

文章编号: 1000-4750(2017)04-0248-09

切向吹气对跨声速抖振边界及载荷的控制作用

党会学¹, 赵均海¹, 杨智春²

(1. 长安大学建筑工程学院, 西安 710061; 2. 西北工业大学航空学院, 西安 710072)

摘要: 针对限制客机及运输机飞行包线的跨声速抖振问题, 该文采用数值模拟方法研究了基于 Venturi 管的切向狭缝吹气对其边界及载荷的控制作用。结果表明: 在上翼面激波位置附近进行切向狭缝吹气控制, 能增大跨声速抖振的始发迎角, 且在迎角大于抖振始发迎角条件下显著增大升力; 不同抖振迎角条件下, 不同吹气位置、不同吹气总压比的切向狭缝吹气结果表明, 在上翼面激波上游位置吹气, 能有效抑制激波振荡, 从而显著降低激波抖振强度并同时弱化分离泡之间的相互作用, 进而形成了高频低能量激励; 吹气总压比变化对该位置吹气的控制效果基本无影响; 在激波中间位置及激波下游位置吹气, 虽然也对抖振荷载有一定减缓作用但效果不显著。

关键词: 跨声速; 抖振边界; 抖振荷载; Venturi 管; 切向狭缝吹气; 控制作用

中图分类号: V215.3 文献标志码: A doi: 10.6052/j.issn.1000-4750.2015.11.0896

CONTROL OF TRANSONIC BUFFET ONSET INCIDENCE ANGLE AND BUFFETING LOADS BY TANGENTIAL SLOT BLOWING

DANG Hui-xue¹, ZHAO Jun-hai¹, YANG Zhi-chun²

(1. School of Civil Engineering, Chang'an University, Xi'an 710061, China;

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

Abstract: To study the transonic buffet that limit the flight envelope of both transporters and airliners, numerical simulations are conducted to investigate the effect of tangential slot blowing based on Venturi nozzle for both transonic buffet onset incidence angle and buffeting load. The results show that, tangential blowing from slots on the upper surface of airfoil can increase the onset incidence angle of transonic buffet, while it can greatly increase lift when the incidence angle is near and above the buffet onset angle; for different incidence angle in buffet state without blowing, numerical simulations for blowing slots at different span-wise locations with different total pressure ratios are carried out. The results indicate that, in case of tangential blowing at upstream of shock wave, the shock wave oscillation is depressed, thus the buffeting load is greatly reduced and the mutual-interference in-between the two separation bubbles downstream of shockwave is evidently weakened, inducing the high-frequency low-energy lift oscillations. At this blowing location, the buffeting loads are not sensitive to the blowing pressure ration. For blowing slots located at the mean and downstream locations of shockwave without blowing, the buffeting loads are not efficiently suppressed.

Key words: transonic; buffet boundary; buffeting loads; Venturi nozzle; tangential slot blowing; control

在跨声速飞行条件下, 机翼上表面的激波/边界层干扰可导致激波自持振荡, 从而在机翼表面形成振荡荷载^[1-5], 不仅会引起飞机的抖振问题、降低

乘坐的舒适度, 还会造成结构疲劳甚至引发飞行事故。为此, 在民用飞机试飞过程中, 跨声速抖振边界一直是限制飞行包线的主要因素之一^[6-7]。针对

收稿日期: 2015-11-05; 修改日期: 2016-04-28

基金项目: 国家自然科学基金项目(51308519, 11472216)

通讯作者: 党会学(1982-), 男, 河北人, 高工, 博士, 主要从事流固耦合力学、结构风工程方面的研究(E-mail: perpetual@mail.nwpu.edu.cn).

作者简介: 赵均海(1960-), 男, 陕西人, 教授, 博士, 博导, 主要从事固体力学、结构工程研究(E-mail: zhaojh@chd.edu.cn);

杨智春(1964-), 男, 四川人, 教授, 博士, 博导, 主要从事气动弹性力学、智能结构及结构健康检测研究(E-mail: yangzc@nwpu.edu.cn).

该问题,以提高抖振始发迎角、降低抖振荷载、扩展飞行包线为目标,国内外研究人员从被动控制和主动控制方面分别入手,尝试了上翼面凹槽控制、前缘涡流发生器、三维鼓包(shock control bump, SCB)等被动控制措施,以及尾缘偏流装置(Trailing edge deflector, TED)、谐振舵面控制等主动控制措施对跨声速抖振的控制作用。

在被动控制方面, Thiede^[8]和 Smith^[9]等研究了凹槽装置对超临界翼型激波边界层干扰的影响并指出了凹槽可以将典型的正激波改变为两道 λ 激波,从而降低了总压损失、延迟激波诱导的边界层分离。Huang 等^[10]通过 IDDES 数值仿真方法研究了前缘涡流发生器对 OAT15A 翼型的抖振控制作用,指出了涡流发生器可以向下游推移激波时均位置、减小抖振区域内的脉动压力均方根、增加升力; Ogawa 等^[11]提出在机翼上表面安放三维鼓包(SCB)来控制三维机翼的激波/边界层流动干扰,其给出的最佳控制方案能降低 30% 的阻力。Eastwood 等^[12]以对跨声速机翼的减阻和抖振减缓作用为目标,对三维鼓包形状进行了优化,并指出三维鼓包与二维鼓包的差别在于三维鼓包能产生流向涡,从而扩大它的有效作用马赫数范围。田云、刘沛清等^[13-14]以 RAE2822 翼型及 DPW-III 会议提供的模型为例,研究了激波控制鼓包对抖振的控制作用,指出了鼓包在抖振迎角附近可以有效控制激波强度、稳定激波位置,且同时能够在一定程度上改善阻力特性。

