

基于流固耦合的斜激波冲击作用下曲壁板气动弹性分析

李映坤, 陈 雄, 许进升
(南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094)

摘 要: 采用自主发展的双向流固耦合求解器,研究了斜激波冲击作用下曲壁板的气动弹性响应特性。曲壁板的几何非线性大变形运动方程采用有限差分法求解,流体控制方程基于有限体积法求解,双向流固耦合采用交错迭代算法。计算结果表明:当动压小于临界颤振动压时,曲壁板表现出静平衡状态,且随着动压的增大,壁板变形的非对称性越明显。当动压大于临界颤振动压时,壁板振动位移先增大后减小,最终达到稳定颤振状态,且该极限环颤振并不关于初始位置正负对称的。同时,随着动压的增大,壁板颤振的正向峰谷值、负向峰谷值和振幅均逐渐增大,颤振频率则逐渐减小。壁板振动响应规律并不随着壁板弯曲高度的改变而单调递增或递减,较小的弯曲高度可以降低壁板颤振临界动压值,但是当弯曲高度进一步增大后,由于气动非线性特性增强,准周期无规则运动状态被激发了出来,临界颤振动压迅速升高。

关 键 词: 壁板颤振; 曲壁板; 斜激波冲击; 流固耦合; 气动弹性

中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A

Aeroelastic analysis of curved panels subjected to impinging oblique shock based on fluid-structure coupling algorithm

LI Yingkun, CHEN Xiong, XU Jinsheng
(School of Mechanical Engineering,
Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: A developed fluid-structure coupling solver was used to study the aeroelastic response behaviors of curved panels subjected to an impinging oblique shock. The geometric nonlinear large deformation equations of curved panel were solved by finite difference method, while the fluid governing equations were solved by means of finite-volume scheme. The conventional serial staggered algorithm was adopted for the fluid-structure interaction. Numerical results demonstrated that as the dynamic pressure was smaller than the critical flutter dynamic pressure, the curved panel exhibited a static equilibrium state, and the asymmetry of the panel deformation was more pronounced with the increasing dynamic pressure. When the dynamic pressure was greater than the critical flutter dynamic pressure, the panel vibration displacement increased firstly and then decreased, and finally reached a stable flutter state. This limit cycle flutter was asymmetric about the initial point. Meanwhile, as the dynamic pressure increased, the maximum positive and negative displacements of panel flutter, and flutter amplitude increased gradually, but the frequency of flutter reduced gradual-

收稿日期:2019-10-20
基金项目:中央高校基本科研业务费专项资金(309181B8812,30920021102);国家自然科学基金(51606098)
作者简介:李映坤(1989—),男,讲师,博士,主要从事内流道流固耦合数值模拟研究。

引用格式:李映坤,陈雄,许进升. 基于流固耦合的斜激波冲击作用下曲壁板气动弹性分析[J]. 航空动力学报,2020,35(4):783-792. LI Yingkun, CHEN Xiong, XU Jinsheng. Aeroelastic analysis of curved panels subjected to impinging oblique shock based on fluid-structure coupling algorithm[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(4): 783-792.

ly. The panel flutter behaviors did not monotonously increase or decrease with altering curvature of panel. The smaller initial curvature can reduce the critical dynamic pressure of panel flutter. However, as the panel curvature further increased, the quasi-periodic irregular oscillation was excited due to the enhancement of the aerodynamic nonlinearity, and the critical dynamic pressure rose rapidly.

Key words: panel flutter; curved panel; impinging oblique shock;
fluid-structure coupling; aeroelasticity

近几年,以超燃冲压发动机及相关组合发动机为动力的吸气式超声速/高超声速飞行器^[1]的研究取得了较大进展,成为世界各国不遗余力竞相争夺的技术制高点。此类飞行器的研发不仅能改变未来战争的作战样式,对国家安全产生战略性的影响,而且能为航天运载和民用运输等领域提供全新的技术途径,对社会的进步与国民经济的生产起到带动作用^[2]。在超声速飞行器外部流动中,部件相互干扰形成的激波会作用在翼面、操纵面以及柔性壁板表面。在超燃冲压发动机进气道隔离段和燃烧室内存在激波、膨胀波等复杂波系^[3],而满足结构质量和主动冷却的设计要求需采用薄壁结构。因此,激波主导流动中弹性壁板的颤振问题是吸气式超声速飞行器结构设计与优化的重要基础科学问题。

壁板颤振是飞行器结构或表面蒙皮在气动力、惯性力和弹性力的耦合作用下而发生的一种自激振动。壁板颤振一般呈现出有限幅值的极限环振动,不会引发结构的迅速破坏,而多是造成结构的疲劳损伤累积,会对壁板结构的疲劳寿命,甚至飞行器的飞行性能产生不利的影响。作为经典的气动弹性问题,从 20 世纪 50 年代开始,国内外学者相继对超声速流动中的壁板颤振问题进行了深入研究。Dowell 等^[4]、Mei 等^[5]和杨智春等^[6]全面综述了经典壁板颤振研究中的气动力分析模型、结构分析模型、降阶模型、数值求解方法以及理论分析和实验研究。通过建立相应的非线性动力学模型,基于加肋壁板、动态吸振器和智能材料的颤振被动与主动控制方法也不断被提出^[7-9]。此外,随着计算机软硬件技术的发展,为准确分析流体与固体间的耦合机理,给出流场结构的细节信息,发展了基于计算流体力学(CFD)和计算结构动力学(CSD)的流固耦合方法来分析壁板的气动弹性响应特性,研究了湍流边界层对壁板颤振的影响^[10-11],发现了壁板振动引起流场激波膨胀波之间的交替转换是导致壁板颤振的主要原

因^[12-13]。但是,上述研究中多假设来流为均匀的超声速流动,未考虑流场中存在的激波对壁板气动弹性的影响。

针对激波主导流动中壁板的气动弹性问题,Miller 等^[14]和 Gogulapati 等^[15]基于 von Karman 大变形板弯理论、CFD 代理模型和热传导理论建立了基于流固热的气动弹性分析模型,可对激波作用下的壁板气动弹性响应进行长时间的计算。Visbal^[16-17]通过 Euler 和 Navier-Stokes 方程来求解弹性壁板上的无黏和黏性流场,采用双向流固耦合方法,研究了二维弹性壁板在激波作用下的动力学特性,结果表明当激波强度较大时,临界颤振动压远小于没有激波作用时壁板的临界颤振动压,稳定性明显降低,并分析了激波位置对稳定性的影响。随后,Boyer 等^[18]将 Visbal 的计算模型和研究成果扩展到了三维。Brouwer 等^[19-20]提出了基于 CFD 的当地活塞理论来计算激波主导流动下壁板表面的非定常气动载荷。Ye 等^[21-23]针对激波主导流动下壁板的热气动弹性稳定性问题,建立了基于当地活塞流理论的分析模型,研究了斜激波作用下单侧受气动载荷和两侧同时受不同气动载荷时壁板的热气动弹性稳定性,给出了壁板气动弹性失稳的边界条件,分析了激波冲击位置对壁板热气动弹性稳定性的影响。

