

旋转叶片气体激振试验载荷影响因素分析

王怀涛, 耿卫民, 高 鹏, 郜伟强, 汤紫薇

(中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 为研究航空发动机叶片在旋转状态下的气体激振响应特性, 基于叶盘工作中所受尾流激振载荷的谐波分解原理, 建立基于立式轮盘试验器的旋转叶片气体激振试验平台, 提出一种融合仿真与试验的气体激振试验载荷分析流程。以某压气机叶盘为例开展旋转状态下振动特性试验研究, 系统探究了扰流器轴向距离与舱压对叶片动应变响应的影响规律。试验及分析结果表明: 该试验平台能有效模拟旋转叶片所受的周期性气体激振, 成功获得压气机叶片的前3阶动频; 扰流器在空间上的分布决定旋转叶片所受激振载荷的主要阶次, 应变幅值随扰流器与叶片轴向距离呈非线性变化, 并在10~12 mm区间存在最优值; 舱压在10 kPa范围内, 叶片应变幅值与舱压呈正相关。

关 键 词: 高压压气机; 旋转叶片; 气体激振; 尾流激振; 激振载荷

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Analysis on factors affecting load in air excitation tests of rotating blades

Wang Huaitao, Geng Weimin, Gao Peng, Gao Weiqiang, Tang Ziwei

(Sichuan Gas Turbine Establishment, Aero Engine Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: To investigate the air excitation response characteristics of aero-engine blades under rotating conditions, an air excitation test platform for rotating blades was established based on the vertical disk tester and the harmonic decomposition principle of wake excitation loads experienced during blisk operation. An analytical process for air excitation test loads integrating simulation and experiment was proposed. Taking a compressor blisk as an example, an experimental study on vibration characteristics under rotating conditions was conducted, systematically exploring the influence laws of the axial distance of the flow disturber and the chamber pressure on the dynamic strain response of the blades. The test and analysis results indicated that: this test platform effectively simulated the periodic air excitation experienced by rotating blades, and the first three dynamic frequencies of the compressor blades were successfully obtained; the spatial distribution of the flow disturber determined the main orders of the excitation load on the rotating blades, and the strain response amplitude changed nonlinearly with the axial distance between the flow disturber and the blades, with an optimal value within the 10–12 mm range; within the chamber pressure range of 10 kPa, the blade strain response amplitude was positively correlated with the chamber pressure.

Keywords: high-pressure compressor; rotating blade; air excitation; wake excitation; excitation loads

航空发动机设计为获得高推质比、低油耗, 其转子系统的发展方向之一是承受更高载荷、结

构更紧凑。这意味着旋转叶片所受的周期性气流激振力更大; 更紧凑的叶片排间距带来的非定常

收稿日期: 2025-08-11

作者简介: 王怀涛(1992—), 男, 工程师, 硕士生, 主要从事航空发动机强度传动试验研究。

引用格式: 王怀涛, 耿卫民, 高鹏, 等. 旋转叶片气体激振试验载荷影响因素分析[J]. 航空动力学报, 2027, 42(1): 20250376. Wang Huaitao, Geng Weimin, Gao Peng, et al. Analysis on factors affecting load in air excitation tests of rotating blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2027, 42(1): 20250376.

尾迹激励带来了更大的交变载荷,由此引起的高周疲劳失效已经成为尤为突出的问题,严重时会造成叶片断裂^[1-3],其中由叶片上下游叶排干涉产生的非定常气动激振(如尾流激振)是诱发叶片强迫振动并导致高周疲劳的主要根源^[4-6]。为确保发动机安全,必须在研制阶段对叶片的振动特性和疲劳强度进行充分考核,试验验证是其中最直接可靠的手段^[7-10]。

然而,预测和验证发动机零件(特别是转动离心力场中的叶盘)的振动强度非常困难^[11-14]。在旋转环境下发动机叶片(盘)的相关试验只能安排在整机试验阶段来进行,因此试验成本高昂,试验风险极大,实际中常采用相似件替代模拟以获取转子振动特性^[15]。现有的基于振动试验台进行的航空发动机叶片振动特性测量和高周疲劳试验大多只能测量叶片非旋转状态下的静模态及高周疲劳特性^[16-18],这与发动机叶片的实际工作环境不符。在这种情况下,对单个叶片来进行激励,虽然可以通过振动测试设备在非转动情况下测得叶片的振动特性和应力分布,但无法模拟旋转叶片在真实工作状态下因离心力产生的刚化效应,这会对叶片的固有频率和振型产生显著影响^[19]。

近年来,旋转状态下的叶片激振试验研究日益受到重视。王彤晖等^[20]采用滑油激振,周标等^[21]采用磁激励,均在旋转试验台上成功获取了叶片的振动响应。耿卫民等^[22]初步探索了旋转状态下的气体激振。近年来,非接触测量技术的进步为旋转叶片振动测试提供了更多可能性^[23-24]。然而,现有研究在系统性地揭示旋转气体激振载荷的影响因素及其规律方面尚显不足,特别是针对真实航空发动机叶盘的、可控的、可重复的气体激振试验与耦合分析流程仍较为缺乏。

