

文章编号: 0258-1825(2020)05-0949-08

基于卷积神经网络的合成双射流控制 机翼分离流场识别与参数优化

赵志杰, 罗振兵*, 邓 雄

(国防科技大学 空天科学学院, 长沙 410073)

摘要:为进一步拓宽合成双射流(DSJ)技术在翼型分离流动控制领域的工程应用,采用数值模拟的方法,研究了DSJ对分离流的控制机理与控制规律,构建控制参数向量与气动参数之间的RBF神经网络代理模型,通过改进的粒子群算法(PSO)搜索一定约束下所能达到的最佳气动参数,并搭建Inception-V3卷积神经网络模型对平均速度场所对应的控制参数进行识别,以实现根据目标流场调整激励器参数,使其气动性能达到最优的目的。结果表明:DSJ对分离流的控制机理包括:动量注入效应、涡掺混效应、抽吸效应;射流控制参数对控制效果有较大影响,迎角为 $16^{\circ}\sim 21^{\circ}$ 时,无量纲控制频率 F^+ 在0.5~4.0范围内都具有较好的控制效果,迎角为 $22^{\circ}\sim 24^{\circ}$ 时,最佳无量纲控制频率为3~4,同时动量系数越大,增升减阻效果越明显;RBF神经网络具有良好的泛化能力,测试误差不超过17%;PSO优化结果显示,在 $16^{\circ}\leq\alpha\leq 24^{\circ}, 0<F^+<4, 0<C_{\mu}<0.0954$ 约束内,翼型所能达到的最大升力系数为1.793,最小阻力系数为0.013;Inception-V3模型在测试算例中的均方误差最大为0.1023,模型预测得出的控制向量所对应的速度场与原始速度场在小失速迎角下一致性较好,在大失速迎角下一致性较差。

关键词:合成双射流;分离流控制;机理与规律;RBF神经网络;粒子群优化;Inception-V3卷积神经网络

中图分类号: V211.3; O357.4

文献标识码: A

doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0109

Recognition and parameter optimization of separated flow field in airfoil controlled by dual synthetic jet based on convolutional neural network

ZHAO Zhijie, LUO Zhenbing*, DENG Xiong

(College of Aeronautics and Astronautics, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: For broadening the engineering application of dual synthetic jet (DSJ) in the field of separation flow control, the control mechanism and law of the DSJ were studied numerically, and the RBF neural network model was constructed to describe the relationships between the control parameters and the aerodynamic parameters. Moreover, the optimal aerodynamic parameters that could be achieved under certain constraints and control parameters were searched based on improved particle swarm optimization (PSO) algorithm. In addition, Inception-V3 model was established to identify the control parameters based on the average velocity field with the purpose of adjusting the control parameters of the actuators according to the target flow field, then achieving the optimal control effects that can realize the optimal aerodynamic performance of the airfoil. Results show that, the following issues are contained in the control mechanism of the DSJ on separation flow: momentum injection effect, vortex mixing effect and suction effect. The control parameters have a significant impact on the control effects. When the attack angle is in the range of $16^{\circ}\sim 21^{\circ}$ and $22^{\circ}\sim 24^{\circ}$, the non-dimensional optimal frequency F^+ is in the range of 0.5~4.0 and 3~4, respectively. Meanwhile, the larger the separation zone is, the bigger the non-

收稿日期:2020-07-31; 修订日期:2020-08-28

基金项目:国家自然科学基金面上项目(11972369,11872374)

作者简介:赵志杰(1997-),男,博士研究生,主要研究方向:智能主动流动控制。E-mail:ji_yo_100@163.com

通信作者:罗振兵*(1979-),男,博士,教授,主要研究方向:主动流动控制。E-mail:luozhenbing@163.com

引用格式:赵志杰,罗振兵,邓雄.基于卷积神经网络的合成双射流控制机翼分离流场识别与参数优化[J].空气动力学学报,2020,38(5):949-956. doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0109 ZHAO Z J, LUO Z B, DENG X. Recognition and parameter optimization of separated flow field in airfoil controlled by dual synthetic jet based on convolutional neural network[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2020, 38(5): 949-956.

dimensional optimal frequency F^+ is. A larger momentum coefficient lead to a more significant effects of lift promotion and drag reduction. A great generalization ability is realized by the RBF neural network model, whose maximum test error is less than 17%. The PSO optimization results show that the maximum lift coefficient and the minimum drag coefficient could be realized under different conditions, with the values being 1.793 and 0.013 respectively, with $16^\circ \leq a \leq 24^\circ$, $0 < F^+ < 4$, and $0 < C_\mu < 0.0954$. The Inception-V3 model, whose maximum mean square error of test cases is less than 0.1023, has the outstanding ability to predict the control parameters. Apart from that, the average velocity field corresponding to the control parameters predicted by the model is greatly consistent with the original velocity field at small attack angles, but the consistency is bad at large attack angles owing to the great sensitivities to the control parameters.

