

文章编号:1000-8055(2012)06-1297-06

离心压气机自循环预旋喷气机匣处理的设计和验证

康剑雄^{1,2}, 杜 强², 黄国平¹, 朱俊强², 温殿忠³

- (1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;
2. 中国科学院 工程热物理研究所 轻型动力重点实验室, 北京 100190;
3. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 采用一种预旋喷气机匣处理提高离心压气机特定转速范围内的稳定裕度. 通过引气加大离心叶轮进口基元级流量降低通道堵塞, 并借助回流预旋喷气改变前缘攻角抑制叶背分离是该机匣处理扩稳的主要机理. 基于这样的认识, 对机匣处理做了几何参数设计研究, 发现轴向搭接位置、搭接长度和开槽角度是影响机匣处理性能的 3 个主要参数. 通过几何参数的合理选取, 在尽量提高 80% 设计转速稳定裕度的同时兼顾 100% 设计转速的效率. 压气机部件性能试验验证了该设计方法的有效性, 并观测到在低转速时, 机匣处理可以同时提高稳定裕度和效率.

关 键 词: 机匣处理; 预旋喷气; 失速裕度; 效率; 离心压气机

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Investigation of self-recirculating casing treatment with preswirl blowing for centrifugal compressor

KANG Jian-xiong^{1,2}, DU Qiang², HUANG Guo-ping¹,
ZHU Jun-qiang², WEN Dian-zhong³

- (1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Key Laboratory of Light-duty Gas-turbine, Institute of Engineering Thermophysics,
Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
3. China Aviation Powerplant Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: Numerical and experimental investigations have been conducted on a self-recirculating casing treatment for a centrifugal compressor. Stall margin improved due to redirecting the low-momentum fluid to increase the mass flow in the impeller passage and decreasing the positive attack angle in the tip region with preswirl blowing. Based on the working mechanism, parametric studies were conducted to design the casing treatment geometry. It was found that the angle of the grooves, the position and the length of overlap were three key parameters for the “best casing configuration” in terms of larger stall margin improvement and smaller lowering of efficiency according to the given range of rotating speeds. The

收稿日期:2012-08-04

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120704.1152.201206.1297_014.html

基金项目: 基础科研项目(B1320110070)

作者简介: 康剑雄(1979—), 男, 湖南郴州人, 博士生, 主要从事推进系统内流流动控制研究.

effectiveness of this casing treatment was verified by the single stage centrifugal compressor experiments, and it was observed that the stall margin and efficiency can be improved simultaneously at lower rotating speed.

Key words: casing treatment; preswirl blowing; stall margin; efficiency; centrifugal compressor

压缩系统的防喘措施分为主动控制和被动控制两种. 主动控制技术用很小的能量控制不稳定扰动波抑制失速的发生, 但控制系统复杂, 对失速前兆要有精确的侦测和快速的响应. 目前, 在航空发动机实际工程应用中多采用被动控制技术, 如中间级放气、可调静叶、机匣处理等. 在众多被动控制中, 机匣处理有突出的一些特点: ①结构简单. 机匣处理无需控制和作动机构, 不会对压气机的原有结构造成大的改动, 占用的空间也很小. ②流量特性固定. 中间级放气完全是对喘振边界采取一种临时“回避”措施; 可调静叶在临近喘振边界的时候动态的改变原有压缩系统的特性; 带机匣处理的压缩系统拥有确定的流量特性, 只是相对原有压缩系统扩展了稳定工作范围. ③抗进口畸变. 试验结果还表明, 机匣处理在进气畸变的条件下具有更加明显的效果, 这是其他扩稳方法所不具备的特点, 即机匣处理不仅可以扩大压气机的稳定工作范围, 而且可以有效提高压气机抗进口畸变的能力^[1].