然而,目前对于激波作用下壁板颤振的研究主要集中在平面壁板上,实际上受几何外形以及高温作用下材料热应力的影响,飞行器表面结构壁板大多呈现为一定程度的弯曲,并非是理想的平面壁板。近几年,Bhatia 等^[24]采用流固耦合方法研究了壁板曲率引起的气动载荷非线性特征对跨声速和超声速气流中壁板颤振特性的影响。国内针对曲壁板的气动弹性问题,相继展开了气动热-气动弹性双向耦合颤振分析方法^[25]、受热曲壁板的非线性颤振特性^[26]、活塞理论修正^[27]、基于流固耦合的颤振特性分析^[28]等研究,但是,上述曲壁板气动弹性研究均考虑的是均匀超声速/跨声速来流。

综上所述,研究斜激波主导流动中壁板初始弯曲对其颤振特性的影响,在理论上和实际上都具有重要意义。本文采用几何大变形理论给出了曲壁板运动方程,并用有限差分法对方程进行离散,采用有限体积法求解 Euler 方程,得到了壁板表面的气动力载荷,基于双向流固耦合算法对斜激波主导流动下曲壁板的气动弹性响应行了数值计算,着重分析了无量纲动压、弯曲高度对系统特性的影响。由于激波/湍流边界层干扰流动与曲壁板结构之间的流固耦合特征较为复杂,本文仅考虑了无黏流动,可为激波/湍流边界层干扰下曲壁板的气动弹性研究提供参考。

1 控制方程和计算方法

1.1 固体结构区域

二维壁板几何非线性运动方程可以描述为^[29]

$$\rho_s h \frac{d^2 \mathbf{X}}{dt^2} = \frac{\partial}{\partial l}(\tau \mathbf{m} + q \mathbf{n}) + \mathbf{f} \tag{1}$$

式中 $\mathbf{X}(x, y)$ 为壁板上某一位置的坐标, t 表示时间, h 、 ρ_s 和 l 表示壁板的厚度、密度和弧长, $\mathbf{n}$ 为单位法向量, $\mathbf{m} = \partial \mathbf{X} / \partial l$ 为单位切向量, $\mathbf{f}$ 为作用在壁板表面的气动力。其中表现几何非线性项的面内张力 τ 为

$$\tau = E_s \left(\left| \frac{\partial \mathbf{X}}{\partial l_0} \right| - 1 \right) \tag{2}$$

式中 E_s 为壁板的拉伸系数, l_0 为壁板初始弧长。

横向应力 q 为

$$q = \frac{\partial M}{\partial l} = \frac{\partial [E_b (\kappa - \kappa_0)]}{\partial l}, \quad \kappa = -\mathbf{n} \cdot \left(\frac{\partial^2 \mathbf{X}}{\partial l^2} \right) \tag{3}$$

式中 M 为弯矩, κ 表示当地曲率, E_b 为弯曲模量, κ_0 是初始曲率。对于本文的曲壁板,采用抛物线方程近似描述其初始形状,即

$$y_0 = H \left[1 - \frac{\left(x - \frac{a}{2} \right)^2}{\left(\frac{a}{2} \right)^2} \right] \tag{4}$$

则初始的曲率半径 $\kappa_0 = a^2 / 8H$, H 为曲壁板的最大弯曲高度。壁板两端设置为简支边界条件,即

$$\mathbf{X} = \mathbf{X}_0, \quad \frac{\partial^2 \mathbf{X}}{\partial l^2} = \mathbf{0} \tag{5}$$

采用 2 阶有限差分格式对空间导数进行离散,时间推进采用欧拉方法。

1.2 流体区域

壁板颤振过程中流体计算区域不断变化,控

制方程中需考虑网格运动。采用 ALE(arbitrary Lagrangian Eulerian)方法描述的可压缩非定常 Euler 方程为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{U} dV + \iint_S \mathbf{F}_e \cdot \mathbf{n} ds = \mathbf{0} \tag{6}$$

式中 $\mathbf{U}$ 为守恒变量, $\mathbf{F}_e$ 为无黏通量, $\mathbf{n}$ 为控制体表面法向量,以上各式的具体形式参考文献[30]。

采用基于格心的多块结构网格有限体积法求解流体控制方程,对流通量离散采用 3 阶 MUSCL(monotone upstream centered scheme for conservation laws)重构和 AUSMPW+(advection upstream splitting method by pressure-based weight function)格式^[31],时间推进采用双时间步 LU-SGS(lower upper symmetric Gauss-Seidel)时间离散方法^[32]。

1.3 双向流固耦合方法

本文采用分区迭代耦合算法研究壁板颤振过程中的双向流固耦合问题。根据在每个时间步内是否进行子迭代,可以分为松耦合和紧耦合两种方法。然而紧耦合算法在反复迭代过程中,由于计算量提高导致计算效率降低,且在某些工况下多次迭代可能达不到收敛的效果,在一定程度上限制了其工程应用,因此本文采用松耦合算法^[30]。该算法是指在每一个时间步对单物理场一次求解,并通过界面物理量传递方法交换信息,在时间步推进过程中实现耦合问题的求解。流固耦合界面网格相匹配,无需进行特殊处理,另外由于壁板颤振过程中运动位移较小,因此流体区域网格运动只需根据运动后的边界进行调整^[16]。采用文献[17]斜激波作用下壁板的颤振计算结果对本文的流固耦合计算方法进行了验证,详见文献[33],表明本文的流固耦合计算方法结果可信。

2 计算物理模型

2.1 几何模型与边界条件

斜激波作用下二维曲壁板颤振模型如图 1 所示,曲壁板上表面受斜激波冲击作用,下表面为空腔。来流马赫数、速度和密度分别为 $Ma_1 = 2.0$ 、 U_1 和 ρ_1 ,曲壁板密度、长度、厚度、初始当地弯曲高度、振动位移、无量纲质量、弹性模量和泊松比分别为 ρ_s 、 a 、 h 、 w_0 、 w 、 μ_s 、 E 和 ν ,其中 $\mu_s = \rho_1 a / \rho_s h = 0.1$ 、 $h/a = 0.001$ 、 $w = y - w_0$ 。

无量纲动压为 $\lambda = \rho_1 U_1^2 a^3 / D$,其中抗弯刚度 $D = E_s h^3 / 12(1 - \nu^2)$ 。曲壁板上表面为流场施加