Keywords: dual synthetic jet; separation flow control; mechanism and law; RBF neural network; particle swarm optimization; Inception-V3 convolutional neural network

0 引言

自 Glezer^[1]首次发明合成射流激励器(SJA)并将其应用于流动控制研究以来,合成射流技术便受到了广泛的关注。合成射流技术通过在流场中不稳定点处施加周期性小扰动,从而实现对流场流动状态的控制,具有“四两拨千斤”的效果^[2-3],在分离流动控制^[4-8]、推力矢量控制^[9-10]、增强掺混^[11]、激波控制^[12-14]、强化换热^[15-17]、航行器姿态控制^[18]等领域展现出广阔的应用前景。SJA作为合成射流的发生装置,其结构影响着合成射流的性能参数。传统的SJA具有结构紧凑、易于实现电参数控制等优点,但由于其膜片的一端直接暴露在外部环境中,有至少一半的振动声能未得到充分利用,当膜片两端压差过大时,甚至会导致激励器压载失效。基于此,国防科技大学罗振兵^[19]对SJA进行了结构优化设计,发明了合成双射流激励器(DSJA),其结构如图1所示,该激励器不仅解决了激励器能量利用率低、压载失效的问题,同时还具有“穿透”能力强、下游流动稳定、速度更高等优点。

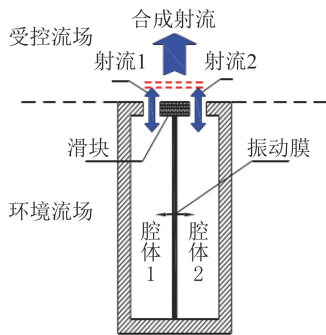


图1 合成双射流激励器结构示意图

Fig.1 The structure diagram of DSJA

在飞行器飞行中,随着气流迎角的增大,吸力面会出现较大的逆压梯度。当近壁面气流自身能量无

法克服逆压梯度及表面黏性时,便会导致吸力面发生附面层分离,使飞机气动性能变差。为抑制吸力面大范围流动分离,防止失速现象的发生,国内外诸多学者将合成射流技术作为分离流控制手段,并对其机理、最佳控制参数进行了探讨。Glezer等^[20-21]认为在小迎角下,合成射流在出口处形成了局部回流区以改变局部流线,在光滑翼型表面形成了“虚拟气动外形”,改变了边界层厚度和表面压力分布,从而改善了气动性能。张攀峰、王晋军、刘峰等^[22-25]通过数值模拟得出合成射流在射流偏角为 30° ,射流位置在分离点之前或在分离点附近偏后的位置时控制效果较好,且控制效果随射流动量系数的增加而增加。王林、李玉杰^[26-27]等分别通过数值模拟与试验证明,合成双射流(DSJ)相比与传统的合成射流具有更好的控制效果,激励器工作频率为流场特征频率的1和2倍时,对翼型气动特性的改善效果最好,同时控制效果会随动量系数的增加而增大,合成双射流两出口在分离点之前(不能太靠前)或在分离点之间时有较强的控制效果。上述研究虽然获得了合成射流/合成双射流对分离流的控制规律,但缺少用智能化的方法对大量的实验数据进行进一步的挖掘。

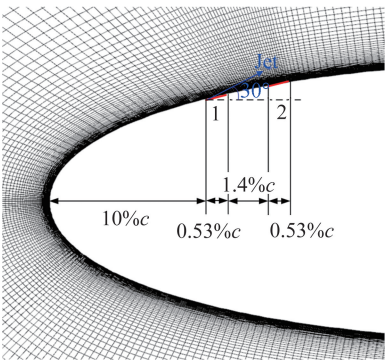
本文在上述研究的基础上,以NACA0015为基础翼型,通过数值模拟探讨机翼失速后DSJ频率、动量对流场控制效果的影响及机理,建立控制参数向量与升、阻力系数的RBF神经网络代理模型,通过改进的粒子群算法(PSO)得出激励器最佳的控制参数,并搭建Inception-V3卷积神经网络,以迁移学习的方式实现对平均流场控制参数的识别,为DSJA进一步的实际工程应用提供有意义的参考。

1 计算方法及验证

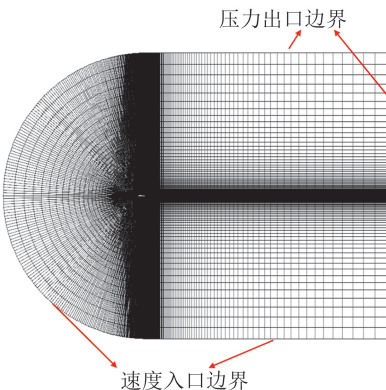
仿真中气流 $Ma < 0.3$,气体视为不可压缩流体。采用的控制方程为二维不可压非定常雷诺平均

Navier-Stokes 方程组,利用 Fluent 软件进行不可压显式求解。因为流动中伴随着流动分离、涡流等流动现象,所以湍流模型选用 SST $k-\omega$ 模型。时间上采用一阶显式格式,空间离散采用二阶迎风格式,压力修正采用压力隐式算子分裂 PISO 算法。

计算所采用的翼型为 NACA0015 翼型,其弦长 c 为 375 mm,自由来流速度为 U_∞ 为 27.3 m/s,基于弦长 c 的 Re 为 7×10^5 。DSJA 的位置布置在距离前缘 $x/c=10\%$ 的位置,射流出口宽度相对翼型弦长为 $h/c=0.53\%$,两射流出口间距为 $1.4\%c$,设定射流偏角(射流方向与弦线的夹角)为 30° ,具体位置如图 2(a)所示。为减小远场边界对计算结果的影响,设置外流计算域半圆段半径为 $15c$,翼型尾缘距计算域末端距离为 $25c$ 。计算网格为基于多块网格对接技术的结构化 C 型网格,以保证近壁面网格的正交性,其计算域及网格如图 2(b)所示。计算网格在翼型表面及射流出口处进行了加密,射流出口处设置网格点数为 6,两射流间距处设置网格点数为 15,保证物面的第一层网格高度 $y^+ < 1$ 。数值模拟中共进行 240 个周期的非定常计算,其中前 80 个周期用于未施加控制的基准状态计算,后 160 个周期用于施加射流控制的计算,气动力系数取最后 10 个周期的平均值。



