

轴流压气机插板式进气畸变数值仿真

张兴发, 李 军, 宋国兴, 周游天, 谢 豪
(空军工程大学 航空工程学院 等离子体动力学重点实验室, 西安 710038)

摘 要: 以航空发动机稳定性评价体系中常用的插板实验为背景,分别进行低速、高亚声速、跨声速轴流压气机与插板畸变发生器的耦合数值仿真,研究插板畸变条件下压气机的流场特性以及不同类型压气机在插板畸变影响下的失速起始机制。研究发现:转子进口截面的周向流动是影响低速压气机稳定边界的主要因素;插板角涡对转子叶顶泄漏涡的扰动是影响高亚声速压气机稳定边界的重要原因;畸变气流影响下的叶片通道内激波强度和位置的变化是影响跨声速压气机稳定边界的关键因素。

关 键 词: 轴流压气机; 进气畸变; 插板式畸变发生器; 进气攻角; 插板角涡

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Numerical simulation on flat baffle inlet distortion of axial compressor

ZHANG Xingfa, LI Jun, SONG Guoxing, ZHOU Youtian, XIE Hao
(Science and Technology on Plasma Dynamics Laboratory,
Aeronautics Engineering College,
Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: The coupling numerical simulation of the low-speed, high-subsonic, transonic axial compressor with the flat-baffle-type distortion generator was carried out respectively. The flow field characteristics of compressor under the flat-baffle-type distortion condition and the stall boundary of the different types of compressors were analyzed. It was found that the circumferential flow in the inlet plane of the low-speed compressor, the influence of the flat baffle angular vortex on the high subsonic compressor tip leakage's flow path, and the change of passage shock wave's intensity and location in the transonic compressor rotor passage were important factors of distortion flow to the stability boundary of different types of compressor respectively.

Key words: axial compressor; inlet distortion; flat-baffle-type distortion generator; inlet attack angular; flat baffle angular vortex

针对压气机进气畸变的研究最早来源于工程实际。在喷气式航空发动机发展的早期,设计人员往往更加注重发动机的性能指标而对其稳定性指标以及进气道/发动机的匹配工作问题认识不

足,这导致在实际应用中出现了许多进发相容性问题。例如美国在 20 世纪 60 年代新研制的 F-111 战机因为与其配装的 TF30 发动机出现了严重的进发匹配问题,导致其越南战场上被迫停飞,

最终提前退役。自此,欧、美、苏等国在航空发动机稳定性设计以及稳定性评价指标与体系开始进行广泛而深入的研究。

20世纪70年代,美国研究人员设计了各种类型的畸变发生器,并安装在现役航空发动机地面试车台的进气流道内,用以模拟不同分布类型(周向畸变、径向畸变、组合畸变)、不同畸变程度的总压畸变^[1-2]。在经过大量航空发动机畸变实验之后总结颁布了关于发动机进气进口总压畸变的评定体系标准 ARP-1419、ARP-1420。发动机整机实验成本高、实验周期长且测试手段有限,难以广泛开展。因为压气机是发动机与前方来流直接作用的核心气动部件,畸变进气流场对发动机特性的影响主要表现在对压气机工作状态的影响之上^[3-4]。基于这些考虑,国外研究机构在后期机理性研究中多基于地面压气机实验台进行。1994年,ASME给出了跨声速转子 Rotor 37 的畸变实验数据,用于校核计算程序。

我国的早期的航空的发动机多引进和仿制苏/俄制发动机,基于俄罗斯的技术标准和经验,我国系统性的建立了基于进气畸变的航空发动机稳定性评价体系。其中空军工程大学开展了大量军用发动机的畸变评定实验,积累了丰富的实验数据和实验经验。先后开展了涡喷/涡扇发动机畸变实验以及测试技术的研究^[5-7],插板畸变的流场特性规律、生成机制以及畸变流场作用下进发匹配的问题^[8-11]作了深入研究。另外,北京航空航天大学李茂义、蒋华兵等^[12-13]在低速轴流压气机实验台上也开展了畸变实验的 PIV (particle image velocimetry) 测量。张环^[14]在低速大尺寸双级轴流压气机实验台上开展了旋转总压畸变实验,发现在进气通道内畸变网在顺转子转向旋转和逆转子转向旋转时对压气机的工作特性影响不同。顺转向时,压气机的失速点流量系数以及失速点的压升系数与均匀进气条件差异较小;逆转向时,当畸变网的转速为 40%~60% 转子转速时,畸变网后的低压区诱导转子提前出现失速,同时压升能力急剧下降。另外,该型压气机的失速先兆波为模态波型,旋转畸变进气条件未改变这一特性。屠宝锋等^[15-16]针对畸变进气对径向对失速特性的影响进行了相关实验研究,发现径向畸变会直接影响流场参数的径向分布,转子叶尖部位的径向畸变会使稳定性边界右移,失速提前;转子叶根部位的径向畸变会在一定程度上使稳定性边界左移,推迟失速。童志庭等^[17]也对不同进口

畸变条件下的近失速状态非定常特性进行了实验研究,通过进行动态测量,发现在畸变进气条件的影响下失速初始扰动波的尺度相对较大。

本文是在进气通道内设置一个阻流高度可调的插板扰流器,来流受到插板的阻滞作用后,插板下游流场会产生特定的畸变流场结构。通过研究插板式畸变流场对发动机特性的影响进而可以对发动机进行稳定性评价。在插板畸变实验技术标准中,插板距 AIP (aerodynamic interface plane) 截面的距离设定为三倍进气通道管径。如图 1 所示,通过在流道中布置“米”字耙或“水”字耙对总压、静压等流场参数进行稳态以及动态测量。这种实验评定方法简洁高效,具有较强的工程适用性以及通用性。

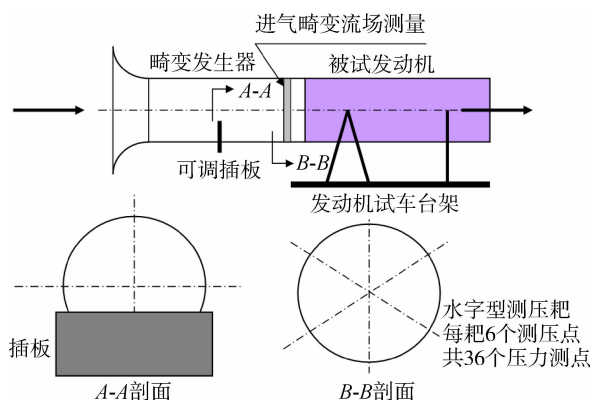


图1 发动机插板式进气畸变实验系统

Fig. 1 Scheme of aero-engine flat-plate-type distortion experiment system

1 低速轴流压气机插板式进气畸变的研究

1.1 实验方案及流场分析

实验采用空军工程大学等离子重点实验室低速轴流压气机。实验台的气动及几何参数见表1。

1.1.1 参数测量方案

实验中测量的气流参数包括进气流量、进出口截面气流速度和总压、出口壁面静压等。图2是低速轴流压气机的插板式畸变实验系统,标示出了各截面的位置。各截面的测量方法为:

1) 1截面周向布置八个壁面静压测量孔,用于测量实验流量。

2) 2~4截面布置压力五孔探针,分别用于测量转子进口截面、转子出口截面和静子出口截面的流场。

表 1 低速轴流压气机设计性能及几何参数

Table 1 Design performance and geometric parameters of low-speed axial compressor

