



基于射流流动控制的飞翼布局飞行器阵风载荷减缓研究

梅洋 史志伟 张维源 廖雪琪 郭鹏宇 夏雨航

Gust loads alleviation of flying wing aircraft based on jet flow control

Mei Yang, Shi Zhiwei, Zhang Weiyuan, Liao Xueqi, Guo Pengyu, Xia Yuhang

引用本文:

梅洋, 史志伟, 张维源, 等. 基于射流流动控制的飞翼布局飞行器阵风载荷减缓研究[J]. 空气动力学学报, 2026, 44(1): 85–95. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2024.0140

Mei Yang, Shi Zhiwei, Zhang Weiyuan, et al. Gust loads alleviation of flying wing aircraft based on jet flow control[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2026, 44(1): 85–95. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2024.0140

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2024.0140>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

基于速度分裂法的翼型阵风响应及减缓数值模拟

Numerical simulations of airfoil gust response and alleviation based on split velocity method

空气动力学学报. 2023, 41(4): 84–95 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2022.0123>

基于前缘合成双射流的飞翼布局纵向气动控制特性研究

Research on longitudinal aerodynamic control characteristics of flying wing based on leading-edge dual synthetic jets

空气动力学学报. 2022, 40(5): 79–90 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2022.0049>

一种单反馈通道振荡射流激励器设计

Design of a single feedback channel oscillating jet actuator

空气动力学学报. 2024, 42(7): 1–13 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2023.0086>

超声速来流条件下射流阵列和温度对横向射流流场结构的影响

Effect of jet array and temperature on the flow structures of a transverse jet in supersonic crossflow

空气动力学学报. 2024, 42(11): 75–85 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2023.0231>

影响振荡射流分离控制效果的关键因素

Key factors affecting the separation control effect of oscillating jets

空气动力学学报. 2024, 42(2): 56–67 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2023.0024>

变来流下翼型动态失速的协同射流控制数值模拟

Numerical simulation on dynamic stall control of airfoil based on co-flow jet under variable free stream

空气动力学学报. 2023, 41(9): 59–69 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2022.0156>

地址: 四川省绵阳市二环路南段8号11信箱9分箱
电话: 0816-2463375
Email: kqdlxxb@163.com



关注微信公众号
获得更多资讯信息

文章编号: 0258-1825(2026)01-0085-11

基于射流流动控制的飞翼布局飞行器 阵风载荷减缓研究

梅洋, 史志伟*, 张维源, 廖雪琪, 郭鹏宇, 夏雨航

(南京航空航天大学 航空学院, 南京 210016)

摘要: 针对飞翼布局飞行器静稳定性较差的特点, 通过控制面偏转应对阵风载荷的方法因受机械传动系统限制, 存在操纵效率低、控制效能有限等问题。为此, 本文采用CFD数值模拟方法, 开展基于射流流动控制的阵风载荷减缓技术研究。首先对飞翼布局飞行器的阵风响应特性进行分析, 在此基础上采用壁面射流和环量射流分别抑制阵风诱导的气动力载荷, 并提出一种基于压力反馈的阵风载荷减缓控制方案。结果表明: 阵风扰动主要影响飞行器上翼面前缘压力分布, 导致气动力特性改变; 施加壁面射流和环量射流均能有效控制阵风载荷, 其中环量射流在现有激励器参数和布局配置下表现出更优的控制效率; 在基于压力反馈的闭环控制下, 环量射流可使阵风诱导的升力系数增量均方根值降低63.1%, 俯仰力矩系数增量均方根值降低72.1%, 验证了该方法的有效性。

关键词: 阵风减缓; 射流流动控制; 压力反馈; 飞翼布局飞行器; 计算流体力学

中图分类号: V211.3 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2024.0140

Gust loads alleviation of flying wing aircraft based on jet flow control

Mei Yang, Shi Zhiwei*, Zhang Weiyuan, Liao Xueqi, Guo Pengyu, Xia Yuhang

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics And Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Due to the limitations of mechanical actuation systems, methods involving control surface deflections to address gust loads suffer from low maneuvering efficiency and limited control effectiveness. Considering the poor static stability characteristics of flying-wing aircraft, a study was conducted on gust load alleviation using jet flow control, based on Computational Fluid Dynamics (CFD) simulations. Initially, the gust response characteristics of the flying wing aircraft were analyzed. Building upon this analysis, both wall jet and circulation control were employed to mitigate the aerodynamic loads induced by gusts. Additionally, a gust load alleviation control strategy based on pressure feedback was proposed. The results indicate that gusts predominantly alter the pressure distribution on the leading edge of the upper wing surface, thus affecting aerodynamic loads. Both wall jet and circulation control were found to be effective in controlling loads; however, the circulation control demonstrated higher efficiency in alleviating gust-induced loads under the current actuator parameters and configurations. In this study, a pressure feedback-based closed-loop control system was designed, which automatically adjusts the jet according to the intensity of the gusts to achieve load alleviation. Under closed-loop control based on pressure feedback, the root mean square value of the increment in lift coefficient induced by gusts was reduced by approximately 63.1%, and the root mean square value of the increment in pitch moment coefficient was reduced by approximately 72.1%.

Keywords: gust loads alleviation; jet flow control; pressure feedback; flying wing aircraft; CFD

收稿日期: 2024-09-14; 修订日期: 2024-12-03; 录用日期: 2024-12-18; 网络出版时间: 2025-02-27

作者简介: 梅洋(2000—), 男, 湖南株洲人, 硕士研究生, 研究方向: 空气动力学. E-mail: meiyang@nuaa.edu.cn

通信作者: 史志伟*, 教授, 研究方向: 飞行器设计与流动控制. E-mail: szwam@nuaa.edu.cn

引用格式: 梅洋, 史志伟, 张维源, 等. 基于射流流动控制的飞翼布局飞行器阵风载荷减缓研究[J]. 空气动力学学报, 2026, 44(1): 85–95.

Mei Yang, Shi Zhiwei, Zhang Weiyuan, et al. Gust loads alleviation of flying wing aircraft based on jet flow control[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2026, 44(1): 85–95(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2024.0140

0 引言

飞行器在飞行过程中遭遇的阵风是指空气流动中突然变化的风速和风向。飞行器机体结构在突发的阵风扰动作用下将承受额外的气动载荷,在飞行器起降等关键时刻,较强的阵风可能导致结构受损或发生意外;与此同时,诱导载荷在瞬时产生的加速度将造成飞行器颠簸与摇晃,对乘客和机组人员造成不适甚至影响飞行员操纵。早期受技术条件限制,通过加强飞行器结构强度来抵抗阵风载荷对结构的破坏,但结构重量的增加降低了飞行器性能,与当前轻量化和柔性化的趋势背道而驰^[1];随着技术进步,飞行员能操纵升降舵、襟翼、副翼等控制面产生相反的气动力来削减阵风载荷,空客 A380 和波音 787 等民航客机均搭载阵风载荷主动控制系统用于提高飞行安全和飞行品质^[2]。

近年来,飞翼布局飞行器因其良好的气动性能成为研究热点,它将载重、飞行操纵等功能完全集中于机翼,通过去除平尾、垂尾等外形突起部件以追求更高的气动效率,并采用射流激励器代替传统舵面实现了良好的姿态控制^[3],但该类飞行器机身短、翼展长、静稳定性较差的特点也决定其易于受到阵风干扰的影响^[4],可见传统的机械控制舵面偏转的方法已无法满足飞翼布局飞行器独特的阵风载荷减缓需求。