(a) 射流位置及网格分布图



(b) 整体计算域及网格示意图

图 2 物理模型示意图

Fig.2 Schematic diagram of physical model

在计算时分别采取了数量为 100 221、163 221、201 131 的网格进行计算,在没有 DSJ 控制下,迎角为 8° 时的升、阻力系数分别如表 1 所示。在网格数大于 163221 时,升、阻力系数已经趋于稳定,故选择计算总网格数为 163 221。分别采用 S-A 模型与 SST $k-\omega$ 模型进行计算,得到的升、阻力系数与实验结果^[28]对比如图 3 所示,可发现在小迎角下,两种模型所计算的升阻力系数误差均较小,大迎角下,RANS 模型的计算误差较大,SST $k-\omega$ 模型的计算误差相对较小,且其在失速后的变化趋势与实验较为一致,又本文主要关注失速后流场特性,故采用 SST $k-\omega$ 模型作为本研究的计算湍流模型。

表 1 不同网格下,升、阻力系数对比

Table 1 Comparison of C_L and C_D in different grids

网格数	C_L	C_D
100 221	0.811	0.0177
163 221	0.806	0.0179
201 131	0.807	0.0178

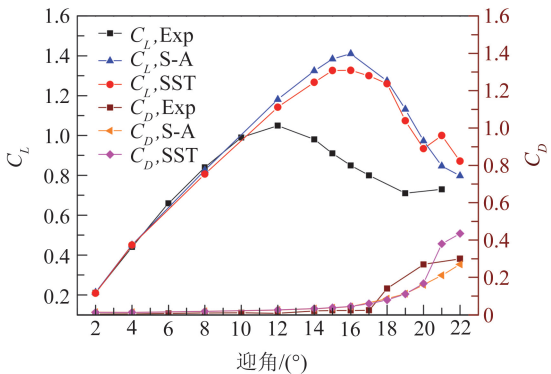


图 3 数值模拟与实验数据^[28]对比分析
Fig.3 Comparison between numerical simulations and experimental data^[28]

定义计算域左、下边界为速度入口边界,上、右边界为压力出口边界,翼型表面设置为无滑移绝热壁面边界。为简化 DSJ 的工作过程,直接采用在翼型表面设置速度入口的方式。利用 UDF 加载射流速度入口边界条件为:

$$u_1 = U_{\max} \sin(2\pi ft + \phi_0) \quad (1)$$

$$u_2 = U_{\max} \sin(2\pi ft + \pi + \phi_0) \quad (2)$$

式中, u_1 、 u_2 分别为两股射流的瞬时速度, $U_{\max}$ 为射流速度峰值, f 为射流频率, ϕ_0 为初始相位, 设置为 0。定义 DSJ 无量纲频率 $F^+ = fc/U_\infty$, DSJ 动量系数 $C_\mu = 2(hU_{\max}^2)/(cU_\infty^2)$ 。

2 计算结果与分析

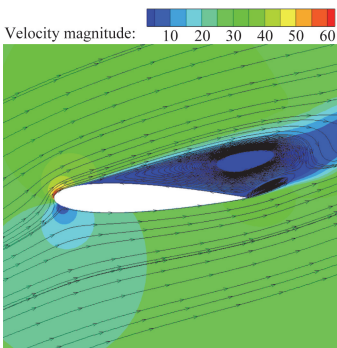
2.1 控制效果与机理

以迎角 20° 时,翼型在未施加控制及施加控制

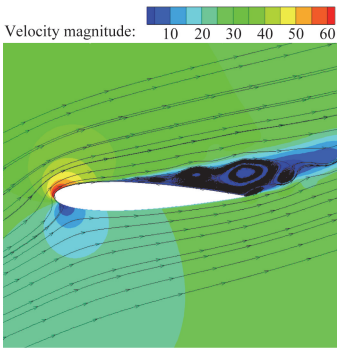
($F^+ = 2, C_\mu = 0.0424$) 后的平均流场为例, 探究 DSJ 的控制机理, 其速度场及表面压力分布对比如图 4 所示, 相关气动参数对比(升力系数 C_L 、阻力系数 C_D 、气流分离点 d_p 、升阻比)如表 2 所示。

表 2 施加控制与未施加控制时的气动参数对比
Table 2 Comparison of aerodynamic performances between having control and no control

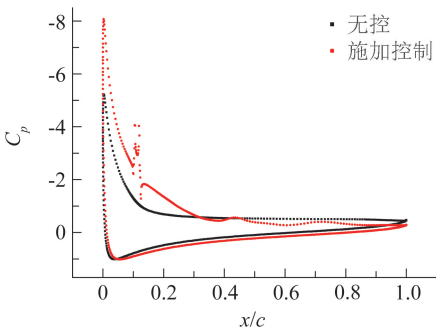
	C_L	C_D	d_p	C_L/C_D
无控	0.934	0.167	12.16% c	5.593
有控	1.295	0.084	38.67% c	15.417



(a) 无控



(b) 施加控制



(c) 施加控制前后表面压力系数分布对比图

图 4 未施加控制与施加控制后平均速度场及表面压力分布对比图

Fig.4 Comparison of velocity field and pressure distributions between with control and without control

