



翼型激波抖振的无模型自适应控制

任凯 高传强 张伟伟

Model-free adaptive control of shock buffet flow over an airfoil

REN Kai, GAO Chuanqiang, ZHANG Weiwei

引用本文:

任凯, 高传强, 张伟伟. 翼型激波抖振的无模型自适应控制[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(6): 149–155. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2021.0297

REN Kai, GAO Chuanqiang, ZHANG Weiwei. Model-free adaptive control of shock buffet flow over an airfoil[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2021, 39(6): 149–155.

DOI: 10.7638/kqdlxxb-2021.0297

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2021.0297>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

跨声速抖振锁频状态下的自适应控制方法

Adaptive control method for frequency lock-in in transonic buffet flow

空气动力学学报. 2020, 38(5): 1011–1016 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2020.0085>

基于自适应重叠网格的三角翼跨声速流场计算

Numerical simulation of transonic flow field over delta wing with adaptive overlapped grid system

空气动力学学报. 2017, 35(6): 893–896 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2016.0138>

低雷诺数自由翼斜出口合成射流分离流流动控制

Separation flow control on free-wing with beveled-slit-synthetic-jet at low Reynolds numbers

空气动力学学报. 2017, 35(2): 277–282 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2016.0165>

等离子体用于三角翼模型流动控制试验研究

Experimental investigation on delta wing flow control by plasma

空气动力学学报. 2017, 35(2): 305–309 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2015.0158>

自由端狭缝吸气控制三维方柱绕流

Flow control around a three dimensional square cylinder with free-end slot suction

空气动力学学报. 2020, 38(6): 1093–1101 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2018.0205>

超声速来流下混合流动控制射流角度影响数值研究

Investigation on the influence of injection angle in supersonic flow with hybrid flow control

空气动力学学报. 2018, 36(4): 670–676 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2016.0076>

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

网址: <http://kqdlxxb.xml-journal.net/>



关注微信公众号
获得更多资讯信息

文章编号: 0258-1825(2021)06-0149-07

翼型激波抖振的无模型自适应控制

任 凯^{1,2}, 高传强^{1,2,*}, 张伟伟^{1,2}

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072;

2. 流体力学智能化国际联合研究所, 西安 710072)

摘要: 由于受到流动环境中的不确定因素影响, 针对流动系统设计的闭环控制律需要考虑这些不确定因素, 自动适应随机扰动和突发扰动。基于流动模型所设计的闭环最优控制, 虽然可以以较小的控制量获得满足目标函数的最优控制效果, 但随着流动模型的引入, 随之而来的建模精度、未建模动态等问题也会出现, 固定的流动模型也会限制控制系统的自适应能力。针对翼型在跨声速流动中遇到的激波抖振问题, 为了消除不同来流状态的激波抖振带来的脉动载荷, 开展了基于数据驱动方法的无模型自适应控制。流场数值仿真采用 URANS 方法, 作动机构采用尾缘舵面, 以升力系数作为反馈信号。当流动状态变化时, 无模型自适应控制利用输入输出数据在线将流动系统等价转化为动态线性化数据模型, 最小化性能指标得到控制律, 使系统自动地工作于最优或接近最优的状态。时域仿真结果显示, 无模型自适应控制效果优于开环控制和比例控制, 并且当来流状态随时间发生变化时, 无模型自适应控制也能够完全消除抖振脉动载荷。
关键词: 跨声速流动; 激波抖振; 流动控制; 数据驱动; 无模型自适应控制

中图分类号: O354; V211.41 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0297

Model-free adaptive control of shock buffet flow over an airfoil

REN Kai^{1,2}, GAO Chuanqiang^{1,2,*}, ZHANG Weiwei^{1,2}

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. International Joint Institute of Artificial Intelligence on Fluid Mechanics, Xi'an 710072, China)

Abstract: Due to the existence of various disturbances and uncertainties in complex flow environments, the design of flow control systems needs to consider these uncertainties and to adjust the control law automatically to adapt to random and abrupt disturbances. The closed-loop optimal control based on low-order linear models, which is widely used at present, can obtain the predetermined control effect with a small amount of control input, but the modelling accuracy and the unmodeled dynamics of the reduced-order models can greatly limit the adaptive ability of such control strategies. In this study, aiming at the shock buffet problem of airfoils in transonic flow, a model-free adaptive control (MFAC) based on the data-driven method was carried out to eliminate the fluctuating load caused by the shock buffet in different freestream states. The control uses the unsteady Reynolds Average Navier-Stokes (URANS) method for the flow field simulation, the trailing-edge flap as the actuator, and the lift coefficient as the feedback signal. When the flow state changes, the data-driven MFAC uses the input and output data to convert the flow system into a dynamic linearized data model online and minimizes the performance index to obtain the control law, to make the system automatically work in the optimal or close to the optimal state. The simulation results show that MFAC is better than existing open-loop control and proportional control strategies, and can completely suppress the buffet load even if the freestream state changes.

