

文章编号:1674-8190(2021)04-099-06

某型飞机操纵面间隙非线性颤振时域分析

章飞¹,程芳²

(1.中航西飞民用飞机有限责任公司 工程技术中心,西安 710089)

(2.航空工业第一飞机设计研究院 强度设计研究所,西安 710089)

摘要: 操纵面间隙作为一种常见的结构非线性,是由飞机设计、制造、装配等众多环节产生,有可能引起极限环振荡(LCO)。极限环振荡通常表现为等幅振动,如果其振幅过大,也会影响机体结构完整性,引发结构失效。本文对操纵面间隙非线性颤振的时域分析方法进行研究,采用时域分析方法计算某型飞机的非线性颤振响应,并与频域描述函数法计算结果进行对比分析。结果表明:极限环振荡的临界速度和频率基本一致,时域分析方法能够准确计算全机操纵面间隙的非线性颤振临界速度,用来预测操纵面的极限环振荡是可行的,可以将其作为民用飞机适航符合性验证的理论分析方法之一。

关键词: 操纵面;间隙;非线性;极限环振荡;颤振;时域

中图分类号: V215.3⁺4

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2021.04.11

文献标识码: A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Nonlinear Flutter Time-domain Analysis of Control Surfaces with Freeplay in a Certain Airplane

ZHANG Fei¹, CHENG Fang²

(1. Engineering Technology Center, AVIC XAC Commercial Aircraft Co., Ltd., Xi'an 710089, China)

(2. Department of Strength Design, AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

Abstract: The freeplay of control surfaces is one of typical types of structural nonlinearity, which is caused by design, manufacture, assembly, and it may easily lead to the limit cycle oscillation (LCO). LCO is usually shown as equal amplitude vibration, and it may influence the integrity of structure and cause structural failure if the amplitude is too large. Nonlinear flutter analysis method in time domain for control surface with freeplay is investigated and used to compute the nonlinear flutter result of certain aircraft. The calculation result is compared with that achieved by frequency domain method. The results show that the critical flutter velocity of LCO is good compliance with frequency. The time domain analysis method can precisely calculate the nonlinear critical velocity of aircraft control surface freeplay, and is feasible to predict the LCO of control surface, which can also be a method to verify if it meets the airworthiness standards.

Key words: control surface; freeplay; nonlinearity; LCO; flutter; time domain

收稿日期:2020-11-23; 修回日期:2021-04-13

通信作者:章飞, zhangfeijt@126.com

引用格式:章飞,程芳.某型飞机操纵面间隙非线性颤振时域分析[J].航空工程进展,2021,12(4):99-104.

ZHANG Fei, CHENG Fang. Nonlinear flutter time-domain analysis of control surfaces with freeplay in a certain airplane[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(4): 99-104. (in Chinese)

0 引言

现代飞机操纵面驱动系统通常采用伺服控制操纵系统,这种操纵系统是不可逆的^[1-2]。实际上操纵面与不可逆装置之间会有间隙的存在^[3-5],随着速度的增加,操纵面会发生非线性气动弹性响应,即操纵面发生极限环振荡^[6-9]。这种由于气动和/或结构的非线性影响形成的极限环颤振,不像常见的颤振那样具有破坏性,通常表现为等幅振动,如果其振幅过大,也会影响机体结构完整性,引发结构失效。对于采用不可逆操纵面设计的民用飞机,在适航取证过程中需满足 CCAR 25.629^[10]“在气动弹性包线内不得出现任何气动弹性不稳定现象”的要求^[11]。按照咨询通告 AC 25.629-1B 第 6.3.4 节的要求,可以将操纵面间隙的影响等效成操纵刚度的变化来进行颤振分析^[12]。

Ni K 等^[13]、Hu P 等^[14]基于 CFD/CSD 耦合技术分析含有间隙非线性的全动平尾极限环振荡,计算结果与试验数据一致,但是 CFD/CSD 耦合技术要求建模精度高,同时计算量庞大。描述函数法是从频率域的角度研究非线性控制系统稳定性的一种高效的等效线性化方法,是求解非线性颤振常用的方法。Tang D M 等^[15]应用描述函数法求解直升机叶片的非线性颤振,将结果和数值计算及试验数据进行了比较,验证了描述函数法解的有效性;陈文等^[11]对常用的间隙非线性颤振分析方法的优缺点进行了总结,并提出基于地面共振试验的结果获得等效操纵刚度,使用改进的描述函数法分析得到临界发散速度,其结果与颤振风洞试验结果是一致的,虽然方法可行,计算结果准确,但是不能得到详细的振动特性。目前,行业内对间隙非线性颤振的研究大都基于二元机翼模型,对全机模型的间隙非线性颤振研究鲜见。

