

DOI: 10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2026.02.004

铰链式总压畸变元件损失特性试验研究

汪流畅, 王英锋, 黄鑫源

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 随着现代飞机机动性的不断提高, 发动机进气道内流场畸变问题愈发复杂, 对进气畸变模拟带来了全新的考验, 现有畸变模拟装置逐渐满足不了进气畸变试验需求。研究设计一种新型的铰链式畸变发生器, 通过改变铰链的角度来实时模拟稳态畸变和瞬态畸变。通过风洞试验探究不同几何形状铰链的下游流场, 为铰链式畸变发生器的基础元件选择提供参考。结果表明: 对于单个铰链, 其下游流场在距元件 15~25 倍叶高处发展完全; 铰链张角的变化会使下游流场所形成的低压区数量不同; 元件表面打孔率会对下游流场畸变状态产生影响, 打孔率大于 0.2 后该影响减小; 铰链的锯齿尾缘会影响下游畸变范围。

关键词: 航空发动机; 总压畸变; 畸变元件; 畸变发生器; 风洞试验

中图分类号: V231 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-5276(2026)02-0020-06

Experimental Study on Loss Characteristics of Hinged Total Pressure Distortion Elements

WANG Liuchang, WANG Yingfeng, HUANG Xinyuan

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: With the improvement of the maneuverability of modern aircraft, inlet distortion is becoming even more complicated. To challenge the new test to the intake distortion simulation, a novel hinge distortion generator is designed, which can simulate both steady-state distortion and transient distortion in real time by changing the angle of the hinge. The downstream flow field of hinge with different geometric shapes is investigated by wind tunnel test, which provides reference for the selection of basic components of hinge distortion generator. The results show that for a single hinge, the downstream flow field develops completely at the height of 15-25 lobes away from the element. The change of hinge angle will make the number of low pressure areas formed in the downstream flow site different. The surface perforation rate will affect the distortion state of the downstream flow field, and the effect will decrease when the perforation rate is greater than 0.2. The serrated trailing edge of the hinge will affect the downstream distortion range.

Keywords: aeroengine; total pressure distortion; distortion elements; distortion generator; wind tunnel test

0 引言

进气畸变会对航空发动机的气动稳定性产生严重威胁。为了保障发动机气动稳定性, 采用畸变模拟装置, 开展发动机进气畸变影响的试验研究和评定, 这已成为发动机研制过程中不可或缺的关键工作内容^[1]。

国内外常用的总压畸变模拟装置有模拟网、模拟板、移动插板等^[2]。模拟网和模拟板只能对单一图谱进行模拟, 改变畸变模式都要求中断试验并拆卸部分已安装好的设备, 试验效率低、周期长, 且不能模拟随时间变化的瞬态畸变。移动插板虽然能实现不停机更换稳动态畸变参数^[3-4],

但却不能准确模拟畸变图谱。

由于飞机在气动性能、稳定性、控制及推进系统等方面的进步, 使得先进战斗机训练和作战中, 高敏捷性和非常规机动动作越来越常见。飞行参数急剧变化造成的瞬态压力畸变已成为影响发动机气动稳定性的不可忽视的因素。传统的总压畸变模拟装置已经不能满足飞机大机动飞行条件下发动机进气畸变模拟的要求。因此需要开展能模拟畸变图谱随时间变化的瞬态畸变模拟装置的研究^[5-8]。

EDDY^[9]提出了一种铰链式多元件可调总压畸变发生器设计构想, 如图 1 所示。这种畸变发生器由多个铰链式元件阵列排列组成, 通过单独

基金项目: 国家科技重大专项项目(J2019-V-0017-0112)

第一作者简介: 汪流畅(1998—), 男, 安徽黄山人, 硕士研究生, 研究方向为叶轮机气动力学, 2967217781@qq.com。

通信作者简介: 黄鑫源(2000—), 男, 陕西西安人, 硕士研究生, 研究方向为叶轮机气动力学, SX2202120@nuaa.edu.cn。

控制每个元件的开合角度,可在不中断试验的前提下实现对不同畸变图谱的快速模拟。阿诺德工程发展中心研究并制造了一种铰链式多元件畸变发生器的原型样机^[10-11]如图1所示,并通过风洞试验测试和验证了该原型样机的畸变模拟能力,结果表明其具有良好的稳态总压畸变模拟能力和通过远程控制改变元件开合角度从而快速形成多种目标图谱的能力。HASSANI等^[12]使用实验和数值模拟方法研究了纵横比对元件下游流场影响。赵文燕^[13-14]等研究了锯齿边缘对元件下游流场的影响,王铭祖、袁新渊、张韬等^[15-19]基于风洞试验数据采用反向传播人工神经网络方法建立了铰链式多元件总压畸变发生器下游稳态总压畸变图谱预测模型。

