

文章编号: 1000-8055(2023)06-1360-07

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220702

基于壁面静压的发动机进口总压畸变重构

刘 旭

(中国航空工业集团有限公司 中国飞行试验研究院, 西安 710089)

摘 要: 为了满足航空发动机畸变容限控制技术对发动机进气畸变解算的要求, 根据插板扰流畸变模拟试验测得的稳、动态总压和静压数据, 采用神经网络方法开展了基于壁面静压的发动机进口稳态总压流场和稳态周向畸变指数重构以及动态总压紊流度重构研究。结果表明: 采用神经网络方法, 可以较好地建立壁面稳态静压与流场稳态总压分布的相关关系, 实现通过有限壁面静压测量数据重构稳态总压流场, 重构流场高、低压区范围、总压数值以及稳态周向畸变指数与测量流场吻合良好; 通过在神经网络输入参数中增加中心总压以及增加壁面稳态静压测点数量可以提高稳态总压流场的重构精度; 根据壁面动态静压的紊流度和气流马赫数采用神经网络方法可以直接重构获得动态总压的紊流度, 重构误差在 $\pm 0.25\%$ 以内。

关 键 词: 神经网络; 壁面静压; 总压畸变; 紊流度; 流场畸变重构

中图分类号: V235.1

文献标志码: A

Reconstruction of engine inlet total pressure distortion based on wall static pressure

LIU Xu

(Chinese Flight Test Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Limited, Xi'an 710089, China)

Abstract: In order to establish an aero-engine inlet total pressure distortion estimation method for the application of engine distortion tolerance control, using the measured steady and dynamic pressure data of inlet distortion flow field simulating test, a study of reconstructing steady total pressure distribution and steady-state circumferential distortion index and dynamic total pressure turbulence based on steady and dynamic wall static pressures by using neural network method was conducted. The result showed that the steady total pressure distribution could be well related to the wall steady static pressure by neural network model, so that the steady total pressure flow field could be reconstructed from wall steady static pressure, the high and low pressure extent and steady-state circumferential distortion index of reconstructed total pressure field were very close to those of measured flow field. Adding center total pressure and more wall steady static pressure probes data into the neural network inputs could improve the reconstructing accuracy. The dynamic total pressure turbulence level can be reconstructed by dynamic static pressure turbulence and airflow Mach number, with the reconstruction error within $\pm 0.25\%$.

Keywords: neural network; wall static pressure; total pressure distortion; turbulence level;
flow field distortion reconstruction

飞行中遭遇的进气总压畸变是导致发动机不稳定工作的主要原因之一, 严重的进气总压畸变

会造成发动机出现失速、喘振甚至停车, 因此在航空发动机设计时会预留足够的稳定裕度, 以在

收稿日期: 2022-09-18

作者简介: 刘旭(1983—), 男, 高级工程师, 硕士, 主要从事航空发动机飞行试验和技术研究工作。

引用格式: 刘旭. 基于壁面静压的发动机进口总压畸变重构[J]. 航空动力学报, 2023, 38(6): 1360-1366. LIU Xu. Reconstruction of engine inlet total pressure distortion based on wall static pressure[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(6): 1360-1366.

可能遭遇的最恶劣进气畸变条件下稳定工作^[1-3]。但发动机遭遇的进气畸变水平与飞行状态有关,针对最严重的进气畸变条件设计的发动机稳定裕度在进气畸变较小的飞行状态则过于“富余”,导致发动机使用性能受限。为解决发动机性能和稳定裕度的矛盾,畸变容限控制技术得到发展和应用^[3]。畸变容限控制技术将发动机进口畸变特征参数加入到发动机的控制计划中,基于进气畸变水平动态地调节发动机的稳定工作裕度,在畸变较小时减小稳定工作裕度,提高发动机性能,在畸变较大时增大稳定裕度确保发动机稳定工作^[4]。美国在 20 世纪先后开展了 HIDECE(high integrated digital electronic control) 和 HISTEC(high stability engine control) 项目探索航空发动机畸变容限控制技术的应用,分别采用了基于飞行参数和有限数量壁面静压数据的发动机进气畸变解算方法,并将进气畸变加入到发动机控制参数中,实现了发动机工作点根据进气畸变水平的“自适应”控制,使得发动机和飞机性能都得到大幅提升^[5-10]。

