

文章编号: 1000-4750(2017)01-0243-05

# 弹性特征对跨声速抖振边界的影响研究

高传强, 张伟伟, 叶正寅

(西北工业大学翼型叶栅空气动力学国家重点实验室, 西安 710072)

**摘 要:** 跨声速抖振直接影响飞机结构强度和疲劳寿命, 易引发飞行事故。对于刚性静止翼型, 其跨声速抖振特性仅与来流状态参数(马赫数、迎角和雷诺数)有关。该文通过释放翼型的俯仰自由度, 采用非定常雷诺平均 N-S 方程建立了流场和结构的耦合求解方法, 研究翼型结构弹性特征对跨声速抖振始发边界的影响。研究发现, 结构固有频率对弹性支撑翼型的抖振边界影响较大, 系统会在更小的来流迎角下失稳; 而质量比对抖振边界影响较小。弹性支撑翼型的抖振始发迎角较刚性静止翼型的抖振起始迎角降低了近  $1^\circ$ , 因此翼型的弹性特征是跨声速抖振研究的重要因素。

**关键词:** 跨声速流动; 抖振; 抖振边界; 弹性特征; 结构固有频率

中图分类号: V211.3 文献标志码: A doi: 10.6052/j.issn.1000-4750.2015.05.0440

## STUDY ON THE EFFECTS OF ELASTIC CHARACTERISTICS ON TRANSONIC BUFFET ONSET

GAO Chuan-qiang, ZHANG Wei-wei, YE Zheng-yin

(National Key Laboratory of Aerodynamic Design and Research, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** Transonic buffet has a negative impact on the structural strength and fatigue life of aircraft, which may lead to flight accidents. For stationary airfoils, transonic buffet characteristics are associated with the freestream conditions, namely, the Mach number, angle of attack and Reynolds number. In this paper, a coupled method is established based on Unsteady Reynolds Averaged Navier-Stokes (URANS), and the effect of the elastic characteristics on buffet onset boundary is studied by releasing the pitching degree of freedom to serve as a variable quantity. It is discovered that the structure natural frequency has a great influence on the buffet onset boundary of the spring suspended airfoil, the system becoming unstable at a smaller angle of attack, while the mass ratio has a weak impact. The buffet onset boundary of the spring suspended airfoil is 1 degree less than that of the rigid stationary airfoil, making the elastic characteristics of the airfoil an important factor in transonic buffet studies.

**Key words:** transonic flow; buffet; buffet onset; elastic characteristic; structure natural frequency

跨声速抖振表现为激波的大幅振荡以及附面层的周期性分离<sup>[1-3]</sup>, 直接影响飞机结构强度和疲劳寿命。因此, 跨声速抖振研究在航空工程领域具有重要的理论意义和应用价值<sup>[4-6]</sup>。文献[6]对跨声速抖振的研究进展作了较详细的综述。

随着计算流体力学 (Computational Fluid

Dynamics, CFD)技术的发展, 基于 CFD 技术的数值仿真已经成为跨声速抖振研究的主要手段, 其中非定常雷诺平均 N-S(Unsteady Reynolds Averaged Navier-Stokes, URANS)方法<sup>[7-11]</sup>具有较高的精度和效率。

在经典的气动弹性定义中, 跨声速抖振是一种

收稿日期: 2015-05-22; 修改日期: 2015-11-16

基金项目: 国家自然科学基金项目(11272262, 11572252); 国家自然科学基金优秀青年基金项目(11622220); 教育部新世纪人才支持计划项目(NCET-13-0478)

通讯作者: 张伟伟(1979-), 男, 江苏人, 教授, 博士, 博导, 主要非定常气动力、气动弹性研究(E-mail: aeroelastic@nwpu.edu.cn).

作者简介: 高传强(1988-), 男, 江苏人, 博士生, 主要从事跨声速气动弹性研究(E-mail: gao\_800866@163.com);

叶正寅(1988-), 男, 湖北人, 教授, 博士, 博导, 主要从事流体力学和流固耦合力学的研究(E-mail: yezy@nwpu.edu.cn).

