

# 飞机结构气—弹耦合非线性颤振的控制

张晓梅<sup>1</sup>,任勇生<sup>2</sup>

(1. 山西煤炭职业技术学院 计算机信息系,山西 太原 030006;2. 山东科技大学 机械电子工程学院,山东 青岛 266590)

**摘 要:**非线性气动弹性理论研究为先进飞机结构设计提供了理论指导,也为消除和预防不希望发生的气弹不稳定振动奠定必要的基础. 智能材料的应用应是先进飞机颤振抑制技术走向实用化的有效途径. 由于形状记忆合金具有高阻尼、大回复力、大应变容量及其抗疲劳性能强等方面的优势,在今后的颤振抑制应用研究中必将发挥更大作用.

**关键词:**非线性;气弹性动力学;壁板与壳体;极限环震荡;颤振抑制

**中图分类号:**TB53   **文献标志码:**A   **文章编号:**1673-1808(2012)03-0025-05

## 0 引言

飞机结构与气流相互作用,一定条件下会形成气弹耦合自激振荡——颤振(flutter),这种复杂气动力诱发生的气弹动力失稳(发散)现象的发生机理与空气动力、结构弹性特性和惯性特性等因素有关. 从20世纪20年代开始,飞机结构动力学设计中对气弹耦合动力问题研究,已经提出比较明确的要求. 20世纪30年代的航空工程师们首先提出气动弹性(Aeroelasticity)的概念,随后气动弹性理论开始获得较大的发展<sup>[1]</sup>,线性气动弹性力学(结构线性,气动力线性)理论基础开始形成. 1988年Dowell E H教授出版了非线性气动弹性力学比较完整的第一部专著<sup>[2]</sup>,提出了飞机结构非线性气动弹性研究的框架体系. 近年来,航空技术领域对发展新一代高性能飞机的渴求不断增长,具有超高速、超高空和超大型等特殊功能机种的研制在结构强度、动力稳定性等许多方面面临重大挑战<sup>[3-5](1)(2)</sup>,作为指导先进飞机结构动力学设计关键技术之一的非线性气动弹性力学理论及其分析方法研究,开始受到普遍重视. 颤振抑制是振动工程领域的一个重要分支内容,也是非线性气动弹性动力学研究的出发点与归宿. 由于飞机在其服役过程中受环境因素的干扰,颤振的发生在所难免,因而,探索抑制结构非线性颤振的有效方法,使原先不稳定的模态具有所要求的稳定裕度,从而确保系统的可靠性与安全性,具有十分重要的现实意义. 本文将围绕非线性因素、如温度效应对颤振的影响总结与评述,介绍关于飞机结构非线性颤振抑制研究的一些最新进展,并对今后飞机非线性气弹动力学及其颤振抑制发展前景进行展望.

## 1 非线性因素与温度效应

气动弹性系统中的非线性因素,可以来源于飞机结构或者空气动力. 其中,结构非线性有:①集中(局部)非线性(控制面铰链、间隙、干摩擦等),②分布(连续)非线性(几何、材料、屈曲等);空气动力非线性有:①跨音速流中的激波阻力(波阻),②分离流或者大迎角. 非线性气弹耦合响应行为表现为两种基本特征:一是有限幅值的稳态振动——极限环振荡(Limit Cycle Oscillation—LCO),而且无论飞行速度是在低于或者在高于线性系统颤振边界的情况下,LCO对于外界任何扰动都是稳定的. 因此在流速与LCO幅值之间存在

[收稿日期]2011-09-11

[作者简介]张晓梅(1960-),女,山西万荣人,山西煤炭职业技术学院计算机信息系,教授,硕士,研究方向:工程力学的教学及工程力学应用方向的研究;

任勇生(1956-),男,山西洪洞人,山东科技大学机械电子工程学院,教授,博士生导师,研究方向:非线性振动、振动控制、机械系统动力.