本文基于叶盘受迫振动的线性叠加原理,旨在深入探究旋转状态下气体激振载荷的分布规律及其关键影响因素。通过建立一套完整的旋转叶片气体激振试验-仿真耦合的分析流程,并以某真实压气机整体叶盘为对象进行试验研究,系统分析了扰流器布置、轴向距离及试验舱压等因素对激振载荷强度的影响,为在真实离心力环境下评估叶片振动特性及高周疲劳性能提供了一种有效的试验方法与分析工具。

1 研究思路

1.1 叶片受迫振动线性叠加原理

航空发动机叶盘所受时变激振主要来自涵道

内压力的变化,并且可以通过非定常气动计算得到离散时间点上的压力 $p(t)$ 。在转速稳定的工作状态下叶盘结构所受的激振在时域中是周期性的,因此可通过傅里叶变换用一系列谐波叠加来表示周期性激振^[25],即

$$p(t) = p_0 + \sum_{K=1}^R p_{rK} \cos(K\omega t) + p_{iK} \sin(K\omega t) \quad (1)$$

式中 p_0 为压力的时间均值; p_{rK} 和 p_{iK} 分别表示对应频率为 $K\omega$ 的压力余弦项和正弦项的幅值; t 为时间, R 为傅里叶级数的最大项数, R 的最大值为 $\lfloor (N-1)/2 \rfloor$, N 为叶片数。

本文中,周期性气体激振力主要由旋转叶片周期性扫过上游静止扰流器产生的非定常压力场产生。其基频 ω 为转频,主要激振阶次 K 由扰流器的数量决定。这种周期激振的建模是叶盘结构强迫响应分析的基础。

系统的振动方程为

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}\mathbf{x} = \mathbf{F}(t) \quad (2)$$

式中 $\mathbf{M}$ 、 $\mathbf{C}$ 、 $\mathbf{K}$ 分别为质量、阻尼和刚度矩阵; $\mathbf{x}$ 为位移向量; $\mathbf{F}(t)$ 为激振力向量,其元素对应于各自由度上的激振力,这些激振力可由式(1)积分得到。

线性系统满足叠加原理,因此稳定的瞬态响应可以通过一系列谐响应分析结果的叠加来近似表示。在计算各频率的响应幅值 $\mathbf{x}_K$ 后,可以通过叠加得到任意时刻叶盘结构的位移响应,即

$$\mathbf{x}(t) = \sum_{K=1}^R \text{Re}(\mathbf{x}_K) \cos(K\omega t) + \text{Im}(\mathbf{x}_K) \sin(K\omega t) \quad (3)$$

在将激振力进行傅里叶分解时,通过激振力的实部和虚部充分考虑了结构上各点之间以及不同激振频率间的相位关系,当傅里叶级数的项数取到足够多时,可以很好地近似叶盘结构上任意一点所受的时域激振。

基于上述激振叠加原理,在航空发动机轮盘试验过程中使转速以某一较低加速度或减速度变化,可认为试验件始终处于准定常流场中。设计适当的装置模拟 K 阶次激振,则可以在零部件试验中模拟叶盘所受关注的某几个频率成分。

1.2 气体激振载荷分析流程

基于所述的线性叠加原理与气体激振力谐波特性的分析,本文提出了一套如图1所示的融合仿真与试验的气体激振载荷分析流程。该流程系

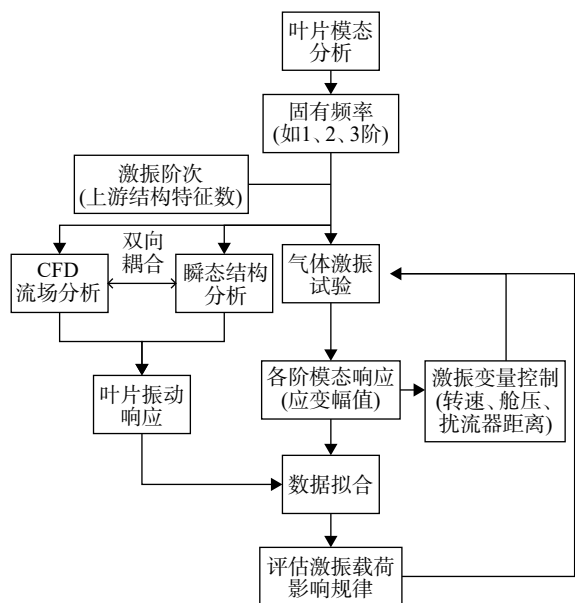


图1 气体激振载荷分析流程图

Fig. 1 Flowchart of air excitation load analysis

统化地指导试验设计、预测响应并揭示规律。

流程以试验数据为基础,同时结合计算流体力学与瞬态结构动力学进行双向流固耦合仿真。基于上游结构特征数设置扰流器数量,通过对比不同转速、舱压、扰流器距离等试验条件下的叶片动应变,并结合仿真结果,拟合得到各因素对振动响应的影响规律。该耦合分析方法能够更精确地捕捉流场-结构间的相互作用,从而提升响应预测的准确性^[26-27]。

在仿真环节,阻尼采用瑞利阻尼模型,形式如下:

$$C = \alpha M + \beta K \quad (4)$$

式中,系数 α 、 β 通过试验测得的叶盘前两阶模态阻尼比拟合确定。激励的幅值与相位在双向流固耦合求解过程中自动获取:CFD模块计算得到叶片表面的非定常压力分布,该压力作为载荷传递给瞬态结构分析模块,结构变形反向影响流场网格与计算,如此循环直至收敛。对于尾流激振等气动激励的准确描述是预测叶片响应的关键^[28]。