强迫运动,即激励飞行器发生抖振的非定常气动载荷与结构运动无关。长期以来,学术界普遍认为跨声速抖振问题的流固耦合特性较弱,不必像颤振问题研究那样进行耦合分析;在跨声速抖振试验研究中,较大的静气动载荷会破坏结构,而满足动力学相似的弹性模型的静强度常常不足,所以风洞试验中也经常采用刚性模型开展研究。因此,不论是在计算仿真还是风洞实验中,很多跨声速抖振的研究<sup>[1-9]</sup>都是基于刚性静止翼型开展流动的稳定性而非定常特征的分析。然而,实际上引起机翼振动的气动载荷不仅与流动状态有关(马赫数、迎角等),还或多或少与结构的运动相关,结构的运动又会反过来影响流动特性。近年来部分学者<sup>[10-11]</sup>在跨声速抖振流动中,开展了翼型的强迫振荡对抖振载荷特性的影响研究,发现在某些振荡频率下,抖振载荷会迅速增大,该现象也得到了实验的进一步验证<sup>[12]</sup>。强烈的抖振载荷如果作用在弹性机翼上可能会造成机翼的大幅振荡。Steimle等<sup>[13]</sup>开展了弹性机翼在跨声速抖振流动中的响应特性研究,实验明确显示激波与分离流耦合产生了很强的压力脉动,并且抖振载荷也导致了较强的流固耦合效应。这些研究主要是在刚性静止翼型抖振起始边界之上开展的弹性支撑翼型的抖振响应问题研究;而在刚性静止翼型抖振边界之下,研究弹性特征对流固耦合系统稳定性的影响很少。

跨声速抖振边界被认为是纯粹的流动稳定性的问题<sup>[14]</sup>,但是当考虑结构弹性特征时,其稳定性边界有可能发生变化。例如圆柱绕流问题是一个非常经典的流动稳定性分析模型<sup>[15-16]</sup>。Mittal<sup>[15]</sup>针对弹性支撑圆柱的临界雷诺数开展研究,发现弹性支撑的圆柱流动可在 $Re=22$ 附近就出现失稳,远低于绕静止刚硬圆柱流动的失稳雷诺数( $Re=48$ )。鉴于此研究的发现,本文基于URANS方法,耦合结构运动方程,建立结构和流场的耦合求解方法,针对弹性支撑下NACA0012翼型的跨声速抖振起始边界开展了相关研究。

## 1 研究方法

### 1.1 非定常气动力求解

本文采用URANS方程求解非定常气动力。在直角坐标系下,无量纲化的二维URANS方程组的积分形式为:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iint_{\Omega} \mathbf{W} dV + \int_{\partial\Omega} (\mathbf{E}_c - \mathbf{E}_v) \cdot \mathbf{n} dS = \iint_{\Omega} \mathbf{R}_s dV \quad (1)$$

其中: $\mathbf{W} = [\rho \quad \rho u \quad \rho v \quad \rho E \quad \rho \tilde{v}]^T$ 为守恒变的向量形式; $\Omega$ 为控制体, $\partial\Omega$ 表示控制体单元的边界, $\mathbf{n}$ 为控制体边界外法向单位矢量; $\mathbf{E}_c$ 为无粘通量(考虑网格速度); $\mathbf{E}_v$ 为粘性通量;源项 $\mathbf{R}_s$ 仅针对湍流模型有效。控制方程采用伪时间推进方法,子空间采用基于当地时间步长的四阶龙格-库塔法,并且采用残值光顺方法。关于数值方法的更多介绍参考文献<sup>[17]</sup>。

采用非结构混合网格进行空间离散,运用基于径向基函数(Radial basis functions, RBFs)插值的方法实现网格的变形<sup>[18]</sup>。RBFs的网格变形方法首先根据插值条件求解物面节点的权重系数方程,然后对计算域网格进行更新。对于二维问题,RBFs方法的变形效率较高,变形后网格质量较好。