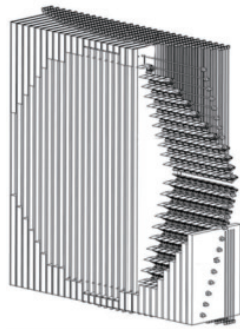


图1 多元件铰链式畸变发生器示意图

在这种新型的铰链式多元件总压畸变发生器的研发和使用中,需要找到畸变发生器与下游目标图谱之间的对应关系,而组成阵列元件的基础元件的几何参数对下游流场演化有较大的影响。本文对单个铰链式畸变元件的下游流场特性开展了试验研究,对比了不同几何参数的单个元件的下游流场分布,并通过与计算流体动力学(computational fluid dynamics, CFD)模拟结果对比,验证CFD模型的准确性,为后续使用CFD方法开展模拟计算打下基础。

1 试验装置

1.1 试验装置和试验测点

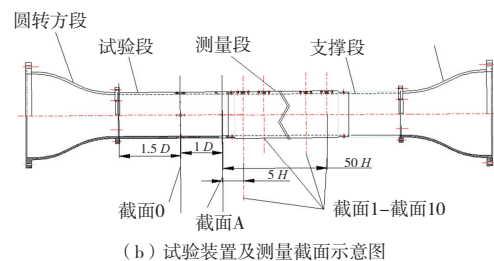
本试验所用试验装置如图2(a)所示,测量截面和测点布置如图2(b)所示,试验元件由试验棒夹持后放在箱体中,试验时将箱体插入试验段,装有元件的箱体如图2(c)所示。

本试验借助一台功率为200 kW的离心式风机提供气源,通过风机转速和节流阀改变试验装置的空气流量,在200 mm×200 mm的方形管道中

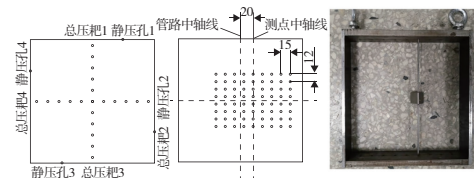
马赫数可达到0.35 Ma,单元件试验中全部采用该马赫数作为来流马赫数。该试验整体上采用吸气式布局,外界大气经过一个内径为300 mm的喇叭口后,经过圆转方管道后转为方形管路,随后流入装有畸变发生器的试验段中并产生畸变,畸变气流顺着管路流入测量段,测量段使用位移机构带动多种压力探针测量经过发生器所产生的下游畸变流场(使用总压探针测量流场总压,使用五孔探针验证与精确测量),最终,气流将通过支撑段和方转圆段流入风机。



(a) 试验装置实物图



(b) 试验装置及测量截面示意图



(c) 测点位置及元件安装示意图

图2 测点位置及试验元件安装图

采用探针测量流场时,本试验有11个测量截面,如图2(b)所示。其中,截面A为畸变发生器所在截面,截面0位于截面A前方 $1D$ (D 为方管边长,为200 mm)处,周向布有4个总压探针和4个壁面静压孔,测点如图2(c)所示,用于测量畸变发生器前气流的总压与静压,从而计算出来流马赫数,同时验证流入发生器的气流是否均匀。测量截面1—截面10位于截面A下游 $5H \sim 50H$ (H 为元件一侧面积的算术平方根,为20 mm)处,间隔 $5H$ 均布,用于测量发生器下游流场分布。这些截面装有总压探针/5孔探针,用于测量畸变发生器下游的气流总压分布和紊流度,每个截面上的测点均为 8×9 布置(横向9个测点,彼此间距15 mm;纵向8个测点,彼此间距12 mm,测点布置如图2所示),可涵盖绝大部分低压区。特别的,由于总压探针初始位置安装在测量截面左侧,为

了排除探针影响,将测点全部右移 20 mm,并将所有畸变发生器的中轴线也右移 20 mm,这可保证畸变发生器中轴线与测点中轴线处于同一纵截面,在预实验中发现单个元件在 $25H$ 处已经形成稳定的畸变流场,所以单个元件试验时仅使用截面 1—截面 5。