在主动控制方面, Caruana^[2-4]提出了一种闭环控制的尾缘偏流装置(TED)对跨声速抖振的控制方法,其研究结果表面,当 TED 的偏转振荡频率与抖振频率接近时,控制效果最明显。该方法的不足之处在于,三维流动控制所需的闭环控制律非常复杂。Iovnovich 等^[15]研究了 DRA2303 翼型在固定状态、流体激振状态及正弦沉浮/俯仰状态下的流固耦合作用对流场结构的影响并指出,后缘声波决定了激波运动性态,翼型在流体激振状态下的响应频率与抖振频率一致,虽然正弦激励能够锁定抖振频率,但对声波的开环反馈几乎无抑制作用。Nitzsche^[16]研究了 20% 弦长襟翼摆动对 NACA0012 翼型抖振载荷特性的影响并指出,该襟翼的主动偏转振荡可以改变抖振响应的幅值特性和频率特性,从而对跨声速抖振起到主动控制作用,但其同时显著增加了翼型的俯仰力矩。高传强等^[17]从舵面平衡位置、舵偏幅值、频率以及相角等方面研究了谐振

舵面对跨声速抖振的抑制作用。

以往研究表明,采用凹槽、激波控制鼓包等被动方式来抑制激波抖振,会在设计状态下收到较好的效果,但在偏离设计条件时却往往会产生不利影响甚至可能恶化基本翼型的气动特性;采用 TED 或者襟翼摆动等主动激励方式来抑制抖振,往往控制律非常复杂,且控制舵面本身尺寸较大、对驱动力要求较高,会付出额外的驱动能量。针对跨声速抖振流动控制问题,本文以 NACA0012 翼型的跨声速抖振边界推迟及抖振载荷减缓为目标,提出了以 Venturi 管为吹气装置的切向狭缝吹气控制方法,并采用数值模拟方法检验其对跨声速抖振的控制作用。

1 数值方法和算例验证

直角坐标系下,三维可压缩非定常 $N-S$ 方程的守恒积分形式为:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \mathbf{Q} dV + \oint_{\partial\Omega} \mathbf{F} \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

式中: $\mathbf{Q} = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho e)^T$ 为解向量; $\partial\Omega$ 为流体域 Ω 的边界; \mathbf{n} 为边界的外法向矢量。

为较好地捕获跨声速流动中的激波诱导边界层分离流动,采用 SST $k-\omega$ 湍流模型^[18]来封闭 $N-S$ 方程。湍动能 k 和耗散率 ω 的输运方程分别为:

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \tilde{G}_k - Y_k, \\ \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \omega u_i)}{\partial x_i} &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega. \end{aligned} \quad (2)$$

对无粘项和粘性项,均采用 Barth 和 Jespersen 提出的二阶迎风格式^[19]进行离散。在非定常计算中,选用的湍流模型为基于 SST $k-\omega$ 模型的 DES 模型^[20],以准确模拟瞬态流动特性。非定常计算中的时间推进格式为二阶隐格式。

以 NACA0012 翼型为例,在 $Ma = 0.751$, $Re = 9.5 \times 10^6$, $\alpha = 1.99^\circ$ 来流条件^[21]下开展数值模拟。其中,翼型弦长取为 1 m,计算域尺寸及网格如图 1 所示,第一层网格厚度为 1×10^{-6} m,对应的 $y^+ \approx 1$ 。图 2 给出了试验^[21]与 CFD 得到的表面压力系数(C_p)结果。同时,为了检验本文方法对非定常跨声速流场的模拟能力,将 OAT15A 翼型的非定常模拟结果与文献[22]中的结果进行对比,如图 3 所

示。结果表明，本文采用的数值方法可用于开展跨声速流场模拟工作。

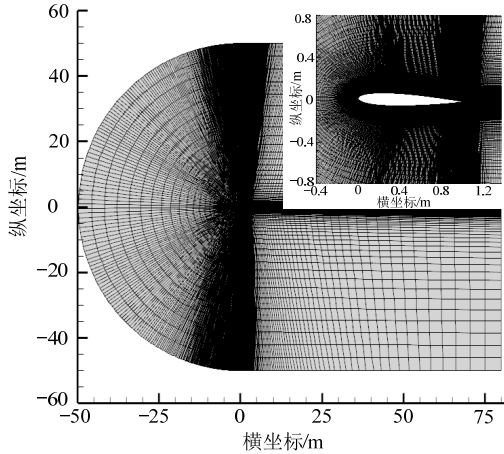


图1 翼型的计算网格
Fig.1 Grid around airfoil

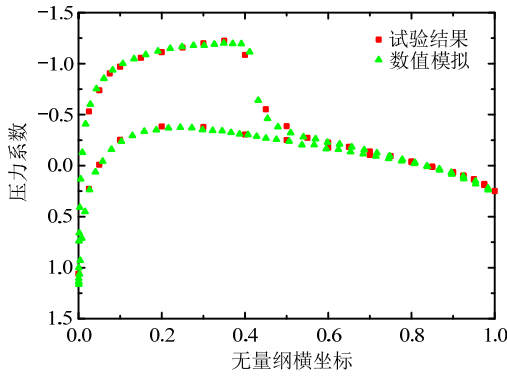


图2 数值结果与试验结果对比
Fig.2 Comparison of numerical and test results

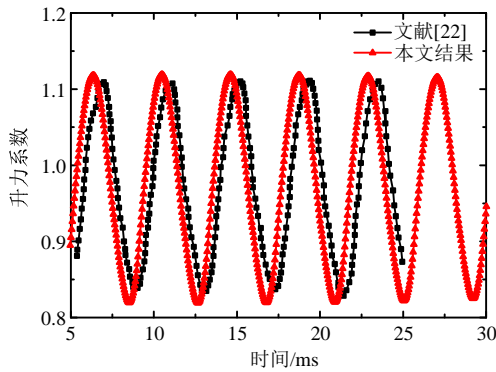


图3 非定常数值结果的对比验证
Fig.3 Comparison and validation of unsteady numerical results

2 切向吹气对抖振始发边界的推迟

给定来流参数同上，只改变翼型迎角，采用定常模拟计算方法得到升力系数随迎角的变化曲线。并进而采用文献[23]提出的最大曲率法，采用四次多项式对其进行拟合。计算与拟合得到的升力系数