Keywords: transonic flow; shock buffet; flow control; data driven; model-free adaptive control

收稿日期: 2021-09-27; 修订日期: 2021-10-08; 录用日期: 2021-10-18; 网络出版时间: 2021-12-25

基金项目: 国家自然科学基金(11902269); 航空基金(2019ZH053003)

作者简介: 任凯(1997-), 男, 博士生, 研究方向: 流动控制和气动弹性控制. E-mail: renkai@mail.nwpu.edu.cn

通信作者: 高传强*(1988-), 男, 教授, 研究方向: 流体力学/气动弹性力学. E-mail: gaocq@nwpu.edu.cn

引用格式: 任凯, 高传强, 张伟伟. 翼型激波抖振的无模型自适应控制[J]. 空气动力学学报, 2021, 39(6): 149-155.

REN K, GAO C Q, ZHANG W W. Model-free adaptive control of shock buffet flow over an airfoil[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2021, 39(6): 149-155(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2021.0297

0 引言

流动控制的目的是通过应用合适的执行机构来实现某种随时间和空间变化的期望目标函数^[1],目标包括减阻^[2]、减振^[3]、噪声抑制^[4]等。流动控制通常分为被动控制和主动控制。被动控制的设计和制造成本低,但一经设计制造完成,便不能根据系统所处环境的变化进行调整,因此它的缺点是可能会对非设计状态的流场带来不利影响,而且对不稳定流动的控制作用有限。主动控制通过的主流中直接注入合适的能量,与主流耦合来达到控制目的^[5]。主动控制通常根据是否含有反馈回路分为闭环控制(也被称为反馈控制)和开环控制。开环控制指控制系统与被控流场之间只有正向作用没有反向联系的控制过程,其控制信号往往是预先给定的,显然没有充分利用主动控制能对流动变化作出响应的潜力;而闭环控制利用流场与期望流场的偏差进行反馈,实时计算控制量,通常能够以较小的能量消耗获得最优的控制结果。

目前大多数的闭环流动控制都属于基于模型的控制(model-based control, MBC)方法,如抑制钝体后缘的不稳定涡脱^[6-7]、控制空腔中的不稳定流动^[8-9]、抑制跨声速抖振中的脉动载荷^[10]、湍流转捩控制^[11]等。但由于流动环境中不可避免地存在扰动,这会导致流动状态发生改变,流动系统的数学模型也会发生改变,这就需要重新建立其数学模型,给控制工作带来难以预计的困难,因为复杂流动的降阶与建模本就是流体力学领域极具挑战性的课题。而采用数据驱动的自适应控制,可以摆脱控制器设计对被控流动系统数学模型的依赖,进而也避免了上述与建模相关的难题。数据驱动控制(data-driven control, DDC)^[12]是指控制器设计仅利用被控系统的输入/输出数据,而不显含其数学模型的控制方法。数据驱动的流动控制方法已经逐渐成为流动控制领域的研究热点^[13-15]。

为了避免遇到基于模型的流动控制中的问题,本文以激波抖振流动为对象来开展数据驱动控制。抖振是指结构在流体中由于不稳定分离流的激励所引起的强迫振动,机翼绕流中的激波抖振问题就是典型的代表,其核心是不稳定绕流形成的激励载荷。由于这种不稳定流动本身与结构是否运动无关,因此,激波抖振的研究主要采用刚性模型^[16-17]。在跨声速流动中,当来流状态(马赫数和迎角)满足一定条件后,激波抖振就会发生,并伴随有激波的自激振荡和气动载荷的脉动,也经常被称为跨声速抖振。针对刚性模型的激波抖振流动控制是流体力学领域的研究热点

之一,研究者们采用了多种控制方法来抑制激波抖振中的脉动载荷。目前的控制方案主要是利用主动或者被动控制机构来对从激波到翼型后缘的流动进行调控^[18]。主要的控制方式有附面层凹槽^[19]、控制鼓包^[20]、涡流发生器^[21]、尾缘偏转装置^[22]等。上述控制方法能够部分降低抖振脉动载荷或缩小抖振发生的来流状态范围,但其局限性在于,仅能针对特定抖振状态,不能自动适应不同的流动状态,且部分控制手段不能完全抑制抖振载荷。

为完全抑制激波抖振的脉动载荷,并使控制律在来流状态发生改变时具有较强的鲁棒性,本文以 NACA0012 翼型为模型,采用基于 S-A 湍流模型的 URANS 方法,以尾缘舵面为执行机构,探索基于时域仿真数据设计无模型自适应控制策略,实现对激波抖振脉动载荷的抑制。