1.2 试验元件

本试验所用试验元件种类如图 3 所示,设计的铰链的几何尺寸为 20 mm,宽高比值为 1,铰链完全展开时长度为 40 mm,还设计了不同变体:第 1 种变体元件为在元件表面打孔,分为打孔率 0.4 (打孔面积/总表面积=0.4)和打孔率 0.2 (打孔面积/总表面积=0.2);第 2 种为元件边缘加锯齿,一种锯齿尺寸为底为 4 mm,高为 3 mm,另一种锯齿尺寸为底长 2 mm,高 1.5 mm;第 3 种为改变宽高比,改成高 40 mm,宽为 10 mm 的元件。每种元件都有 30° 、 60° 、 90° 、 120° 4 种张角。经过预实验后,本文仅对 0.2 打孔率的元件进行 4 种张角的探讨,其余元件仅考虑 120° 张角的情况。

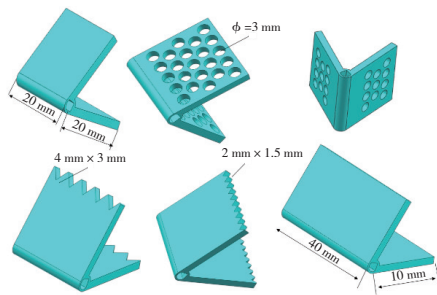


图 3 试验元件种类

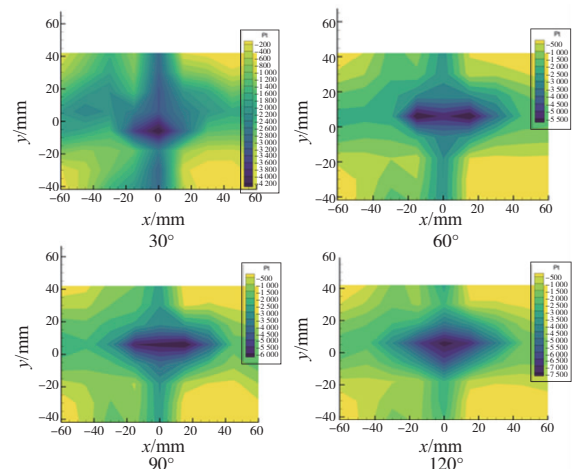
2 试验结果

2.1 不同张角对总压损失特性的影响

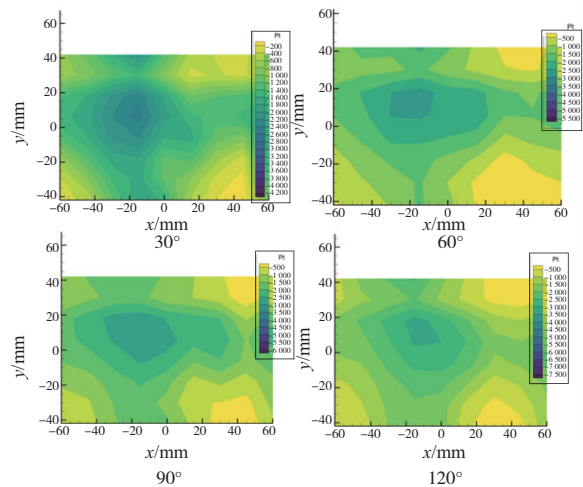
气流在流过畸变元件后,由于堵塞会形成剪切流动,在元件后方形成漩涡,随后漩涡与主流掺混,在下游形成稳定的低压区,相同元件在不同张角下,堵塞面积不同,产生的漩涡大小和强度不同,与主流掺混所形成的低压区也不同。

图 4 给出了下游 $5H$ 和 $25H$ 处的打孔率 0.2 的元件不同张角下的总压云图。当元件张角为 30° 时,由于元件张角较小,此时夹持元件的试验棒产生的总压损失不可忽略,且仅有一个较小的低压区;随着元件张角变大,当元件张角达到 60° 和 90° 时,在中轴线两侧对称产生了两个低压区。最后,随着元件张角的进一步增大,此时由于元件