在未施加控制时, 吸力面气流在大逆压梯度的作用下于 12.16% c 处发生严重分离, 并在下游形成较

大的分离区, 由于此时分离区较大, 前缘吸力峰值较小, 故产生的升力也较小, 此外, 吸力面的后缘上因为分离区的存在而产生大面积低压区, 且此时迎角较大, 故产生的压差阻力较大。可见, 削弱或抑制大面积分离区是增升减阻的关键。在施加 DSJ 控制后, 前缘吸力峰值大幅度提升, 在 DSJ 出口处分别形成两个局部极大吸力峰, 在两出口之间出现局部极小吸力峰, 该极小吸力峰的出现是由于 2 出口喷出射流的法向阻塞所致; 在压力恢复区内, 吸力面压力系数呈现出小幅低频波动的特点, 这是 DSJ 与壁面剪切所形成的涡向下游迁移并逐步耗散的结果; 整体上看, 吸力面(0~0.3 c 区域)压力系数(绝对值)整体提升, 吸力面(0.3 c ~后缘区域)压力系数(绝对值)整体下降, 这是由于分离区减小, 对外流的压缩减小, 分离区外流速度相对较小, 静压相对较大, 故翼型表面压力系数相对较大; 压力面压力系数(绝对值)略有上升, 这相当于在光滑翼型表面形成了一虚拟形面。由图 4(a, b)可看出, 施加控制后, 气流分离得到很大抑制, 气流分离点由 12.16% c 延后至 38.67% c , 升力系数、阻力系数均提高, 升阻比提高至 15.417, 大约是未施加控制时的 3 倍, 可见, DSJ 可以实现对分离区的有效控制。

DSJ 对分离区的控制机理包括动量注入效应、涡掺混效应、抽吸效应。在射流的吹阶段, 高能射流注入到能量较低的附面层中, 使附面层内流体能量增加, 抵抗逆压梯度的能力增大, 从而抑制附面层分离, 即动量注入效应; 射流出口处形成的涡对可加强边界层底部低速流体与主流中高能流体的掺混, 增大边界层内流体的能量, 使其抵抗逆压梯度的能力增加, 延缓流动分离, 即涡掺混效应; 在射流的吸阶段, 附面层的低能流体被吸除, 使边界层厚度降低, 抑制流动分离, 即抽吸效应。

2.2 控制参数对 DSJ 控制效果的影响

图 5 给出了迎角为 16°、17°、18°、19°、20°、21°、22°、24° 时, 射流无量纲频率 F^+ 与动量系数 C_μ 对流动控制效果的影响图。在迎角为 16°~21° 时, 动量系数越大, 增升减阻的效果越明显; F^+ 在 0.5~4 范围内均有较好的控制效果。在迎角为 22° 时, 此时气流在吸力面发生大面积分离, 从图中仍可看出动量系数起较大影响作用, 动量系数越大, 增升减阻效果越明显, 值得注意的是, $F^+ = 0.5, C_\mu = 0.0424$ 时, 阻力系数较未控制时反而增加, 可见 $F^+ = 0.5$ 并非在该迎角下的最佳驱动频率。在迎角为 24° 时, 分离区面积进一步扩大, 在小动量系数下, 增升效果不明显, 甚至会增大阻力; 在提高动量系数后, 增升效果有明显提