该耦合分析流程的必要性在于:纯试验方法成本高、周期长;纯仿真方法在复杂非定常流场中精度难以保证。二者结合可实现优势互补,仿真用于初步预测共振风险和参数敏感性,指导试验方案设计;试验结果则用于验证和校准仿真模型,提升其预测精度。该流程的为优化激振器设计、预估叶片动应变水平、制定安全高效的试验

方案提供了定量化、系统化的分析工具。

2 旋转叶片气体激振试验

2.1 试验平台

旋转叶片气体激振试验平台主体结构如图2所示,由气体激振施加模块、应变测试模块、试验舱气压调节系统、转速高精度调节系统等组成。立式轮盘试验器通过芯轴带动试验件旋转,并提供可调节的舱压环境。气体激振施加模块主要由进气阀门、进气管道、包容装置、盖板、扰流器组成。应变测试模块由安装在叶片表面的应变片、经过试验件表面和芯轴内的测试线、遥测系统、高频数采系统等组成。试验舱压调节系统由舱压传感器、真空泵和进气管路电磁阀相互配合,其中舱压传感器位于试验舱真空泵抽气口处,实现试验舱压高精度控制,精度达到100 Pa。

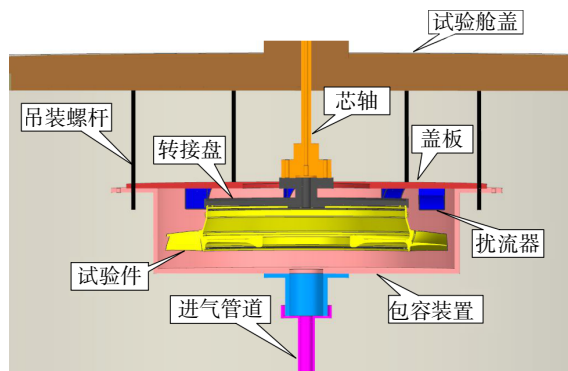


图2 气体激振试验平台剖视图

Fig. 2 Cross-section of air excitation test platform

在气体激振试验中,试验件与芯轴连接,整体安装见图3。试验件水平周向和下方被包容装置包围,包容装置底部中心孔与进气管道连接,确保进入试验舱内的空气首先进入包容装置内部。包容装置上表面与圆环形盖板通过螺栓连接,盖板与包容装置的组合使试验件处于一个相对稳定的空气流场内部。扰流器通过设计的固定工装安装在叶片上方环形盖板表面。通过调整吊装螺杆的螺母位置,可以精确调整和固定扰流器与叶片之间的轴向距离。立式轮盘试验器通过芯轴带动试验件旋转,对试验件实施升降速并控制旋转加速度完成扫频。在此过程中,如图4所示,包容装置内流经叶片的空气被试验件扰动,部分气流经过扰流器弧面反射流向叶片,对试验件叶片施加一定的气体激振,扰流器如图5所示。

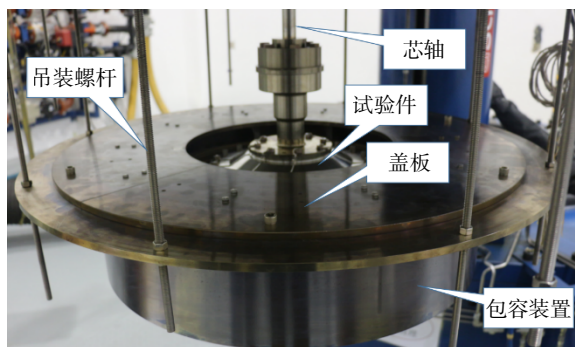


图 3 气体激振试验装置

Fig. 3 Air excitation test apparatus

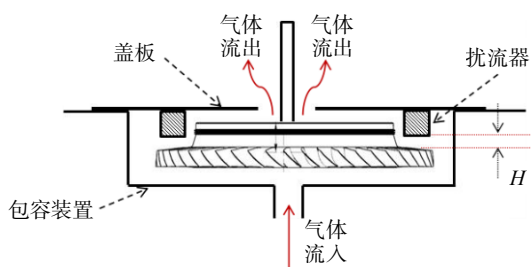


图 4 气体激振试验平台的气体流向

Fig. 4 Air flow direction of air excitation test platform

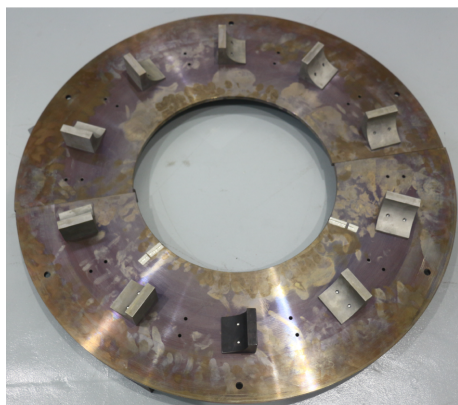


图 5 扰流器实物图

Fig. 5 Photograph of the disturbance device

试验时,在给定初始扰流器数(激励阶次)及较小的试验舱压水平条件下,在全转速范围内对试验件叶片进行扫频激励,获取所有贴片叶片实际共振转速及共振频率范围,根据获取到的叶片实际振动情况,确定应采取的激励阶次及试验舱压,使得叶片在 1 阶共振转速附近动应变水平能够满足对比试验要求,根据给出的激励条件和所有叶片可能的共振转速范围,驱动转子在略大于此共振转速范围的转速区间内分别进行升降速试验,同时在此过程中对试验舱压进行调整优化,获取所有叶片 1 阶共振状态下动应变水平。