随迎角变化曲线如图4所示。基于最大曲率法得到的抖振始发迎角为 3.93°，升力系数-迎角曲线的最大曲率为 0.08。

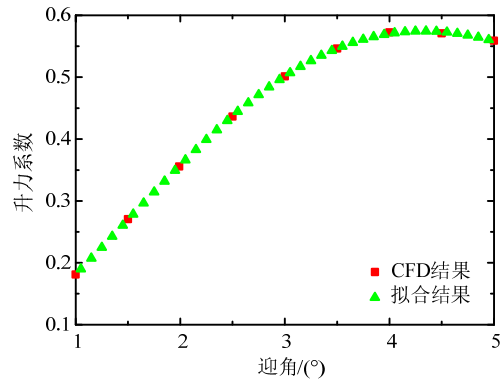


图4 升力系数随迎角的变化
Fig.4 Lift coefficients vs. incidence angle

从图2的翼型表面压力分布可看出，上翼面激波位置约在 41%~51%弦向位置。为此，选取在 46%弦向位置进行切向吹气控制，其中切向狭缝吹气控制设施的几何形状及网格如图5所示。切向狭缝的高度为 0.8 mm，采用 Venturi 管对气流进行加速，该管道的收缩比为 5.0。通过调控 Venturi 管入口处总压来控制吹气流量大小。

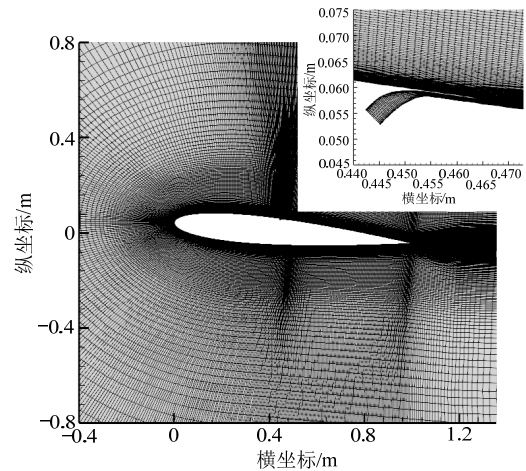


图5 吹气狭缝控制设施的网格图
Fig.5 Grid of tangential blowing slot

在吹气总压设置为来流总压条件下，得到了升力系数随迎角的变化曲线，并与无吹气控制条件的结果进行对比，结果如图6所示。同样基于最大曲率法可以计算出抖振始发迎角为 4.45°，升力系数-迎角曲线的最大曲率为 0.04。从图中可以看出，在该来流马赫数条件下，当翼型迎角小于 2.5°时，采用切向狭缝吹气的升力系数略低；但在迎角大于 3.0°以后，特别是当无吹气控制的 NACA0012 翼型的升力线斜率开始明显下降后，采用切向狭缝吹气

得到的翼型升力系数明显高于无吹气的结果,表明切向狭缝吹气不仅可以延迟抖振始发边界,而且能够增加升力。

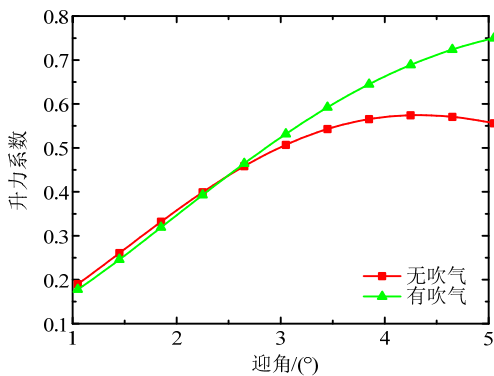


图6 有无切向狭缝吹气的升力系数比较

Fig.6 Comparison of C_L with and without blowing

以 4.0° 和 5.0° 迎角为例,给出有无切向狭缝吹气的翼型表面压力分布如图7所示。从图中可以看出,切向狭缝吹气主要将激波位置向下游推移,且迎角增大,切向吹气向下游推移激波的距离增加。从图8中的有无切向狭缝吹气的翼型流场压力云图可以看出,吹气还能使得上翼面附近区域的激波变得更为陡峭。同时,从图9中的流线图可以看出,在无吹气条件下, 5.0° 迎角的激波下游边界层内存在两个分离区,它们分别为激波诱导分离区和后缘附近的边界层分离区;在采用切向狭缝吹气进行控制后,激波诱导分离区尺寸显著减小、后缘附近的边界层分离区消失。

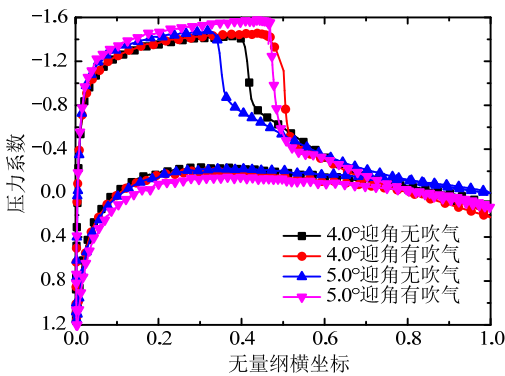


图7 有无吹气的翼型表面压力分布

Fig.7 Surface pressure distribution with/without blowing

3 切向吹气对抖振荷载的减缓

翼型的抖振荷载特性同样是飞行包线研究重点关注的问题。本文给出了在进入抖振边界后, NACA0012 翼型在迎角为 5.0° 、 5.5° 和 6.0° 条件下的非定常气动载荷时程(图10),并给出其对应的

