

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2026.01.006

多元件畸变发生器结构设计研究

凤朝军¹, 万信亮¹, 周慧晨¹, 王英锋², 黄鑫源²

(1. 中国航发控制系统研究所, 江苏 无锡 214063; 2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要:多元件畸变发生器具有较高的畸变模拟精度和良好的可控性但其结构相对复杂,可靠性较差。新设计多元件畸变发生器,对其结构风险性进行研判,并对其结构强度和稳定性进行仿真分析。对样机进行结构可靠性验证及活动翼行程周期和接触时间的测定,其结果还可用于强度校核。研究表明:新装置结构可靠性满足瞬态畸变试验的需求,其中的销孔形位公差应控制在 0.04 mm 以内,活动翼卡滞是试验过程中最需预防的风险。

关键词:多元件畸变发生器;结构设计;强度校核;可靠性;卡滞

中图分类号:TH122 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2026)01-0031-05

Research on Structural Design of Multi-element Distortion Generator

FENG Zhaojun¹, WAN Xinliang¹, ZHOU Huichen¹, WANG Yingfeng², HUANG Xinyuan²

(1. AECC Aeroengine Control System Institute, Wuxi 214063, China;

2. College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: Despite that the multi-element distortion generator has high distortion simulation accuracy and good controllability, its structure is relatively complex and its reliability is poor. This paper designs a novel multi-element distortion generator, discusses its structural risk, and simulates and analyzes the structural strength and stability. The structural reliability of the generator prototype was verified and its stroke cycle and contact time of the movable wings as measured, and its result was used for strength verification of the prototype. The research shows that the reliability of the new device structure meets the requirements of transient distortion test, the geometric tolerance should be controlled within 0.04 mm and the stagnation of the movable wing is the utmost risk to be prevented in test.

Keywords: multi-element distortion generator; structural design; strength verification; reliability; stagnation

0 引言

进气畸变考核是保障航空发动机安全使用的重要手段,世界上比较成熟的进气畸变考核体系主要包括美国体系和俄罗斯体系。国内在综合畸变考核方面尚没有形成系统的方法,目前尚处于试验室研究阶段。其中畸变产生方法主要包括旋流畸变发生器、插板式畸变发生器和多元件畸变发生器。插板式畸变发生器和旋流畸变发生器结构相对简单,可靠性强,在国内外的进气道畸变试验中应用较多。

周游天等^[1]通过对插板畸变流场的特性进行测量和分析,发现插板畸变条件下失速团发展的三个阶段:部分通道到全通道失速团,全叶高不稳定失速团和全通道稳定失速团;周伟等^[2]基于数值仿真结果确定 AIP 面压力分布特点,以此获得最优测量布局方案;郭晋等^[3]开发了一套三位数值计算程序用于模拟大涵道比风扇/增压级内部

流场的特征;胡骏等^[4]基于流场中每个单元气动方程组的数值积分建立了大涵道比影响分析的仿真计算模型;刘阳等^[5]基于数值仿真结果发现管内插板绕流总压损失和动态畸变受插板高度影响比来流马赫数更大;张兴发等^[6]通过对插板式进气畸变的数值仿真发现,低速压气机、高亚声速和跨声速压气机失速的机制分别是进口截面周向流动、插板角涡、激波强度以及位置的变化;宋国兴等^[7]通过耦合仿真计算分析,发现 S 弯进气道结构会导致压气机失速边界右移;肖竞雄等^[8]基于数值仿真结果发现径向进气孔板流动的畸变指数主要受堵塞度和孔数的影响。王铭祖等^[9]开发可预测总压恢复系数的模型,并通过程序简化使用流程;肖传民等^[10]发现某航空发动机进气畸变发生器在特定区域可产生稳定畸变气流;吴艺娟等^[11]提出基于圆柱绕流效应的径向畸变发生器设计方法,研究不同排列圆柱绕流的损失特性并

基金项目:国家两机专项:基础研究课题(J2019-V-0017-0112)