本文通过对间隙非线性颤振时域分析方法的研究,以某型民用飞机为例,计算全机带操纵面间隙的极限环振荡结果,分析飞机在不同速度下受扰后操纵面间隙引起的极限环振荡响应历程及特性,并与频域描述函数法计算结果进行对比分析。

1 间隙非线性颤振时域分析方法

考虑典型的中心间隙型非线性环节,如图 1 所示,其中 α 为偏转角, M 为回复力矩, K_a 为线性操纵刚度,间隙值为 2δ 。在对称间隙区间 $[-\delta, \delta]$ 内,对应操纵刚度为 0,操纵面自由旋转;而在该区间外对应线性操纵刚度。该模型可表述为分段线性函数^[16-17]如式(1)所示。

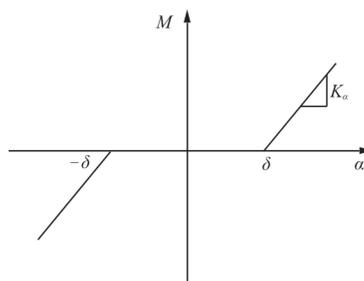


图 1 中心间隙型操纵刚度

Fig. 1 Control stiffness of central freeplay

$$M(\alpha) = \begin{cases} K_a(\alpha + \delta) & (\alpha < -\delta) \\ 0 & (-\delta \leq \alpha \leq \delta) \\ K_a(\alpha - \delta) & (\alpha > \delta) \end{cases} \quad (1)$$

忽略结构阻尼影响,考虑单个操纵面自由间隙时的结构运动方程如式(2)所示。

$$\begin{cases} \overline{M}\ddot{X} + \overline{K}_f X - \overline{K}_f \delta = q_\infty \overline{Q} X & (\alpha > \delta) \\ \overline{M}\ddot{X} + \overline{K}_0 X = q_\infty \overline{Q} X & (-\delta \leq \alpha \leq \delta) \\ \overline{M}\ddot{X} + \overline{K}_f X + \overline{K}_f \delta = q_\infty \overline{Q} X & (\alpha < -\delta) \end{cases} \quad (2)$$

式中: \overline{K}_f 为线性情况下的刚度矩阵; \overline{K}_0 为将 \overline{K}_f 在操纵面偏转自由度对应的元素置 0 后的刚度矩阵。

将 $X = \Phi \cdot \xi$ 代入式(2),得到模态坐标表示的气动弹性运动方程如式(3)所示。

$$\begin{cases} \overline{M}\ddot{\xi} + \overline{K}_f \xi - \phi^T \overline{K}_f \delta = q_\infty \overline{Q} \xi & (\alpha > \delta) \\ \overline{M}\ddot{\xi} + \overline{K}_0 \xi = q_\infty \overline{Q} \xi & (-\delta \leq \alpha \leq \delta) \\ \overline{M}\ddot{\xi} + \overline{K}_f \xi + \phi^T \overline{K}_f \delta = q_\infty \overline{Q} \xi & (\alpha < -\delta) \end{cases} \quad (3)$$

式中: X 为物理向量; Φ 为模态振型矩阵; \overline{M} 为广义质量矩阵; \overline{K}_0 和 \overline{K}_f 分别为 $|\alpha| \leq \delta$ 和 $|\alpha| > \delta$ 时的广义刚度矩阵; \overline{Q} 为广义气动力系数矩阵。