在任何工作点, 机匣处理对原有压缩系统的流量特性均施加影响. 因此, 机匣处理既要注重失速裕度的提高, 也要考虑对效率的影响. 自 20 世纪 60 年代提出机匣处理以来, 国外学者进行了大量的机理研究^[2-4], 机匣处理的结构形式也由早期的多孔壁、蜂窝结构发展为槽缝和叶片式结构. 上世纪 80 年代末, Azimian 和 Elder 等人^[5]针对轴流风扇设计了一种新型大尺度的“凹槽导流片式”机匣处理. 国内学者通过数值模拟和试验手段也逐步加深了对各种型式机匣处理的认识^[6-8]. 然而, 机匣处理的设计方法还不够完善, 特别在工程领域针对特定的压气机还很难做到设计出与其匹配的机匣处理. 本文在“凹槽导流片式”机匣处理的基础上加以改进, 采用了一种预旋喷气机匣处理, 对某小型辅助动力装置 (APU) 的单级离心压气机进行了扩稳研究, 并通过试验进行了验证.

1 预旋喷气机匣处理的特征

1.1 结构形式

研究对象是一台小型 APU 的单级离心压气

机. 该 APU 的控制规律为恒转速运行, 但试验发现压气机在 80% 设计转速的失速裕度偏低, 严重制约了起动加速性能. 本文采用一种自循环预旋喷气机匣处理来实现该特定转速范围的扩稳. 该机匣处理主要由开槽外环和外部环腔构成, 如图 1 所示. 开槽外环分前后两段开轴向斜槽, 前后段处理槽的倾斜方向相反, 后半段的开槽长度即离心叶轮与机匣处理的轴向搭接长度. 与“凹槽导流片式”机匣处理的最大不同在于开槽外环的后半段: 一方面用外环将叶轮与环腔隔离; 再者利用轴向斜槽使气流朝离心叶轮的旋转方向进入外部环腔.

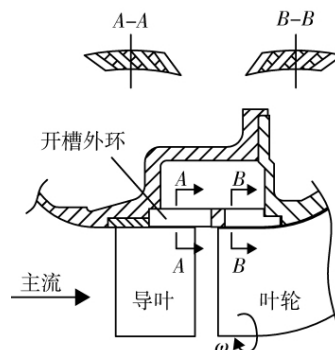


图 1 带机匣处理离心压气机结构示意图

Fig. 1 Casing treatment configuration

1.2 预旋喷气机匣处理的特点

1980 年, Greitzer^[9]在压气机流动失稳的研究中, 将失速类型分为端壁失速和叶片失速. 限于当时占主流的槽缝式机匣处理, Greitzer 指出, 机匣处理只针对端壁失速有效, 并得出结论: 机匣处理扩稳裕度的增加往往是以牺牲效率为代价的. 然而, 随着新型“凹槽导流片式”机匣处理的出现, 打破了人们这一传统认识. 朱俊强等人^[10]通过试验研究表明, 在特定转速条件下, “凹槽导流片式”机匣处理可在失速裕度改善的同时提高压气机效率. 参考文献^[11]的数值模拟结果表明, “凹槽导流片式”机匣处理可以减小叶尖的前缘攻角, 从而减轻叶片的失速分离. Fisher^[12]进行了自循环机匣处理试验研究, 证明机匣处理结构前后槽压差

是回流流动的驱动力:在近失速工况,后槽压力大于前槽,机匣壁面附近流体经由处理槽从下游流向上游;在近堵塞工况,后槽压力小于前槽,机匣壁面附近流体经由处理槽从上游流向下流。本文所述机匣处理相对“凹槽导流片式”机匣处理有如下三个改进之处:①使回流以一定的预旋角进入环腔,并减小流动损失;②避免叶轮顶部与环腔的直接接触造成掺混损失;③在小流量工况,增加处理机匣的回流量,在大流量工况,抑制气流经处理机匣从上游流向下流。

