

引用格式: 张晓辉, 王玉惠, 秦暄, 等. 高超声速飞行器机翼的颤振损伤特性分析[J]. 电光与控制, 2018, 25(7): 68-72, 76. ZHANG X H, WANG Y H, QIN X, et al. On characteristics of damage caused by airfoil flutter of hypersonic aircrafts[J]. Electronics Optics & Control, 2018, 25(7): 68-72, 76.

## 高超声速飞行器机翼的颤振损伤特性分析

张晓辉<sup>1</sup>, 王玉惠<sup>1</sup>, 秦暄<sup>2</sup>, 吴庆宪<sup>1</sup>

(1. 南京航空航天大学自动化学院, 南京 211100; 2. 中国电子科技集团公司第二十八研究所, 南京 210016)

**摘要:** 分析了高超声速飞行器机翼颤振问题及机翼颤振损伤随机翼应力的变化情况。首先研究高超声速飞行器的二元机翼模型, 建立机翼颤振的动力学模型, 运用活塞理论对机翼的非定常气动力进行计算, 并针对一定飞行速度下的机翼的颤振情况进行分析。然后通过应力-应变  $\sigma-\varepsilon$  模型, 应变与疲劳寿命的  $\varepsilon-N$  模型分析机翼颤振应力对机翼颤振损伤的影响。仿真结果表明, 机翼颤振损伤与机翼的颤振幅度密切相关, 为工程实践中的机翼可靠性分析提供了重要的参考。

**关键词:** 高超声速飞行器; 气动弹性; 机翼颤振; 结构损伤

**中图分类号:** V215 **文献标志码:** A **doi:**10.3969/j.issn.1671-637X.2018.07.014

## On Characteristics of Damage Caused by Airfoil Flutter of Hypersonic Aircrafts

ZHANG Xiao-hui<sup>1</sup>, WANG Yu-hui<sup>1</sup>, QIN Xuan<sup>2</sup>, WU Qing-xian<sup>1</sup>

(1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211100, China;

2. The 28th Research Institute of China Electronic Technology Group Corporation, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** The airfoil flutter problem of the hypersonic vehicle and the relation of the damage it causes with the airfoil stress are analyzed. Firstly, the binary airfoil model of the hypersonic vehicle is studied, and the dynamic model of airfoil flutter is established. The unsteady aerodynamic force of the wing is calculated out by using the piston theory, and an analysis is made to the flutter of the wing at a certain flight speed. The influence of airfoil flutter stress on the damage caused by wing flutter is studied by using the stress-strain ( $\sigma-\varepsilon$ ) model, and the strain and fatigue life ( $\varepsilon-N$ ) model. The simulation results show that wing flutter damage is closely related to the amplitude of the flutter, which provides an important reference for the wing reliability analysis in engineering practice.

**Key words:** hypersonic vehicle; aeroelasticity; airfoil flutter; structural damage

### 0 引言

新一代高超声速飞行器广泛采用轻质高强度的新型复合材料, 特殊的结构材料选择和气动布局将带来气动弹性新问题。在高速飞行时, 机翼作为飞行器的主要升力面, 由于结构非线性和气动非线性的存在, 其弹性力、惯性力和气动力相互耦合, 容易引起一种复杂的自激振动——颤振<sup>[1]</sup>。飞行器在高超声速飞行时, 机翼所受到的空气动力会随着气流流速的增加而增

加, 而结构的弹性刚度与气流速度无关, 所以存在某一个临界速度, 使机翼变得动不稳定, 这种不稳定会产生极大的变形, 从而导致结构破坏、机翼折损甚至飞行器坠毁。因此, 开展高超声速飞行器由颤振引起的机翼结构损伤估算对整个飞行器的结构可靠性、保证飞行安全具有重要的意义。

飞行器在高超声速飞行时, 机翼所受到的疲劳损伤主要有蠕变、高温、腐蚀、机械、热疲劳等<sup>[2]</sup>, 这里主要针对机翼的机械疲劳进行研究分析。

近年来, 关于高超声速的颤振机翼、材料寿命损伤问题已取得不少有价值的成果。在机翼颤振方面, LANCHESTER 首次对机翼的气动颤振问题进行研究<sup>[3]</sup>; KIM 和 LEE 建立了在弯曲和扭转方向上的二元机翼模型, 并利用已有理论对分叉点、极限环问题进行

收稿日期: 2017-06-23

修回日期: 2017-09-04

基金项目: 国家自然科学基金(61374212, 61773204); 中央高校基本科研业务费项目(NJ20160022)