第一作者简介:凤朝军(1990—),男,陕西岐山人,工程师,博士,研究方向为控制系统试验验证技术,15190228536@163.com。

建立数据库;王岩松等^[12]设计了一种利用扰流柱产生流向涡团及外部射流形成动态变化的新型动态畸变模拟器,表明非定常射流工况能满足进气道/发动机匹配试验对进气畸变的要求;BEALE等^[13]早在2002年指出发展瞬态总压畸变发生器的需求,随后设计了多元件畸变发生器样机,开发了用于发动机机身兼容性评估的仿真计算工具,发展了总压畸变的直联测试仿真;BEALE等^[14]在远程控制模式下,通过直联技术,进行了瞬态畸变发生器的测量试验,证明了该畸变发生器的效力;BEALE和SAVAGE等^[15-16]通过CFD仿真和解析分析发现,CFD仿真有助于畸变发生器的设计,解析分析有助于在设计过程中做快速验证选择;ARASU等^[17]在准三维管道中研究了涡旋发生器射流(VGJs)对亚音速进气道在强侧风下流动畸变的抑制效果,发现垂直射流可使风扇面畸变系数降低12.7%,效果优于倾斜射流;WANG等^[18]通过实验和数值模拟研究船用进气道总压畸变的等效模拟,提出双模拟板结构可获得特定畸变流场,满足船用发动机抗畸变测试需求;SUN等^[19]研究组合式畸变发生器几何参数对

总压畸变稳态和动态分量的影响,发现圆柱杆可最大降低稳态与动态分量比值30%;FANG等^[20]设计了由环形金属丝组成的飞机发动机进气道径向畸变发生器,通过数值模拟迭代调整参数,使畸变发生器目标位置的总压分布满足设计要求。

正如文献[13-15]所指出的,由于军用航空发动机在大机动性能和隐身性能等方面的需求,需要发展更能精确模拟进气道畸变的瞬态畸变发生器以及控制和测量技术;多元件畸变发生器在高精度模拟瞬态真实畸变流场与可控性方面有独到优势;其缺点在于结构复杂,可靠性低,试验风险性高。因此多元件畸变发生器目前国内还鲜有应用。本文设计了多元件畸变发生器,并对其结构风险性和可靠性进行了计算分析和试验验证,总结了多元件畸变发生器结构设计要点,为其结构设计提供参考。

