5)$$

其中:

$$\bar{\mathbf{M}}_{uu} = \boldsymbol{\Phi}^T \mathbf{M}_{uu} \boldsymbol{\Phi}, \bar{\mathbf{C}}_{uu} = \boldsymbol{\Phi}^T \mathbf{C}_{uu} \boldsymbol{\Phi} \quad (6)$$

$$\bar{\mathbf{K}}_{uu} = \boldsymbol{\Phi}^T \mathbf{K}_{uu} \boldsymbol{\Phi} \quad (7)$$

$$\bar{\mathbf{F}} = \boldsymbol{\Phi}^T \mathbf{F} = \bar{\mathbf{F}}_{as} + \bar{\mathbf{F}}_{bs}, \bar{\mathbf{F}}_p = \boldsymbol{\Phi}^T \mathbf{K}_m \mathbf{U} = \bar{\mathbf{K}} \mathbf{U} \quad (8)$$

式中: $\boldsymbol{\Phi}$ 是模态矩阵; $\mathbf{q}$ 是模态坐标; $\bar{\mathbf{F}}_{as}$ 是广义随体空气动力矢量; $\bar{\mathbf{F}}_{bs}$ 是广义外力矢量。

1.2 最小状态近似

由于气流流动分离,会使垂尾浸没在随机紊乱的气动抖振载荷中。然而,对抖振载荷的准确模拟比较困难,以往的理论计算和实验结果之间存在较大差异,因此目前通常采用具有一定带宽的窄带随机激励载荷来模拟抖振载荷。随体空气动力是非定常气动力,在本文中利用偶极子格网法^[20]进行计算。

广义随体空气动力可以表示为:

$$\bar{\mathbf{F}}_{as} = q_d \mathbf{Q}_{uu}(Ma, k) \mathbf{q} \quad (9)$$

其中: q_d 是动压; $\mathbf{Q}_{uu}(Ma, k)$ 是广义空气动力矩阵; Ma 是马赫数; k 是减缩频率。

采用最小状态近似方法^[11],广义空气动力矩阵可以表示为:

$$\mathbf{Q}_{uu}(Ma, k) = \mathbf{A}_0 + \mathbf{A}_1 \bar{s} + \mathbf{A}_2 \bar{s}^2 + \mathbf{D}_s (\mathbf{I} \bar{s} - \mathbf{R}_s)^{-1} \mathbf{E}_s \bar{s} \quad (10)$$

把式(10)代入式(5)可得:

$$\bar{\mathbf{M}}_{uu}\ddot{\mathbf{q}} + \bar{\mathbf{C}}_{uu}\dot{\mathbf{q}} + \bar{\mathbf{K}}_{uu}\mathbf{q} - q_d (\mathbf{A}_0 + \mathbf{A}_1 \bar{s} + \mathbf{A}_2 \bar{s}^2 + \mathbf{D}_s (\mathbf{I} \bar{s} - \mathbf{R}_s)^{-1} \mathbf{E}_s \bar{s}) \mathbf{q} = \bar{\mathbf{F}}_{bs} - \bar{\mathbf{F}}_p \quad (11)$$

其中: $\bar{s} = sb/V = ik$; $\mathbf{D}_s$ 、 $\mathbf{E}_s$ 和 $\mathbf{R}_s$ 是参数矩阵; s 是拉普拉斯变量; b 是参考半弦长; V 是气流速度; $i = \sqrt{-1}$ 。

1.3 气动弹性状态空间方程

式(11)可以表示为:

$$\hat{\mathbf{M}}_{uu}\ddot{\mathbf{q}} - \hat{\mathbf{C}}_{uu}\dot{\mathbf{q}} - \hat{\mathbf{K}}_{uu}\mathbf{q} + q_d \mathbf{D}_s \mathbf{X}_a + \bar{\mathbf{F}}_{bs} - \bar{\mathbf{K}} \mathbf{U} \quad (12)$$

其中:

$$\hat{\mathbf{M}}_{uu} = \bar{\mathbf{M}}_{uu} - q_d \left(\frac{b}{V} \right)^2 \mathbf{A}_2 \quad (13)$$

$$\hat{\mathbf{C}}_{uu} = \bar{\mathbf{C}}_{uu} - q_d \left(\frac{b}{V} \right) \mathbf{A}_1, \hat{\mathbf{K}}_{uu} = \bar{\mathbf{K}}_{uu} - q_d \mathbf{A}_0 \quad (14)$$

$$\mathbf{X}_a = (\mathbf{I} \bar{s} - \mathbf{R}_s)^{-1} \mathbf{E}_s \bar{s} \mathbf{q} \quad (15)$$

然后,式(12)可以写成状态空间形式:

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A}_m \mathbf{X} + \mathbf{B}_m \mathbf{U} + \mathbf{D}_m \bar{\mathbf{F}}_{bs} \quad (16)$$

其中:

$$\mathbf{A}_m = \begin{bmatrix} 0 & \mathbf{I} & 0 \\ -\hat{\mathbf{M}}_{uu}^{-1} \hat{\mathbf{K}}_{uu} & -\hat{\mathbf{M}}_{uu}^{-1} \hat{\mathbf{C}}_{uu} & q_d \hat{\mathbf{M}}_{uu}^{-1} \mathbf{D}_s \\ 0 & \mathbf{E}_s & \left(\frac{V}{b} \right) \mathbf{R}_s \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$\mathbf{B}_m = \begin{bmatrix} 0 \\ -\hat{\mathbf{M}}_{uu}^{-1} \bar{\mathbf{K}} \\ 0 \end{bmatrix}, \mathbf{D}_m = \begin{bmatrix} 0 \\ \hat{\mathbf{M}}_{uu}^{-1} \\ 0 \end{bmatrix}, \mathbf{X}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{q} \\ \dot{\mathbf{q}} \\ \mathbf{X}_a \end{bmatrix} \quad (18)$$