作者简介: 张晓辉(1993—), 女, 山东青岛人, 硕士生, 研究方向为高超声速飞行器颤振减损控制。

研究<sup>[4]</sup>；有关机翼颤振的著名的 Theodorsen 函数、活塞理论<sup>[5-6]</sup>、中心流形理论<sup>[7]</sup>、形式级数法等理论也陆续被提出并在机翼颤振方面得以应用。在材料寿命损伤问题方面,MANSON 和 COFFIN 首次根据低周疲劳试验数据,把应变幅与断裂循环数联系起来,用应变幅表示疲劳寿命;谢金标等提出拟合 S-N 曲线的双加权最小二乘法对金属 S-N 曲线<sup>[8]</sup>进行了更精确的描述;RAY 和 SMITH 通过裂纹<sup>[9]</sup>的慢速扩展对损伤进行描述;LI 应用 Miner 理论对涡轮发动机进行延寿 - 损伤控制<sup>[10]</sup>。

可见,针对机翼颤振以及材料寿命损伤方面的研究成果显著,但文献[2-10]的研究成果仅是对机翼的颤振情况以及金属的应力 - 寿命损伤曲线分别进行分析,并没有将飞行器在高超声速飞行时,机翼在受到非定常气动力作用时的颤振情况与机翼的颤振损伤结合起来。因此本文在建立二元机翼颤振动力学模型基础上,基于活塞理论计算高超声速飞行器非定常气动力,并对 Hopf 分叉点处机翼颤振情况进行动态分析。根据仿真结果,结合机翼上的非定常气动力,应用应力 - 应变  $\sigma-\varepsilon$  模型,应变与疲劳寿命的  $\varepsilon-N$  模型对机翼的颤振弹塑性损伤进行估计,为评估颤振引起的结构损伤奠定重要的基础。

### 1 二元机翼颤振动力学模型建立

研究机翼的颤振损伤问题,首先需要建立机翼颤振的动力学模型。

考虑二元机翼模型,并假设气流在每个翼剖面的流动是平行的且作用力相同,结合文献[11],建立图 1 所示的机翼的两个自由度模型。机翼颤振时弯曲和扭转变形可等效为由垂直方向的弯曲弹簧和扭转弹簧绕刚心的旋转。另外,由于机翼上下平移所引起的气动力较小,因此在机翼颤振动力学建模时可以忽略不计。

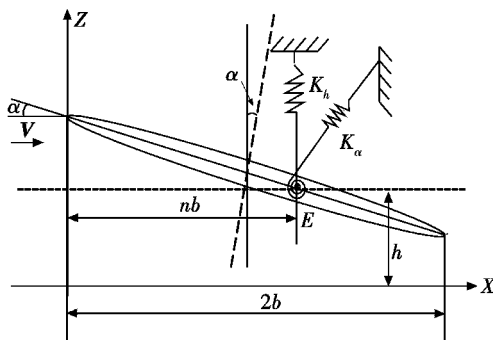


图 1 二元机翼模型

Fig. 1 Model of two-dimensional airfoil

图 1 中,机翼弦长为  $2b$ ,  $K_h$  和  $K_\alpha$  分别为沉浮和俯仰的结构刚度系数,  $h$  为机翼刚心垂直位移,  $\alpha$  为机翼俯仰角,  $E$  为刚心,  $V$  为空速,  $b$  为半翼展,  $n$  为弹性轴

到机翼前缘无量纲距离,且机翼上任一点的位移可以表示为  $z(x, t) = -[h(t) + (x - nb)\alpha(t)]$ 。

根据文献[12],二元机翼运动方程可表示为

$$m\ddot{h} + S_\alpha \ddot{\alpha} + c_h \dot{h} + K_h h = Q_\alpha \quad (1)$$

$$S_\alpha \ddot{h} + I_\alpha \ddot{\alpha} + c_\alpha \dot{\alpha} + K_\alpha \alpha + \hat{K}_\alpha \alpha^3 = M_\alpha \quad (2)$$

式中:  $m$  为单位翼展机翼质量;  $S_\alpha, I_\alpha$  分别为单位展长机翼关于弹性轴的质量静矩与质量惯矩;  $\hat{K}_\alpha$  为非线性俯仰刚度系数;  $c_h, c_\alpha$  分别为沉浮、俯仰粘性阻尼系数;  $Q_\alpha$  为气动力;  $M_\alpha$  为气动力矩。

由于机翼颤振时所需的能量主要由非定常气动力提供,因此气动力计算是研究机翼颤振寿命损伤问题的关键。飞行器高超声速飞行时,基于活塞理论,作用在翼面的瞬时压力可表示为

$$\frac{p}{p_\infty} = \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot \frac{v_z}{a_\infty} \right)^{2\gamma/(\gamma - 1)} \quad (3)$$

