

文章编号: 1000-8055(2024)11-20220201-12

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220201

合页式可调总压畸变发生器效果预测及 调节方法研究

王铭祖, 王志强

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为研究一种新型合页式可调总压畸变发生器的畸变特性, 并实现针对特定目标图谱, 指导此型畸变发生器调节的目的。采用风洞实验方法对其畸变流场进行研究, 利用遗传算法优化的反向传播人工神经网络进行建模与分析, 得到了可通过来流马赫数及畸变发生器合页开合角度预测下游稳态总压畸变图谱的预测模型, 并以此为依据开发了调节方案快速设计程序, 为此类总压畸变发生器的实际使用建立了一套有效的方法。结果表明: 预测模型可以快速有效预测畸变发生器下游测量截面处各测点的总压恢复系数, 而调节方案快速设计程序可有效简化此型畸变发生器的使用流程。

关 键 词: 合页式可调畸变发生器; 总压畸变; 人工神经网络; 稳态畸变指数; 风洞实验

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Research on effect prediction and adjustment method of hinge-type adjustable total pressure distortion generator

WANG Mingzu, WANG Zhiqiang

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to study the characteristics of a new hinge-type adjustable distortion generator and realize the purpose of guiding the adjustment of this type of distortion generator for specific target map, wind tunnel test was conducted to analyze its distortion flow field, and the GA-BPANN was used for modeling, finally a prediction model that can predict the downstream steady-state total pressure distortion map through the Mach number of the incoming flow and the angle of the distortion generator hinge was obtained; based on this model, a rapid design program was designed. The results showed that the prediction model can quickly and effectively predict the total pressure recovery coefficient of each measuring point at the downstream measurement section of the distortion generator, and the rapid design program can effectively simplify the use process of this type of distortion generator.

Keywords: hinge adjustable distortion generator; total-pressure distortion;
artificial neural network; steady-state distortion index; wind tunnel test

飞机飞行过程中, 由于飞机机动、飞机机身结构、进气道结构及飞行环境等因素, 势必导致

气流流出进气道时产生不均匀分布, 即在发动机进口位置产生一定程度的进气畸变。进气畸变轻

收稿日期: 2022-04-11

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-V-0017-0112)

作者简介: 王铭祖(1997—), 男, 硕士生, 研究领域为叶轮机气动力学。E-mail: 435060026@qq.com

通信作者: 王志强(1981—), 男, 副教授、硕士生导师, 博士, 研究领域为叶轮机气动力学。E-mail: wangzq1981@126.com

引用格式: 王铭祖, 王志强. 合页式可调总压畸变发生器效果预测及调节方法研究[J]. 航空动力学报, 2024, 39(11): 20220201. WANG Mingzu, WANG Zhiqiang. Research on effect prediction and adjustment method of hinge-type adjustable total pressure distortion generator[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(11): 20220201.

则导致发动机效率下降,重则引起风扇/压气机失速喘振^[1-2]。近年来,随着对新型战斗机性能要求不断提高^[3],航空发动机的进气畸变问题变得更为突出。

为方便研究,学界将发动机进气畸变总体分为总压畸变、总温畸变和旋流畸变这 3 种类型^[4-6],其中总压畸变最为常见。进气总压畸变评定是现代航空发动机稳定性评定中的一项重要内容^[7-9]。这就需要在发动机上游安装畸变发生器产生进口总压畸变,测试其不同进气畸变条件下的性能和稳定性。

目前广泛应用的稳态总压畸变发生器包括畸变网、模拟板和插板畸变发生器等。传统的总压畸变模拟装置设计过程中,通常需要根据目标总压畸变选择相应的总压畸变发生器,其后通过实验或者 CFD 手段对畸变发生器产生的总压畸变进行模拟,并针对其产生的总压畸变与目标总压畸变之间的差别,修改畸变发生器的设计,并循环迭代上述步骤,直至模拟出期望的总压畸变^[10]。此方法对设计人员经验的依赖性较高,单个畸变发生器只能模拟一种进气总压畸变,且设计过程中难以准确控制畸变发生器的修改方式,耗时耗力。

为解决传统畸变发生器通用性较差的问题,学界提出了通过合页装置作为畸变元件^[11-12],将其阵列排布在流场中,通过作动机构调节阵列分布的合页开合角度,即可在一定的来流条件下实时模拟出不同形态和强度的总压畸变,以此提升畸变发生器的适用范围和使用效率^[13-15]。可快速、灵活调节是该型畸变发生器最大的优点,但是此型畸变发生器上的活动部件(合页)过多,每一处合页开合角度变化时都会导致其下游流场发生变化。如何快速、准确地调节各合页的开合角度,从而模拟出实验需要的畸变流场,是其使用过程中存在的最大的难点。针对这一问题,文献[16]提供了一种全新思路,其通过人工神经网络对双插板畸变发生器的实验数据进行建模,实现了通过插板深度对下游稳态周向畸变指数等畸变指标的快速预测,验证了人工神经网络对畸变发生器下游流场参数与畸变发生器形态之间的复杂函数关系具有良好的拟合能力。

为了针对某一所需模拟的特定总压畸变图谱,快速确定各合页的开合角度,最大程度地发挥此类畸变发生器的优势,本文以实验数据为基础,通过遗传算法优化的人工神经网络构建了通过来

流马赫数和合页开合角度即可快速得到下游测点总压恢复系数的预测模型,并在此基础上基于模型快速预测特点,通过穷举算法设计了合页式畸变发生器调节方案快速设计程序。

1 实验设备

1.1 实验台总体结构

本文的研究对象为课题组设计的适用于 300 mm 直径的圆形管道的合页式可调畸变发生器模型。实验台结构如图 1 所示,实验时气流由左向右流动,由喇叭口吸入,依次通过稳定段、实验段、测量段、扩张段、离心风机、电动阀门并最终排出。在离心风机出口处安装电动阀门,通过调节电动阀门开度,达到调节实验段来流马赫数的目的。

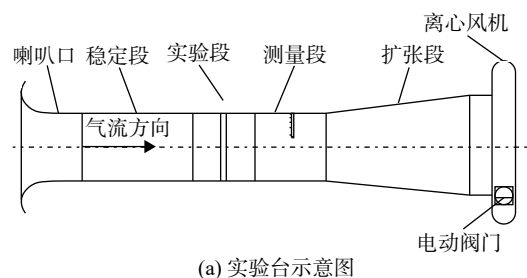


图 1 实验台示意图和照片

Fig. 1 Diagram and photo of the test system

1.2 实验段结构

实验段如图 2 所示,其结构主要包括畸变发生器安装箱与畸变发生器,畸变发生器安装箱通过前后管路法兰与入口管道、测量段相连接,箱体内部前后均开有 300 mm 直径圆孔。畸变发生器主要结构包括合页安装架和不同开合角度的合页,安装架结构包括弧形前缘竖直挡板、水平支架和上下盖板。合页如图 3 所示,主要结构包括圆弧形前缘、呈一定角度对称开合的扰流翼面和中部矩形插槽,具体尺寸如表 1 所示。