实时获得发动机进口总压畸变强度是畸变容限控制技术得以实现的前提。在飞行试验中,可以采用在发动机进口加装流场测量耙的方式获取流场畸变数据^[11-14],但由于测量耙安装在发动机进口,且结构尺寸大,长期装机使用存在安全隐患,不适用于畸变容限控制,因此需要建立一种利用机上现有参数或少量壁面加装参数的流场解算或重构方法。HIDEC项目采用飞行控制、大气数据等预测攻角、侧滑角的变化间接表征发动机进口流场畸变的变化^[5-6]。HISTEC项目采用少量的壁面动态静压解算发动机进口总压畸变指数^[7-10]。法国航空航天实验室的 Grenson 等人^[15]基于S弯进气道非定常数值仿真流场结果分别采用神经网络、线性随机估计和二阶随机估计方法验证了采用壁面静压进行总压畸变流场和畸变指数重构的可行性。国内学者在用于畸变容限控制的畸变实时解算方面鲜有研究。

本文借鉴 HISTEC 项目和 Grenson 等人采用壁面静压重构流场总压的思路, 设计开展了畸变模拟试验, 根据测取的稳、动态总压和静压数据, 以国内普遍采用的稳态周向畸变指数和紊流度作为畸变水平评定指标, 采用神经网络方法, 分别开展了基于壁面稳态静压进行稳态总压流场和稳态周向畸变指数重构和基于壁面动态静压进行流场紊流度重构的研究, 为发动机畸变容限控制技术中进气畸变解算提供一种可行的方案。

1 畸变模拟试验

畸变模拟试验的目的是为开展重构方法研究提供畸变流场的稳态和动态总、静压数据,参考文献[16-17]中畸变流场模拟方法,试验采用插板扰流方式产生畸变流场,试验装置如图1所示。测量段布置了稳、动态压力测点,测点分布如图2所示,包括25路稳态总压测点,15路稳态壁面静压测点和6组动态总压和动态壁面静压测点。为减小位置差异带来的相关性影响,动态总压与动静压测点邻近布置,传感器受感部在同一轴向截面。

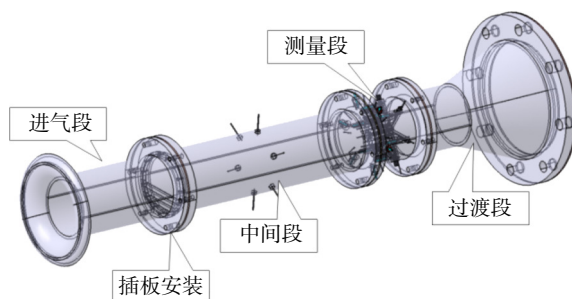


图 1 畸变模拟试验装置

Fig. 1 Distortion simulation test device

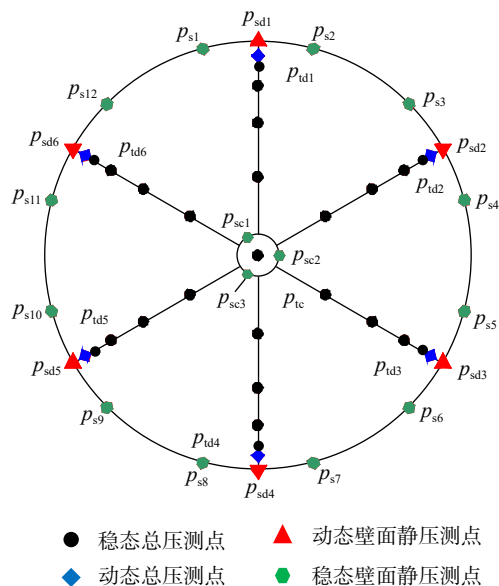


图 2 测量截面测点布局示意图

Fig. 2 Probes layout on the measuring plane

分别完成了 $H/D=0.1, 0.2, 0.3, 0.4$ (H 为流道内插板高度, D 为试验段内径) 4 种插板深度, 中间段气流马赫数 $Ma=0.2, 0.3, 0.4, 0.5, 0.6$ 共 5 种流速的畸变流场模拟试验, 测取了稳、动态总压和静压数据。