2 数值模拟

在本文的设计过程中,对包括进口导叶、离心叶轮、径向扩压器和轴向扩压器的原型压气机(图2)进行了数值模拟研究。增加机匣处理后,选取一个通道周期,在前、后处理槽下方通过小间隙薄层设置掺混交接面(图3)。计算采用商用CFX 12.0软件求解定常Navier-Stokes方程。利用二阶对流格式对方程进行离散,湍流模型为两方程 $k-\epsilon$ 模型并用自动壁面函数法处理壁面处边界层的黏性底层。为了保证机匣处理处的计算精度,壁面处网格控制在 $Y^+ < 5.0$ 且所有的计算结果均保证速度分量及压力等参数的残差降到 10^{-5} 的量级以得到可靠的计算结果。

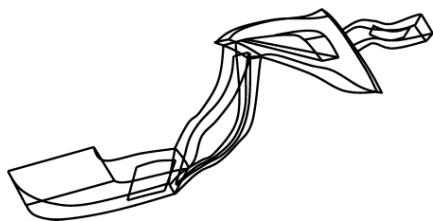


图2 原型压气机计算模型

Fig. 2 Computational model of original compressor

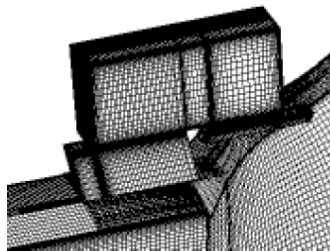


图3 处理机匣网格结构

Fig. 3 Grids of casing treatment

3 结构参数设计

采用本文所述机匣处理来进行扩稳设计,基

于如下认识:在近失速工况,由于通道内的堵塞造成开槽外环前、后处理槽之间形成逆压力梯度,低能流体在此压差作用下从后部处理槽经环腔和前处理槽以一定的预旋角再次进入主流。一方面通过回流降低堵塞,加大离心叶轮进口处基元级流量;另一方面,回流与主流掺混后,可以增加叶尖区域的气流预旋环量,从而减小离心叶轮的进口攻角,增加有效流通面积,加大进口喉部的流通能力。如此分析,回流流量、回流喷气的预旋环量和对叶轮进口叶展方向的影响范围是决定扩稳性能的三个关键指标。因此选取轴向搭接长度、开槽角度、开槽数量和开槽宽度以及环腔大小这几个重要的设计参数进行该型机匣处理结构的研究。

3.1 轴向搭接长度

机匣处理的轴向搭接长度(即后处理槽长度)是首要需要确定的参数,这是因为:①机匣处理的轴向搭接范围是二次回流的源头,应该尽可能覆盖叶尖的堵塞区,从而将低能流引出。②机匣处理前、后处理槽的逆压差是促使气流回流的驱动力,逆压差愈大,则回流的速度愈高。

图4给出的是相对换算转速 $\bar{n}_c = 0.8$ 的近失速点转子尖区的相对速度分布图。叶尖间隙泄漏流与主流的相互作用形成泄漏涡,在向下游传播的过程中,泄漏涡的尺度不断增大,从而形成了横跨整个栅距的堵塞区。在上游端壁附面层和下游通道堵塞的双重作用下,叶尖前缘的气流攻角增大,有效流通面积减小。叶尖堵塞区的轴向位置见子午流面的相对总压分布图(见图5),这样就可以给出机匣处理与叶轮轴向搭接长度的大致范围,进一步的确认还需要考察第二个因素——逆压差。逆压差是决定回流量的一个重要因素,其大小是随工况变化的。回流量加大,对堵塞的削减程度越明显,但同时消耗的功也越多,流动损失也越大。由于本文针对的压气机是恒转速运行,因此设