实验时畸变发生器置于安装箱内部。为了节约实验成本,该模型通过换装不同开合角度的合

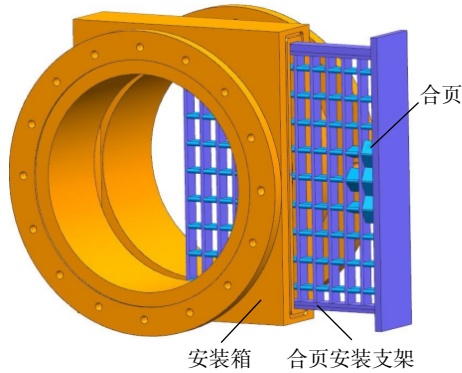


图 2 实验段示意图
Fig. 2 Diagram of test section

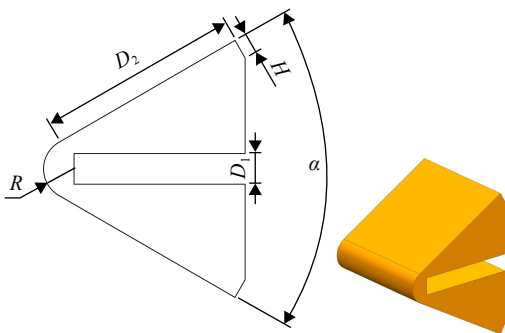


图 3 合页示意图
Fig. 3 Schematic drawing of hinge

表 1 合页尺寸参数表
Table 1 Hinge size specification

参数	数值
前缘半径 R/mm	3
插槽宽度 D_1/mm	3
翼面厚度 H/mm	1.5
翼面长度 D_2/mm	20
开合角度 $\alpha/(\circ)$	0, 30, 60, 90, 120
模型整体厚度 δ/mm	20

页元件,实现调节合页开合角度的目的。畸变发生器设计成抽屉式,换装合页时只需将畸变发生器从实验段中抽出即可,当畸变发生器的合页安装完毕后,再将其插入矩形中空箱体内部并通过盖板密封。

合页作为畸变元件在安装架上呈阵列排布,在水平方向等距分布 12 个,合页间安装有竖直挡板,竖直方向等距分布 9 个,当上下两处合页角度为 120° 时,将完全遮挡其间区域的流通面积。本文实验用的畸变发生器共安装有 108 个合页,为叙述方便对上述 108 处合页进行编号,各位置合页编号如图 4 所示。

001	002	003	004	005	006	007	008	009	010	011	012
013	014	015	016	017	018	019	020	021	022	023	024
025	026	027	028	029	030	031	032	033	034	035	036
037	038	039	040	041	042	043	044	045	046	047	048
049	050	051	052	053	054	055	056	057	058	059	060
061	062	063	064	065	066	067	068	069	070	071	072
073	074	075	076	077	078	079	080	081	082	083	084
085	086	087	088	089	090	091	092	093	094	095	096
097	098	099	100	101	102	103	104	105	106	107	108

图 4 合页安装位置编号示意图
Fig. 4 Diagram of hinge's installation position number

1.3 测量方式及测点分布

实验测量畸变发生器上游的来流马赫数和下游的 41 处测点的稳态总压恢复系数。上游的来流马赫数根据进气总压(环境压力)和进口壁面静压计算得到。在畸变发生器上游 2 倍管径处周向均匀布置 6 处壁面静压测点,6 处静压探针测得的静压平均值记为 p_{sav} 。环境压力由实验室内水银大气压计测得,记为 p_0 。来流马赫数 Ma 的计算如式(1)所示。在畸变发生器下游 1 倍管径处设置总压测量截面,该截面布置有 8 根沿周向均匀分布的 5 孔梳状总压探针(其中一根探针为 6 孔,多出 1 孔用以测量截面中心处总压),共计 41 个总压测点,测点沿径向按照等环面中心布置,测点编号如图 5 所示,各测点测得总压时均值记为 $p_{ti}^{[17]}$,各测点总压恢复系数 σ_i 的计算如式(2)所示。实验过程中的稳态压力数据由 DTCnet 压力扫描阀系统采集,采样频率为 333 Hz,采样时间为 6 s,压力传感器量程约为 17 236.89 Pa(2.5 psi),测量精度为满量程的 0.05%。

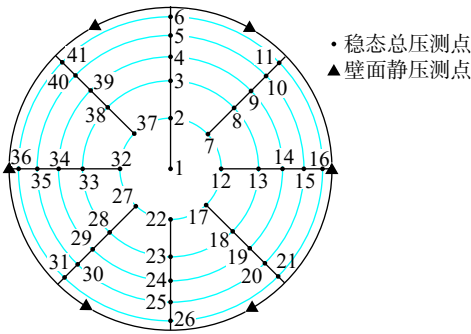


图 5 测点位置示意图
Fig. 5 Distribution of measuring point position

$$Ma = \sqrt{\frac{2 \left[\left(\frac{p_0}{p_{sav}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]}{\gamma - 1}} \quad (1)$$

式中 γ 为气体比热比。

$$\sigma_i = \frac{p_u}{p_0} \quad (2)$$

2 实验方案

由于此型畸变发生器可调节部件(合页)数量较多,如对所有 108 处合页开合角度均进行调整,则训练人工神经网络所需要的样本数量将十分巨大,现阶段难以完成。本文预设训练 3 种不同用途的预测模型,每种预测模型仅选择部分合页变化开合角度,对应设计了 3 组样本累积实验。

在实验样本设计时首先剔除完全处于圆形流道外侧的合页,因为这部分合页位于实验段空腔内,其开合角度变化对畸变发生器下游流场几乎没有影响。

实验组 1 以验证此方法可行性为目的,参考了目前使用广泛的活动插板式畸变发生器,选取如图 6 所示的左侧 5 列合页作为变量,每一列合页保持相同开合角度,记为 $C_{101} \sim C_{105}$,其余位置合页保持 0° 。考虑到全面实验数量为 3125 (5^5) 次,实验成本过大,而随机实验则数据不全面,信息缺乏代表性,故本文按照“均匀分散,齐整可比”的特点,构建了一种 5 因素 ($C_{101} \sim C_{105}$) 5 水平 (0° 、 30° 、 60° 、 90° 和 120°) 的正交表,此正交表共提供了 41 组合页开合模式。