2 稳态总压流场畸变重构

2.1 稳态总压流场重构方法

通过对测试数据的分析发现,壁面静压的周向分布与总压不均匀分布存在相关性,低总压区一侧的壁面稳态静压较高总压区的壁面稳态静压低,但总、静压空间分布的复杂性使得难以建立显性的映射关系,为此本文采用神经网络方法建立壁面静压分布与流场总压分布的相关模型,即重构模型。

重构模型建立采用 BP(back propagation)神经网络方法,输入参数以多路壁面稳态静压为主,输出参数为 24 路稳态总压(图 2 中除 p_{tc} 外的稳态总压测点)。选取所有试验工况下稳定状态测量的共 12 750 组流场数据作为神经网络数据样本集,随机选取其中的 80% 作为神经网络模型训练样本,剩余的 20% 数据作为验证样本集用于验证模型的重构精度。神经网络结构如表 1。

神经网络模型输入参数选择时考虑了不同参数组合对流场重构准确性的影响,如表 2。

表 1 神经网络结构

Table 1 Neural network architectures

神经网络结构元素	设置
输入参数	见表 2
隐含层 1	Tansig(s)函数,节点数: 30
隐含层 2	Tansig(s)函数,节点数: 30
输出层	Purelin(s)函数
输出目标	24 路稳态总压

表 2 神经网络输入参数类型

Table 2 Input parameters of neural networks

模型编号	输入参数
M1	12 路壁面静压($p_{s1} \sim p_{s12}$)
M2	12 路壁面静压($p_{s1} \sim p_{s12}$)+1 路中心体前端总压(p_{tc})
M3	12 路壁面静压($p_{s1} \sim p_{s12}$)+3 路中心体壁面静压(p_{sc1} 、 p_{sc2} 、 p_{sc3})平均值
M4	6 路壁面静压(p_{s1} 、 p_{s3} 、 $\dots$ 、 p_{s11})+1 路中心体前端总压(p_{tc})
M5	4 路壁面静压(p_{s1} 、 p_{s4} 、 p_{s7} 、 p_{s10})+1 路中心体前端总压(p_{tc})

注: 参数符号同图 2。

2.2 稳态总压流场重构结果

采用训练样本集对各模型进行训练,并在验证样本集上检验各模型的流场重构精度。采用稳态总压空间分布、稳态周向畸变指数($\Delta\bar{\sigma}_0$)^[18]和低压区范围(θ^-)^[18]反映重构流场与测量流场的一致性。

压区范围(θ^-)^[18]反映重构流场与测量流场的一致性。

图 3 和图 4 分别给出了 $H/D=0.3$, $Ma=0.43$ 和 $H/D=0.4$, $Ma=0.35$ 两种工况下 M1 模型(表 2)总压流场分布重构结果与测量结果的对比。表 3 给出了测量流场和重构流场畸变指数和低压区范围的对比。可以看出,重构流场较好地复现了测量流场的总压分布和数值,稳态周向畸变指数相差不大于 0.2%,低压区范围偏差在 3° 以内,流场重构效果良好,表明基于神经网络可以建立壁面稳态静压与稳态总压流场分布的相关关系。

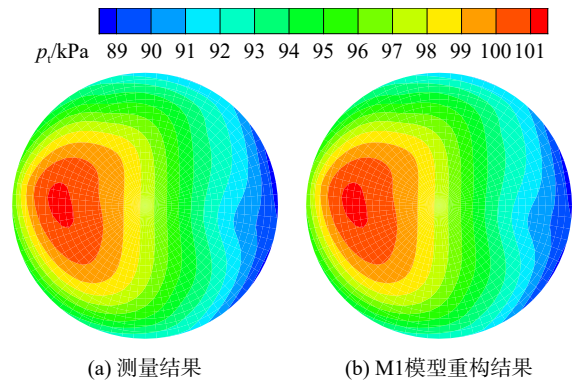


图 3 M1 模型流场重构结果($H/D=0.3$, $Ma=0.43$)

Fig. 3 Reconstructed flow field of M1 model ($H/D=0.3$, $Ma=0.43$)

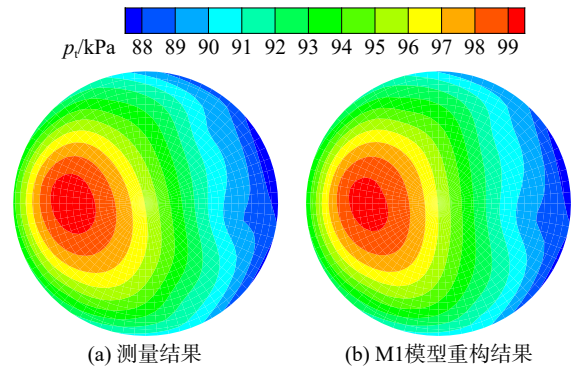


图 4 M1 模型流场重构结果($H/D=0.4$, $Ma=0.35$)