参数	数值
设计流量/(kg/s)	6.5
设计转速/(r/min)	3 000
总压比	1.025
叶片数目	45
弦长/mm	53.6
叶顶稠度	1.28
平均半径安装角/(°)	60
展弦比	1.866

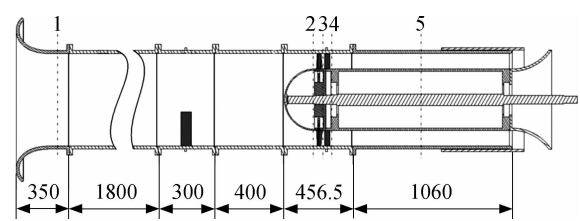


图 2 实验系统结构(单位:mm)

Fig. 2 Scheme of experiment system (unit:mm)

3) 5 截面周向布置八个壁面静压测量孔,用于测量压气机的平均静压升。

1. 1. 2 实验方案

由于畸变流场同压气机之间存在着强烈的耦合作用,即畸变流场影响着压气机的增压能力和稳定性,同时压气机的抽吸作用对前方畸变流场也有一定的影响。因此本章分别进行孤立转子和单级压气机的插板进气畸变实验。进而分析插板畸变同压气机之间的相互作用。

在实验前将插板设置在压气机转子前(图 3),利用压力五孔探针采集转子进口截面(图 2 中 2 截面)、转子出口截面(图 2 中 3 截面)和静子出口截面(图 2 中 4 截面)的流场。2 截面距转子叶根前缘 10mm,3 截面距离转子叶根后缘 5mm,为避免静叶尾迹对测量截面的影响,4 截面距离静子后缘 60mm。每个截面布置有 24×19 个测点(如图 4),周向 24 个(相互间隔 15°),径向 19 个(相互间隔 5%叶高)。用步进电机控制两个五孔压力探针分别测量两个不同截面的流场。不同截面探针之间周向间隔 120°,以消除上游五孔探针对下流探针的影响。本文的周向角度定义见图 3,顺时针为正,0°定义为插板正上方。本节实验

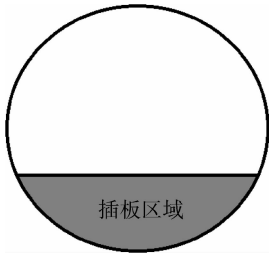


图 3 插板位置示意图

Fig. 3 Diagram of insert board position

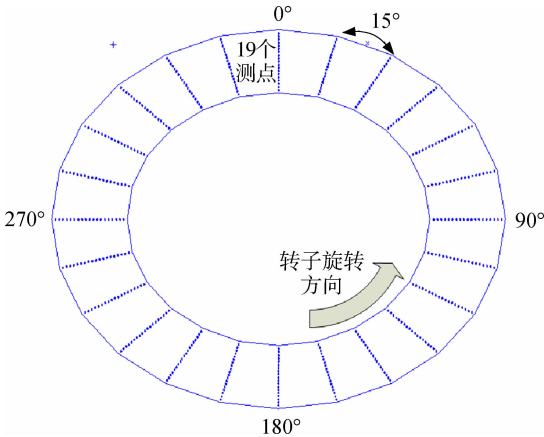


图 4 测点布置示意图

Fig. 4 Diagram of measurement point layout

的全部实验数据,请参考文献[18]。

1. 1. 3 低速压气机实验流场分析

1) 插板对于压气机前部流场的影响

在以前的进气畸变分析方法和理论中,都是先假设压气机进口界面静压分布均匀,从而通过总压分布得到相应的轴向速度的分布。再根据压升特性曲线得到不同区域的工作点。在本文中由于进口界面处的静压分布不均匀。所以在进口截面处存在着一定的轴向和径向速度分布,使得有从高压区向低压区流动的周向速度。这就导致压气机进口周向角度分布不均匀,压气机进口截面存在不同的周向角度,从而使得压气机各区域进气攻角不同。我们知道,进气攻角对压气机性能和稳定性都有着显著的影响。

2) 插板引起的进气攻角变化对于压气机性能的影响

由于进口静压存在分布,所以如图 5 所示,进口就存在一定的从高压区流向低压区的周向速度。在区域Ⅰ中压气机旋转方向与气流流向方向相反的区域会形成正攻角,负载大,从而抽吸能力强,速度大(图 6),压力低;在区域Ⅱ中压气机旋转方向与气流流向方向相同的区域会形成负攻

角,负载小,从而抽吸能力差,速度低(图 6),压力高。从而,在整个压气机中,区域 I 中压气机负荷最大,流动分离也最容易发生在区域 I 中。

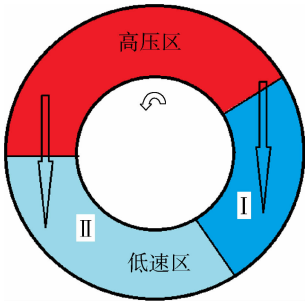


图 5 插板进气畸变压气机进口截面示意图
Fig. 5 Inlet section flat baffle inlet distortion of axial compressor

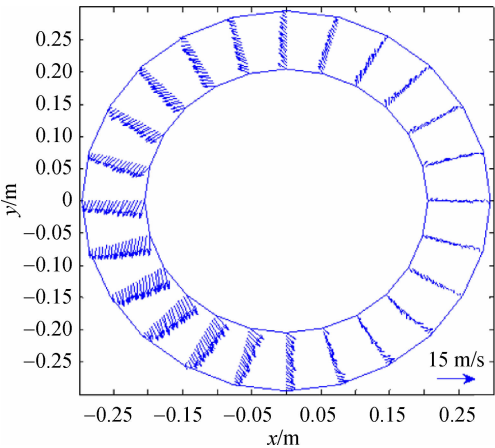


图 6 进口截面速度矢量图
Fig. 6 Velocity vector of inlet section

3) 畸变在转子后的情况

转子进口的低总压区时,因为低压区流速相对较低,压气机会对气体做更多的功。所以在经过转子以后,低压区压力升高变成高总压区(图 7)。在经过转子以后,低压区气流会有较大的周向速度(图 8)。相对于静子来说就是较大的进气攻角。所以当大攻角的气流流过静子时会有较大的总压损失,气流又会回到低总压区。但是由于压气机对于低压区的加工量因为功率因子大要大于高压区,所以相较于低总压区在经过转子之前,低总压区的压力升高。即畸变在经过压气机增压之后,总压畸变程度会降低。

1.2 仿真模型的构建与分析

插板式进气畸变实验与旋流畸变实验的主要区别为将旋流畸变发生器替换为可调式插板扰流

器(图 9)。该插板扰流器由法兰环与进气管道相连,并在在连接处装有密封胶圈,法兰环可进行周向转动;矩形扰流板与法兰通过螺栓连接,通过调节螺栓安装位置可以改变插板高度。