1 激波抖振流动控制系统

1.1 流动数值仿真方法

本研究中,数值仿真采用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:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \mathbf{W} dV + \iint_{\partial\Omega} \mathbf{F}^i(\mathbf{W}, \mathbf{V}_{\text{grid}}) \cdot \mathbf{n} dS = \iint_{\partial\Omega} \mathbf{F}^v(\mathbf{W}) \cdot \mathbf{n} dS \quad (1)$$

其中 \mathbf{W} 为守恒变量, $\mathbf{F}^i(\mathbf{W}, \mathbf{V}_{\text{grid}})$ 为无黏通量, $\mathbf{F}^v(\mathbf{W})$ 为黏性通量, \mathbf{V}_{grid} 为网格运动速度, Ω 为控制体, $\partial\Omega$ 为控制体边界, \mathbf{n} 为边界外法线方向单位向量。

引入 S-A 湍流模型封闭雷诺平均方程,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+UP 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。在湍流模型中,对流项采用 AUSM 格式离散,耗散项采用二阶中心格式离散。在进行非定常流动仿真过程中,采用双时间推进求解控制方程,伪时间迭代采用四阶龙格库塔推进^[22-23]。

翼型表面采用无滑移边界条件,远场采用无反射黎曼边界条件。针对数值仿真过程中翼型舵面的偏转运动,采用径向基函数插值的动网格方法实现流动控制过程中网格坐标的更新^[24]。

研究算例采用 NACA0012 的激波抖振算例,计算域为如图 1 所示的非结构混合网格,图 2 为计算得到的抖振始发边界,可以看出与实验结果^[25]基本相符。

1.2 控制系统建立

研究的控制对象为 NACA0012 翼型,如图 3 所示。

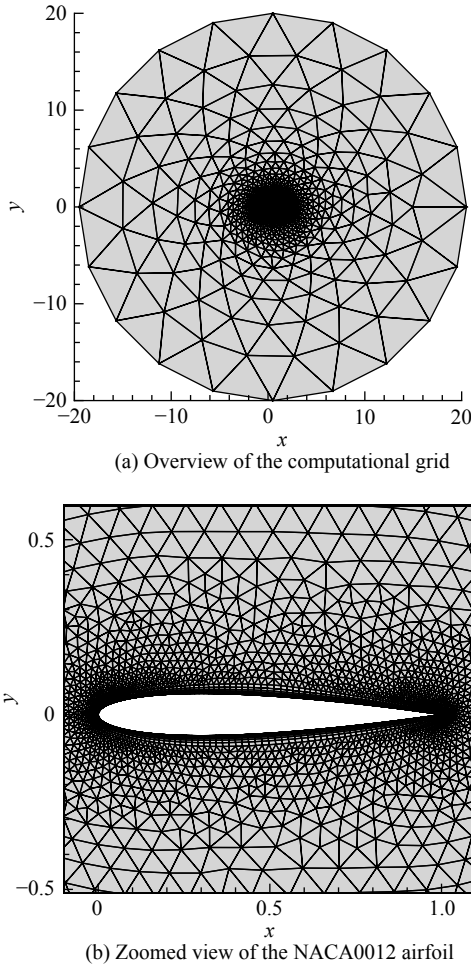


图 1 NACA0012 翼型计算网格

Fig. 1 Computational grid of the NACA0012 airfoil

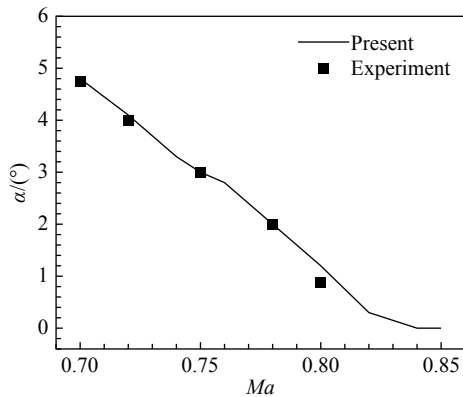


图 2 激波抖振始发边界的比较

Fig. 2 Comparison of the onset boundary of shock buffet

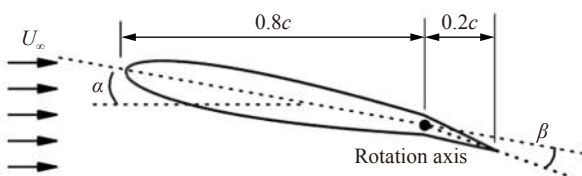


图 3 研究模型示意图

Fig. 3 Schematic diagram of the research model

闭环控制系统的执行机构为翼型尾缘舵面,舵面长度为 0.2 倍弦长(c),其中 α 为来流迎角。控制系统输出的控制量为舵偏角 β ,反馈信号为升力系数。升力系数由压力分布积分得到,光滑性较好,有利于系统的稳定。对于真实机翼结构,升力与翼根弯矩成正比,而翼根弯矩可以通过应变片测量得到。