以吹吸气、合成射流^[5]、环量射流^[6]等为代表的射流流动控制技术历经数十年的发展已成为飞行器性能提升的关键,与传统控制方法相比,射流激励器结构简单,作用响应灵敏,面对非定常流场仍具有较高的控制效率,能通过改变边界层的动量平衡实现增升减阻和延迟失速等,对阵风载荷减缓亦有广阔的应用前景。二维翼型方面,Al-Battal 等^[7]通过在 NACA 0012 翼型后缘布置壁面射流,发现小迎角工况下逆向射流能在上表面产生较大的逆压梯度,具有更好的升力载荷减缓效果;王海峰等^[8]基于壁面射流对 NLF416 自然层流翼型开展了开闭环的阵风载荷减缓控制策略研究,分析了射流参数和控制参数对阵风载荷减缓效果的影响;王浩等^[9]基于合成双射流对阵风过程中涡脱落演化特性开展分析,提出了射流动量系数阶梯式递减的新型控制策略以降低激励器能量损失。三维机翼方面,Deng 等^[10]通过在 NACA0015 梯形机翼翼尖处布置射流孔,在定常来流条件下研究了射流参数对机翼升力和俯仰力矩控制效果的影响;薛铨等^[11]则针对 NACA0015 梯形机翼研究了射流频率对翼根

弯矩减缓效果的影响,证明了射流控制方法面对高频阵风仍具有良好的控制效果,但存在较为明显的时滞效应;Li 等^[12-13]针对 BAH 机翼在亚声速和跨声速来流条件下,研究了壁面射流和环量射流的阵风载荷减缓效果,结果表明两种射流方式均可抑制阵风诱导的弹性机翼翼根弯矩变化。

上述阵风载荷减缓方法大多针对二维翼型或三维机翼开展研究,没有考虑阵风扰动对飞行器俯仰力矩的影响。目前关于射流流动控制在飞行器阵风载荷减缓方面的研究较少,侯雁翔等^[14]通过风洞虚拟飞行试验设计了基于飞行器纵向姿态的阵风载荷减缓闭环控制策略,验证了阵风扰动下射流的增稳控制效果。本文在上述研究基础上,通过数值模拟开展了基于射流流动控制的飞翼布局飞行器阵风载荷减缓方法研究,探究了飞行器的阵风响应特性,比较了壁面射流和环量射流两种激励器方案的流场特性和阵风载荷减缓效果,最后提出一种基于压力反馈的阵风载荷减缓闭环控制方案。

1 计算模型与数值计算方法

1.1 飞行器模型与射流激励器布置方式

本文采用了中等展弦比和中等后掠角的飞翼布局飞行器模型,如图 1 所示,其中模型展长 $b = 2.0$ m,对称面翼型弦长 $c = 1.2$ m,平均气动弦长 $\bar{c} = 0.6917$ m,机翼面积 $S_{\text{ref}} = 1.06$ m²,前缘后掠角为 47°,力矩参考点到机头距离为 0.3 m。

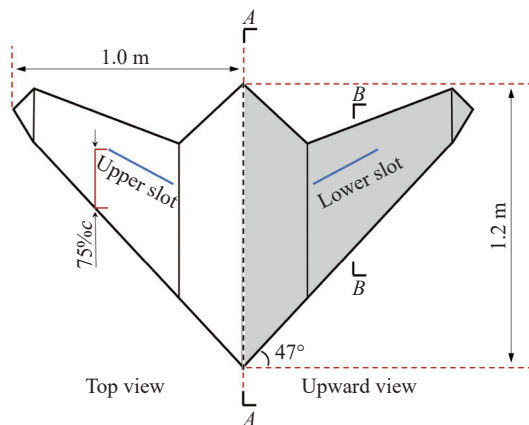


图 1 飞翼布局飞行器模型与壁面射流布置方案

Fig. 1 Flying wing aircraft model and jet layout scheme

本文旨在基于射流流动控制方法开展飞翼布局飞行器的阵风载荷减缓研究,在飞行器机翼段设计了两种射流激励器布置方案:方案一(图 1)在飞行器上下翼面局部弦长的 75% 处同时布置了壁面射流,其中壁面射流中心位置距离对称面的距离为 0.43 m,射

流激励器长度 $L = 0.32$ m, 喷口宽度为 $x = 0.5\% \bar{c}$, 定义射流速度与机身轴线间的夹角为射流出射角, 选取射流出射角为 -20° , 即向上游吹气; 方案二(图2)在飞行器机翼段后缘布置了环量射流激励器, 包含上下两个喷口, 由于环量射流控制效果受 Coanda 曲面半径和喷口宽度比值的影响, 考虑到模型后缘厚度较薄, 进行适当修形, 将环量射流激励器布置于飞行器沿展向的 33.5% 至 54.5% 处, 其中喷口宽度 $x = 0.0005$ m, Coanda 曲面半径 $r = 0.005$ m。

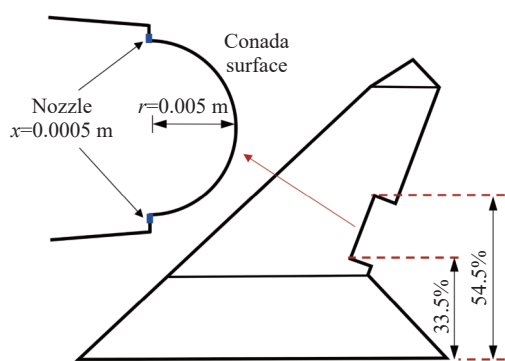


图2 环量射流激励器位置与参数

Fig. 2 The position and parameters of the circulation control jet actuators on the aircraft

1.2 数值计算方法

本文基于有限体积法求解非定常雷诺平均方程对飞行器阵风载荷减缓问题开展研究, 其中湍流模型采用二方程 SST $k-\omega$ 转捩模型, 其已被证明对于风场的模拟兼具较高的效率与准确率^[15-16]; 压力速度项采用 Coupled 算法进行求解, 在稳态计算时可以通过较少的迭代步数实现收敛, 在瞬态计算时确保在时间步长较大的情况下具有良好的稳定性, 以提高计算速度; 梯度项采用基于单元的最小二乘法插值; 动量项、压力项、湍流动能项和比耗散率项均采用二阶迎风格式。

典型的离散阵风形式包含 sin 型和 1-cos 型两种, 根据欧洲安全航空局在 CS-25 的定义^[17], 其阵风速度分布形式如式(1、2)和图3所示:

$$W_g = W_{g0} \left(\sin \frac{2\pi x}{H_g} \right), x \geq 0 \quad (1)$$

$$W_g = \frac{W_{g0}}{2} \left(1 - \cos \frac{2\pi x}{H_g} \right), 0 \leq x \leq H_g \quad (2)$$

式中: W_{g0} 为阵风速度幅值; H_g 为阵风场长度, 对于 sin 型阵风即表示单个周期的阵风波长; x 为阵风坐标系下的坐标, 即表示流场中阵风扰动传播的距离。

本文采用远场边界条件法 (far-field boundary

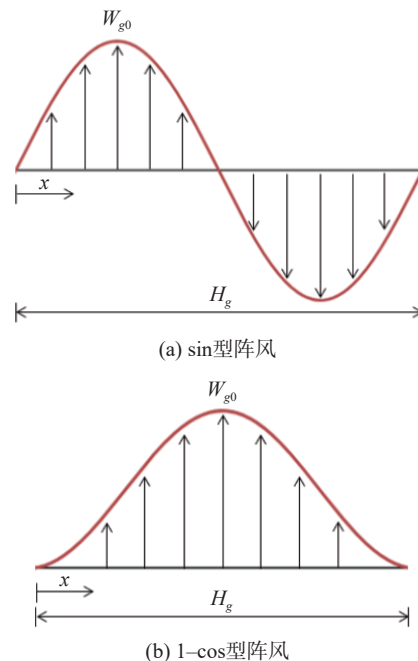


图3 阵风速度分布形式

Fig. 3 The distribution pattern of gust speed

condition, FBC) 开展阵风响应计算, 将式(1)和式(2)转换为 C 语言代码并通过用户自定义函数 (user defined function, UDF) 将阵风以速度边界的形式加入流场, 并允许阵风在流场中自由传播。为了防止因计算域网格数量不足使得阵风扰动在流场传播过程中发生耗散, 从而影响计算准确性, 需对计算域上游网格进行适当加密, 通过在上游区域采用高分辨率网格可以显著改善阵风运动传播过程中的阻尼效应^[18]。计算域、边界条件及网格划分如图4所示, 对施加壁面射流和环量射流的半模飞行器分别划分了 $30\bar{c}$ (长) $\times 3b$ (宽) $\times 20\bar{c}$ (高) 的矩形计算域进行仿真, 其中第一层网格高度为 3.36×10^{-5} 。计算条件为来流速度 $U_\infty = 20$ m/s, 雷诺数 $Re = 9.47 \times 10^5$ 。