### 1.2 结构运动方程的求解

对于单自由度俯仰运动,其无量纲化(按平均气动弦长 $c$ 和来流音速 $a_\infty$ 以及无量纲时间 $\tau = \omega_\alpha t$ 无量纲化)的结构运动方程表示为:

$$\frac{d^2 \alpha}{d\tau^2} + \alpha = \frac{2C_m V^*}{\pi r_s^2} \quad (2)$$

其中: $V^* = V_\infty / (\omega_s b \mu^{1/2})$ 为无量纲速度, $\mu = \frac{m}{\pi \rho_\infty b^2}$ 为质量比, $m$ 为机翼质量, $b$ 为半弦长, $\omega_s$ 为结构的俯仰模态固有频率; $C_m$ 是俯仰力矩系数; $r_s$ 为机翼对刚心的无量纲回转半径。

本文采用具有四阶精度的四阶杂交预估-校正方法求解结构运动方程,获得耦合系统的稳定性。该方法精度高、效率高,稳定性好<sup>[19-20]</sup>。公式如下:

$$\begin{cases} \tilde{Q}_n = Q(x_n, t_n) \\ \tilde{F}_n = A x_n + B Q_n \\ \tilde{x}_{n+1} = x_n + \frac{\Delta t}{24} (55 F_n - 59 F_{n-1} + 37 F_{n-2} - 9 F_{n-3}) \\ \tilde{Q}_{n+1} = 4 Q_n - 6 Q_{n-1} + 4 Q_{n-2} - Q_{n-3} \\ \tilde{F}_{n+1} = A \tilde{x}_{n+1} + B \tilde{Q}_{n+1} \\ x_{n+1} = x_n + \frac{\Delta t}{24} (9 \tilde{F}_{n+1} + 19 F_n - 5 F_{n-1} + 9 F_{n-2}) \end{cases} \quad (3)$$

式中:物理符号的上标“~”表示预估值;下标 $n$ 代表第 $n$ 个时间迭代步; $\Delta t$ 为时间步长。

结构的弹性特征可以由结构固有频率 $\omega_s$ 和质量 $m$ 表示,无量纲化后的参数分别为结构固有减缩

频率  $k_s = \omega_s b / v_\infty$  和质量比  $\mu$ 。本文即通过改变  $k_s$  和  $\mu$  来研究结构弹性特征对跨声速抖振边界影响。

## 2 结果与分析

### 2.1 静止翼型的抖振特性

对于刚性静止翼型的跨声速抖振研究,文献[3]给出了丰富的实验数据。NACA 0012 翼型在状态  $Ma=0.7, Re=3 \times 10^6$  时的抖振起始迎角为  $4.74^\circ$ , 频率为  $74 \text{ Hz}$ , 折合成减缩频率为  $k_f = \omega_f b / v_\infty = 0.176$ 。图 1 给出了来流迎角分别为  $\alpha=4.8^\circ$  和  $\alpha=4.6^\circ$  时的力系数响应,  $\alpha=4.8^\circ$  时的升力系数幅值为  $0.04$ , 而  $\alpha=4.6^\circ$  时的流动几乎是定常的, 所以认为  $\alpha=4.8^\circ$  是该状态下的抖振起始攻角。图 2 给出了  $\alpha=4.8^\circ$  时的升力系数响应的功率谱密度(PSD)分析, 其减缩频率为  $0.18$ , 与实验结果几乎相等。图 3 给出了  $\alpha=4.8^\circ$  时 1 个周期内 4 个时刻的压力云图和激波位置, 其中  $T$  表示抖振周期,  $x_s$  表示激波位置。可以看出激波的振荡范围从  $0.23c \sim 0.31c$ , 激波振荡和激波后分离泡的演化过程如下:

- 1) 激波位于后缘最大位置处, 翼型上表面全部为附着流动, 如图 3(a)所示;
- 2) 激波向前运动至中间位置, 分离泡从激波根部逐渐向后发展, 如图 3(b)所示;
- 3) 激波继续向前运动至前缘最大位置处, 分离泡发展至尾缘, 上表面全部分离, 如图 3(c)所示;
- 4) 激波开始向后运动至中间位置, 分离泡开始减弱, 如图 3(d)所示。