式中:  $p, p_\infty$  分别为翼面上压力和未受扰气流压强;  $\gamma$  为气体的等熵系数;  $v_z$  为上下翼面的法向下洗速度,  $v_z = \pm (\partial z / \partial t + U_\infty \partial z / \partial x)$ ;  $a_\infty$  为声速。

对式(3)进行泰勒级数展开,保留三阶项,得

$$\frac{p}{p_\infty} = 1 + \gamma \frac{v_z}{a_\infty} + \frac{\gamma(\gamma + 1)}{4} \left( \frac{v_z}{a_\infty} \right)^2 + \frac{\gamma(\gamma + 1)}{12} \left( \frac{v_z}{a_\infty} \right)^3 \quad (4)$$

将  $v_z$  代入式(4),忽略  $v_z$  的高次项及常数项,得翼面上上下气动压力差为

$$\Delta p = -2\rho a_\infty \left( \frac{\partial z}{\partial t} + U_\infty \frac{\partial z}{\partial x} \right) = -2\rho a_\infty [ \dot{h} + (x - nb)\dot{\alpha} + U_\infty \alpha ] \quad (5)$$

式中:  $U_\infty$  为未受扰气流速度,  $U_\infty = M_\alpha \times a_\infty$ ;  $\rho$  为大气密度。

通过对机翼上下表面的气动力压力差积分得

$$Q_\alpha = \int_0^{2b} \Delta p dx \quad (6)$$

$$M_\alpha = - \int_0^{2b} \Delta p (x - nb) dx \quad (7)$$

将式(5)分别代入式(6)、式(7),得非定常气动力与气动力矩分别为

$$Q_\alpha = - \frac{4bU_\infty \rho}{M_\alpha} [ \dot{h} + (1 - n)b\dot{\alpha} + U_\infty \alpha ] \quad (8)$$

$$M_\alpha = \frac{4b^2 U_\infty \rho}{M_\alpha} [ (1 - n)U_\infty \alpha + (1 - \alpha)\dot{h} + (4/3 - 2n + n^2)b\dot{\alpha} ] \quad (9)$$

为保证微分方程的可解性,引入无量纲参数:  $\mu = m / (4\rho b^2)$ ,  $\xi = h / b$ ,  $\chi_\alpha = S_\alpha / (mb)$ ,  $r_\alpha^2 = I_\alpha / (mb^2)$ ,  $\tau = U_\infty t / b$ ,  $V = U_\infty / (bw_\alpha)$ ,  $\xi_h = c_h / (2mw_h)$ ,  $\xi_\alpha = c_\alpha / (2I_\alpha w_\alpha)$ ,  $\bar{w} = w_h / w_\alpha$ ,  $w_h^2 = K_h / m$ ,  $w_\alpha^2 = K_\alpha / I_\alpha$ ,  $B = \hat{K}_\alpha / K_\alpha$ 。可得机翼的运动方程为

$$\ddot{\xi} + \chi_\alpha \ddot{\alpha} + 2\xi_h \left( \frac{\bar{w}}{V} \right) \dot{\xi} + \left( \frac{\bar{w}}{V} \right)^2 \xi = -\frac{1}{\mu M_\alpha} [\alpha + \dot{\xi} + (1-n)\dot{\alpha}] \quad (10)$$

$$\left( \frac{\chi_\alpha}{r_\alpha^2} \right) \ddot{\xi} + \ddot{\alpha} + \left( \frac{2\xi_h}{V} \right) \dot{\alpha} + \frac{1}{V^2} \alpha + \frac{1}{V^2} B \alpha^3 = \frac{1}{\mu M_\alpha r_\alpha^2} \cdot$$

$$[(1-n)\alpha + (1-\alpha)\dot{\xi} + (4/3 - 2n + n^2)\dot{\alpha}] \quad (11)$$

式中:  $\mu$  为无量纲质量参数;  $\xi$  为无量纲沉浮位移;  $\chi_\alpha$ ,  $r_\alpha$  分别为无量纲质量静矩与质量惯矩;  $\tau$  为无量纲时间;  $\omega_\alpha, w_h$  分别为线性化系统解耦的俯仰频率与沉浮频率;  $\xi_h, \xi_\alpha$  分别为无量纲沉浮与俯仰阻尼比;  $\bar{w}$  为沉浮与俯仰频率比;  $B$  为归一化非线性俯仰刚度系数。

在参数确定的情况下, 定义状态空间变量为  $\mathbf{x} = (x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4)^T = (\xi \ \alpha \ \dot{\xi} \ \dot{\alpha})^T$ , 机翼的颤振方程可以表示为