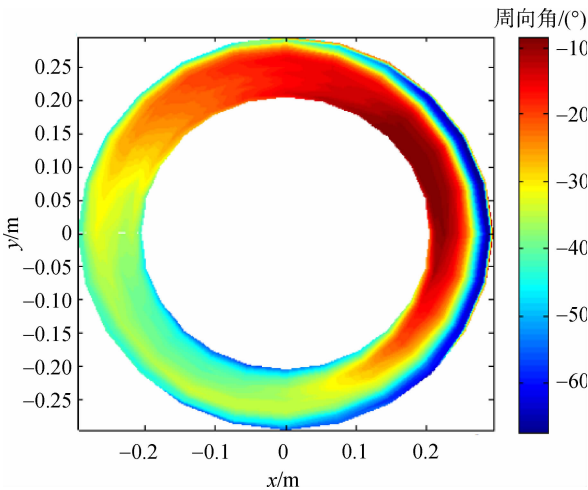


图 7 转子出口周向角度云图
Fig. 7 Circumferential angle contour of rotor outlet section

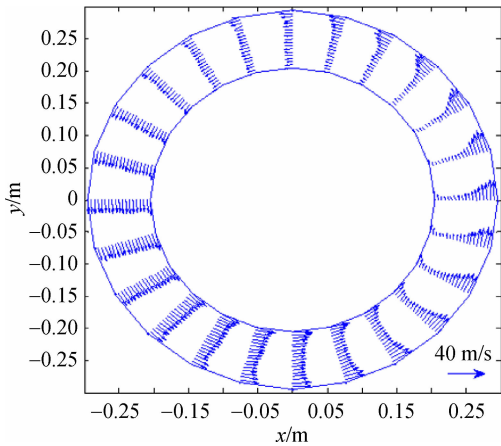


图 8 转子出口截面速度矢量图
Fig. 8 Velocity vector ofoutlet section



图 9 可调式插板扰流器
Fig. 9 Picture of adjustable flat-baffle-type distortion generator

1.2.1 仿真模型的构建

图 10 为低速轴流压气机与插板式畸变发生器耦合仿真模型,计算网格采用分区段网格生成技术,将插板畸变发生器的网格与压气机转子网格分别进行划分。因为低速轴流压气机速压气机流速相对较低,流道中没有激波结构,计算中容易收敛,比较不同的湍流模型的计算结果可以发现 SST(shear stress transport)湍流模型精度最高。

在现有计算资源以及所采用的网格数量的基础上,对于计算耗时进行了估计,如表 2 所示。

表 2 计算资源以及计算耗时	
Table 2 Computing resources and computing time	
参数	数值
网格数目/ 10^7	1.2
CPU	$4\times$ Intel Xeon E5-2682 V2
进程数	$40(4\times 10)$
内存/GB	192
计算时长/h	3 700

1.2.2 仿真结果的验证与分析

通过仿真与实验结果进行对比校核(图 11~图 13)可以发现,低速轴流压气机与插板式畸变发生器的耦合仿真计算结果与实验测量值较为吻合,说明本文采用的插板式畸变发生器与压气机耦合仿真模型计算精度能满足工程应用的研究需求。与实验测量相比,数值仿真能够更为方便地得到流场中各个位置的各种流场参数,便于提取出更为丰富的流场信息。

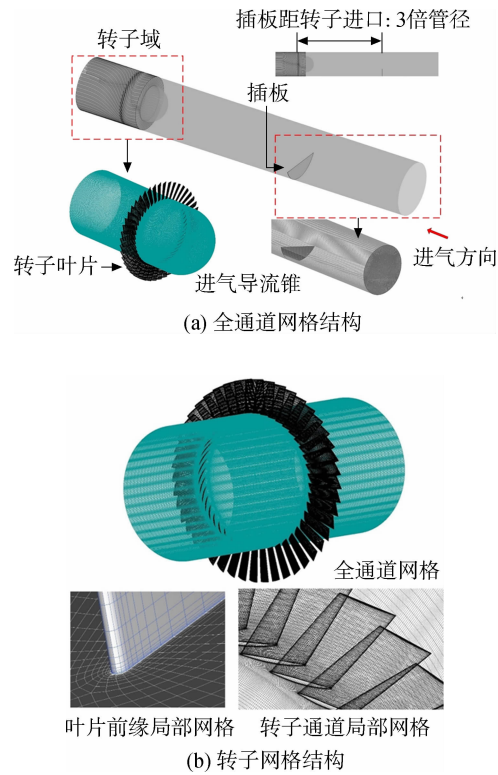


图 10 低速压气机转子插板畸变耦合仿真模型
Fig. 10 Computational domain of flat-plate-type distortion generator compound with low-speed compressor rotor

计算的边界条件进口给定总温、总压,壁面条件使用绝热无滑移壁面。出口使用节流阀模型,通过调节节流系数控制出口反压,进而调节压气机工况点。

为验证网格无依赖性,在数值仿真研究中首先构建了不同密度的计算网格,网格数量分别为 800 万、1200 万、1600 万。通过比较发现,在相同的边界条件以及工况下,三种网格计算结果的宏观参数,例如质量流量、出口静压、压比等较为接近,满足网格无依赖性的要求。为对细节流场进行准确捕捉,综合考虑实验室计算资源条件,选用计算模型的网格数为 1200 万。