射流激励器则通过在飞行器壁面定义速度边界的形式导入流场, 并通过射流质量流量系数 C_q 来衡量射流强度:

$$C_q = \frac{\rho_{jet} U_{jet} S_{jet}}{\rho_\infty U_\infty S_{ref}} \quad (3)$$

式中: ρ_{jet} 、 U_{jet} 、 S_{jet} 分别表示射流密度、射流速度、喷口面积; ρ_∞ 表示来流密度。

2 算例验证及无关性验证

2.1 阵风响应算例验证

为了验证本文所采用的 FBC 方法的准确性, 将 $Ma = 0.2$ 时的 NACA 0012 翼型与 $Ma = 0.7$ 时的 BAH

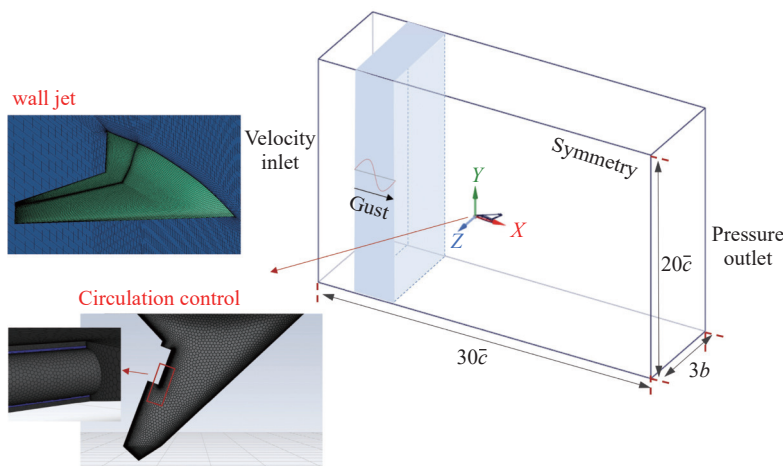


图4 计算域、边界条件及飞行器模型网格示意图

Fig. 4 Schematic diagram of the computational domain, boundary conditions and aircraft model grid division

机翼阵风响应计算结果与参考文献 [12,19] 进行对比, 结果如图5所示。对于二维翼型, 该方法计算得

到的阵风扰动下的升力系数增量 ΔC_L 略低于参考值, 当 $s > 6$ ($s=U_\infty t/\bar{c}$ 为无量纲时间), 即阵风离开翼型表面时, 数值计算结果出现震荡; 对于三维机翼, 计算值与参考值仅存在较小偏差。总体而言, 计算得到的升力系数曲线与参考文献基本一致, 证明该方法具有可行性。

2.2 网格密度与时间步长无关性验证

对于施加壁面射流的模型, 基于粗、中、细三套网格开展阵风条件下的网格密度无关性验证, 网格数量分别为 3.99×10^6 、 5.77×10^6 和 7.98×10^6 , 其中来流速度 $U_\infty = 20$ m/s, 飞行迎角 $\alpha = 6^\circ$, 阵风比 $W_{g0}/U_\infty = 0.1$, 阵风频率 $f = 2$ Hz, 三套网格计算得到的阵风响应结果基本一致, 仅在阵风扰动引起的升力增量极值处存在差别, 如图6(a)所示。从数值上来看, 随着网格的细化, 阵风扰动引起的升力系数增量幅值逐渐趋于定值, 其中粗网格和中网格计算得到的升力系数幅值相差0.997%, 中网格和细网格计算得到的升力系数幅值相差0.494%, 因此可以认为数值仿真计算结果得到收敛。

除网格密度外, 时间步长的选取也会影响计算结果, 与上述相同的来流条件下, 基于CFL准则选取无量纲时间 $\Delta s = 0.0289$ 、 0.0578 、 0.1156 对计算结果进行比较, 如图6(b)所示, 可见随着时间步长的缩小, 升力系数增量幅值也逐渐稳定, 可认为计算结果收敛。

考虑到计算所消耗的资源及时间成本, 后续采用中等密度网格(网格数量 5.77×10^6)在时间步长 $\Delta s = 0.0578$ 条件下对模型开展数值仿真计算。同理, 经网格密度和时间步长无关性验证后, 对于施加环量射流的模型选择网格数量为 6.88×10^6 的网格在时间步长 $\Delta s = 0.0578$ 的情况下进行仿真。

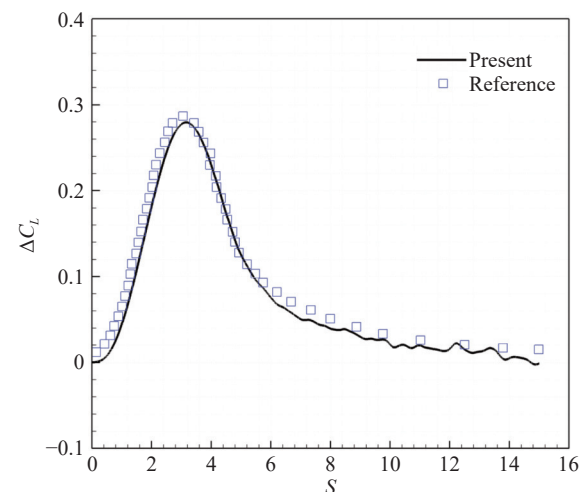
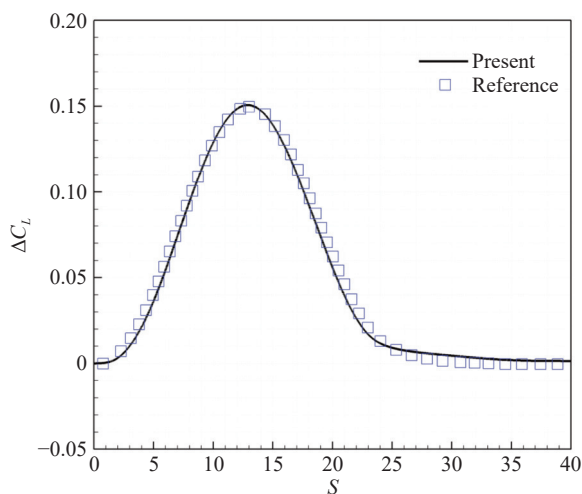
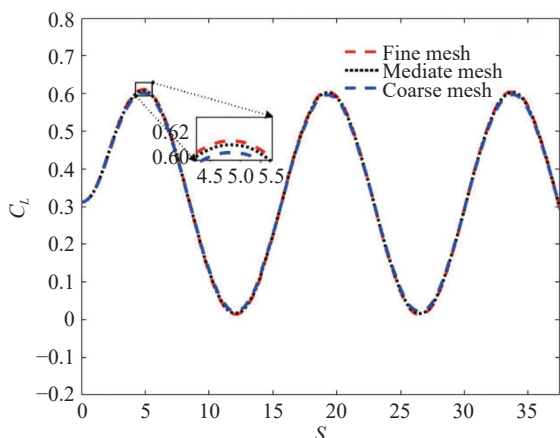
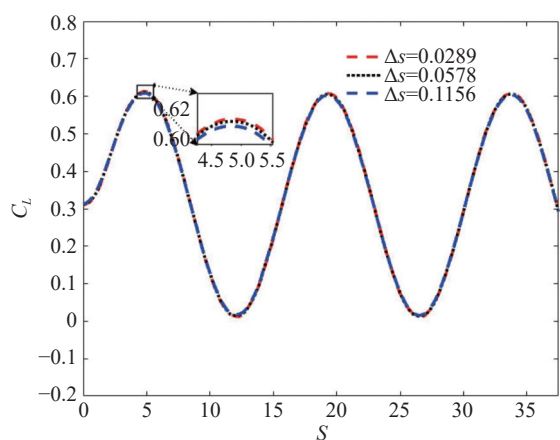
(a) NACA0012翼型 ($Ma=0.2$, $\alpha=0^\circ$, $W_{g0}/U_\infty=0.0349$, $H_g=5\bar{c}$)(b) BAH机翼 ($Ma=0.7$, $\alpha=3^\circ$, $W_{g0}/U_\infty=0.03$, $H_g=24.2\bar{c}$)