堵塞面积的增大,在 $60^\circ \sim 90^\circ$ 张角时存在的两个低压区不断扩张,张角达到 120° 时,两个低压区已经扩张成一个大低压区,此时低压中心位于原两低压区中心连线中点附近。而在元件下游 $25H$ 处,随着漩涡与主流不断掺混,形成了一个范围覆盖全部测量范围且畸变强度较低的低压区,此时,4 种元件张角所形成的总压云图形状基本一致,仅低压中心压降有所区别,可以认为元件在下游 $25H$ 处已经与主流完全掺混。图 5 给出了各角度元件在不同截面的最大压降,可以发现,在下游 $5H$ 处,张角 30° 元件的最大压降明显小于张角 60° 和 90° 元件,而张角 120° 元件在该截面的最大压降由于低压区的合并,也明显高于张角 60° 和 90° 元件。而随着下游流场的演化和主流的掺混,4 种张角元件之间同一截面最大压降差距逐渐减小,在 $15H \sim 25H$ 处 4 种元件的最大压降基本一致,可以判定此时漩涡已经和主流开始掺混,在 $25H$ 处基本掺混完成。



(a) 元件下游 $5H$ 处不同张角总压云图



(b) 元件下游 $25H$ 处不同张角总压云图

图 4 打孔率 0.2 不同张角元件下游总压云图

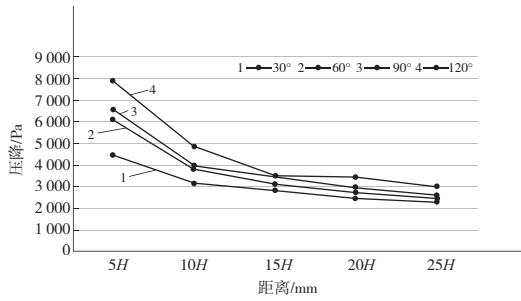


图5 打孔率0.2元件不同张角下游最大压降

2.2 元件表面开孔对总压损失的影响

在畸变模拟板设计中,开孔是一种非常经典和有效的改变畸变强度的方法,因此在研究单个元件几何特征对下游流场的改变时,可以通过对元件进行打孔的方式来改变其畸变特性。我们选取了3种打孔率(打孔率0、0.2、0.4)的元件进行对比,考虑到元件不同张角也会影响打孔元件

在正对来流方向上孔面积的投影面积,投影面积越大,相应的会使孔对下流畸变强度的改变更加明显,因此选取了120°的张角对打孔元件进行了试验研究。图6给出了5H和25H处3种打孔率的120°元件的总压云图,图7给出了各打孔率元件在不同截面的最大压降。在元件5H处,随着打孔率的提升,低压区的形状逐渐从正方形转向四角星形,且低压区的畸变强度也在逐渐上升,且低压区面积也在逐渐增大。而到了元件下游25H时,3种元件都已经形成了较为稳定的畸变流场。而对于元件下游的最大畸变强度变化,可以发现打孔率0.2和打孔率0.4的元件最大压降都显著高于未打孔元件,但两种开孔率元件之间的差距并不明显,说明当打孔率从0变为0.2时,低压区范围形状都发生了较为明显的改变;进一步增加打孔率至0.4后,畸变强度基本不变,但是低压区形状和范围有所变化。