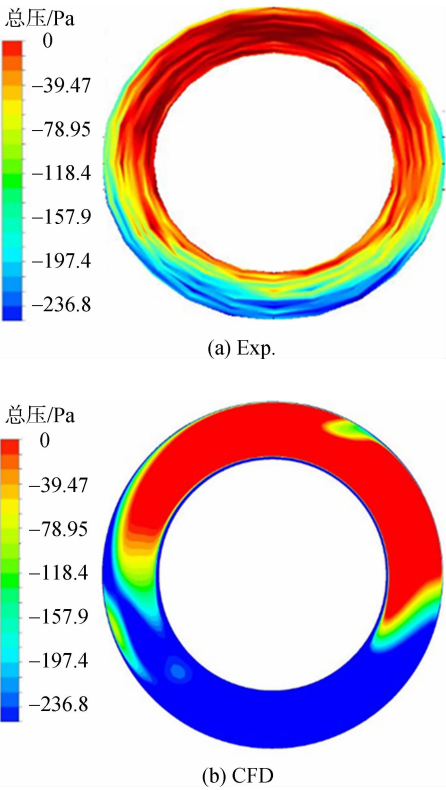


图 11 进口总压云图
Fig. 11 Total pressure contour of inlet section

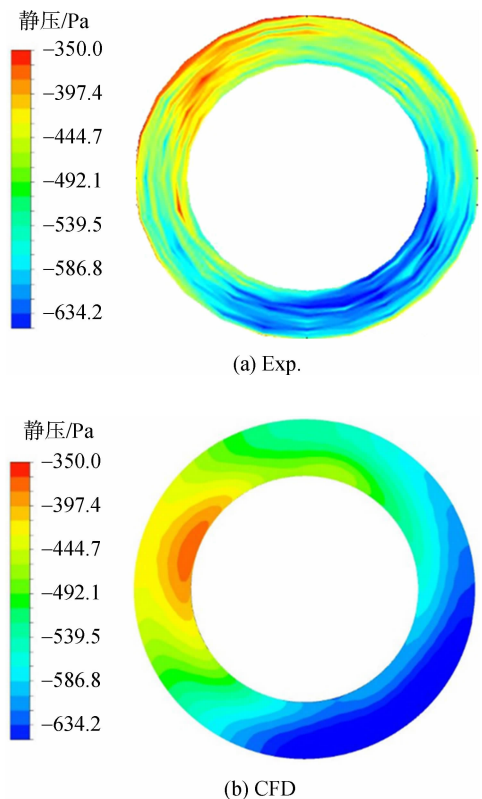


图 12 进口静压云图

Fig. 12 Static pressure contour of inlet section

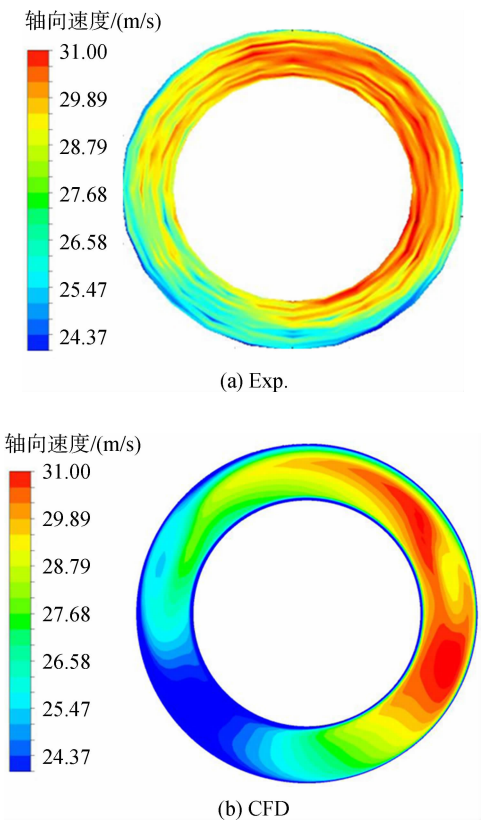


图 13 进口轴向速度云图

Fig. 13 Axial velocity contour of inlet section

由图 11 可知,插板后的畸变影响区内存在明显的低总压区、低速区,说明插板后流动损失较大;在插板后两倍管径的距离之内的流道中,总压、静压、轴向速度等参数呈明显的左右对称分布;随着畸变来流接近压气机转子,气流的径向掺混效应加强,流场中高损失区与低损失区的界限逐渐模糊,在转子进口处,受转子旋转对流场的扰动影响,流场的左右对称分布逐渐失衡。进口处气流低总压区逆转动方向发生周向偏移,而低静压区则顺转子转向发生周向偏移。

在低速轴流压气机的仿真计算中可以发现压气机进口截面静压分布并不均匀(图 12)。压气机进口截面的静压梯度会导致进气流场存在着一定的周向和径向速度分布,即气流存在着由高压区流向低压区的局部流动,导致压气机进口周向速度分布并不均匀(图 13)。由于压气机进口截面气流存在不同的周向角度,必然会导致压气机各区域进气攻角的不同。进气攻角对压气机性能和稳定性都有着显著的影响。因此,可以认为插板进气畸变引发的压气机进气攻角在局部通道内的变化是影响该低速轴流压气机稳定性的重要因素。

2 高亚声速轴流压气机插板式进气畸变的仿真

2.1 仿真模型的构建

高速压气机中畸变流场与转子的耦合作用比低速压气机更为明显。国外学者在压气机畸变实验中发现,压气机进口截面处的畸变程度与上游流道相比存在一定程度的弱化现象。与本实验室进行合作的某研究所在某型发动机插板式进气畸变实验中同样发现,独立的插板畸变发生器在风洞实验中的流场参数测量值与后接发动机时的实验测量值存在较大差异。后接发动机时测得的 AIP 截面流场畸变程度明显弱于风洞实验。为研究畸变流场与压气机之间的耦合作用,分别设计了高亚声速压气机插板式畸变发生器耦合仿真模型以及单独插板畸变发生器的仿真模型。

本文中采用的是西北工业大学高亚声速轴流压气机,其设计性能及几何参数如表 3 所示。

图 14 为单独插板畸变发生器仿真模型,其中插板高度为 30%管径,插板位置距进口导流锥测量截面(图中米字耙的位置)3 倍管径。进口导流锥后设计了较长的出口延伸段,延伸段的长度为

表 3 高亚声速轴流压气机设计性能及几何参数

Table 3 Design performance and geometric parameters of high velocity axial compressor

参数	数值
设计流量/(kg/s)	5.6
设计转速/(r/min)	15 200
总压比	1.249
等熵效率	0.905
叶片数目	30
转子顶部直径/mm	298
轮毂比	0.61
顶部间隙/mm	0.3
叶尖相对马赫数	0.78
稠度(叶中/叶顶)	1.165/0.96
平均半径安装角/(°)	60
平均展弦比	1.94

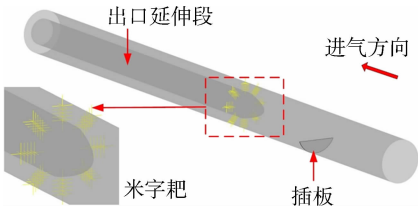


图 14 插板畸变发生器仿真模型

Fig. 14 Computational domain of flat-plate-type distortion generator

8 倍管径。计算中边界条件的设置为进口给定总压、总温,出口给定流量,通过控制出口流量调节工况。为保证单独插板畸变发生器的与后接压气机的插板畸变发生器具有相同的工作状态,两者在仿真中计算域的出口流量设置相同。

图 15 为高亚声速压气机转子插板畸变耦合仿真模型。采用 SST 湍流模型,精度较高,容易收敛,网格总体数量为 900 万。在满足准确性要求的前提下,较低的网格密度对计算资源的需求相对较低,可缩短非定常仿真的计算周期。

2.2 仿真结果分析

针对该高亚声速压气机转子插板畸变耦合仿真模型进行了定常与非定常计算。非定常计算精度更高,但由于非定常计算对计算资源占用量大、计算周期长,因而本节重点选取了从大流量工况到失速边界 5 个工况点进行了非定常计算,用以进行定量分析;定常计算对计算资源需求相对较

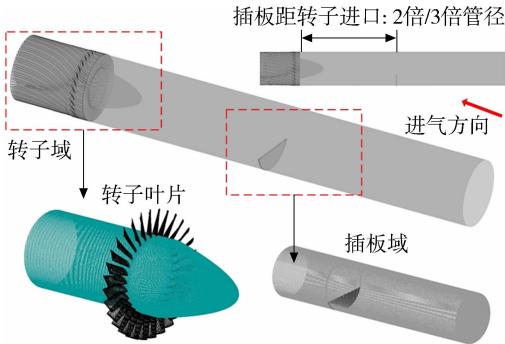


图 15 高亚声速压气机转子插板畸变耦合仿真模型

Fig. 15 Computational domain of flat-plate-type distortion generator compound with high-subsonic compressor rotor

小,在工程问题研究中的应用较为广泛,适用于定性分析流场的结构特征。本文在大流量工况点的计算中多采用定常计算。

首先,在定常计算中从大流量工况开始进行计算,待某一工况计算收敛后,以此计算结果为初场,调节节流系数控制工况点沿等转速线逐渐向稳定性边界逼近,计算下 1 个工况点。计算中发现,在大流量状态下由收敛曲线可以看出迭代过程中的残差值较小,均方根残差下降至 $10^{-6} \sim 10^{-7}$ 量级,监测的宏观参数例如出口流量、静压以及压比等波动较小;在近失速状态下,残差值增大至 $10^{-4} \sim 10^{-5}$ 量级,同时上述宏观参数出现较大幅度的正弦型周期性波动。处理计算结果可知,在近失速状态下,转子叶片尾缘已出现部分程度的流动分离,随着节流程度的加深,分离区尺度愈加扩大,正是由于出现了这种较强的流动分离现象,导致转子通道的内部非定常性比大流量状态更强,从而引起残差值增大以及计算中实时检测的流场参数出现较大尺度波动。为更加精确地获取插板畸变进气条件下转子失速前后的流场信息,本节针对高亚声速压气机的仿真计算在大流量状态时为定常计算,在近失速状态改为非定常,并以定常计算的最后 1 个工况点的计算结果为初场代入非定常计算。非定常计算中转子叶片每转过 1 个叶栅通道设 10 个物理时间步,每 1 个物理时间步分 30 个虚拟时间步。计算中监测残差曲线、出口宏观参数、机匣测点处的壁面静压以及所示测耙上测量点的静压、总压、轴向速度等参数。非定常计算中,在失速之前的工况中待非定常计算收敛后,壁面静压呈周期性波动。