如图1所示的定性关系.很明显,非线性效应使 LOC 幅值比线性系统响应幅值有所减小,二是存在如图2所示的另一种形式的响应特征,即对于小扰动稳定的 LCO,在大扰动下将会丧失其稳定性,出现跳跃和迟滞特性,稳定的 LCO 周期可能会演化为分叉和混沌运动.

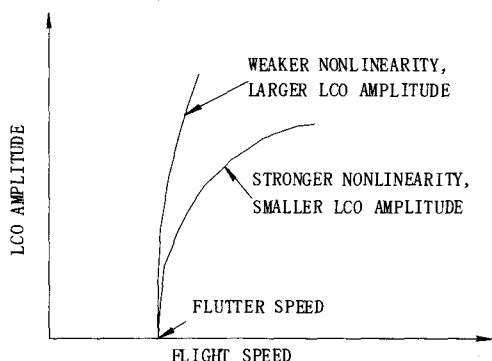


图1 Schematic of LCO response for a benign nonlinearity leading to (only) stable LCO

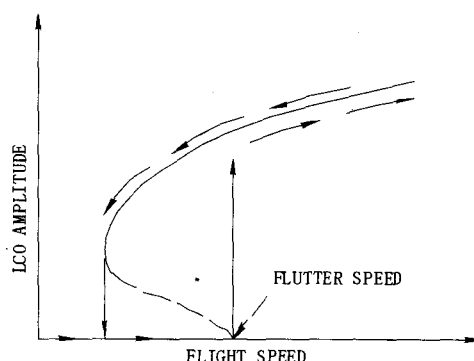


图2 Schematic of LCO response for a detrimental nonlinearity leading to both stable (—) and unstable (---) LCO. Arrows denote path of system response when flight speed is increasing (—) or decreasing (---)

另外,飞机在超音速和高超音速飞行状态下,温度对结构颤振特性的影响不容忽视<sup>[6]</sup>,尤其是对于广泛使用的轻质材料(如纤维增强复合材料)而言,温度对气弹稳定性的作用机理更为重要.温度变化从两个方面影响结构性能,即材料弹性性能随温度变化以及温度变化引起热应力(依赖温度分布及边界条件).Tomar&Gupta<sup>[7]</sup>研究定常热梯度及其温度沿厚度线性变化对正交各向异性矩形板自由振动的影响,研究中仅考虑材料性能随温度变化,结果表明,板的振动频率发生了变化,但变化幅度不大.而 Bailey<sup>[8]</sup>仅考虑温度诱发面内载荷的情形,发现此时振动频率的变化要显著得多.Locke J E<sup>[9]</sup>采用 Ritz 法研究具有可动边界的石墨/环氧正交各向异性板由于材料粘弹性模量随温度改变及其有面内温度载荷产生的动力特性,结果表明,在温度沿 x 方向面内二次函数分布(y 方向及其厚度方向定常)板扰动频率经历先硬化—频率升高后软化—频率降低的变化过程.Houbolt<sup>(3)</sup>研究温度均匀分布二维壁板的屈曲稳定性和颤振边界,Yang & Han<sup>[10]</sup>采用 FEM 研究热屈曲二维壁板线性颤振特性,Xue & Mei<sup>[11]</sup>采用 FEM 及其 Von-Karman 大挠度板理论预测非均匀温度分布条件下热屈曲板的颤振边界的影响,Cheng G F 等<sup>[12]</sup>考虑温度诱发热面力及其热弯矩对超高速大挠度复合材料壁板气弹耦合动稳定性影响问题,模型中也计入气流偏转角和气动阻尼.研究表明,面力产生软化作用,弯矩产生刚化作用,两种作用的综合效应是使颤振边界的减小变得平缓.需要指出的是,目前大多数相关问题研究基本上考虑较多的是温度载荷(热面力,热弯矩)作用效应,很少考虑材料性能随温度变化,特别是对于温度变化相当敏感的树脂基复合材料结构,粘弹性特性对于颤振特性的影响问题,迄今未见有相关报道.