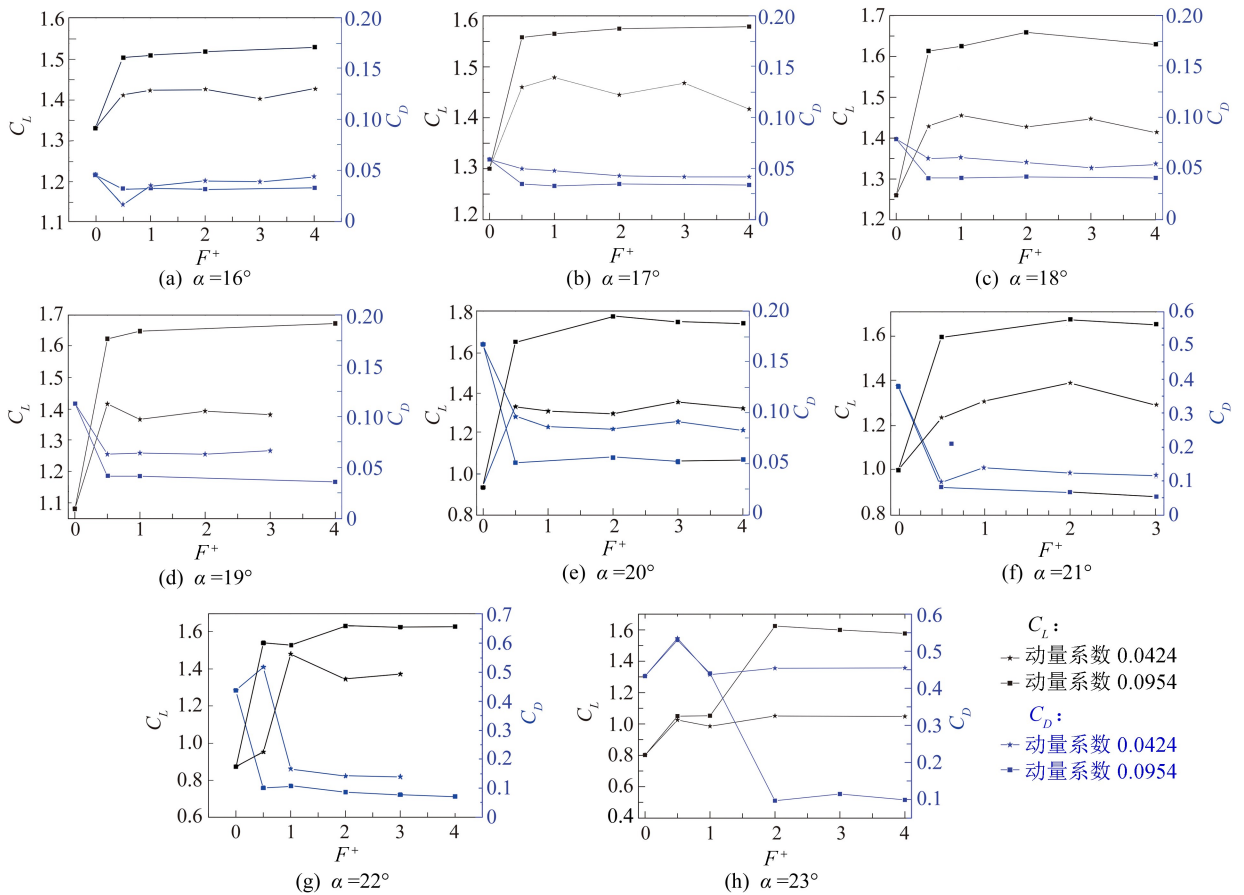


图 5 不同迎角下控制效果对比图

Fig.5 Comparison of control effects at different angles of attack

升,但当 $F^+ = 0.5 \sim 1$ 时,阻力增大,气动性能恶化。可见,在控制大面积流动分离时,应增大射流动量, F^+ 应控制在 $3 \sim 4$ 之间,以达到良好的控制效果。

3 控制参数向量优化

利用 RBF 神经网络构建控制向量(迎角 α 、射流无量纲频率 F^+ 、动量系数 C_μ)与升、阻力系数(C_L 、 C_D)之间的代理模型,并采用粒子群算法(PSO)搜索在一定约束下的最大升力系数、最小阻力系数及其所对应的控制参数向量。

3.1 RBF 神经网络代理模型的构建

RBF 神经网络模型的基本思想是用 RBF 作为隐单元的“基”构成隐含层空间,将输入向量直接映射到隐空间,而从隐含层空间到输出空间的映射是线性的。总体上看,网络由输入到输出的映射是非线性的,而网络输出对可调参数而言是线性的,网络的权可直接由线性方程解出,这样的网络结构不仅加快了学习速度,而且避免了局部极小的问题。

在将数据带入 RBF 神经网络进行学习之前,对 α 、 F^+ 、 C_μ 进行最大最小归一化处理,将数据范围放

缩至 $[0, 1]$ 区间。由于数据库中数据较少,故随机选取 10 组数据作为测试集,其余皆作为训练集参与训练。选取高斯函数作为激活函数,采用自组织选取中心法对 RBF 网络进行训练,首先采用基于 K-means 聚类求解隐含层基函数的中心,然后采用最小二乘法直接求解隐含层与输出层之间的权值。按以上学习过程,分别构建控制向量与升、阻力系数之间的代理模型,各个模型之间的测试误差如图 6 所示,可见,测试误差最大不超过 17% (升力系数最大误差 $< 1\%$,

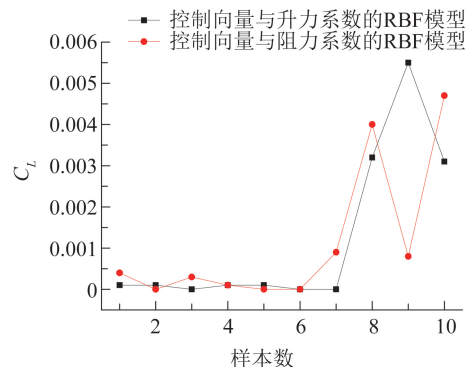


图 6 RBF 神经网络测试集误差

Fig.6 Error of RBF neural network model in test set

阻力系数最大误差 $<17\%$),符合本研究所要求的精度,RBF 神经网络可以很好的拟合控制向量与升、阻力系数之间的因果关系。

3.2 粒子群优化算法(PSO)寻优

PSO 在搜索迭代的过程中,粒子位置的更新公式包含有惯性部分、认知部分、社会部分,分别反映了粒子的运动习惯、对自身历史经验的记忆及粒子间协同合作与知识共享的群体历史经验,因此,PSO 具有较高的搜索能力。为避免搜索陷入局部最优,采用自适应权重法对 PSO 进行改进,使惯性权重根据距全局最优点的距离进行调整,非线性动态惯性权重系数更新公式如下:

$$w = \begin{cases} w_{\min} - \frac{(w_{\max} - w_{\min})(f - f_{\min})}{f_{\text{avg}} - f_{\min}}, & f \leq f_{\text{avg}} \\ w_{\max}, & f > f_{\text{avg}} \end{cases} \quad (3)$$

其中, f 为粒子实时目标函数值, f_{avg} 和 $f_{\min}$ 分别为当前所有粒子的平均值和最小目标值, $w_{\max}$ 和 $w_{\min}$ 分别为惯性权重最大、最小值。

最优化升力系数的目标函数与约束为:
 $\max C_L$
s.t. $16^\circ \leq \alpha \leq 24^\circ, 0 < F^+ < 4, 0 < C_\mu < 0.0954$
阻力系数的目标函数与约束为:
 $\min C_D$
s.t. $16^\circ \leq \alpha \leq 24^\circ, 0 < F^+ < 4, 0 < C_\mu < 0.0954$
学习因子 1、学习因子 2 都设置为 2,惯性权重最大、最小值分别为 0.8、0.6,种群个体数为 200,设定寻找到的最优解在 10 次迭代中均保持不变为算法终止条件。优化结果如表 3 所示,可知 DSJ 在该约束下所能达到的最大升力系数为 1.793,最小阻力系数为 0.013。