图5 阵风响应计算方法数值验证

Fig. 5 Numerical verification of gust response calculation method



(a) 不同网格密度下的阵风响应升力系数结果



(b) 不同时间步长下的阵风响应升力系数结果

图6 网格数量与时间步长无关性验证

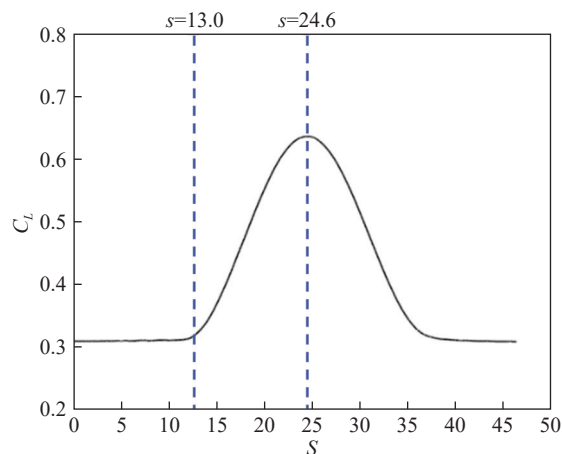
Fig. 6 Verification of the independence of grid number and time step

3 结果讨论与分析

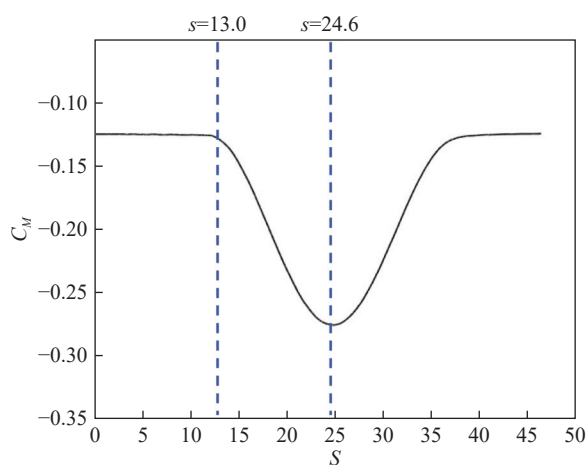
3.1 飞翼布局飞行器阵风响应特性

本文针对 $\sin$ 型和 $1-\cos$ 型阵风开展了数值仿真, 其中来流条件与 2.2 小节保持一致, $1-\cos$ 型阵风扰动作用下的飞行器升力系数和俯仰力矩系数变化曲线如图 7 所示, 可见飞行器升力系数先增大后减小, 俯仰力矩系数则呈相反趋势变化。对比阵风速度在 $s = 13.0$ 和 24.6 时刻飞行器上下翼面的压力云图结果(图 8), 阵风主要影响了飞行器前缘的压力分布, 随着阵风速度的增大, 相对负压区从上翼面前缘机翼中段部分逐渐沿展向扩大, 当阵风扰动造成的升力增量达到极值时, 对应上翼面相对负压区面积最大, 可以推测飞行器上翼面机翼中段前缘处产生的吸力峰和下翼面前缘相对正压区面积(红色方框区域)的扩大影响了飞行器的升力系数和俯仰力矩系数。

图 9 给出了阵风扰动过程中 $s = 13.0$ 至 $s = 24.6$ 不同时刻下 $A-A$ 截面($z = 0$)和 $B-B$ 截面($z = 0.64$)的



(a) 升力系数曲线



(b) 俯仰力矩系数曲线

图7 $1-\cos$ 型阵风扰动数值仿真

Fig. 7 Numerical simulation of disturbance of one-minus-cosine gust

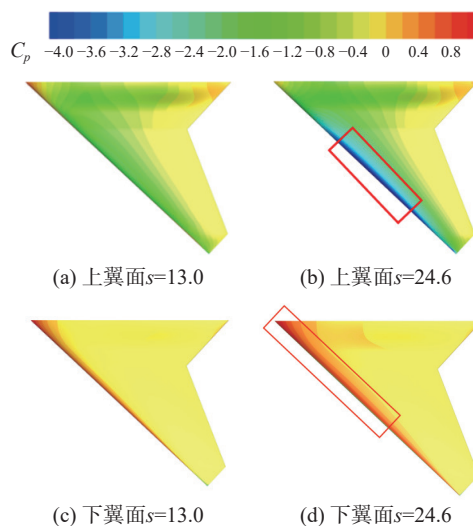
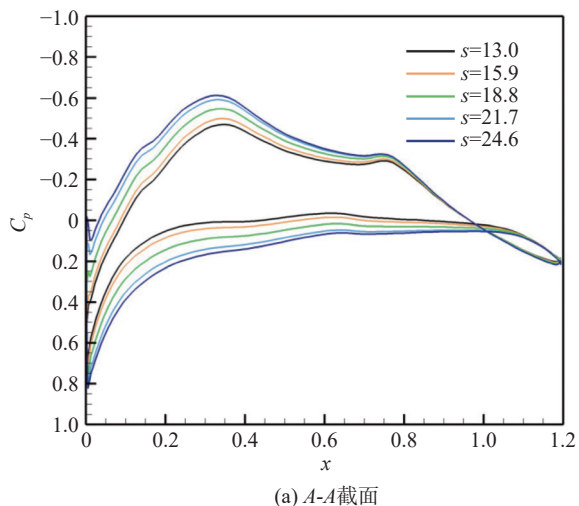


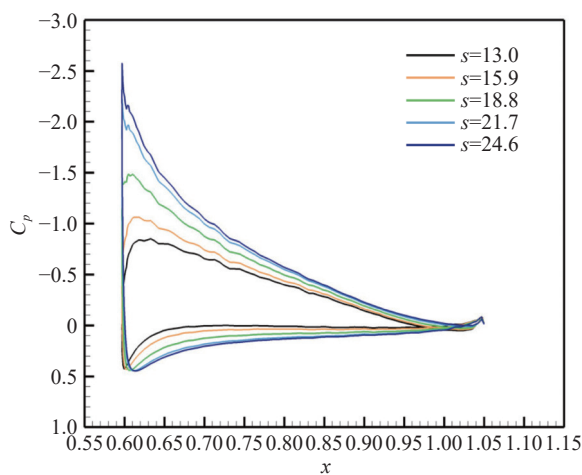
图8 飞行器翼面压力云图

Fig. 8 Pressure coefficient contours on the airplane

压力系数变化(截面位置见图 1), 对于 $A-A$ 截面, $x < 0.6$ 处机身的压差变化略大于机身尾部, 且后缘处压力无明显改变; 对于 $B-B$ 截面, 上翼面前缘处的压