的气动压力载荷,下表面空腔压力^[16-17]为 $p_c = (x_i/a)p_1 + [1 - (x_i/a)]p_3$, 其中 x_i 为斜激波冲击位置, p_1 和 p_2 为入射斜激波前、后气流压力, p_3 为反射斜激波后气流压力,本文中 $p_3/p_1 = 1.4$, 对应的入射激波角度 $\sigma = 35.58^\circ$ 。

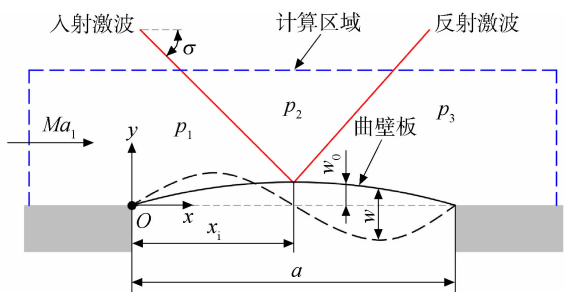


图1 斜激波作用下曲壁板颤振计算模型

Fig. 1 Computational model for an oblique shock wave impinging on curved panel flutter

来流和计算域上部采用超声速入口边界条件,边界处物理量给定来流参数,其中斜激波反射后的物理场采用激波关系式计算。反射激波后的上表面和出口均采用超声速出口边界,流动物理量直接由计算域内部外推得到。对于无黏流动,壁面处采用滑移绝热边界条件。计算域长度为 $-0.5 < x/a < 1.5$, 壁板位于 $0 < x/a < 1.0$ 之间。壁板两端设置为简支边界条件,以斜激波作用下刚性曲壁板的稳态结果作为壁板颤振的初始值。

2.2 网格与时间步长无关系验证

计算区域网格采用多块结构化网格,并在 y 方向壁面处对网格进行加密处理。为保证计算结果的准确性,采用3套网格(150×61 、 201×105 、 301×105)进行网格无关性验证,并研究了时间步长对曲壁板颤振结果的影响。网格和时间步长对曲壁板 $x=0.75a$ 位置处振动位移响应如图2所示,其中时间 t 以 a/U_1 进行无量纲处理。由图可

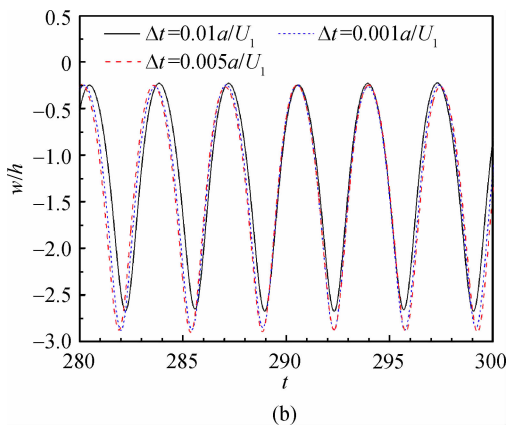


图2 网格和时间步对曲壁板 $x=0.75a$ 位置处振动位移的影响 ($H/h=1$)

Fig. 2 Effect of grid resolution and time step size on curved panel vibration displacement at $x=0.75a$ ($H/h=1$)

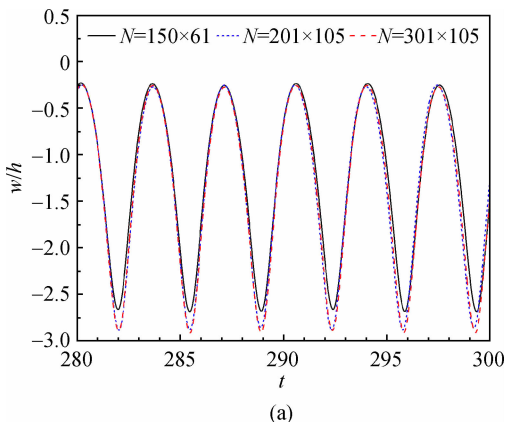
知,本文网格数量 N 取为 201×105 , 时间步长为 $\Delta t = 0.001a/U_1$, 因为此时分别加密网格数量和减小时间步长对计算结果影响较小。

3 计算结果与分析

3.1 曲壁板颤振响应特性分析

与均匀超声速来流作用下平壁板的振动不同,受斜激波冲击和壁板初始弯曲的影响,曲壁板上下表面的初始压力差值不为零,曲壁板将偏离其初始形状开始振动,经历若干瞬态振荡周期后,寻求新的气动弹性稳定状态。当动压 λ 小于临界颤振动压 λ_{cr} 时,以 $H/h=1$ 和 $\lambda=300$ 工况为例,曲壁板不同位置处的位移响应时间历程如图3(a)所示,其中 $x=0.25a$ 、 $0.50a$ 、 $0.75a$ 三个位置处对应的壁板初始当地弯曲高度分别为 $w_0 = 0.75h$ 、 $1.0h$ 、 $0.75h$, 这与平壁板振动的初始状态不同(w_0 为零)。由图可见,在初始压力载荷的作用下,壁板开始变形振动,初始阶段振动幅度较大,最大振幅为 $1.25h$, 随后振动幅度逐渐减小,在经历若干瞬态响应历程后逐渐稳定在新的变形位置,即达到了静平衡状态。图3(b)所示为动压 λ 对壁板稳态变形的影响,可以看出在压力载荷作用下壁板前后分别呈现出向上与向下变形,且具有明显的非对称性,随着动压 λ 的增大,壁板变形的非对称性越明显,最大和最小变形位置逐渐增大。

进一步增大动压 λ , 如图4(a)所示为 $\lambda=875$ 和 $H/h=1$ 工况下系统的位移时间历程,受曲壁板上下表面压差的影响,该位置处先向下偏转,到达极限位置后则向上运动,振动位移和振幅逐渐