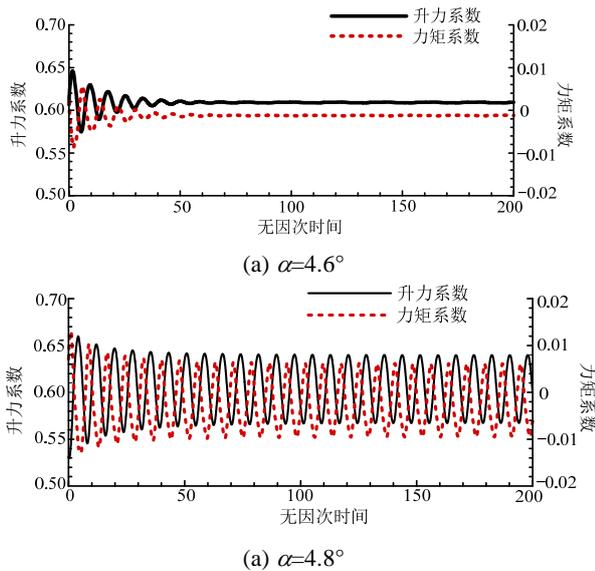


图 1 刚性静止翼型的力系数响应,  $Ma=0.7, Re=3 \times 10^6$   
Fig.1 Time history of the responses for stationary airfoil at  $Ma=0.7, Re=3 \times 10^6$

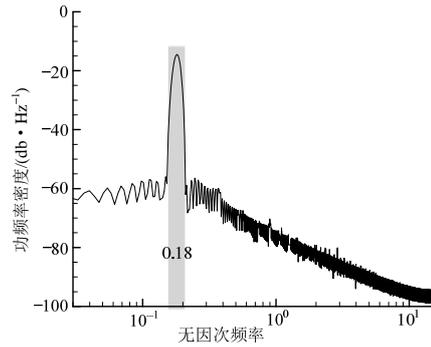


图 2 升力系数响应的功率谱分析,  $Ma=0.7, \alpha=4.8^\circ$   
Fig.2 Power spectral analysis of the lift coefficient response at  $Ma=0.7, \alpha=4.8^\circ$

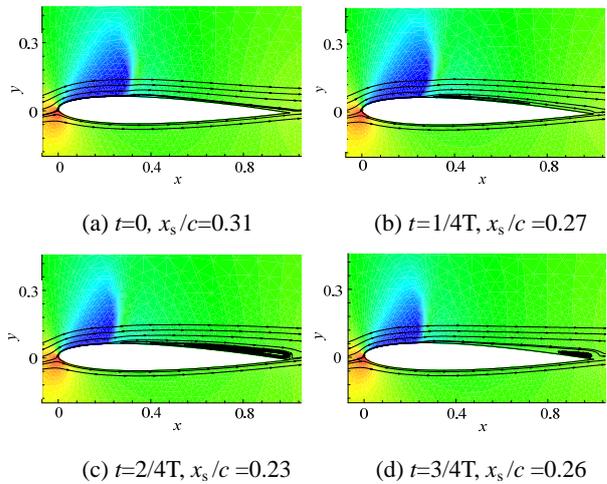


图 3 一周期内压力云图及流线的变化,  $Ma=0.7, \alpha=4.8^\circ$   
Fig.3 Pressure contours and stream lines along one cycle at  $Ma=0.7, \alpha=4.8^\circ$

上述结果与实验观测结果<sup>[4]</sup>类似, 升力和力矩的振荡都是激波的周期性振荡及其诱导的周期性分离的结果。

### 2.2 弹性翼型的抖振特性

对于单自由度俯仰翼型, 其基本参数为  $r_s^2 = 1.036$ , 支撑位置为  $0.224c$ 。来流迎角都小于刚性静止翼型的抖振起始迎角。

#### 1) 研究结构固有频率的影响

当质量比  $\mu=200$ , 通过耦合仿真发现, 在某些结构固有频率下也会出现流动失稳。图 4 给出了在  $Ma=0.7, Re=3 \times 10^6, \alpha=4.5^\circ$  来流状态下,  $k_s=0.14$  时的响应, 其升力系数幅值与刚性静止翼型在  $\alpha=4.8^\circ$  时几乎相等, 弹性系统响应频率约  $0.187$  与刚性静止翼型的脉动载荷频率  $0.18$  较接近。