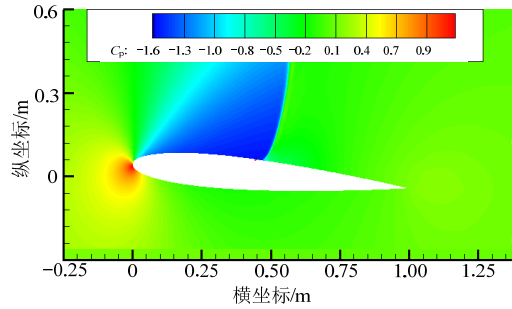
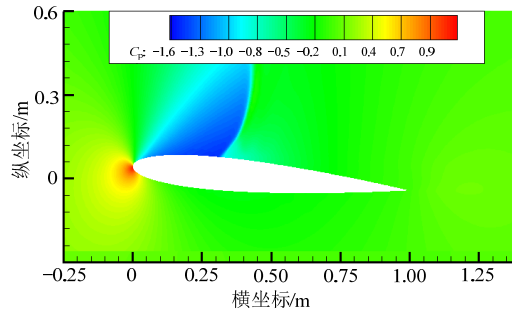
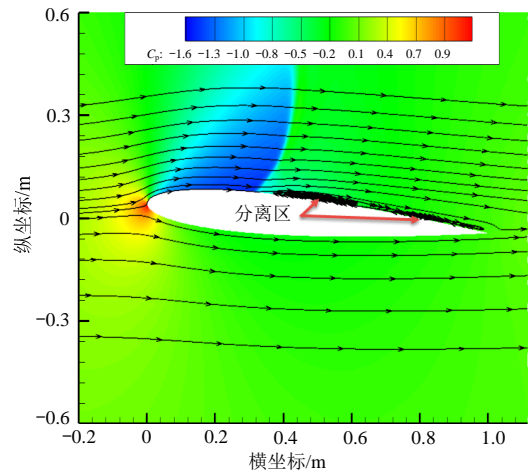
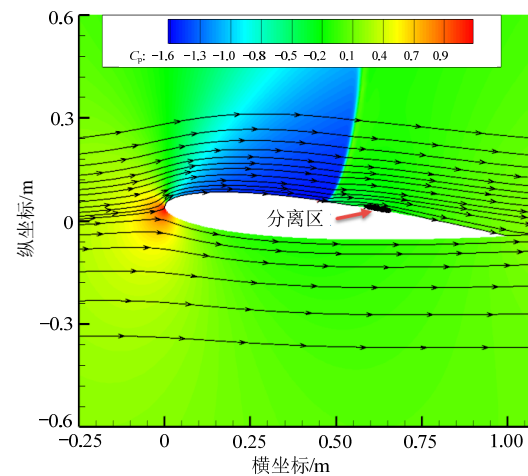


图8 有无吹气的翼型流场压力云图

Fig.8 Pressure contours of airfoil without/with blowing



(a) 无吹气的流线图

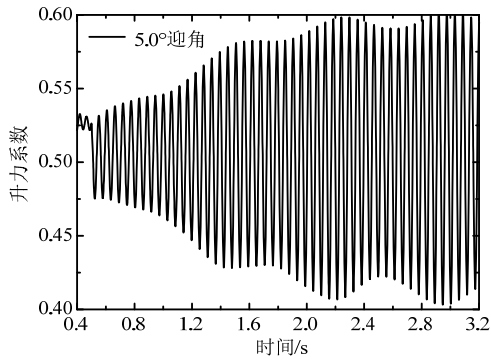


(b) 切向吹气的流线图

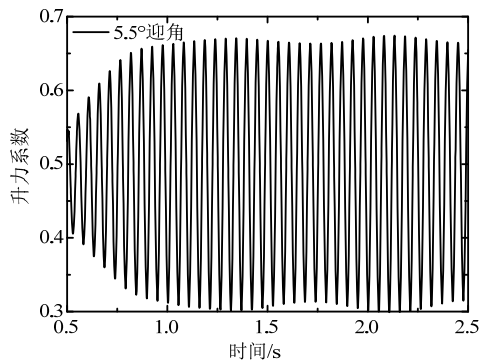
图9 5.0° 迎角条件下的有无切向吹气流线图

Fig.9 Streamlines at 5.0° degree incidence angle with and without tangential blow

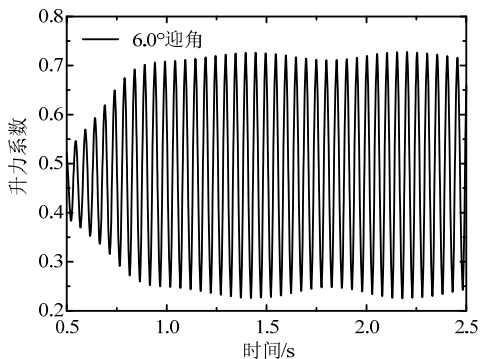
PSD 结果如图 11 所示。从图 10、图 11 可以看出，随着攻角增大，非定常气动幅值增加、峰值频率逐渐增大，但峰值频率都在 19 Hz 附近。



(a) 5.0°的升力系数



(b) 5.5°的升力系数



(c) 6.0°的升力系数

图 10 不同迎角条件下的非定常升力系数

Fig.10 Unsteady lift coefficients at different incidence angles

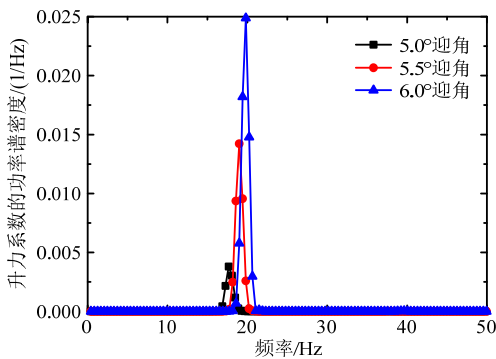
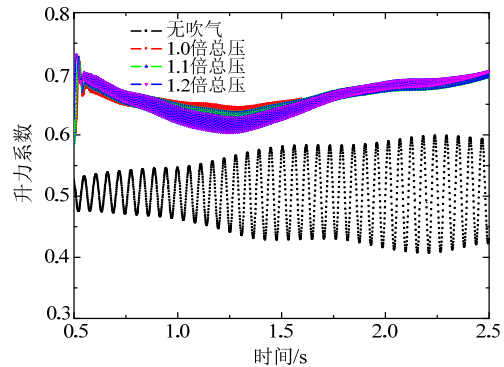


图 11 不同迎角条件下的 PSD 结果

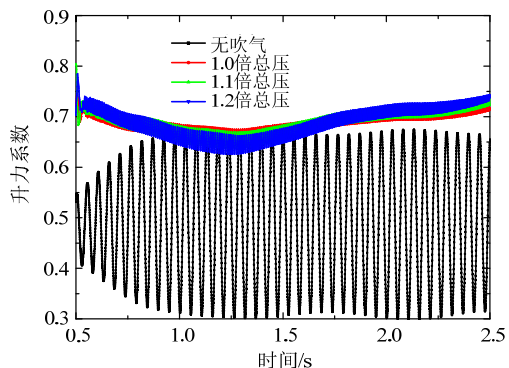
Fig.11 PSD results at different incidence angles