1 多元件畸变发生器的结构设计和风险性分析

在综合考虑自质量、成本和实际可操作性,同时参考国外相关试验器结构的情况下,本文设计多元件畸变发生器整机结构及局部结构,如图1所示。

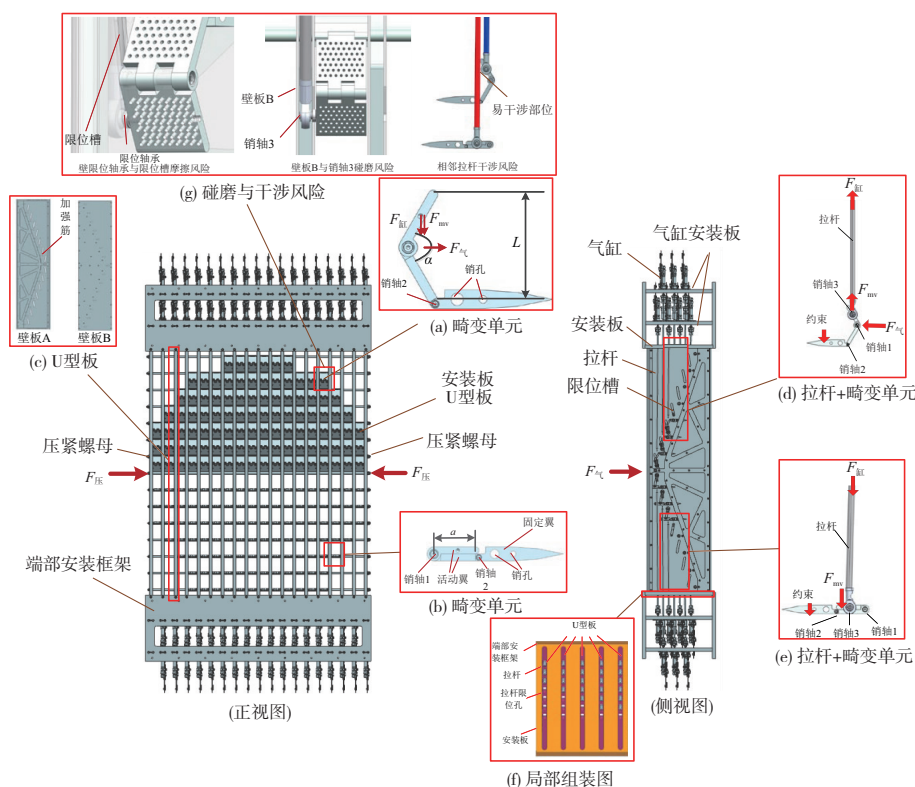


图1 多元件畸变发生器整机及局部结构

1.1 结构破坏风险分析

多元件畸变发生器的核心部件畸变单元由两片活动翼和一片固定翼组成,两片活动翼有闭合

和张开两种状态,其中张开状态角度为 120° ;试验中固定翼受压紧螺母 $F_{压}$ 作用,稳定张开的活动翼受气动载荷 $F_{气}$ 作用;将要闭合时,气缸牵引力

$F_{缸}$ 通过拉杆和销轴 3 突然施加于活动翼上,如图 1(d)—图 1(e)所示;闭合过程中,活动翼和拉杆产生惯性力 F_{mv} ;当活动翼闭合一瞬间,由于 $F_{气}$ 、 F_{mv} 、 $F_{缸}$ 和 $F_{压}$ 作用,两片活动翼产生碰撞;假设活动翼行程周期为 T ,单向行程位移为 L ,上下活动翼张开角为 α ,长度和质量相同,分别为 a 、 m ;根据试验可知(见本文试验结果),活动翼在张、合所占用的时间均为 $T/2$;活动翼从张开到闭合,可看作匀加速运动过程;活动翼从接触到动量降为 0 所时间为 t_0 ,则根据牛顿第二定律可得 F_{mv} 如式(1)所示。

$$F_{mv} = \frac{8(m_{杆} + m_{翼})a \sin \frac{\alpha}{2}}{t_0 T} \quad (1)$$

本文气缸牵引力为 $F_{缸} = 100 \text{ N}$,基于《机械设计手册 2008》, $F_{压}$ 设计如表 1 所示。

表 1 压杆螺母压紧力设计

螺纹 大径/mm	T2/ (N/m)	跑合推力轴承 预紧力 $F_{压}/\text{N}$	未跑合推力轴 承预紧力 $F_{压}/\text{N}$
8	30.5	35.4	34.8
4	4.0	8.9	8.4

$F_{气}$ 可根据试验具体参数和 CFD 仿真结果获得。当所有的活动翼叶片均张开时,迎风面积最大,气动载荷最大;进气道来流方向直通大气,总压 $p_0 = 1 \text{ atm}$ ($1 \text{ atm} = 101\,325 \text{ Pa}$);试验中来流马赫数 $Ma = 0.3$ 。本文计算了 2×2 畸变单元在不同的叶片间隙下流场压力分布如图 2 所示,畸变单元后总压如图 3 所示。总压随叶片间隙增大呈现下降的趋势;总压恢复系数约为 0.9。在强度校核过程中,为了安全起见,可将总压恢复系数取小一些,可取为 0.8。基于总压恢复系数 p_0 和畸变单元迎风面积 $A_{畸}$ 可估算单个畸变单元气动载荷 $F_{气} \approx 0.2p_0A_{畸} = 52 \text{ N}$ 。当校核整机及其各部件强度时,可建模加载各项载荷仿真校核。

1.2 拉杆稳定性风险分析

如果拉杆和畸变单元为如图 1(d)—图 1(e)所示状态,则拉杆闭合时受 $F_{缸}$ 和 F_{mv} 共通压缩有失稳风险。各个拉杆的临界应力可通过欧拉公式求得。需判断 σ_{max} 、临界应力 σ_{ij} 和屈服极限 σ_s 的关系,如式(2)所示则拉杆不会失稳;此时 $F_{气}$ 通过活动翼沿横向传递给了拉杆末端,根据相关理论,拉杆在受到横向扰动后,会逐渐恢复稳定;同时设计拉杆限位块以增强可靠性。