表 3 PSO 算法优化结果
Table 3 Results of PSO

	$\alpha / (^\circ)$	F^+	C_μ	C_L	C_D
$\max C_L$	19.7	1.78	0.0949	1.793	0.055
$\min C_D$	16.1	0.47	0.0453	1.401	0.013

4 基于 Inception-V3 卷积神经网络的流场识别

升阻力特性无法反映翼型绕流的全局流场特性,故搭建 Inception-V3 卷积神经网络对全流场速度特性进行特征提取与相应控制参数识别,以实现根据目标流场图像调整激励器参数,使其气动性能达到最优的目的。InceptionNet 曾于 2014 年的 ILSVRC 比赛中,以 top-5 错误率(6.67%)略低于 VGGNet 的优势取得了第一名^[29],Inception-V3 模型是对该模型的进一步改进,具有较强的特征提取与图像识别能力。一方面,Inception Module 通过卷积核的并行连接在卷积神经网络的同一层,提取不同的特征从而降低模型复杂程度;另一方面,Inception-V3 引入 1×1 的卷积核,降低了卷积神经网络的参数量和计算量。Inception-V3 卷积神经网络模型共有 47 层,由 11 个 Inception Module 组成,其网络结构如图 7 所示。

为减少训练时间,本文采用迁移学习的方式,保留所有卷积层原始参数,替换掉原模型最后一层全连层,直接将瓶颈层与替换后的全连层(输出层)相连,通过训练 Inception-V3 卷积神经网络,得出瓶颈层与全连层之间的权重参数值。设定一个 batch 的数据个数为 10,验证集的数据数目为 20。设置最大训练步数为 4000,初始学习率为 0.5,训练目标为最小化控制参数向量(输出)的均方误差(MSE),采用 Adam 算法对网络参数进行优化,学习率通过指数衰减法则进行计算,训练集与验证集上的均方误差随训练步数的变化关系如图 8 所示,可见,在训练步数达到 4000 次时,模型在训练集与验证集上已具有较高的准确率。

采用三组算例进行测试,测试结果如表 4 所示。均方误差分别为:0.0333、0.0399、0.1023,迎角预测误差小于 1%, F^+ 预测误差小于 11%, C_μ 预测误差小于 3%,模型预测得出的控制向量与原始图像所对应的控制向量参数相差很小。为了更精确地比较两者之间的差距,分别比较了这两种控制参数下所对应的平均速

Convolution AxgPool MAXPool
Concat Fully connected Softmax

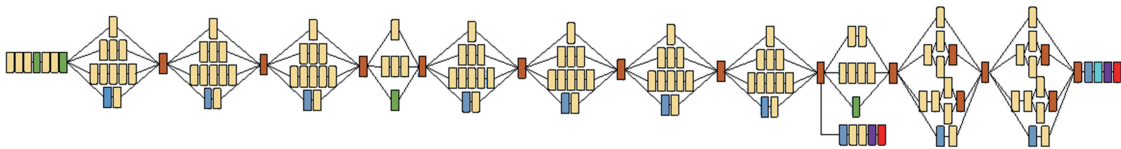


图 7 Inception-V3 卷积神经网络模型^[30]
Fig.7 Model of Inception-V3 convolutional neural network^[30]

度场,对比结果如图 9 所示,可见原始速度场与模型预测得出的控制参数所对应的速度场在小失速迎角下一致性较好,在大失速迎角下一致性较差,这是由于在大失速迎角下分离点在机翼较前缘,动态流场对控制参数具有极强的敏感性所致,这与图 5(g)所呈现的结果一致,同时该计算误差也与数值计算的精度有关。

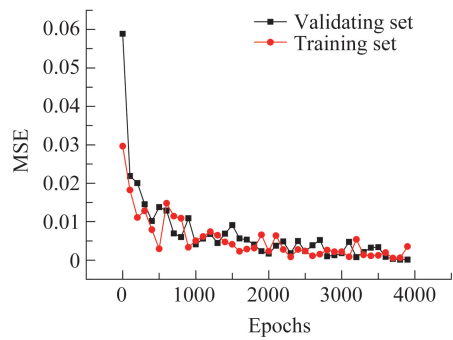


图 8 验证集和训练集误差随迭代次数的变化关系
Fig.8 Error in validating set and training set with epochs