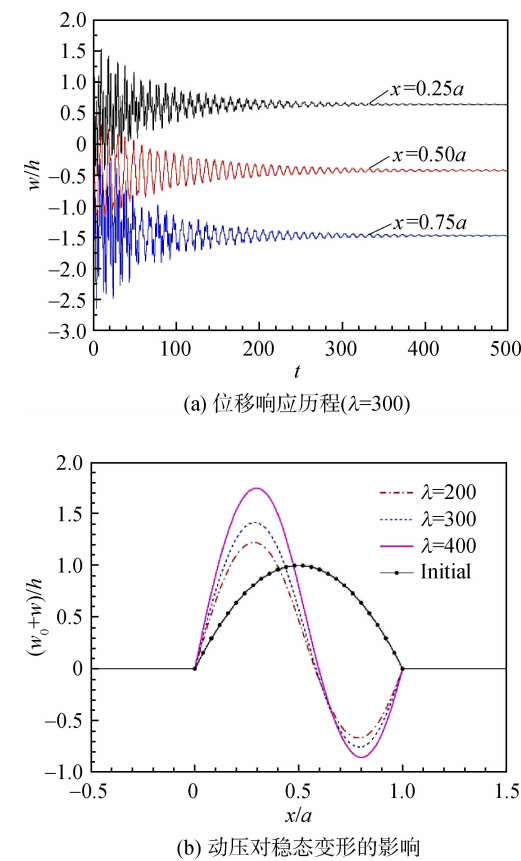


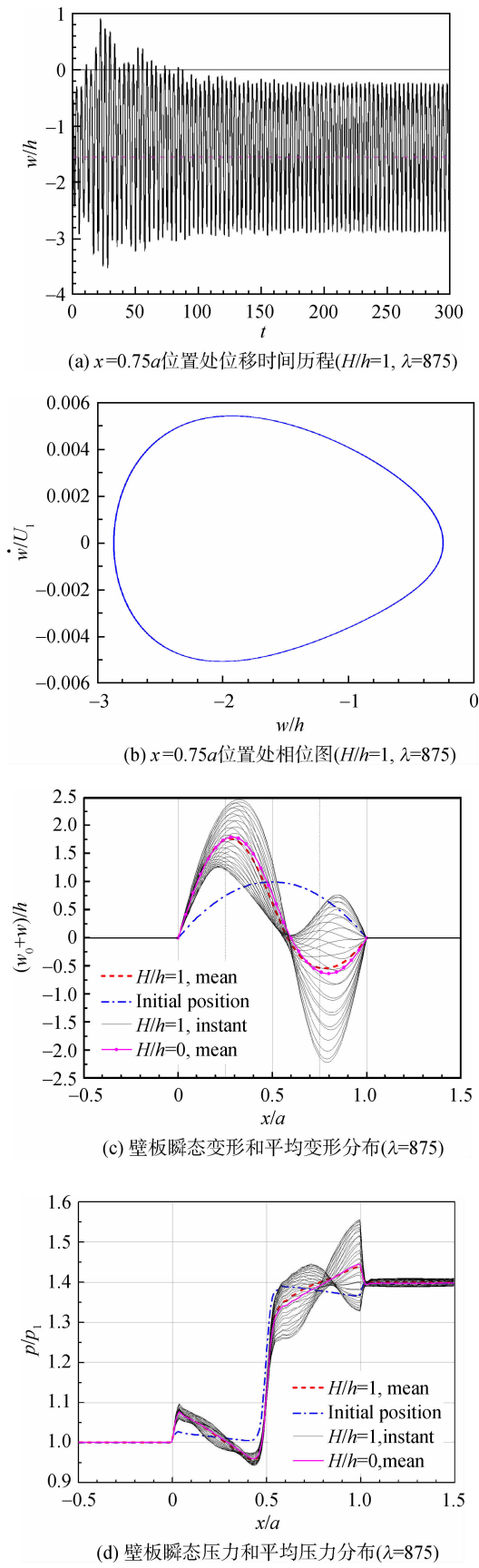
图 3 曲壁板稳态变形($H/h=1$)

Fig. 3 Steady deformation of curved panel ($H/h=1$)

增大,最大振幅为 $1.8h$,经历若干瞬态振荡周期后振幅逐渐减小,曲壁板达到了稳定颤振状态。由于位移时间历程表现为周期振动,相应的相图(图 4(b),其中 $\dot{w}$ 为壁板振动速度)为环状的曲线,庞加莱映射图表现为一个离散点,因此曲壁板的振动为极限环颤振。该极限环颤振并不关于初始位置($w_0=0.75h$)正负对称的,振动正负峰谷值均位于初始位置下方,而均匀超声速来流作用下平壁板的振动一般是上下对称的。

图 4(c)和图 4(d)为曲壁板极限环颤振的瞬态振形和压力分布,其中“mean”和“instant”分别表示平均值和瞬态值,“initial position”为壁板 $H/h=1$ 工况下的初始位置, p 为壁板表面压力分布。由图可见,曲壁板颤振主要呈现为 2 阶模态,壁板前后两端平均变形量较大,中间部分变形量较小,后端的振动幅值大于前端,且壁板前半部分的振幅主要为向上的振动,而壁板后端的振动正向和负向位移均包含。从图 4(d)的压力分布可以看出,曲壁板前端的平均压力高于 p_1 ,后部分平均压力高于 p_3 ,壁板后部压力波动较高的位置与变形较大的位置相互匹配。对于一个颤振周期内的平均变形和平均压力值,曲壁板($H/h=1$)

与平壁板($H/h=0$)的差异较小,表明壁板的弯曲高度($H/h=1$)并没有显著改变壁板的颤振状态。图 4(e)所示为动压对曲壁板平均变形形状的影响



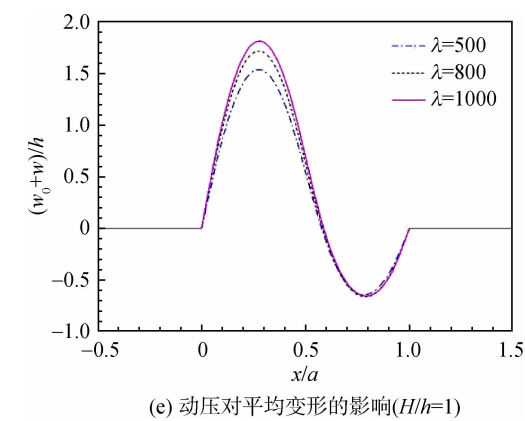


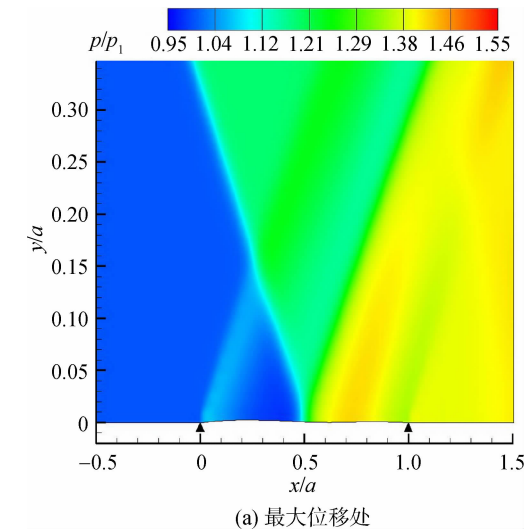
图 4 曲壁板极限环颤振

Fig. 4 Limit cycle flutter of curved panel

响,由图可见,激波冲击位置上游壁板的平均变形量随着动压的升高而明显增加,激波冲击位置下游处的变形随动压的升高变化较小。

图 5 所示为曲壁板颤振最大和最小位移处 ($x=0.75a$) 的压力云图,由图可见,壁板前半部分由于存在向上的变形,始终形成前缘激波。激波冲击位置下游壁板尾端存在较弱的压缩波和膨胀波,对于最小位移处的压力云图(图 5(b)),壁板后端则存在强烈的再压缩波和膨胀波,这些压缩和膨胀波是由于壁板向下的变形而引起的。