需要说明的是,本试验器采用下游扰流器反

射气流对上游叶片进行激振,这是一种等效模拟方法。其优势在于结构简单、易于在旋转件上实现且激振强度可控。虽然与真实的上游尾流激振在流场细节上存在差异,但二者核心物理本质是相同的,本质上均为旋转叶片受到的一个与转速相关的、周期性的气动激励。该方法旨在为叶片在离心力场下的振动特性研究提供一个有效的、可重复的激振手段。

2.2 动应变采集

准确的动应变测量与标定是获取可靠振动响应数据的前提,试验过程中对叶片进行贴片监测振动应变,主要考虑 1 阶振动,应变片的理想粘贴位置是 1 阶弯曲应变最大的位置。试验时,为测量转动叶片的振动应变,采用了接触式测量方法。在叶片根部位置粘贴应变片(型号:WK-06-062AP-350),信号通过遥测装置传输,经过应变调理系统处理,之后应变信号分三路,第一路进入设备数采系统,第二路进入频谱分析仪,第三路进入高频数采系统(EDAS),采集不同状态下应变幅值。

具体做法是在压气机周向选择数个叶片表面粘贴应变片,以获取振动信号,应变片粘贴于试验件叶片所关注振动阶次引起的振动应变最大的位置,位于压气机叶片叶背根部。试验采用阻值为 $350\ \Omega$ 的应变片,第三路信号通过采样率为 100 kHz 的高频数采系统进行信号采集。测试线从应变片粘贴处出发,沿叶片根部穿过盘缘处的径向通孔,再经整体叶盘篦齿内表面、转接盘表面和设备芯轴中心孔,将信号传送至遥测模块,通过发射-接收模块将振动信号通过天线引出,最后经过高频数采系统处理实时获得各个叶片贴片处的应变响应数据。

3 试验案例

3.1 试验件

试验件选取某航空发动机单级压气机整体叶盘,叶片数量为 47,材料为 TC17。为了确定叶片可能的响应频率及共振转速范围,对整体叶盘叶片进行了模态分析,叶片前 3 阶固有频率如图 6 所示,获得叶片的共振转速如图 7 所示,图中 1F、1T、2F 分别表示 1 阶弯曲、1 阶扭转和 2 阶弯曲,EO 表示发动机激励阶次。试验中,在盖板上周向均布 7 个扰流器,模拟转频的 7 倍气体激振,主要考虑叶片振动响应最大的 1 弯模态,兼顾可能会引起的 14 阶及 21 阶等激振,选定转速为 2000~7000 r/min 的扫频范围。由图 7 可知,在扫频范

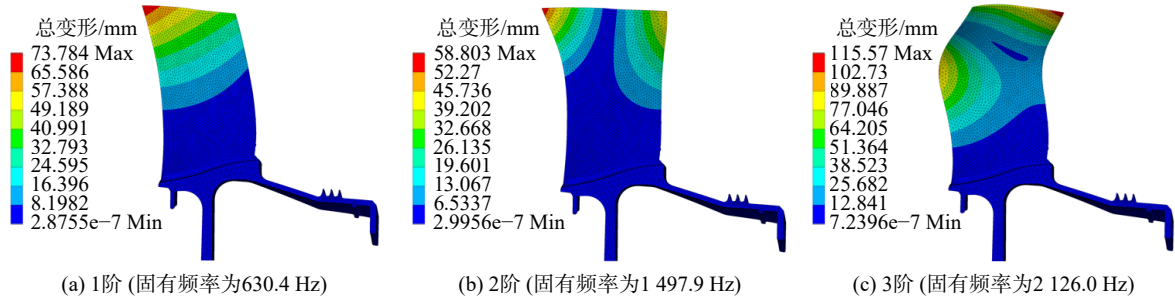


图 6 叶片前 3 阶固有频率模态(K=7)
Fig. 6 The first three natural modes of the blade (K=7)