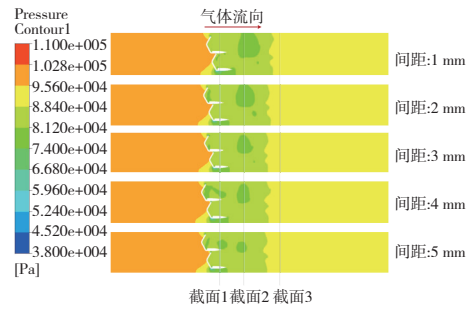


图 2 不同叶片间距下的畸变单元前后流场压力

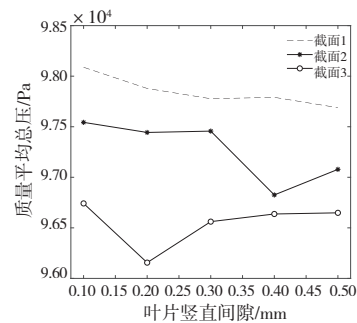


图 3 畸变单元后的总压

$$\sigma_{max} = \frac{F_{缸} + F_{mv}}{A_{min}} < \sigma_{ij} < \sigma_s \quad (2)$$

1.3 卡滞风险分析

活动翼卡滞风险是多元件畸变发生器试验过程中最为突出的问题,发生器结构在 $F_{气}$ 、 F_{mv} 、 $F_{缸}$ 和 $F_{压}$ 作用下,有三方面因素导致卡滞:

- 1) 限位槽随壁板 A 变形引起限位轴承和限位槽碰磨,如图 1(g)所示;
- 2) 壁板变形引起活动翼与壁板 A 和壁板 B 摩擦,销轴 3 与壁板 B 摩擦,如图 1(g)所示;
- 3) 活动翼为张开至最大角度时端部螺栓滑出,螺栓歪斜导致其进入限位槽内形成卡滞,如图 4 所示。

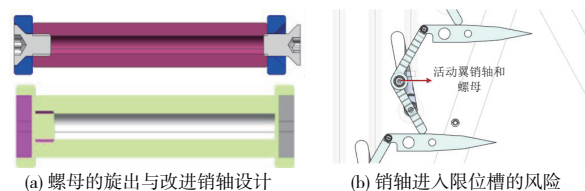


图 4 畸变单元卡滞和干涉风险示意图

1.4 安装问题分析

多元件畸变发生器的安装过程易出现 7 个方面问题。

- 1) 销轴两端挡边螺母会随着转动而难以安装,安装后容易脱落,需要反复,较为耗时。

2) U型板和固定翼通孔之间,易产生误差积累而压杆无法穿过。

3) U型板和安装板定位孔之间为过度配合,易产生误差积累而无法安装。

4) 如无夹持工装,则壁板 A、拉杆、销轴 3 和畸变单元需要同时手持安装,安装困难。

5) 零件之间互相干涉:a) 两片活动翼转轴处容易发生干涉,如图 1(b) 所示;b) 销轴 3 与壁板易干涉,如图 1(g) 所示;c) 相邻拉杆在相反状态下容易干涉,如图 1(g) 所示。

6) 空间狭小导致气缸安装困难,如图 1(正视图和侧视图)所示。

7) 同一螺栓连接两个以上零件,当局部卡滞或失效,排故时需拆卸所有结构,增加了排故难度。

设计时可针对上述问题进行工艺改进,避免试验器安装过程的过度消耗。销轴改进设计如图 4(a) 所示。

2 结构强度校核分析

2.1 压杆作用整体变形分析

由于误差积累,多元件畸变发生器中心处固定翼通孔中心线易偏斜,假定为偏斜位移 $\delta = 0.5 \text{ mm}$;将 $F_{\text{气}}$ 、 F_{mv} 、 $F_{\text{缸}}$ 和 $F_{\text{压}}$ 加载于仿真模型相应部位;安装板前后两端进行固定约束,仿真结果如图 5 所示。