Fig. 4 Reconstructed flow field of M1 model ($H/D=0.4$, $Ma=0.35$)

表 3 重构流场与测量流场的稳态周向畸变指数和低压区范围对比

Table 3 Steady-state circumferential distortion index and low pressure extent comparison between reconstructed flow filed and measured ones

工况	$\Delta\bar{\sigma}_0/\%$		$\theta^-/(^\circ)$	
	测量值	M1 重构值	测量值	M1 重构值
$H/D=0.3$, $Ma=0.43$	2.22	2.27	185.3	183.8
$H/D=0.4$, $Ma=0.35$	2.26	2.13	183.8	180.8

由于总压流场是二维流场, 而 M1 模型输入参数的 12 路壁面稳态静压均分布在管道外壁面处, 为一维分布。为了提高对二维总压流场的重构精度, 考虑在 M1 模型输入参数的基础上增加中心压力参数, 将输入参数也变为二维数据。参考 HITEC 项目发动机进气帽罩壁面静压的测点布置并考虑飞机改装实施的可行性, 中心压力参数选择了两种类型: 一种是中心体(模拟发动机安装帽罩)前端稳态总压; 另一种是中心体 3 路壁面稳态静压的(图 2 中 p_{sc1} 、 p_{sc2} 、 p_{sc3}) 平均值, 构成两种输入参数组合的神经网络模型, 即表 2 中的 M2、M3 模型。

采用验证样本集中每个稳态总压测点数值的重构方均根误差(式(1))以及重构流场与实测流场稳态周向畸变指数的方均根误差(式(2))对比各个模型重构的流场精度。

$$S_{p_{ti}} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{j=1}^N (p_{uij} - \hat{p}_{uij})^2} \quad (i = 1, 2, \dots, 24) \quad (1)$$

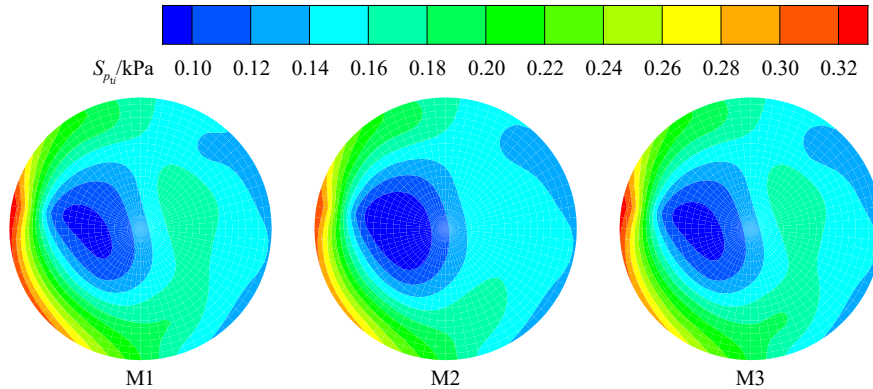


图 5 网络输入参数中增加中心压力对流场重构精度的影响

Fig. 5 Influence of adding central pressure into the network inputs on the flow field reconstructing accuracy

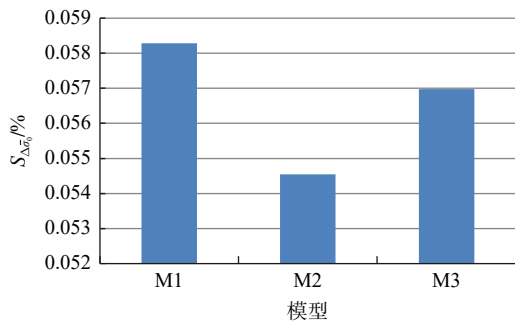


图 6 网络输入参数中增加中心压力对稳态周向畸变指数重构精度的影响

Fig. 6 Influence of adding central total pressure into the network inputs on the steady-state circumferential distortion index reconstructing accuracy