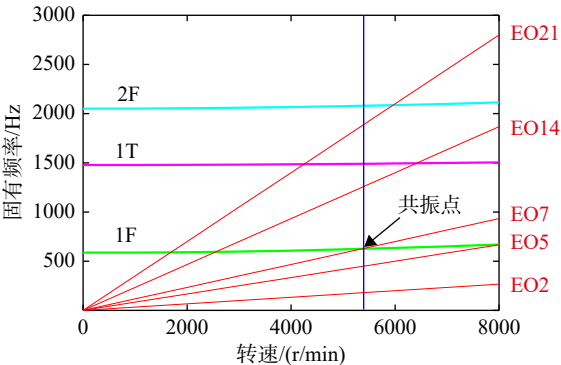


图 7 叶片坎贝尔图
Fig. 7 Campbell diagram of the blade

围内, 7 阶转频主要引起叶片的 1 弯振动, 此外, 还有可能产生 14 阶、21 阶气体激振, 从而引起叶片的第 2 阶、第 3 阶固有振动响应。

3.2 试验结果

舱压设置为 2 kPa, 扰流器与叶片距离为 10 mm 的条件下, 对试验件扫频, 获得 5 支叶片表面叶片应变响应, 如图 8 所示。1 号叶片最大微应变为 489×10^{-6} , 满足叶片的振动特性研究需求。对扫频过程中采集的叶片动应变信号进行短时傅里叶变换, 以分析振动能量随转速(频率)的分布。针对共振峰附近的数据, 采用峰值保持函数提取

各转速下的最大振动响应, 从而得到图 8 所示的振动响应幅值图。经过傅里叶变换得到频域图如图 9 所示。扫频过程中, 叶片在多个转速下发生共振, 其中以 5 500 r/min 附近的共振响应最强, 频谱图上观察到 640、1 553、2 236 Hz 三个共振响应频率, 与有限元模态分析对比如表 1 所示。结合图 6 分析知, 7 阶激振效果最为明显, 这与扰流器数量一致; 同时观察到 14、21 等阶次带来的激振效果, 在低转速下引起了叶片的第 2 阶、第 3 阶固有频率共振。

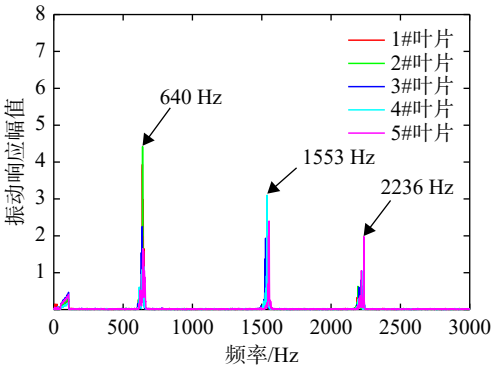


图 9 叶片振动频谱图
Fig. 9 Frequency spectrum diagram of blade vibration

表 1 叶片前 3 阶固有频率对比

阶次	固有频率/Hz		
	计算值	实测最大值	最大误差
1	630	640	10
2	1 498	1 553	55
3	2 126	2 236	110

4 载荷分布规律及影响因素

4.1 激振载荷的周向分布

在 CFX 中进行叶盘和扰流器的瞬态流场分

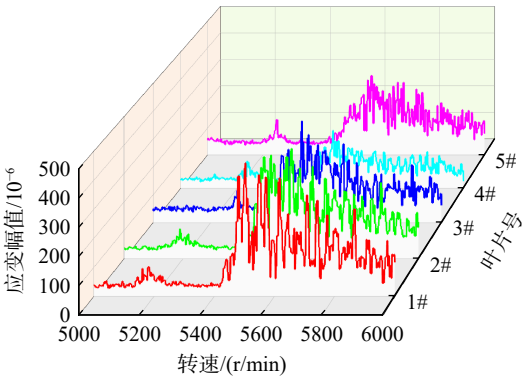


图 8 叶片振动响应幅值图
Fig. 8 Amplitude response diagram of blade vibration

析,通过设置计算域的流体材料属性为理想气体,舱体的压力设置为 8kPa,给定湍流模型为 $k-\varepsilon$ 模型,设置旋转域的转速,选择转静交界面的算法模型为 transient rotor stator,并在求解器中设置初始流场为稳态流场结果,加快流场的收敛速度。

采用 CFD-POST 流场后处理软件进行参数表达式的插入。静压系数 c_p 的表达式为

$$c_p = \frac{p_{\text{abs}}}{p_{\text{ref}}} \quad (5)$$

式中 $p_{\text{ref}}=8 \text{ kPa}$, p_{abs} 为数值仿真所设定的舱内压力。

试验中扰流器按周向周期性分布,可预测试验件所有叶片同一时刻所加载荷也呈空间上周向周期分布。以静压系数 c_p 作为表征气体激振载荷大小的值,使用仿真软件进行双向流固耦合计算,得到试验件叶片表面的压力分布情况,图 10 展示了某一典型时刻的瞬态压力分布结果。 c_p 越小的叶片承受越大的压差,也即所受气体激振载荷越大。

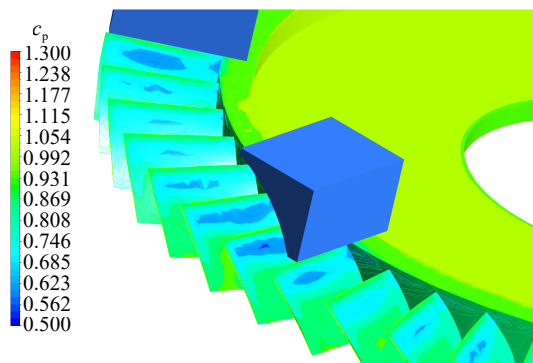


图 10 叶背压力分布

Fig. 10 Pressure distribution on the blade pressure side

试验案例实施过程中当旋转转速约为 5 450 r/min 时,实测单个旋转周期内 4#叶片微应变变化情况如图 11 所示,其中柱状图表示 4#叶片在相应转速下单个旋转周期内 c_p 的仿真时间历程结果。试验结果验证了静压系数 c_p 与气体激振强度呈负相关;同时,出现的 7 次波峰对应周向均布的 7 个扰流器,说明扰流器数量决定了激振的主要阶次。