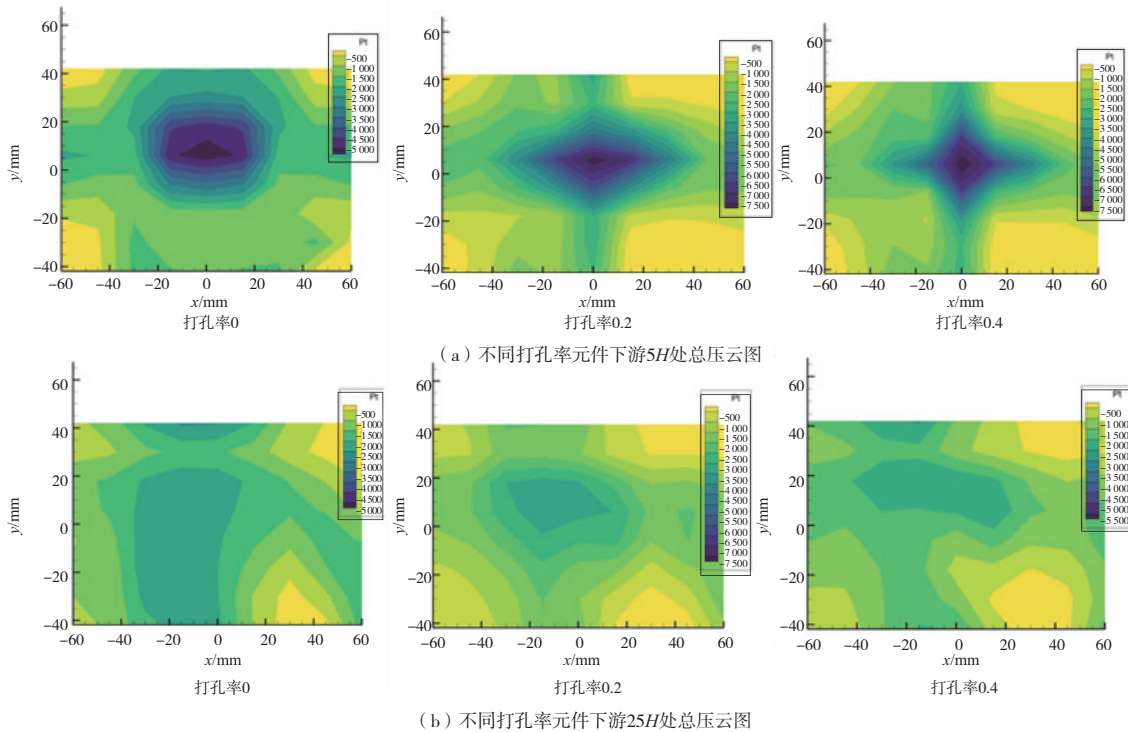


图6 120°张角不同打孔率元件下游总压云图

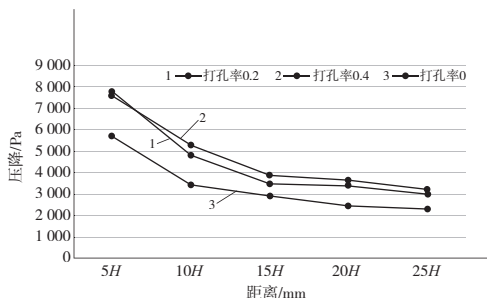


图7 120°张角的不同打孔率元件下游最大压降

2.3 元件尾缘开锯齿对元件总压损失的影响

在压气机气动设计中,在叶片尾缘加装锯齿是一种促进流动掺混、改善压气机性能的潜在方法。本文借鉴压气机锯齿尾缘叶片的设计思想,设计了两种带锯齿尾缘的铰链式畸变元件(一种锯齿形状为4mm×3mm,记为宽锯齿;另一种为2mm×1.5mm,记为细锯齿)和没有加锯齿的元件对比,同样选取张角为120°的元件进行试验。如

图 8 所示,对于元件下游 5H 处,可以发现锯齿的两种元件的畸变区范围更大,且细锯齿的畸变区范围增大情况更为明显,但是 3 种元件的畸变强度差距并不明显;对于元件下游 25H 处,此时