实验组 2 以模拟民用涡扇发动机低速大迎角状态下压气机进口流场畸变为目的^[18],参考了部分总压畸变目标图谱,选定了如图 7 所示位置的

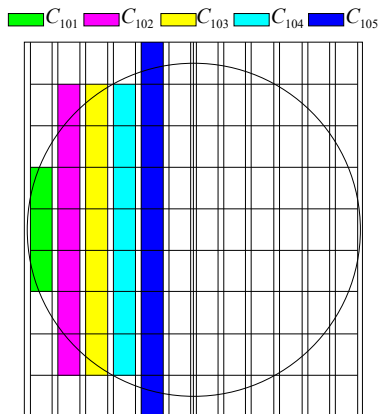


图 6 实验组 1 合页位置示意图

Fig. 6 Location of hinge in test 1

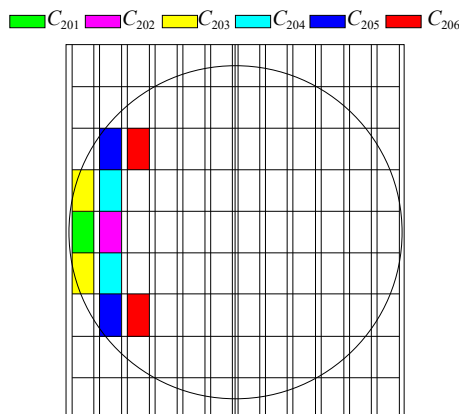


图 7 实验组 2 合页位置示意图

Fig. 7 Location of hinge in test 2

合页作为变化合页,其余位置合页保持 0° 。因为目标图谱均呈对称分布,所以实验组中对称位置合页保持相同开合角度,由此得到了 6 个变量,记为 $C_{201} \sim C_{206}$,并构建 6 因素 5 水平的正交表,此正交表共提供了 83 组合页开合模式。

实验组 3 以左侧 3 列合页为实验对象,各合页之间开合角度无关联,各合页位置如图 8 所示,其余位置合页保持 0° 。由此得到了 17 个变量,记为 $C_{301} \sim C_{317}$,并构建 17 因素 5 水平的正交表,此正交表共提供了 123 组合页开合模式。

对每一合页开合模式,测量其在来流马赫数为 0.1、0.15、0.2、0.25、0.3 时下游总压测量截面 41 处测点的总压值,获得不同合页开合模式下,在不同来流马赫数状态下,测量截面上的总压恢复系数分布情况。

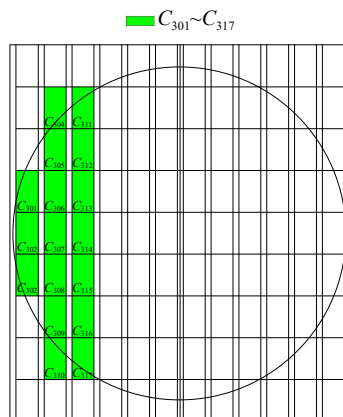


图 8 实验组 3 合页位置示意图

Fig. 8 Location of hinge in test 3

3 畸变预测模型的神经网络方法

对畸变发生器下游的畸变流场预测采用了遗

传算法优化的 BP 神经网络方法, 并利用上述实验样本对神经网络模型进行训练, 建立来流马赫数和合页开合角度对畸变发生器下游来畸变流场的预测模型, 预测结果为下游 41 处测点的总压恢复系数。

本文构建的神经网络为 3 层神经网络, 包括一个输入层、一个隐藏层和一个输出层。输入层神经元负责接收外界信号, 隐藏层神经网络在计算时不可见, 输出层神经元则负责输出人工神经网络计算结果, 其结构如图 9 所示。

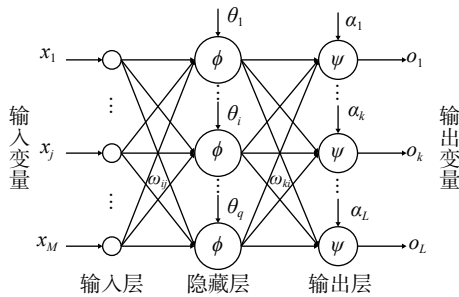


图 9 人工神经网络示意图

Fig. 9 Schematic diagram of artificial neural network

图 9 中输入层、隐藏层和输出层的节点数量分别为 M 、 q 和 L ; x_j 为输入层第 j 个节点的输入值; ω_{ij} 为输入层第 j 个节点至隐藏层第 i 个节点之间的权值; θ_i 为隐藏层第 i 个节点的阈值; ϕ 为隐藏层的激励函数; y_i 为隐藏层第 i 个节点的值; ω_{ki} 为隐藏层第 i 个节点至输出层第 k 个节点之间的权值; a_k 为输出层第 k 个节点的阈值; ψ 为输出层的激励函数; o_k 为输出层第 k 个节点的输出值; o_k 的计算方法如式(3)所示:

$$o_k = \psi \left(\sum_{i=1}^q \omega_{ki} y_i + a_k \right) = \psi \left[\sum_{i=1}^q \omega_{ki} \phi \left(\sum_{j=1}^M \omega_{ij} x_j + \theta_i \right) + a_k \right] \quad (3)$$

神经网络将每次预测结果与期望结果进行对比, 如两者间均方误差满足一定要求, 则将两者间误差以梯度形式返回至每一层神经元, 修改相应权值、阈值, 随后继续预测并不断重复上述操作直至计算收敛^[19]。

本文发现如果仅使用 BP 神经网络, 训练效率低下且结果误差较大。而遗传算法借鉴了生物学中自然选择的机制, 通过遗传算法优化的人工神经网络可有效提升神经网络训练效率并保证其权值、阈值的迭代为优化过程。此方法将单个神

经网络中所有的权值、阈值统称为一个个体, 预测结果和期望结果之间的均方误差为个体适应度, 经过遗传、变异、交叉操作不断生成适应度更高的新个体^[20]。

本文共训练了 3 组预测模型, 分别命名为模型 1(model_1)、模型 2(model_2) 和模型 3(model_3)。模型 1 样本输入项包括来流马赫数 Ma 和 $C_{101} \sim C_{105}$ 五个合页开合角度; 模型 2 的样本输入项包括来流马赫数 Ma 和 $C_{201} \sim C_{206}$ 六个合页开合角度; 模型 3 的样本输入项包括来流马赫数 Ma 和 $C_{301} \sim C_{317}$ 十七个合页开合角度。由于输出项远大于输入项, 为避免过拟合现象, 在经过多次尝试后, 本文决定对各模型中的 41 处测点单独构建人工神经网络, 各模型中神经网络的输入层、隐藏层和输出层节点数量如表 2 所示, 隐藏层的激励函数为 sigmoid 函数; 输出层的激励函数为 ReLU 函数。因为模型 3 各合页开合角度之间无关联, 且可调节合页范围大于模型 2, 所以模型 3 的样本不仅包括实验组 3 的测量结果, 还包括实验组 2 的测量结果和实验组 1 的部分测量结果。最终 3 组模型的样本总数分布为 316、482 和 1212。将各组样本按比例随机分为训练集、验证集和测试集, 各集合所占样本量分别为 70%、15% 和 15%。其中训练集用于调整神经网络内权值、阈值等参数; 验证集用于控制训练收敛; 测试集不参与人工神经网络训练, 仅用作对训练结果的评判, 下文所展示的所有结果均来自于测试集。

表 2 3 种模型中人工神经网络输入层、隐藏层和输出层节点数量

Table 2 Number of nodes in the input layer, hidden layer and output layer of artificial neural network in three models