4.2 扰流器轴向距离的影响

扰流器与叶片的轴向距离是影响气体激振载荷的关键因素,尽管在风扇叶片、压气机叶片的激振过程中可轻松激起共振,但对于大刚度涡轮叶片而言,激振响应较小且不易分辨,如何增加激振载荷能量,特别是探索出合理的扰流器轴向距

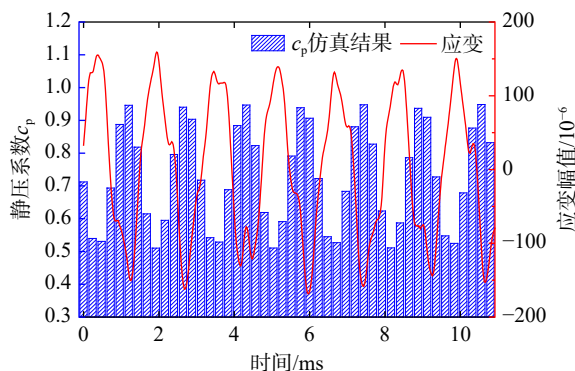


图 11 4#叶片背面时变压力分布

Fig. 11 Time-varying pressure distribution on the 4# blade pressure side

离显得至关重要。本试验案例中,探究了轴向距离对振动响应强度的影响规律,对各叶片的应变幅值作了相对于最大应变幅值的归一化处理,并根据数据分布进行了多项式拟合,其结果如图 12 所示。

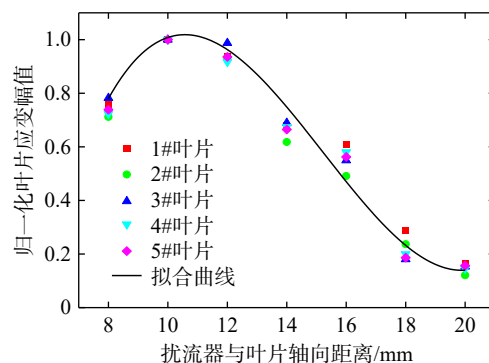


图 12 振动响应受轴向距离影响的拟合图

Fig. 12 Fitting diagram of vibration response affected by axial distance

根据试验数据,拟合得到式(6)。

$$y = 0.001\,56H^3 - 0.173\,54H^2 + 1.037\,84H - 3.619\,17 \quad (6)$$

式中 H 是扰流器与叶片的轴向距离,如图 4 所示; y 是归一化应变幅值。

试验结果表明扰流器与叶片的轴向距离存在一个最优距离,同等其余条件下使得叶片的共振响应最大。这主要是因为距离过近时,流道过于狭窄,流动分离严重,能量耗散大,并且当 H 小于 10 mm 时,叶片存在更高的碰磨风险;距离过远时,反射气流的动能衰减,对叶片的冲击减弱,因此存在一个流场结构与能量传递效率最优点。经过多次不同试验条件下的扰流器距离试验验证,扰流器轴向最佳距离 H 的变化范围较小,主要集中

在 10~12 mm 区间, 几乎不受试验件、试验装置影响。

4.3 试验舱压的影响

在试验案例中, 改变试验件所处舱压, 保持扰流器与叶片的轴向距离为 12 mm, 其余条件不变, 研究不同舱压对试验件叶片的振动响应影响规律, 试验结果如表 2 所示。

表 2 舱压对激振载荷的影响

Table 2 Influence of chamber pressure on excitation loads

舱压/kPa	微应变/ 10^{-6}				
	1#叶片	2#叶片	3#叶片	4#叶片	5#叶片
2	356.6	344.4	380.3	346.4	419.8
4	598.3	591.5	485.7	534.5	602.9
6	865.2	895.3	788.1	790.8	810.4
8	1 014.6	1 043.9	941.4	963.7	940.9
10	1 127.9	1 183.4	1 014.7	1 057	1 067.7

总体而言, 表 2 表明试验舱压对应变幅值有显著影响, 在同等条件下, 舱压越大, 引起的振动响应也越大, 这表明作用在旋转叶片表面的载荷随之增大。这是因为舱压增大意味着气体密度增加, 根据气动载荷基本规律, 在流速基本不变的情况下, 激振力近似与气体密度(正比于舱压)成正比, 从而导致叶片动应变响应增大。因此为获得更显著的激振响应, 可以提高试验舱压。

但是值得注意的是, 舱压的选择必须考虑驱动功率和轴向力的影响。舱压增大使叶片旋转对气体做功增多, 意味着需相应增加驱动功率, 因此试验器驱动系统功率上限会限制舱压的增加, 进而限制气体激振载荷。旋转叶片具有真实构型的条件下, 叶片旋转过程搅动气流产生一定的鼓风功率, 相应地气体对转子系统产生轴向力。一方面, 如果轴向力竖直向下, 叠加叶盘自重有可能超过试验器的轴向载荷限制; 另一方面, 如果轴向合力竖直向上, 叠加叶盘自重后轴向合力先减小至零, 后随着舱压的增加轴向合力反向至竖直向上, 将试验器轴系向上顶紧, 该过程不仅可能导致芯轴轴向连接松动, 还会损坏轴系、齿轮箱、遥测等试验器组成系统。

