

复杂跨声速气动弹性现象及其机理分析

张伟伟*, 高传强, 叶正寅

西北工业大学航空学院, 西安 710072

* 联系人, E-mail: aeroelastic@nwpu.edu.cn

2018-02-02 收稿, 2018-03-12 修回, 2018-03-14 接受, 2018-04-23 网络版发表

国家自然科学基金(11622220, 11572252)、工信部民用飞机预研项目(2015-F-016)和飞行器复杂流动与控制“111”引智基地计划(Z2016002)资助

摘要 虽然跨声速颤振、抖振和嗡鸣等问题不是新的研究课题, 但这些跨声速气动弹性问题时常困扰着航空航天飞行器的研制, 这与其复杂性密切相关. 跨声速气动弹性的复杂性源于流动的非线性和非定常特性, 但其中的物理机制仍有待深入研究. 本文以跨声速单自由度颤振、抖振锁频以及机翼弹性特征降低抖振边界等现象为例, 阐述了这些复杂流固耦合现象的诱发机理, 并对其相关性进行了系统性研究. 研究指出, 跨声速状态下的结构大幅振动大多与气动弹性稳定性相关, 线性模型也能够很好地预报一些复杂动力学现象的发生边界. 跨声速气动弹性的复杂性主要源于跨声速状态下流动的稳定性降低, 与经典气动弹性问题相比, 多出了一个流动模态, 流动模态和结构模态之间的耦合常导致跨声速状态下发生特殊的气动弹性现象.

关键词 跨声速气动弹性, 颤振, 抖振, 嗡鸣, 流固耦合

跨声速气动弹性问题是一个长期困扰航空航天型号设计的“拦路虎”, 很多型号在设计阶段甚至服役过程中仍然会遇到各种各样的跨声速气动弹性问题. 跨声速气动弹性的特殊性主要是由于跨声速流动的复杂性所引起的. 在经典的观念中, 跨声速流动的复杂性主要源于跨声速状态下流动控制方程的非线性, 非线性使得经典的线化理论失效. 因此, 20世纪很长时间内跨声速气动弹性研究主要依赖于试验手段. 20世纪末以来, 随着计算流体动力学(computational fluid dynamics, CFD)方法的发展和计算机性能的提高, 数值方法开始应用于全速域流动的数值模拟^[1~3]和跨声速飞行器的设计^[4,5]. 然而, 与气动设计面临的定常空气动力学问题所不同的是, 气动弹性动力学问题涉及的是非定常问题. 非定常、非线性的动力学模拟不仅耗时多, 而且其复杂性远超定常流动问题, Bendiksen^[6]曾针对跨声速非定常流动专门

进行过综述. 跨声速流动的复杂性直接导致了跨声速气动弹性分析的复杂性, 我国航空工业界长期以来大多使用传统的马赫数修正方法对跨声速气动弹性特性进行评估, CFD数值方法并未得到广泛推广.

在经典的专著和教科书中, 跨声速气动弹性动力学问题通常被分为稳定流场中的颤振问题和失稳流动激励的结构抖振问题^[7]. 其中, 飞行器跨声速颤振问题包括两种. 第一种仍然表现为结构模态的耦合失稳, 颤振边界通常在跨声速区出现凹坑, 使得跨声速颤振边界常常成为飞行器低空大表速的约束边界^[8]. 第二种为单自由度颤振^[9,10], 表现为在跨声速区飞行器操纵面会发生绕其刚轴的不衰减的振荡, 俗称操纵面嗡鸣问题, 这是一种特殊颤振, 困扰过很多国内外的型号设计. 与稳定流场下的颤振问题不同, 失稳流动激励下的结构响应又称为抖振问题, 跨声速抖振源于机翼/翼型在跨声速状态下, 由于激波

引用格式: 张伟伟, 高传强, 叶正寅. 复杂跨声速气动弹性现象及其机理分析. 科学通报, 2018, 63: 1095–1110

Zhang W W, Gao C Q, Ye Z Y. The complexity and mechanism of transonic aeroelastic problems (in Chinese). Chin Sci Bull, 2018, 63: 1095–1110, doi: 10.1360/N972018-00151

附面层干扰,在不大的迎角下发生的流动失稳.在经典的气动弹性力学视角下,跨声速抖振被归结为动力学响应问题^[7,11,12].

虽然上述3类跨声速气动弹性动力学问题是航空工程领域的经典课题,但是对其研究的深入程度远不及其他经典气动弹性问题.跨声速气动弹性动力学的复杂性远超现有设计师的理解.例如,跨声速的颤振边界为何对结构和流动参数比较敏感,试验中的分散度很大,计算中对参数和湍流模型也比较敏感.跨声速颤振边界为何会出现不连续现象?跨声速为何会发生单自由度颤振?跨声速抖振状态下,为何会发生结构振动频率不跟随流动抖振频率而锁定于结构固有频率的“锁频”现象?对这些异常现象的解释,人们通常简单地将其归结为非线性所致.然而这些异常现象究竟是不是非线性引起的?即便是,非线性又是如何发生作用的?针对这些疑问,气动弹性力学界尚未能形成清晰的共识.西北工业大学气动弹性研究所近期在国家自然科学基金优秀青年基金、多个面上基金以及装备预研基金的资助下,在跨声速复杂气动弹性现象及其诱发机理方面取得了初步进展,下文将针对跨声速单自由度颤振、跨声速抖振出现的频率锁定以及弹性特征降低抖振边界等现象及其诱发机理进行逐一阐述,并进一步对飞行器跨声速气动弹性故障的本质进行剖析.

1 计算方法与研究算例

1.1 计算方法

本研究中,数值仿真采用本课题组开发的具有自主知识产权的基于有限体积方法的URANS求解程序.二维可压缩URANS控制方程可以表示为

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \mathbf{W} dV + \oint_S \mathbf{E}^i(\mathbf{W}, \mathbf{V}_{\text{grid}}) \cdot \mathbf{n} dS - \oint_S \mathbf{E}^v(\mathbf{W}) \cdot \mathbf{n} dS = \int_V \mathbf{H} dV, \quad (1)$$

其中 $\mathbf{n}$ 为边界单位法向量, $\mathbf{W} = [\rho \ \rho u \ \rho v \ \rho E \ \rho \tilde{v}]^T$ 为守恒变量, ρ 为密度, u, v 分别为 x 和 y 方向的速度分量, E 是总能量, $\tilde{v}$ 是SA湍流模型的工作变量. $\mathbf{E}^i(\mathbf{W}, \mathbf{V}_{\text{grid}})$ 和 $\mathbf{E}^v(\mathbf{W})$ 分别是无黏和黏性通量, $\mathbf{H}$ 是源项.

湍流和平均流动的空间离散和时间积分采用弱耦合方式.无黏通量采用AUSM+二阶格式离散和最

小二乘重构格式,黏性通量采用二阶中心格式离散,湍流模型采用二阶中心格式.时间离散采用双时间推进,伪时间迭代采用高斯-赛德尔迭代.翼型表面采用无滑移边界条件,远场采用黎曼无反射边界条件.由于耦合过程中翼型的俯仰运动,需要用动网格方法确保物面及求解域网格的更新和变形.动网格采用RBF(radial basis function)插值方法,并考虑网格运动造成的几何守恒律问题.具体的数值方法介绍详见文献[13,14].

为了便于剖析跨声速气动弹性的诱发机理,本文通过构建跨声速非定常气动力降阶模型,进而耦合结构运动方程,实现对相关机理的认知,而后通过CFD/计算结构力学CSD(computational structural mechanics)耦合方法对其研究结论进行验证.

采用系统辨识方法建立线性动力学模型.与流动强稳定状态下的气动力建模所不同的是,亚稳定状态和抖振状态下,体现非定常特征的延迟阶数要取得足够高.另外,对跨声速抖振流动构建这样的降阶模型还存在两个难点:(1)模型的建立是基于不稳定定常解的,通常需要采取特殊的策略来获取不稳定定常解;(2)训练过程中存在流动不稳定模态和结构强迫扰动模态的竞争.如何设计合适的训练信号,保证在系统进入非线性前完成训练过程.

本文气动力是在离散空间计算的,因此可以用离散输入输出差分模型描述单输入单输出系统(single-input single-output, SISO)

$$y_a(k) = \sum_{i=1}^{na} A_i y_a(k-i) + \sum_{i=0}^{nb-1} B_i u(k-i), \quad (2)$$

其中 y_a 为系统输出量(力矩系数 C_m), u 为系统的输入量(俯仰角度 θ). A_i 和 B_i 为待辨识的系数矩阵,由最小二乘方法确定. na 和 nb 分别为输出和输入的延迟阶数.