尾翼翼面上某一点 z 方向上的速度作为输出信号,可表示如下:

$$\mathbf{Y} = \dot{u}_{hz} = \boldsymbol{\psi}_h^T \dot{\mathbf{q}} \quad (19)$$

式中:

$$\boldsymbol{\psi}_h^T = [T_{zh}^1 \quad T_{zh}^2 \quad \cdots \quad T_{zh}^m] \quad (20)$$

其中: T_{zh}^m 表示 h 点在 m 阶模态上的 z 方向位移, m 是截断模态数。

式(19)可表示为:

$$\mathbf{Y} = \boldsymbol{\psi}_h^T \dot{\mathbf{q}} = [0 \quad \boldsymbol{\psi}_h^T \quad 0] \begin{Bmatrix} \mathbf{q} \\ \dot{\mathbf{q}} \\ \mathbf{X}_a \end{Bmatrix} = \mathbf{C}_m \mathbf{X} \quad (21)$$

其中, $\mathbf{C}_m = [0 \quad \boldsymbol{\psi}_h^T \quad 0]$ 。

因此尾翼抖振系统气动弹性状态空间方程可以写为:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A}_m \mathbf{X} + \mathbf{B}_m \mathbf{U} + \mathbf{D}_m \bar{\mathbf{F}}_{bs} \\ \mathbf{Y} = \mathbf{C}_m \mathbf{X} \end{cases} \quad (22)$$

2 全动垂尾结构的主动抖振控制律设计及模型验证

2.1 全动垂尾结构的主动抖振控制律设计

采用 LQG 控制方法^[21], 分别设计基于压电控制、垂尾旋转控制和混合压电控制和垂尾旋转控制的三种控制律, 从而建立三种抖振闭环模型以实现抖振响应的控制。

基于式(22), 考虑过程噪声和测量噪声的系统标准状态空间方程可表示为:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A}_m \mathbf{X} + \mathbf{B}_m \mathbf{U} + \mathbf{D}_m \bar{\mathbf{F}}_{bs} + \mathbf{w} \\ \mathbf{Y} = \mathbf{C}_m \mathbf{X} + \mathbf{v} \end{cases} \quad (23)$$

在式(23)中, $\mathbf{w}$ 和 $\mathbf{v}$ 分别表示过程噪声和测量噪声。假定 $\mathbf{w}$ 和 $\mathbf{v}$ 均是零均值的高斯随机过程。它们的协方差阵如下:

$$E(\mathbf{w}\mathbf{w}^T) = \mathbf{Q}_n, E(\mathbf{v}\mathbf{v}^T) = \mathbf{Q}_r, E(\mathbf{w}\mathbf{v}^T) = 0 \quad (24)$$

基于线性二次型控制(LQR)理论, 定义系统的二次性能泛函为:

$$J = \frac{1}{2} \int_0^\infty [\mathbf{X}^T \mathbf{Q} \mathbf{X} + \mathbf{U}^T \mathbf{R} \mathbf{U}] dt \quad (25)$$

其中: $\mathbf{Q}$ 是与状态变量相关的半正定权矩阵; $\mathbf{R}$ 是与控制输入相关的正定权矩阵。

控制输入可表示为:

$$\mathbf{U} = -\mathbf{K}_f \mathbf{X} = -\mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}_m^T \mathbf{P} \mathbf{X} \quad (26)$$

其中, $\mathbf{P}$ 满足以下 Riccati 方程:

$$-\mathbf{P} \mathbf{A}_m - \mathbf{A}_m^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{B}_m \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}_m^T \mathbf{P} - \mathbf{Q} = 0 \quad (27)$$

采用 Kalman 滤波器估计系统的全部状态变量。

Kalman 滤波方程可写为:

$$\dot{\hat{\mathbf{X}}}(t) = \mathbf{A}_m \hat{\mathbf{X}}(t) + \mathbf{B}_m \mathbf{U} + \mathbf{K}_e (\mathbf{Y} - \mathbf{C}_m \hat{\mathbf{X}}(t)) \quad (28)$$

其中: $\hat{\mathbf{X}}(t)$ 表示状态变量 $\mathbf{X}(t)$ 的最优估计; $\mathbf{K}_e$ 表示 Kalman 滤波器的控制增益。

根据 Kalman 滤波理论, 滤波控制增益可写为:

$$\mathbf{K}_e = \mathbf{P}_e \mathbf{C}_m^T \mathbf{Q}_r^{-1} \quad (29)$$

其中, $\mathbf{P}_e$ 是以下 Kalman 滤波代数方程的解:

$$\mathbf{P}_e \mathbf{A}_m^T + \mathbf{A}_m \mathbf{P}_e - \mathbf{P}_e \mathbf{C}_m^T \mathbf{Q}_r^{-1} \mathbf{C}_m \mathbf{P}_e + \mathbf{Q}_n = 0 \quad (30)$$

根据等式(28)~式(30), 可以得到估计状态变量 $\hat{\mathbf{X}}(t)$ 。从而控制输入可以表示为:

$$\mathbf{U} = -\mathbf{K}_f \hat{\mathbf{X}} \quad (31)$$

2.2 全动垂尾结构气弹压电控制模型的验证

从结构模型、气动力模型和控制模型三个方面来验证全动垂尾结构气弹压电控制模型的正确性。

对于结构模型, 首先验证压电驱动模型建模的

正确性。本文采用压电驱动的载荷比拟方法^[18]计算压电驱动力。在文献[18]中, 分别使用有限元商用软件 ANSYS 的三维有限元模型和 MSC.NASTRAN 的二维有限元模型对 MFC 进行建模, 二者计算结果吻合良好, 从而验证了采用载荷比拟方法的正确性。本课题组前期对 PZT 的驱动模型进行了风洞实验的验证^[22]; 课题组又针对 MFC 进行准静态结构驱动实验, 实验结果与数值计算结果能够很好吻合, 此部分工作正在审稿中。因此通过以上方面可以充分验证本文所建立的 MFC 压电驱动模型的正确性。其次, 尾翼结构的模态数据通过 NASTRAN 软件计算, 计算结果符合一般性的规律。