图 16、图 17 分别为非定常计算监测点静压和总压变化曲线。图线横坐标为迭代的物理时间

步,纵坐标分别为静压值与绝对坐标系下的总压值。由图中可以看出在这一径向位置处存在着较强的总压畸变。近轮毂处(进气通道中心)的两个总压相对值为 0,说明此处总压损失较小,当监测点逐渐靠近机匣处时总压值逐渐减小,最靠近机匣处的监测点相对总压为-2 500 Pa。监测点测得的相对静压值从近轮毂处到近机匣处逐渐减小,但高压区与低压区的静压极差值为400 Pa,说明在进气截面径向上静压存在较强的不均匀性,即存在静压畸变。静压畸变的畸变强度弱于总压畸变,但足以在进气截面处形成周向侧流,改变部分转子通道的进气攻角以及进气速度,从而引起压气机工作状态的周向不均匀性。

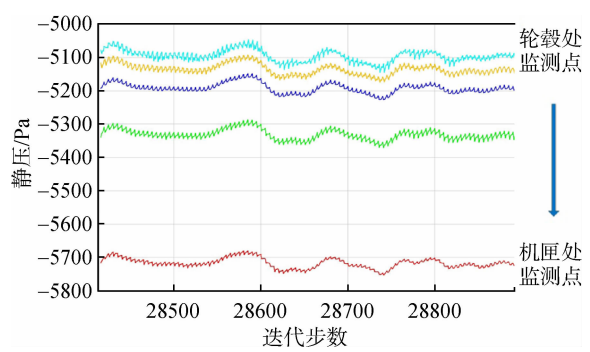


图 16 转子进口截面测耙监测点静压
Fig. 16 Static pressure at rotor inlet section monitor rake

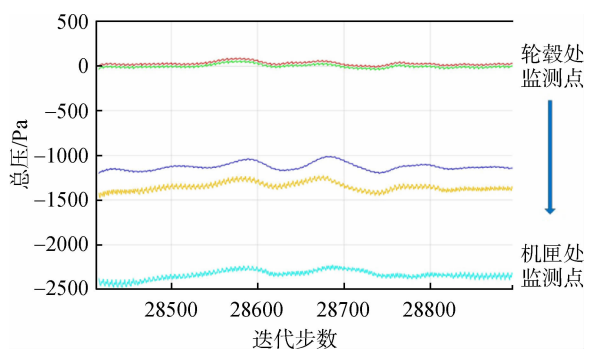


图 17 转子进口截面测耙监测点总压
Fig. 17 Total pressure at rotor inlet section monitor rake

由测点静压与总压的监测曲线上可以看出,非定常计算收敛之后,监测点的测量值存在着近似呈周期性的高频小幅值波动以及尺度较大的低频脉动现象。出现小波动的原因是受叶片通过频率的影响,而低频脉动则反映了插板后流场的非定常波动现象。由于计算软件的差分格式阶数较低,在数值求解过程中存在较多的平均化处理,对

于流场中的非定常波动现象的仿真精度不足,这也是插板式畸变耦合仿真的主要误差来源之一。

图 18 为高亚声速压气机插板后涡结构的分布图。由图中可以看出,插板后存在两种较为明显的涡结构,即本文定义的插板边缘涡与插板角涡。插板边缘涡位于插板上沿,沿流向向下游分布。这一涡结构的形成机理如下所述:插板对方来流形成了强烈的阻滞作用,插板上游未受阻滞的气流流经插板出口边缘时存在下洗效应,下洗气流与主流构成一定夹角,两部分气流相互作用,进而在插板边缘处形成一系列涡结构。插板角涡起始于插板与进气通道管壁的交界处,分析插板正前方气流的流动路线可知,插板前方近机匣壁面处气流周向速度较大而靠近流道中心处气流周向速度较小,这一流速的差异导致插板角区形成了静压梯度,进而给当地气流施加了周向运动的驱动力,插板角区局部小尺度的周向流动与主流流动相互作用,形成了插板角涡。根据涡量守恒的原理,在左右对称分布的两插板角涡下部同时也会存在反向的两个涡(图 18),下侧的插板角涡(插板角涡次涡)在形成后容易在向下游发展的过程中耗散消失;而上侧的两个涡(插板角涡主涡)能够一直沿气流流动方向向流场下游延伸(图 19),并直接影响到压气机转子叶片的工作状态。

图 20 分别显示了同一流量(4.5 kg/s)下单独插板畸变发生器的仿真计算以及插板畸变发生器后接压气机的仿真计算中插板后方的流场形态。

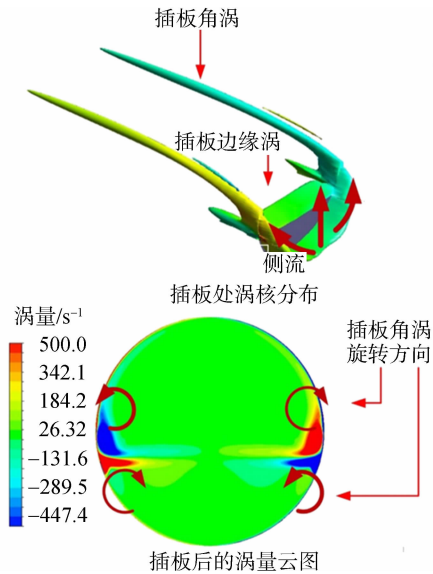


图 18 插板后流场涡结构分布
Fig. 18 Vortex structure of the flow field behind the flat baffle

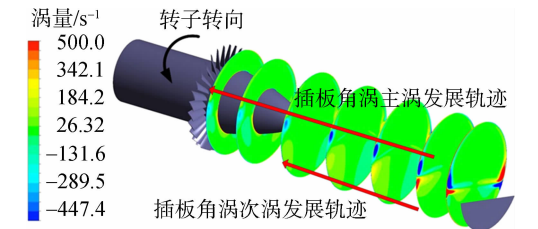


图 19 插板后方沿流向各截面涡量分布变化
Fig. 19 Variation of vorticity distribution in each section along the flow direction behind the flat baffle

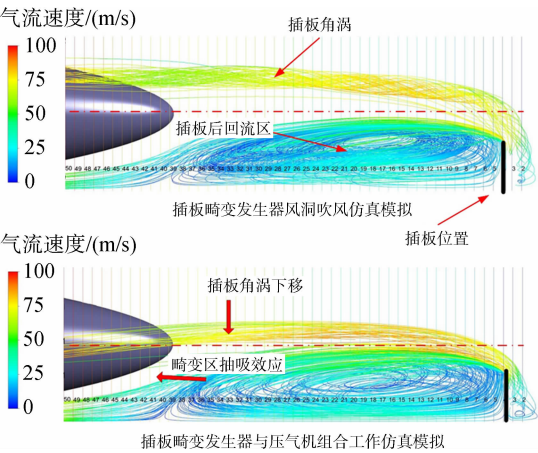


图 20 畸变发生器后方流场的分布对比
Fig. 20 Comparison of the distribution of flow field behind the distortion generator