2 激波抖振无模型自适应控制

2.1 无模型自适应控制

无模型自适应控制^[26]是一种数据驱动的控制方法。它的基本思路是,在每个时刻,基于伪偏导数(pseudo partial derivative, PPD)将离散时间非线性系统等价转化为基于系统输入/输出的动态线性化数据模型。不用建立流动系统的精确数学模型,利用流动系统的输入/输出数据在线估计系统伪偏导数,然后最小化给定的性能指标,来实现流动系统数据驱动的自适应控制。

研究中的激波抖振流动系统可以用如下单输入单输出离散时间非线性系统描述:

$$C_L(k+1) = f(C_L(k), \dots, C_L(k-n_o), \beta(k), \dots, \beta(k-n_i)) \quad (2)$$

其中 $C_L(k)$ 和 $\beta(k)$ 分别表示系统在 k 时刻的输出升力系数和输入舵偏角, n_i 、 n_o 分别为未知的输入/输出延迟阶数, f 为描述升力系数与舵偏角之间关系的未知非线性函数。

基于 PPD 将上述流动系统等价转化为如下动态线性化数据模型:

$$C_L(k+1) = C_L(k) + \phi(k)\Delta\beta(k) \quad (3)$$

其中 $\phi(k)$ 为系统 (2) 的 PPD。由系统历史输入/输出数据估计得到,通过最小化如下函数:

$$J(\phi(k)) = |C_L(k) - C_L(k-1) - \phi(k)\Delta\beta(k-1)|^2 + \mu|\phi(k) - \hat{\phi}(k-1)|^2 \quad (4)$$

得到伪偏导数的估计算法(其中 $\mu > 0$ 为权重因子):

$$\hat{\phi}(k) = \hat{\phi}(k-1) + \frac{\eta\Delta\beta(k-1)}{\mu + \Delta\beta(k-1)^2} [\Delta C_L(k) - \hat{\phi}(k-1)\Delta\beta(k-1)] \quad (5)$$

$\eta \in (0, 1]$ 是加入的伪偏导数更新步长,目的是使该算法具有更强的灵活性,本文中均取 $\eta = 1$ 。

为了消除激波抖振流动的脉动载荷,提高流动稳定性,考虑如下性能指标:

$$J(\beta(k)) = |C_L^*(k+1) - C_L(k+1)|^2 + \lambda_1|\beta(k) - \beta(k-1)|^2 + \lambda_2|\beta(k) - \beta_0|^2 \quad (6)$$

其中: $C_L^*(k+1)$ 为期望升力系数, β_0 为初始舵偏角, λ_1 、 λ_2 均为正的权重因子。性能指标中的第一项用来限制升力系数与期望升力系数的偏差, 第二项用来限制舵偏角的变化。当不稳定定常流场不能事先获得时, 对应的期望升力系数也无法得到, 因此暂取期望升力系数为时均升力系数, 并引入性能指标第三项限制舵偏角与初始舵偏角的偏差。

结合动态线性化数据模型(3)最小化性能指标(6)得到控制律为:

$$\beta(k) = \frac{1}{\lambda_1 + \lambda_2 + \phi(k)^2} \{ \phi(k)[C_L^*(k+1) - C_L(k)] + [\lambda_1 + \phi(k)^2]\beta(k-1) + \lambda_2\beta_0 \} \quad (7)$$

综上, 得到控制系统框图如图 4 所示, 框图中的上半部分的回路 1 为自适应回路, 表示自适应律利用系统输入输出数据在线估计伪偏导数, 当系统参数发生变化时对控制器参数进行调节, 使系统工作在最优或接近最优的状态。下半部分的回路 2 为一般反馈回路, 通过最小化性能指标得到。