如果考虑两个操纵面同时存在中心型间隙的情况(比如具有对称布局的副翼或升降舵),其结构运动方程如式(4)所示。

$$\left\{ \begin{array}{l} \overline{M}\ddot{\xi} + \overline{K}_0\xi - q_\infty\overline{Q}\xi = 0 \quad (|\alpha_R| \leq \delta_R, |\alpha_L| \leq \delta_L) \\ \overline{M}\ddot{\xi} + \overline{K}_R\xi - q_\infty\overline{Q}\xi = \phi^T K_f \{ \dots 0 \dots \delta_L \dots \}^T \quad (|\alpha_R| \leq \delta_R, \alpha_L > \delta_L) \\ \overline{M}\ddot{\xi} + \overline{K}_R\xi - q_\infty\overline{Q}\xi = \phi^T K_f \{ \dots 0 \dots -\delta_L \dots \}^T \quad (|\alpha_R| \leq \delta_R, \alpha_L < -\delta_L) \\ \overline{M}\ddot{\xi} + \overline{K}_L\xi - q_\infty\overline{Q}\xi = \phi^T K_f \{ \dots \delta_R \dots 0 \dots \}^T \quad (\alpha_R > \delta_R, |\alpha_L| \leq \delta_L) \\ \overline{M}\ddot{\xi} + \overline{K}_L\xi - q_\infty\overline{Q}\xi = \phi^T K_f \{ \dots \delta_R \dots \delta_L \dots \}^T \quad (\alpha_R > \delta_R, \alpha_L > \delta_L) \\ \overline{M}\ddot{\xi} + \overline{K}_L\xi - q_\infty\overline{Q}\xi = \phi^T K_f \{ \dots \delta_R \dots -\delta_L \dots \}^T \quad (\alpha_R > \delta_R, \alpha_L < -\delta_L) \\ \overline{M}\ddot{\xi} + \overline{K}_L\xi - q_\infty\overline{Q}\xi = \phi^T K_f \{ \dots -\delta_R \dots 0 \dots \}^T \quad (\alpha_R < -\delta_R, |\alpha_L| \leq \delta_L) \\ \overline{M}\ddot{\xi} + \overline{K}_L\xi - q_\infty\overline{Q}\xi = \phi^T K_f \{ \dots -\delta_R \dots \delta_L \dots \}^T \quad (\alpha_R < -\delta_R, \alpha_L > \delta_L) \\ \overline{M}\ddot{\xi} + \overline{K}_L\xi - q_\infty\overline{Q}\xi = \phi^T K_f \{ \dots -\delta_R \dots -\delta_L \dots \}^T \quad (\alpha_R < -\delta_R, \alpha_L < -\delta_L) \end{array} \right. \quad (4)$$

式中: δ_L, δ_R 分别为左、右操纵面的自由间隙; \overline{K}_0 、 \overline{K}_L 、 \overline{K}_R 、 \overline{K}_f 分别为两侧间隙、单独左侧间隙、单独右侧间隙以及无间隙时的广义刚度矩阵。

用最小状态法对式(4)的气动力系数矩阵 \overline{Q} 进行有理函数拟合, 将频域方程转化成时域状态空间方程, 然后进行数值求解。

$$Q(s) = A_0 + \frac{L}{V} A_1 s + \frac{L^2}{V^2} A_2 s^2 +$$

$$D \left(I s - \frac{V}{L} R \right)^{-1} E s \quad (5)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} A_{ae} = \begin{bmatrix} 0 & I & 0 \\ -\overline{M}^{-1} (K - q_\infty A_0) & \overline{M}^{-1} \left(\frac{q_\infty L}{V} A_1 \right) & q_\infty \overline{M}^{-1} D \\ 0 & E & \frac{V}{L} R \end{bmatrix} \\ B_{ae} = \begin{bmatrix} 0 \\ \overline{M}^{-1} \Phi^T K_f \{ e_R \ e_L \} \\ 0 \end{bmatrix} \end{array} \right. \quad (7)$$

式(7)中, $\overline{M} = \overline{M} - q_\infty \left(\frac{L}{V} \right)^2 A_2$, K 根据式(4)的操纵面偏角 α 所在范围确定, e_L, e_R 分别为左、右操纵面的单位偏转移向量, 取值为

$$e_L(i) = \begin{cases} 0 & (i \neq i_L) \\ 1 & (i = i_L) \end{cases}, \quad e_R(i) = \begin{cases} 0 & (i \neq i_R) \\ 1 & (i = i_R) \end{cases}$$

式(6)中的 U_{ae} 为间隙偏移量, 根据式(4)得到:

式中: s 为拉普拉斯变量; L 为参考长度; V 为飞行速度; A_0, A_1, A_2, D, E 为拟合矩阵; R 为滞后根矩阵。

将频域方程转化成时域状态空间方程:

$$\dot{X}_{ae} = A_{ae} X_{ae} + B_{ae} U_{ae} \quad (6)$$

式中: X_{ae} 为气动弹性系统状态变量; U_{ae} 为间隙偏移量; A_{ae} 和 B_{ae} 分别为时域空间的系数矩。

$$\left\{ \begin{array}{l} U_{ae} = \{0, 0\}^T \quad (|\alpha_R| \leq \delta_R, |\alpha_L| \leq \delta_L) \\ U_{ae} = \{0, \delta_L\}^T \quad (|\alpha_R| \leq \delta_R, \alpha_L > \delta_L) \\ U_{ae} = \{0, -\delta_L\}^T \quad (|\alpha_R| \leq \delta_R, \alpha_L < -\delta_L) \\ U_{ae} = \{\delta_R, 0\}^T \quad (\alpha_R > \delta_R, |\alpha_L| \leq \delta_L) \\ U_{ae} = \{\delta_R, \delta_L\}^T \quad (\alpha_R > \delta_R, \alpha_L > \delta_L) \\ U_{ae} = \{\delta_R, -\delta_L\}^T \quad (\alpha_R > \delta_R, \alpha_L < -\delta_L) \\ U_{ae} = \{-\delta_R, 0\}^T \quad (\alpha_R < -\delta_R, |\alpha_L| \leq \delta_L) \\ U_{ae} = \{-\delta_R, \delta_L\}^T \quad (\alpha_R < -\delta_R, \alpha_L > \delta_L) \\ U_{ae} = \{-\delta_R, -\delta_L\}^T \quad (\alpha_R < -\delta_R, \alpha_L < -\delta_L) \end{array} \right. \quad (8)$$

给方程(6)中的向量 X_{ac} 施加任意扰动,采用四阶龙格库塔法在时域内求解该方程,可以得到操纵面偏角乃至全机各点位移的响应历程。

2 算例分析

2.1 模型

以某型民机为例,对于能够准确计算剖面刚心和刚度的部件,如机身、机翼、垂尾、平尾等,直接建立单梁模型;而对于翼身连接区等难以准确计算刚度的区域,采用减缩刚度矩阵^[18]的形式来模拟其刚度特性。非定常气动力采用亚声速偶极子格网法模拟,全机气动网格如图2所示,机翼、平尾、垂尾都简化为升力面,机身和发动机简化为细长体和干扰体。



图2 全机气动力模型

Fig. 2 Aerodynamic model of the entire aircraft

采用软件 MD Nastran2010.1 进行振动和气动力计算并提取相关质量、刚度和气动力系数矩阵,计算时取海平面空气密度为 1.225 kg/m^3 。

2.2 计算结果及分析

本文以升降舵间隙、副翼间隙、方向舵间隙为例进行计算(其中左、右升降舵及左、右副翼考虑具有相同中心型间隙的情形,即 $\delta_L = \delta_R = \delta$),计算速度为 $0 \sim 160 \text{ m/s}$ 。

采用描述函数法^[19]计算的间隙非线性颤振特性临界结果与本文时域计算结果对比如表1所示,可以看出:两种方法得出的结果基本一致,针对方向舵间隙两种方法均未出现 LCO。

表1 时域/描述函数法计算结果对比
Table 1 Results comparison of two methods

方法	速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)		频率/Hz		误差/%	
	升降舵	副翼	升降舵	副翼	升降舵	副翼
时域方法	34.00	25.40	4.23	3.36	9	-1
描述函数法	30.95	25.74	4.20	3.29	-1	2