## 2 非线性颤振控制方法

颤振抑制一般有对构件的质量分布及刚度分布特性进行调整的被动设计方法和采用空气动力控制表面调节空气动力流场的主动设计方法两种.被动控制自适应性差而且附加质量对飞行性能会产生不利影响;而主动抑制由于构件柔性导致的气动弹性效应往往削弱控制面的性能使颤振性能变差,于是,只能通过加强构件强度或者再附加其他控制面来进行弥补.主动控制力(力矩)一般由液压系统(伺服气弹装置)提供,能量转换形式复杂(机、电、液),组成部件多(潜在故障点多),液压管网容易受损.而智能材料的出现为飞机结构颤振抑制技术的发展带来新的机遇.采用智能材料抑制飞机结构颤振的一个重要思路是利用埋入结构内部的智能材料驱动体产生控制力(力矩),抵消颤振运动;或者通过改变构件刚度,解耦颤振频率吸收空气动力,从而延迟颤振发生.NASA 兰利研究中心的 Scott<sup>(4)</sup>于 1990 年首次应用压电材料技术抑制小展弦比机翼在超音速中的颤振,Scott & Weiss<sup>[13]</sup>通过比较压电材料与形状记忆合金材料对超音速壁

板线性颤振抑制的性能之后指出, SMA 由于能够诱发产生较大面力, 但响应速度较慢, 适合于构件被动式开关型大幅值颤振抑制; 压电材料由于在诱发产生响应速度快方面的优越性, 更适合于构件的主动式小幅值颤振抑制。上述观点仅仅是初步的, 还需要通过大量的研究来检验。有关压电材料近来在直升机柔性桨叶及其飞机固定机翼线性颤振抑制的实验室研究和部分实际应用成果, 在 Giurgiutiu V 近来的论文中<sup>[14]</sup>给出比较完整的总结。飞机构件非线性颤振抑制研究相对较为缺乏, 而且也仅限于壁板。Lai 等<sup>[5]</sup>用连续型结构模型研究具有压电表层的超音速壁板的大挠度颤振抑制问题, 但只能处理压电材料沿整个板面连续分布以及形状规则的壁板。Zhou R C 等<sup>[15]</sup>采用有限元方法建模研究在壁板表面局部粘有压电片的情形, 其中还考虑板内具有均匀温度变化的影响, 提出由线性系统优化控制理论控制非线性 LCO 运动的策略。其理论根据是, 当时(为临界气动压参数)由于线性系统颤振的不稳定会产生稳定的 LCO 非线性响应, 于是为抑制非线性 LCO 响应, 需要控制线性系统, 使其达到稳定。数值仿真结果表明, 通过压电片的合理配置, 在优化控制增益确定的基础上, 对于范围内的 LCO 响应, 可完全得到抑制。同时也指出, 适当温度下的响应是周期响应, 温度增量较大时, LCO 能够演变为具有跃变特性的混沌运动, 而且抑制效果也随之下降。Moon S H & Kim S J<sup>[16]</sup>近来将压电分流被动控制技术引入壁板非线性颤振抑制研究, 并且与采用压电材料的主动抑制效果进行比较, 结果表明, 在温度变化不大情况下, 两种方法对于 LCO 的抑制效果是相同的, 但是, 当温度升高时, 两种方法的性能都降低, 其中压电分流控制的效果相对差一些。然而, 从实用性角度考虑, 采用压电分流被动阻尼抑制方法的优越性是显而易见的。目前, 先进飞机部件颤振抑制的主要发展趋势是结合结构颤振的特点, 将先进的智能材料结构的理念融入颤振抑制设计, 充分发挥智能材料的优势。常见的智能材料是磁(电)流变液(MR/ER)、压电材料(PZT)和形状记忆合金(SMA)。MR(ER)阻尼性能优异, 常做成阻尼器, 用于颤振半主动抑制<sup>[17-18]</sup>, 但是需要容器, 而且一般要多个阻尼器联合使用, 存在结构安装与重量等问题; PZT 层粘贴结构表面产生驱动力矩常用于颤振主动抑制<sup>[19-21]</sup>, 但它变形量小, 难以提供大冲程作动。Weisshaar T A<sup>[22]</sup>发现部分表面粘贴 SMA 层的壁板的临界颤振速度显著提高。Scoot R C 等人<sup>[23]</sup>发现粘贴 SMA 层产生的面力显著地提高了壁板的面内刚度, 增强了气弹稳定性。Chu LC<sup>[6]</sup>将 SMA 用于抑制超音速复合材料壁板(SSCP)的非线性颤振, 结果表明, SMA 纤维含量及其初始应变的增加有利于扩大颤振边界。Ostachowicz W M 等<sup>[24]</sup>研究了将 SMA 纤维置于基体内的细管的埋设方式下, 对含有结构损伤的SSCP 颤振特性的调节问题和颤振抑制的效果。Park J S 等<sup>[25]</sup>研究了用 SMA 纤维增强的 SSCP 的热后屈曲和颤振特性, 其中考虑了温度对复合材料基体的材料性能的影响。作者从严格的 SMA 受限回复的力学行为的描述出发, 采用 Rayleigh-Ritz 解析法, 建立 SMA 纤维混杂 SSCP 在 SMA 纤维的驱动作用下的颤振性能预测的近似分析模型, 揭示出混杂 SMA 纤维的复合材料层合壁板的一些颤振特性及其 SMA 对壁板颤振的抑制规律<sup>[26]</sup>。