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \bar{f}(\mathbf{x}) \quad (12)$$

$$\text{式中: } \mathbf{A} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ a_1 & a_2 & a_3 & a_4 \\ b_1 & b_2 & b_3 & b_4 \end{pmatrix}, \text{代表线性系数矩阵; } \bar{f}(\mathbf{x}) =$$

$$(0 \ 0 \ a_5 \ b_5)^T x_2^3, \text{是系统非线性项; } a_1 = -\frac{\bar{w}^2 r_\alpha^2}{V^2 (r_\alpha^2 - \chi_\alpha^2)},$$

$$a_2 = \frac{M_\alpha \mu \chi_\alpha r_\alpha^2 - V^2 [(1-n)\chi_\alpha + r_\alpha^2]}{V^2 M_\alpha \mu (r_\alpha^2 - \chi_\alpha^2)},$$

$$a_3 = \frac{2M_\alpha \mu \xi_h \bar{w} r_\alpha^2 + V [(1-n)\chi_\alpha + r_\alpha^2]}{VM_\alpha \mu (r_\alpha^2 - \chi_\alpha^2)},$$

$$a_4 = \frac{6M_\alpha \mu \xi_\alpha \chi_\alpha r_\alpha^2 - V [(3n^2 - 6n + 4)\chi_\alpha + 3(1-n)r_\alpha^2]}{3VM_\alpha \mu (r_\alpha^2 - \chi_\alpha^2)},$$

$$a_5 = B \frac{\chi_\alpha r_\alpha^2}{V^2 (r_\alpha^2 - \chi_\alpha^2)}; b_1 = \frac{\bar{w}^2 \chi_\alpha}{V^2 (r_\alpha^2 - \chi_\alpha^2)};$$

$$b_2 = \frac{-M_\alpha \mu r_\alpha^2 + V^2 (1-n + \chi_\alpha)}{V^2 M_\alpha \mu (r_\alpha^2 - \chi_\alpha^2)},$$

$$b_3 = \frac{2M_\alpha \mu \xi_h \bar{w} \chi_\alpha + V (1-n + \chi_\alpha)}{VM_\alpha \mu (r_\alpha^2 - \chi_\alpha^2)},$$

$$b_4 = \frac{-6M_\alpha \mu \xi_\alpha r_\alpha^2 + V [(3n^2 - 6n + 4)\chi_\alpha + 3(1-n)\chi_\alpha]}{3VM_\alpha \mu (r_\alpha^2 - \chi_\alpha^2)},$$

$$b_5 = -B \frac{r_\alpha^2}{V^2 (r_\alpha^2 - \chi_\alpha^2)}.$$

## 2 机翼颤振寿命分析

结合上述机翼动力学方程, 研究颤振对机翼结构弹塑性损伤的影响, 并建立机翼的损伤模型。

目前高超声速机翼广泛采用轻质高强度的钛合金复合弹性材料, 机翼颤振时, 上下翼面均受到拉压, 即发生应变, 一旦有足够的应变积累, 材料不能维持额外

的应变能, 那么形成的微裂隙将成为裂纹形成的起点, 然后裂纹不断扩展, 甚至最终断裂。

机翼颤振时, 总应变幅  $\Delta\varepsilon$  包括弹性应变幅  $\Delta\varepsilon_{ac}$  和塑性应变幅  $\Delta\varepsilon_{ap}$ , 依据 Ramberg-Osgood 模型, 应力  $\sigma$  与应变  $\Delta\varepsilon$  的关系用指数函数形式<sup>[13]</sup>表示如下。

弹性应变幅, 即

$$\frac{\Delta\varepsilon_{ac}}{2} = \frac{(\sigma - \sigma_r)}{2E} \quad (13)$$

塑性应变幅, 即

$$\frac{\Delta\varepsilon_{ap}}{2} = \left[ \frac{(\sigma - \sigma_r)}{2K'} \right]^{1/n'} \quad (14)$$

总应变幅为

$$\frac{\Delta\varepsilon}{2} = \frac{\Delta\varepsilon_{ac}}{2} + \frac{\Delta\varepsilon_{ap}}{2} = \frac{(\sigma - \sigma_r)}{2E} + \left[ \frac{(\sigma - \sigma_r)}{2K'} \right]^{1/n'} \quad (15)$$

式中:  $\sigma$  为机翼所受应力, 在颤振时, 可近似认为  $\sigma = Q_\alpha/2b$ ;  $\sigma_r$  为参考应力;  $K'$  为循环强度系数;  $n'$  为循环应变硬化指数。

根据 DOWLING 对 SAE 疲劳设计经验公式的修正<sup>[14]</sup>, 机翼循环寿命  $N_f$  与应变幅  $\Delta\varepsilon$  之间的关系可以用下面的等式描述。