(a) A-A截面



(b) B-B截面

图9 不同时刻的截面压力系数

Fig. 9 Sectional pressure coefficients at different times

力系数变化,可见压力系数从 -0.8 减小至 -2.5 ,而机翼后缘和整个下翼面的压力变化相对平缓,从数值上看与A-A截面处压力变化程度相对一致。由此可见飞行器上翼面机翼中段前缘处吸力峰的演化过程是造成全机气动变化的主要原因。观察B-B截面处压力云图(图10),当阵风速度增大,使得前缘驻点后移,相当于增大了来流的迎角,升力增加。

3.2 基于壁面射流和环量射流的阵风载荷控制

在来流速度 $U_\infty = 20$ m/s,飞行迎角 $\alpha = 6^\circ$ 的条件下施加定常射流,不同质量流量系数时下翼面壁面射流和向下偏折的环量射流对飞行器升力系数和俯仰力矩系数的影响如图11所示(本文图例Jet、CC分别代指施加壁面射流、环量射流的控制效果),可见壁面射流和环量射流对升力和俯仰力矩的控制效果均随着射流质量流量系数的增加而增强,且在相同的质量流量系数下,环量射流的控制效果更加显著。

进一步研究射流激励器对阵风载荷的控制效果,

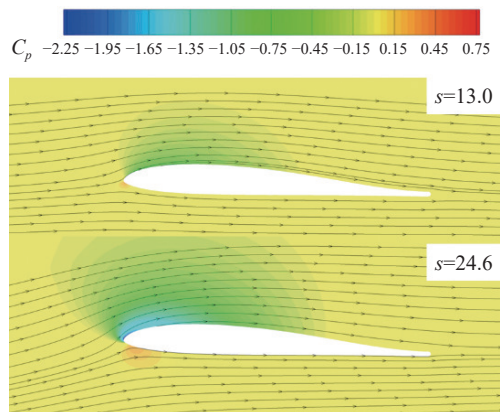
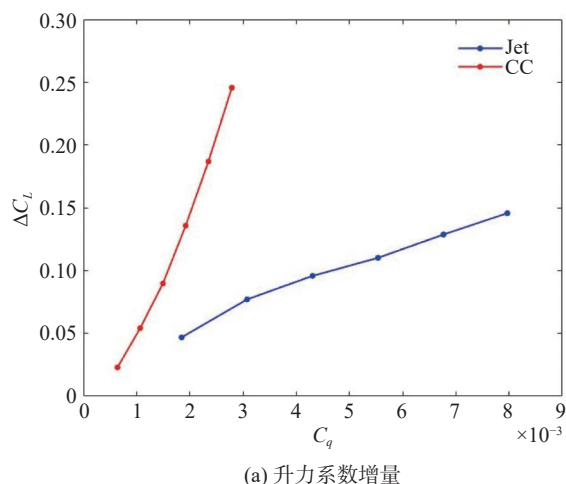
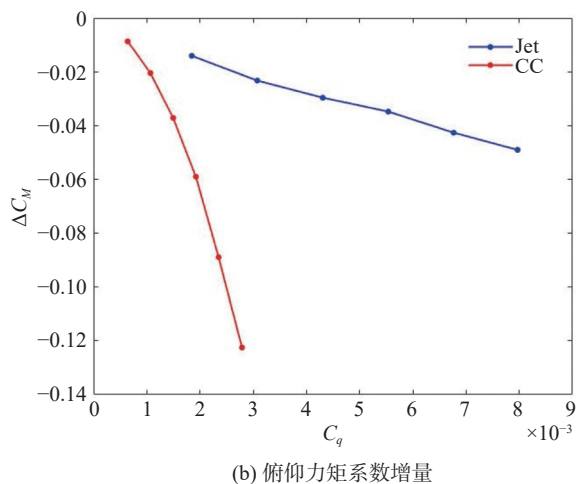


图10 B-B截面压力云图

Fig. 10 Pressure coefficient contours of B-B section



(a) 升力系数增量



(b) 俯仰力矩系数增量

图11 射流质量流量系数对控制效果的影响

Fig. 11 The impact of jet mass flow coefficient

以sin型阵风为研究对象,本文首先设定射流质量流量系数为与阵风模型相关的已知函数:

$$C_q = C_{q0} \cdot \sin(ks) \quad (4)$$

式中: C_{q0} 为质量流量系数幅值,通过调节系数 k 保证射流质量流量系数与阵风呈相同频率变化。

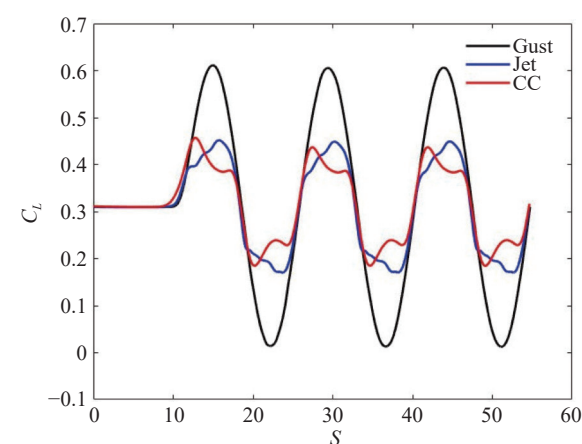
阵风载荷减缓效率通过阵风条件下射流作用前后升力系数或俯仰力矩系数增量均方根值之比评判：

$$\eta_L = 1 - \frac{\sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \Delta C_{L,jet(s)}^2}}{\sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \Delta C_{L,gust(s)}^2}} \quad (5)$$

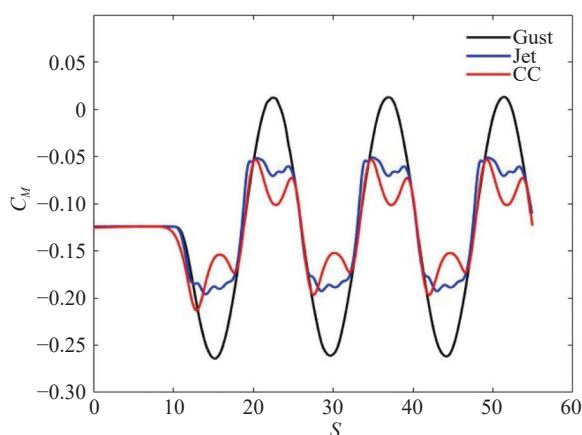
$$\eta_M = 1 - \frac{\sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \Delta C_{M,jet(s)}^2}}{\sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \Delta C_{M,gust(s)}^2}} \quad (6)$$

式中： η_L 和 η_M 分别表示升力系数减缓效率和俯仰力矩系数减缓效率； $\Delta C_{X,gust(s)}$ 和 $\Delta C_{X,jet(s)}$ 表示阵风环境下，在施加射流前后相较定常来流时的升力系数增量和俯仰力矩系数增量。

图 12 给出了阵风条件下分别施加壁面射流和环量射流前后的升力系数和俯仰力矩系数变化。可见阵风诱导的升力系数幅值为 0.3，俯仰力矩系数幅值为 0.15(来流条件与 2.2 小节一致)。对于壁面射流，



(a) 升力系数曲线



(b) 俯仰力矩系数曲线

图 12 阵风扰动下施加控制前后的气动力变化

Fig. 12 Aerodynamic changes before and after control under gust disturbance

当 $C_{q0} = 0.0097$ 时，可以降低阵风载荷诱导的升力系数增量均方根值和俯仰力矩系数增量均方根值分别降低 48.3% 和 41.1%；对于环量射流，当 $C_{q0} = 0.0023$ 时，降低阵风载荷诱导的升力系数增量均方根值 63.4%，降低俯仰力矩系数增量均方根值 52.9%。通过选取合适的 C_{q0} ，两种射流方式均能产生良好的载荷控制效果。结合上述分析，基于本文采用射流激励器参数和布局方案，环量射流对于阵风载荷的减缓具有更高的控制效率。