对于空气动力模型, 通过课题组自编以及经过验证的 CPM3DF 软件计算广义非定常空气动力矩阵, 利用最小状态近似拟合求解其时域内的气动力。对于控制模型, 将由本文控制方法计算得到的驱动力, 导入 NASTRAN 软件中做相应模型的动响应分析, 结果表明两种方法计算得到的位移响应吻合良好, 进而验证了控制模型的正确性。

因此通过以上三个方面, 可以验证本文所建垂尾结构气弹压电控制模型的正确性。

3 数值模拟和讨论

本文采用的全动垂尾简化模型如图 1 所示, 两片 MFC 分别粘贴于靠近垂尾的翼根和翼尖处, 翼根处 MFC 的压电纤维沿 y 轴方向铺设, 翼尖处 MFC 的压电纤维沿 x 轴方向铺设。忽略尾翼阻尼。尾翼的几何和材料参数分别为: $AD=AB=400$ mm, $BC=200$ mm, 垂尾厚度为 1 mm, 弹性模量 $E_e=70$ GPa, 泊松比 $\mu=0.3$, 密度 $\rho=2700$ kg/m³。MFC 的厚度是 0.3 mm, 其材料参数如表 1 所示。传感点即是输出反馈速度信号的点。传感点和响应输出点在选取时, 应该避免位于每阶模态节线上, 从而可以获得更强的感应信号。因此选定 P 点作为传感点, C 点作为响应输出点。F 点是转轴 GF 与翼面的交点, 即力矩施加点。

文中使用 Smart Materials Corp. 的 MFC 成品的最大驱动电压是 1500 V, 在实际工程中飞机作动筒的驱动频率会低于 15 Hz, 因此假定 MFC 的最大驱动电压是 1500 V, 垂尾的最大驱动频率是 15 Hz。控制参数矩阵 $\mathbf{Q}$ 和 $\mathbf{R}$ 分别取: $\mathbf{Q} = \bar{r} \times \mathbf{I}$, $\mathbf{R} = \mathbf{I}$, 其中 $\mathbf{I}$ 是单位矩阵, $\bar{r}$ 是一个系数, 针对不同条件下的控制器应对其进行调整, 但需要满足 MFC 最大

输出电压的要求; 为了在以后作风洞实验时便于与计算结果的对比, 文中暂时采用与风洞实验室相一致的控制参数矩阵 $\mathbf{Q}_n$ 和 $\mathbf{Q}_r$, 这里取 $\mathbf{Q}_n=0.1\times\mathbf{I}$, $\mathbf{Q}_r=\mathbf{I}$ 。

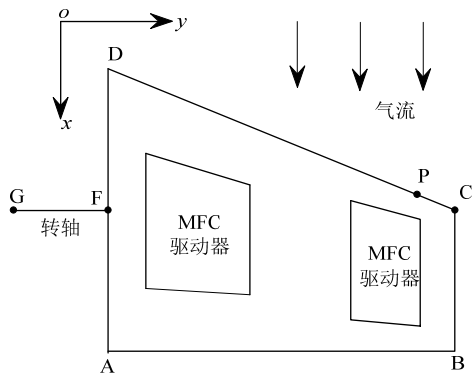


图 1 带 MFC 的全动垂直尾翼简化模型

Fig.1 Simplified fully-movable vertical tail model with MFC

表 1 MFC 的参数

Table 1 Parameters of MFC

参数分类	参数值
压电应变常数	$d_{11}=4\times10^{-10}$ C/N $d_{12}=-1.7\times10^{-10}$ C/N
弹性常数	$E_1=30.34$ GPa $E_2=15.86$ GPa $\mu_{12}=0.31$ $\mu_{21}=0.16$ $\mu_{23}=0.31$ $G_{12}=5.52$ GPa
厚度	$h_a=0.3$ mm

3.1 抖振载荷工况

抖振响应本质上是尾翼结构在某一个或几个窄带的随机载荷激励下产生的强迫振动响应。由于准确模拟抖振载荷的困难性, 在以往的抖振问题研究中, 理论计算的抖振载荷与实验实测的载荷数据存在较大的偏差。当前往往只能做到激励载荷的功率谱与抖振载荷谱相对应, 所以在后期的抖振主动控制研究中, 通常使用窄带的随机信号来模拟抖振载荷。垂尾抖振响应主要以其低阶模态响应为主, 因此在本文中, 尾翼的抖振激励载荷采用两个窄频带的白噪声信号进行模拟。

其中一个频带为 1 Hz~12 Hz, 主要覆盖垂尾的第一阶弯曲和旋转频率; 另一个频带为 18 Hz~32 Hz, 主要覆盖第二阶弯曲和第一阶扭转频率。因此抖振载荷 1 主要是为了激励一弯和旋转模态, 抖振载荷 2 则是为了激励二弯和一扭模态。需要强调一点, 每种载荷工况都会包括这两个窄带, 在抖振载荷 1 中, 高阶窄带能量较弱。抖振载荷 1 和抖振载荷 2 的载荷激励谱分别如图 2 和图 3 所示。