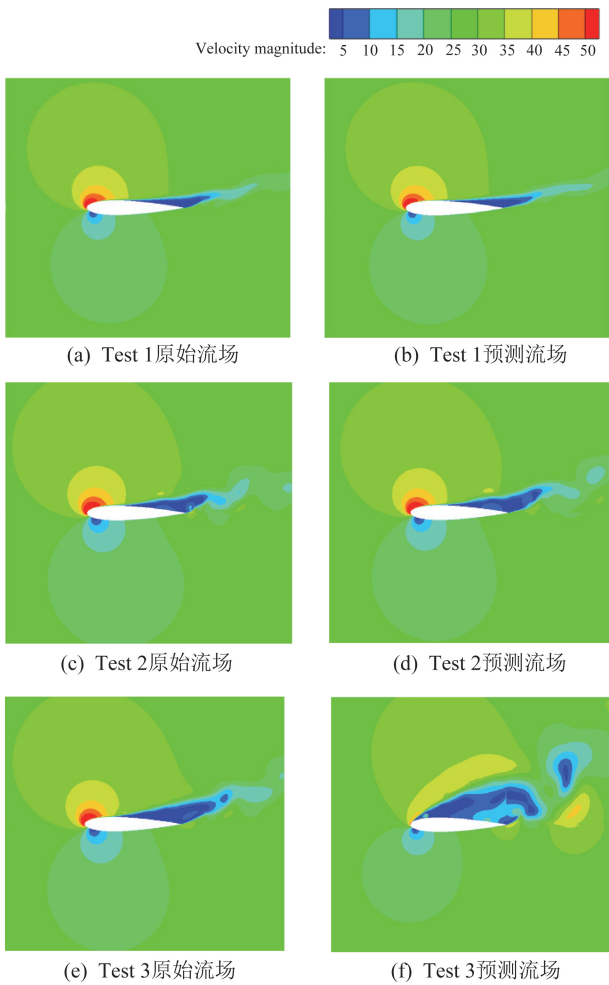


图 9 原始流场图像与模型预测得出的控制参数
所对应流场图像对比
Fig.9 Comparison between the original flow field and
the flow field corresponding to the control parameters
predicted by the model

表 4 Inception-V3 神经网络模型测试结果
Table 4 Test results of Inception-V3 convolutional
neural network

		$\alpha /(^{\circ})$	F^{+}	C_{μ}
Test 1	Origin	18	1	0.0424
	Predicted results	18.144	1.112	0.0423
Test 2	Origin	22	1	0.0954
	Predicted results	22.192	1.056	0.0933
Test 3	Origin	24	3	0.0954
	Predicted results	24	2.68	0.0929

5 结 论

本文研究了 DSJ 对翼型分离流场的控制机理与控制规律,通过改进的 PSO 算法得出了 DSJ 在一定约束下所能达到的最大升力系数与最小阻力系数,并搭建了 Inception-V3 卷积神经网络模型对平均速度场进行控制参数识别。研究表明,合成双射流可以对翼型分离流场进行有效控制,其控制机理包括:动量注入效应、涡掺混效应、抽吸效应。Inception-V3 卷积神经网络模型在测试算例中控制向量均方误差最大为 0.1023,预测误差不超过 11%,模型预测得出的控制向量所对应的速度场与原始速度场在小失速迎角下一致性较好,在大失速迎角下一致性较差。

为实现对控制向量与分离流流场性能之间因果关系的精确学习,下一步将通过大涡模拟的方法进行大量数值实验,丰富数据库内容,并采取深度学习的方法,学习控制向量与三维流场图像之间的函数关系,力图学习在三维流场中周期性变化的涡结构,为 DSJA 的控制律设计与实际工程应用提供进一步的参考。

参 考 文 献:

[1] GLEZER A, AMITAY M. Synthetic jets[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2002, 34(1): 503-529.

[2] 罗振兵, 夏智勋. 合成射流技术及其在流动控制中应用的进展[J]. 力学进展, 2005, 35(2): 221-234.

LUO Z B, XIA Z X. Advances in synthetic jet technology and applications in flow control[J]. Advances in Mechanics, 2005, 35(2): 221-234. (in Chinese)

[3] 张攀峰, 王晋军, 冯立好. 零质量射流技术及其应用研究进展[J]. 中国科学 E 辑: 技术科学, 2008, 38(3): 321-349.

ZHANG P F, WANG J J, FENG L H. Advances in zero-mass flux jet technology and applications[J]. Science in China, 2008, 38(3): 321-349. (in Chinese)

[4] LOU B, YE S J, WANG G F, et al. Numerical and experimental research of flow control on an NACA 0012 airfoil by local vibration[J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2018, 40(1): 1-12.

[5] QIN Y, SONG Y, CHEN F, et al. Active flow control by means of endwall synthetic jet on a high-speed compressor stator cascade[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, 2018, 232(6): 641-659.