图 13 给出了上翼面壁面射流作用下不同 C_q 时，飞行器上翼面和 $B-B$ 截面处的压力云图变化。可见随着 C_q 的增加，射流激励器前方相对高压区的面积扩大，高压区沿展向均匀分布；射流缝后方因流动分离产生了相对低压区，且低压主要聚集分布在激励器边缘靠近翼根的位置，这主要是此处飞行器表面曲率较大造成流动分离导致的。因此壁面射流可改变飞行器上下表面压力分布，对气动力造成影响。

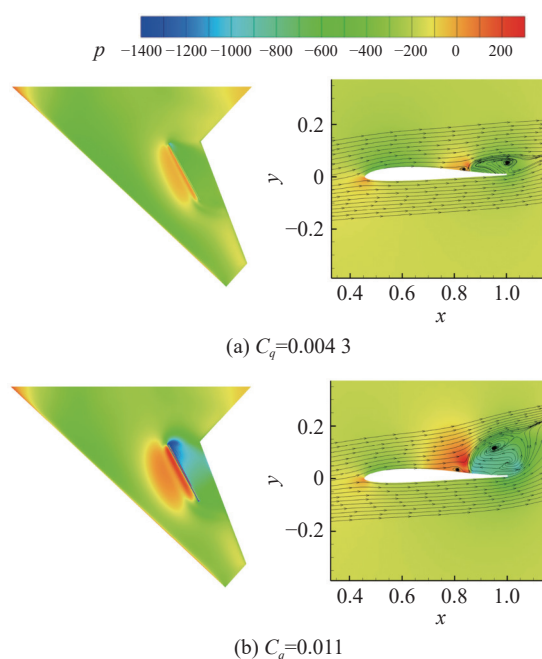
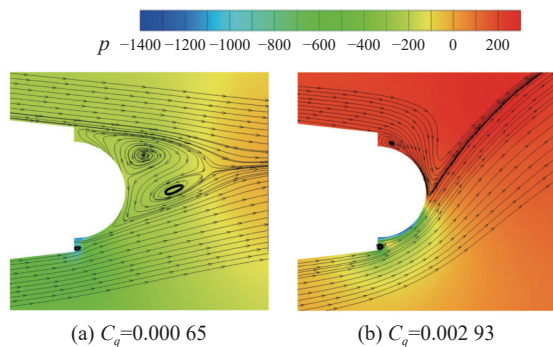


图 13 壁面射流作用下上翼面和 $B-B$ 截面压力云图

Fig. 13 Pressure contours of upper airfoil and $B-B$ section under wall jet

图 14 给出了环量射流作用后 $B-B$ 截面处的压力云图，可见当 C_q 较小时，射流较早在环量后缘发生分离，对主流的吸附效果有限，此时对升力系数和俯仰力矩系数贡献微弱，这解释了图 12 中当阵风扰动较小时，对应环量射流较小，其载荷减缓效果偏差，通过提高 C_q 的响应灵敏度可以消除环量射流“死区”的原因；随着 C_q 逐渐增大，射流沿着凸曲面后缘流动，此时主流因射流的卷吸作用发生偏转，最终使得

图 14 施加环量控制后 $B-B$ 截面压力云图Fig. 14 Pressure contours of $B-B$ section under circulation control

环量和升力发生改变, 并带来俯仰力矩的变化。

3.3 压力反馈阵风载荷减缓闭环控制研究

文献[8]基于阵风扰动过程中翼型的升力系数开展了阵风载荷减缓反馈控制研究, 并取得了良好的效果, 但在飞行器高速飞行过程中直接测量升力系数较为困难, 现阶段以升力系数作为闭环控制系统的反馈信号无法适用于实际飞行。在此基础上, 本文选取飞行器模型的表面压力作为控制信号, 由于升力由飞行器上下翼面压差造成, 阵风扰动作用下飞行器的表面压力也会出现脉动。此外, 飞行器在飞行过程中的表面压力可以通过传感器进行采集。

基于飞翼布局飞行器阵风响应特性的研究, 本文依据以下原则选择压力特征点: 第一, 特征点压力系数的变化趋势应当与阵风扰动造成的气动特性变化趋势一致; 第二, 压力系数的响应曲线要有较大的斜率以保证能快速响应阵风的变化, 且压力系数响应幅值应尽可能大以减小测量精度的影响^[20-21]。

结合 3.1 小节对阵风扰动过程中飞行器表面压力的研究, 为了进一步确定压力脉动最敏感的区域, 沿飞行器展向作截面(图 15), 取无量纲坐标 $2z/b = 0$ 、

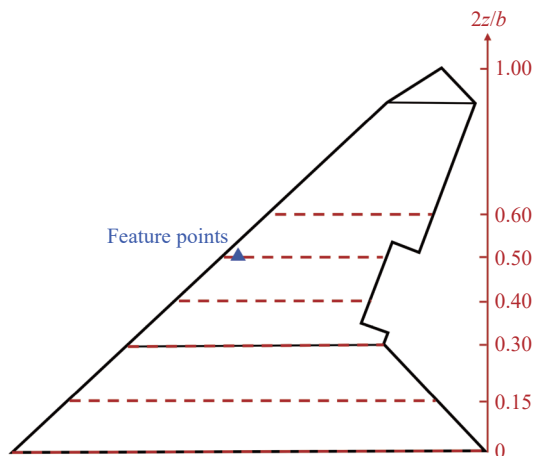
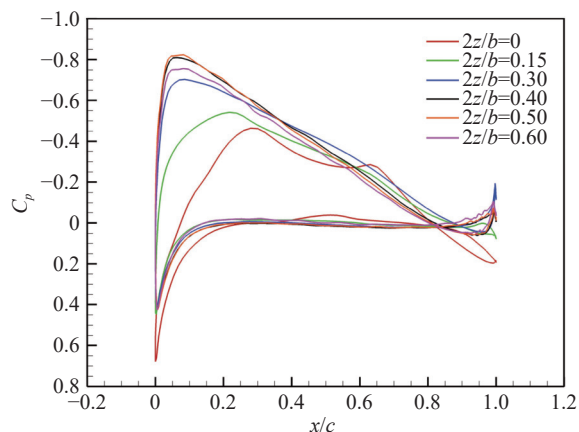


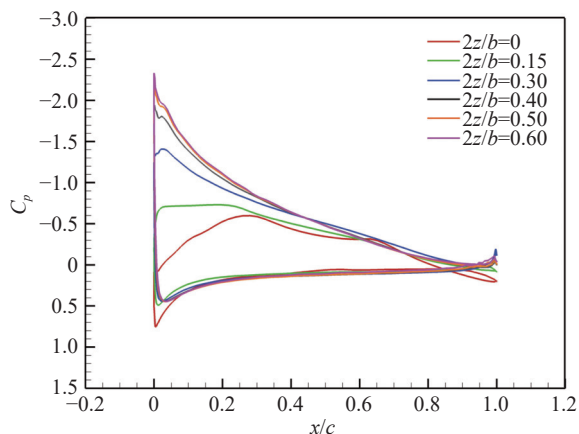
图 15 截面位置及特征点

Fig. 15 Section location and feature points

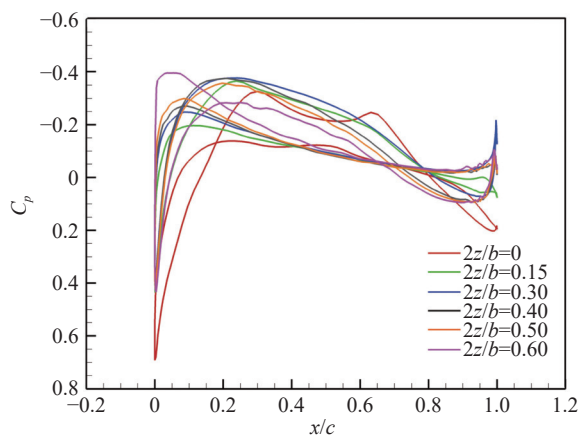
0.15、0.3、0.4、0.5、0.6, 得到不同相位时各截面位置的压力系数, 如图 16 所示, 各截面前缘处在相位 B 和相位 C 时相较相位 A 的压力系数脉动极值, 如表 1 所示。可见 $2z/b = 0.5$ 截面前缘处的压力脉动相对剧烈, 在该截面前缘附近取特征点, 其单个阵风周期内对应的压力系数如图 17 所示。可见在 $\sin$ 型阵风扰动作用下, 当升力系数达到最大值, 对应上下翼面压