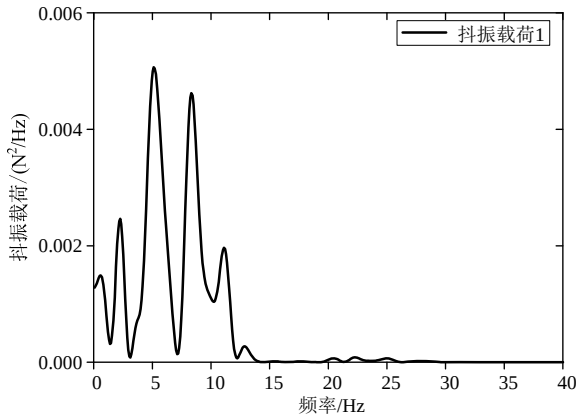


图 2 抖振载荷 1 的载荷激励谱

Fig.2 Buffeting load excitation spectra for buffeting load case 1

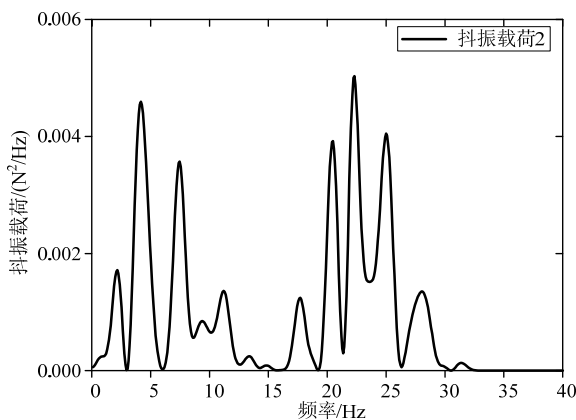


图 3 抖振载荷 2 的载荷激励谱

Fig.3 Buffeting load excitation spectra for buffeting load case 2

3.2 三种控制模型的开闭环响应

全动垂尾的不包括平面内运动模态的前五阶固有频率如表 2 所示。经计算垂尾的颤振速度为 13.29 m/s, 颤振频率是 6.53 Hz。分别选取两个典型流速 10 m/s(75%颤振速度点)和 12 m/s(90%颤振速度点), 以分析垂尾在不同流速下的抖振开闭环响应。

表 2 带 MFC 的尾翼的前五阶固有频率

Table 2 First five natural frequencies of the tail with MFC

模态	频率/Hz
第一阶弯曲	3.54
旋转	8.35
第二阶弯曲	22.00
第一阶扭转	29.85
第二阶扭转	44.28

针对典型的全动垂尾结构, 分别建立三种抖振控制模型: 模型 1 是采用压电控制的模型; 模型 2 是采用垂尾旋转控制的模型; 模型 3 是同时采用压

电控制和垂尾旋转控制的混合控制模型。假设在每种载荷工况和不同的气流速度下,模型 2 和模型 3 中施加到 MFC 上的电压的峰值均是 1500 V。

当 $V=10$ m/s 时,响应输出点 C 的时域内的位移响应如下图 4 和图 5。

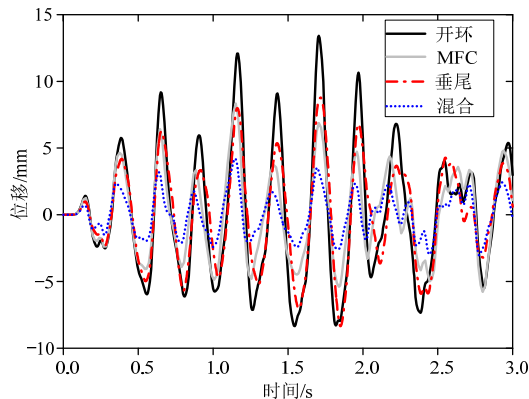


图 4 时域内的位移响应(载荷 1 和 $V=10$ m/s)

Fig.4 Displacement responses in time domain (Load case 1 and $V=10$ m/s)

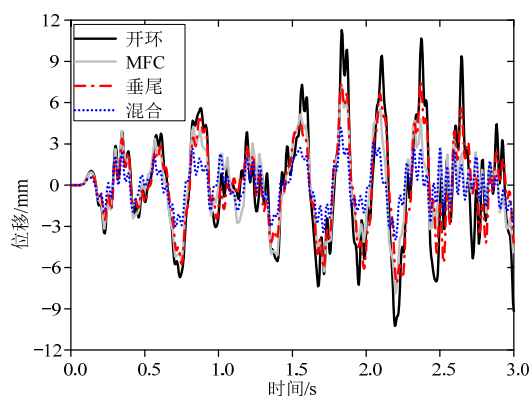


图 5 时域内的位移响应(载荷 2 和 $V=10$ m/s)

Fig.5 Displacement responses in time domain (Load case 2 and $V=10$ m/s)

当 $V=12$ m/s 时,响应输出点 C 点的时域内的位移响应如下图 6 和图 7。

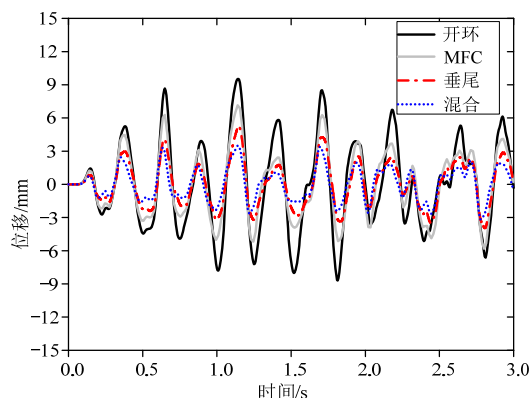


图 6 时域内的位移响应(载荷 1 和 $V=12$ m/s)