针对飞机在无意中进入抖振边界后的抖振荷载抑制问题，本文将针对迎角为 5.0°、5.5°和 6.0°条件下，分别研究 3 个不同吹气位置(41 %、46 %和 51 %弦向位置)、3 个不同吹气总压比(吹气总压与来流总压的比值，记为“1.0 倍总压”，“1.1 倍总压”和“1.2 倍总压”三个工况)条件下的切向狭缝吹气对抖振荷载的减缓作用。

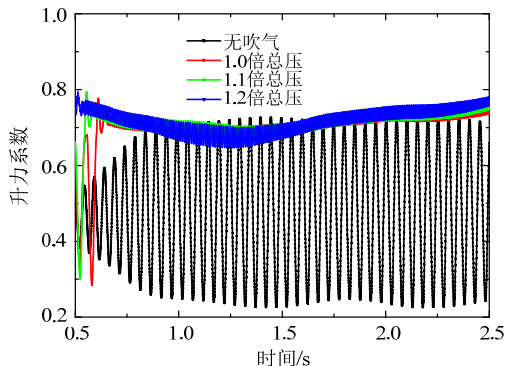
图 12 给出了不同迎角条件下，在 41 %吹气位置以不同总压比吹气的非定常升力系数历程。从图中可以看出，在三个吹气总压比条件下，该位置的切向狭缝吹气均能提高平均升力、降低抖振荷载。



(a) 5.0°迎角



(b) 5.5°迎角



(c) 6.0°迎角

图 12 不同迎角不同吹气总压条件下的非定常升力系数历程

Fig.12 Unsteady lift coefficient history under different blowing total pressure at different incidence angles

图 13 给出了图 12 对应的非定常升力系数的 PSD 结果。从图中可以看出，在 41 %弦向位置采用 1.0 倍总压的切向狭缝吹气已经能抑制抖振载荷。且吹气总压比从 1.0 倍增大到 1.2 倍，升力系数的 PSD 结果几乎完全一致(不再给出曲线)，意味着吹气总压的增大对抖振载荷的抑制效果无明显的改善。

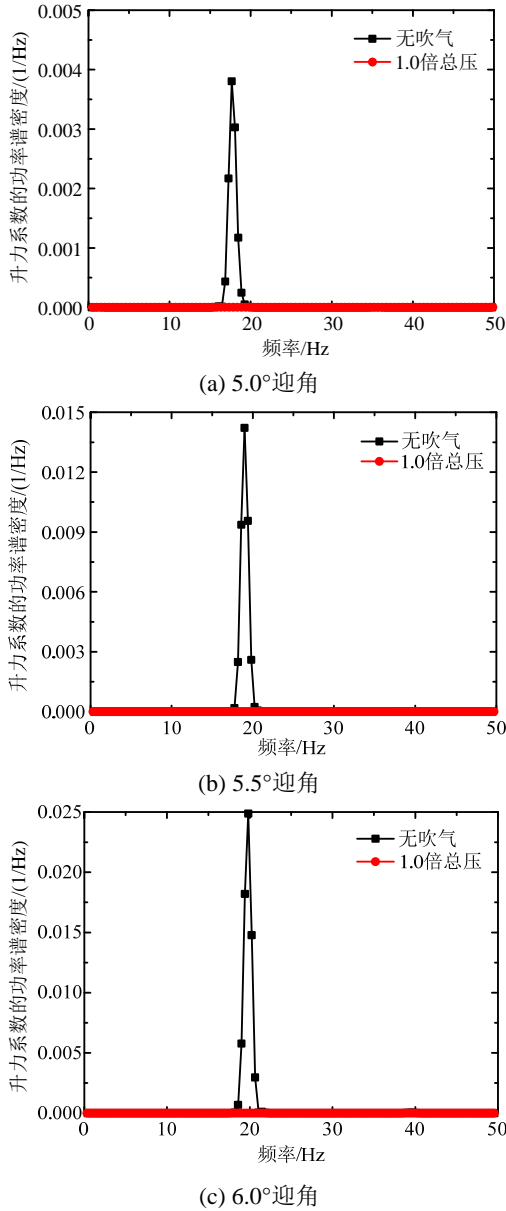


图 13 不同迎角不同吹气总压条件下的升力系数 PSD 结果
Fig.13 PSD of unsteady lift coefficient history under different blowing total pressure at different incidence angles

给出 5.0°、5.5°和 6.0°攻角条件下，在不同位置进行切向狭缝吹气控制的升力系数 PSD 峰值及峰值频率，分别如图 14 和图 15 所示。从图 14 可以看出，在这三个迎角条件下，41 %弦向位置切向吹气对抖振载荷的减缓效果最为显著，且减缓效果

基本与吹气总压大小无关；在 46 %位置吹气，对 5.0°迎角条件下的抖振载荷减缓效果明显，且吹气总压比为 1.2 条件下，其吹气控制效果比其它两个总压的好；51 %弦向位置吹气，仅对 5.0°迎角条件下的抖振载荷有显著的减缓作用。从图 15 中的 PSD 峰值对应的频率可以看出，在 41 %弦向位置吹气时的抖振载荷频率在 100 Hz 量级，远远高于无吹气的峰值频率 19 Hz，属于高频低能量激励载荷。而在 46 %和 51 %弦向位置吹气时，5.5°和 6.0°迎角条件下的峰值频率都在 19 Hz 量级，表明其对抖振载荷虽能在一定程度上进行减缓但不改变抖振流场的性质。