- [6] 刘小波, 张伟伟, 蒋跃文, 等. 尾缘合成射流影响翼型非定常气动特性的数值研究[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(5): 606-612.
LIU X B, ZHANG WW, JIANG Y W, et al. Numerical study on unsteady aerodynamic characteristics of an airfoil with a synthetic jet set in trailing edge[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(5): 606-612. (in Chinese)
- [7] MA Y Y, ZHAO Q J, ZHAO G Q. New combinational active control strategy for improving aerodynamic characteristics of airfoil and rotor [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2020, 234(4): 977-996.
doi: 10.1177/0954410019893193
- [8] 张鑫, 黄勇, 王勋年, 等. 超临界机翼介质阻挡放电等离子体流动控制[J]. 航空学报, 2016, 37(6): 1733-1742.
ZHANG X, HUANG Y, WANG X N, et al. Flow control on a supercritical wing using dielectric barrier discharge plasma actuator[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(6): 1733-1742. (in Chinese)
- [9] XIA Z X, LUO Z B. Physical factors of primary jet vectoring control using synthetic jet actuators[J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2007, 28(7): 907-920.
doi: 10.1007/s10483-007-0708-z
- [10] 李斌斌, 姚勇, 顾蕴松, 等. 合成射流低速射流矢量偏转控制的 PIV 实验研究[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(1): 22-25, 30.
LI BB, YAO Y, GU Y S, et al. PIV experiments on vector deflection control of lowspeed synthetic jet [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(1): 22-25, 30. (in Chinese)
doi: 10.7638/kqdlxxb-2015. 0194
- [11] 刘艳明, 王保国, 刘淑艳, 等. 合成射流激励器阵列对共轴射流掺混的影响[J]. 航空动力学报, 2009, 24(3): 566-572.
LIU Y M, WANG B G, LIU S Y, et al. Influence of synthetic jet actuator arrays on the mixing in coaxial jets[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3): 566-572. (in Chinese)
- [12] ZHOU Y, XIA Z X, LUO Z B, et al. Effect of three-electrode plasma synthetic jet actuator on shock wave control[J]. Science China Technological Sciences, 2017, 60(1): 146-152.
doi: 10.1007/s11431-016-0248-4
- [13] ZHOU Y, XIA Z X, LUO Z B, et al. A novel ram-air plasma synthetic jet actuator for near space high-speed flow control[J]. Acta Astronautica, 2017, 133: 95-102.
doi: 10.1016/j.actaastro.2017.01.016
- [14] JIN D, CUI W, LI Y H, et al. Characteristics of pulsed plasma synthetic jet and its control effect on supersonic flow [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(1): 66-76.
- [15] LUO Z B, DENG X, XIA Z X, et al. Flow field and heat transfer characteristics of impingement based on a vectoring dual synthetic jet actuator[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2016, 102: 18-25.
- [16] 朱晖, 杨志刚, 王国俊. 基于圆环孔合成射流器的 LED 前照灯散热控制[J]. 同济大学学报(自然科学版), 2020, 48(2): 257-263.
ZHU H, YANG Z G, WANG G J. Thermal control of LED headlamp based on annular synthetic jet[J]. Journal of Tongji University (Natural Science), 2020, 48(2): 257-263. (in Chinese)
- [17] GAO S, ZHANG J Z, TAN X M. Experimental study on heat transfer characteristics of synthetic jet driven by piston actuator[J]. Science China Technological Sciences, 2012, 55(6): 1732-1738.
- [18] 张鑫, 黄勇, 阳鹏宇, 等. 等离子体无人机失速分离控制飞行试验[J]. 航空学报, 2018, 39(2): 115-122.
ZHANG X, HUANG Y, YANG P Y, et al. Flight test of flow separation control using plasma UAV[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(2): 115-122. (in Chinese)
- [19] LUO Z B, XIA Z X, LIU B. New generation of synthetic jet actuators[J]. AIAA Journal, 2006, 44(10): 2418-2420.
doi: 10.2514/1. 20747
- [20] AMITAY M, HORVATH M, MICHAUX M, et al. Virtual aerodynamic shape modification at low angles of attack using synthetic jet actuators [C]//Proc of the 15th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, Anaheim, CA. Reston, Virginia: AIAA, 2001
- [21] CHATLYNNE E, RUMIGNY N, AMITAY M, et al. Virtual aero-shaping of a Clark-Y airfoil using synthetic jet actuators [C]//Proc of the 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV. Reston, Virginia: AIAA, 2001
- [22] 张攀峰, 王晋军. 合成射流控制 NACA0015 翼型大攻角流动分离[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(4): 443-446.
ZHANG P F, WANG J J. Numerical simulation on flow control of stalled NACA0015 airfoil with synthetic jet actuator in recirculation region [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(4): 443-446. (in Chinese)
- [23] 张攀峰, 王晋军. 孔口倾斜角对合成射流控制翼型流动分离的影响[J]. 兵工学报, 2009, 30(12): 1658-1662.
ZHANG P F, WANG J J. Effect of orifice inclined angle on flow control of the stalled airfoil with synthetic jet actuator[J]. Acta Armamentarii, 2009, 30(12): 1658-1662. (in Chinese)
- [24] 张攀峰, 燕波, 戴晨峰. 合成射流环量控制翼型增升技术[J]. 中国科学(技术科学), 2012, 42(9): 1046-1053.
ZHANG P F, YAN B, DAI C F. Lift enhancement method by synthetic jet circulation control[J]. Scientia Sinica Technologica, 2012, 42(9): 1046-1053. (in Chinese)
- [25] 刘峰. 合成射流控制翼型流动分离的数值模拟[D]. 杭州: 浙江大学, 2013.
LIU F. Numerical simulation of synthetic jet to control flow separation over airfoil[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2013. (in Chinese)
- [26] 王林, 罗振兵, 夏智勋, 等. 合成双射流控制翼型分离流动的数值研究[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(3): 353-357, 372.
WANG L, LUO Z B, XIA Z X, et al. Numerical simulation of separated flow control on an airfoil using dual synthetic jets[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(3): 353-357, 372. (in Chinese)
- [27] 李玉杰, 罗振兵, 邓雄, 等. 合成双射流控制 NACA0015 翼型大攻角流动分离试验研究[J]. 航空学报, 2016, 37(3): 817-825.
LI Y J, LUO Z B, DENG X, et al. Experimental investigation on flow separation control of stalled NACA0015 airfoil using dual synthetic jet actuator[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(3): 817-825. (in Chinese)
- [28] MELISSA B, RICHARD A. Comparison of computation and experiment results for a supercritical airfoil[R]. NASA-TM-4601.
- [29] 蒋子阳. TensorFlow 深度学习算法原理与编程实战[M]. 北京: 中国水利水电出版社, 2019.
- [30] 忆霜晨. 深度神经网络 Google Inception Net-V3 结构图[EB/OL]. (2018-03-14). <https://www.jianshu.com/p/3bbf0675cfce>
YI S C. The structure of Google Inception Net-V3 [EB/OL]. (2018-03-14). <https://www.jianshu.com/p/3bbf0675cfce>