Fig.6 Displacement responses in time domain (Load case 1 and $V=12$ m/s)

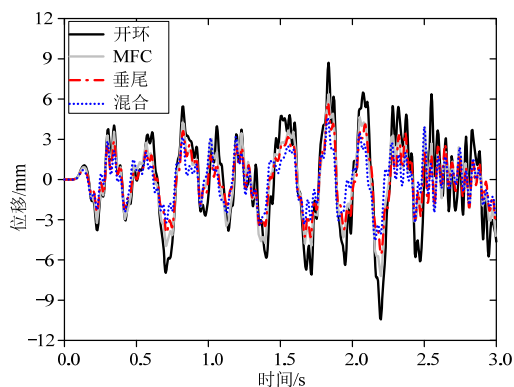


图 7 时域内的位移响应(载荷 2 和 $V=12$ m/s)

Fig.7 Displacement responses in time domain (Load case 2 and $V=12$ m/s)

从图 4~图 7 可以看出,经过主动控制后,三个模型的闭环抖振响应均得到了不同程度的减缓。

定义减缓量 $\bar{R}$ 为: $\bar{R} = (1 - \bar{A} / \bar{A}_0) \times 100\%$ 。其中,当 $\bar{R}$ 表示响应输出点处的位移响应均方根值的减缓量时, $\bar{A}$ 表示闭环时响应输出点处的位移均方根值, $\bar{A}_0$ 则表示相应开环时的均方根值;当 $\bar{R}$ 表示响应输出点处的加速度功率谱密度峰值的减缓量时, $\bar{A}$ 表示闭环时响应输出点处某一阶模态上的加速度功率谱密度的振幅, $\bar{A}_0$ 则表示开环时相应的振幅。

当 $V=10$ m/s 时,在抖振载荷 1 下,响应输出点处的位移均方根值的减缓量如下:模型 1 的减缓量为 41.86%;模型 2 为 33.68%;模型 3 为 68.34%。垂尾旋转控制效果最差,而混合控制效果最好。在抖振载荷 2 下,响应输出点处的位移均方根值的减缓量如下:模型 1 的减缓量为 43.50%;模型 2 在垂尾的允许 15 Hz 控制频率内控制无效,即要实现垂尾旋转控制,则需要更大的控制频率;模型 3 在垂尾允许控制频率内减缓量达到 67.83%。另外,若垂尾的控制频率增大到 23 Hz,则模型 2 能够使减缓量达到 35.66%。若垂尾的允许控频率继续增大,那么模型 2 的控制效果会更好。

总之,采用垂尾旋转控制由于受控制频率范围所限,对于高频激励力控制效果较差,而采用混合控制控制效果最好。

3.3 三种控制模型控制效果的差异和比较

为了研究在主要模态固有频率下能量的变化对抖振响应的影响,分别计算了三种控制模型的响应输出点处的加速度功率谱密度。

在抖振载荷 1 下,系统能量主要集中于一弯和旋转模态;而在抖振载荷 2 下,能量主要集中于二

弯和一扭模态。

采用压电主动控制, 可以不受控制频率的限制, 能够有效降低各主要模态上的能量。然而由于受控制电压和压电功放的局限, 采用压电控制对各主要模态上的能量控制有限。从图 8 和图 10 可知, 在抖振载荷 1 下, 采用压电控制后一弯模态上的加速度功率谱密度的峰值要大于混合控制, 旋转模态上的加速度功率谱密度的峰值比垂尾旋转控制和混合控制都大; 在抖振载荷 2 下, 如图 9 和图 11 所示, 采用压电控制后二弯模态上的加速度功率谱密度的峰值均大于垂尾旋转控制和混合控制。可知, 采用压电控制后各主要模态上的能量总高于采用垂尾旋转控制或混合控制中的一种。因此, 利用压电控制对全动垂尾的抖振响应控制效果有限。

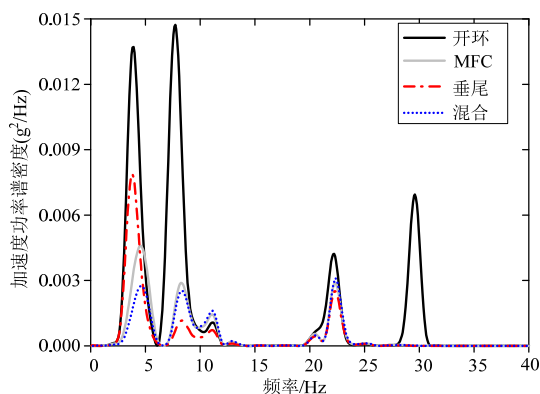


图 8 频域内的加速度功率谱密度(载荷 1 和 $V=10$ m/s)

Fig.8 Acceleration power spectrum density
(Load case 1 and $V=10$ m/s)

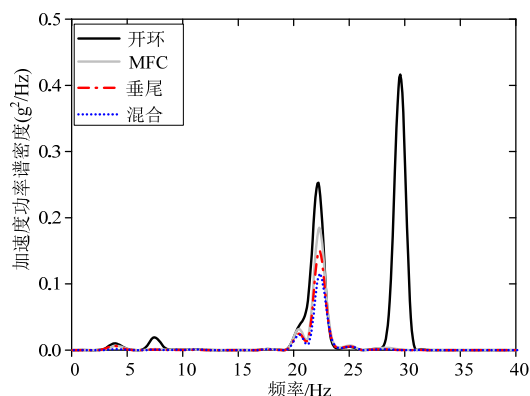


图 9 频域内的加速度功率谱密度(载荷 2 和 $V=10$ m/s)

Fig.9 Acceleration power spectrum density
(Load case 2 and $V=10$ m/s)