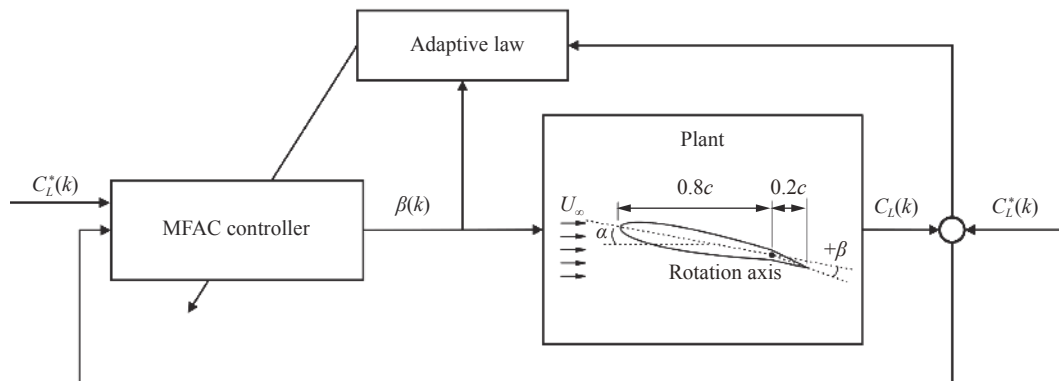


图 4 无模型自适应控制系统框图

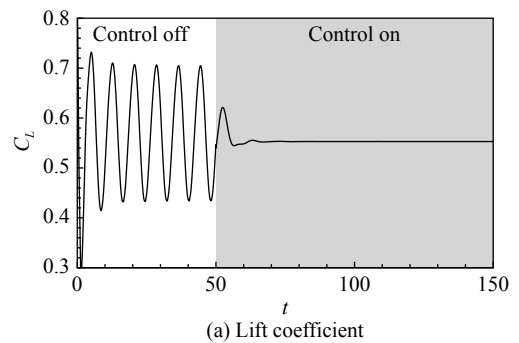
Fig. 4 Block diagram of MFAC

2.2 固定来流状态

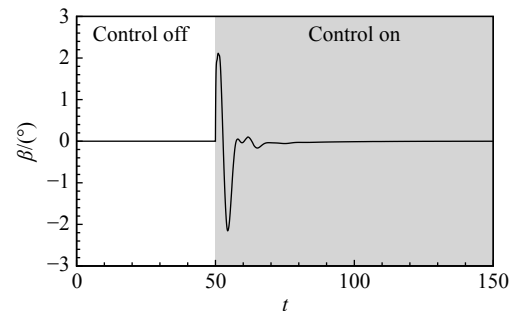
对于 NACA0012 翼型的激波抖振流动, $Ma = 0.7$ 、 $Re = 3 \times 10^6$ 时, 该翼型脉动载荷最大的状态^[22]为 $\alpha = 5.5^\circ$, 因此本文首先选择该状态为控制对象。利用上文中的流动数值仿真方法仿真该无模型自适应控制律的控制效果。图 5 为在 $t = 50$ 时施加控制后, 升力系数与舵偏角的时间历程。可以看出, 未施加控制时, 由于激波附面层干扰, 激波抖振发生, 存在着大幅的升力脉动, 施加控制后, 升力脉动迅速消失, 并且舵偏角也恢复到初始的 0° 。

定义调节时间为从控制施加时刻到载荷脉动幅值降至未施加控制的载荷脉动幅值 2% 以下的时间, 稳态控制效果为载荷脉动幅值减小的比例。在采用相同控制机构的情况下, 无模型自适应控制与文献中的开环控制^[27](舵面谐振)、比例控制^[28]的调节时间和稳态控制效果对比见表 1。从表中可以看出, 无模型自适应控制在调节时间和稳态控制效果方面均优于文献中的开环控制和比例控制。

对于非线性的激波抖振流动系统, 在流场从不稳定定常流场逐渐发展到极限环的过程中, 分别选取不同时刻 ($t = 40$ 、 $t = 80$ 、 $t = 150$) 开启控制, 如图 6 所示。可以看出, 无模型自适应控制在非线性流动发展的不同阶段均能快速抑制脉动载荷, 使流场逐渐恢复为不稳定定常流场。



(a) Lift coefficient



(b) Trailing edge flap angle

图 5 升力系数和舵偏角时间历程

Fig. 5 Time history of the lift coefficient and the trailing-edge flap angle

OAT15A 翼型也是常用的激波抖振研究对象, 它与 NACA0012 翼型的激波抖振相同, 均由激波附面层干扰引起。因此, 我们利用针对 NACA0012 翼型抖振设计的数据驱动控制律来抑制 OAT15A 翼型, 来流状

表1 不同控制方案对比

Table 1 Comparison of different control strategies

控制方案	调节时间	稳态控制效果
无模型自适应控制	8.49	100%
开环控制	-	70%
比例控制	117.56	100%

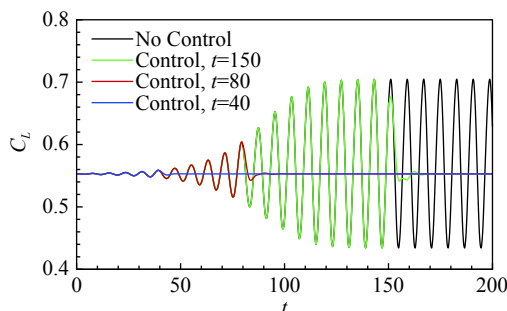
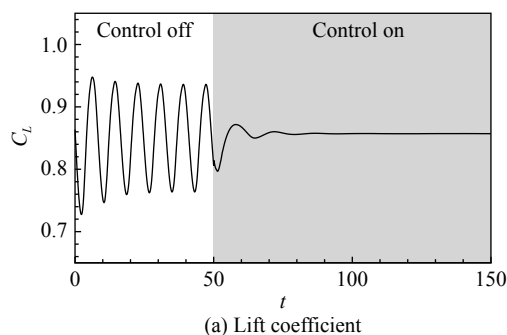