进一步地在更大的范围内研究  $k_s$  的影响, 来流迎角分别为  $\alpha=4.5^\circ, \alpha=4.2^\circ$  和  $\alpha=4.0^\circ$ , 如图 5 所示。可以看出在  $\alpha=4.5^\circ$  迎角下, 当  $k_s < 0.14$  或  $k_s > 0.42$  时的响应幅值很小, 流动是定常的; 而当  $0.14 < k_s < 0.42$

时, 响应幅值随着  $k_s$  的增加先增加后减小。同样的在  $4.2^\circ$  和  $4^\circ$  状态下也发现了类似的现象, 只是使流动不稳定的结构频率范围要窄一些, 在  $\alpha=4.2^\circ$  迎角下的不稳定范围是  $0.21 < k_s < 0.43$ ,  $\alpha=4.0^\circ$  是  $0.25 < k_s < 0.45$ 。

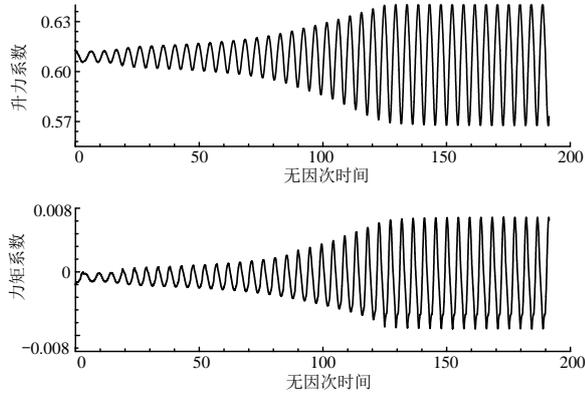


图4  $k_s=0.14$  时弹性支撑翼型的力系数响应,  $Ma=0.7, \alpha=4.5^\circ$

Fig.4 Time history of the responses for elastic airfoil with  $k_s=0.14$  at  $Ma=0.7$  and  $\alpha=4.5^\circ$

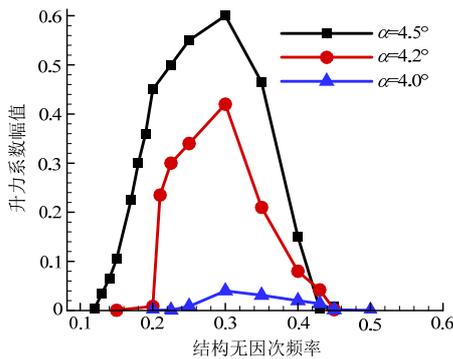


图5 不同结构减缩频率下的升力系数响应幅值

Fig.5 Amplitudes of  $C_l$  with changing structural frequency

2) 研究质量比的影响

图6给出了不同质量比下耦合系统的流场稳定性特征随固有减缩频率的变化, 其中来流状态为  $Ma=0.7, Re=3 \times 10^6, \alpha=4.5^\circ$ 。对比发现质量比对抖振边界的影响较小,  $\mu=500$  的抖振边界与  $\mu=60$  的抖振边界仅相差 10% 左右。这说明通过增大质量比并不能很好的改善耦合系统流场的抖振特性。

3) 抖振边界的降低

由以上研究可以发现, 机翼的弹性特征改变了耦合系统的稳定性特征, 使跨声速抖振提前出现。单自由度俯仰支撑的 NACA 0012 翼型在  $Ma=0.7, Re=3 \times 10^6$  的抖振起始迎角可以降低至  $3.95^\circ$ , 较刚性静止翼型的抖振边界  $4.8^\circ$  降低近  $1^\circ$ 。图7给出了该状态下的力系数响应, 其幅值与刚性静止翼型在