层级	model_1	model_2	model_3
输入层	6	7	18
隐藏层	4/5	5/6	12/13
输出层	1	1	1

4 神经网络预测结果分析

4.1 稳态畸变流场分析

图 10 为上述 3 组模型测试集样本测点总压恢复系数分布曲线, 图 11 为相对误差分布曲线, 此相对误差为误差绝对值与总压恢复系数的比值。

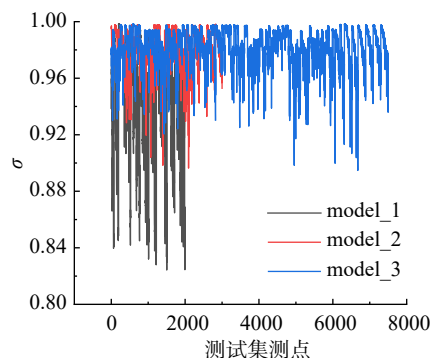


图 10 测试集样本各测点总压恢复系数分布曲线

Fig. 10 Distribution curve of the total pressure recovery coefficient of each measurement point of the test set sample

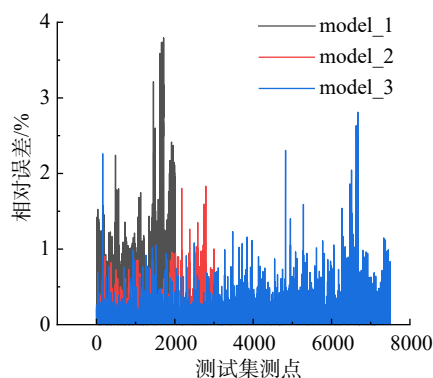


图 11 测试集样本各测点相对误差分布曲线

Fig. 11 Relative error distribution curve of each measurement point of the test set sample

3 组模型测试集样本总压恢复系数最小值分别为 0.82、0.89 和 0.89。相对误差最大值分别为 3.8%、1.8% 和 2.8%。

图 12 给出了 3 组模型测点总压恢复系数误差概率分布图象。可以看出 3 种模型误差呈正态

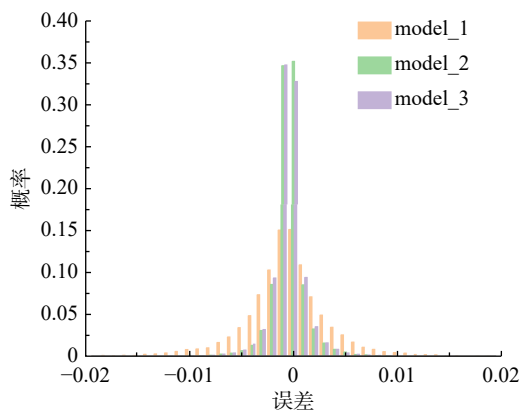
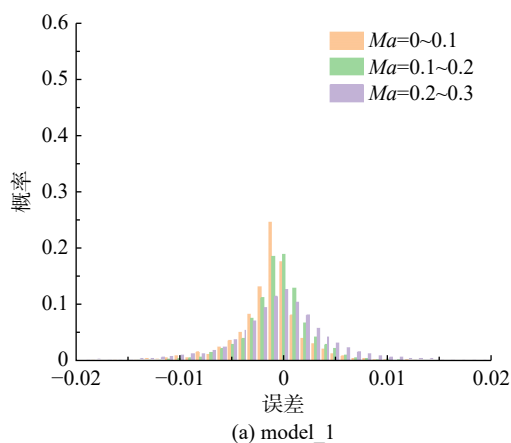


图 12 总压恢复系数误差概率分布图象

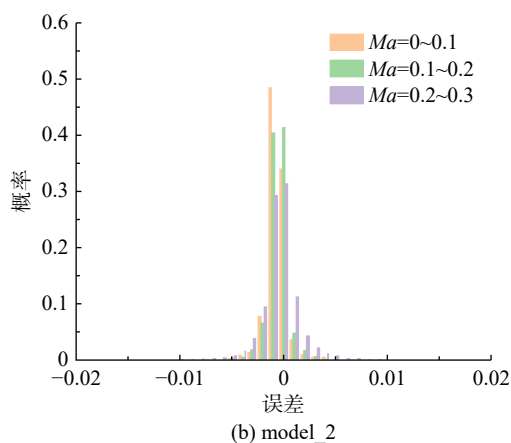
Fig. 12 Total pressure recovery coefficient error probability distribution image

分布,其误差在 ± 0.005 内的概率分别为 87.2%、98.2% 和 99.1%,模型 1、模型 2 和模型 3 预测的各测点总压恢复系数误差分别小于 0.035、0.028 和 0.014,相较于模型 1、模型 2 和模型 3 的样本数量大幅度增加,且调节合页的空间总范围更小,故预测精度更高。

图 13 给出了各模型在不同来流马赫数下的误差概率分布图像。如图所示,模型 1~模型 3 的预测误差均呈正态分布,随着来流马赫数的增大,其预测误差分布范围也增大。因为测量设备的采样频率和采样时长有限,所以测点测得的总压平均值与实际总压平均值之间存在一定误差,随着来流马赫数的增大,畸变发生器下游的流场紊流度也随之增大,测点位置脉动压力与平均总压比值增大,在采样条件不变的情况下,测点测得的总压平均值与实际总压平均值之间误差也随之增大,其带来的影响以随机误差的形式存在于实验结果中,势必导致预测误差增大。对此情况,本文通过在实验中对恒定值进行多次测量以减小误差,同时因为反向传播神经网络具有良好的容错性,样本中的随机误差对预测模型的输入输出规律影响较



(a) model_1



(b) model_2

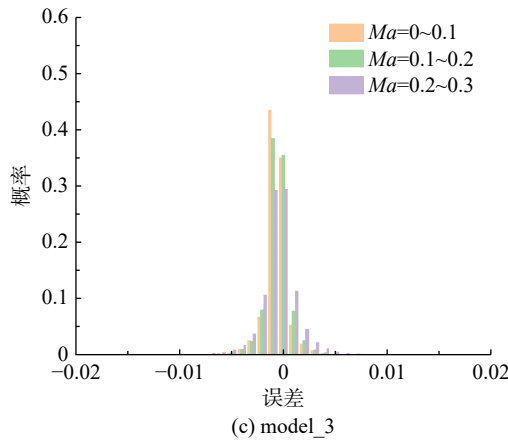


图 13 不同来流马赫数下的误差概率分布

Fig. 13 Error probability distribution of different incoming Mach number

小。故本文认为人工神经网络预测结果在高马赫数下依旧满足其使用要求。

图 14~图 16 分别给出了 3 个预测模型中 6 个不同合页开合模式(case 1~case 6)在不同来流马赫数下,模型预测得到的测量截面总压恢复系数分布云图和实验测量结果及其合页状态示意图,其中 case 1 和 case 2 来源于实验组 1, case 3 和 case 4 来源于实验组 2, case 5 和 case 6 来源于实验组 3。对于来流马赫数大于等于 0.2 时,模型预测效果都较好,以 case 6 为例,在来流马赫数为 0.25 时,预测结果中低压区的位置、强度、范围均和实验结果基本一致。但在来流马赫数为 0.1 时,因为这部分图谱不同颜色间的总压恢复系数相差较小,所以微小误差显示得更明显,同时因为来流马赫数处于样本库的下边界,精度势必下降,所以此时 3 组预测模型低压区位置范围都与实验结果相差较大。因此如扩大样本范围至来流马赫数为 0.1 以下时,效果将显著提升。总体而言,3