本文以升降舵间隙为例对其间隙非线性颤振计算结果展开说明。升降舵无量纲等效刚度系数与无量纲振幅 α_f/δ 之间的关系曲线如图3所示。

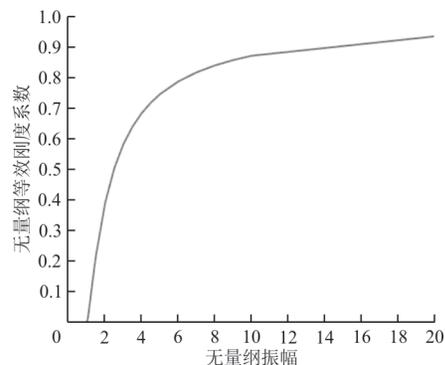


图3 升降舵刚度折减系数曲线

Fig. 3 Stiffness reduction factor curve of elevator

升降舵无量纲极限环振幅随飞行速度的变化如图4所示。

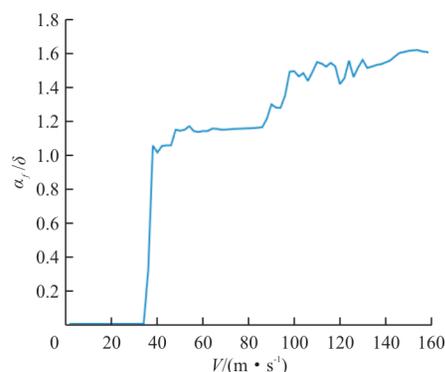


图4 升降舵无量纲极限环振幅随飞行速度变化曲线

Fig. 4 Curve of LOC amplitude v. s. velocity

升降舵极限环频率随飞行速度的变化如图5所示。

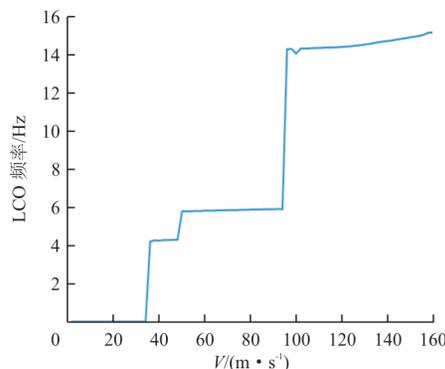


图5 升降舵极限环频率随飞行速度的变化曲线

Fig. 5 Curve of LCO frequency curve v. s. velocity

典型速度下升降舵无量纲偏角时域响应曲线如图6~图8所示。

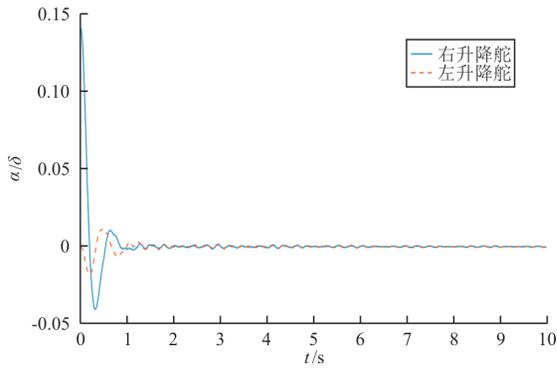


图 6 $V=20$ m/s 的升降舵极限环响应曲线
Fig. 6 Oscillation response history at $V=20$ m/s

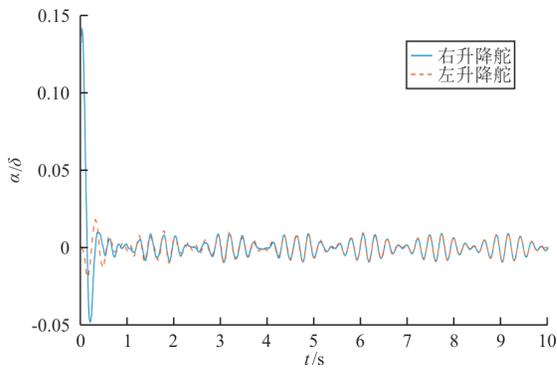


图 7 $V=34$ m/s 的升降舵极限环响应曲线
Fig. 7 Oscillation response history at $V=34$ m/s

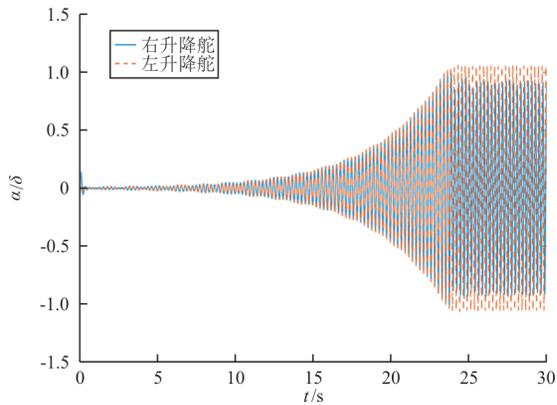


图 8 $V=40$ m/s 的升降舵极限环响应曲线
Fig. 8 Oscillation response history at $V=40$ m/s

从图 6~图 8 可以看出:升降舵从 $V=34$ m/s 开始出现极限环,极限环频率随速度的增大而增大,在 $0 \sim V_D$ 速度范围内无量纲极限环幅值不大于 1.6。