已经基本掺混完成,畸变区范围不明显。如图 9 所示,对元件边缘加锯齿对下游畸变流场最大压降并不明显。

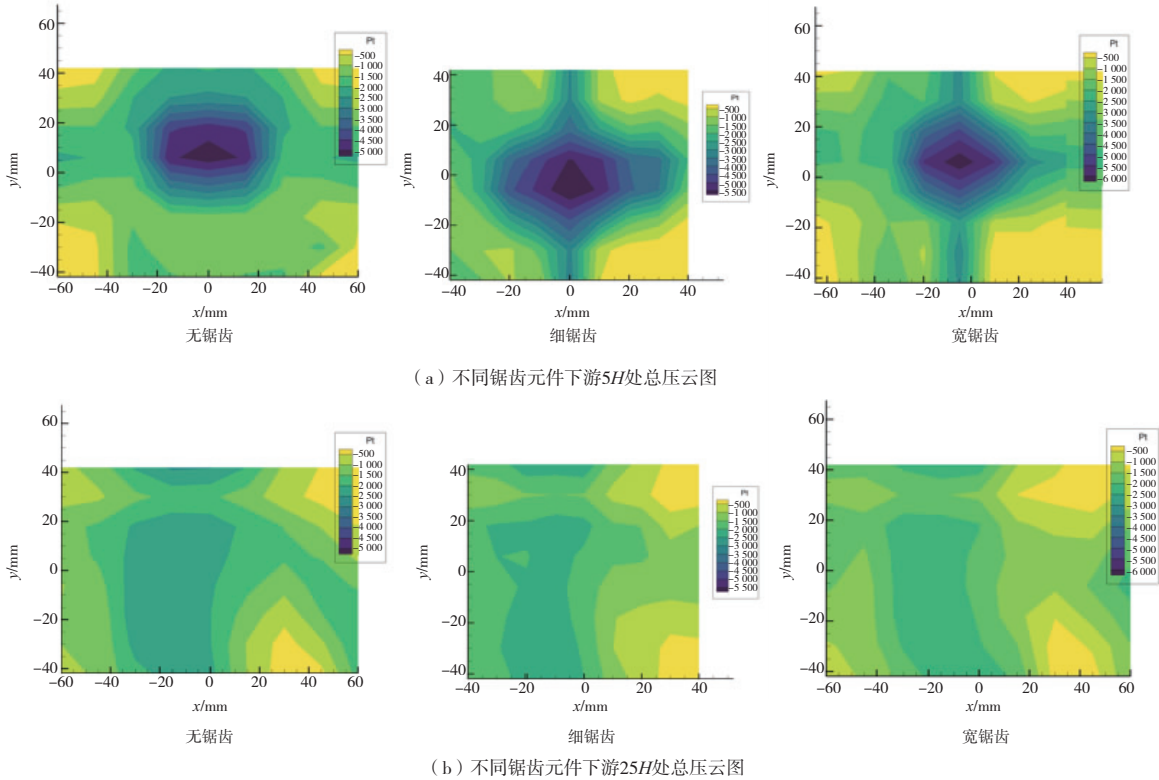


图 8 120°张角不同类型锯齿元件下游总压云图

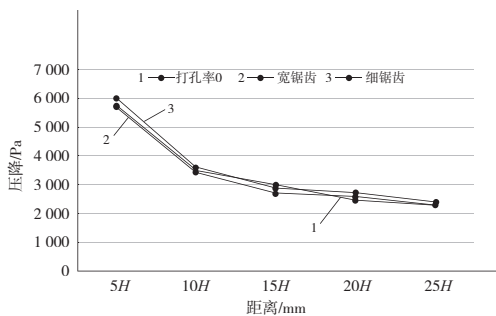


图 9 120°张角不同类型锯齿元件下游最大压降

2.4 改变宽高比对元件总压损失的影响

元件的形状也可能对元件下游流场产生影响,本文选取了另一种宽高比的元件(高 40 mm,宽 10 mm)与基础元件(高 20 mm,宽 20 mm)对比。如图 10 和图 11 所示,当宽高比发生改变后,5H 处的低压区范围减少,但低压区最大畸变强

度并未发生明显变化,25H 处同样与主流掺混完全。

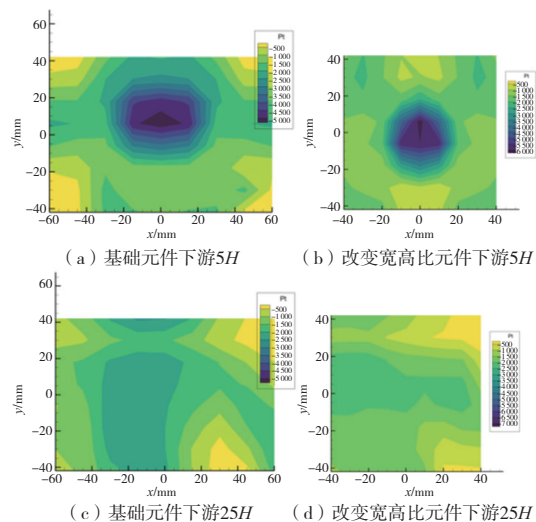


图 10 120°张角不同宽高比元件下游总压云图

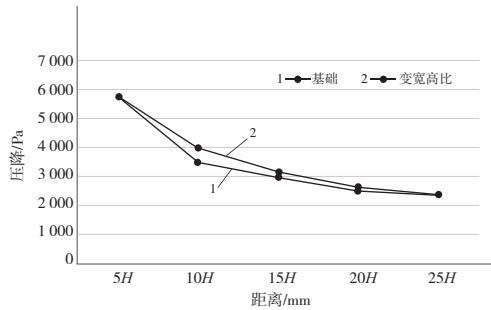


图 11 120°张角不同宽高比元件下游最大压降

3 数值模拟

3.1 计算域及边界条件

铰链式畸变元件的几何模型与图 2 左上角相似。计算域为一长方体区域,如图 12 所示,入口位于元件上游为 $5H$ 处,出口位于元件下游 $50H$ 处;计算域入口截面长为 $5L$,宽为 $5H$ 。采用混合网格划分,在靠近畸变元件处,采用四面体网格,外围采用六面体网格。入口面设为压力入口,总压为 $101\ 325\ \text{Pa}$,总温为 $288.15\ \text{K}$;出口面为压力出口,通过改变出口表压调节来流速度。畸变元件表面采用无滑移固壁边界条件,计算域表面采用对称边界条件。