由图可知,当插板畸变发生器后接压气机时,插板后方回流区轴向分布有所缩减,插板角涡下移。这种现象的产生的原因如下所述:沿中轴线将进气流道对称分为上下两部分,上侧为未受插板阻流作用影响的非畸变区,下侧为受插板影响的畸变区。受流动损失的影响,畸变区总压、静压以及轴向速度均小于非畸变区。畸变区与非畸变区气流经过压气机的增压作用之后,在转子出口流场能够达到相同的静压值,因而转子对畸变区气流的增压作用比较强,此区域内转子负荷较高,转子对前方来流的抽吸作用较强,这种抽吸作用的直接效果是给回流区内低能流体注入能量,使这部分流体沿轴向加速,吸入压气机转子流场(图 20);另外,这种抽吸作用会使流道上侧非畸变区的高能流体沿径向和周向向下侧畸变区流动(图 21)。综合这两种流动现象的影响效果,压气机进口处畸变区与非畸变区相互掺混,降低了整体的畸变程度,畸变发生器的出口流场与压气机的进口流场存在强烈的耦合作用。

上述插板涡结构会对压气机转子的工作状

态,尤其是对压气机失速的起始与发展过程产生明显影响。如图 22、图 23 所示,观察插板至转子之间的进气通道内不同截面上的涡量图可以发现,上侧的插板角涡(插板角涡主涡)可以一直延续到转子叶片进气位置处,此角涡左右对称,涡矢量方向相反。在叶片处涡的影响范围为 4~5 个转子叶片。以图 22 为例,左侧的插板角涡作用效果使得转子叶片叶尖处攻角相对增大而叶根处攻角相对减小;而右侧插板角涡与左侧角涡旋向相反,即在叶尖处攻角减小而叶根处攻角增大。该型压气机为叶尖敏感型,叶尖处的分离流动极易

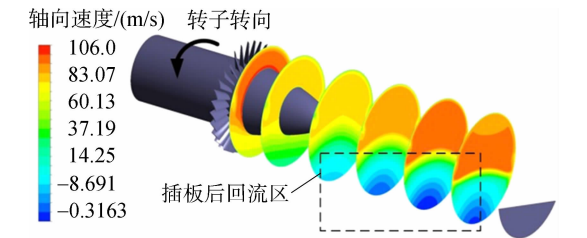


图 21 沿流向截面轴向速度分布
Fig. 21 Axial velocity distribution of downstream sections

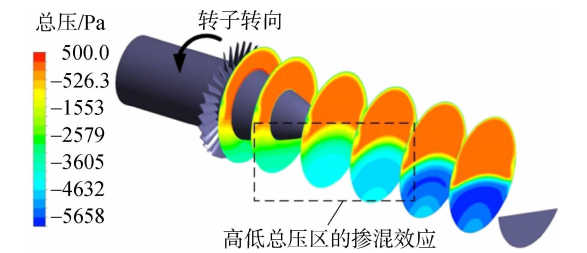


图 22 沿流向截面总压分布
Fig. 22 Total pressure distribution of the downstream section

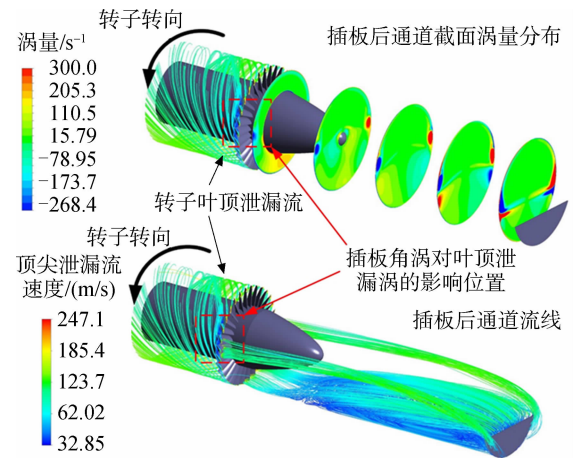


图 23 插板后叶片通道的涡量及流线分布
Fig. 23 Vorticity and streamline distribution of blade passages behind the flat baffle

发展成为失速扰动,使得压气机局部流动失稳进而引发整台压气机进入旋转失速。

图 24 为非定常计算转子失速起始过程中左侧插板角涡对转子叶顶泄漏流的影响。由 T_1 时刻至 T_2 时刻,控制节流系数使得工况点逐渐逼近失速边界, T_1 时刻 转子未失速,受插板角涡的影响,4 个叶片通道的尾缘处气流发生不同程度的分离; T_2 时刻转子已节流至失速临界工况,转子出口反压较大,流动处于临界失稳状态,插板角涡的扰动作用加剧了叶尖部位吸力面的分离流动,使得部分转子叶片的叶顶泄漏流在前缘出现溢流,在尾缘处出现回流,符合突尖型失速的判定标准。转子即将进入旋转失速状态。

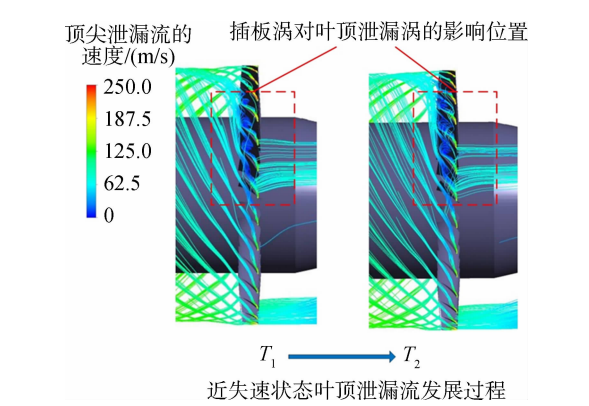


图 24 插板角涡对转子进气状态的影响

Fig. 24 The influence of flat baffle angular vortex to the rotor

压气机基元的极限负荷与吸力面边界层分离存在直接关系。扩散因子是压气机设计中的一个重要概念,也是基元许用设计负荷的重要判定准则。为研究畸变进气条件对转子负荷的影响,在非定常计算中分别截取了在 20%、50%、80% 叶高的截面,用以计算局部扩散因子 D_{loc} 。如图 25 所示, $ABCD$ 为一叶片通道的截面。 AB 为叶片通道进气边, CD 为叶片通道出气边。 AD 为动叶吸力面边线。

局部扩散因子的计算公式为

$$D_{loc} = \frac{V_{dl,max} - \overline{V_{dout}}}{V_{dl,max}} \tag{1}$$

其中 $V_{dl,max} - \overline{V_{dout}}$ 表示来流流经这一截面后的速度下降的最大值,反映这一截面上逆压梯度的大小。 $V_{dl,max}$ 表示吸力面表面最大速度, $\overline{V_{dout}}$ 表示叶栅出口平均速度。