图 6 所示为动压对曲壁板振动响应特性的影响,并与平壁板($H/h=0$)的计算结果进行对比,其中 A 为颤振幅度,无量纲频率 $S_1=f a/U_1$, f 为壁板的颤振频率。从图中可以看出,对于振动的幅度和频率,随动压的变化曲壁板($H/h=1$ 和 $H/h=-1$,负值表示壁板向下弯曲)和平壁板的变化趋势一致。当动压 λ 小于临界动压 λ_{cr} 时,壁板最终均达到静稳定状态,超过临界动压 λ_{cr} 后表现为极限环颤振。 $H/h=0$ 、 $H/h=1$ 和 $H/h=-1$ 三个工况对应的壁板初始当地弯曲高度分别为 $w_0=0$ 、 $0.75h$ 和 $-0.75h$,振动位移定义为 $w=w-y-w_0$ 。对于 $H/h=0$ 工况,平壁板颤振负向位移大于正向位移,而对于 $H/h=-1$ 的曲壁板颤振,正向位移和负向位移基本相同,对于 $H/h=1$,在 $x=0.75a$ 位置处均为负向位移,这与图 4(c)



(a) 最大位移处

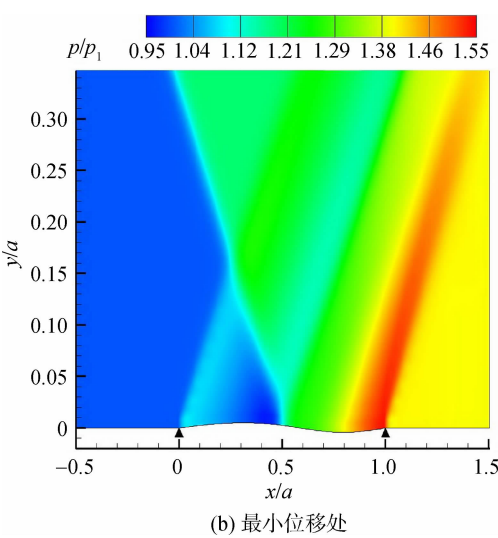
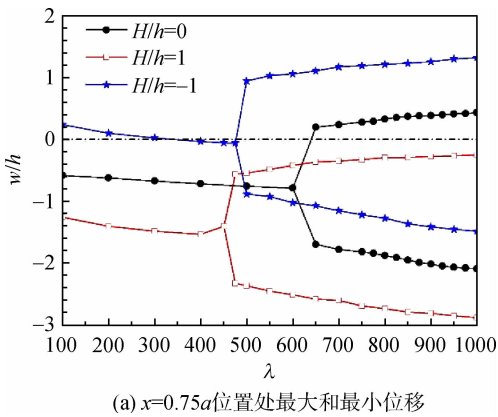


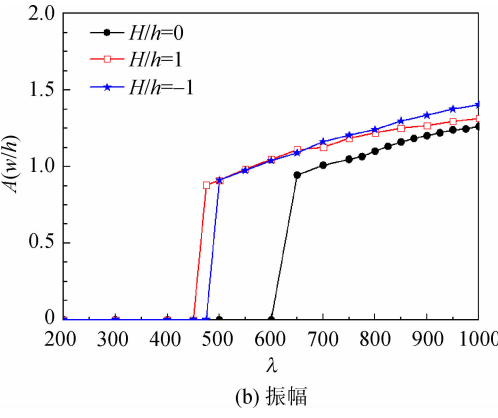
图 5 工况 $H/h=1$ 和 $\lambda=875$ 曲壁板处颤振的压力云图(y 方向比例放大 5 倍)

Fig. 5 Pressure contours for curved panel flutter at $H/h=1$ and $\lambda=875$ (scale has been magnified by a factor of 5 in y -direction)

—1 三个工况对应的壁板初始当地弯曲高度分别为 $w_0=0$ 、 $0.75h$ 和 $-0.75h$,振动位移定义为 $w=w-y-w_0$ 。对于 $H/h=0$ 工况,平壁板颤振负向位移大于正向位移,而对于 $H/h=-1$ 的曲壁板颤振,正向位移和负向位移基本相同,对于 $H/h=1$,在 $x=0.75a$ 位置处均为负向位移,这与图 4(c)



(a) $x=0.75a$ 位置处最大和最小位移



(b) 振幅

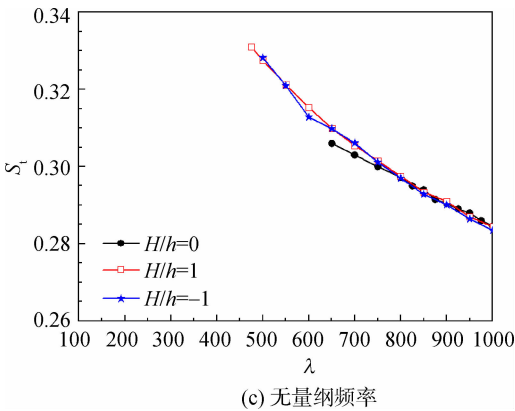


图 6 动压对曲壁板振动的影响

Fig. 6 Effect of dynamic pressure on curved panel vibration

一致。随着动压 λ 的增大,壁板颤振的正向峰值、负向峰值和振幅均逐渐增大,颤振频率则逐渐减小,如图 6(b)和图 6(c)所示。

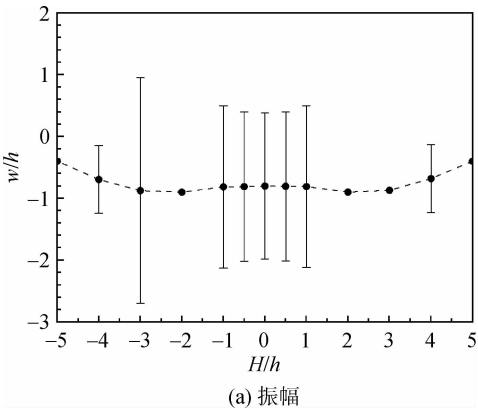
3.2 弯曲高度对颤振响应特性影响

图 7 所示为 $\lambda=875$ 工况下弯曲高度(曲率)对 $x=0.75a$ 壁板颤振特性的影响,由图可见,相对于平壁板,在 $H/h \leq 1$ 或 $H/h \geq -1$ 范围内增大弯曲高度,壁板颤振振幅有所增加,而颤振频率变化较小。进一步增大弯曲高度(负值表示壁板向下弯曲),壁板振动响应规律并不是单调递增或递减,对于 $H/h=-2$ 、 $H/h=2$ 和 $H/h=3$ 工况,壁板的振动最终呈现为静稳定状态,而对于 $H/h=-3$ 、 $H/h=-4$ 和 $H/h=4$ 工况,壁板运动最终又呈现出周期性的振动状态。图 7(c)给出了 $H/h=-4$ 时壁板 $x=0.75a$ 位置处的振动位移时间响应历程,由图可见,在初始压差作用下,壁板正向和负向振动位移均较大,最大位移达到了 $8h$ 。相位如图 7(d),发现经过若干周期后,壁板逐渐进入到复杂准周期无规则运动状态,这与 $H/h \leq 1$ 或 $H/h \geq -1$ 时的极限环颤振状态不同。