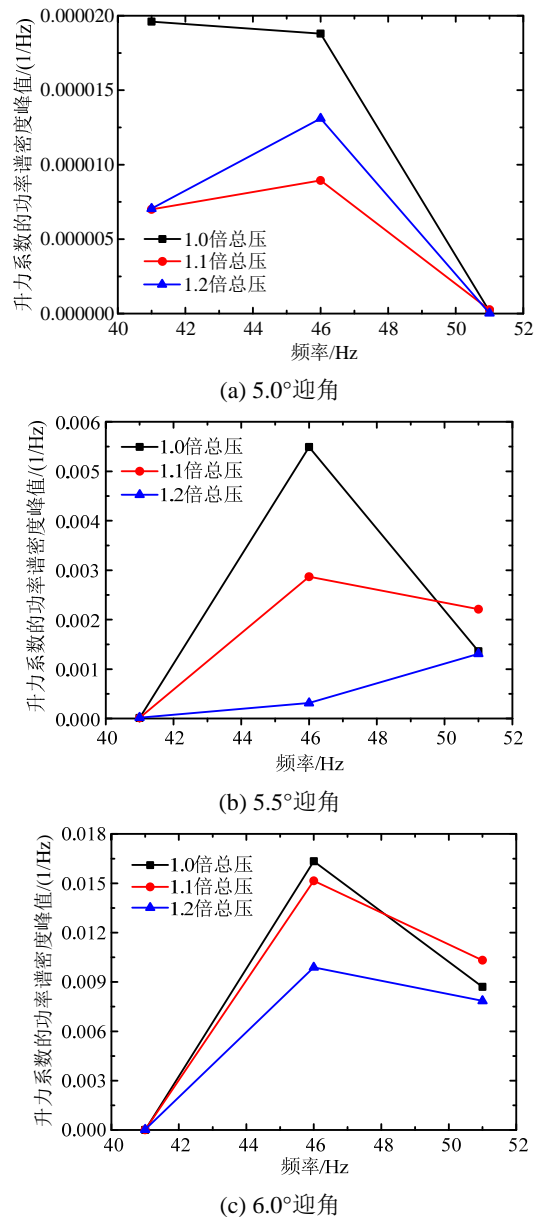
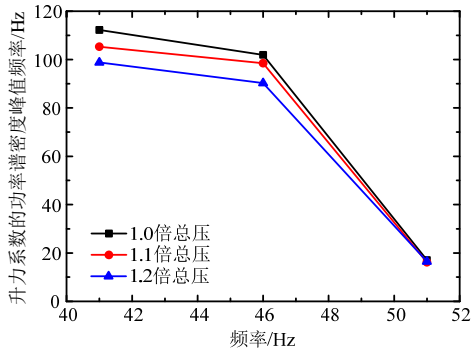
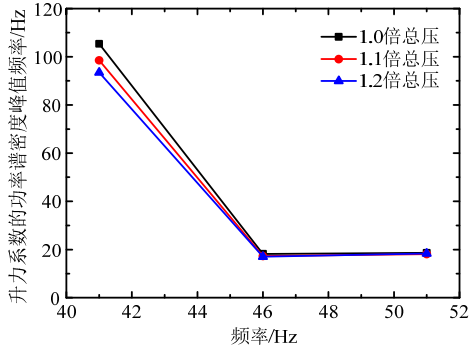


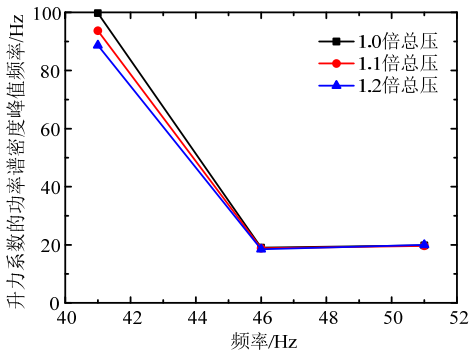
图 14 不同位置吹气控制后的升力系数 PSD 峰值
Fig.14 Peak values of lift coefficient PSD at different blow locations



(a) 5.0°迎角



(b) 5.5°迎角



(c) 6.0°迎角

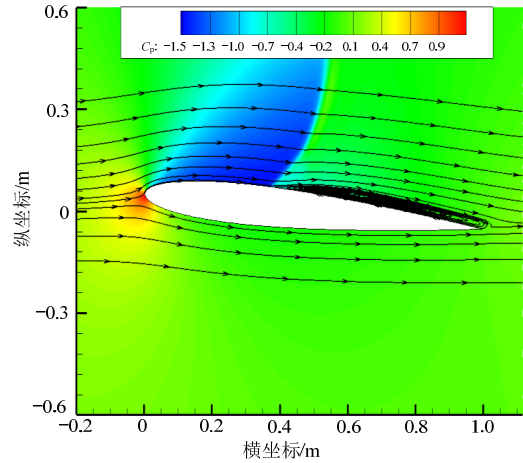
图 15 不同位置吹气控制后的升力系数 PSD 峰值频率

Fig.15 Frequency corresponding to peak values of lift coefficient PSD at different blow locations

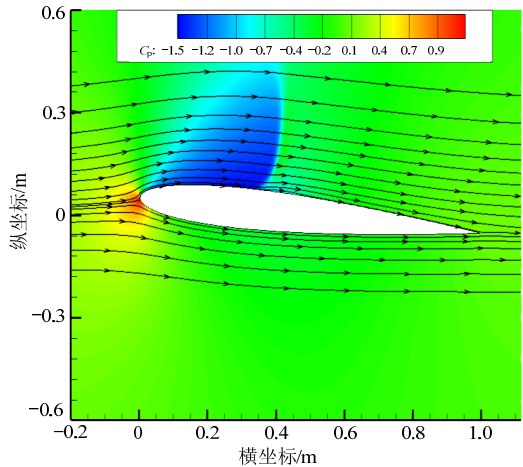
4 41%位置吹气的流动性态

根据上文的 PSD 结果可知,41 %弦向位置的切向狭缝吹气能改变抖振流场性态, 为此图 16 给出攻角 6.0°、吹气总压比为 1.1 条件下, 最大/中等/最小升力对应的流线图, 图 17 给出了对应的表面压力分布。从图 16(a)、图 16(b)和图 16(c)可以看出, 在无切向狭缝吹气控制条件下, 6.0°迎角条件下上翼面激波有明显的振荡, 并同时伴随着分离泡的产生、移动和消失; 对于采用切向狭缝吹气控制的图 16(d)、图 16(e)和图 16(f)来说, 激波振荡很弱, 且两个分离泡一直同时存在, 它们不会消失或产生。参考 Iovnovich 等^[15]的分析, 附着在光滑上翼