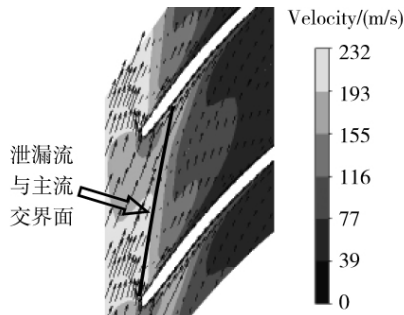


图4 叶轮进口通道尖部截面相对速度分布

Fig. 4 Relative velocity at 98% span of impeller inlet

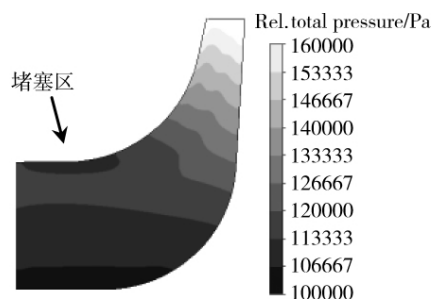


图 5 子午流面相对总压分布

Fig. 5 Relative total pressure in meridional plane

计的着眼点在于尽可能扩大 80% 设计转速的扩稳效果,同时降低对设计点工况下的效率损失. 将 $\bar{n}_c=0.8$ 近失速点和 $\bar{n}_c=1.0$ 设计点工况离心叶轮尖部壁面静压升沿流向的分布做一番比较(以预旋导叶出口下游壁面静压为基准,将两者的静压升曲线叠加在一起,见图 6),可以看出 $\bar{n}_c=1.0$ 的静压先降低后升高,而 $\bar{n}_c=0.8$ 静压基本上持续升高. 轴向搭接量的选取既要保证 $\bar{n}_c=0.8$ 近失速点工况有足够大小的逆压差,又要使得设计点工况的逆压差尽可能小. 将轴向搭接量选在图 6 所示位置,在设计点工况,图中标“(+)”的区域和标“(−)”的区域基本相当,总的静压与基准静压基本持平.

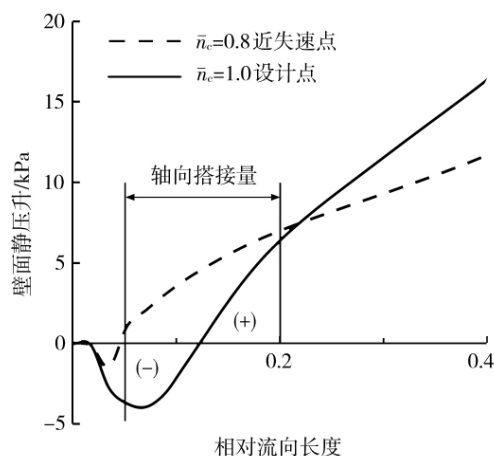


图 6 叶轮进口壁面静压升沿程分布

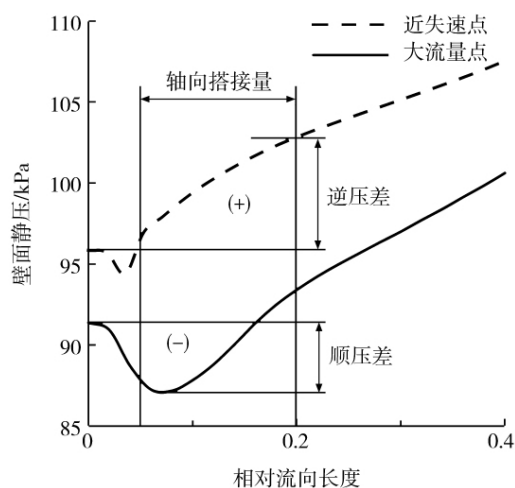
Fig. 6 Axial distribution of wall static pressure difference

3.2 开槽角度

本文机匣处理的第二个扩稳机理在于回流的预旋喷气. 虽然通过引入回流加大基元级流量可以减小叶轮进口攻角,但更为显著的方法是通过设置处理槽的径向偏角来增加喷气的预旋环量. 机匣处理与叶轮的轴向搭接长度确定后,前、后处

理槽的逆压差就确定了. 运用伯努利方程并考虑沿程损失,回流的喷气速度就可大致估算出来. 回流是以喷气射流的形式重新进入主流,此时可通过开槽的径向夹角来控制喷气的径向和周向分速. 径向分速可以控制喷射流的喷射深度,决定了对叶轮进口沿叶高方向的作用范围;周向分速决定了喷射流的环量大小. 综合分析,本文将机匣处理前处理槽的开槽角度定为顺着预旋方向 45° . 为增强预旋效果并降低回流进入前段斜槽的气流损失,将后处理槽的开槽角度也定为 45° ,但与前处理槽方向相反(见图 1).