弹性应变幅为

$$\frac{\Delta\varepsilon_{ac}}{2} = \frac{\sigma'_f - \sigma_m}{E} (2N_{acf})^{\bar{b}} \quad (16)$$

塑性应变幅为

$$\frac{\Delta\varepsilon_{ap}}{2} = \varepsilon'_f \left( 1 - \frac{\sigma_m}{\sigma'_f} \right)^{\bar{c}/b} (2N_{apf})^{\bar{c}} \quad (17)$$

总应变幅为

$$\frac{\Delta\varepsilon}{2} = \frac{\Delta\varepsilon_{ac}}{2} + \frac{\Delta\varepsilon_{ap}}{2} = \frac{\sigma'_f - \sigma_m}{E} (2N_{acf})^{\bar{b}} + \varepsilon'_f \left( 1 - \frac{\sigma_m}{\sigma'_f} \right)^{\bar{c}/\bar{b}} (2N_{apf})^{\bar{c}} \quad (18)$$

式中:  $\sigma'_f$  为疲劳强度系数;  $\sigma_m$  为平均应力;  $\bar{b}$  为疲劳强度指数;  $\varepsilon'_f$  为疲劳延性系数;  $\bar{c}$  为疲劳延性指数。

分别结合式(13)应力  $\sigma$  - 弹性应变  $\Delta\varepsilon_{ac}$  表达式和式(16)弹性应变  $\Delta\varepsilon_{ac}$  - 弹性寿命  $N_{acf}$  表达式得

$$\frac{\Delta\varepsilon_{ac}}{2} = \frac{(\sigma - \sigma_r)}{2E} = \frac{\sigma'_f - \sigma_m}{E} (2N_{acf})^{\bar{b}} \quad (19)$$

$$N_{acf} = \frac{1}{2} \left[ \frac{|\sigma - \sigma_r|}{2(\sigma'_f - \sigma_m)} \right]^{1/\bar{b}} \quad (20)$$

同理, 得塑性寿命  $N_{apf}$  表达式, 最终得总应力  $\sigma$  - 总寿命  $N_f$  表达式为

$$N_f = N_{acf} + N_{apf} = \frac{1}{2} \left[ \frac{|\sigma - \sigma_r|}{2(\sigma'_f - \sigma_m)} \right]^{1/\bar{b}} + \frac{1}{2} \left[ \frac{1}{\varepsilon'_f} \left( \frac{(\sigma - \sigma_r)}{2K'} \right)^{1/n'} \left( 1 - \frac{\sigma_m}{\sigma'_f} \right)^{-\bar{c}/\bar{b}} \right]^{1/\bar{c}} \quad (21)$$

由 Miner 损伤理论,一个循环所造成的损伤  $D_1$  可定义为  $D_1 = 1/N_f$ ,且由于高超声速飞行过程中,机翼所受高低周疲劳不同,弹性寿命、塑性寿命预测准确性不同,因此采用加权平均对弹塑性损伤的预测进行修正,可得

$$D_{f1} = \eta D_{fac1} + (1 - \eta) D_{fop1} = 2\eta \left[ \frac{|\sigma - \sigma_r|}{2(\sigma'_f - \sigma_m)} \right]^{-1/\bar{b}} + 2(1 - \eta) \left[ \frac{1}{\varepsilon'_f} \left( \frac{\sigma - \sigma_r}{2K'} \right)^{1/n'} \left( 1 - \frac{\sigma_m}{\sigma'_f} \right)^{-\bar{c}/\bar{b}} \right]^{-1/\bar{c}} \quad (22)$$

式中: $D_{f1}$ 为基于应力的一个循环损伤; $\eta = \Delta\varepsilon_{ac}/\Delta\varepsilon$ ,为权函数。

另外,为了对机翼颤振时的动态损伤变化进行观察,将上述损伤转换成基于时间的损伤变化,且忽略机翼颤振时应变恢复过程中的弹塑性损伤,将损伤进行如下变换

$$\frac{dD_{f1}}{dt} = \eta \frac{dD_{fac1}}{dt} + (1 - \eta) \frac{dD_{fop1}}{dt} = \frac{1}{2} \frac{dD_{f1}}{d\sigma} \left| \frac{d\sigma}{dt} \right| = \eta \frac{d}{d\sigma} \left( \frac{|\sigma - \sigma_r|}{2(\sigma'_f - \sigma_m)} \right)^{-1/\bar{b}} \left| \frac{d\sigma}{dt} \right| + (1 - \eta) \cdot \frac{d}{d\sigma} \left[ \frac{1}{\varepsilon'_f} \left( \frac{\sigma - \sigma_r}{2K'} \right)^{1/n'} \left( 1 - \frac{\sigma_m}{\sigma'_f} \right)^{-\bar{c}/\bar{b}} \right]^{-1/\bar{c}} \left| \frac{d\sigma}{dt} \right| \quad (23)$$