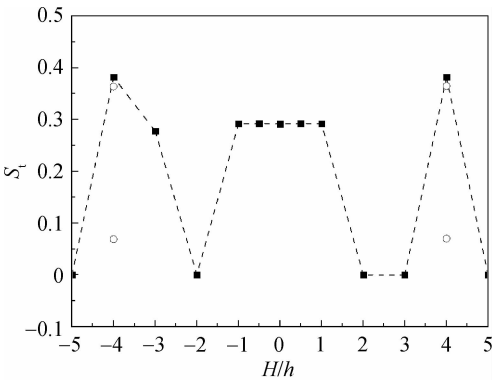
图 7(f)是不同弯曲高度下壁板振动响应的频谱分析,可以看出 $H/h=-4$ 工况下壁板振动的主频率显著增大,同时伴随有多个低频特征。对于 $H/h=-3$ 工况,主频率与 $H/h=1$ 工况差异较小,但是第二主频率数值有所减小,振幅大幅增加,导致总体振幅大于 $H/h=1$ 工况。由以上分析可知,壁板初始弯曲作为非线性扰动影响了系统的振动特性,且随弯曲高度的增大,即气动非线性特性的增强,更加复杂的壁板振动形式被激发出来。

图 8(a)给出了动压 $\lambda=875$ 下,壁板弯曲高度对振动平均变形形状的影响,其中黑色点表示

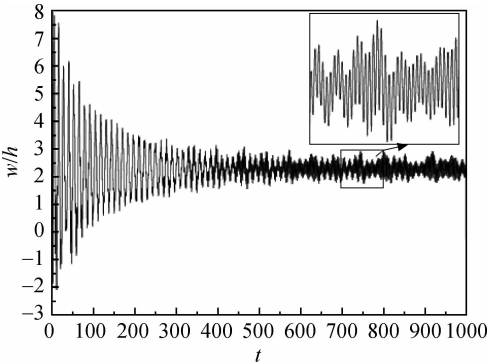
稳态变形,其余均为一个颤振周期内的平均变形。由图可见,不同弯曲高度下壁板的平均变形总是呈现出 2 阶模态,前半部分的变形量明显大于后



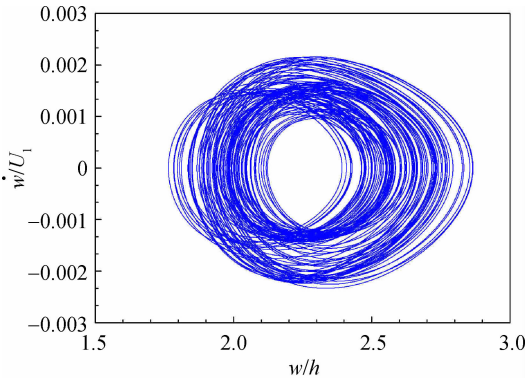
(a) 振幅



(b) 无量纲频率



(c) $H/h=-4$ 工况振动位移响应



(d) $H/h=-4$ 工况相位图

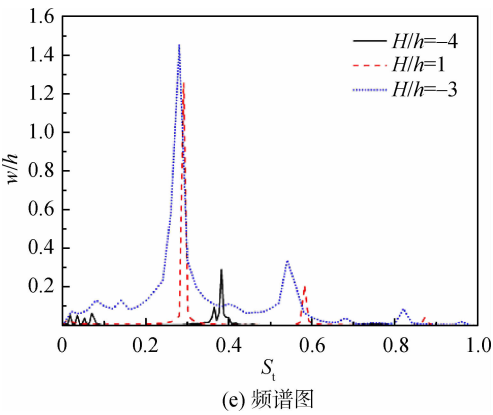
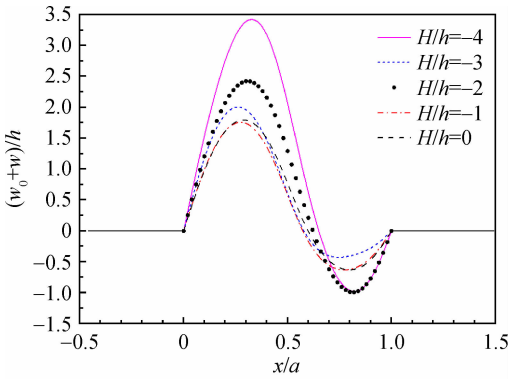
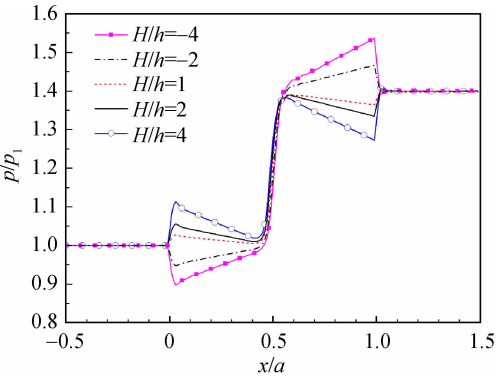


图 7 H/h 对壁板振动特性的影响($\lambda=875$)
Fig. 7 Effect of H/h on vibration characteristic of curved panels ($\lambda=875$)

半部分,随着弯曲高度的增大,壁板平均变形明显增大,且壁板前半部分变形增大幅度较大。壁板弯曲高度对初始压力分布的影响如图 8(b)所示,由图可见,激波冲击位置处压力变化相对较小,正向弯曲壁板前端压力高于 p_1 ,后端压力低于 p_3 ,壁板负向弯曲相反。弯曲高度增加壁板前后端初始压力不同弯曲高度下曲壁板临界颤振动压值如



(a) 一个周期内的平均变形



(b) 初始时刻压力分布

图 8 H/h 对壁板变形和压力分布的影响
Fig. 8 Effect of H/h on panel deformation and pressure distributions

图 9 所示,由图可见,在本文研究的范围内,弯曲高度对壁板临界颤振动压的影响并不是单调递增或递减的,较小的弯曲高度($H/h \leq 1$ 或 $H/h \geq -1$),可以降低壁板颤振临界动压值,导致壁板的稳定性降低。但是当弯曲高度 $H/h \leq -3$ 或 $H/h \geq 4$ 后,临界颤振动压迅速升高。