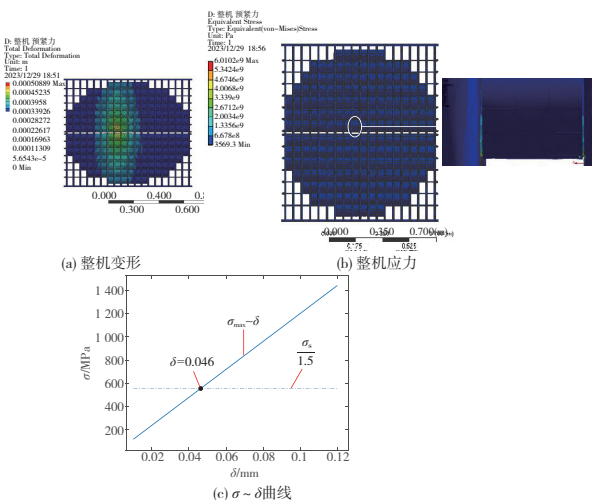


图 5 多元件畸变发生器变形及应力分布

从图 5(a) 可以看出,局部的固定翼通孔偏斜所产生的变形,主要沿着 U 型板上下传递;限位槽处变形较大,但变形量不足以使其和活动翼摩擦(U 型板与活动翼间隙 1 mm);从图 5(b) 可以看出,整机最大应力 $\sigma_{\text{max}} = 6\,010 \text{ MPa}$,远超结构钢

的破坏强度, δ 取值过大;计算可得 σ_{max} 随着 δ 增大线性增大,如图 5(c) 所示,当 $\delta \geq 0.046 \text{ mm}$ 时,强制压杆穿孔会使结构破坏,销孔形位公差应尽量控制在 0.04 mm 以内。

2.2 压杆稳定性校核

本文压杆材料为 30CrMnSiA;拉杆和销轴 3 为铰支连接,可得到畸变发生器中不同长度的拉杆临界应力及最大应力计算如表 2 所示^[21-22], σ_{max} 远小于各拉杆的 σ_{ij} ,而该材料足可提供所需的临界应力,拉杆不会失稳。

表 2 压杆稳定性校核表

拉杆编号	L/mm	λ	σ_{ij}/MPa	σ_i/MPa
1	560	249.0	17.5	
2	583	259.2	16.1	
3	408	181.7	32.8	
4	431	191.9	29.4	885
5	221	98.2	112.3	
6	270	120.2	75.1	
7	69.8	31.1	885	

2.3 叶片和销轴强度校核

活动翼与固定翼为钛合金(ZTiAl64V),拉杆为合金结构钢(30CrMnSiA),可得 $F_{\text{mv}} = 0.37 \text{ N}$;将 $F_{\text{气}}$ (张开状态)、 F_{mv} 、 $F_{\text{缸}}$ 和 $F_{\text{压}}$ 加载于模型相应部位,力学仿真结果如图 6 所示,销轴 3 为应力集中部位,校核结果显示畸变单元满足强度设计要求。

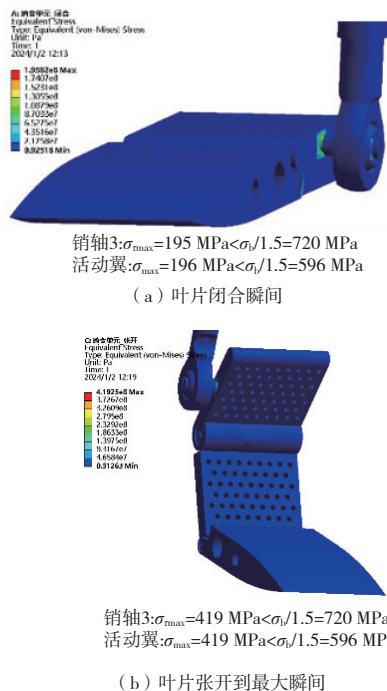


图 6 畸变单元受力分析

3 畸变样机结构可靠性试验验证

本文设计 2×2 单元畸变样机以验证畸变单元结构的可靠性,并测量了活动翼开合和接触时间,用电缸模拟气动力,在固定翼粘贴加速度传感器采集加速度信号,如图7所示;所得时域数据、行程周期及张合时间如图8—图9所示。试验结果表明:活动翼行程周期和张合时间在试验过程中有所波动,周期基本稳定在 1 s ,张合时间稳定在 0.5 s 。从活动翼闭合接触到活动翼动量减为0的时长 t_0 对应图8中尖峰宽度,通过测量多处尖峰宽度可知, $t_0 \approx 0.02 \sim 0.03\text{ s}$, t_0 可用于校核活动翼强度。