为了便于进行气动弹性稳定性分析,定义状态向量 $\mathbf{x}_a(k)$

$$\mathbf{x}_a(k) = [y_a(k-1), \dots, y_a(k-na), u(k-1), \dots, u(k-nb+1)]^T. \quad (3)$$

将式(2)转化为状态空间模型,则离散空间的气动力状态方程可写为

$$\begin{cases} \mathbf{x}_a(k+1) = \tilde{\mathbf{A}}_a \mathbf{x}_a(k) + \tilde{\mathbf{B}}_a u(k), \\ y_a(k) = \tilde{\mathbf{C}}_a \mathbf{x}_a(k) + \tilde{\mathbf{D}}_a u(k). \end{cases} \quad (4)$$

为了方便和结构运动状态方程耦合,式(4)离散空间的气动力状态方程还需通过双线性变换转化为

连续系统状态空间形式

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_a(t) = \mathbf{A}_a \mathbf{x}_a(t) + \mathbf{B}_a \mathbf{u}(t), \\ \mathbf{y}_a(t) = \mathbf{C}_a \mathbf{x}_a(t) + \mathbf{D}_a \mathbf{u}(t), \end{cases} \quad (5)$$

则流动的稳定性即可通过矩阵 $\mathbf{A}_a$ 的特征值来表示。

引入无量纲仿真时间 $dt = \frac{U_\infty}{b} dt_{\text{physics}}$ ，即按照来流速度和翼型弦长对仿真时间无量纲化，则翼型单自由度俯仰运动方程表示为

$$\ddot{\theta} + k_s^2 \theta = \frac{1}{\pi \mu r_\alpha^2} (2C_m), \quad (6)$$

其中 θ 为俯仰位移； $k_s = \frac{\omega_s b}{U_\infty}$ 为结构俯仰支撑频率按半弦长和来流速度无量纲的减缩频率， ω_s 为俯仰支撑系统的圆频率； $\mu = \frac{m}{\rho b^2}$ 为质量比，其中 m 和 ρ 分别为弹性机翼的质量和来流密度； $r_\alpha^2 = 1.036$ 为无量纲回转半径； C_m 为力矩系数。单自由度俯仰支撑翼型的模型示意图如图1所示，支撑位置在0.224弦线位置处，力矩积分点也选为该点。

引入结构状态变量 $\mathbf{x}_s = [\theta, \dot{\theta}]^T$ ，则结构运动方程式(6)可以表示为如下形式的状态方程：

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_s(t) = \mathbf{A}_s \mathbf{x}_s(t) + \mathbf{q} \mathbf{B}_s \mathbf{y}_a(t), \\ \mathbf{u}(t) = \mathbf{C}_s \mathbf{x}_s(t) + \mathbf{q} \mathbf{D}_s \mathbf{y}_a(t), \end{cases} \quad (7)$$

其中 $\mathbf{A}_s = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -k_s^2 & 0 \end{bmatrix}$ ， $\mathbf{B}_s = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}$ ， $\mathbf{C}_s = [1 \ 0]$ ， $\mathbf{D}_s = [0]$ ，

$$\mathbf{q} = \frac{1}{\pi \mu r_\alpha^2}.$$

由耦合气动力状态方程式(5)和结构状态方程式(7)得到跨声速单自由度俯仰支撑翼型系统的气动弹性状态方程

$$\dot{\mathbf{x}}_{ae}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_s + \mathbf{q} \cdot \mathbf{B}_s \mathbf{D}_a \mathbf{C}_s & \mathbf{q} \cdot \mathbf{B}_s \mathbf{C}_a \\ \mathbf{B}_a \mathbf{C}_s & \mathbf{A}_a \end{bmatrix} \cdot \mathbf{x}_{ae}(t) = \mathbf{A}_{ae} \cdot \mathbf{x}_{ae}(t). \quad (8)$$

通过分析特征矩阵随支撑刚度、质量比等参数的变化规律，就可获得气动弹性系统的稳定性特征和失稳模态的演变规律，进而对跨声速复杂气动弹性现象的诱发机理进行理解。CFD/CSD耦合方法仿真通过交错计算结构运动方程和非定常流场，来获得结构随时间的响应规律，杂交线性多步方法^[15]被用于方程的推进，该方法在保证高阶计算精度的同时不需要增加计算量。CFD/CSD耦合方法由于耗时较

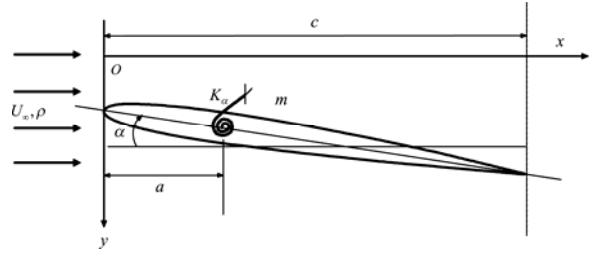


图1 单自由度俯仰支撑翼型系统示意图

Figure 1 Sketch diagram of the single degree of freedom (SDOF) pitching airfoil system

多，主要用于验证特征分析结论的正确性。

1.2 研究算例

选择NACA0012翼型作为研究算例，针对该模型国外完成了详细的跨声速颤振^[16]和抖振^[17,18]的风洞试验，便于考核计算方法的正确性。图2给出了计算网格。图3针对 $Ma=0.7$ ， $Re=3.0 \times 10^6$ 状态，给出了不同迎角下的升力系数脉动幅值，从图中可以清晰判别该状态下的抖振起始迎角为 4.8° ，抖振载荷峰值迎角为 5.5° ，抖振退出迎角为 5.8° 。图4给出了迎角 5.5° 时升力系数和力矩系数响应，通过功率谱分析，抖振减缩频率 k 约为0.196。图5给出了翼型随 Ma 变化的抖振起始迎角边界，图6给出了抖振频率随迎角的变化。通过和实验结果^[18]以及文献计算结果的比较，显示本文计算结果与实验结果吻合得更好。更多的跨声速抖振和颤振的考核算例可参见文献[14,19]。

为了便于研究的系统性，下文针对跨声速单自由度颤振、抖振锁频以及弹性特征对抖振边界的影响进行研究，选择了同一个算例(NACA0012翼型， $Ma=0.7$ ， $Re=3.0 \times 10^6$ ，转轴位置参数 $a=0.224$)的不同迎角状态。喻鸣研究的迎角选择 4.5° ，轻微低于抖振起始迎角 4.8° ；抖振锁频研究的迎角选择在抖振载荷的峰值迎角 5.5° ；弹性支撑对抖振边界的影响研究中，迎角小于 4.8° 。

2 跨声速复杂气动弹性现象及机理分析

2.1 跨声速单自由度颤振

单自由度颤振是一个奇特的流固耦合现象。飞行器的各种操纵面，如副翼、方向舵、升降舵等在跨声速时会发生绕其刚轴的不衰减的旋转运动，就是一个典型的单自由度颤振问题，航空工程中称之为操纵面嗡鸣。早在1947年，美国宇航局(National Aeronautics

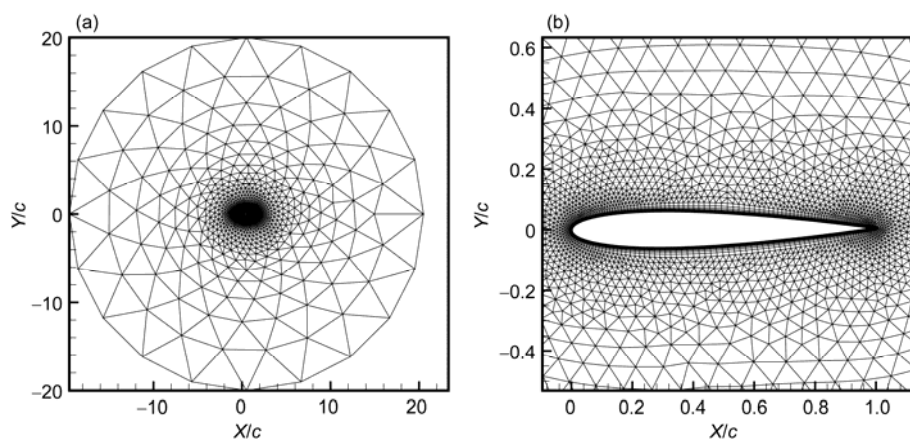


图2 NACA0012翼型计算网格的总体图(a)和局部图(b)

Figure 2 NACA0012 airfoil computational grid. (a) Overview of computational grid; (b) close-up view of the airfoil

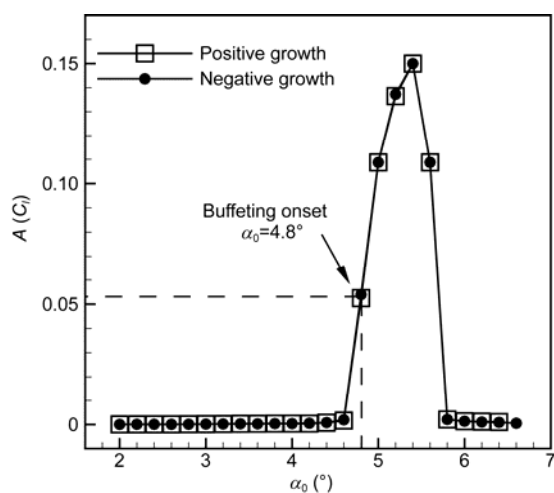


图3 $Ma=0.7$, $Re=3.0 \times 10^6$ 升力系数脉动幅值随迎角的变化趋势

Figure 3 Prediction of buffet onset by the amplitude of the lift coefficient at $Ma=0.7$, $Re=3 \times 10^6$

and Space Administration, NASA)科学家Erickson和Stephenson^[9]就对跨声速嗡鸣现象作了较详细的实验与理论分析,认为嗡鸣与翼型上表面产生的激波以及激波的前后晃动有关.但这个激波晃动与下文的跨声速抖振有着本质不同,嗡鸣问题中的激波晃动是由于结构运动引起的,当结构不动时,流动是定常的.激波的运动与舵面的振动之间存在相角差,Lambourne^[10]认为该相角差所导致的气动力负阻尼效应被认为是嗡鸣产生的主要原因.当时的这一系列实验研究表明,这种单自由度颤振与激波和其相关的附面层分离直接相关,并且与气动力的非线性有关联.但正如Försching^[11]在其著作中指出的,人