### 3 结论

各种先进飞机, 如大展弦比机翼超高空长航时无人机、最大飞行速度为(马赫数) $>2.0$ 的高速民航机的研制, 以及各种超轻型材料如泡沫复合材料、合成树脂与轻金属的普遍使用, 使得结构、材料和气动力等方面的非线性效应问题日益突出。常规的、以小扰动为基本假设的颤振分析理论, 由于无法揭示非线性气动弹性现象的发生机理, 面对这样一类非线性气弹耦合问题时, 显得无能为力。开展非线性气动弹性理论研究有助于认识与理解各种气弹现象发生的规律及其相互转换条件, 为先进飞机结构设计提供理论指导, 同时也将为消除和预防不希望发生的气弹不稳定振动奠定必要的基础。目前, 飞机气动弹性系统中已成功建模的非线性包括结构间隙非线性与结构几何非线性(小展弦机翼、壁板和大展弦比机翼)、分离流非线性(低马赫数 ONERA 气动力模型)、无粘流激波非线性气动力模型也已用于预测 LCO 响应及其颤振分析。空气动力学的发展离不开风洞实验技术, 实验室空气动力学仍将是非线性气动弹性力学研究与飞机设计的一个基本手段但也是相对薄弱的环节。翼型、大小展弦比机翼和壳体等, 已有模型颤振实验结果<sup>7)[26-28]</sup>, 但相应于跨音波阻非线性气动弹性的实验研究仍然不足。NASA 兰利研究中心科研人员近来的努力将为此提供基础<sup>[29-31]</sup>。大挠度非线性壁板或圆柱壳非线性气弹系统 LCO 响应具有硬弹簧特性, 低于线性颤振边界不存在 LCO。此外, 结构间隙非线性、分离流及波阻非线性气动力引起的 LCO 响应具有软弹簧特性, 无论其低于或者高于线性颤振边界, 都有 LCO 存在, 而且响应具有迟滞特性。非线性响应的性质取决于非线性模