(a) 无阵风扰动(相位A)



(b) 阵风扰动诱导升力系数最大(相位B)



(c) 阵风扰动诱导升力系数最小(相位C)

图 16 特征点单个周期内压力系数脉动

Fig. 16 Pressure coefficient pulsation of feature points in a single cycle

表 1 不同截面处相位 B、C 的压力系数脉动极值
Table 1 Pressure coefficient pulsation extremum of phase B and C at different sections

截面位置 $2z/b$	ΔC_p (相位B)	ΔC_p (相位C)
0	-0.03	0.32
0.15	-0.15	0.35
0.3	-0.72	0.45
0.4	-1.21	0.52
0.5	-1.55	0.53
0.6	-1.47	0.35

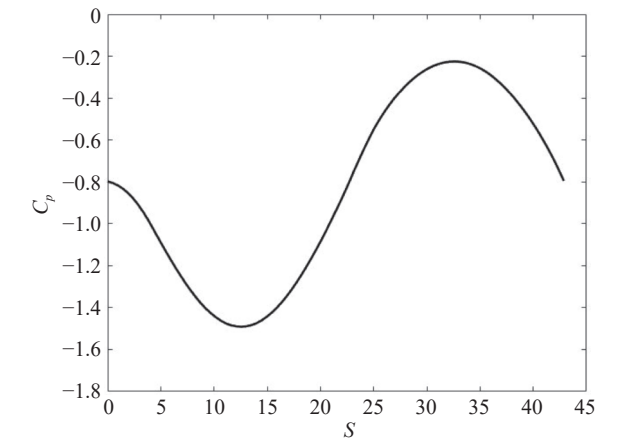


图 17 特征点单个周期内压力系数脉动
Fig. 17 Pressure coefficient pulsation of feature points in a single cycle

差最大，特征点压力系数最小，反之同理。
本文在上述研究的基础上设计了基于压力反馈的阵风载荷减缓闭环控制律：

$$C_q = k \cdot [C_p(s) - C_{p0}] \tag{7}$$

式中： C_{p0} 和 $C_p(s)$ 分别是阵风扰动作用前后特征点的压力系数，通过调节反馈系数 k 可以控制射流激励器的灵敏程度。

图 18 给出了基于环量射流的压力反馈控制下的阵风载荷减缓结果，相较开环控制，射流激励器能根据阵风扰动程度实时调节质量流量，根据计算结果，当 $C_{qmax} = 0.0017$ 时，分别可以降低阵风载荷诱导的

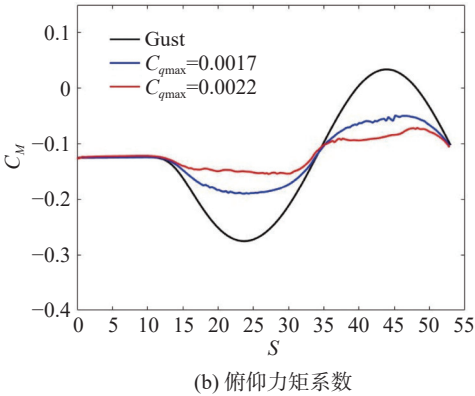
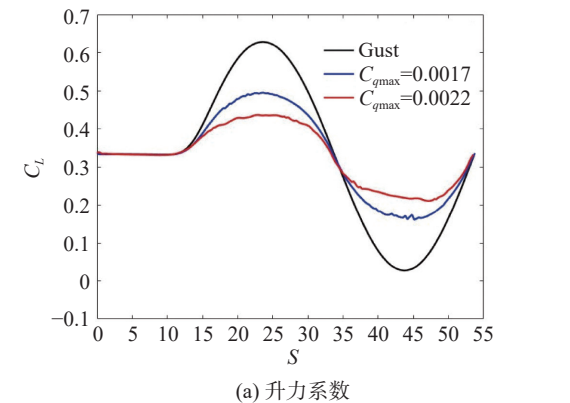


图 18 压力反馈闭环控制下的载荷减缓
Fig. 18 Gust loads alleviation under pressure feedback closed loop control

升力系数增量均方根值和俯仰力矩系数增量均方根值 48.3% 和 56.2%；当 $C_{qmax} = 0.0022$ 时，分别可以降低阵风载荷诱导的升力系数增量均方根值和俯仰力矩系数增量均方根值 63.1% 和 72.1%。施加环量控制前后， $B-B$ 截面在相位 B 和相位 C 时刻的压力系数如图 19 所示，当阵风扰动诱导升力增加并带来低头力

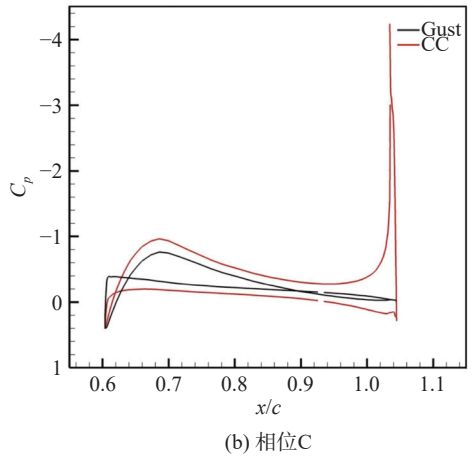
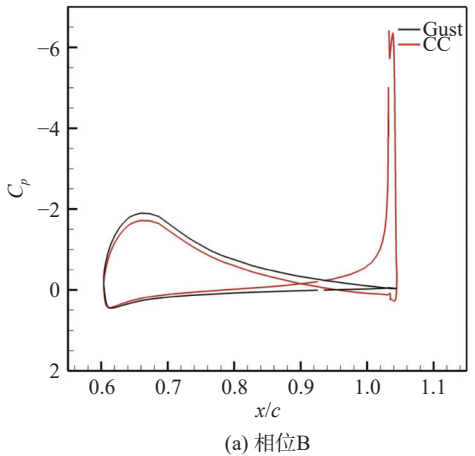


图 19 阵风扰动下环量控制前后 $B-B$ 截面的压力系数
Fig. 19 The pressure coefficient of the $B-B$ section under the circulation control during gust flow

矩时(相位 B),环量射流主要通过影响后缘的压力分布,在下翼面后缘处形成较大的相对负压区,抵消阵风诱导的升力增量,同时形成抬头力矩缓解阵风扰动对俯仰姿态的影响;同理,当阵风扰动诱导升力减小并带来抬头力矩时(相位 C),环量射流在上翼面后缘形成的相对负压区贡献了升力和低头力矩以实现阵风载荷的减缓。

4 结 论

本文通过流场数值仿真对飞翼布局飞行器的阵风响应特性开展研究,基于壁面射流和环量射流实现阵风载荷减缓,并提出一种基于压力反馈的阵风载荷减缓控制方法,得到如下结论:

1) 阵风主要影响了飞翼布局飞行器前缘的压力分布,上翼面机翼段前缘处吸力峰的演化过程是造成全机气动力变化的主要原因。

2) 壁面射流通过改变喷口附近的压力分布对气动力造成影响,而环量射流由于卷吸效应带动主流偏转主要影响了后缘的压力分布,通过选取合适的射流质量流量系数,两种射流方式均能有效抑制阵风诱导的气动力变化;基于本文采用的射流激励器布局方案,环量射流对于阵风载荷的减缓具有更高的控制效率。