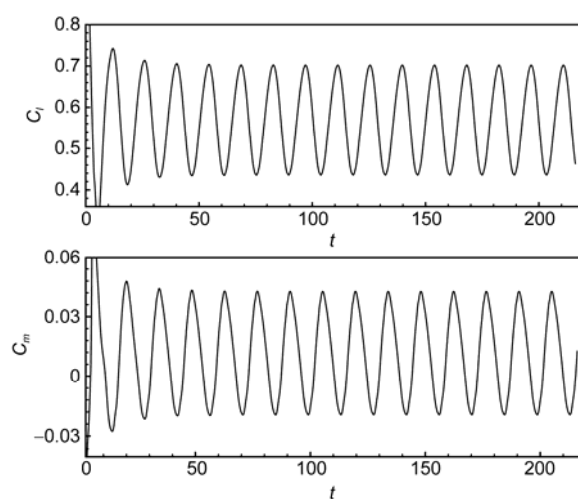


图4 迎角 5.5°时升力系数和力矩系数响应

Figure 4 The lift and moment responses of 5.5°

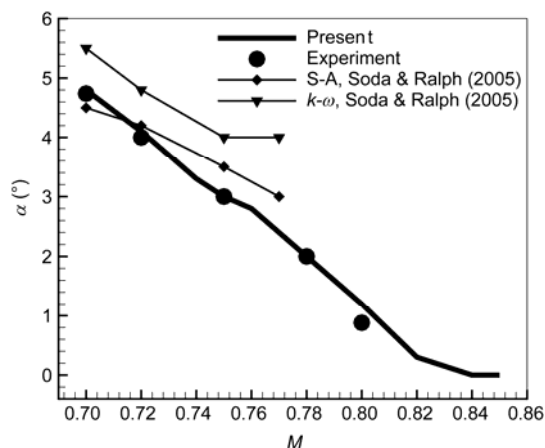


图5 NACA0012翼型跨声速抖振始发边界的比较

Figure 5 Transonic buffet onset boundaries of NACA0012 airfoil

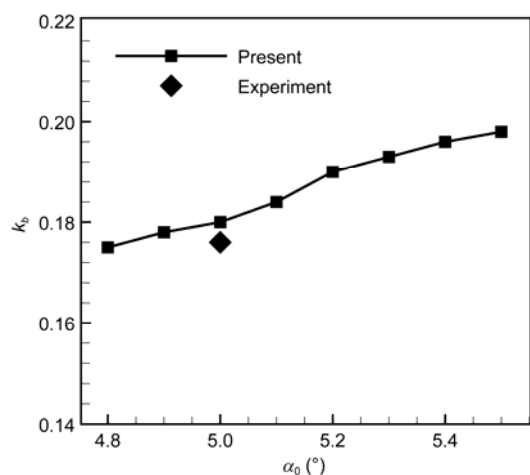


图6 抖振频率随迎角的变化, $Ma=0.7$, $Re=3\times 10^6$

Figure 6 Buffet frequencies changing with angles of attack at $Ma=0.7$, $Re=3\times 10^6$

们对这种颤振现象仍缺乏普遍有效的理论解释。

Bendiksen^[6,20]从翼型定常流的激波站位变化对单自由度颤振发生的 Ma 数范围进行了探讨,在其综述研究中较系统地研究了 Ma 数、迎角、振动减缩频率与嗡鸣发生的相关性,其研究思路仍旧采用强迫运动经典的能量法,并从做功角度进行分析。文中明确指出,虽然单自由度颤振现象的研究很充分,但对其更深入的流固耦合力学触发机制仍为空白。实际上单自由度颤振的发生不仅是流动的问题,与结构的运动模式和刚度密切相关。西北工业大学He等人^[21]则更深入地研究了跨声速气动中心与刚轴位置的相对关系对触发单自由度颤振的重要意义,实质上是关注到了气动力俯仰静导数与嗡鸣触发的相关性,该研究具有重要意义。对于单自由度稳定性问题,从气动静导数角度很方便理解静稳定性变化,但该研究并未交代清楚影响动力学稳定性的原因(嗡鸣的触发)。根据该判据获取的范围与实际嗡鸣发生的边界并不重合,气动中心位置接近或位于刚轴之后仅是嗡鸣发生的一个近似必要条件。另外,该研究也未回答在什么结构固有频率/刚度范围内发生嗡鸣,显然这点对工程设计具有非常重要指导意义。

与从定常/非定常气动力的特征去定性解释单自由度颤振的发生条件所不同,近期本课题组^[22]采用基于CFD技术的非定常气动力降阶方法,从流固耦合的角度对跨声速单自由度颤振触发机理、发生条件以及颤振特性进行了细致的研究,并辅以CFD/CSD耦合方法对典型结果进行验证。研究算例选择俯仰

支撑的NACA0012翼型,研究状态为 $Ma=0.7$, $Re=3\times 10^6$, $\alpha=4.5^\circ$ 。该 Ma 数和 Re 数下,刚硬翼型抖振边界 4.8° ,无因次抖振频率为0.18,俯仰自由度释放后,发生嗡鸣可能的迎角范围 $3.5^\circ\sim 4.6^\circ$ 。该 Ma 数状态下,激波立于全动舵面之上,因此按传统的嗡鸣归类可归为A/B型嗡鸣。图7给出了不同质量比下耦合系统的主要耦合分支随结构固有频率 k_α 变化的根轨迹图。图中可以清晰看出,两个耦合分支,一个是结构分支,一个是流动分支。当结构固有频率靠近流动特征频率时,两个分支耦合,发生“排斥”现象,其中一个分支的特征根穿越虚轴,进入右半平面,耦合系统失稳。结构模态与流动模态的耦合导致的结构模态失稳是触发单自由度颤振的根本原因。系统失稳频率 k_{s-f} 范围受质量比影响较小,约在 $[0.18, 0.42]$ 。

图8给出了该流动状态下随质量比变化频率失稳区域。该区域呈典型的靴型,其左边界 $k_{\alpha-left}$ 增加并逐渐趋近于流动特征频率 $k_f=0.17$;而右边界 $k_{\alpha-right}$ 几乎不随质量比变化,始终在0.42附近。图8中还给出了部分质量比下失稳边界的CFD仿真结果,其与ROM结果吻合很好。文献[14,22]给出了更多CFD方法和ROM方法的对比结果,充分说明了ROM方法的精度和可靠性。

为了进一步分析0.42这个颤振退出频率的物理含义,图9给出了气动模态的伯德图和其零极点分布。

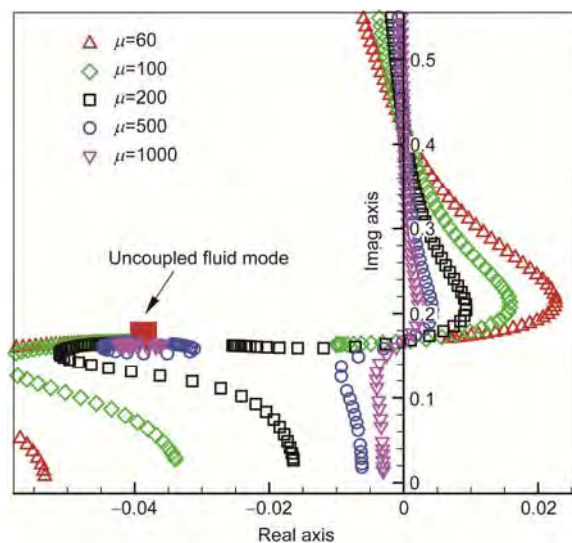


图7 (网络版彩色)NACA0012翼型俯仰单自由度下的气动弹性根轨迹图, $Ma=0.7$, $Re=3\times 10^6$, $\alpha=4.5^\circ$

Figure 7 (Color online) The root loci of the aeroelastic system in the pitching case, NACA0012 airfoil, $Ma=0.7$, $Re=3\times 10^6$, $\alpha=4.5^\circ$

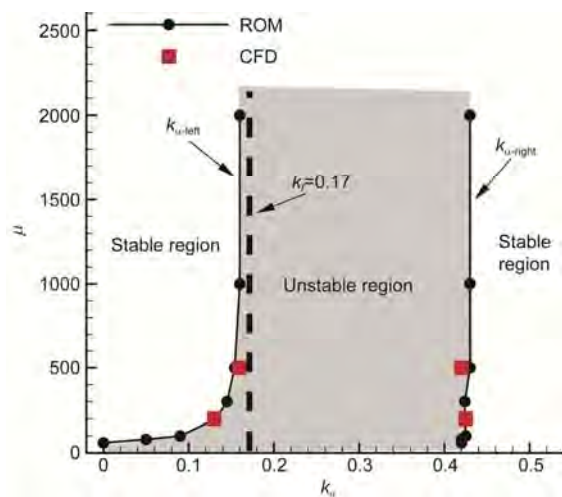


图8 (网络版彩色)颤振边界随质量比的关系, $Ma=0.7$, $Re=3\times 10^6$, $\alpha=4.5^\circ$

Figure 8 (Color online) Flutter boundaries at various mass ratios, $Ma=0.7$, $Re=3\times 10^6$, $\alpha=4.5^\circ$

可以发现, 伯德图的相频曲线预测的系统失稳范围与图8中大质量比状态的失稳频率区域完全一致, 其中下边界 $k_{\alpha}=0.17$ 对应幅频曲线中的极大值, 表示系统的极点, 即该频率下最小的扰动输入, 产生最大的输出, 可以理解为共振频率; 而上边界 $k_{\alpha}=0.42$ 对应幅频曲线中的极小值, 表示系统的零点, 可以相应地理解为反共振频率. 该系统最不稳定零极点分布如图9(b)所示. 虽然系统极点是稳定的, 但是零点是不稳定的, 根据自动控制理论中的零极点关系可以确定, 最终系统在极点频率和零点频率之间发生失稳.

因此, 发生A/B型嗡鸣的结构支撑频率主要介于流动的共振频率(极点频率)和反共振频率(零点频率), 而流固耦合效应在质量比较小时强烈影响失稳下界. 该研究结论虽然是通过俯仰自由度释放的A/B型嗡鸣总结的, 但同样适用于沉浮运动嗡鸣以及更高 Ma 数下的C型俯仰嗡鸣. 与前者不同的是, 沉浮嗡鸣问题中, 流动的零点为零, 而C型俯仰嗡鸣, 流动的极点为零, 因此, 后两种嗡鸣将在极小支撑刚度下开始发生, 增加到极点频率附近退出, 具体的算例分析详见文献[14].

通过上述流固耦合特征分析和数值模拟验证, 发现单自由度颤振的发生需要具备两个基本条件: (1) 流动模态的阻尼较小, 流动模态在流固耦合系统中以关键模态出现, 这是跨声速和分离流状态容易出现的重要原因; (2) 结构固有频率与流动特征频率满足一定的相对关系(结构固有频率介于流动的共振频率和反共振频率之间). 在这一研究视角下, 单自由度颤振和经典的势流中的多自由度颤振可以用统一的模态耦合理论解释. 其不同之处在于, 经典颤振是由于大动压下两个或多个结构模态间的耦合造成的; 而单自由度颤振是一个结构模态和最不稳定流动模态间的耦合造成的.