由于全动垂尾结构具有旋转模态, 尾翼旋转能够产生附加气动力, 使用垂尾旋转控制能够明显降低旋转模态上的能量幅值。如图 8 和图 10 所示, 采用垂尾旋转控制后旋转模态上的加速度功率谱

密度的峰值均比采用另外两种方法小, 旋转模态上的能量显著降低, 从而使抖振响应大幅减小。如果垂尾驱动系统不受控制频率的限制, 那么采用垂尾旋转控制将会取得非常好的控制效果。然而垂尾旋转控制的缺点是受到其本身驱动频率的限制, 对低频激励控制效果较显著, 而对于高频的激励, 控制效果不明显。

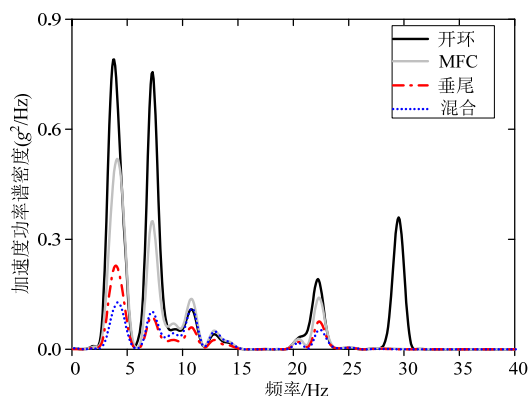


图 10 频域内的加速度功率谱密度(载荷 1 和 $V=12$ m/s)

Fig.10 Acceleration power spectrum density
(Load case 1 and $V=12$ m/s)

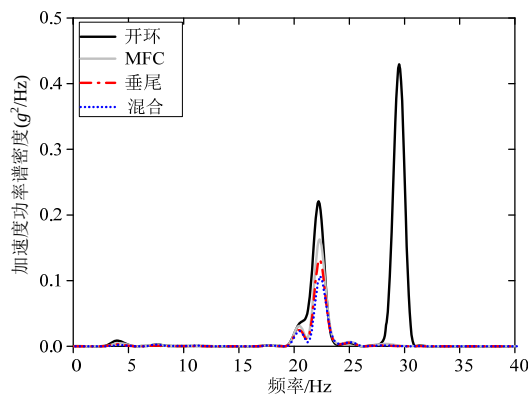


图 11 频域内的加速度功率谱密度(载荷 2 和 $V=12$ m/s)

Fig.11 Acceleration power spectrum density
(Load case 2 and $V=12$ m/s)

在抖振载荷 1 下, 从图 8 和图 10 可知, 采用混合抖振控制后, 一弯模态上的加速度功率谱密度的峰值最小; 旋转模态上加速度功率谱密度的峰值虽然大于采用垂尾旋转控制, 但却小于采用压电控制。因此, 在此抖振载荷下, 采用混合抖振控制在总体上能够使一弯和旋转模态上的能量减缓最多, 因此它的控制效果也就最好。在抖振载荷 2 下, 由图 9 和图 11 可知, 能量主要集中在二弯和一扭模态上, 在二弯模态上采用混合控制能量减缓量最大, 而在一扭模态上, 使用三种模型能量减缓量相差无几。因此, 在此工况下, 采用混合控制在总体

上减缓的能量最多，所以它的控制效果最好。

混合抖振控制兼具垂尾控制和压电控制二者的优点，既能大幅降低旋转模态上的能量，使低阶模态上的能量显著降低，又能使对抖振有贡献的高阶模态上的能量也明显减小，从而提高了控制频率的范围。因此混合抖振控制是控制全动垂尾抖振响应的一种行之有效的方法。

3.4 不同结构参数下三种控制模型的敏感性分析

为了验证三种控制方法对全动垂尾结构的有效性，选取五种具有不同结构参数的模型：C(1)、C(2)、C(3)、C(4)和 C(5)，其固有频率如表 3 所示，其中模型 C(4)即前面 3.2 节和 3.3 节中所讨论的模型。在航空工程中，受驱动垂尾旋转的作动筒的设计的影响，垂尾结构的旋转模态频率的分布较为宽泛。为了考核具有不同旋转频率的尾翼结构的抖振控制效果，本文选取了五种比较典型的全动垂尾结构。这五种结构的二弯频率几乎没有变化，因此以它为基准，采用 $W(j)(j=1,2,3,4,5)$ 表示每种模型的旋转频率与二弯频率的比值，那么 $W(1)=0.09$ 、 $W(2)=0.27$ 、 $W(3)=0.33$ 、 $W(4)=0.38$ 和 $W(5)=0.46$ 。W 表示五种具有不同旋转频率的典型结构类型，进而研究具有不同旋转频率的全动垂尾结构的抖振控制效果。取每种结构模型下 75% 颤振速度为气流速度，计算时域内响应输出点处位移均方根值的减缓量。每种情况下施加到 MFC 上电压的峰值均为 1500 V。

表 3 五种结构的固有频率

Table 3 Natural frequencies of five kinds of structures

	一弯频率/Hz	旋转频率/Hz	二弯频率/Hz	一扭频率/Hz
C(1)	4.67	2.00	22.00	28.50
C(2)	3.20	5.90	22.00	28.90
C(3)	3.46	7.30	22.00	29.40
C(4)	3.54	8.35	22.00	29.85
C(5)	3.60	10.10	22.00	30.80

如表 4 和表 5 所示，W 表示旋转频率与二弯频率的比值，分别计算采用三个模型所获得的位移均方根值的减缓量。在两种抖振载荷下，在各个频率比下，采用混合控制控制效果最好，压电控制次之，而采用垂尾旋转控制控制效果最差。所以，前面分析的基本模型 C(4)所获得的规律对全动垂尾结构具有普适性。因此，对于全动垂尾结构，混合压电控制和垂尾旋转控制的控制方法结合了两种控制方法的优点，具体应用工程实际也不复杂，是一种控制全动垂尾抖振响应的可行和有效方法。