则在  $[t_1, t_2]$  时间段内(假设期间不包含小循环),累计损伤  $D$  为

$$D = \int_{t_1}^{t_1+\tau} \frac{dD_{f1}}{dt} d\tau \quad (24)$$

基于式(8)、式(12)以及式(24),即可对机翼颤振的动态损伤进行计算。

### 3 二元机翼颤振与动态损伤仿真

为了对机翼颤振以及动态损伤情况有进一步的了解,接下来进行相关的仿真分析。近年来,高超声速飞行器作为飞行速度超过5倍声速,可在大气层和跨大气层内实现高超声速飞行的飞行器<sup>[15]</sup>,机翼材料一般选用抗拉压、抗高温、耐腐蚀的钛合金复合材料,本文选取机翼材料为 Ti-6Al-4V 钛合金复合材料<sup>[16]</sup>,机翼初始损伤为 0.01,材料在 500 °C 时的弹性模量为  $1.1 \times 10^{11}$  Pa,循环应变系数  $K'$  为  $1.4 \times 10^9$  Pa,循环应变硬化指数  $n'$  为 0.104,疲劳延性系数  $\varepsilon'_f$  为 0.201,疲劳强度指数  $\bar{b}$  为 -0.090,疲劳延性指数  $\bar{c}$  为 -0.451。机翼作为弹性体结构分析时,二元机翼系统的基准参数及机翼颤振参数分别如表 1、表 2 所示。

本文利用 Hopf 分叉理论<sup>[7]</sup>,结合机翼颤振方程式(10)、式(11),求得在零平衡点处的分叉速度分别为  $V = 11.233677$  和  $V = 22.741054$ 。为了验证不同飞行

速度下,机翼颤振损伤估计依然有效,分别选取速度 9.2, 12.4 和 22.8, Matlab 仿真结果如图 2 ~ 图 7 所示。

表 1 二元机翼系统基准参数

Table 1 Basic parameters of 2-DOF airfoil system

参数	符号	值
机翼面积/m <sup>2</sup>	$S_w$	167.36
平均气动弦长/m	$c$	24.38
翼展/m	$b$	18.29
单机翼总重/kg	$M$	7937.5
俯仰结构刚度系数/(Nm · rad <sup>-1</sup> )	$K_\alpha$	$2 \times 10^7$
发动机推力/kN	$T$	60

表 2 高超声速机翼颤振无量纲参数表

Table 2 The dimensionless parameters of the hypersonic airfoil flutter

参数	数值	参数	数值
$\mu$	100	$x_0$	0.6
$\chi_\alpha$	0.25	$\xi_\alpha$	0.05
$r_\alpha$	0.5	$\xi_h$	0.05
$B$	50	$\gamma$	1.4
$\bar{w}$	1	$\tau$	0.05

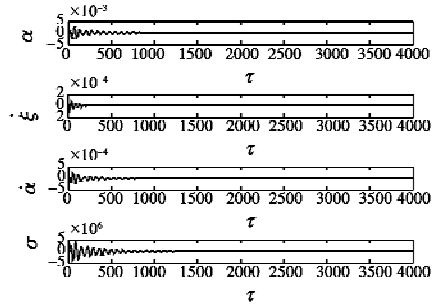


图 2  $V=9.2$  时的机翼颤振响应

Fig. 2 Airfoil flutter response when  $V = 9.2$

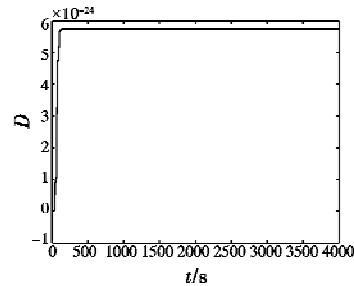


图 3  $V=9.2$  时的机翼颤振损伤

Fig. 3 Airfoil flutter damage when  $V = 9.2$

由图 2 可见:机翼速度小于临界颤振速度时,颤振收敛;机翼超过临界颤振速度时,发生极限环颤振。通过式(8)中非常气动力与  $\alpha, \dot{\xi}, \ddot{\alpha}$  的关系,结合式(23)、式(24)分别对不同速度的机翼颤振损伤进行实时计算,得出机翼在颤振发生时的损伤积累如图 3、图 5 和图 7 所示。由图可见,机翼颤振收敛时,损伤变化很小;机翼做极限环振荡时,损伤量逐渐增加。且由损