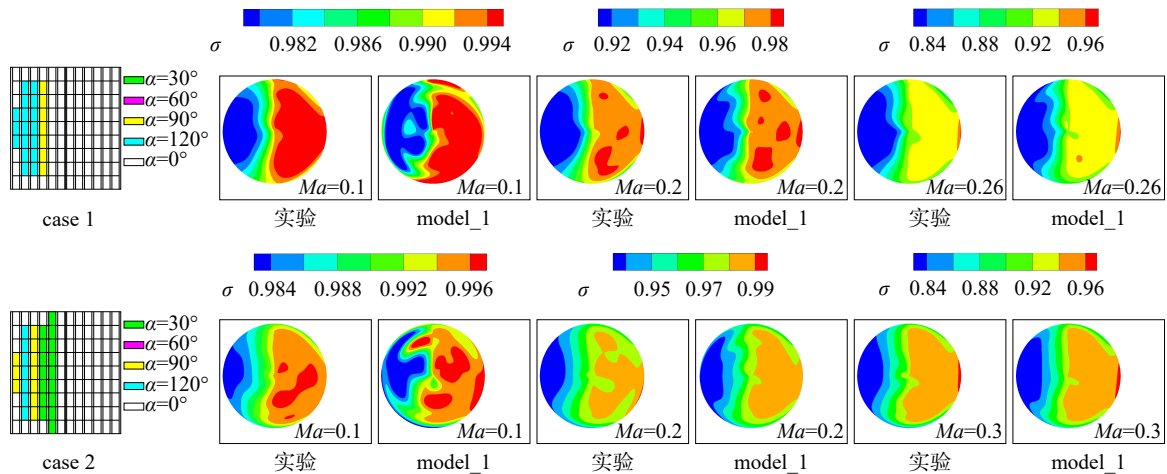


图 14 模型 1 实验和预测模型总压恢复系数图

Fig. 14 Total pressure recovery coefficient maps of tests and predict models in model_1

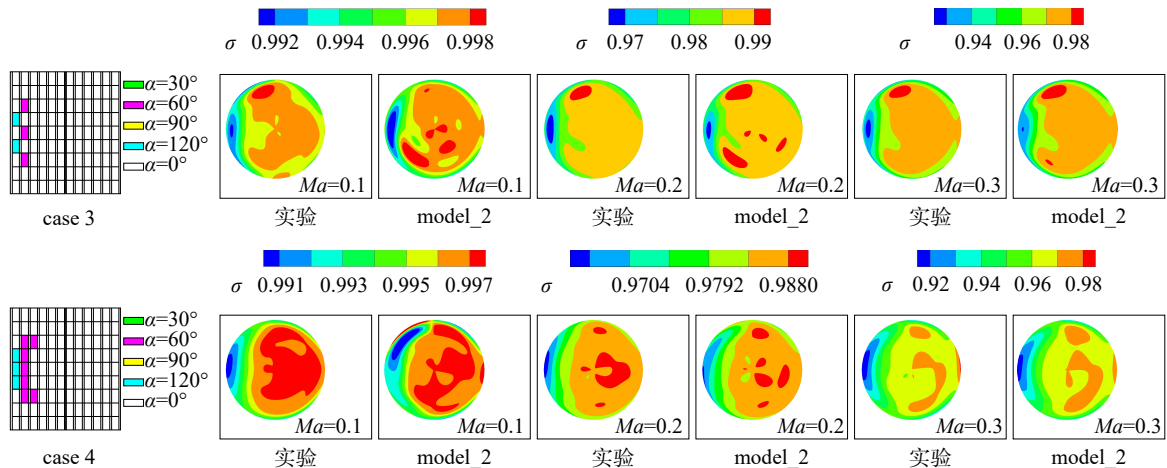


图 15 模型 2 实验和预测模型总压恢复系数图

Fig. 15 Total pressure recovery coefficient maps of tests and predict models in model_2

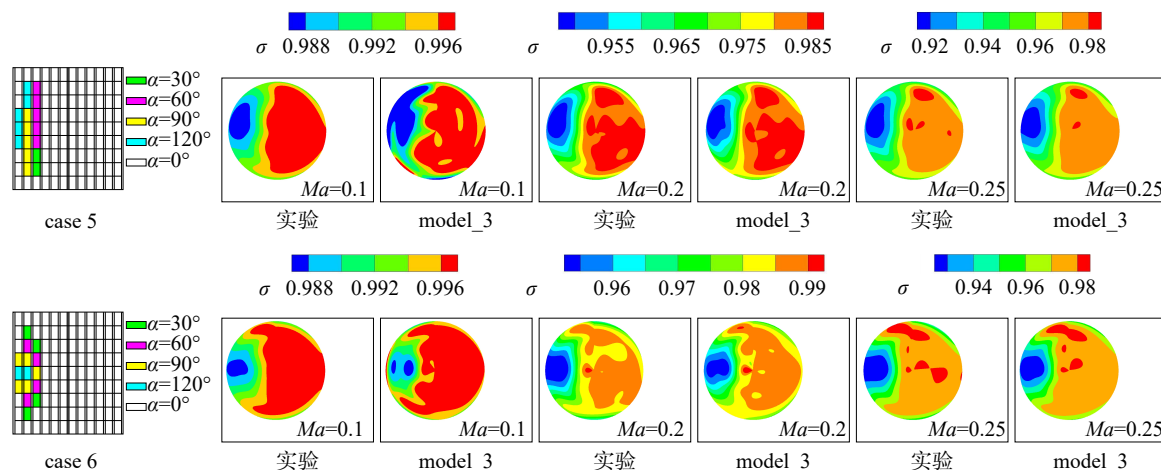


图 16 模型 3 实验和预测模型总压恢复系数云图

Fig. 16 Total pressure recovery coefficient maps of tests and predict models in model_3

组模型均较好地完成了其预设目标。

4.2 稳态畸变指数分析

稳态畸变指数作为评定总压畸变的重要指标, 本文采用了两种方法对稳态畸变指数(DC60)进行预测^[21], 并对这两种预测方法进行了对比。第 1 种方法是: 对 3 组样本测得的稳态畸变指数, 直接通过人工神经网络训练出预测模型; 第 2 种方法是: 先通过上文所述的各测点预测模型, 预测出下游 41 个测点处的总压恢复系数, 然后再计算出稳态总压畸变指数。为了便于描述, 本文将这两种方法分别称为直接预测法和间接预测法。由于直接法使用的人工神经网络结构和训练样本与模型预测总压恢复系数时相同, 间接法则需经过预测模型预测后计算得到, 因此本文仍以模型 1、模型 2 和模型 3 代指 3 种不同合页调节方法下预测得到的稳态畸变指数。