$4.8^\circ$  下的响应幅值接近, 但响应频率约为 0.21。

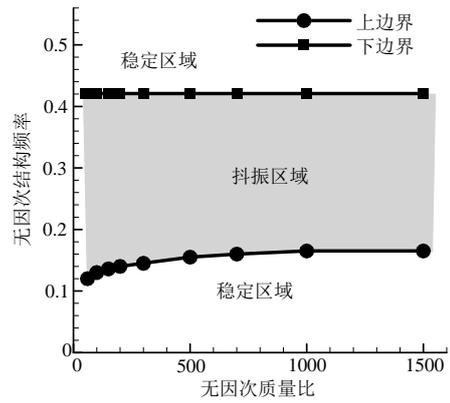


图6 不同质量下抖振边界的比较,  $Ma=0.7, \alpha=4.5^\circ$

Fig.6 Comparison of the buffeting boundary for different mass ratios,  $Ma=0.7, \alpha=4.5^\circ$

进一步地图8给出了马赫数从 0.7~0.8 范围内的刚性静止翼型和弹性支撑翼型的抖振起始迎角及其刚性静止翼型的实验结果的对比, 发现刚性静止翼型的 CFD 仿真结果与实验结果几乎重合, 这也进一步说明了仿真结果的准确性。而弹性支撑

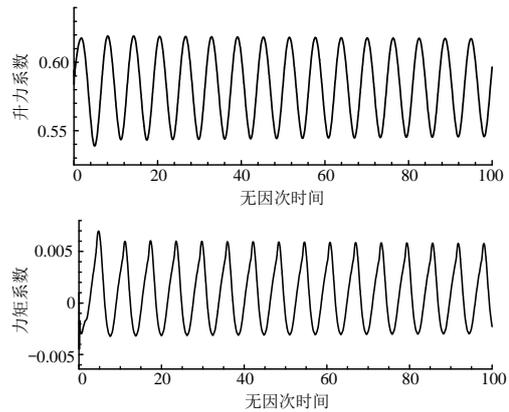


图7 弹性翼型的力系数响应,  $Ma=0.7, \alpha=3.95^\circ$

Fig.7 Time history of the responses for elastic airfoil at  $Ma=0.7$  and  $\alpha=3.95^\circ$