式中 p_{uij} 为测点总压测量值, $\hat{p}_{uij}$ 为对应测点总压重构值, 下标 i 为稳态总压测点编号, j 为验证样本序号, N 为验证样本数量。

$$S_{\Delta\sigma_0} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{j=1}^N (\Delta\sigma_{0j} - \hat{\Delta\sigma}_{0j})^2} \quad (2)$$

式中 $\Delta\sigma_{0j}$ 为验证样本集第 j 个样本根据测量数据计算的稳态周向畸变指数, $\hat{\Delta\sigma}_{0j}$ 为对应样本根据流场重构结果计算的稳态周向畸变指数。

图 5 为 M1、M2 和 M3 模型对于验证样本集各测点稳态总压分布重构方均根误差的对比。图 6 为 3 种模型重构流场稳态周向畸变指数的方均根误差对比。与 M1 模型相比, M2 模型对于中心区域测点的重构精度有所提高, 而 M3 模型重构精度改善不明显; 与流场重构结果一致, M2 模型稳态周向畸变指数重构精度较 M1 模型有所改善, 但 M3 模型改善效果不佳。因此, 在神经网络模型输入参数中增加中心稳态总压可以提高对稳态总压流场二维空间分布的重构精度。

为研究外径处壁面静压测点数量对流场重构的影响, 在 12 路壁面稳态静压测点的基础上, 分别均匀选取了其中的 6 路和 4 路与中心体前端总压一并作为神经网络模型的输入参数, 构建了两种神经网络模型, 即表 2 中的 M4、M5 模型。

图 7 给出了 M2、M4 和 M5 模型验证样本集数据重构方均根误差对比。从图中可以看出, 3 种模型对于总压分布的重构误差很接近。M2 模型采用 12 路壁面静压进行重构, 较 M4、M5 模型在靠近壁面处的重构误差更小, 因此, 采用更多的外壁面静压测点可以获得更好的总压流场的重构精度, 但过多的外壁面稳态静压测点不仅会增

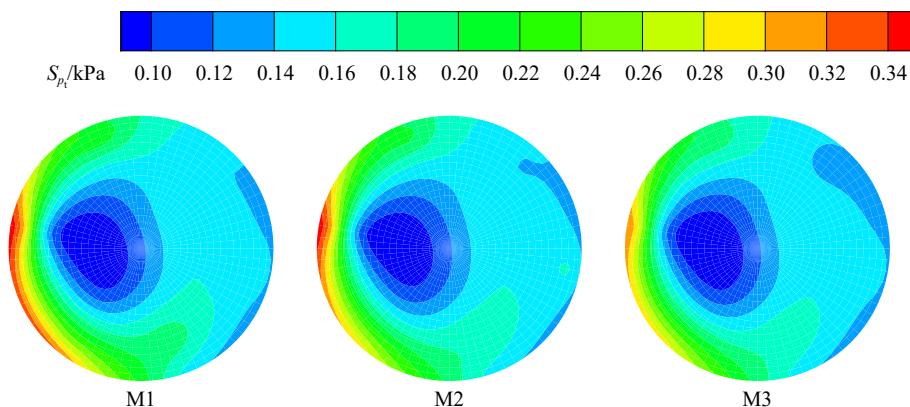


图 7 网络输入参数中壁面静压测点数量对场重构精度的影响

Fig. 7 Number of wall static pressure probes in the network inputs on the flow field reconstructing accuracy

加测试系统的复杂性,而且增加静压孔会降低安装段的结构强度。因此,用于稳态总压流场重构的稳态壁面静压测点数量应根据实际情况选择,但为保证流场重构精度建议不少于 6 点。

3 紊流度重构

3.1 紊流度重构方法

反映发动机进口总压畸变水平的综合畸变指数由稳态周向畸变指数和紊流度组成^[14]。前文中采用壁面稳态静压等参数实现了稳态总压流场和稳态周向畸变指数的重构,为得到综合畸变指数,还需要获得流场紊流度。紊流度是根据流场测量的动态总压计算,反映流场的脉动强度。

本文根据畸变模拟试验测取的动态壁面静压和动态总压开展流场紊流度的重构方法研究。流场紊流度是各动态总压测点紊流度的平均值,因此要实现流场紊流度重构就需要分别获得各个动态总压测点的紊流度。重构方案采用了基于单个壁面动态静压数据重构相对应的单个动态总压紊流度的方法,为此在试验装置测点设置上将动态壁面静压与动态总压成对布置,如图 2 所示。