从更高的层面看, 单自由度颤振并不是跨声速流动独有的现象, 只要具备上述两个条件, 都有可能发生单自由度颤振, 如低速大迎角机翼、低雷诺数亚临界状态下的弹性支撑钝体都可能发生这种单自由

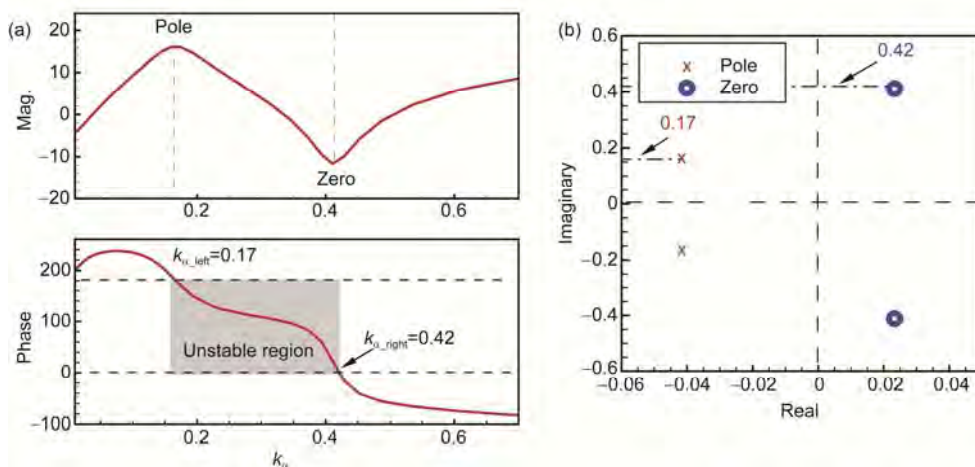


图9 (网络版彩色)开环系统伯德图及其最不稳定零极点分布, $Ma=0.7$, $\alpha=4.5^\circ$. (a) 伯德图; (b) 零极点

Figure 9 (Color online) Bode diagram of aerodynamics and the distributions of poles and zeroes at $Ma=0.7$, $\alpha=4.5^\circ$. (a) Bode diagram; (b) distributions of poles and zeroes

度颤振^[23]。这一研究为理解单自由度颤振提供了新的视角。由于流动模态的引入,许多复杂的气动弹性现象可以得到合理的解释^[23~25]。航空工程中为了防止发生单自由度颤振,需要研究操纵面在典型流动环境下随 Ma 数变化的关键频率边界,画出单自由度颤振走廊,为结构频率设计提供参考。由于单自由度颤振是跨声速状态下的典型气动弹性现象,与流动模态密切相关,因此从气动角度还可开展相关翼型设计工作,减少单自由度颤振的发生范围,为结构刚度设计释放更多空间。

2.2 跨声速抖振中的锁频现象

气动弹性力学中,抖振是另一种引人瞩目的现象。抖振问题的分类方法有多种,在此根据诱发抖振的非定常流动的诱因不同,将抖振暂且分为自诱型抖振和他诱型抖振。并定义自诱型抖振的非定常流是流过抖振部件的流动分离和脉动引起的,而他诱型抖振的非定常流来源于上游部件的尾迹紊流。绕钝体(圆柱、减速板/起落架)的涡致振动、机翼的跨声速抖振、大迎角抖振问题都可归为自诱型抖振。

跨声速流动中,在特定的来流马赫数和迎角组合下由于激波附面层干扰会出现激波的大幅自激振荡现象——跨声速抖振,其本质是流动模态的失稳^[26]。在经典的气动弹性力学著作和教材中,跨声速抖振被定义为不稳定非定常流动作用下的弹性体响应问题。因此,工业界将跨声速抖振问题分解为刚硬结构的气动载荷分析和气动载荷作用下的弹性结构响应分析两个步骤。这一思路极大简化了抖振问题的分析难度,但忽略了结构振荡对流体的反馈作用。故而,结构响应完全蜕变为给定载荷下的动力响应问题,结构的振荡频率将完全由气流抖振频率决定,工程设计中的防抖问题转化为共振问题的规避。正是基于该认识,长久以来跨声速抖振的研究更多关注于刚性静止机翼的抖振边界和抖振脉动载荷的预测。

近年来,一些研究者针对弹性支撑翼型在跨声速抖振流动的气动弹性现象进行研究,发现当结构固有频率与抖振频率接近时,结构振幅较大,且频率不再跟随抖振频率,而是与结构固有频率保持一致,这种反常现象在流固耦合研究领域被成为“锁频”(frequency lock-in)现象^[27~29],目前学界的主流观点认为“锁频”是非线性共振引起的,如 Raveh 和

Dowell^[27]以及德国亚琛工业大学机械工程学院 Hartmann 等人^[28]的观点。然而我们发现共振解释存在很大的局限性^[29],锁频区域并非像共振理论预测的在抖振频率两边对称分布,而是往往偏向于频率较高的一侧;“锁频”阶段的结构最大振幅不是在频率共振点,这些现象都很难从共振角度进行解释。弹性机翼在跨声速抖振流动中出现的大幅振荡且伴随的“锁频”现象,究竟是不稳定流动下的强迫响应,还是有其他的诱发机理?

近期,通过数值模拟、理论建模以及特征分析,揭示了跨声速抖振流动中“锁频”产生的机理^[30]。研究发现模态耦合颤振是这种奇特“锁频”现象的本质诱因。研究算例仍然采用俯仰弹性支撑的 NACA0012 翼型,研究状态为 $Ma=0.7$, $Re=3\times 10^6$, $\alpha=5.5^\circ>4.8^\circ$, 为抖振脉动载荷较强的迎角,抖振频率 $k_f=0.196$, 质量比为 200。图 10(a)和(b)分别给出了耦合模态频率和阻尼随翼型支撑固有频率变化的趋势。图 10(a)的特征分析结果表明,系统耦合失稳频率与结构固有频率非常接近,“锁频”现象发生了,且此时结构模态实部为正,系统失稳。ROM 分析的结构模态失稳范围与图 10(c)中 CFD/CSD 耦合求解的锁频范围③区完全吻合。因此,认为弹性机翼的跨声速抖振完全是由于结构模态与流动模态耦合导致的颤振所致。但与经典的单自由度颤振不同之处在于,其平衡状态的流动是不稳定的。恰恰是因为流动模态的失稳,给流固耦合分析带来了极大的困难,阻碍了人们从稳定性角度去分析跨声速抖振问题,而无奈地选择从响应激励角度去理解。而从模态耦合失稳角度不难理解频率锁定现象的奇特性,也很容易接受发生频率锁定的范围偏向流动特征频率一侧,即结构与流动特征频率比 k_s/k_b (简称频率比)会远远偏离 1:1,本研究算例的频率比上限接近 2.34:1。另外,结构的响应最大振幅点不在频率比 1:1 的共振点也将不难理解,本算例在频率比 1.7:1 附近取得振幅峰值,如图 10(d)所示。结合 ROM 的特征分析与 CFD/CSD 数值模拟的结果,将图 10 中弹性支撑翼型在跨声速抖振流动中的动力学特征归结为 4 个不同的属性。当结构支撑刚度较小时(本算例中 $k_s<0.168$, 低于抖振频率),结构运动表现为外激载荷作用下的响应,结构振幅较小,如图 10(c)中的①区所示;当结构支撑刚度较大时(本算例中 $k_s>0.460$, $k_s/k_b>2.34$),结构运动也表现为外激载荷作用下的响应,结构振幅较小,如图 10(c)中的④区

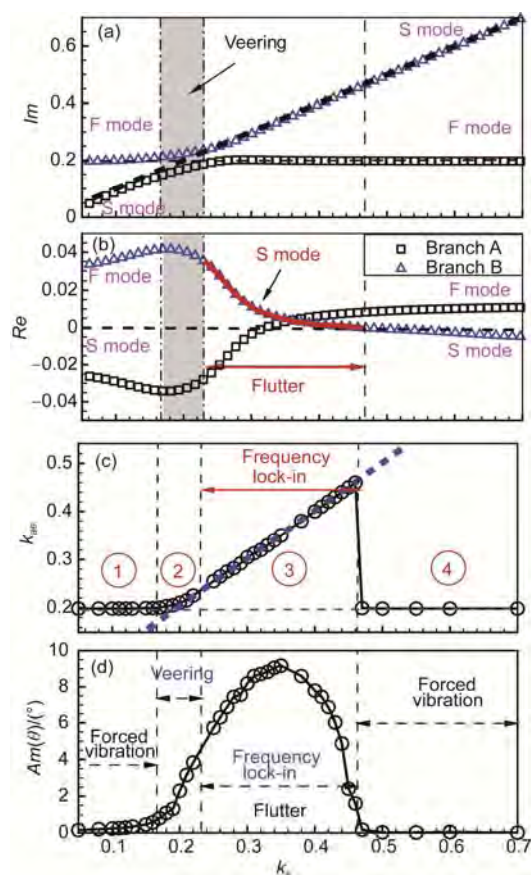


图 10 (网络版彩色)ROM方法得到的随翼型支撑刚度变化的根轨迹虚部(a)和实部(b); CFD/CSD耦合求解的响应频率(c)和响应幅值(d)^[30]
Figure 10 (Color online) (a) Imaginary part of the eigenvalue loci; (b) real part of the eigenvalue loci from the ROM-based aeroelastic model; (c) coupling frequency of the system; (d) oscillating amplitude of the pitching airfoil from the coupled CFD/CSD simulation varying with the natural frequency of the elastic airfoil^[30]

所示;当结构支撑频率高于抖振频率时($1.07 < k_s/k_b < 2.34$),结构振动频率锁定于固有频率附近,振幅较大,锁频现象源于结构模态和流动模态的耦合并导致结构模态失稳所致,如图10(c)中的③区所示;而当结构固有频率与抖振频率接近时,很难分清楚是哪个模态失稳,会存在模态切换,称之为模态转换区,如图10(c)中的②区所示.但当质量比较大时,该现象会消失^[29].