型的类型及其所处的特殊飞行环境与飞行参数. 超音速或者高超音速气流中复合材料壁板的温度效应研究, 通常是将材料看作是弹性的, 很少考虑材料在温度作用下的粘弹性性质, 这显然不利于对温度对壁板非线性颤振特性影响作出合理的解释与正确估计. 非线性气弹动力系统的自由度缩聚, 至今仍普遍沿用线性系统的振型叠加原理, 这种做法的合理性, 尚缺乏严格的理论依据. 非线性效应最一般的结果就是系统出现幅值有限的周期运动 LCO. 虽然非线性限制了 LCO 的幅值, 但随着动压力的增加, 大幅值 LCO 仍会带来结构完整性问题或者给飞行操纵带来困难. 智能材料的应用是先进飞机颤振抑制技术走向实用化的有效途径. 注意到形状记忆合金具有高阻尼、大回复力、大应变容量及其抗疲劳性能强等方面的优势, 在今后的颤振抑制应用研究中必将发挥更大作用.

#### 注释

- (1) Ellis P A, Overview—design of an efficient lightweight airframe structure for the National Aerospace plane, AIAA/ASME/ASCE/ASC, 30th SDM Conf., AIAA Paper 89-1406, Mobile, AL, April 3-5, 1989.
- (2) Soovere J, The effect of acoustic / thermal environments on advanced composite structures, Second International Conf. on Recent Advances in Structural Dynamics, Southampton, England, UK, Inst. of Sound and Vibration Research, Univ. of Southampton and Flight Dynamics Lab., Wright-Patterson AFB, OH, 1984.
- (3) Houbult J C. A study of several aerothermoelastic problems of aircraft structures in high-speed flight, Ph. D. Dissereation, Eidenossiscen Technischen Hochschule, Swiss Federal Inst. Of Technology Zurich, Switzerland, 1958.
- (4) Scott R C, Control of flutter using adaptive materials, M S Thesis, School of Aeronautics and Astronautics, Purdue Univ., west Lafayette, In, May, 1990.
- (5) Lai Z, Xue D Y, and Huang J K, et al, Nonlinear Panel flutter suppression with piezoelectric actuation, Proceedings of the Second Conf. on Recent Advances in Active Control of sound and Vibration ( Blacksburg, VA), Technomic, Lancaster, PA, 1993, 863-874.
- (6) Chu L C. Integrated intelligent structures for suppressing static aerothermoelastic deformations and flutter of panels[R]. AFOSR—TR—95,0053, 1995.
- (7) Dowell E H, Thomas J P and Hall K C, Transonic Limit cycle oscillation analysis using reduced order modal aerodynamic models, AIAA paper 2001-1212, 2001.

#### 参考文献

- [1] Dowell E H. Aeroelasticity of plates and Shell, Noordhoff International Publishing[M]. Leyden: The Netherlands, 1975.
- [2] Dowell E H, Ilgamov M. Studies in nonlinear aeroelasticity[M]. New York: Springer verlag, 1988.
- [3] Bunton R W, Denegri C M Jr. Limit Cycle Oscillation characteristics of Fighter aircraft [J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(5): 916-918.
- [4] Denegri C M Jr. Limit-Cycle Oscillation flight test results of a fighter with external stores[J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(5): 761-769.
- [5] Norton W J. Limit Cycle oscillation and flight flutter testing, Proceedings of the 21st Annual Symposium [J]. Society of Flight Test Engineers, 1990(3): 4-12.
- [6] Vaicaitis R. Nonlinear response and sonic fatigue of National Aerospace space plane Surface Panels [J]. Journal of Aircraft, 1994, 31(1): 10-18.
- [7] Tamar F S, Gupta A K. Thermal effect on frequencies of an orthotropic rectangular plate of linear varying thickness [J]. J. Sound and vibration, 1983, 90(3): 3325-3331.
- [8] Bailey C D. Vibration of thermally Stressed plates with various boundary conditions[J]. AIAA J., 1973, 11(1): 14-19.
- [9] Locke J E. Vibration analysis of heated anisotropic plates with free edge condition[J]. Journal of Aircraft, 1994, 31(3): 696-702.
- [10] Yang T Y, Han A D. Flutter of thermally buckled finite element Panels[J]. AIAA J., 1976, 14(7): 975-977.
- [11] Xue D Y, Mei C. Finite element nonlinear flutter and fatigue life of two-dimensional Panels with temperature effects[J]. Journal of Aircraft, 1993, 30(6): 993-1000.
- [12] Cheng G F, Lee Y Y. Mei C Flow angle, temperature, and aerodynamic damping on supersonic panel flutter stability boundary