图 8 给出了图 2 中壁面动态静压测点 p_{sd1} 和动态总压测点 p_{td1} 的紊流度对比,可以看出壁面动态静压的紊流度(ε_{psd1})要小于对应动态总压测点的紊流度(ε_{ptd1});但壁面动态静压的紊流度(ε_{psd1})与动态总压的紊流度(ε_{ptd1})存在接近于线性的关系,如图 9 所示,且与插板深度(表现为稳态周向畸变指数 $\Delta\bar{\sigma}_0$),以及气流马赫数有关。因此,考虑采用神经网络方法构建壁面动态静压的紊流度(ε_{psd})、气流马赫(Ma)以及稳态周向畸变指数($\Delta\bar{\sigma}_0$)与动态总压的紊流度(ε_{ptd})的相关模型,实现对动态总压紊流度的重构。

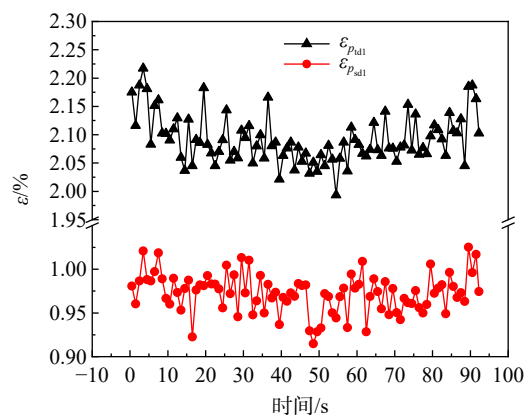


图 8 壁面动态静压紊流度与动态总压紊流度的对比

Fig. 8 Comparison of dynamic wall static pressure turbulence and dynamic total pressure turbulence

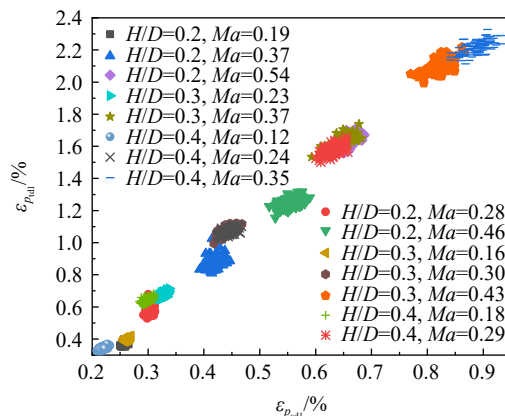


图 9 壁面动态静压紊流度与动态总压紊流度的相关性

Fig. 9 Correlation between dynamic wall static pressure turbulence and dynamic total pressure turbulence

分别构建了以壁面动态静压紊流度 ε_{psd} 、中间段气流马赫数 Ma 和稳态周向畸变指数 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 为基础的不同输入参数的神经网络模型,见表 4,神经网络输出参数均为相应壁面动态静压测点相邻的动态总压测点的动态总压紊流度 ε_{ptd} 。对神经网络

表 4 不同输入参数的动态总压紊流度神经网络重构模型
Table 4 Dynamic total pressure turbulence reconstructing
neural networks with different inputs

模型	输入参数	输出参数
WLD1	$\varepsilon_{p_{sd}}$	$\varepsilon_{p_{td}}$
WLD2	$\varepsilon_{p_{sd}} + Ma$	$\varepsilon_{p_{td}}$
WLD3	$\varepsilon_{p_{sd}} + \Delta\bar{\sigma}_0$	$\varepsilon_{p_{td}}$
WLD4	$\varepsilon_{p_{sd}} + Ma + \Delta\bar{\sigma}_0$	$\varepsilon_{p_{td}}$

络结构选择单隐含层、隐含层节点数为 20 的 BP 神经网络。对所有试验工况动态壁面静压(图 2 中 p_{sd1})和动态总压(图 2 中 p_{td1})数据进行处理,共得到了 1500 组数据,将试验数据按照 80% 和 20% 的比例随机分为训练样本集和验证样本集,分别用于神经网络模型的训练和验证。