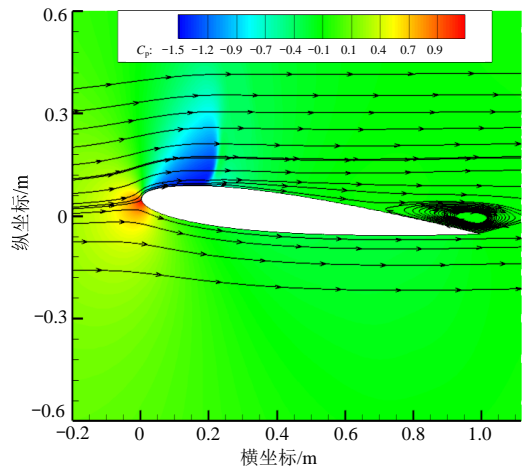
面的边界层分离泡在后缘声波脉动条件下, 会在翼面上振荡, 从而使得两个分离泡产生相互作用, 产生表面压力脉动。结合图 17 中的表面压力分布可知, 激波位置不随升力振荡而变化, 因此两个分离泡之间的相互作用是高频低能量激励载荷的来源。所以, 切向狭缝吹气流动控制的效果在于抑制了激波振荡并同时使得分离泡的位置及相互作用状态更为稳定。



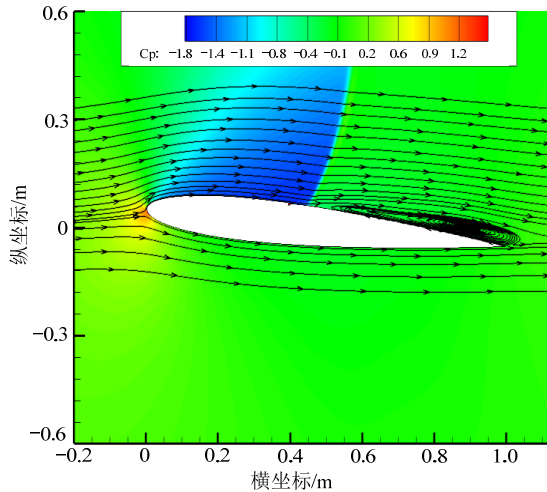
(a) 无吹气最大升力



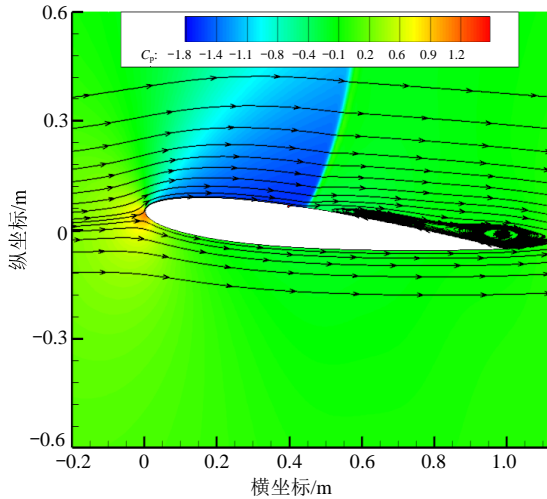
(b) 无吹气中等升力



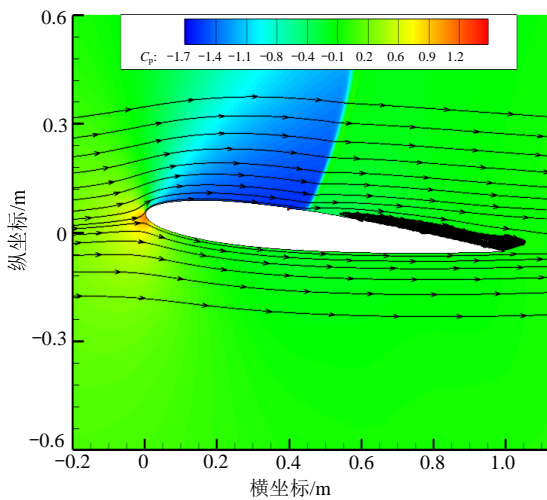
(c) 无吹气最小升力



(d) 有吹气最大升力



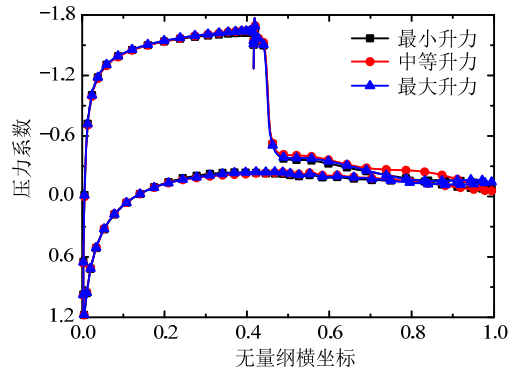
(e) 有吹气中等升力



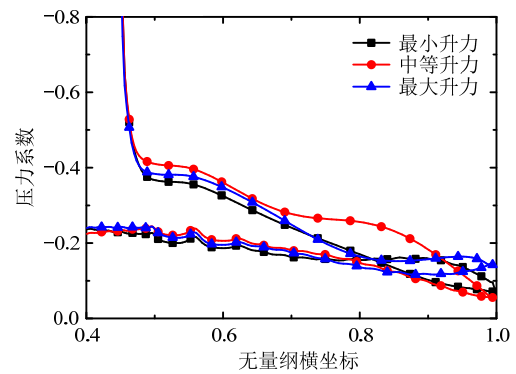
(f) 有吹气最小升力

图 16 有无吹气的最大/中等/最小升力对应的流线图

Fig.16 Streamlines corresponding to maximum/medium/minimum lift with and without blow



(a) 表面压力分布



(b) 激波下游压力分布的局部放大图

图 17 有无吹气的最大/中等/最小升力对应的表面压力分布

Fig.17 Surface pressure corresponding to maximum/medium/minimum lift with and without blow