另外,这种机匣处理分前、后两段反向开槽还会带来一个好处. 将 $\bar{n}_c=0.8$ 近失速点工况和大流量工况的壁面沿程静压做个比较(见图 7). 与 Fisher^[12] 的试验结果一致,在大流量工况,后槽压力小于前槽,机匣壁面附近流体经由处理槽从上游流向下流,这种流动同样会带来损失. 由于本压气机离心叶轮前有预旋导叶,主流经过预旋其运动方向和机匣处理前段的槽的角度相反,这就抑制了气流进入前处理槽;与此同时,气流如果从后段处理槽流入,其方向与叶轮的旋转方向相反. 上述两种因素可以抑制顺压力梯度条件下机匣处理中的顺流,从而减小效率损失.

图 7 叶轮进口壁面静压沿程分布($\bar{n}_c=0.8$)Fig. 7 Reverse transformation of static pressure difference with mass flow variation($\bar{n}_c=0.8$)

3.3 开槽数量和开槽宽度

轴向搭接长度和开槽角度确定之后,也就相应确定了回流射流的喷射速度和喷射角度,即单位流量的回流射流相对于主流的环量增量就确定了. 为了减小叶尖区进口攻角,通过对 $\bar{n}_c=0.8$ 近失速点叶轮前缘气流攻角的计算,并结合速度三

角形,就可以计算出此时叶尖区所需预旋环量总增量,即所需回流总流量,其大小可通过改变处理槽的流通面积加以调节.由于开槽外环的径向厚度有限,因此开槽宽度不能太大,须满足一定的长宽比以对喷气射流的角度加以约束.本文将前、后处理槽的槽宽定为 2.6 mm,槽道的长宽比等于 3;总槽数为 60,沿圆周方向均布.考虑到回流在流动过程中膨胀加速,前端槽的轴向长度相对后端的轴向搭接长度要适度延长.

3.4 环腔容积

环腔连通前后端处理槽,其作用是保证气流以尽可能小的流动损失从后槽流向前槽.杜辉等人^[13]对“凹槽导流片式”机匣处理的试验研究发现,裕度的改进对环腔容积不敏感.然而,本文机匣处理由于后处理槽的存在,使得环腔中的流动状态在不同逆压差工况条件下会发生较大的变化,如图 8 所示.在小逆压差工况,回流贴近环腔底部流动,环腔中为一个大的环流区,过大的环腔容积对效率无益.随逆压差的增大,后处理槽的回流速度增加,回流进入环腔流向前处理槽.此时,就需要一定的环腔容积,使气流平缓地偏转.

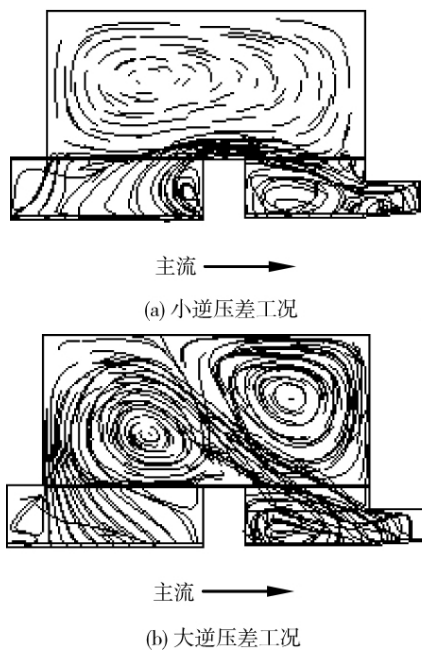


图 8 处理机匣子午面流线

Fig. 8 Flow structure in casing treatment with different adverse pressure gradients

4 试验验证

4.1 试验方案和结果

压气机性能试验是在中国航空动力机械研究

所的压气机试验台上完成的.通过采用一个不开槽的实心外环替换开槽外环(图 9)来屏蔽机匣处理,试验分别录取了实壁机匣和处理机匣两种状态的总体性能参数.本文摘取了 $\bar{n}_c = 0.5, 0.8, 1.0$ 三个等转速下的数据绘制压气机流量特性图,见图 10.