3) 本文选取飞行器表面压力作为反馈信号实现阵风载荷控制,一方面,上下翼面的压力差导致升力变化,另一方面,表面压力可以通过传感器实时采集,具备一定的工程应用价值。当环量射流 $C_{q\max} = 0.0022$ 时,可以实现降低阵风诱导的升力系数增量均方根值和俯仰力矩系数增量均方根值分别约 63.1% 和 72.1%。

本文以飞翼布局飞行器为研究对象,提出了一种基于射流流动控制的压力反馈阵风载荷减缓方法,但飞行器在阵风扰动作用下的柔性变形及相关的流固耦合问题有待进一步研究。

参 考 文 献:

- [1] 杨超,邱祈生,周宜涛,等. 飞机阵风响应减缓技术综述[J]. 航空学报, 2022, 43(10): 208–248.
Yang Chao, Qiu Qisheng, Zhou Yitao, et al. Review of aircraft gust alleviation technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(10): 208–248(in Chinese).
doi: [10.7527/S1000-6893.2021.27350](https://doi.org/10.7527/S1000-6893.2021.27350)
- [2] Regan C D, Jutte C V. Survey of applications of active control technology for gust alleviation and new challenges for lighter-weight aircraft: NASA/TM-2012216008[R]. California: NASA, 2012
- [3] 孙全兵,史志伟,耿奎,等. 基于主动流动控制技术的无舵面飞翼布局飞行器姿态控制[J]. 航空学报, 2020, 41(12): 185–194.
Sun Quanbing, Shi Zhiwei, Geng Xi, et al. Attitude control of flying wing aircraft without control surfaces based on active flow control[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(12): 185–194(in Chinese).
doi: [10.7527/S1000-6893.2015.2020.24080](https://doi.org/10.7527/S1000-6893.2015.2020.24080)
- [4] 杨俊斌,吴志刚,戴玉婷,等. 飞翼布局飞机阵风减缓主动控制风洞试验[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(1): 184–192.
Yang Junbin, Wu Zhigang, Dai Yuting, et al. Wind tunnel test of gust alleviation active control for flying wing configuration aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(1): 184–192(in Chinese).
doi: [10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0079](https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0079)
- [5] Glezer A, Amitay M. Synthetic jets[J]. Annual review of fluid mechanics, 2002, 34(1): 503–529.
doi: [10.1146/annurev.fluid.34.090501.094913](https://doi.org/10.1146/annurev.fluid.34.090501.094913)
- [6] Wood N, Nielsen J. Circulation control airfoils - past, present, future[C]// 23rd Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV, USA. AIAA, 1985: AIAA1985-204.
doi: [10.2514/6.1985-204](https://doi.org/10.2514/6.1985-204)
- [7] Al-Battal N, Cleaver D, Gursul I. Aerodynamic load control through blowing[C]// 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, San Diego, California, USA. AIAA, 2016: AIAA 2016-1820.
doi: [10.2514/6.2016-1820](https://doi.org/10.2514/6.2016-1820)
- [8] 王海峰,邓枫,刘学强,等. 基于喷流作用的自然层流翼型阵风载荷减缓控制[J]. 航空学报, 2022, 43(11): 246–257.
Wang Haifeng, Deng Feng, Liu Xueqiang, et al. Gust load alleviation control based on jets for natural laminar airfoil[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(11): 246–257(in Chinese).
doi: [10.7527/S1000-6893.2021.26767](https://doi.org/10.7527/S1000-6893.2021.26767)
- [9] 王浩,罗振兵,邓雄,等. 基于合成双射流的翼型阵风载荷减缓研究[J]. 航空学报, 2024, 45(16): 129660.
Wang Hao, Luo Zhenbing, Deng Xiong, et al. Airfoil gust load alleviation based on Dual Synthetic Jets[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(16): 129660(in Chinese).
doi: [10.7527/S1000-6893.2024.29660](https://doi.org/10.7527/S1000-6893.2024.29660)
- [10] Deng Feng, Wang Haifeng, Xue Cheng, et al. A combined experimental and numerical study on aerodynamic load reduction for a swept wing by using jets[J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 130: 107935.
doi: [10.1016/j.ast.2022.107935](https://doi.org/10.1016/j.ast.2022.107935)
- [11] 薛铖,邓枫,覃宁. 阵风载荷主动喷流控制数值模拟研究[C]//第四届全国非定常空气动力学学术会议论文集. 北京: 中国力学学会, 2018: 98–105.
Xue Cheng, Deng Feng, Qin Ning. Numerical simulation of gust load control for an swept wing by active blowing[C]//4th National Conference on Unsteady Aerodynamics. Beijing: The Chinese Society of Theoretical and Applied Mechanics, 2018: 98–105 (in Chinese).
- [12] Li Yonghong, Qin Ning. Gust load alleviation by normal microjet[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 117: 106919.
doi: [10.1016/j.ast.2021.106919](https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106919)
- [13] Li Yonghong, Qin Ning. Gust load alleviation on an aircraft wing by trailing edge circulation control[J]. Journal of Fluids and Structures, 2021, 107: 103407.
doi: [10.1016/j.jfluidstructs.2021.103407](https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2021.103407)
- [14] 侯雁翔,冯立好. 飞翼布局主动流动控制风洞虚拟飞行试验[J]. 航空学报, 2024, 45(24): 630636.
Hou Yanxiang, Feng Lihao. Wind tunnel virtual flight test of flying wing configuration with active flow control[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(24): 630636(in Chinese).
doi: [10.7527/S1000-6893.2024.30636](https://doi.org/10.7527/S1000-6893.2024.30636)
- [15] Casella L, Langreder W, Fischer A, et al. Dynamic flow analysis using an

- OpenFOAM based CFD tool: Validation of turbulence intensity in a testing site[J]. ITM Web of Conferences, 2014, 2: 04002.
doi: [10.1051/itmconf/20140204002](https://doi.org/10.1051/itmconf/20140204002)
- [16] Yang Wei, Quan Yong, Jin Xinyang, et al. Influences of equilibrium atmosphere boundary layer and turbulence parameter on wind loads of low-rise buildings[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2008, 96(10-11): 2080–2092.
doi: [10.1016/j.jweia.2008.02.014](https://doi.org/10.1016/j.jweia.2008.02.014)
- [17] European Aviation Safety Agency. Certification specifications for large aeroplanes CS-25[S]. European Aviation Safety Agency: Cologne, Germany, 2008.
- [18] Boulbrachene K, De Nayer G, Breuer M. Assessment of two wind gust injection methods: Field velocity vs. split velocity method[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2021, 218: 104790.
doi: [10.1016/j.jweia.2021.104790](https://doi.org/10.1016/j.jweia.2021.104790)
- [19] Zaide A, Raveh D. Numerical simulation and reduced-order modeling of airfoil gust response[J]. AIAA Journal, 2006, 44(8): 1826–1834.
doi: [10.2514/1.16995](https://doi.org/10.2514/1.16995)
- [20] 董伟星. 25 度 Ahmed 汽车模型气动减阻的闭环控制研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017.
Dong Weixing. Study on closed-loop control of aerodynamic drag reduction of 25-degree Ahmed car model[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017(in Chinese).
- [21] 牛中国, 刘捷, 胡秋琦, 等. 基于压力反馈的等离子体主动流动控制试验[J]. 航空动力学报, 2024, 39(3): 74–81.
Niu Zhongguo, Liu Jie, Hu Qiuqi, et al. Experiment of the plasma active flow control based on pressure feedback[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(3): 74–81(in Chinese).
doi: [10.13224/j.cnki.jasp.20220265](https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20220265)

(本文责编: 徐燕)