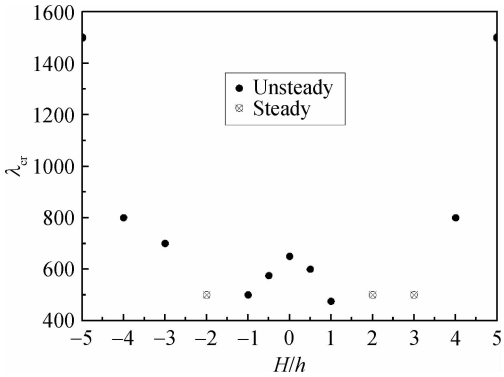
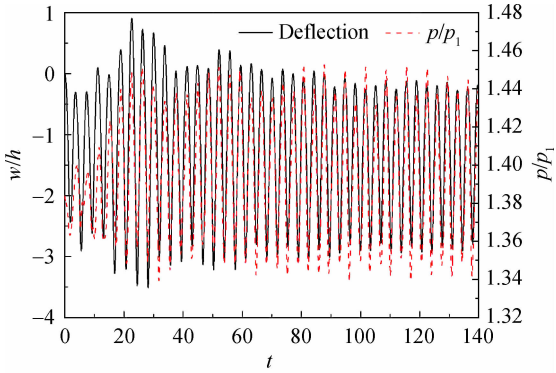
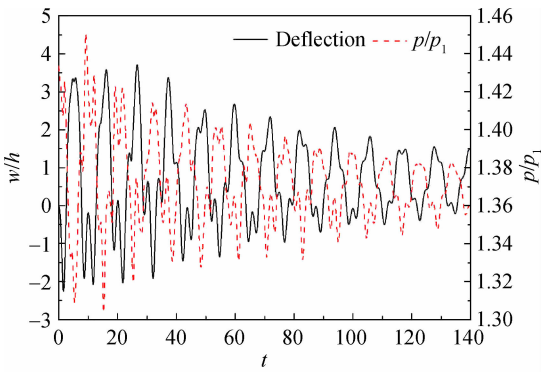


图 9 H/h 对壁板 λ_{cr} 的影响
Fig. 9 Effect of H/h on λ_{cr} of panel flutter

为研究压力载荷与壁板振动位移之间的关系,图 10 给出了 $x=0.75a$ 位置处壁板振动位移响应和表面压力响应之间的相位差。对于 $H/h =$



(a) $H/h=-1$



(b) $H/h=-2$

图 10 壁板振动位移和压力响应对比($\lambda=875$)
Fig. 10 Comparison of vibration displacement and pressure of panel ($\lambda=875$)

—1, 压力与位移振动的相位基本一致, 由于系统中未考虑结构的阻尼, 作用在壁板上的压力载荷具有提供能量维持壁板振动的作用。但是对于 $H/h=-2$, 压力振动的相位对于位移有一个相位超前, 这种相位差的存在表明压力载荷会反作用于壁板的运动, 导致壁板从振动中逐渐衰减下来, 最终达到静稳定状态。 $H/h=2$ 和 $H/h=3$ 工况下的壁板振动位移和压力响应的相位差与图 10(b) 类似, 此处不再赘述。因此, 壁板振动位移和压力响应之间存在的相位差, 导致了壁板呈现静稳定状态。

4 结 论

采用双向流固耦合算法, 研究了斜激波冲击作用下二维曲壁板的气动弹性响应特征, 分析了弯曲高度和动压对系统振动特性的影响, 通过对数值模拟结果进行分析, 主要结论如下:

1) 与均匀超声速来流作用下平壁板的振动不同, 曲壁板上下表面的初始压力差值不为零, 当动压 λ 小于临界颤振动压 λ_{cr} 时, 曲壁板在初始压力载荷作用下开始振动, 在经历若干瞬态响应历程后壁板稳定在新的变形位置, 达到了静态平衡状态, 且随着动压 λ 的增大, 壁板变形的非对称性越明显, 最大和最小变形位置逐渐增大。

2) 当动压 λ 大于临界颤振动压 λ_{cr} 时, 壁板振动位移先增大后减小, 最终达到稳定颤振状态, 且该极限环颤振并不关于初始位置正负对称的, 振动正负峰谷值均位于初始位置下方, 而均匀超声速来流作用下平壁板的振动几乎是上下对称的。同时, 随着动压 λ 的增大, 壁板颤振的正向峰谷值、负向峰谷值和振幅均逐渐增大, 颤振频率则逐渐减小, 曲壁板前半部分的平均变形量有所增加, 后半部分的平均变形量较小。

3) 改变壁板弯曲高度, 壁板振动响应规律并不是单调递增或递减的, 较小的弯曲高度 ($H/h \leq 1$ 或 $H/h \geq -1$), 可以降低壁板颤振临界动压值, 导致壁板的稳定性降低, 但是当 $H/h \leq -3$ 或 $H/h \geq 4$ 后, 临界颤振动压迅速升高, 同时由于气动非线性特性增强, 准周期无规则运动状态被激发了出来。

参考文献:

[1] JAVIER U. Supersonic combustion in air-breathing propulsion systems for hypersonic flight[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2018, 50(1): 593-627.

[2] 黄伟, 罗世彬, 王振国. 临近空间高超声速飞行器关键技术及展望[J]. 宇航学报, 2010, 31(5): 1259-1265.
HUANG Wei, LUO Shibin, WANG Zhenguo. Key techniques and prospect of near-space hypersonic vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(5): 1259-1265. (in Chinese)

[3] 叶正寅, 孟宪宗, 刘成, 等. 高超声速飞行器气动弹性的近期进展与发展展望[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(6): 984-997.
YE Zhengyin, MENG Xianzong, LIU Cheng, et al. Progress and prospects on aeroelasticity of hypersonic vehicles[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(6): 984-997. (in Chinese)

[4] DOWELL E H, HALL K C. Modeling of fluid-structure interaction[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2001, 33(1): 445-490.

[5] MEI C, ABDEL M K, CHEN R. Review of nonlinear panel flutter at supersonic and hypersonic speeds[J]. Applied Mechanics Reviews, 1999, 52(10): 321-332.

[6] 杨智春, 夏巍. 壁板颤振的分析模型、数值求解方法和研究进展[J]. 力学进展, 2010, 40(1): 81-98.
YANG Zhichun, XIA Wei. Analytical models numerical solutions and advances in the study of panel flutter[J]. Advances in Mechanics, 2010, 40(1): 81-98. (in Chinese)

[7] 赵海, 曹登庆, 龙钢. 基于动态吸振器的高超声速复合材料壁板颤振抑制及其优化设计[J]. 航空动力学报, 2013, 28(10): 2202-2208.
ZHAO Hai, CAO Dengqing, LONG Gang. Suppression of supersonic flutter of laminated composite panel using dynamic absorber device and its optimal design[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(10): 2202-2208. (in Chinese)

[8] SHAO C, CAO D, XU Y, et al. Flutter and thermal buckling analysis for composite laminated panel embedded with shape memory alloy wires in supersonic flow[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2016, 2016(7): 1-12.