与稳定流动中结构模态间耦合的经典颤振不同,这种导致跨声速抖振锁频的特殊颤振本质上是不稳定分离流下诱发的结构单自由度颤振,即一个结构模态和流动模态耦合,诱导结构模态失稳,并且在失稳的流动模态和结构模态的竞争,失稳的结构运动最终主导了这个动力学系统,导致“锁频”现象.图

11给出了 $\mu=200$, $k_s=0.3$ 起初静止的结构在抖振载荷激励下的响应演变过程.该响应可以分为3个过程.当 $t < 200$ 时,流动特征频率主导系统的响应,响应频率接近刚硬翼型的抖振频率($k_b=0.196$),表现为典型的外激力作用下的响应行为;当 $200 < t < 440$ 时,存在明显的两个频率,通过功率谱分析可见分别对应抖振频率和结构固有频率,这是由于结构模态失稳,振幅随时间逐渐增加,随着时间的推移逐渐占据优势,而流动模态由于过早饱和,所占权重逐渐降低; $t > 440$ 后,结构的响应仍呈现发散趋势,响应频率完全锁定于结构固有频率,“锁频”现象发生了,原先的流动振荡模态完全被结构失稳模态所胁迫,随着时间的进一步推进,响应将进入极限环状态.这一响应历程清晰地显示了流动模态和结构模态同时失稳时,两个模态的竞争和响应演化过程,也验证了特征分析结果的正确性.

图12给出了运用解耦分析方法计算的结构在两个典型阻尼比下随支撑频率变化的结构响应振幅.这种解耦方法事先获取刚硬机翼的脉动载荷,然后再将脉动载荷作为外激力施加到弹性结构上,获取结构的响应振幅.由图12可见,这种解耦方法获取的最大振幅发生在共振点,但所得的结构最大振幅比耦合方法获得的最大振幅小一个量级,并且最大幅值的发生区域也存在极大的偏差.

因此,上述研究不仅对锁频现象的奇妙特征给予了很好的解释,而且颠覆了型号设计中跨声速抖振问题的解耦分析模式,即这种结构大幅振动本质上是流固耦合因素主导的,而不是外激共振现象.研究结论对航空航天领域的结构设计、跨声速抖振抑制具有理论指导价值.

2.3 结构刚度释放对跨声速抖振边界的影响

在流体力学领域,跨声速抖振边界被认为是纯粹的流动稳定性的问题,与来流状态参数(马赫数、迎角和雷诺数)有关.因此,针对跨声速抖振问题的研究,气动弹性力学研究中通常将其分解为刚硬机翼的抖振边界确定、抖振边界之上的脉动载荷获取,以及外激载荷作用下的弹性机翼动响应及其寿命分析.这样的分析流程将研究工作分解为两部分,即流体力学和结构动力学,降低了研究难度和系统的耦合程度,为相关计算或试验研究带来了便利.例如,在跨声速抖振的风洞试验研究中,满足动力学相似

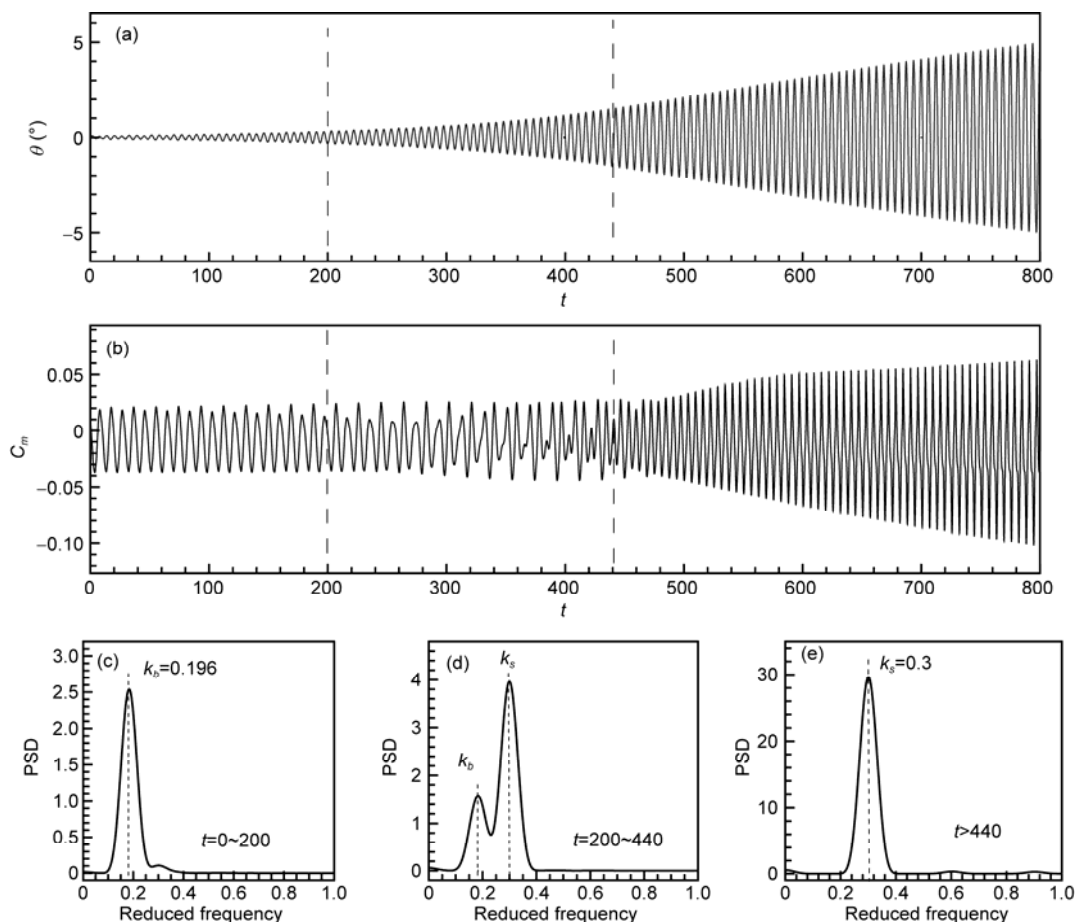


图 11 俯仰角和力矩系数的响应以及典型时段的功率谱分析($Ma=0.7$, $\alpha=5.5^\circ$, $k_s=0.3$). (a) 俯仰角位移响应; (b) 力矩系数响应; (c)~(e) 典型时段的力矩系数功率谱分析

Figure 11 Responses of pitching angle and pitching moment coefficient and the power spectrum density (PSD) analysis towards typical period ($Ma=0.7$, $\alpha=5.5^\circ$, $k_s=0.3$). (a) Response of pitching angle; (b) response of pitching moment coefficient; (c)~(e) PSD results for typical responses

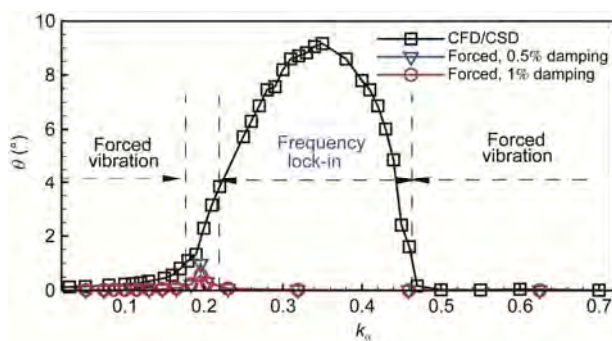


图 12 (网络版彩色)CFD/CSD耦合计算的振动幅值与解耦强迫响应获得的幅值对比

Figure 12 (Color online) The computed pitching amplitudes by CFD/CSD coupled method and uncoupled method

的弹性模型的静强度常常不足, 较大的气动静载荷会破坏结构, 所以风洞试验中也经常采用刚性模型

开展跨声速抖振研究. 在绝大部分跨声速抖振的数值研究中, 也都是刚性静止翼型/机翼开展流动的稳定性与非定常特征分析的, 以便简化研究的复杂度.

在2.2节中, 从抖振响应的方面来看, 当释放结构刚度后, 跨声速抖振发生的锁频现象完全是分离流中因为流固耦合诱发的单自由度颤振, 解耦分析模式将极大地低估振动的烈度并误判故障发生状态. 如果再从抖振边界的角度来看, 跨声速机翼绕流的稳定性仅仅与流动状态(如马赫数、迎角、雷诺数等)有关吗? 流固耦合特征是否会影响弹性结构抖振的边界?

这里所提及的弹性特征对抖振边界的影响并不是源于静气动弹性变形引起的稳态迎角的变化, 而是指刚度释放后, 静气动弹性平衡状态下机翼的绕流稳定性会发生变化. 为了简单地忽略静气动弹性

变形对本研究的干扰,将翼型的扭转刚轴设计到压心附近,并且在流固耦合仿真和分析中减去定常载荷.本研究中的扭转轴定义在 $0.224c$,来流迎角都小于刚性静止翼型的抖振起始迎角.

对于静止翼型,当来流迎角低于抖振始发迎角($\alpha < 4.8^\circ$)时,流动是完全稳定的.但是当释放结构俯仰自由度之后,系统在流固耦合作用下会发生失稳.针对质量比 $\mu=100$,研究结构频率对失稳区域和失稳特性的影响,其中来流状态为 $Ma=0.7$, $Re=3 \times 10^6$.图13给出了结构支撑刚度 $\alpha=4.5^\circ$, $k_\theta=0.13$ 情况下俯仰位移和升力系数随时间的响应,结果表明虽然流动处于亚临界状态,流固耦合效应提前使得动力学系统失稳了.这一失稳模式归结到抖振边界降低,还是跨声速单自由度颤振呢?图14给出了该状态下的响应与 $\alpha=4.5^\circ$, $k_\theta=0.25$ 及 $\alpha=4.8^\circ$, $k_\theta=0.13$ 状态下的对比结果.结果表明无论是幅值特征还是频率特征, $\alpha=4.5^\circ$, $k_\theta=0.13$ 状态与更大迎角下($\alpha=4.8^\circ$, $k_\theta=0.13$)的抖振响应的结果相近,而与 $\alpha=4.5^\circ$, $k_\theta=0.25$ 状态下这种单自由度颤振存在明显差别,具体表现为以下两点:(1)单自由度颤振表现为结构发散、振幅大,而抖振响应的振幅较小;(2)单自由度颤振状态系统响应频率锁定于结构固有频率,而 $\alpha=4.5^\circ$, $k_\theta=0.13$ 状态系统响应频率约为0.192,与固定翼型的抖振特征频率0.18接近.因此,从数值仿真的结果可以定性判断当考虑结构的弹性自由度后,发生了与单自由度颤振所不同的失稳现象,表现为抖振边界的减低.