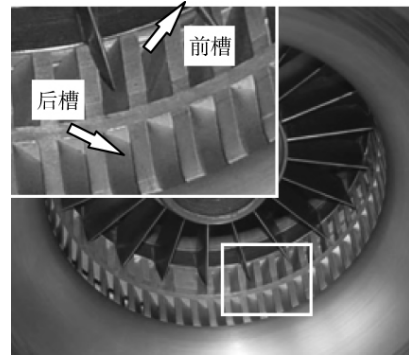


图 9 开槽外环实物照片

Fig. 9 Photo of treated casing

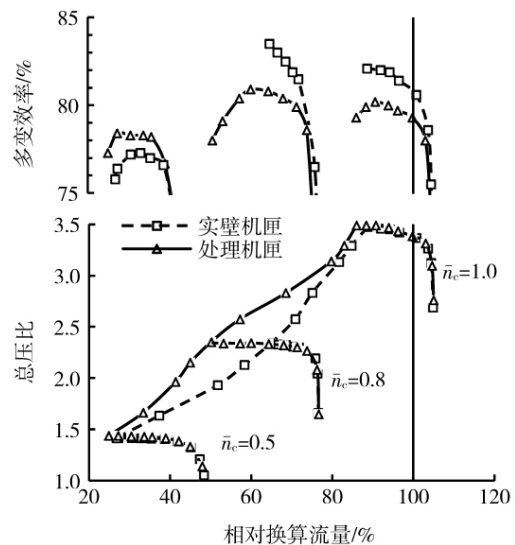


图 10 压气机流量特性线

Fig. 10 Effect of casing treatment on compressor performance

4.2 试验结果分析

从流量-压比特性图上可以看出,机匣处理取得了预期的效果,有效扩大了 $\bar{n}_c = 0.8$ 左右转速范围内的稳定裕度;气动稳定边界线由不带机匣处理时的下凹形变成了带机匣处理时的略凸形,这为起动加速过程提供了足够的裕度从而避免出现“热悬挂”.

从 $\bar{n}_c = 0.8$ 等转速线看出,堵点到端点之间的流量-压比特性线非常平直,机匣处理主要提高了流量裕度.机匣处理使端点的效率减小 5.5%,

流量减小 21.8%。如果在起动加速过程中加大供油量使共同工作点左移,虽然效率降低,但流量的减小更显著,叶轮耗功是减少的;另一方面,涡轮前温度的提高可以加大涡轮的剩余功,从而减少起动时间。

对设计工作点,机匣处理会造成 1.4 个百分点的效率损失,这主要是由回流与主流的掺混造成的。从这里可以看出,控制机匣处理与离心叶轮的轴向搭接量减少回流量是十分必要的。

一个很有意义的现象是,在施加机匣处理后 $\bar{n}_c = 0.5$ 的效率不降反增。这就说明机匣处理带来的掺混损失与机匣处理改善叶轮攻角特性提高性能增益之间存在博弈关系。另外,机匣处理改善了叶轮内部流动的同时,也可能会影响叶轮与扩压器之间的匹配。

5 结 论

本文通过合理选取机匣处理的几何参数,有效扩展了压气机特定转速($\bar{n}_c = 0.8$)的失速边界,同时兼顾了设计工况的效率。通过数值模拟和试验验证,取得了预期的扩稳效果,得出如下结论:

1) 该预旋喷气机匣处理融合了“凹槽叶片式”机匣处理和轴向倾斜缝机匣处理的优点。通过在开槽外环上分前后两段开斜槽(角度相反)并设置外部环腔,加强了二次入射流的预旋环量,也避免了叶轮与环腔的直接接触而造成气流损失。