- [J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(2): 248~255.
- [13] Scott R C, Weisshaar T A. Panel flutter suppression using adaptive material actuators[J]. Journal of Aircraft, 1994, 31(1): 213~222.
- [14] Giurgiutiu V, Active-materials induced-Strain actuation for aeroelastic vibration control [J]. The Shock and Vibration Digest, 2000, 32(5): 355~368.
- [15] Zhou R C, et al, Suppression of nonlinear Panel flutter with Piezoelectric actuators using finite elements method [J]. AIAA J., 1995, 33(6): 1098~1105.
- [16] Moon S H, Kim S T. Active and passive suppressions of nonlinear panel flutter using element method [J]. AIAA J. 2001, 39(1) 2042~2050.
- [17] Zhao Y H, Sun W, Hu H Y. Flutter suppression of aircraft control surface using MR damper [C]. Proc of ICVE conf, 2002: 597~604.
- [18] 孙伟, 胡海岩. 基于多级磁流度阻尼器的操纵面振动半主动抑制—阻尼设计与实验建模[J]. 振动工程学报, 2005, 18(1): 18~13.
- [19] Zhou R C, Lai Z, Xue D Y et al. Suppression of nonlinear panel flutter with piezoelectric actuators using finite element[J]. AIAA J., 1995, 33(6): 1098~1105.
- [20] Moon S H, Kim S J. Active and passive suppressions of nonlinear panel flutter using finite element method[J]. AIAA J., 2001, 39(11): 2042~2050.
- [21] Moon S H, Kim S J. Suppression of nonlinear composite panel flutter with active/passive hybrid piezoelectric networks using finite element method[J]. Compos Struct, 2003, 59(4): 525~533.
- [22] Weisshaar T A, Sadlowski M J. The effect of SMA micro-actuation on panel flutter[R]. AAE Rept, 92~100. School of Aeronautics and Astronautics, Purdue Univ, West Lafayette Aug 1992.
- [23] Scott R C, Weisshaar T A. Panel flutter suppression using adaptive material actuators [J]. Journal of Aircraft, 1994, 31(1): 213~222.
- [24] Ostachowicz WM, Kaczmarczyk S. Vibrations of composite plates with SMA fibres in a gas stream with defects of the type delamination[J]. Compos Struct. 2001, 54: 305~11.
- [25] Park J S, Kim J H, Moon S H. Thermal Post-buckling and flutter Characteristics of composite plates embedded with shape memory alloy fibers[J]. Composites: Part B, 2005, 36: 627~636.
- [26] 张晓梅, 任勇生, 李磊. 埋入 SMA 纤维的复合材料壁板的气弹稳定性研究[J]. 太原科技大学学报, 2010, 31(6): 497~501.
- [27] Tang D M, Dowell E H. Experimental and theoretical study on flutter and Limit-cycle oscillations of high-aspect-ratio wings[J]. AIAA Journal, 2001, 39(8): 1430~1441.
- [28] Tang D M, James K H, Dowell E H. Limit cycle oscillations of delta wing models in low subsonic flow[J]. AIAA Journal, 1999, 37(11): 1355~1362.
- [29] Scott R C, Hoadley S F, Weiseman C D, et al. Benchmark active controls technology model aerodynamic data [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2000, 23(5): 914~921.
- [30] Bennett R M, Scott R C, Weiseman C D. Computational test cases for the benchmark active model [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2000, 23(5): 922~929.

(编辑 郭继荣)