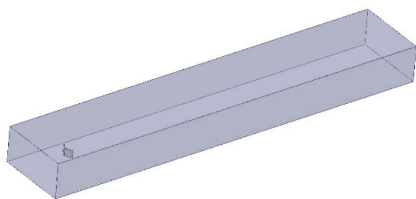


图 12 计算域示意图

3.2 计算结果

使用 Fluent 软件进行定常计算,采用 $k-\omega$ SST 湍流模型,该模型考虑湍流切应力的传递,能够更好地预测流动分离。选取了 0.2 打孔率张角 60° 和 120° 元件下游 $5H$ ($H=20\ \text{mm}$) 处截面进行对比,并对比了元件水平线上 $6\ \text{mm}$ 处的总压恢复系数(总压恢复系数=实际压力/进口总压),如图 13 所示,模型与实际结果比较符合,可以采用该模型进行大规模模拟,为畸变元件的后续开发提供一定的支持。

4 结语

本文对铰链式畸变发生器的基本元件进行了风洞试验研究,得到以下结论:

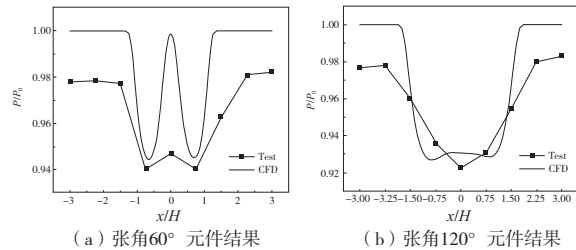


图 13 不同张角元件风洞试验与数值模拟结果对比

1) 对于单个元件,下游流场在距元件下游 $15H\sim 25H$ 处基本发展完全,形成较为稳定的低压区,到 $25H$ 时基本与主流掺混完全;

2) 当元件张角发生改变时,下游流场所形成的低压区数量不同: 30° 元件由于开合角度较小,受到试验棒的干扰较大,在下游 $5H$ 处只形成一个低压区; 60° 和 90° 元件在下游 $5H$ 处对称形成两个低压区; 120° 元件两个低压区合并,在 $5H$ 处形成一个大低压区;

3) 在元件表面打孔对元件下游流场的畸变范围和畸变强度均有影响,但当打孔率大于 0.2 后,继续增大打孔率也只影响畸变范围,对畸变强度的影响很小;

4) 在元件边缘加锯齿尾缘,改变元件宽高比,均只影响元件下游的畸变范围,对流场的最大畸变强度影响较小;

5) CFD 仿真模型与试验结果数据一致性较好,在后续畸变发生器的开发中可以参考使用该模型对元件及元件组合进行筛选。

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] 杨权,叶巍,陆德雨,等. 航空发动机稳定性评定试验装置的选择[J]. 燃气涡轮试验与研究,2001,14(4): 16-21.
- [3] 朱爱迪. 进气道总压畸变模拟器设计技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2014.
- [4] 宁浩,侯安平,张明明,等. 畸变指数比例可调的组合插板数值模拟研究[J]. 推进技术,2023,44(2): 49-57.
- [5] 王岩松,黄国平,刘泽鹏. 一种新型动态畸变模拟器数值模拟及试验测量研究[J]. 推进技术,2023, 44(11): 232-242.
- [6] 周游天,苏诗佳,王英豪,等. 稳/动态指数比例可调型畸变发生器设计方法及其气动性能研究[J]. 推进技术,2025,46(5): 86-96.

(下转第 75 页)

的行驶速度一样时,计算出的强化系数不随速度发生改变。

参考文献:

- [1] 魏朗,周文财,田顺,等. 强化试验技术在车辆可靠性试验中的应用[J]. 机械设计,2020,37(1):1-9.
- [2] LEE D, SHIH J, LIN R. The application of ED-HALT, 6 DoF, vibration system in ESS [C]//2017 12th International Microsystems, Packaging, Assembly and Circuits Technology Conference (IMPACT). Taipei: IEEE,2017:172-174.
- [3] 田文春. 汽车试验场可靠性试验强化系数的研究[J]. 汽车技术,1997(2):22-24.
- [4] 方华. 可靠性强化试验道路强化系数应用研究[D]. 南京:东南大学,2003.
- [5] 程文平. 摩托车试验场特殊路面强化系数的理论模型[J]. 小型内燃机与摩托车,2008,37(6):42-44.
- [6] 包铁成,程文平,杜青,等. 摩托车试验场道路可靠性试验强化系数[J]. 天津大学学报,2009,42(7):591-596.
- [7] 刘东俭,朱淮烽,施磊,等. 基于车速影响的比利时路强化系数研究[J]. 机电工程技术,2023,52(10):89-94.
- [8] 李文亮,高利. 汽车试验场中度标准搓板路的强化系数[J]. 振动·测试与诊断,2015,35(6):1110-1115,1202.
- [9] ZHOU Wei, LI Wenliang, GUO Zhiping, et al. Study on enhancement coefficient of washboard road of automobile proving ground [J]. Journal of Highway and Transportation Research and Development, 2008, 25(11):140-144.
- [10] 虞明,赵济海,邬惠乐. 随机不平路面上的汽车强化试验研究[J]. 汽车工程,1993,15(1):42-53.
- [11] 陈沛,周驰. 关联用户汽车试验场可靠性强化系数计算[J]. 农业装备与车辆工程,2022,60(1):126-129.
- [12] 陈传钦,陈春燕,钟志宏,等. 基于用户道路载荷谱采集的试验场关联研究[J]. 工程与试验,2020,60(2):31-33,82.
- [13] 郑松林,周亚捷,冯金芝,等. 一种新的考虑伪损伤保留的道路载荷模拟试验加速方法[J]. 机械强度,2017,39(2):410-416.
- [14] 于佳伟,郑松林,冯金芝,等. 某轿车前副车架服役载荷模拟试验加速方法研究[J]. 机械工程学报,2016,52(22):112-120.
- [15] 周金宝,汪铸,王可. 汽车试验场总论[M]. 北京:中国科学技术出版社,2013:119-136.
- [16] 《机械工程材料性能数据手册》编委会编. 机械工程材料性能数据手册[M]. 北京:机械工业出版社,1995:232-236.
- [17] 吴道俊. 车身焊接结构室内可靠性试验强化系数计算研究[J]. 客车技术,2020(1):59-61,64.
- [18] 栾振,卢剑伟,赵方洲,等. 汽车变速器齿轮疲劳寿命试验强化系数计算分析[J]. 农业装备与车辆工程,2019,57(2):9-13.

收稿日期:2024-01-17

(上接第25页)

- [7] 吴艺娟,田小江,黄烈,等. 一种结构简单的径向畸变发生器设计[J]. 燃气涡轮试验与研究,2023,36(6):55-60.
- [8] 崔佳航,李江红,李晓宇,等. 一种新型进气畸变设计体系研究[J]. 西北工业大学学报,2023,41(2):363-369.
- [9] EDDY G L JR. Study of steady - state wake characteristics of variable angle wedges: [D]. Blacksburg: Virginia Polytechnic Institute and State University,2001.
- [10] SAVAGE K, FLANDRO G, MAJDALANI J. Modeling and simulation of dynamic inlet flow distortion generation [C]//40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Fort Lauderdale, Florida. Reston, Virginia: AIAA,2004:3933.
- [11] BEALE D, DAVIS M, SIRBAUGH J. Requirements and advances in simulating aircraft inlet total pressure distortion in turbine engine ground tests [C]//Volume 2: Aircraft Engine; Ceramics; Coal, Biomass and Alternative Fuels; Controls, Diagnostics and Instrumentation; Environmental and Regulatory Affairs. Barcelona, Spain: ASME,2006:42371
- [12] HASSANI M, BAZAZZADEH M, MANSHADI M D. Effects of splitting airfoil's aspect ratio on the control of separation and loss distribution in a distortion generator [J]. International Journal of Aerospace Engineering,2022,2022(1):1177112.
- [13] 赵文燕. 锯齿边缘的铰链式畸变单元的气动特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2023.
- [14] 赵文燕,胡骏,李传鹏. 带锯齿边缘的铰链式畸变单元气动特性研究[J]. 南京航空航天大学学报,2023,55(5):808-818.
- [15] 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):201-212.
- [16] 王铭祖. 基于人工神经网络的合页式可调畸变发生器调节规律研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2021.
- [17] 袁新渊. 铰链式总压畸变发生器设计技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2023.
- [18] 袁新渊,王英锋. 一种多孔铰链式压力畸变发生器设计方法:CN114091367A[P]. 2022-02-25.
- [19] 张韬,蔡文祥,赵伟,等. 进气畸变模拟器动态总压畸变指数神经网络预测[J]. 航空动力学报,2025,40(9):383-390.

收稿日期:2024-01-11