选取大流量状态下的工况点研究畸变进气条件下的转子负荷状态(图 26)。其中 S_1 区为高总

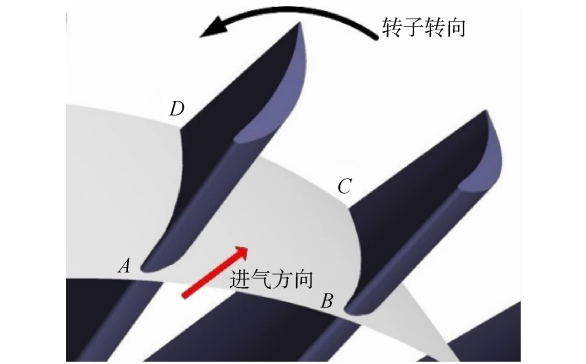


图 25 局部扩散因子 D_{loc} 的计算截面
Fig. 25 Calculation section of the parameter D_{loc}

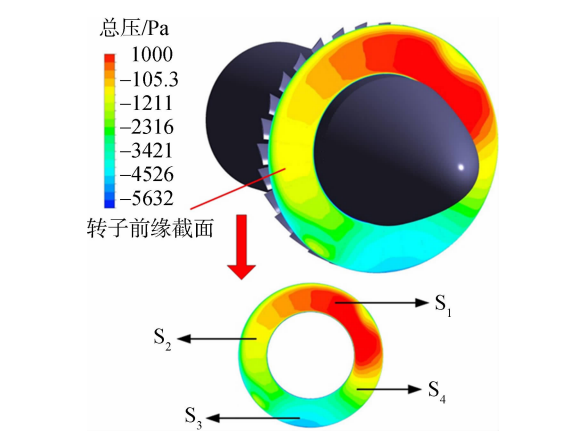


图 26 转子进口截面负荷分析
Fig. 26 Rotor blade loading situation

压区, S_2 区为高总压区到低总压区的过渡区, S_3 区为低总压区, S_4 区为低总压区到高总压区的过渡区。

局部扩散因子数值越大,说明叶片负荷越大。从表 4 中可以看出,在 S_4 区即低总压区到高总压区的过渡区域叶片负荷最大,在 S_2 区域即高总压区到低总压区的过渡区域叶片负荷最小;在周向不同位置处,从叶根到叶尖转子负荷均呈递增趋势。当叶片转过 S_2 区域时,流量系数减小,工作点沿等转速线向左上方移动,同时进气轴向速度变小,而周向速度不变,相当于进气状态为负预旋,叶片加功量增大,压升系数增大,工作点位于特性线上方;与之相反的是,当叶片转过 S_4 区域

表 4 局部扩散因子 D_{loc}
Table 4 Local diffusion factor

区域位置	S_1	S_2	S_3	S_4
20% 叶高	0.3412	0.2415	0.2113	0.3145
50% 叶高	0.3825	0.2813	0.3712	0.4015
80% 叶高	0.4425	0.3678	0.4197	0.4794

时,流量系数增大,工作点沿等转速线向右下方移动,进气轴向速度变大,周向速度不变,相当于进气正预旋,叶片加功量减小,压升系数减小,工作点位于特性线下方。

3 跨声速轴流压气机插板式进气畸变的仿真研究

3.1 仿真模型的构建

参照前文所述低速以及高亚声速轴流压气机与插板式畸变发生器的全环耦合仿真模拟方法,建立了 Rotor 37 跨声速转子与插板式畸变发生器的耦合仿真模型。其中插板高度为 30%管径,插板轴向位置距压气机进口截面 3 倍管径。进口条件为给定的总压、总温,壁面设为绝热无滑移壁面,出口条件采用节流阀模型。

本文采用的 Rotor 37 跨声速转子,其气动设计性能及几何参数如表 5 所示。

表 5 NASA Rotor 37 跨声速转子气动设计性能及几何参数
Table 5 Aerodynamic design performance and geometric parameters of transonic rotor NASA Rotor 37

参数	数值
设计流量/(kg/s)	20.19
设计转速/(r/min)	17188
总压比	2.106
等熵效率	0.899
叶片数目	36
转子顶部直径/mm	298
进口轮毂比	0.7
叶顶间隙/mm	0.35
叶尖相对 Ma	1.48
叶顶稠度	1.288
平均展弦比	1.19

图 27 为跨声速压气机与插板式畸变发生器耦合仿真模型,跨声速轴流压气机单通道网格数为 40 万。跨声速压气机流动状态复杂,在满足计算精度的前提下本文选用相对简单的 $k-\epsilon$ 模型以保证计算的收敛性。网格质量的影响因素有网格正交性、长宽比、延展比等。由于转子叶顶间隙区域的流动状况是压气机失稳的一个重要的影响因素,为准确捕捉到叶顶区域的流场细节,在每一套网格拓扑结构设计中都对叶顶间隙进行了重点加密。

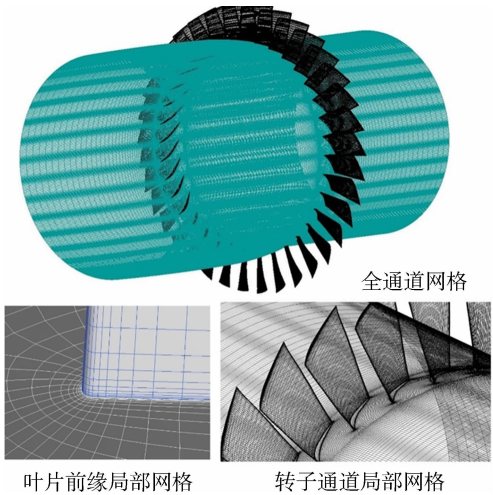


图 27 Rotor 37 跨声速转子网格结构
Fig. 27 Transonic rotor mesh structure of Rotor 37

3.2 仿真结果分析

在大流量工况下机匣壁面静压分布如图 28 所示。此时转子未失速,无明显的分离流动现象。随着转子的转动,叶片在旋转的过程中依次经过非畸变区-弱畸变区-深度畸变区并不断循环。在畸变影响区内,叶片通道出口反压增大,通道激波位置前移,壁面静压斜槽向来流方向偏转即叶顶泄漏流向前偏移。同时在畸变影响区不同位置处,细节流场结构也有所差异。由此可以说明,插板式畸变进气对跨声速压气机的激波系结构有显著影响,这与低速以及高亚声速压气机有显著区别。

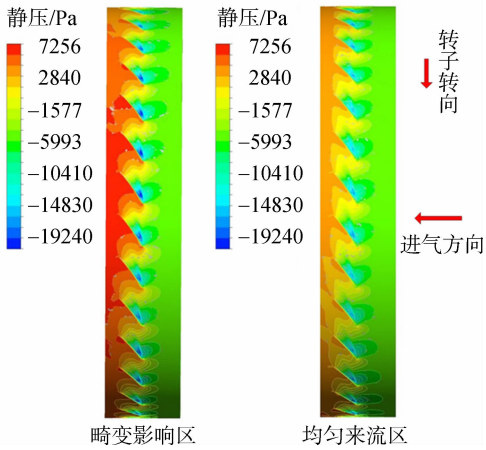


图 28 机匣壁面静压
Fig. 28 Casing pressure distribution above the rotor

图 29 为转子进口总压以及出口熵分布云图。由图 29(a)可知,跨声速压气机转子进口总压畸变区影响范围较大,低总压区的分布范围超 50% 的进气截面。图 29(b)低总压区经过转子通道的

作用后对应出口的高熵区,说明此处存在着较强的流动损失。转子出口截面熵分布在近叶尖处相对较大而在近叶根处相对较小,说明在叶尖处由于激波作用引起的流动损失较强。

图 30 为插板后沿流向各截面的总压分布,插板的流动损失区可分为几个不同区域。插板后区域流动损失最大,沿流向下游截面损失流动损失相对较小,畸变区与非畸变区的交界明显。在插板后方区域的流动损失区域分布呈左右对称,在靠近机匣壁面的两侧损失较大而靠近流道中心的位置损失相对较小。流动损失的这种分布特征可

由前文所述的插板角涡解释,在两侧的插板角涡影响区域内流动损失相对较大,由于左右两个角涡的位置和强度大小基本对称,因而损失区域也呈相同的对称分布。插板后的畸变影响区在沿流向发展过程中,高损失区与低损失区不断进行着周向掺混作用,高低损失区的界限逐渐模糊。

4 结 论

本文进行了插板式畸变发生器分别与低速轴流压气机、高亚声速压气机和跨声速轴流压气机耦合非定常全环仿真。研究了插板进气畸变对不同类型压气机性能和稳定性的影响,同时分析了不同类型压气机对上游畸变流场的影响规律,主要有以下结论:

- 1) 插板畸变发生器会导致低速轴流压气机进口静压分布不均,进而引起压气机进口截面周向与径向上的二次流动流动,使得叶片的进气攻角发生变化。
- 2) 在高亚声速压气机中,由于进气流速较高,插板与流道壁面交界处形成的流向角涡强度较大,这种流向涡是导致压气机失速点提前的主要原因之一。
- 3) 在跨声速压气机中,插板后方畸变区气流总压小,速度低,使得部分叶片通道内激波强度和位置的变化,导致转子叶片进气攻角周向严重不均,压气机易进入流动失稳状态。

参考文献:

[1] BOBBALA G A. Effect of steady-state pressure distortion on stall margin of a J85-21 turbine engine[R]. NASA-TM-79123,1979.