通过频域描述函数法计算的升降舵间隙非线性颤振特性临界结果的 $V-f$ 、 $V-g$ 图如图 9~图 10 所示。

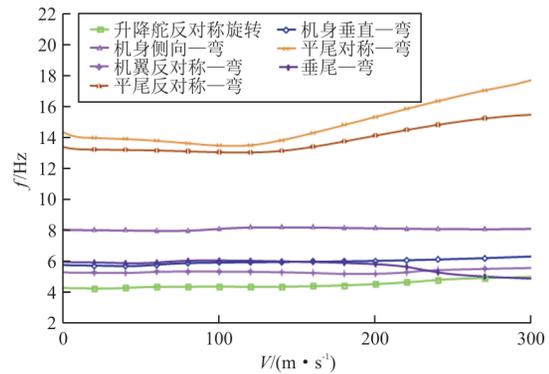


图 9 $V-f$ 图
Fig. 9 $V-f$ curve

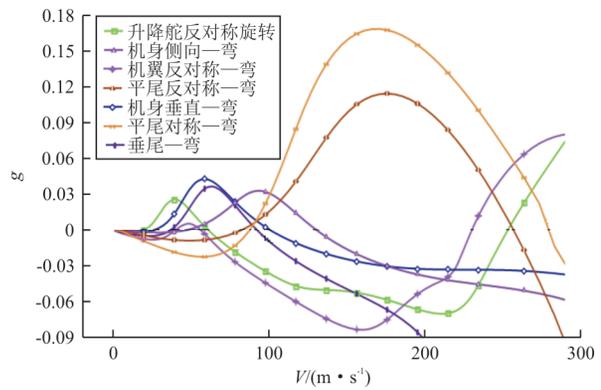


图 10 $V-g$ 图
Fig. 10 $V-g$ curve

从图 9~图 10 可以看出:时域方法计算的临界颤振速度与频域方法计算结果一致,频域方法对应的无量纲等效参数为 0.012。

3 结 论

(1) 操纵面间隙非线性颤振时域分析方法能够预测到 LCO 临界颤振速度,可以直观地得到在飞行包线内操纵面是否有发生极限环振荡的可能。

(2) 操纵面间隙时域与频域非线性颤振特性计算结果一致性符合较好,时域分析法可以用于预测操纵面间隙非线性临界颤振速度,在工程中支持民机气动弹性的适航符合性验证工作。

参 考 文 献

[1] 陈立勇,魏榕祥,黄礼耀,等.不可逆操纵面防颤振设计研究[C]//第十一届全国空气弹性学术交流会会议论文集.昆明:中国空气动力学学会,2009:152-157.
CHEN Liyong, WEI Rongxiang, HUANG Liyao, et al. Study on anti-flutter design of unreversible control surface [C]// Proceedings of the 11th National Conference on Aero-