伤对比可见,随着机翼颤振幅度增大,机翼上的受力也增大,若机翼持续颤振,根据 Miner 损伤理论,在损伤量达到 1 时机翼断裂,发生坠机的危险。

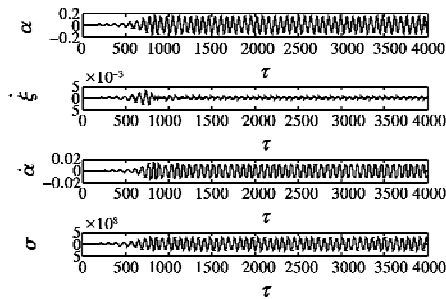


图 4  $V = 12.4$  时的机翼颤振响应

Fig. 4 Airfoil flutter response when  $V = 12.4$

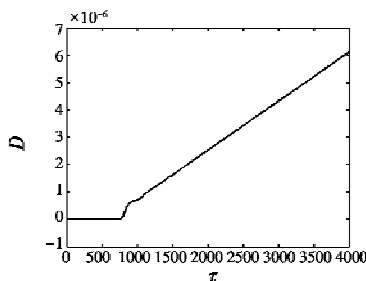


图 5  $V = 12.4$  时的机翼颤振损伤

Fig. 5 Airfoil flutter damage when  $V = 12.4$

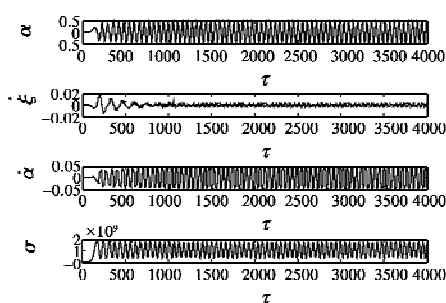


图 6  $V = 22.8$  时的机翼颤振响应

Fig. 6 Airfoil flutter response when  $V = 22.8$

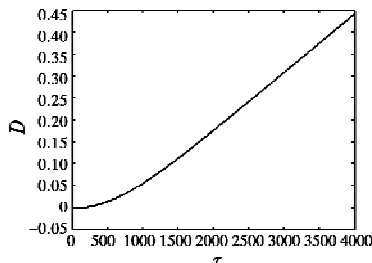


图 7  $V = 22.8$  时的机翼颤振损伤

Fig. 7 Airfoil flutter damage when  $V = 22.8$

参考钛工业进展中对机翼钛合金材料特性的描述以及文献[17]中基于 S-N 曲线对机翼蒙皮材料疲劳损伤的试验验证,得机翼疲劳应力载荷谱和寿命变化的反比关系曲线。相关数据如表 3 所示。

由表 3 可知,应力幅度越大,循环次数越少,即寿

命越短,这与本文中对损伤的描述相一致。另外,以往颤振坠机事件中,有颤振发生几十秒导致飞机翼面断裂的情况发生,可见本文的损伤估计符合实际工程要求。从仿真图可以看出,本文实现了对机翼颤振时动态寿命损伤的估计,机翼一旦发生极限环颤振,从机翼颤振到机翼断裂的时间很短,且不同飞行速度下,机翼颤振受力不同,颤振幅度不同,因而机翼损伤量也不同。颤振幅度的微小改变即可引起损伤量的急剧变化,因而为了防止坠机事件的发生,在机翼颤振时,需要对颤振进行快速有效的控制。

表 3 不同应力水平疲劳寿命

Table 3 The fatigue life at different stress levels

应力水平/MPa	循环系数
275	2949
250	5546
225	24333
200	163742
150	548134

## 4 结束语

本文在建立高超声速机翼颤振运动模型的基础上,对机翼的颤振运动进行研究,并对弹性机翼颤振时的非定常气动力进行计算,利用弹性应变和塑性应变与应力、寿命,以及寿命与损伤之间的关系,计算出机翼颤振时的应力-损伤模型,对机翼颤振时的损伤变化进行动态估算。本文通过对机翼颤振时机翼的寿命损伤进行估计,为飞行器飞行结构可靠性、机翼的延寿控制、减损控制以及颤振控制速率等提供了参考依据。

## 参考文献

- [1] 聂继锋. 航空发动机的大气环境损伤[J]. 中国民航飞行学院学报, 2010(6): 36-38.
- [2] LIVNE E. Future of airplane aeroelasticity[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(6): 1066-1092.
- [3] LANCHESTER F W. Aerodynamics; constituting the first volume of a complete work on aerial flight[M]. New York: Van Nostrand Reinhold, 1908.
- [4] KIM S H, LEE I. Aeroelastic analysis of a flexible airfoil with a freeplay non-linearity[J]. Journal of Sound and Vibration, 1996, 193(4): 823-846.
- [5] 张伟伟,叶正寅. 基于当地流活塞理论的气动弹性计算方法研究[J]. 力学学报, 2005, 37(5): 632-639.
- [6] ASHLEY H. Piston theory-a new aerodynamic tool for the aeroelastician[J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 2012, 23(12): 1109-1118.