图 17 为稳态畸变指数误差概率分布图像, 图 18 为两种方法预测结果的均方误差(MSE)对比, 图中可见模型 1 由于样本数量较少, 误差分布

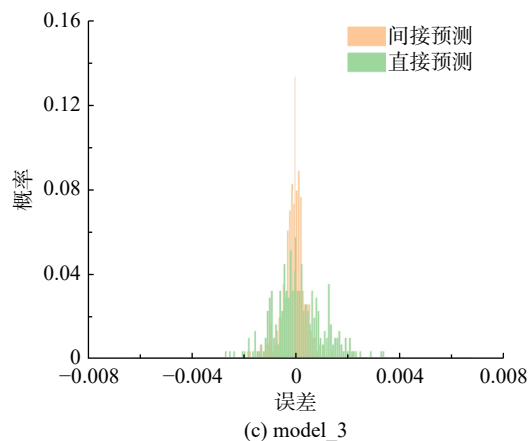
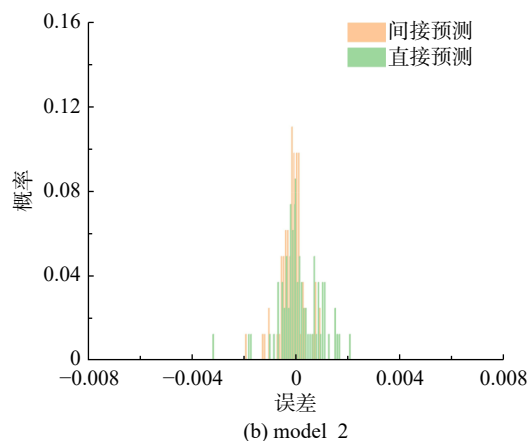
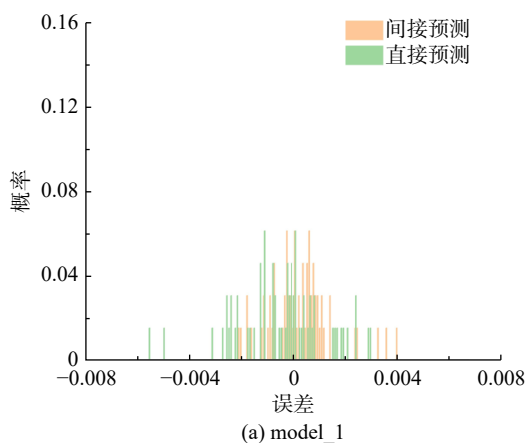


图 17 稳态畸变指数误差概率分布图

Fig. 17 Error probability distribution of distortion index

较为分散, 模型 2 和模型 3 误差概率均呈现正态分布, 3 组模型预测结果的绝对误差均小于 0.008。3 组模型中, 直接预测误差均大于间接预测, 主要原因在于间接法首先通过 41 组人工神经网络预测下游流场总压恢复系数, 再计算稳态畸变指数, 相较于直接法的单一人工神经网络, 其中所包含的神经元数量大幅增加, 结构更为复杂, 所以其

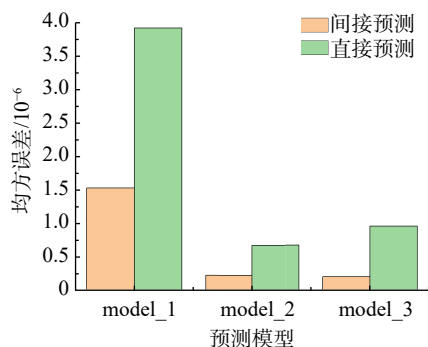


图 18 稳态畸变指数直接预测与间接预测均方误差

Fig. 18 Distortion index reconstructing mean square error comparison of the indirect and direct methods

对非线性函数的拟合能力更强,在样本较少,训练不充分时,两者间差距不大,但在样本数量增加后,间接法对稳态畸变指数的预测精度明显更高。本文后续采用人工神经网络预测各测点总压恢复系数再计算得到稳态畸变指数的方法(间接法)进行稳态畸变指数预测。

图 19 给出了通过间接法计算得到的 case 1~case 6 合页开合模式稳态畸变指数随来流马赫数变化曲线,表 3 给出了 case 1~case 6 稳态畸变指数的相对误差(间接法),可以看出预测曲线在稳态畸变指数较小时与实验值之间误差较小,随着稳态畸变指数变大,误差绝对值有扩大趋势。但相对误差则与之相反,来流马赫数为 0.1 时相对误差较大,与云图所表现的性质基本一致,随着稳态畸变指数变大,绝对误差虽然有扩大趋势,但相对误差仍然保持在 10% 以内,满足实际使用要求。总体而言,预测结果不仅真实地展示了稳态畸变指数随着来流马赫数的变化趋势,也准确预测出了不同来流马赫数下各合页形态下游流场

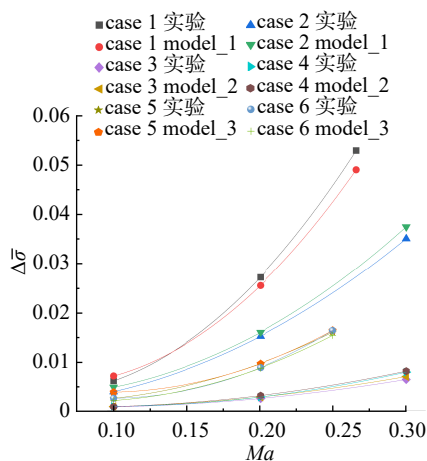


图 19 case 1~case 6 稳态畸变指数随马赫数变化曲线

Fig. 19 Variation of distortion index with Ma in case 1—case 6

表 3 case 1~case 6 稳态畸变指数相对误差表

Table 3 case 1—case 6 Relative error table of distortion index

方案	来流马赫数	相对误差/%
case 1	0.1	9.6
	0.2	6.2
	0.26	7.3
case 2	0.1	22.5
	0.2	5.2
	0.3	6.8
case 3	0.1	7.9
	0.2	9.9
	0.3	9.1
case 4	0.1	5
	0.2	9.3
	0.3	2.5
case 5	0.1	48
	0.2	0.4
	0.25	2.1
case 6	0.1	17
	0.2	1
	0.25	5.8

的稳态畸变指数数值。

5 合页式畸变发生器调节方案快速设计程序

5.1 程序原理

当前畸变发生器设计过程繁琐,尤其对合页式可调畸变发生器而言,对特定的目标图谱选择哪些合页开启,开启角度为多少依旧只能依靠操作人员的经验不断试凑决定。但是通过试凑法获得合适的合页调节方案,一方面由于此型畸变发生器可调部件较多,试凑方案制定难度大,试凑实验任务量巨大,另一方面受精力和经验影响,可能无法试凑出合适的调节方案的。基于上述原因,为方便合页式可调畸变发生器的实际使用,本文针对此型畸变发生器设计了调节方案快速设计程序。