5 结论

采用数值模拟方法研究了切向狭缝吹气对 NACA0012 翼型跨声速抖振的控制作用。结果表明:

(1) 跨声速抖振的频率在 19 Hz 左右, 且抖振荷载幅值随迎角增大而增加。

(2) 上翼面激波位置附近进行切向狭缝吹气控制, 能增大跨声速抖振的始发迎角, 且在迎角大于抖振始发迎角条件下显著增大升力。

(3) 不同抖振迎角条件下, 不同弦向位置、不同吹气总压比的吹气结果表明, 在上翼面激波上游位置吹气能有效抑制激波振荡, 从而显著降低激波抖振强度, 并同时使得分离泡的位置及相互作用状态更为稳定, 翼型升力振荡为高频低能量激励载荷。

(4) 增大激波上游位置切向狭缝吹气的总压比, 对抖振荷载的抑制效果无明显影响。

(5) 在激波中间位置及激波下游位置吹气, 虽然也对抖振荷载有一定减缓作用但效果不显著。

参考文献:

- [1] Hermes V, Klioutchnikov I, Oliveier H. Numerical investigation of unsteady wave phenomena for transonic airfoil flow [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2013, 25(1): 224—233.
- [2] Caruana D, Corrège M, Reberga O, et al. Buffet and buffeting active control [C]. *AIAA-2000-2609*, Reston: AIAA, 2000: 1—11.
- [3] Caruana D, Mignosi A, Robitailié C, et al. Separated flow and buffeting control [J]. *Flow, Turbulence and Combustion*, 2003, 71(1/2/3/4): 221—245.
- [4] Caruana D, Mignosi A, Corrège M, et al. Buffet and buffeting control in transonic flow [J]. *Aerospace science and technology*, 2005, 9(7): 605—616.
- [5] Daniella E. Raveh. Numerical study of buffet and transonic flutter on the NLR 7301 airfoil [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2003, 7(7): 540—550.
- [6] 牟让科, 杨永年. 飞机抖振问题研究进展[J]. *应用力学学报*, 2001, 18(增刊): 142—150.
- Mou Rangke, Yang Yongnian, Advances of studies for the buffet problem of aircraft [J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2001, 18(Suppl): 142—150. (in Chinese)
- [7] 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 on the buffet phenomenon of Naca0012 airfoil [J]. *Engineering Mechanics*, 2015, 32(5): 236—242. (in Chinese)
- [8] Thiede P, Krogmann P, Stanewsky E. Active and passive shock/boundary layer interaction control on supercritical airfoils [R]. *AGARD CP-365*, Reston: Brussels, 1984.
- [9] Smith A, Babinsky H, Fulker J L, et al. Shock wave/boundary-layer interaction control using streamwise slots in transonic flows [J]. *Journal of Aircraft*, 2004, 41(3): 540—546.
- [10] Huang J B, Xiao Z X, Liu J, et al. Simulation of shock wave buffet and its suppression on an OAT15A supercritical airfoil by IDDES [J]. *Science China Physics, Mechanics and Astronomy*, 2012, 55(2): 260—271.
- [11] Ogawa H, Babinsky H, Pätzold M, et al. Shockwave/boundary-layer interaction control using threedimensional bumps for transonic wings [J]. *AIAA Journal*, 2008, 46(6): 1442—1452.
- [12] Eastwood J P, Jarrett J P. Toward designing with threedimensional bumps for lift/drag improvement and buffet alleviation [J]. *AIAA Journal*, 2012, 50(12): 2882—2898.
- [13] 田云, 刘沛清, 彭健. 激波控制鼓包提高翼型跨音速抖振边界[J]. *航空学报*, 2011, 32(8): 1421—1428.
- Tian Yun, Liu Peiqing, Peng Jian. Using shock control bump to improve transonic buffet boundary of airfoil [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2011, 32(8): 1421—1428. (in Chinese)
- [14] Tian Y, Liu P, Li Z. Multi-objective optimization of shock control bump on a supercritical wing [J]. *Science China Technological Sciences*, 2014, 57(1): 192—202.
- [15] Iovnovich M, Raveh D E. Transonic unsteady aerodynamics in the vicinity of shock-buffet instability [J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2012, 29(29): 131—142.
- [16] Nitzsche J. A numerical study on aerodynamic resonance in transonic separated flow [C]. *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics*, Seattle, WA, 2009: 1—15.
- [17] 高传强, 张伟伟, 叶正寅. 基于谐振舵面的跨声速抖振抑制探究[J]. *航空学报*, 2015, 36(10): 3208—3217.
- Gao Chuanqiang, Zhang Weiwei, Ye Zhengyin. Numerical study on transonic buffet suppression with flapping rudder [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 36(10): 3208—3217. (in Chinese)
- [18] Mylène Thiery, Eric Coustols. Numerical prediction of shock induced oscillations over a 2D airfoil: Influence of turbulence modelling and test section walls [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2006, 27(4): 661—670.
- [19] Barth T J, Jespersen D C. The design and application of upwind schemes on unstructured meshes [C]. *AIAA Paper 89-0366*, 1989.
- [20] Strelets M. Detached eddy simulation of massively separated flows [C]. *AIAA Paper 2001-0879*, 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, 2001: 1—18.
- [21] McDevitt J B, Okuno A F. Static and dynamic pressure measurements on a NACA0012 airfoil in the ames high reynolds number facility [R]. *NASA TP-2485*, June, 1985.
- [22] Azeddine Kourta, Gabriel Petit, Jean-Pierre Rosenblum, et al. Prédiction du tremblement en écoulement transsonique [J]. *Comptes Rendus Méchnique*, 2005, 333(11): 810—817.
- [23] 杨智春, 刘金利. 一种预计机翼跨音速抖振边界的高精度方法[J]. *机械科学与技术*, 2013, 32(12): 1717—1721.
- Yang Zhichun, Liu Jinli. A Precise approach to predict transonic wing buffet boundary [J]. *Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering*, 2013, 32(12): 1717—1721. (in Chinese)