[9] 杨飞, 杨智春, 王巍. 吸振夹层壁板颤振抑制的吸振器频率设计[J]. 振动与冲击, 2009, 28(7): 65-68.
YANG Fei, YANG Zhichun, WANG Wei. Frequency design of dynamic vibration absorbers for flutter suppression of a sandwich panel[J]. Journal of Vibration and Shock, 2009, 28(7): 65-68. (in Chinese)

[10] 张兵, 韩景龙, 钱凯. 超声速及高超声速壁板颤振中的湍流边界层效应[J]. 振动工程学报, 2013, 26(1): 98-104.
ZHANG Bing, HAN Jinglong, QIAN Kai. Effects of turbulent boundary layer on panel flutter in supersonic and hypersonic flow[J]. Journal of Vibration Engineering, 2013, 26(1): 98-104. (in Chinese)

[11] HASHIMOTO A, AOYAMA T. Effects of turbulent boundary layer on panel flutter[J]. AIAA Journal, 2009, 47(12): 2785-2791.

[12] 安效民, 胥伟, 徐敏. 非线性壁板颤振分析[J]. 航空学报, 2015, 36(4): 1119-1127.
AN Xiaoming, XU Wei, XU Min. Analysis of nonlinear

- panel flutter[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(4): 1191-1127. (in Chinese)
- [13] 窦怡彬, 徐敏, 蔡天星, 等. 基于 CFD/CSD 耦合的二维壁板颤振特性研究[J]. *工程力学*, 2011, 28(6): 176-188.
- DOU Yibin, XU Min, CAI Tianxing, et al. Investigation of a two dimensional panel flutter based on CFD/CSD coupling method[J]. *Engineering Mechanics*, 2011, 28(6): 176-188. (in Chinese)
- [14] MILLER B, CROWELL A, MCNAMARA J J. Modeling and analysis of shock impingements on thermo-mechanically compliant surface panels[R]. AIAA-2012-1548, 2012.
- [15] GOGULAPATI A, DESHMUKH R, MCNAMARA J J, et al. Response of a panel to shock impingement; modeling and comparison with experiments; Part 2[R]. AIAA-2015-0685, 2015.
- [16] VISBAL M R. Viscous and inviscid interactions of an oblique shock with a flexible panel[J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2014, 48: 27-45.
- [17] VISBAL M R. On the interaction of an oblique shock with a flexible panel[J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2012, 30: 219-225.
- [18] BOYER N R, MCNAMARA J J, GAITONDE D V, et al. Features of shock-induced panel flutter in three-dimensional inviscid flow[J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2018, 83: 490-506.
- [19] BROUWER K R, MCNAMARA J J. Rapid modeling of aeroelastic loads in the presence of shock impingements [R]. AIAA-2018-1448, 2018.
- [20] BROUWER K R, MCNAMARA J J. Refinement of CFD surrogates for aerothermoelastic loads prediction in high-speed flows[R]. AIAA-2019-1121, 2019.
- [21] YE L Q, YE Z Y, WANG X C. Aeroelastic stability analysis of heated flexible panel subjected to an oblique shock [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2018, 31(8): 1650-1666.
- [22] YE L Q, YE Z Y. Effects of shock location on aeroelastic stability of flexible panel[J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(9): 3732-3744.
- [23] 叶柳青, 叶正寅. 激波主导流动下壁板的热气动弹性稳定性理论分析[J]. *力学学报*, 2018, 50(2): 221-220.
- YE Liuqing, YE Zhengyin. Aeroelastic stability analysis of heated flexible panel in shock-dominated flows[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2018, 50(2): 221-232. (in Chinese)
- [24] BHATIA M, BERAN P. Influence of aerodynamic nonlinearity due to static panel-curvature on flutter of panels at transonic and low supersonic Mach numbers[J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2018, 81: 574-597.
- [25] 杨超, 李国曙, 万志强. 气动热-气动弹性双向耦合的高超声速曲面壁板颤振分析方法[J]. *中国科学: 科学技术*, 2012, 42(4): 369-377.
- YANG Chao, LI Guoshu, WAN Zhiqiang. Aerothermal-aeroelastic two-way coupling method for hypersonic curved panel flutter[J]. *Science China Technological Sciences*, 2012, 42(4): 369-377. (in Chinese)
- [26] 杨智春, 周建, 谷迎松. 超音速气流中受热曲壁板的非线性颤振特性[J]. *力学学报*, 2012, 44(1): 30-38.
- YANG Zhichun, ZHOU Jian, GU Yingsong. Nonlinear thermal flutter of heated curved panels in supersonic flow [J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2012, 44(1): 30-38. (in Chinese)
- [27] 周建, 杨智春, 贺顺. 活塞理论气动静压修正方法及其在曲壁板颤振分析中的应用[J]. *航空学报*, 2013, 34(7): 1512-1519.
- ZHOU Jian, YANG Zhichun, HE Shun. Static pressure modification for piston theory aerodynamics and its application to the analysis of curved panel flutter[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(7): 1512-1519. (in Chinese)
- [28] 梅冠华, 张家忠, 康灿. 基于流-固耦合算法的跨/超声速曲壁板气动弹性分析[J]. *振动与冲击*, 2016, 35(22): 54-60.
- MEI Guanhua, ZHANG Jiazong, KANG Can. Aeroelastic analysis of curved panels in transonic /supersonic airflow based on a fluid-structure coupling algorithm[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2016, 35(22): 54-60. (in Chinese)
- [29] CONNELL B, YUE D. Flapping dynamics of a flag in a uniform stream[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2007, 581: 33-67.
- [30] 李映坤, 韩珺礼, 陈雄, 等. 基于多物理场耦合的双脉冲发动机点火过程数值模拟[J]. *航空学报*, 2017, 38(4): 80-91.
- LI Yingkun, HAN Junli, CHEN Xiong, et al. Numerical simulation of the ignition transient of dual pulse motor based on multi-physics coupling approach[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(4): 80-91. (in Chinese)
- [31] KIM K H, KIM C, RHO O H. Methods for the accurate computations of hypersonic flows; I AUSMPW+ scheme[J]. *Journal of Computational Physics*, 2001, 174(1): 38-80.
- [32] 阎超. 计算流体力学方法及其应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
- [33] LI Y K, LUO H X, CHEN X, et al. Laminar boundary layer separation over a fluttering panel induced by an oblique shock wave[J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2019, 90: 90-109.

(编辑: 王碧珺)