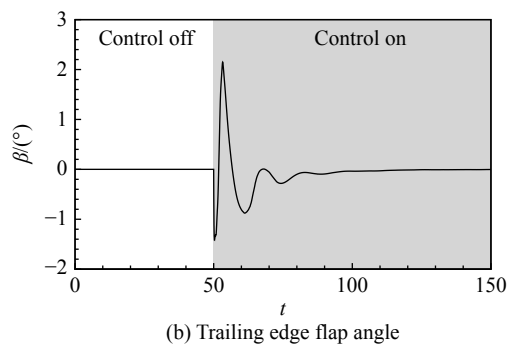
图6 不同时刻施加控制升力系数响应

Fig. 6 Lift coefficient response for the control turned on at different time instances

态为 $Ma = 0.73$ 、 $\alpha = 3.7^\circ$ 。由于两个不同翼型抖振的动力学特性相似,而数据驱动的无模型自适应控制又不依赖流动系统的精确数学模型,而是在线利用系统输入/输出数据调节控制律参数,使其工作在最优或者接近最优的状态。因此,可以预见如图7所示的控制结果,原控制律依然能够快速消除抖振脉动载荷,使得流场逐渐恢复到该来流状态对应的不稳定定常流场。



(a) Lift coefficient



(b) Trailing edge flap angle

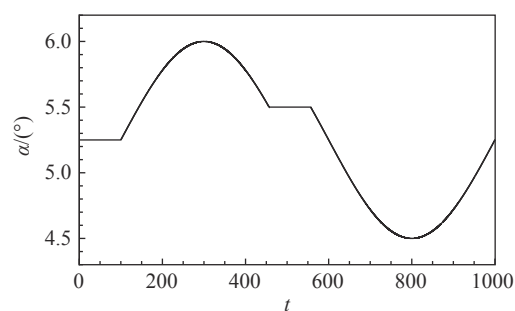
图7 升力系数和舵偏角时间历程

Fig. 7 Time history of the lift coefficient and the trailing-edge flap angle

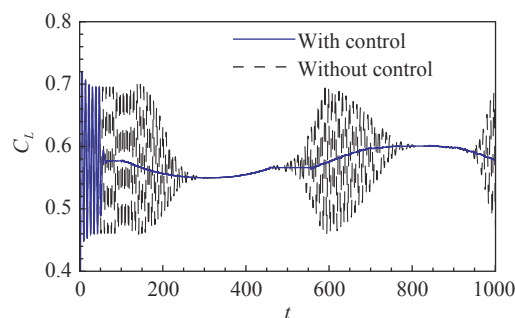
2.3 时变来流状态

当被控对象的工作环境发生变化后,自适应控制应根据环境变化对控制器参数进行调节,以获得期望的控制性能。令来流马赫数固定为 $Ma = 0.7$, 来流迎角按式(8)规律连续变化,如图8(a)所示。

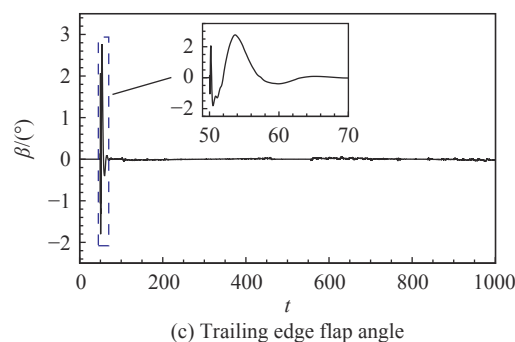
$$\alpha = \begin{cases} 5.25^\circ & , 0 \leq t < 100 \\ 5.25^\circ + 0.75^\circ \sin\left(\frac{\pi}{400}(t-100)\right) & , 100 \leq t < 458 \\ 5.5^\circ & , 458 \leq t < 558 \\ 5.25^\circ + 0.75^\circ \sin\left(\frac{\pi}{400}(t-200)\right) & , 558 \leq t < 1000 \end{cases} \quad (8)$$



(a) Freestream state



(b) Lift coefficient



(c) Trailing edge flap angle

图8 来流状态、升力系数和舵偏角时间历程

Fig. 8 Time history of the freestream state, lift coefficient and trailing-edge flap angle

没有开启控制时,升力系数变化如图8(b)中虚线所示,随着迎角的变化,升力系数均值和脉动幅值也在逐渐变化,其中不乏有大幅升力脉动出现。在 $t = 50$ 时,对系统开始控制,翼型升力系数和舵偏角时间历程如图8(b)和8(c)所示,开始控制时,控制系统也