因此, 考虑到试验件安全和试验成本, 舱压并非越大越好, 只要能获取足够的叶片振动响应即可。综合激振效果、驱动功率(本试验器上限为 200 kW)和轴向力(上限为 8 kN)的约束, 对于此类压气机叶盘, 推荐舱压工作范围为 2~6 kPa。

在此范围内既可获得足够的振动响应, 又能确保试验系统安全稳定运行。

5 结 论

本文建立了一套完整的旋转叶片气体激振试验平台与仿真-试验耦合分析流程, 对某真实压气机叶盘进行了旋转状态气体激振试验研究, 得到以下结论:

1) 本文创新设计的旋转叶片气体激振试验平台, 利用下游扰流器反射气流等效模拟上游尾流激振, 成功在真实离心力环境下激起了叶盘的前 3 阶共振, 在 2 kPa 舱压下其最大动应变达 489×10^{-6} , 验证了该方法的有效性, 为叶片高周疲劳研究提供了新途径。

2) 所提出的气体激振载荷分析流程, 通过双向流固耦合仿真与试验的相互验证与指导, 能够有效预测振动响应、揭示载荷分布规律, 为激振器优化与试验方案制定提供了定量化工具。

3) 系统获得了关键试验参数的影响规律: 扰流器与叶片的轴向距离存在最优值(10~12 mm), 其影响机理在于流道结构与能量传递效率的权衡; 舱压与振动响应呈正相关, 在 2~10 kPa 范围内, 舱压每增加 2 kPa, 典型动应变增大约 $150 \times 10^{-6} \sim 250 \times 10^{-6}$; 综合考虑系统约束, 推荐舱压工作范围为 2~6 kPa。

参考文献:

- [1] 陶春虎, 钟培道, 王仁志, 等. 航空发动机转动部件的失效与预防[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.
- [2] 李其汉, 王延荣, 王建军. 航空发动机叶片高循环疲劳失效研究[J]. 航空发动机, 2003, 29(4): 16-18, 41.
Li Qihan, Wang Yanrong, Wang Jianjun. Investigation of high cycle fatigue failures for the aero engine blades[J]. Aeroengine, 2003, 29(4): 16-18, 41. (in Chinese)
- [3] 周拜豪, 张少平, 黄萍, 等. 压气机气动设计发展与思考[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2025, 38(2): 45-57.
Zhou Baihao, Zhang Shaoping, Huang Ping, et al. Evolution and perspectives in compressor aerodynamic design[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2025, 38(2): 45-57. (in Chinese)
- [4] 孟越, 李琳, 李其汉. 尾流激振情况下叶片强迫响应瞬态分析方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(6): 671-674.
Meng Yue, Li Lin, Li Qihan. Transient analytical method of vane forcing response under stator-rotor wake influence[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(6): 671-674. (in Chinese)
- [5] 王梅, 江和甫, 吕文林. 在尾流激振情况下叶片振动应力预估技术[J]. 航空动力学报, 2007, 22(4): 608-613.
Wang Mei, Jiang Hefu, Lü Wenlin. Method to predict the blade vibration stress induced by wake flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(4): 608-613. (in Chinese)