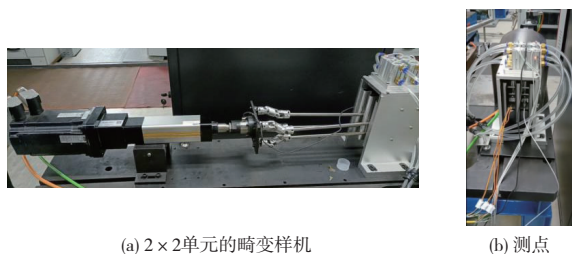


图7 畸变样机试验件

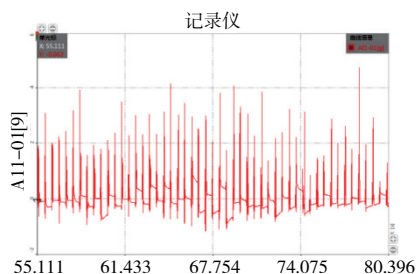


图8 固定翼加速度信号

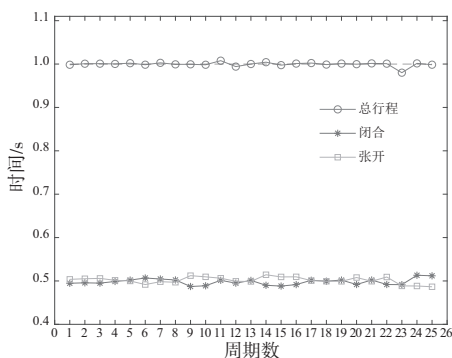


图9 活动翼行程周期

4 结语

本文针对多元件畸变发生器进行了结构设计和强度校核,试验验证了结构可靠性,结论

如下:

1) 试验过程中最需预防活动翼卡滞,壁板变形是卡滞的主要原因;需提高孔的精度其形位公差不得超过 0.04 mm ;

2) 多元件畸变发生器安装过程较稳态畸变发生器复杂,压杆穿孔最为困难,各单元误差积累在压杆穿孔时集中反应;可通过整体加工等工艺提高精度,设计多孔件验收工装,以防反复装拆;

3) 畸变单元和U型板组装是安装过程的核心,设计相应的夹持工装能够大幅提高安装效率;

4) 活动翼张开和闭合的时间大约相同,为整个行程周期的 $1/2$;活动翼闭合接触到动量减为0的时长约为 $t_0 = 0.02 \sim 0.03\text{ s}$; t_0 可用于活动翼强度的校核。

参考文献:

- [1] 周游天,李军,宋国兴,等. 压气机插板式进气畸变实验研究[J]. 工程热物理学报,2018,39(3):489-496.
- [2] 周伟,刘阳,陈杰. 平行双插板测点布局对稳态周向畸变指数的影响[J]. 机械制造与自动化,2023,52(1):75-79.
- [3] 郭晋,胡骏,屠宝锋,等. 大涵道比风扇/增压级进气畸变数值模拟研究[J]. 推进技术,2019,40(11):2498-2504.
- [4] 胡骏,赵运生,丁宁,等. 进气畸变对大涵道比涡轮发动机稳定性的影响[J]. 航空发动机,2013,39(6):6-12.
- [5] 刘阳,陈杰,黄国平,等. 管内插板后稳态流动规律研究[J]. 机械制造与自动化,2022,51(3):125-129.
- [6] 张兴发,李军,宋国兴,等. 轴流压气机插板式进气畸变数值仿真[J]. 航空动力学报,2019,34(5):1153-1165.
- [7] 宋国兴,李军,周游天,等. 轴流压气机进气旋流畸变实验与仿真研究[J]. 风机技术,2017,59(5):1-12.
- [8] 肖竞雄,张品,径向进气装置内孔板流动规律研究[J]. 机械制造与自动化,2020,49(4):57-60,77.
- [9] 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.
- [10] 肖传民,田立敏,曹远,等. 航空发动机进气畸变发生器畸变特性研究[J]. 航空精密制造技术,2024,60(4):25-27,55.
- [11] 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.
- [12] 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.