- elastic Academic Exchange. Kunming: Chinese Aerodynamics Research Society, 2009: 152-157. (in Chinese)
- [2] 郭润江, 霍应元. 大型飞机操纵面颤振设计考虑[C]// 第十一届全国空气弹性学术交流会会议论文集. 昆明: 中国空气动力学学会, 2009: 525-528.
GUO Runjiang, HUO Yingyuan. Consideration of flutter design for control surface of large aircraft[C]// Proceedings of the 11th National Conference on Aeroelastic Academic Exchange. Kunming: Chinese Aerodynamics Research Society, 2009: 525-528. (in Chinese)
- [3] 管德. 飞机气动弹性力学手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1994.
GUAN De. Aircraft aeroelastic mechanics manual[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1994. (in Chinese)
- [4] 胡海岩, 赵永辉, 黄锐. 飞机结构气动弹性分析与控制研究[J]. 力学学报, 2015, 48(1): 1-27.
HU Haiyan, ZHAO Yonghui, HUANG Rui. Studies on aeroelastic analysis and control of aircraft structures[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2015, 48(1): 1-27. (in Chinese)
- [5] 陈识, 李秋彦, 谭光辉. 飞机操纵面间隙非线性对颤振特性的影响[J]. 应用数学和力学, 2014(s1): 90-94.
CHEN Shi, LI Qiuyan, TAN Guanghui. Influence of control surface with freeplay nonlinearity on flutter characteristics [J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2014(s1): 90-94. (in Chinese)
- [6] 杨智春, 田玮, 谷迎松, 等. 带集中非线性的机翼气动弹性问题研究进展[J]. 航空学报, 2016, 37(7): 2013-2044.
YANG Zhichun, TIAN Wei, GU Yingsong, et al. Advance in the study on wing aeroelasticity with concentrated nonlinearity [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(7): 2013-2044. (in Chinese)
- [7] YANG Z C, ZHAO L C. Analysis of limit cycle flutter of an airfoil in incompressible flow [J]. Journal of Sound and Vibration, 1988, 123: 1-13.
- [8] CONNER M D, TANG D M, DOWELL E H, et al. Non-linear behavior of a typical airfoil section with control surface freeplay: a numerical and experimental study [J]. Journal of Fluids and Structures, 1997(11): 89-109.
- [9] TANG D M, DOWELL E H, VIRGIN L N. Limit cycle behavior of an airfoil with a control surface [J]. Journal of Fluids and Structures, 1998(12): 839-858.
- [10] 中国民用航空局. 运输类飞机适航标: CCAR-25-R4[S]. 北京: 中国民用航空局, 2011.
Civil Aviation Administration of China. Transport category airplanes: CCAR-25-R4 [S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2011. (in Chinese)
- [11] 陈文, 窦忠谦, 何俊, 等. 基于地面共振试验的操纵面间隙非线性颤振分析方法[J]. 振动与冲击, 2020(16): 75-80.
CHEN Wen, DOU Zhongqian, HE Jun, et al. A numerical method based on ground vibration test for flutter analysis of the control surface with freeplay nonlinearity [J]. Journal of Vibration and Shock, 2020(16): 75-80. (in Chinese)
- [12] FAA. Aeroelastic stability substantiation of transport category airplane AC No. 25.629-1B[R]. US: FAA, 2014.
- [13] NI K, HU P, ZHAO H, et al. Flutter and LCO of an all-movable horizontal tail with freeplay [C]// AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference. US: AIAA, 2012: 1-10.
- [14] HU P, ZHAO H, XUE L, et al. High-fidelity modeling and simulation of flutter/LCO for all-movable horizontal tail with free-play [C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. US: AIAA, 2011: 1-6.
- [15] TANG D M, DOWELL E H. Flutter and stall response of a helicopter blade with structural nonlinearity [J]. Journal of Aircraft, 1992, 29: 953-960.
- [16] 李毅, 杨智春, 金伟. 操纵面非线性气动弹性响应引起的结构疲劳损伤分析方法研究[J]. 振动与冲击, 2015, 34(11): 41-45.
LI Yi, YANG Zhichun, JIN Wei. Analysis method of structural fatigue damage induced by nonlinear aeroelastic response of control surface [J]. Journal of Vibration and Shock, 2015, 34(11): 41-45. (in Chinese)
- [17] 陈兆林, 杨智春, 徐琰. 间隙非线性刚度对舵面振动特性和颤振特性的影响研究[C]// 第十五届全国空气弹性学术交流会会议论文集. 大连: 中国空气动力学学会, 2017: 180-182.
CHEN Zhaolin, YANG Zhichun, XU Yan. Study on the influence of freeplay nonlinear stiffness on the vibration characteristics and flutter characteristics of the control surface [C]// Proceedings of the 15th National Conference on Aeroelastic Academic Exchange. Dalian: Chinese Aerodynamics Research Society, 2017: 180-182. (in Chinese)
- [18] 张驰. 基于Gujan法的有限元模型缩聚技术研究[J]. 装备制造技术, 2013(1): 153-154.
ZHANG Chi. Finite elements reduction based on Gujan method [J]. Equipment Manufacturing Technology, 2013(1): 153-154. (in Chinese)
- [19] SHEN S F. An approximate analysis of nonlinear flutter problems [J]. Journal of Aerospace Science, 1959, 26: 25-32.

作者简介:

章 飞(1986—),男,硕士,工程师。主要研究方向:载荷、气弹及民机适航验证技术。

程 芳(1979—),女,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机气动弹性。

(编辑:丛艳娟)