表 4 位移均方根值的减缓量(载荷 1)

Table 4 Percentage reductions of the displacement RMS values (Load case 1)

频率比 W	模型 1/(%)	模型 2/(%)	模型 3/(%)
0.09	50.96	44.62	76.28
0.27	56.99	54.56	78.05
0.33	34.57	0.00	58.61
0.38	41.86	33.68	68.34
0.46	42.81	0.00	70.74

表 5 位移均方根值的减缓量(载荷 2)

Table 5 Percentage reductions of the displacement RMS values (Load case 2)

频率比 W	模型 1/(%)	模型 2/(%)	模型 3/(%)
0.09	35.61	20.04	41.25
0.27	70.53	59.89	79.65
0.33	22.56	0.00	35.90
0.38	43.50	0.00	67.83
0.46	63.11	0.00	69.00

为了分析在主要模态固有频率下能量的变化对抖振响应的影响，计算了在频域内主要模态下响应输出点处的加速度功率谱密度的减缓量。同样气流速度取 75% 颤振速度。

在抖振载荷 1 下，由于抖振能量主要集中于一弯和旋转模态，从表 6 和表 7 可知，在各个频率比下，采用混合抖振控制后一弯和旋转模态上的加速度功率谱密度峰值的减缓量最大，说明采用混合抖振控制能够消耗掉一弯和旋转模态上最多的能量。而在抖振载荷 2 下，因能量主要集中于二弯和一扭模态，由表 8 和表 9 可知，采用混合抖振控制后二

表 6 一弯模态上加速度功率谱密度峰值的减缓量(载荷 1)

Table 6 Percentage reductions of the peaks of acceleration PSD in the first-order bending mode (Load case 1)

频率比 W	模型 1/(%)	模型 2/(%)	模型 3/(%)
0.09	0.00	28.57	42.86
0.27	0.00	8.46	69.78
0.33	73.81	0.00	87.51
0.38	67.66	42.44	92.34
0.46	84.56	0.00	96.77

表 7 旋转模态上加速度功率谱密度峰值的减缓量 (载荷 1)

Table 7 Percentage reductions of the peaks of acceleration PSD in the rotation mode (Load case 1)

频率比 W	模型 1/(%)	模型 2/(%)	模型 3/(%)
0.09	61.75	59.33	90.90
0.27	71.25	37.50	98.75
0.33	70.00	0.00	84.28
0.38	79.44	87.12	91.85
0.46	38.51	0.00	72.97

弯和一扭模态上加速度功率谱密度峰值的减缓量均比其他两种控制方法大,即在此两阶模态上,利用混合抖振控制能够消耗最多的能量。

表 8 二弯模态上加速度功率谱密度峰值的减缓量(载荷 2)

Table 8 Percentage reductions of the peaks of acceleration power spectrum density in the second-order bending mode

(Load case 2)

频率比 W	模型 1/(%)	模型 2/(%)	模型 3/(%)
0.09	25.97	13.06	68.00
0.27	0.00	0.00	6.83
0.33	28.51	0.00	34.88
0.38	26.91	0.00	54.06
0.46	55.69	0.00	68.32

表 9 一扭模态上加速度功率谱密度峰值的减缓量(载荷 2)

Table 9 Percentage reductions of the peaks of acceleration power spectrum density in the first-order torsion mode

(Load case 2)

频率比 W	模型 1/(%)	模型 2/(%)	模型 3/(%)
0.09	97.39	95.75	98.91
0.27	98.21	68.21	99.36
0.33	93.36	0.00	97.79
0.38	99.72	0.00	99.74
0.46	98.49	0.00	99.49

可见,在各个频率比下,采用混合控制在主要模态上消耗的能量均比利用压电控制和垂尾旋转控制多。所以,对于全动垂直尾翼,采用混合抖振控制比其他两种方法控制效果更好。

因此,通过不同结构参数下三种控制模型的敏感性分析,充分说明和验证了采用混合抖振控制方法控制全动垂尾抖振响应的可行性和有效性。

4 结论

本文重点探讨全动垂直尾翼抖振响应的三种主动控制方法。采用压电驱动的载荷比拟方法对 MFC 驱动器建模,使用偶极子格网法计算随体空气动力,利用 LQG 方法分别设计三种模型的控制律。分析了三种抖振控制模型的抖振响应,研究了三种控制模型控制效果的差异。根据数值模拟和分析结果,可得出以下结论:

(1) 全动垂尾结构采用压电控制,由于受控制电压和压电功放所限,抖振控制效果有限。

(2) 由于全动垂尾结构具有旋转模态,尾翼旋转会产生附加气动力,采用垂尾旋转控制可以显著降低旋转模态上的能量幅值,从而使抖振响应大幅减小;然而采用垂尾旋转控制由于受控制频率范围

的局限,对于高频抖振激励控制效果较差。

(3) 混合抖振控制兼具垂尾旋转控制和压电控制的优点,既能大幅降低低阶模态上的能量,又能使高阶模态上的能量也显著减少,从而提高了控制频率的范围,是一种控制全动垂尾抖振响应的行之有效的方法。

(4) 通过具有不同结构参数的全动垂尾的算例,验证了采用混合抖振控制方法控制全动垂尾抖振响应的可行性和有效性。

展望三种控制方法在飞机全动垂尾结构中的实际应用,可总结为以下几方面:

实现垂尾旋转控制最方便,可使用飞机自带的操作系统,不需要附加系统,但会受到垂尾自身驱动频率的限制,实施的关键是要能够显著提高驱动垂尾的操作系统的驱动频率;压电驱动器控制频带宽,但需要附加的压电功放等,实施的困难之处是需要高驱动电压的驱动器和更高性能的压电功放,还需要工程单位具体考虑附加质量的代价;混合控制能够综合两种方法的优点,工程应用前景广阔。

参考文献:

- [1] Anderson W D, Patel S R, Black C L. Low-speed wind tunnel buffet testing on the F-22 [J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(4): 879—885.
- [2] 李劲杰, 杨青, 杨永年. 边条翼布局双垂尾抖振的数值模拟[J]. 空气动力学报, 2007, 25(2): 205—210.
Li Jinjie, Yang Qing, Yang Yongnian. The numerical investigation of twin-vertical tail buffet of strake-wing configuration [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007, 25(2): 205—210. (in Chinese)
- [3] 韩冰, 徐敏, 蔡天星, 等. 涡破裂诱导的垂尾抖振数值模拟[J]. 航空学报, 2012, 33(5): 788—795.
Han Bing, Xu Min, Cai Tianxing, et al. Numerical simulation of vertical tail buffeting induced by vortex breakdown [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(5): 788—795. (in Chinese)
- [4] 高杰, 张明禄, 吕志咏. 双立尾和三角翼之间的气动干扰实验研究[J]. 实验流体力学, 2005, 19(3): 51—57.
Gao Jie, Zhang Minglu, Lü Zhiyong. Investigation of aerodynamic interference between delta wings and twin fins [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2005, 19(3): 51—57. (in Chinese)
- [5] Sheta E F. Buffet alleviation of F/A-18 aircraft using LEX fences [C]. 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Norfolk Virginia America: AIAA Paper, 2003: 1—11.
- [6] Bean D E, Wood N J. Experimental investigation of

- twin-fin buffeting and suppression [J]. *Journal of Aircraft*, 1996, 33(4): 761—767.
- [7] Rock S M, Ashley H, Digumarthi R, et al. Active control for fin buffet alleviation [C]. US Air Force Wright Laboratory, Wright Patterson AFB, Ohio America: AIAA Paper, 1993: 1051—1056.
- [8] Breitsamter C. Aerodynamic active control for fin-buffet load alleviation [J]. *Journal of Aircraft*, 2005, 42(5): 1252—1263.
- [9] Nitzsche F, Zimcik D G, Ryall T G, et al. Closed-loop control tests for vertical fin buffeting alleviation using strain actuation [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2001, 24(4): 855—857.
- [10] Sheta E F, Moses R W, Huttshell L J. Active smart material control system for buffet alleviation [J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2006, 292(3/4/5): 854—868.
- [11] Zhao Yonghui, Hu Haiyan. Active control of vertical tail buffeting by piezoelectric actuators [J]. *Journal of Aircraft*, 2009, 46(4): 1167—1175.
- [12] 王巍, 杨智春, 张新平. 扰流激励下垂尾抖振响应主模态控制风洞试验研究[J]. *振动与冲击*, 2012, 31(16): 18—21.
Wang Wei, Yang Zhichun, Zhang Xinping. Fin buffeting alleviation in disturbed flow by buffeting principal modal control method [J]. *Vibration and Shock*, 2012, 31(16): 18—21. (in Chinese)
- [13] 张庆, 叶正寅. 一种基于充气气囊的垂尾抖振抑制新方法研究[J]. *工程力学*, 2014, 31(12): 234—240.
Zhang Qing, Ye Zhengyin. Study on a new method for suppression of vertical tail buffeting using inflatable bumps [J]. *Engineering Mechanics*, 2014, 31(12): 234—240. (in Chinese)
- [14] Gao Le, Lu Qingqing, Fei Fan, et al. Active vibration control based on piezoelectric smart composite [J]. *Smart Materials and Structures*, 2013, 22(12), 125032.
- [15] Burnham J K, Pitt D M, White E V, et al. An advanced buffet load alleviation system [C]. 42nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit, Seattle Washington America: AIAA Paper, 2001: 1—10.
- [16] Chen Y, Viresh W, Zimcik D. Development and verification of real-time controllers for F/A-18 vertical fin buffet load alleviation [C]. Smart Structures and Materials Conference, Bellingham Washington America: Proceedings of SPIE, 2006, 6173(10): 1—12.
- [17] Wickramasinghe V K, Chen Y, Zimcik D G. Experimental evaluation of an advanced buffet suppression system on full-scale F/A-18 fin [J]. *Journal of Aircraft*, 2007, 44(3): 733—740.
- [18] 李敏, 陈伟民, 王明春, 等. 压电驱动的载荷比拟方法[J]. *中国科学 E 辑: 技术科学*, 2009, 39(11): 1810—1817.
Li Min, Chen Weimin, Wang Mingchun, et al. A load simulation method of piezoelectric actuator in FEM for smart structures [J]. *Science in China Series E: Technological Science*, 2009, 52(9): 2576—2584. (in Chinese)
- [19] Lee B H K. Statistical analysis of wing/fin buffeting response [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2002, 38(4/5): 305—345.
- [20] Albano E, Rodden W P. A doublet-lattice method for calculating lift distributions of oscillating surfaces in subsonic flow [J]. *AIAA Journal*, 1969, 7(2): 279—285.
- [21] Song Zhiguang, Li Fengming. Aerothermoelastic analysis and active flutter control of supersonic composite laminated cylindrical shells [J]. *Composite Structures*, 2013, 106: 653—660.
- [22] Li Min, Chen Weimin, Guan De, et al. Experimental validation of improving aircraft rolling power using piezoelectric actuators [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2005, 18(2): 108—115.