为了进一步定量分析亚稳定流动状态下,不同

支撑频率对流固耦合失稳特征的影响,运用降阶分析模型对上述失稳模式进行详细的分析.图15给出了耦合系统特征值实部和虚部随结构频率的变化.图中可见系统特征值分为1和2两分支,并且随着结构频率的变化两分支的模式属性发生变化,即发生模态跃迁现象,分支1在 $k_\theta=0.182$ 时由流动模态变为结构模态.因此,耦合系统存在两种失稳模式,即图15中所示的A模式和B模式. A模式中系统表现为结构模态失稳(图15(a)),并且系统响应频率锁定于结构固有频率(图15(b)),表现为单自由度颤振,图15中的方点即对应了图14中 $\alpha=4.5^\circ$, $k_\theta=0.25$ 状态的特征分

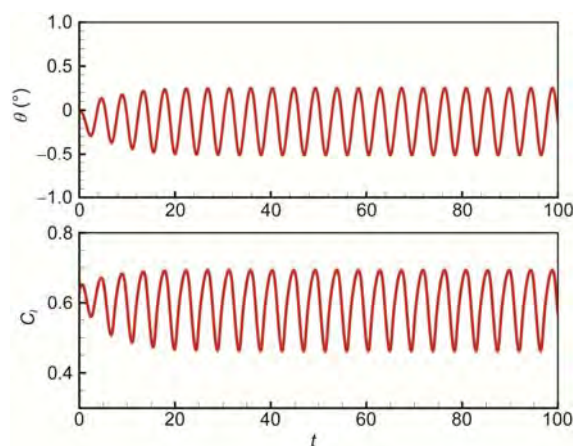


图13 (网络版彩色) $Ma=0.7$, $Re=3 \times 10^6$, $\alpha=4.5^\circ$, $k_\theta=0.13$ 弹性支撑翼型的位移和升力系数响应

Figure 13 (Color online) Responses of the pitching angle and lift coefficient of the elastic sustained airfoil at $Ma=0.7$, $Re=3 \times 10^6$, $\alpha=4.5^\circ$, $k_\theta=0.13$

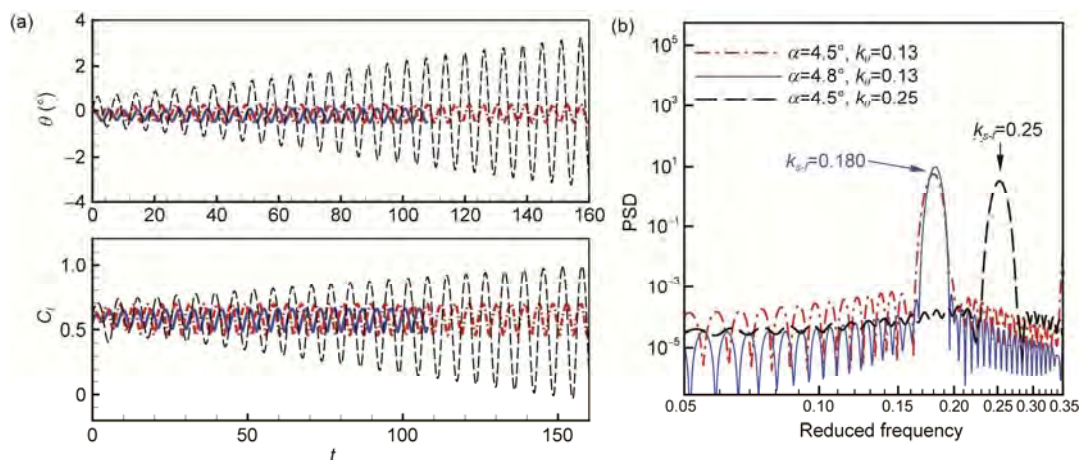


图14 (网络版彩色)不同支撑刚度和迎角下的弹性支撑翼型响应对比. (a) 不同支撑刚度和迎角下的弹性支撑翼型响应; (b) C_L 功率谱分析结果
Figure 14 (Color online) The compared responses of elastic sustained airfoils at different stiffness and angles of attack. (a) Responses of pitching angles and lift coefficient; (b) the PSD of the response of lift coefficient

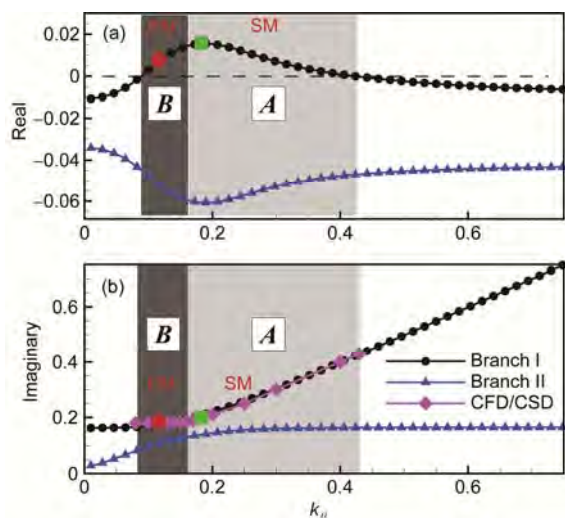


图15 流固耦合系统特征值实部(a)和虚部(b)随结构固有频率的变化
Figure 15 The real parts (a) and image parts (b) of the FSI eigenvalues changing with the structural natural frequency

析结果. 单自由度颤振的诱发机理在2.1节中已经阐述. B模式中表现为流动模式失稳, 并且从图15(b)可以看出系统响应频率接近流动特征频率, 图15中的大圆点即对应了图14中 $\alpha=4.5^\circ$, $k_\theta=0.13$ 状态的特征分析结果. 因此, B区域的失稳模式与A区域有本质的不同, 不再是结构的单自由度颤振, 而是抖振现象, 即释放结构刚度之后, 由于流固耦合作用的影响造成跨声速流动模式的提前失稳, 即抖振在更低的迎角下发生. 该特征分析结论与图14的数值仿真结论一致, 进一步验证了先前我们对失稳模式的判断.

为了进一步分析质量比和支持刚度对亚稳定流动状态下流固耦合失稳特征的影响, 图16给出了耦合失稳频率与流动特性频率(抖振频率)比值的云图, 图中深黄色区表示频率比大于1.1的区域, 表现为跨声速单自由度颤振. 而蓝色区域表示频率比接近1的区域, 即流动模式失稳主导, 表现为弹性支撑下的抖振边界的降低. 从图中可见除了极小的质量比区域, 亚稳定流动中的结构支撑频率接近该状态的流动模式主特征频率($\alpha=4.5^\circ$, $k_f=0.17$)时, 流动模式会提前失稳, 表现为刚度释放引起的抖振边界下降; 当结构支撑频率大于固壁流动模式的主特征频率($\alpha=4.8^\circ$, $k_f=0.182$), 且小于流动的反共振频率时, 流固耦合导致结构模式失稳, 表现为单自由度颤振, 频率锁定于结构固有频率. 图17给出了不同迎角下的流固耦合失稳刚度边界及其模式, 图中可见在 $Ma=0.7$, $Re=3\times 10^6$ 状态下, 支撑刚度的释放可将抖振边界从 4.8°

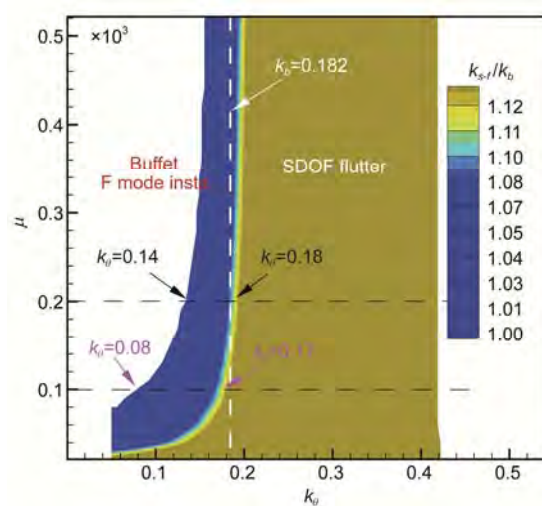


图16 不同结构参数下系统发生抖振和颤振的区域比较($Ma=0.7$, $Re=3\times 10^6$, $\alpha=4.5^\circ$)

Figure 16 The zone of buffet and flutter with different structural parameters at $Ma=0.7$, $Re=3\times 10^6$, $\alpha=4.5^\circ$

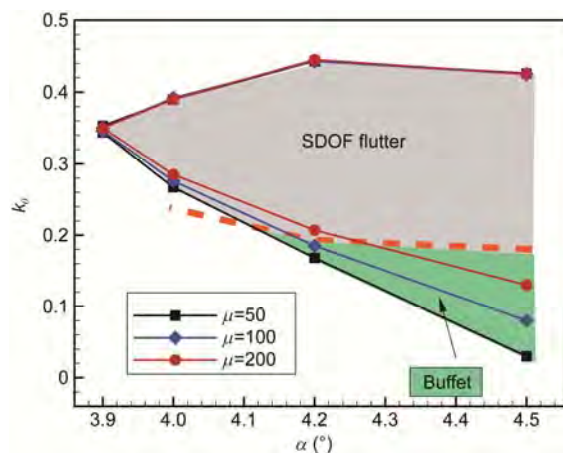


图17 不同迎角下的流固耦合失稳刚度边界及其模式

Figure 17 The instability boundary and instability modes changing with structural stiffness and angles of attack

降低到 4.1° , 该影响足够引起工业部门的重视.