[2] GRABER E Jr. ,BRAITHWAITE W M. Summary of recent investigations of inlet flow distortion effect on engine stability[R]. AIAA Paper 74-236,1974.

[3] Society of Automotive Engineers. Inlet total-pressure distortion considerations for gas turbine engines[R]. Aerospace Information Report, AIR 1419,1998.

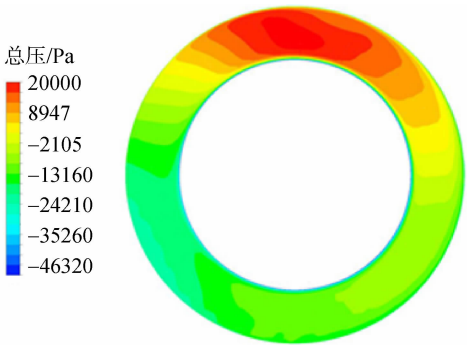
[4] REID C. The response of axial compressors to intake flow distortion[J]. ASME Paper 69-GT-29,1969.

[5] DUNHAM J. CFD validation for propulsion system components[R]. Advisory Group for Aeronautical Research and Development, AGARD-AR-355,1998.

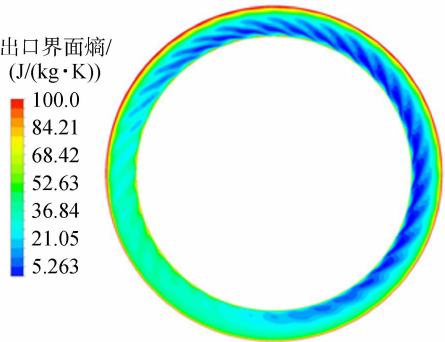
[6] 李军. 进气压力畸变对涡喷、涡扇发动机稳定性影响的试验研究[R]. 西安:空军工程大学报告,1999.

[7] 江勇,李军. 发动机进气畸变流场的测量系统分析[J]. 燃气涡轮试验与研究,2000,13(1):9-13.

JIANG Yong, LI Jun. Analysis of engine inter distortion flow field measurement[J]. Gas Turbine Experiment and



(a) 转子进口截面总压分布



(b) 转子出口截面熵分布

图 29 插板角涡对转子进出口截面的影响
Fig. 29 The influence of flat baffle angular vortex to the rotor inlet and outlet section

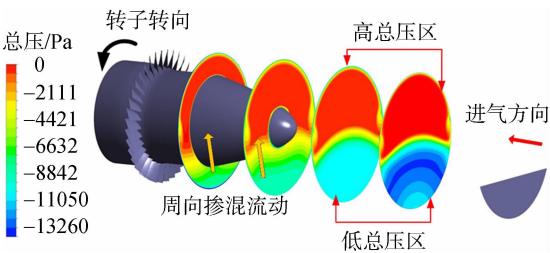


图 30 插板后沿流向总压分布

Fig. 30 Total pressure distribution along the flow behind the flat baffle

Research,2000,13(1):9-13. (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] 程邦勤,陶增元,李军. 某型涡扇发动机进气畸变压力脉动分析[J]. 航空动力学报,2003,18(1):65-69.
CHENG Bangqin,TAO Zengyuan,LI Jun. Pulsatile analysis of inlet pressure distortion in turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power,2003,18(1):65-69. (in Chinese)

[10] 江勇,张百灵,陈世国,等. 基于实验的发动机插板式进气畸变压力谐振分析[J]. 航空动力学报,2009,24(9):2057-2062.
JIANG Yong,ZHANG Bailing,CHEN Shiguo,et al. Test-based syntonc analysis of the aero-engine inserted-board inlet dynamic distortion pressure[J]. Journal of Aerospace Power,2009,24(9):2057-2062. (in Chinese)

[11] 江勇,陶增元,张发启,等. 某型飞机进气道与发动机地面匹配实验研究[J]. 航空动力学报,2003,18(4):554-557.
JIANG Yong,TAO Zengyuan,ZHANG Faqi,et al. Matching test of an aircraft inlet and engine on the ground[J]. Journal of Aerospace Power,2003,18(4):554-557. (in Chinese)

[12] 李茂义,陆亚钧,弓志强,等. 进口畸变条件下轴流压气机转子内流的 PIV 研究[J]. 航空动力学报,2006,21(3):461-466.
LI Maoyi,LU Yajun,GONG Zhiqiang,et al. PIV investigation of the internal flow in an axial flow compressor rotor under inlet distortion[J]. Journal of Aerospace Power,2006,21(3):461-466. (in Chinese)

[13] 蒋华兵,陆亚钧,袁巍,等. 进气畸变对低速轴流压气机失速特性的影响[J]. 航空动力学报,2008,23(2):355-360.
JIANG Huabing,LU Yajun,YUAN Wei,et al. Influence of inlet distortion on the stall character of a low speed axial compressor[J]. Journal of Aerospace Power,2008,23(2):355-360. (in Chinese)

[14] 张环. 旋转总压畸变对压气机稳定性影响的研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2009.
ZHANG Huan. Effect of rotational total pressure distortion on aerodynamic stability of compressor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)

[15] 屠宝锋,胡骏,王志强,等. 进气畸变下低速轴流压气机失速起始特性试验[J]. 推进技术,2010,31(4):428-437.
TU Baofeng,HU Jun,WANG Zhiqiang,et al. Satll Inception of low-speed axial-flow compressor with inlet distortion[J]. Journal of Propulsion Technology,2010,31(4):428-437. (in Chinese)

[16] 屠宝峰,胡骏. 径向进气总压畸变对压气机气动稳性的影响[J]. 推进技术,2012,33(2):167-173.
TU Baofeng,HU Jun. Effect of total pressure distortion on aerodynamic stability of compressor[J]. Journal of Propulsion Technology,2012,33(2):167-173. (in Chinese)

[17] 童志庭,张靖焯,李美林,等. 不同进口畸变下低速压气机近失速状态非定常特征[J]. 工程热物理学报,2006,27(1):51-53.
TONG Zhiting,ZHANG Jingxuan,LI Meilin,et al. Unsteady characteristics of low-speed compressor near stall under different inlet distortion[J]. Journal of Engineering Thermophysics,2006,27(1):51-53. (in Chinese)

[18] 李军,周游天. 航空发动机气动稳定性畸变指数关联研究报告[R]. 西安:空军工程大学报告,2015.

(编辑:李岩梅、张 雪)