以较大的舵偏角快速抑制升力脉动,此后,即使来流状态发生改变,控制系统也能够以小幅舵偏角使流场平稳过渡,不再出现大的脉动载荷。

3 结论

本文针对 NACA0012 翼型的抖振流动,采用无模型自适应控制来抑制抖振脉动载荷。控制器以翼型升力系数作为反馈信号,作动机构采用尾缘舵面,通过对控制律进行时域仿真,可以发现该控制策略能够自动适应时变的来流状态,并且都能完全消除抖振脉动载荷。通过与已有文献中的结果对比,本文中的无模型自适应控制在调节时间和稳态控制效果方面均优于开环控制和比例控制。

为了解决流动自适应控制面临的问题,采用了数据驱动的控制方法,该方法利用流动系统的输入/输出数据,将流动系统等价转化为动态线性化数据模型,然后针对此动态线性模型设计控制器,最小化给定性能指标。由于无模型自适应控制不依赖流动的精确数学模型,能够摆脱控制器设计对流动系统数学模型的依赖,所以也避免了与建模孪生的一系列难题。

基于精确流动模型的闭环控制可以获得最优的控制效果,揭示出流动控制的物理机理,但当流动系统精确的线性模型难以建立或流动状态发生变化导致其数学模型改变,数据驱动控制则有潜力成为一种更实用的方法。

参考文献:

- [1] SCOTT COLLIS S, JOSLIN R D, SEIFERT A, et al. Issues in active flow control: theory, control, simulation, and experiment[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2004, 40(4-5): 237-289. doi: 10.1016/j.paerosci.2004.06.001
- [2] 许春晓. 壁湍流相干结构和减阻控制机理[J]. *力学进展*, 2015, 45: 111-140.
XU C X. Coherent structures and drag-reduction mechanism in wall turbulence[J]. *Advances in Mechanics*, 2015, 45: 111-140 (in Chinese).
- [3] WU C J, WANG L, WU J Z. Suppression of the von Kármán vortex street behind a circular cylinder by a travelling wave generated by a flexible surface[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2007, 574: 365-391. doi: 10.1017/s0022112006004150
- [4] 周方奇, 杨党国, 王显圣, 等. 前缘直板扰流对高速空腔的降噪效果分析[J]. *航空学报*, 2018, 39(4): 121812.
ZHOU F Q, YANG D G, WANG X S, et al. Effect of leading edge plate on high speed cavity noise control[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(4): 121812 (in Chinese).
- [5] 洪俊武, 陈晓东, 张玉伦, 等. 主动流动控制技术的初步数值研究[J]. *空气动力学学报*, 2005, 23(4): 402-407.
HONG J W, CHEN X D, ZHANG Y L, et al. The primary numerical research of active control technology in flow[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2005, 23(4): 402-407 (in Chinese). doi: 10.3969/j.issn.0258-1825.2005.04.002
- [6] YAO W, JAIMAN R K. Feedback control of unstable flow and vortex-induced vibration using the eigensystem realization algorithm[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2017, 827: 394-414. doi: 10.1017/jfm.2017.470
- [7] FLINOIS T L B, MORGANS A S. Feedback control of unstable flows: a direct modelling approach using the Eigensystem Realisation Algorithm[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2016, 793: 41-78. doi: 10.1017/jfm.2016.111
- [8] LECLERCQ C, DEMOURANT F, POUSSOT-VASSAL C, et al. Linear iterative method for closed-loop control of quasiperiodic flows[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2019, 868: 26-65. doi: 10.1017/jfm.2019.112
- [9] HENNINGSON D S, ÅKERVIK E. The use of global modes to understand transition and perform flow control[J]. *Physics of Fluids*, 2008, 20(3): 031302. doi: 10.1063/1.2832773
- [10] GAO C Q, ZHANG W W, KOU J Q, et al. Active control of transonic buffet flow[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2017, 824: 312-351. doi: 10.1017/jfm.2017.344
- [11] DADFAR R, HANIFI A, HENNINGSON D S. Control of instabilities in an unswept wing boundary layer[J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(5): 1750-1759. doi: 10.2514/1.j056415
- [12] HOU Z S, WANG Z. From model-based control to data-driven control: Survey, classification and perspective[J]. *Information Sciences*, 2013, 235: 3-35. doi: 10.1016/j.ins.2012.07.014
- [13] REN F, WANG C L, TANG H. Active control of vortex-induced vibration of a circular cylinder using machine learning[J]. *Physics of Fluids*, 2019, 31(9): 093601. doi: 10.1063/1.5115258
- [14] ZHOU Y, FAN D W, ZHANG B F, et al. Artificial intelligence control of a turbulent jet[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2020, 897: A27. doi: 10.1017/jfm.2020.392
- [15] ZHENG C D, JI T W, XIE F F, et al. From active learning to deep reinforcement learning: Intelligent active flow control in suppressing vortex-induced vibration[J]. *Physics of Fluids*, 2021, 33(6): 063607. doi: 10.1063/5.0052524
- [16] DOWELL E H, CRAWLEY E F, CURTISS JR H C, et al. A modern course in aeroelasticity[M]. Springer Netherlands, 2004. doi: 10.1007/1-4020-2106-2
- [17] 董圣华, 史爱明, 叶正寅, 等. 超临界翼型跨声速抖振 CFD 计算和 POD 分析[J]. *空气动力学学报*, 2015, 33(4): 481-487.
DONG S H, SHI A M, YE Z Y, et al. CFD computation and POD analysis for transonic buffet on a supercritical airfoil[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2015, 33(4): 481-487 (in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2013.0100
- [18] 王旭, 任凯, 高传强, 等. 跨声速抖振锁频状态下的自适应控制方法[J]. *空气动力学学报*, 2020, 38(5): 1011-1016.
WANG X, REN K, GAO C Q, et al. Adaptive control method for frequency lock-in in transonic buffet flow[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2020, 38(5): 1011-1016 (in Chinese).
- [19] SMITH A N, 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. doi: 10.2514/1.11479
- [20] 田云, 刘沛清, 彭健. 激波控制鼓包提高翼型跨声速抖振边界[J]. *航空学报*, 2011, 32(8): 1421-1428.
TIAN Y, LIU P Q, PENG J. Using shock control bump to improve transonic buffet boundary of airfoil[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2011, 32(8): 1421-1428 (in Chinese).