3 跨声速气动弹性问题的本质分析

第2节中, 从3个不同的现象中去研究相关跨声速气动弹性问题的诱发机理. 实际上, 飞行器在真实的飞行环境下发生的结构大幅振动, 由于诱发振动的因素较多, 试验状态较少, 每个状态采集的信息量有限, 干扰也很多, 况且上述3个现象的诱发机制还存在很强的相关性^[31], 因此设计者很难从有限的信息中清晰分析出根本的故障原因.

通过上述研究算例以及作者多年的研究体会,针对跨声速气动弹性问题的本质可以总结出以下一些结论:

(1) 跨声速气动弹性故障大多由流固耦合稳定性问题引起,其中主要原因是流固耦合导致的结构模态失稳。

这些故障既包括稳定流动中经典的模态耦合型颤振和单自由度颤振,也包括跨声速抖振状态的结构振动锁频问题。由于诱导这些故障的本质是结构模态失稳问题,与典型的脉动载荷激励的响应问题相比,结构振幅较大;与亚超音速下经典的颤振问题相比,这种流动模态参与的单自由度颤振,因为流动模态的强非线性,常常最终以极限环形式表征出来。

(2) 跨声速气动弹性的复杂性表面是非线性因素诱发的,但其最直接的原因是流动稳定性的降低乃至失稳。

经典的结构模态耦合型颤振,流动起到了一个黏合剂的效应,气流密度(动压)是系统稳定性的关键参数。而跨声速的一些气动弹性问题中,由于流动稳定性的降低,耦合方程中增加了一个极点,流动模态成为一个耦合主角,与结构模态耦合,从而诱发单自由度颤振、抖振锁频等现象。结构模态和流动模态的无因次频率比是这类气动弹性问题触发的一个关键参数,气流密度是通过质量比轻微影响其特性的,不再成为一个关键稳定性参数。

(3) 跨声速气动弹性特征有时会存在较大的分散度和不确定性,一方面是因为流动稳定性对很多参数敏感,另一方面是失稳模态的切换加剧了问题的复杂性。

正是由于流动模态的参与,跨声速气动弹性特性受很多因素影响的原因也就不难理解了。跨声速流动的稳定性(气动模态阻尼)对迎角、马赫数甚至雷诺数敏感,因此一些跨声速气动弹性复杂现象也自然对这些参数敏感。在试验环境中,流动稳定性受转捩位置、湍流度、雷诺数效应和洞壁/支架干扰效应影响。在计算环境中,流动稳定性受网格密度、数值格式、湍流模型、时间步长等参数影响。因此,跨声速的一些复杂气动弹性特性存在较大的分散度和不确定性,影响因素较多。跨声速区还会出现颤振特性的突变、多模态失稳、迟滞等明显的非线性特征,常常导致不同的初值状态下,结构表现出不同的运动模式。而失稳模态的切换将进一步加强问题的复杂性。

(4) 分离流状态下自诱型抖振出现的结构振动频率与固有频率接近的故障分析中,谨慎从共振角度进行解释。

当结构在高速气流中发生大幅振动,并且气流存在分离、振动频率接近固有频率,研究者很容易用外激共振的思路理解这一过程。然而,在前述的单自由度颤振问题和抖振锁频问题中,这两种大幅振动同样伴随分离和锁频,却是自激振动主导的。因此,飞行器的结构振动很多与流固耦合属性密切相关,只有在明确排除结构振动对外激力反馈时才适宜用共振进行解释,否则大部分的结构大幅振动问题都与流固耦合稳定性相关。

4 跨声速气动弹性故障模式判别与故障排除建议

跨声速状态下,诱发飞行器结构振动的气动弹性故障模式较多,包括模态耦合型颤振、单自由度颤振、抖振锁频以及抖振引起的结构共振等因素。弄清楚相关诱因是进行气动/结构改型,排除气动弹性故障的基础。结合近些年的研究经验,本课题组对典型的气动弹性故障现象、模式判别以及改进方案给出了几点建议,详见表1。

经典的模态耦合型颤振,系统稳定性与来流动压密切相关,因此在试飞环境中受高度(密度)影响明显,结构模态频率比显著影响颤振临界速度,颤振发生后会导致结构大幅振动甚至破坏。避免频率重合以及在刚轴前加配重是经典的气动弹性防颤设计准则。

跨声速单自由度颤振和颤振型抖振(抖振锁频现象)是由于流动模态和结构模态的耦合导致结构模态失稳所致,其差异在于单自由度颤振的流动模态是稳定的,而颤振型抖振的流动模态自身是不稳定的。这两种现象与飞行 Ma 数和迎角(垂尾对应侧滑角)密切相关,这主要是跨声速流动模态的稳定性受 Ma 数和迎角的影响很大。而流动模态特性与密度关系很小(密度仅影响 Re 数和质量比),因此这两种故障与来流密度关系不大,因此在试飞环境中受高度的影响很小,这一点与经典模态耦合型颤振明显不同。由于流动模态很容易进入非线性,因此这两类问题通常最终表现为极限环形式。另一方面,由于跨声速气动弹性的非线性特征,初始条件会影响系统的平衡态,

表1 跨声速状态下的典型气动弹性故障类别的定义、现象以及改进建议

Table 1 The definitions, phenomena, and suggestions for improvements of various transonic aeroelastic problems

故障类别	定义	现象及主要特征	改进建议
弯扭耦合型颤振	两个或两个以上的结构模态在气流中耦合导致至少一个模态失稳所形成的气动弹性动力学不稳定现象	系统的稳定性与动压密切相关, 两个结构的湿模态频率在接近颤振速度时会发生明显的靠近. 失稳后系统的响应频率跟随失稳模态的频率	拉开关键耦合模态的频率比, 防止结构模态的频率重合; 刚轴前加配重
单自由度颤振	跨声速或分离流中, 结构以单自由度模式(或以单自由度为主)发生的不衰减的运动	结构不动时气流是稳定的, 结构在气流作用下失稳, 运动频率通常(大质量比、频率较高时)接近结构固有频率, 随着振幅的增加, 趋向于极限环运动. 航空工程中常见于操纵面旋转运动, 大迎角状态大展弦比机翼的弯曲也会发生	单自由度颤振发生在某个较大的频率范围段, 调整结构固有频率或增加阻尼是解决单自由度颤振的主要手段; 通过改变气动外形, 如安置扰流片也可缓解单自由度颤振
颤振型抖振	常见于自诱型抖振, 如跨声速或大迎角翼面抖振中, 结构模态和流动模态耦合导致结构模态进一步失稳所形成的一种单自由度颤振	系统响应频率不跟随抖振脉动载荷频率, 而是锁定于结构固有频率. 一定范围内调节来流速度或结构固有频率, 结构响应频率仍然锁定于固有频率	当结构固有频率介于流动抖振频率(特征频率/共振频率)和反共振频率之间时, 颤振型抖振会发生, 增大或降低结构固有频率是消除振动的最根本途径, 增加结构阻尼能抑制结构振幅. 消除流动的失稳不见得能够抑制这种振动, 颤振型抖振将会过渡为经典的单自由度颤振
共振型抖振	常见于他诱型抖振, 如分离流尾迹中的尾翼抖振, 结构模态频率与脉动载荷频率重合, 导致结构共振	调节来流速度或结构固有频率, 会明显发现在共振点处结构振幅最大, 结构响应频率一直跟随气流脉动载荷频率.	改变气动外形、消除抖振源或使得尾翼远离抖振源是根本途径. 改变结构固有频率, 避免频率重合也可降低抖振强度

故进入单自由度颤振/颤振型抖振的速度常常比退出的速度要高, 也就是说要在更低的表速下才能退出大幅振动现象.

当舵面的扭转频率介于流动的特征频率(共振频率)与反共振频率之间时, 单自由度颤振和颤振型抖振这两种失稳现象就会发生, 且失稳频率常常锁定于结构固有频率. 因此, 从结构方面排除故障主要通过调节结构固有频率, 使之不介于上述两个流动关键频率之间. 增加结构阻尼能够消除或减弱响应, 而调整质量分布对故障排除没有作用. 从气动角度也可排除故障, 最经典的就是在舵轴前设置扰流片来排除跨声速嗡鸣问题, 这一措施实质上是改变了流动的稳定性和关键频率. 如何从气动设计角度开展舵面跨声速的防颤防抖工作是未来很好的研究切入点.

共振型抖振主要发生在上游尾迹诱导的尾翼抖振, 是指气流脉动载荷的频率峰值与结构固有频率接近导致的结构共振. 随着飞行速度或结构频率的调整, 共振型抖振的响应频率跟随气流脉动频率, 不会出现锁频现象. 从气动设计角度, 修改外形来消除抖振源, 或使得尾翼远离抖振源是解决共振型抖振的根本途径. 从结构设计角度, 改变结构固有频率,

避免频率重合可有效降低抖振强度.

从流动和结构响应的角度来看, 嗡鸣(单自由度颤振)、颤振型抖振(抖振导致的结构锁频)以及共振型抖振有很多共性. 例如, 流动存在分离、系统响应频率与结构固有频率接近甚至重合, 试飞过程中在一个设计点上(特定的流动状态和特定的结构)有时很难区分三者之间的差异性. 通过改变流动状态或调整结构频率, 观察响应的变化规律才容易区分它们之间的区别. 表2给出了上述3种气动弹性现象的差异性分析, 可为试飞或风洞试验中的现象分析提供参考.