调节方案快速设计程序流程如图 20 所示,其输入项包括目标图谱 41 个测点的总压恢复系数、来流马赫数和选用预测模型编号,来流马赫数代入预测模型用以生成不同合页状态的流场信息,模型号则决定了程序选用哪种方式进行搜索。完

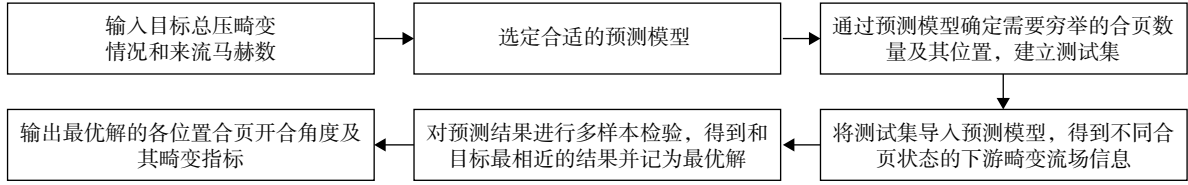


图 20 调节方案快速设计程序流程图

Fig. 20 Flow chart of rapid design procedure of regulation scheme

成输入后程序进入测试集生成环节, 程序穷举所有要解决问题的所有可能合页状态, 即每组合页的角度从 $0^\circ \sim 120^\circ$ 每隔 30° 变化一次, 共生成了 N 种合页开合模式, 此 N 种合页组合类型共同组成了测试集。

$$E = 5^n \quad (4)$$

式中 n 为预测模型中控制合页开合角度的变量数量, 选用预测模型 1 时 $n=5$; 选用预测模型 2 时 $n=6$; 选用预测模型 3 时 $n=17$ 。

测试集生成后, 程序将各合页开合状态逐一带入预测模型, 输入来流马赫数及各合页开合角度, 快速预测畸变发生器下游各测点总压恢复系数, 生成所有状态下畸变发生器下游流场总压分布情况。随后程序进入比较筛选过程, 筛选标准为计算各合页状态下下游流场 41 处测点的总压恢复系数与目标图谱中 41 处测点的总压恢复系数之间的均方误差 E , 并选取均方误差 E 最小的合页组合状态定为输出值。

$$E = \frac{\sum_{j=1}^{41} (\beta_j - \sigma_j)^2}{41} \quad (5)$$

式中 β_j 为某一合页状态通过预测模型预测得到的第 j 个测点的总压恢复系数值, σ_j 为目标图谱中第 j 个测点的总压恢复系数。

5.2 程序实际使用效果

为研究此调节方案快速设计程序的实用性, 本节给出针对两组目标总压畸变目标 1 和目标 2 程序给出的合页调节方案, 研究此程序的实际效果和可靠性。其中目标 1 通过预测模型 1 进行调节方案设计, 来流马赫数为 0.2; 目标 2 通过模型 3 进行调节方案设计, 来流马赫数为 0.25。

图 21 和图 22 分别给出了目标 1 和目标 2 的总压恢复系数图谱、程序预测给出的合页调节方案、此调节方案下预测模型给出的总压恢复系数云图和实验验证得到的总压恢复系数云图, 表 4 和表 5 分别给出了针对目标 1 和目标 2 的稳态畸

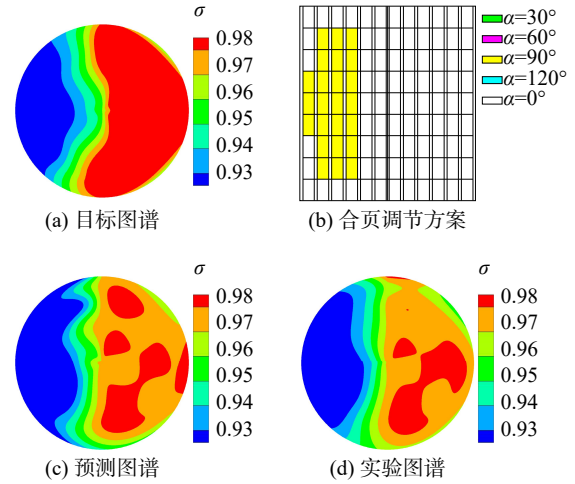


图 21 目标 1 调节方案及总压恢复系数云图

Fig. 21 Target 1 adjustment scheme and cloud map of total pressure recovery coefficient

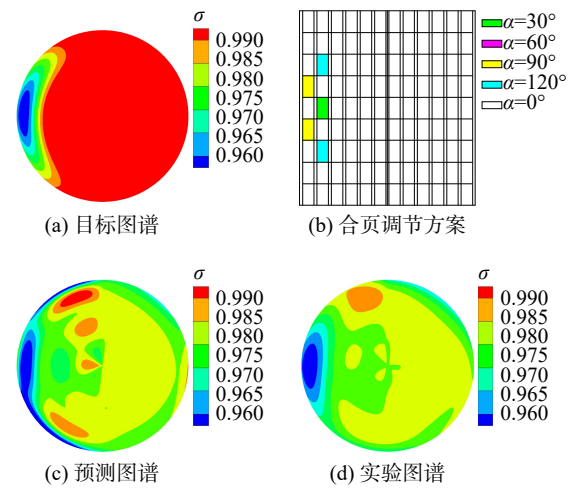


图 22 目标 2 调节方案及总压恢复系数云图

Fig. 22 Target 2 adjustment scheme and cloud map of total pressure recovery coefficient

变指数和畸变角计算误差。目标 1 预测图谱和实验图谱的低压区, 过渡区范围均与目标图谱接近。目标 2 预测图谱和实验图谱与目标图谱差距较大, 仅低压区较为吻合。表中预测图谱和实验图谱的稳态畸变指数与畸变角均小于目标图谱, 主要是目标图谱 2 中的低压区范围太小, 大部分区域都是主流高压区, 而安装该畸变发生器后, 由于合

表 4 目标 1 稳态畸变指数及畸变角
Table 4 Target 1 steady state distortion index
and distortion angle

图谱	稳态畸变指数		畸变角/(°)	
	结果	偏差	结果	偏差
目标	0.029 4		155.78	
预测	0.023 3	0.006 1	152.78	3
实验	0.022 9	0.006 5	151.28	4.5

表 5 目标 2 稳态畸变指数及畸变角
Table 5 Target 2 steady state distortion index and
distortion angle

图谱	稳态畸变指数		畸变角/(°)	
	结果	偏差	结果	偏差
目标	0.005 4		115.3	
预测	0.003 7	0.001 7	100.3	15
实验	0.003 9	0.001 5	98.86	16.44

页安装框架的存在,会造成主流区的总压损失,导致图谱总压恢复系数平均值降低,从而导致稳态畸变指数降低,过渡区的范围也相应减小。

总体而言,实验图谱和目标图谱低压区范围、位置和强度基本一致,结果具有较高的合理性,但受限于畸变发生器结构,对某些特定目标的模拟依然缺乏准确性。

6 结论与展望

本文以合页式可调畸变发生器作为研究对象,在低速风洞实验台上对其产生的稳态总压畸变进行研究,首先通过遗传算法优化的人工神经网络对实验数据进行建模,建立了通过合页开合角度与来流马赫数预测下游测点总压恢复系数的预测模型,其次通过穷举算法编写了畸变发生器调节方案快速设计程序,得到的主要结论包括:

- 1) 采用人工神经网络方法,通过输入来流马赫数,各合页开合角度可以快速、准确地预测其下游流场的稳态总压分布。
- 2) 由于针对各测点单独构建人工神经网络,各测点预测结果误差之间基本无关联,属于随机误差,故通过测点预测结果计算得到的下游流场畸变指数可获得良好的准确性。
- 3) 基于人工神经网络模型快速预测的特点,通过穷举等方法可实现针对目标畸变图谱的智能化、自动化调节指导,简化此型畸变发生器的使用流程。

4) 目前此型畸变发生器中的合页安装框架等非畸变元件对下游流场的影响较大,通过对此型畸变发生器的改进设计降低非畸变元件对流场的影响将提升此型畸变发生器的实际使用效果。

5) 目前平面紊流度、气流脉动压力等重要畸变指标仅仅以误差方式存在于预测模型中,是否可以通过人工神经网络方法对其进行评定,以此进一步完善预测模型,是一个值得进一步探究的方向。

参考文献:

[1] 刘大响,叶培梁,胡骏,等.航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M].北京:航空工业出版社,2004.
LIU Daxiang, YE Peiliang, HU Jun, et al. Stability design and evaluation technology of aviation gas turbine engine[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004. (in Chinese)

[2] 胡骏.进气畸变对轴流压气机性能影响实验研究[J].航空动力学报,2001,16(2):142-146.
HU Jun. Inlet distortion effects in a five-stage compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(2): 142-146. (in Chinese)

[3] COUSINS W T. History, philosophy, physics, and future directions of aircraft propulsion system/inlet integration[C]//Turbo Expo 2004: Power for Land, Sea, & Air. Atlanta, US: ASME, 2004: 305-320.

[4] PEČINKA J, BUGAJSKI G T, KMOCH P, et al. Jet engine inlet distortion screen and descriptor evaluation[J]. Acta Polytechnica, 2017, 57(1): 22-31.

[5] RADEMAKERS R P M, BINDL S, NIEHUIS R. Effects of flow distortions as they occur in S-duct inlets on the performance and stability of a jet engine[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2016, 138(2): 022605.

[6] LUCAS J R, O'BRIEN W F, FERRAR A M. Effect of BLI-type inlet distortion on turbofan engine performance[C]//ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition. Blacksburg, US: American Society of Mechanical Engineers, 2014: 45578.

[7] 李亮,胡骏,王志强,等.多种形式插板的压气机进气总压畸变实验[J].航空动力学报,2009,24(4):925-930.
LI Liang, HU Jun, WANG Zhiqiang, et al. Experimental study of inlet total-pressure distortion on four kinds of flat baffles[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 925-930. (in Chinese)

[8] 程邦勤,陶增元,李军.某型涡扇发动机进气总压畸变的试验研究[J].推进技术,2003,24(1):21-23.
CHENG Bangqin, TAO Zengyuan, LI Jun. Aerodynamic stability analysis of inlet total pressure distortion for turbofan[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(1): 21-23. (in Chinese)

[9] 叶巍,乔渭阳,侯敏杰.某型飞机/发动机模拟板设计与校准[J].航空动力学报,2010,25(3):641-646.
YE Wei, QIAO Weiyang, HOU Minjie. Design and calibration of a certain aircraft/engine's simulation board[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(3): 641-646. (in Chinese)

[10] BEALE D, WIELAND S, REED J, et al. Demonstration of a transient total pressure distortion generator for simulating aircraft inlet distortion in turbine engine ground tests[C]//Asme Turbo Expo: Power for Land, Sea, & Air. Atlanta, US: ASME, 2008: 39-50.

[11] GRANT L. Study of steady-state wake characteristics of variable

- angle wedges[D]. Blacksburg, US: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2001.
- [12] KEVIN B C. Design of a total pressure distortion generator for aircraft engine testing[D]. Blacksburg, US: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2002.
- [13] KEITH P S. CFD modeling of dynamic inlet flow distortion generation[D]. Knoxville, US: University of Tennessee Knoxville, 2004.
- [14] KEITH S, GARY F, JOSEPH M. Modeling and simulation of dynamic inlet flow distortion generation [C/OL]. Reston, US: AIAA, 2004[2024-06-22]. <https://arc.aiaa.org/doi/epdf/10.2514/6.2004-3933>.
- [15] BEALE D, DAVIS M, SIRBAUGH A J. Requirements and advances in simulating aircraft inlet total pressure distortion in turbine engine ground tests[C]//Asme Turbo Expo: Power for Land, Sea, & Air. Atlanta, US: ASME, 2006: 25-36.
- [16] XIA Aiguo, HUANG Xudong, TUO Wei, et al. Experimental study of a controlled variable double-baffle distortion generator engine test rig[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2018, 31(9): 1880-1893.
- [17] 钟亚飞, 马宏伟, 李金原, 等. 航空发动机进气总压畸变地面试验测试技术进展[J]. *航空发动机*, 2020, 46(6): 62-77.
- ZHONG Yafei, MA Hongwei, LI Jinyuan, et al. Technological progress of ground test measurement of aeroengine inlet total pressure distortion[J]. *Aeroengine*, 2020, 46(6): 62-77. (in Chinese)
- [18] 王磊, 刘凯礼, 陈勇, 等. 民用飞机进气道低速大迎角性能风洞实验和数值计算分析[J]. *推进技术*, 2021, 42(6): 1235-1244.
- WANG Lei, LIU Kaili, CHEN Yong, et al. Wind tunnel test and numerical study on civil aircraft inlet performance under low speed and high angle of attack condition[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(6): 1235-1244. (in Chinese)
- [19] 罗明, 左志涛, 李弘扬, 等. 基于 BP 人工神经网络的离心压气机叶轮多目标优化设计方法[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(10): 2424-2431.
- LUO Ming, ZUO Zhitao, LI Hongyang, et al. Multi-objective optimization design of centrifugal compressor impeller based on BP artificial neural network[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(10): 2424-2431. (in Chinese)
- [20] 金燕, 刘少军, 张建阁. 基于遗传算法优化的人工神经网络下高速滚动轴承的疲劳可靠性[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(11): 2748-2755.
- JIN Yan, LIU Shaojun, ZHANG Jiange. Fatigue reliability of high speed bearing based on genetic algorithm optimized artificial neural network[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(11): 2748-2755. (in Chinese)
- [21] 钟亚飞, 马宏伟, 郭君德, 等. 航空发动机进气总压畸变地面试验数据处理方法综述[J]. *航空发动机*, 2021, 47(1): 72-85.
- ZHONG Yafei, MA Hongwei, GUO Junde, et al. Review of ground test data processing method of aeroengine inlet total pressure distortion[J]. *Aeroengine*, 2021, 47(1): 72-85. (in Chinese)

(编辑: 张 雪)