2) 该机匣处理可根据开槽外环两端的压差来自自动控制回流量。当逐渐接近失速点时,随着逆压差的增加,回流量和喷气速度同时加大。相反,当工作点远离失速点时,回流不发生或者回流量很小,可避免大的流动和掺混损失。从这个意义上说,该机匣处理具有自适应的特点。

3) 轴向搭接位置、搭接长度、开槽角度是 3 个决定机匣处理性能的关键参数,它们控制了回流量、喷气速度、预旋环量和沿叶高方向的影响范围的大小。

参考文献:

- [1] 胡骏,吴铁鹰,曹人靖.航空叶片机原理[M].北京:国防工业出版社,2006.
- [2] Takata H, Tsukuda Y. Stall margin improvement by casing treatment-its mechanism and effectiveness[J]. Journal of Engineering for Power, 1977, 99(1): 121-133.
- [3] Smith G D J, Cumpsty N A. Flow phenomena in compressor casing treatment[J]. Journal of Engineering for Gas

Turbines and Power, 1984, 106(3): 532-541.

- [4] Michael D H. Self-recirculating casing treatment concept for enhanced compressor performance[R]. NASA TM-2002-211569, 2002.
- [5] Azimian A R, Elder R L, McKenzie A B. Application of recess vaned casing treatment to axial flow fans[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1990, 112(1): 145-150.
- [6] 楚武利,朱俊强,刘志伟.折线斜缝式机匣处理的实验研究及机理分析[J].航空动力学报, 1999, 14(3): 270-274.
CHU Wuli, ZHU Junqiang, LIU Zhiwei. Experimental research and analysis of sloped slotted casing treatment[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(3): 270-274. (in Chinese)
- [7] 蒋永松,王咏梅,杜辉,等.驻室式处理机匣:内部流动及扩稳机理的数值研究[J].航空动力学报, 2008, 23(2): 361-366.
JIANG Yongsong, WANG Yongmei, DU Hui, et al. Plenum chamber casing treatment: numerical research of internal flow and mechanism of stall margin improvements[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(2): 361-366. (in Chinese)
- [8] 陈仰军,兰发祥,余华蔚,等.处理机匣对高压压气机性能和稳定性影响的数值模拟和试验研究[J].燃气涡轮试验与研究, 2009, 22(4): 15-20.
CHEN Yangjun, LAN Faxiang, YU Huawei, et al. Numerical investigation of casing treatments influence on performance and stability of a HPC first stage[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2009, 22(4): 15-20. (in Chinese)
- [9] Greitzer E M. Review: axial compressor stall phenomena[J]. ASME Journal of Fluids Engineering, 1980, 102(2): 132-151.
- [10] 朱俊强,刘志伟.4种不同型式机匣处理的实验研究及机理分析[J].航空学报, 1997, 18(5): 567-570.
ZHU Junqiang, LIU Zhiwei. Experimental research of four kinds of treated casings[J]. ACTA Aeronautica et Astronautica Sinica, 1997, 18(5): 567-570. (in Chinese)
- [11] 高鹏,楚武利,吴艳辉.离心压气机凹槽导流片式机匣处理失速控制研究[J].热能动力工程, 2008, 23(3): 229-234.
GAO Peng, CHU Wuli, WU Yanhui. Stall control of a centrifugal compressor with recess vaned casing treatment[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2008, 23(3): 229-234. (in Chinese)
- [12] Fisher F B. Application of map width enhancement devices to turbocharger compressor stages[R]. SAE Paper, 880794, 1988.
- [13] 杜辉,朱俊强,楚武利,等.凹槽导流片式机匣处理的结构尺寸优化研究[J].推进技术, 1998, 19(1): 70-74.
DU Hui, ZHU Junqiang, CHU Wuli, et al. Optimization of structural parameters of recess vaned casing treatment[J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19(1): 70-74. (in Chinese)