5 结论与展望

论文以跨声速若干复杂气动弹性现象为研究对象, 通过构建低阶的流体动力学模型为切入点, 系统性地研究了结构模态和气动模态的耦合稳定性与复杂气动弹性现象的相关性. 研究内容涉及跨声速单自由度颤振的机理及条件、跨声速抖振状态下的结构锁频诱发机理以及流固耦合导致的跨声速抖振边界降低等. 通过上述研究发现, 跨声速下的结构大幅振动多由流固耦合稳定性引起, 特别是在不稳定

表2 跨声速单自由度颤振、颤振型抖振及共振型抖振的差异性分析

Table 2 The differences among transonic SDOF flutter, flutter induced buffeting, resonance induced buffeting

故障类别	调节飞行速度	改变结构频率
嗡鸣	退出嗡鸣的速度常常要比进入时的速度低。大质量比时, 结构响应频率跟随其固有频率, 小质量比时会存在一定偏离	一直出现频率锁定, 轻微调整频率很难改出故障状态
颤振型抖振	相关现象与嗡鸣相似, 随着速度的变化, 响应频率锁定于固有频率, 振幅很大。锁频退出后, 脉动载荷仍然存在, 变现为结构响应, 但振幅较小	一直出现频率锁定, 最大振幅不出现在共振点, 轻微调整频率很难改出故障状态
共振型抖振	由于流动的脉动载荷频率随飞行速度会发生变化, 故结构响应的频率峰值不会锁定于固有频率。偏离固有频率后, 抖振强度会明显降低	调整结构固有频率, 避开共振点, 可有效解决问题

流动中出现的结构锁频现象, 需要慎重思考其与共振相关性, 对于存在明显流固耦合反馈效应的系统, 这一现象多由结构模态失稳引起的, 本质上是一种颤振问题, 其对结构的破坏和排障难度远超共振问题。另一方面, 跨声速抖振不仅是一种流动失稳现象, 从流固耦合角度看, 结构的刚度释放会造成流动稳定性边界的降低, 这一现象在失稳边界附近, 当结构特征频率与流动特征频率接近时会有较明显的

表现。

跨声速气动弹性系列研究仍有很多问题值得进一步深入。例如, 进一步开展考虑三维效应的舵面嗡鸣特性和跨声速抖振流动模态分析; 开展相关结论的风洞试验验证; 从气动和结构设计角度建立跨声速气动弹性的防颤、防抖和防振设计准则。该系列研究可为航空航天领域的气动弹性分析和设计提供理论指导。

参考文献

1 Liu Y, Zhang W. Accuracy preserving limiter for the high-order finite volume method on unstructured grids. *Comput Fluid*, 2017, 149: 88–99

2 Yuan R, Zhong C, Zhang H. An immersed-boundary method based on the gas kinetic BGK scheme for incompressible viscous flow. *J Comput Phys*, 2015, 296: 184–208

3 Zhu Y, Zhong C, Xu K. Implicit unified gas-kinetic scheme for steady state solutions in all flow regimes. *J Comput Phys*, 2016, 315: 16–38

4 Han Z, Zimmerman R, Görtz S. Alternative Cokriging method for variable-fidelity surrogate modeling. *AIAA J*, 2012, 50: 1205–1210

5 Liu J, Song W P, Han Z H, et al. Efficient aerodynamic shape optimization of transonic wings using a parallel infilling strategy and surrogate models. *Struct Multidiscip O*, 2017, 55: 925–943

6 Bendiksen O O. Review of unsteady transonic aerodynamics: Theory and applications. *Prog Aerosp Sci*, 2011, 47: 135–167

7 Dowell E H. *A Modern Course in Aeroelasticity*. New York: Springer, 2005

8 Silva W A, Chwalowski P, Perry B. Evaluation of linear, inviscid, viscous, and reduced-order modelling aeroelastic solutions of the AGARD 445.6 wing using root locus analysis. *Int J Comput Fluid Dyn*, 2014, 28: 122–139

9 Erickson A L, Stephenson J D. A Suggested Method of Analyzing for Transonic Flutter of Control Surfaces Based on Available Experimental Evidence. Technical Report, National Advisory Committee for Aeronautics. 1947

10 Lambourne N C. Control-Surface Buzz. HM Stationery Office, Reports and Memoranda No. 3364, 1964

11 Försching H W. *Fundamental of Aeroelasticity*. New York: Spring, 1974

12 Giannelis N F, Vio G A, Levinski O. A review of recent developments in the understanding of transonic shock buffet. *Prog Aerosp Sci*, 2017, 92: 39–84

13 Jiang Y W. CFD Technology and its application based on the generalized mesh (in Chinese). Doctoral Dissertation. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2013 [蒋跃文. 基于广义网格的 CFD 技术及其应用. 博士学位论文. 西安: 西北工业大学, 2013]

14 Gao C Q. Research on the mechanics and control of complex aeroelastic problems in transonic flows (in Chinese). Doctoral Dissertation. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2018 [高传强. 跨声速复杂气动弹性问题的诱发机理及控制研究. 博士学位论文. 西安: 西北工业大学, 2018]

15 Zhang W, Jiang Y, Ye Z. Two better loosely coupled solution algorithms of CFD based aeroelastic simulation. *Eng Appl Comp Fluid*, 2007, 1: 253–262

16 Rivera Jr J A, Dansberry B E, Bennett R M, et al. NACA0012 benchmark model experimental flutter results with unsteady pressure distributions. In: *Proceedings of 33rd Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*. Dallas: AIAA, 1992

- 17 McDevitt J B, Okuno A F. Static and Dynamic Pressure Measurements on a NACA 0012 Airfoil in the Ames High Reynolds Number Facility. Technical Report, NASA Ames Research Center. 1985
- 18 Doerffer P, Hirsch C, Dussauge J P, et al. NACA0012 with aileron (Marianna Braza). In: *Unsteady Effects of Shock Wave Induced Separation*. Berlin: Springer, 2011
- 19 Zhang W, Gao C, Liu Y, et al. The interaction between flutter and buffet in transonic flow. *Nonlin Dynam*, 2015, 82: 1851–1865
- 20 Bendiksen O O. Nonclassical aileron buzz in transonic flow. In: *Proceedings of 34th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*. La Jolla: AIAA, 1993
- 21 He S, Yang Z, Gu Y. Limit cycle oscillation behavior of transonic control surface buzz considering free-play nonlinearity. *J Fluid Struct*, 2016, 61: 431–449
- 22 Gao C, Zhang W, Ye Z. A new viewpoint on the mechanism of transonic single-degree-of-freedom flutter. *Aerosp Sci Tech*, 2016, 52: 144–156
- 23 Kou J, Zhang W, Liu Y, et al. The lowest Reynolds number of vortex-induced vibrations. *Phys Fluids*, 2017, 29: 041701
- 24 Zhang W, Li X, Ye Z, et al. Mechanism of frequency lock-in in vortex-induced vibrations at low Reynolds numbers. *J Fluid Mech*, 2015, 783: 72–102
- 25 Kou J, Zhang W. An improved criterion to select dominant modes from dynamic mode decomposition. *Eur J Mech B-Fluid*, 2017, 62: 109–129
- 26 Crouch J D, Garbaruk A, Magidov D, et al. Origin of transonic buffet on aerofoils. *J Fluid Mech*, 2009, 628: 357–369
- 27 Raveh D E, Dowell E H. Aeroelastic responses of elastically suspended airfoil systems in transonic buffeting flows. *AIAA J*, 2014, 52: 926–934
- 28 Hartmann A, Klaas M, Schröder W. Coupled airfoil heave/pitch oscillations at buffet flow. *AIAA J*, 2013, 51: 1542–1552
- 29 Quan J, Zhang W, Gao C, et al. Characteristic analysis of lock-in for an elastically suspended airfoil in transonic buffet flow. *Chin J Aeronaut*, 2016, 29: 129–143
- 30 Gao C, Zhang W, Li X, et al. Mechanism of frequency lock-in in transonic buffeting flow. *J Fluid Mech*, 2017, 818: 528–561
- 31 Gao C Q, Zhang W W, Liu Y L, et al. Numerical study on the correlation of transonic single-degree-of-freedom flutter and buffet. *Sci Chin-Phys Mech Astron*, 2015, 58: 84701

Summary for “复杂跨声速气动弹性现象及其机理分析”

The complexity and mechanism of transonic aeroelastic problems

Weiwei Zhang^{*}, Chuanqiang Gao & Zhengyin Ye

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

^{*} Corresponding author, E-mail: aeroelastic@nwpu.edu.cn

In high-speed flight, transonic aeroelasticity commonly exists, leading to various problems such as transonic flutter, buffeting and buzz. To solve these problems, a good understanding of the underlying physical mechanisms is critical. Unfortunately, the nonlinearity and unsteadiness of airflows complicate this process and consequently impede the development of aircraft design. Here using the numerical simulation and modeling of complex transonic flows, we developed a unified analytical method for aeroelastic stability and response problems. We then explored the mechanisms of three complex aeroelastic phenomena and unveiled their relationships. (1) Transonic buzz is in essence a single degree of freedom (SDOF) flutter caused by the coupling between the most unstable fluid mode and structural mode. SDOF flutter of this kind is possible only when the fluid exhibits sufficiently low damping; that is, the freestream flow is near the buffet boundary or in the low supersonic zone. Besides, the unstable frequency boundaries are determined by zero and pole of the open loop system. (2) The frequency lock-in phenomenon in the transonic buffeting flow is caused by the SDOF flutter in the unstably separated flow rather than resonance. In this process, the response undergoes a transition from the forced vibration to the self-excited flutter, which results in a deviation of the lock-in region from the resonance point. By contrast, the traditional uncoupled method misestimates the risk range and underestimates the amplitude of a vibration. (3) When the pitching degree of freedom is released, transonic buffet will be induced at a lower angle of attack, indicative of the drawbacks of predicting buffet onset by a rigid model. Actually, the elastic characteristic plays a key role in predicting buffet onset in aircraft design. Collectively, the large-amplitude structural vibration in the transonic flow is closely related to aeroelastic instability. The dynamic linear model can correctly predict the boundary of some complex dynamic phenomena. The complexity of transonic aeroelasticity mainly arises from the stability reduction of airflows. Different from classical aeroelastic problems, the new fluid mode is derived from the reduction of fluid stability. The coupling between such a fluid mode and structural mode often leads to complex phenomena in transonic flows.

transonic aeroelasticity, flutter, buffet, buzz, fluid-structure interaction

doi: 10.1360/N972018-00151