(下转第 76 页)

由实验数据分析可知,在误差允许的范围内,本系统能够检测信标信号用于识别卫星,并将检测的信号强度传输给天线控制系统,为控制天线指向作参考;在卫星跟踪阶段,通过 FFT 实时纠正频偏,可使频率偏移值稳定在 1 kHz 以内,提高了卫星跟踪时通信的精度及稳定性。

#### 4 结束语

为提高移动通信在卫星跟踪阶段的精度和稳定性,本文提出了基于 FFT 的信号检测识别方案,系统设计简单实用,其成本和复杂度都远低于信标机。创新之处在于在卫星跟踪阶段利用 FFT 实时纠正频偏,使得频偏稳定在一定范围内,提高了卫星跟踪阶段通信的精度和稳定性,同时本系统通过检测信标信号识别卫星,保证了高识别率的特性,整个系统结构简单,易于实现,具有广阔的应用前景。

#### 参 考 文 献

- [1] 裴立业. 卫星信号自动检测与识别技术研究[D]. 郑州:解放军信息工程大学,2013.
- [2] 王博,李锋,焦海松,等. 北斗接收机主要指标测试方法与分析[J]. 导航定位学报,2015,3(2):19-23.
- [3] 刘冰,卢伟. 卫星干扰信号识别与测量系统设计[J]. 中国新通信,2012,14(6):75-77.
- [4] 李学军. 基于 DVB-S 的“动中通”卫星信号检测系统[J]. 计算机光盘软件与应用,2014(9):275-276.
- [5] PULLELA R, CHANG G, RAMESH S. Method and system for guard band detection and frequency offset detection; US 20150256248[P]. 20150910.
- [6] 陈茹梅,张晔,姚乐乐. 基于 FFT 的卫星遥测数据载波捕获方法[J]. 电子设计工程,2017,25(5):103-106.
- [7] COLAVOLPE G, FOGGI T, UGOLINI A, et al. A highly efficient receiver for satellite-based automatic identification system signal detection[C]//Advanced Satellite Multimedia Systems Conference and the 13th Signal Processing for Space Communications Workshop, IEEE, 2014:120-127.
- [8] 祁东杰. 大频偏、高动态扩频信号捕获跟踪技术及其 FPGA 实现[D]. 北京:北京理工大学,2015.
- [9] 唐崇楠. 基于 FPGA 的数字信标接收机设计[D]. 南京:南京邮电大学,2012.
- [10] 魏婵娟,张春水,闻长远,等. 卫星导航信号并行频率搜索频点修正 FFT 方法研究[C]//中国卫星导航学术年会,西安,2015:43-48.
- [11] YAN K, ZIEDAN N I, ZHANG H, et al. Weak GPS signal tracking using FFT discriminator in open loop receiver[J]. GPS Solutions, 2016, 20(2):225-237.
- (上接第 72 页)
- [7] 张中华,李鹏松,付景超. 基于中心流形理论的小水电并网系统 Hopf 分岔分析[J]. 振动与冲击,2015,34(2):50-54.
- [8] RAY A, WU M K, DAI X, et al. Damage-mitigating control of space propulsion systems for high performance and extended life[C]//The 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1993:2080-2093.
- [9] LI D, CHEN T, MARQUEZ H J, et al. Damage modeling and life extending control of a boiler-turbines system[C]//Proceedings of the American Control Conference, IEEE, 2003:2317-2322.
- [10] 谢金标,姚卫星. 疲劳 S-N 曲线拟合的双加权最小二乘法[J]. 宇航学报,2010,31(6):1661-1665.
- [11] 吴志强,张建伟. 二元机翼极限环颤振复杂分岔[J]. 工程力学,2008,25(2):52-55.
- [12] 郑国勇,杨翊仁. 结构非线性机翼的超音速和高超音速颤振[J]. 西南交通大学学报,2007,42(5):578-582.
- [13] CAPLIN J, RAY A, JOSHI S M. Damage-mitigating control of aircraft for enhanced structural durability[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2001, 37(3):849-862.
- [14] DOWLING N E. Mean stress effects in stress-life and strain-life fatigue[R]. Warrendale;SAE Technical Paper, 2004.
- [15] 杨超,许赞,谢长川. 高超声速飞行器气动弹性力学研究综述[J]. 航空学报,2010,31(1):1-11.
- [16] BOLLER C, SEEGER T. Materials data for cyclic loading: low-alloy steels[M]. Amsterdam;Elsevier, 2013.
- [17] 殷之平,谢伟. 结构疲劳与断裂[M]. 西安:西北工业大学出版社,2012.