- [21] 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.
doi: [10.1007/s11433-011-4601-9](https://doi.org/10.1007/s11433-011-4601-9)
- [22] 高传强. 跨声速复杂气动弹性问题的诱发机理及控制研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2018.
- [23] 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[J]. *科学通报*, 2018, 63(12): 1095–1110.
ZHANG W W, GAO C Q, YE Z Y. The complex transonic aeroelastic phenomena and its mechanisms[J]. *Chinese Science Bulletin*, 2018, 63(12): 1095–1110 (in Chinese).
doi: [10.1360/N972018-00151](https://doi.org/10.1360/N972018-00151)
- [24] WANG G, MIAN H H, YE Z Y, et al. Improved point selection method for hybrid-unstructured mesh deformation using radial basis functions[J]. *AIAA Journal*, 2014, 53(4): 1016–1025.
doi: [10.2514/1.J053304](https://doi.org/10.2514/1.J053304)
- [25] DOERFFER P, HIRSCH C, DUSSAUGE J P, et al. NACA0012 with aileron (marianna braza)[M]//Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2010: 101–131.
doi: [10.1007/978-3-642-03004-8_4](https://doi.org/10.1007/978-3-642-03004-8_4)
- [26] 侯忠生, 金尚泰. 无模型自适应控制: 理论与应用[M]. 北京: 科学出版社, 2013.
- [27] 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 C Q, ZHANG W W, YE Z Y. Study on transonic buffet suppression with flapping rudder[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(10): 3208–3217 (in Chinese).
- [28] GAO C Q, ZHANG W W, YE Z Y. Numerical study on closed-loop control of transonic buffet suppression by trailing edge flap[J]. *Computers & Fluids*, 2016, 132: 32–45.
doi: [10.1016/j.compfluid.2016.03.031](https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2016.03.031)
- (本文责编: 王颖 英文编审: 杨强)

~~~~~  
(上接第 148 页)

- [33] 陈笑天, 吴裕平, 田旭. 旋翼翼型中高速综合气动优化设计方法研究[J]. *航空科学技术*, 2019, 30(9): 19–24.  
CHEN X T, WU Y P, TIAN X. Research on comprehensive aerodynamic optimum design method of rotor airfoil at medium and high speed[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2019, 30(9): 19–24 (in Chinese).
- [34] ZHANG W G, SUN J F, WANG L Q, et al. Rotor airfoil aerodynamic design method and wind tunnel test verification[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020, 33(8): 2123–2132.  
doi: [10.1016/j.cja.2020.03.013](https://doi.org/10.1016/j.cja.2020.03.013)
- [35] 肖中云, 郭永恒, 张露, 等. 直升机CFD仿真现状与发展趋势分析[J]. *空气动力学学报*, 2021, 39(4): 14–25.  
XIAO Z Y, GUO Y H, ZHANG L, et al. An analysis of current status and prospects of CFD based simulation of rotorcrafts[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2021, 39(4): 14–25 (in Chinese).  
doi: [10.7638/kqdlxxb-2020.0067](https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2020.0067)
- [36] LANGTRY R B, MENTER F R. Correlation-based transition modeling for unstructured parallelized computational fluid dynamics codes[J]. *AIAA Journal*, 2009, 47(12): 2894–2906.  
doi: [10.2514/1.42362](https://doi.org/10.2514/1.42362)
- ( 本文责编: 王颖      英文编审: 董思卫 )