- [6] 向宏辉, 任铭林, 杜文军. 尾流激振对转子叶片振动应力影响试验研究[J]. 燃气轮机技术, 2010, 23(1): 25-29.
Xiang Honghui, Ren Minglin, Du Wenjun. Experimental investigation of the influence of wake excitation on vibration stress of rotor blades[J]. Gas Turbine Technology, 2010, 23(1): 25-29. (in Chinese)
- [7] 黄庆南. 航空发动机设计手册: 第 10 册 涡轮[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [8] 空装订货部叶片技术质量调研组. 航空发动机叶片技术质量情况调研分析[C]/航空发动机叶片故障及预防研讨会论文集. 北京: 航空工业出版社, 2005: 1-7.
- [9] 胡明辉, 高金吉, 江志农, 等. 航空发动机振动监测与故障诊断技术研究进展[J]. 航空学报, 2024, 45(4): 630194.
Hu Minghui, Gao Jinji, Jiang Zhinong, et al. Research progress on vibration monitoring and fault diagnosis for aero-engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(4): 630194. (in Chinese)
- [10] Nicholas T. High cycle fatigue: a mechanics of materials perspective[M]. London: Elsevier, 2006.
- [11] 尉询楷, 杨立, 刘芳, 等. 航空发动机预测与健康管理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2014.
- [12] 张欢, 廖明夫. 压气机叶片动应力测量标定试验方法[J]. 航空动力学报, 2022, 37(6): 1217-1224.
Zhang Huan, Liao Mingfu. Method of dynamic stress measurement calibration tests for compressor blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(6): 1217-1224. (in Chinese)
- [13] 彭建, 刘兵. 压气机转子叶片动频动应力测试技术和应用研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2003, 16(1): 10-13.
Peng Jian, Liu Bing. Application research on vibration frequency and stress instrumentation of compressor rotor blades[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2003, 16(1): 10-13. (in Chinese)
- [14] 温伟, 漆文凯. 基于整体叶盘环形摩擦阻尼器减振分析及设计[J]. 航空动力学报, 2020, 35(4): 777-782.
Wen Wei, Qi Wenkai. Vibration reduction analysis and design of friction ring damper in blisk[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(4): 777-782. (in Chinese)
- [15] 吴凡琦, 臧朝平, 高东武, 等. 整机转子系统振动监测的传感器测点位置选择[J]. 航空动力学报, 2025, 40(9): 20230164.
Wu Fanqi, Zang Chaoping, Gao Dongwu, et al. Selection of sensor locations of whole engine for monitoring vibrations of rotor system[J]. Journal of Aerospace Power, 2025, 40(9): 20230164. (in Chinese)
- [16] 李静, 孙强, 李春旺, 等. 某型航空发动机压气机叶片振动疲劳寿命研究[J]. 应用力学学报, 2011, 28(2): 189-193, 217.
Li Jing, Sun Qiang, Li Chunwang, et al. Study on the vibration fatigue life for aero-engine compressor blade[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2011, 28(2): 189-193, 217. (in Chinese)
- [17] 张磊安, 黄雪梅. 单点疲劳载荷作用下的风电叶片振动特性研究[J]. 太阳能学报, 2015, 36(5): 1112-1116.
Zhang Leian, Huang Xuemei. Study of wind turbine blade vibration characteristic under single-point fatigue load driven[J]. Acta Energaie Solaris Sinica, 2015, 36(5): 1112-1116. (in Chinese)
- [18] 陶冶, 田琳, 张帅. 航空发动机风扇叶片振动应力试验分析[J]. 机械研究与应用, 2018, 31(1): 36-38.
Tao Ye, Tian Lin, Zhang Shuai. Analysis on fan-blade vibration stress test of aero engine[J]. Mechanical Research & Application, 2018, 31(1): 36-38. (in Chinese)
- [19] 寇海军, 张俊红, 林杰威. 航空发动机风扇叶片振动特性分析[J]. 西安交通大学学报, 2014, 48(11): 109-114.
Kou Haijun, Zhang Junhong, Lin Jiewei. Aero-engine fan blade vibration characteristic analysis[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2014, 48(11): 109-114. (in Chinese)
- [20] 王彤晖, 王洪斌, 李元杰, 等. 旋转状态叶片激振试验技术研究[J]. 航空发动机, 2018, 44(5): 73-78.
Wang Tonghui, Wang Hongbin, Li Yuanjie, et al. Research on excitation vibration test technology of rotating blade[J]. Aeroengine, 2018, 44(5): 73-78. (in Chinese)
- [21] 周标, 谢诚语, BATTIATOG, 等. 旋转整体叶盘强迫振动试验与响应高精度预测方法[J]. 航空动力学报, 2025, 40(4): 20240505.
Zhou Biao, Xie Chengyu, Battiatog, et al. Forced vibration test and accurate response prediction of rotating blisk[J]. Journal of Aerospace Power, 2025, 40(4): 20240505. (in Chinese)
- [22] 耿卫民, 郜伟强, 王怀涛, 等. 旋转叶片气体激励试验技术研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2023, 36(5): 24-29.
Geng Weimin, Gao Weiqiang, Wang Huaitao, et al. Airflow excitation test of rotating blades[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2023, 36(5): 24-29. (in Chinese)
- [23] 刘美茹, 滕光蓉, 肖潇, 等. 基于叶尖定时的航空发动机涡轮转子叶片振动测量[J]. 航空动力学报, 2020, 35(9): 1954-1963.
Liu Meiru, Teng, Guangrong, Xiao, Xiao. et al. Vibration measurement of turbine rotor blades of aero-engine based on blade tip-timing[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(9): 1954-1963. (in Chinese)
- [24] 王奉明, 朱俊强, 徐纲. 基于整机试车的涡轮叶片高低循环复合疲劳试验技术[J]. 航空动力学报, 2018, 33(10): 2343-2350.
Wang Fengming, Zhu Junqiang, Xu Gang. Test method for the combined high and low cycle fatigues of turbine blade based on the whole engine operation[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(10): 2343-2350. (in Chinese)
- [25] 王建军, 李其汉. 航空发动机叶盘结构流体激励耦合振动[M]. 北京: 国防工业出版社, 2017.
- [26] 张大义, 马艳红, 洪杰, 等. 气流激励下叶片动力响应分析方法[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7): 1523-1529.
Zhang Dayi, Ma Yanhong, Hong Jie, et al. Dynamical response analysis on blades arisen by aerodynamic forces through sequential method[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7): 1523-1529. (in Chinese)
- [27] 辛建强, 王建军. 失谐流体激振下叶盘结构响应特性分析[J]. 航空动力学报, 2012, 27(4): 801-810.
Xin Jianqiang, Wang Jianjun. Forced response characteristic of bladed disk with aerodynamic mistuning[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(4): 801-810. (in Chinese)
- [28] Wang B T, Cheng Dengkai. Modal analysis of mdof system by using free vibration response data only[J]. Journal of Sound and Vibration, 2008, 311(3/4/5): 737-755.

(编辑: 秦理曼)