(下转第61页)

- 性影响的数值研究[J]. 机械制造与自动化, 2021, 50(2):29-32.
- [2] 吴永鑫. 压气机串列叶栅实验及其损失控制机理研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2021.
- [3] GUOCHUAN W, BIAONAN Z, BINGHENG G. Experimental investigation of tandem blade cascades with double-circular ARC profiles[J]. International Journal of Turbo and Jet Engines, 1988, 5(1/2/3/4):163-170.
- [4] WU G C, FENG Q. Optimization of the arrangement of the front and rear blade rows of a tandem blade cascade[J]. International Journal of Turbo and Jet Engines, 1989, 6(3/4):257.
- [5] 庄表南, 吴国钊, 郭秉衡. 压气机双圆弧串列叶栅流动性能的试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 1986, 18(1):20-35.
- [6] 庄表南, 郭秉衡. 高亚音速压气机静子串列叶栅试验研究[J]. 航空动力学报, 1986, 1(1):37-40, 91.
- [7] 周正贵, 吴国钊. 串列叶栅尾迹特性的实验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 1994, 26(4):555-559.
- [8] 周正贵, 吴国钊. 自由流紊流度对串列叶栅性能的影响[J]. 航空动力学报, 1996, 11(1):1-3.
- [9] 吴国钊. 串列叶栅理论[M]. 北京:国防工业出版社, 1996.
- [10] HOEGER M, -D BAIER R, FISCHER S, et al. High turning compressor tandem cascade for high subsonic flows, part 1: aerodynamic design [C]//47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. San Diego, California. Reston, Virginia: AIAA, 2011:5601.
- [11] HERGT A, GRUND S, KLINNER J, et al. Some aspects of transonic compressor tandem design [J]. Journal of Turbomachinery, 2019, 141(9):091003.
- [12] MCGLUMPHY J, NG W F, WELLBORN S R, et al. Numerical investigation of tandem airfoils for subsonic axial-flow compressor blades [J]. Journal of Turbomachinery, 2009, 131(2):021018.
- [13] 李绍斌, 王松涛, 冯国泰, 等. 串列叶栅后排静叶周向位置对压气机性能影响的数值研究[J]. 工程热物理学报, 2004, 25(6):943-945.
- [14] 赵斌, 刘宝杰. 前、后排叶片相对位置对串列转子性能的影响[J]. 推进技术, 2012, 33(1):26-36.
- [15] 沈淳, 滕金芳. 轴向相对位置对串列叶栅气动性能影响的数值研究[J]. 科学技术与工程, 2013, 13(5):1238-1241.
- [16] 杨松霖, 滕金芳, 羌晓青. 周向偏距对串列叶栅气动性能的影响[J]. 节能技术, 2016, 34(2):129-133.
- [17] 彭鸿博, 冯远, 陶源. 串列静子叶片流动机理研究[J]. 计算机仿真, 2023, 40(2):33-38.
- [18] 刘宝杰, 于贤君, 安广丰, 等. 串列叶片气动设计及优化[J]. 航空发动机, 2021, 47(4):37-50.

收稿日期:2024-01-17

(上接第35页)

- [13] BEALE D, CRAMER K, KING P. Development of improved methods for simulating aircraft inlet distortion in turbine engine ground tests (invited) [C]//22nd AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference. St. Louis, Missouri. Reston, Virginia: AIAA, 2002:3045.
- [14] 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: ASMEDC, 2006(10):1115.
- [15] 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]//Volume 1: Turbo Expo 2007. Montreal, Canada: ASMEDC, 2007(10):27222.
- [16] 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.
- [17] ARASU A I, SARVANKAR S, VADLAMANI N R. Mitigating distortion in subsonic intakes using vortex generator jets [M]//Proceedings of the Cambridge Unsteady Flow Symposium 2024. Cham: Springer Nature Switzerland, 2024:379-391.
- [18] WANG Z Y, HE C X, WU Y, et al. Equivalent simulation method for total pressure distortion of ship inlet [J]. Frontiers in Energy Research, 2024, 11:1259729.
- [19] SUN E B, ZHANG H D, WU Y, et al. Influence of combinational distortion generator geometrical parameters on the steady and dynamic components of the total pressure distortion [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2024, 238(9):874-892.
- [20] FANG B, QIANG X. Design of aircraft engine inlet radial distortion generator [J]. Springer, Singapore, 2023(10):978-981.
- [21] 许春光, 王斌, 张小良, 等. 发动机连杆失稳试验研究[J]. 车用发动机, 2014(5):83-86, 92.
- [22] 尚仁杰. 压杆失稳引起的振动分析[J]. 特种结构, 2020, 37(2):68-72.

收稿日期:2024-01-08