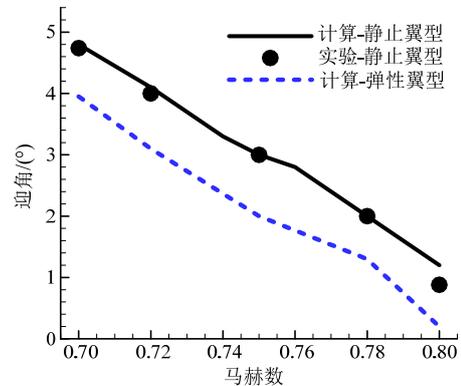


图8 马赫数 0.7~0.8 时的抖振边界

Fig.8 Buffet onset with  $Ma$  from 0.7 to 0.8

翼型的抖振起始迎角较刚性静止翼型降低了近  $1^\circ$ ，这对真实的弹性机翼来说是不利的，抖振的提前出现，限制了飞机的设计飞行包线。

### 3 结论

本文基于URANS方程，对单自由度俯仰支撑的弹性翼型，建立结构和流场的耦合求解方法，研究了结构弹性对跨声速翼型抖振边界的影响，得到以下结论：

(1) 基于S-A湍流模型的URANS方法，可以较精确地预测跨声速抖振起始迎角，及其激波的周期性晃动和流动分离特性；

(2) 结构固有频率对弹性支撑翼型的抖振特性影响较大，由于流固耦合特征，会导致系统提前发生抖振，造成抖振始发迎角降低；

(3) 质量比对弹性支撑翼型的抖振边界影响较小，增加质量比并不能很好改善耦合系统流场的失稳特性。

#### 参考文献：

- [1] Lee B H K. Self-sustained shock oscillations on airfoils at transonic speeds [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2001, 37(2): 147—196.
- [2] Hartmann A, Feldhusen A, Schröder W. On the interaction of shock waves and sound waves in transonic buffet flow [J]. *Physics of Fluids*, 2013, 25(2): 89—101.
- [3] Doerffer P, Hirsch C, Dussauge J P, et al. NACA0012 with Aileron (Marianna Braza) [M]// *Unsteady Effects of Shock Wave Induced Separation*. Heidelberg: Springer, 2011: 101—131.
- [4] Jacquin L, Molton P, Deck S, et al. Experimental study of shock oscillation over a transonic supercritical profile [J]. *AIAA Journal*, 2009, 47(9): 1985—1994.
- [5] 任旭东, 赵子杰, 高超, 等. NACA0012 翼型抖振现象实验研究[J]. *工程力学*, 2015, 32(5): 236—242.  
Ren Xudong, Zhao Zijie, Gao Chao, et al. Experimental study on the buffet phenomenon of NACA0012 airfoil [J]. *Engineering Mechanics*, 2015, 32(5): 236—242. (in Chinese)
- [6] 张伟伟, 高传强, 叶正寅. 机翼跨声速抖振研究进展[J]. *航空学报*, 2015, 36(4): 1056—1075.  
Zhang Weiwei, Gao Chuanqiang, Ye Zhengyin. Research advances of wing/airfoil transonic buffet [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(4): 1056—1075. (in Chinese)
- [7] Barakos G, Drikakis D. Numerical simulation of transonic buffet flows using various turbulence closures [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2000, 21(5): 620—626.
- [8] Xiao Q, Tsai H M, Liu F. Numerical study of transonic buffet on a supercritical airfoil [J]. *AIAA Journal*, 2006, 44(3): 620—628.
- [9] Iovnovich M, Raveh D E. Numerical study of shock buffet on three-dimensional wings [J]. *AIAA Journal*, 2015, 53(2): 449—463.
- [10] Raveh D E. Numerical study of an oscillating airfoil in transonic buffeting flows [J]. *AIAA Journal*, 2009, 47(3): 505—515.
- [11] Gao Chuanqiang, Zhang Weiwei, Liu Yilang, et al. Numerical study on the correlation of transonic single-degree-of-freedom flutter and buffet [J]. *Science China, Physics, Mechanics & Astronomy*, 2015, 58(8): 084701.
- [12] Hartmann A, Klaas M, Schröder W. Coupled airfoil heave/pitch oscillations at buffet flow [J]. *AIAA Journal*, 2013, 51(7): 1542—1552.
- [13] Steimle P C, Karhoff D C, Schröder W. Unsteady transonic flow over a transport-type swept wing [J]. *AIAA Journal*, 2012, 50(2): 399—415.
- [14] Crouch J D, Garbaruk A, Magidov D, et al. Origin of transonic buffet on aerofoils [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2009, 628: 357—369.
- [15] Mittal S, Singh S. Vortex-induced vibrations at subcritical Re [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2005, 534: 185—194.
- [16] Williamson C H K, Govardhan R. Vortex-induced vibrations [J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2004, 36: 413—455.
- [17] 蒋跃文. 基于广义网格的CFD方法及其应用[D]. 西安: 西北工业大学, 2013.  
Jiang Yuewen. Numerical solution of Navier-Stokes equations on generalized mesh and its application [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2013. (in Chinese)
- [18] 张伟伟, 高传强, 叶正寅. 气动弹性计算中网格变形方法研究进展[J]. *航空学报*, 2014, 35(2): 303—319.  
Zhang Weiwei, Gao Chuangqiang, Ye Zhengyin. Research progress on mesh deformation method in computational aeroelasticity [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(2): 303—319. (in Chinese)
- [19] 何辉, 张伟伟, 叶正寅. 基于动态近似边界条件的气动弹性数值模拟[J]. *工程力学*, 2007, 24(8): 54—59.  
He Hui, Zhang Weiwei, Ye Zhengyin. Numerical simulation of aeroelasticity based on dynamic approximate boundary conditions [J]. *Engineering Mechanics*, 2007, 24(8): 54—59. (in Chinese)
- [20] Zhang W W, Jang Y W, Ye Z Y. Two better loosely coupled simulation algorithms of CFD based aeroelastic simulation [J]. *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, 2007, 1(4): 253—262.