3.2 紊流度重构结果

图 10 给出了各神经网络模型重构的动态总压的紊流度与测量值结果的方均根误差对比。可以看出,仅以壁面动态静压紊流度为输入的神经网络模型对动态总压紊流度重构偏差较大,而输入参数为壁面动态静压紊流度和气流马赫数的神经网络模型重构精度较好,输入参数中增加 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 对模型重构精度提升不明显。因此,可以采用神经网络方法建立壁面动态静压紊流度和气流马赫数与动态总压紊流度的相关模型,实现对动态总压紊流度的重构。

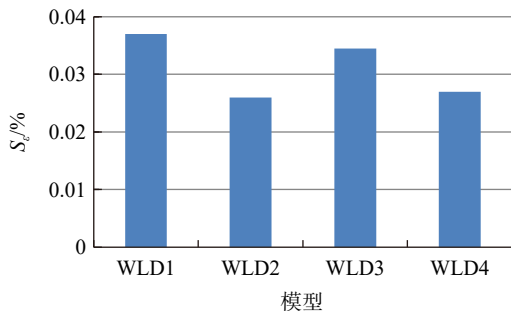


图 10 不同神经网络模型动态总压紊流度重构结果对比
Fig. 10 Dynamic total pressure turbulence reconstructing error of different neural network models

对不同的壁面动态静压与动态总压测点组合进行了动态总压紊流度重构验证,如图 11,可以看出,动态总压紊流度重构值与测量结果计算值吻合良好,偏差在 $\pm 0.25\%$ 以内。表明采用壁面动态静压紊流度和气流马赫数可以较好地重构获得动态总压紊流度。采用该方法可以分别获得不同动态总压测点的紊流度,进而得到整个流场的平

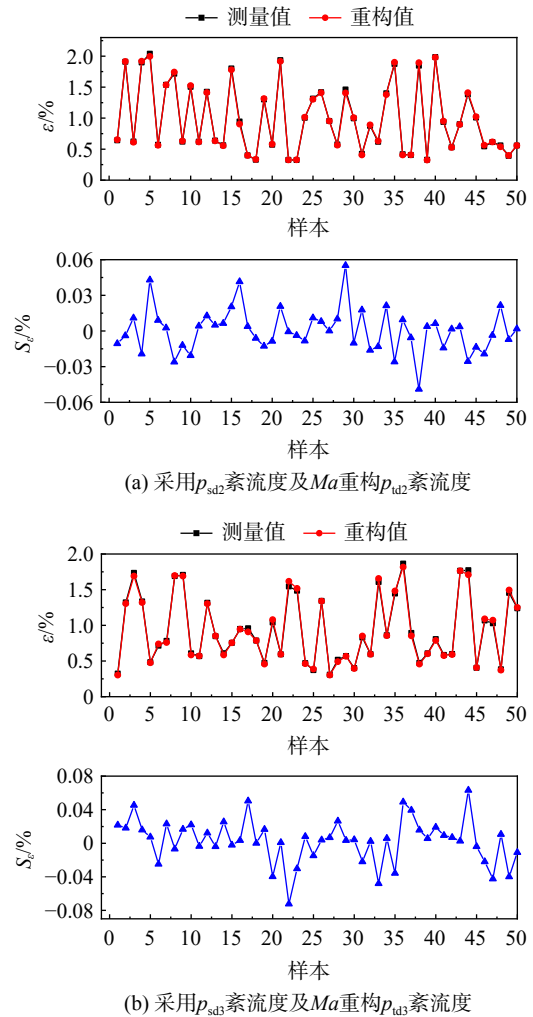


图 11 其他测点动态总压紊流度重构结果

Fig. 11 Dynamic total pressure turbulence reconstructed results of other probes

均紊流度。

4 结 论

本文以畸变模拟试验测量的稳、动态总压和静压数据为基础,采用神经网络方法,开展了基于壁面静压数据的稳态总压畸变流场、稳态周向畸变指数和动态总压紊流度重构研究,为航空发动机畸变容限控制技术中进气畸变解算提供了一种可行的方案,得到结论如下:

1) 基于已有的畸变流场测量数据,采用神经网络方法,可以建立壁面稳态静压与稳态总压分布的相关模型,实现根据有限数量壁面稳态静压数据重构总压流场分布,重构流场的高、低压区范围、总压数值以及稳态周向畸变指数与测量流场结果吻合良好。

2) 在稳态总压流场重构神经网络模型输入参数中增加中心稳态总压可以提高流场的重构精

度,且相较于增加中心静压流场重构精度改善效果更加明显。

3) 增加壁面外围的稳态静压测点数量可以提高流场的重构精度,静压测点数量应综合考虑测试改装复杂性和对安装段结构强度的影响,但为确保稳态总压流场重构精度,建议壁面稳态静压测点不少于6点。

4) 采用神经网络方法,可以建立壁面动态静压的紊流度、气流马赫数与流场动态总压紊流度的相关模型,实现对动态总压紊流度的重构。

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.
- [2] COUSINS W T. History, philosophy, physics, and future directions of aircraft propulsion system/inlet integration[R]. ASME Paper GT2004-54210, 2004.
- [3] 叶巍,祝剑虹,肖大启,等.涡扇发动机进气畸变容限控制研究[J].燃气涡轮试验与研究,2013,26(5): 30-34.
YE Wei, ZHU Jianhong, XIAO Daqi, et al. Research on the inlet stability control of turbofan engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2013, 26(5): 30-34. (in Chinese)
- [4] 吴斌.进口畸变下的航空发动机稳定性控制研究[D].南京:南京航空航天大学,2015.
WU Bin. Research on stability control for aero-engine with inlet distortion[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)
- [5] YONKE W A, TERRELL L A, BEACH P. Integrated flight/propulsion control: adaptive engine control system mode[R]. AIAA-85-1425, 1985.
- [6] MYERS L P, WALSH K R. Preliminary flight results of an adaptive engine control system on an F-15 airplane[R]. AIAA-87-1847, 1987.
- [7] DELAAT J C, SOUTHWICK R D. High stability engine control (HISTEC) [R]. AIAA-96-2586, 1996.
- [8] ORME J S, DELAAT J C, SOUTHWICK R D, et al. Development and testing of a high stability engine control (HISTEC) system[R]. NASA/TM-1998-206562, 1998.
- [9] DELAAT J C, SOUTHWICK R D, ORME J S. The high stability engine control (HISTEC) program: flight demonstration phase[R]. AIAA-98-3756, 1998.
- [10] SOUTHWICK R D, GALLOPS G W, KERR L J, et al. High stability engine control (HISTEC) flight test results[R]. AIAA-98-3757, 1998.
- [11] YUHAS A J, RAY R J, BURLEY R R, et al. Design and development of an F/A-18 inlet distortion rake: a cost and time saving solution[R]. NASA TM-4722, 1995.
- [12] 和永进,史建邦,邢雁,等.某型飞机进气道测量耙研制[J].燃气涡轮试验与研究,2014,21(3): 59-62.
HE Yongjin, SHI Jianbang, XIN Yan, et al. Development of intake measurement rake for an aircraft[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2014, 21(3): 59-62. (in Chinese)
- [13] 于芳芳,史建邦,陈钊,等.基于环散的飞机进气道出口压力测量耙设计[J].机械设计,2013,30(4): 56-59.
YU Fangfang, SHI Jianbang, CHENG Zhao, et al. Design of inlet pressure measurement rake of an airplane based on annular radiator[J]. Journal of Machine Design, 2013, 30(4): 56-59. (in Chinese)
- [14] 陶冶,田琳,左思佳.复合结构航空测量耙振动应变测量试验研究[J].科学技术与工程,2016,16(6): 249-253.
TAO Ye, TIAN Lin, ZUO Sijia. Test and research on vibration strain measurement of composite structural aero measuring rake[J]. Science Technology and Engineering, 2016, 16(6): 249-253. (in Chinese)
- [15] GRENSON P, GARNIER É. Distortion reconstruction in S-ducts from wall static pressure measurement[EB/OL].[2022-09-16].https://www.researchgate.net/publication/324850872_Distortion_reconstruction_in_S-ducts_from_wall_static_pressure_measurements.
- [16] 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)
- [17] 张韬,赵伟,秦德胜,等.扇形板压力畸变模拟器特性研究[J].推进技术,2019,40(9): 2113-2120.
ZHANG Tao, ZHAO Wei, QIN Desheng, et al. Research of triangle total pressure distortion generator[J]. Journal of propulsion technology, 2019, 40(9): 2113-2120. (in Chinese)
- [18] 国防科学技术工业委员会.航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机进口总压畸变评定指南: GJB/Z 64A-2004[S].北京:国防科工军标出版发行部,2004: 1-7.

(编辑:陈越)