

文章编号: 1000-8055(2009)09-2133-06

多级轴流压气机级增压特性监控及其应用

李应红, 张百灵, 张 朴
(空军工程大学 工程学院, 西安 710038)

摘 要: 提出了多级轴流式压气机级增压特性监控方法, 以判断给定工况下存在流动异常的压气机级. 对某涡喷发动机试车数据进行分析, 结果表明该方法能够确定发动机转速设定变化时压气机中流动状态发生异常的级. 将该方法用于试验发动机放气带开关控制, 得到了理想的结果. 分析表明: 压气机级增压特性监控在喘振边界检测、发动机瞬态过程调节、压气机级一级的流动控制中具有一定应用前景.

关 键 词: 航空发动机; 轴流压气机; 气动稳定性; 级增压特性

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Monitoring of stage pressurization characteristics for multistage axial flow compressors and its applications

LI Ying hong, ZHANG Bai ling, ZHANG Pu

(The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: A method for monitoring of stage pressurization characteristics of multistage axial flow compressors was developed to locate the specific compressor stages, where flow field was poorly matched at a given operating condition. The newly developed method was used to analyze rig-test data of a turbojet engine. The results show that, ill-matched compressor stages during engine speed transient could be located accurately. Then the method was successfully used to control on/off switching of the bleed valve of the test engine. It demonstrates that the method is promising in surge boundary detection, engine transient process control, and stage level compressor flow control.

Key words: aero engine; axial flow compressor; aerodynamic stability; stage pressurization characteristics

喘振和旋转失速是多级轴流式压气机的两种主要气动不稳定现象, 对航空发动机工作稳定性和结构完整性有严重不利影响, 在发动机使用中必须避免.

通过研究人员对喘振和旋转失速发生、发展物理机制的持续研究, 目前在航空发动机上已经实现了对喘振和(或)旋转失速的校正控制, 典型的技术可归纳为喘振规避技术、喘振检测和消喘技术^[1]. 由于控制作用发生在气动不稳定发生之后, 因此, 校正控制存在许多不足之处^[2], 这在一定程度上促进了压气机气动稳定性主动控制的研究.

不过, 现阶段压气机气动稳定性主动控制技术研究还远未达到实用阶段. 正如 Lin^[3] 等所指出的那样, 尽管过去 50 多年来进行了大量研究工作, 在现代高性能压气机上预测失速/喘振裕度, 以及更进一步地抑制失速和喘振仍然只是停留在设计工程师的意愿上.

主动控制所面临的困难与航空发动机多级轴流压气机通道流动的复杂性有关. 基于类似尖脉冲扰动、模态扰动等失速先兆的压气机主动控制在工程应用方面, 很难克服征兆检测系统过于复杂、提供给控制系统的响应时间过于短暂等问题.

收稿日期: 2008 10 04; 修订日期: 2008 12 10

作者简介: 李应红(1963-), 男, 重庆奉节人, 教授、博士生导师, 硕士, 主要从事航空发动机可靠性、稳定性与适用性研究.

针对这一现状, 拓宽研究思路, 探讨其它可能的控制方法和手段就显得非常必要。

多级轴流式压气机的气动失稳与特定工作条件和工作状态下个别级的负荷超出极限有关。由于航空发动机上使用的多级压气机级负荷较高、级数较多, 因此当工作转速、工作条件或可变几何参数变化时, 将会引起压气机级负荷重新分配、级匹配情况改变。在这些过程中, 压气机个别级即会由于偏离设计状态过多而首先失去稳定性, 并引起整个压缩系统的气动不稳定。为此, 确定多级压气机的最先失速级成为非常有意义的研究课题^[4,5]。准确定位了压气机的最先失速级, 即是找到了发动机运行过程中压缩系统的气动薄弱环节。针对这一薄弱环节, 采取设计(比如机匣处理^[4])或控制方面的措施, 将会提高发动机的工作稳定性。

本文对航空发动机多级轴流压气机工作状态和工作条件变化时, 压气机级增压特性的变动情况进行分析, 研究发动机使用过程中压气机级增压特性异常的监控方法, 并就通过级增压特性监控进行发动机稳定性控制的前景进行初步探讨。

1 压气机级增压特性监控方法

设压气机级数为 n , 设计状态下沿程各级静压增压比为 $\pi_1^A, \pi_2^A, \dots, \pi_k^A, \dots, \pi_n^A$, 第一级进口静压记为 p_0^A , 一至末级出口静压依次记为 $p_1^A, p_2^A, \dots, p_k^A, \dots, p_n^A, k \leq n$ 。那么对于第 k 级压气机, 其设计状态出口静压为

$$p_k^A = p_0^A \prod_{i=1}^k \pi_i^A \quad (1)$$

对于任一工况 M , 将压气机各级静压增压比记为 $\pi_1^M, \pi_2^M, \dots, \pi_k^M, \dots, \pi_n^M$ 。不失一般性, 可设该工况下压气机第一级进口静压 $p_0^M = mp_0^A, M > 0$, 则工况 M 下, 第 k 级压气机出口静压

$$p_k^M = p_0^M \prod_{i=1}^k \pi_i^M = mp_0^A \prod_{i=1}^k \pi_i^M \quad (2)$$

工况 M 下, 第 k 级压气机出口静压相对于设计状态静压的变化率(即静压相对变化率)

$$\Delta p_k^M = \frac{p_k^M - p_k^A}{p_k^A} = m \prod_{i=1}^k \frac{\pi_i^M}{\pi_i^A} - 1 \quad (3)$$

由于 p_k^A 为常值, 因此 Δp_k^M 为无量纲, 表征任意工况 M 下第 k 级压气机的静压水平。

以压气机级序为横坐标, Δp_k^M 为纵坐标绘制曲线(即静压相对变化率曲线)。将曲线上相邻两

级压气机静压相对变化率连线的斜率记为

$$K_k^M = \frac{\Delta p_k^M - \Delta p_{k-1}^M}{k - (k-1)} = \left[\Delta p_{k-1}^M + 1 \right] \left[\frac{\pi_k^M}{\pi_k^A} - 1 \right] \quad k > 1 \quad (4)$$

由式(4)可知, 任意工况 M 下压气机相邻两级静压相对变化率连线的斜率由 Δp_{k-1}^M 和 π_k^M 决定。

工况 M 与设计状态相似时, 由相似原理, 压气机各级增压比等于设计状态增压比

$$\pi_k^M = \pi_k^A \quad (5)$$

将式(5)代入式(4), 则有

$$K_k^M = 0 \quad (6)$$

即压气机第一级以后各级与前面级静压相对变化率连线的斜率均为 0。

为引述方便, 指定 M_1 为参考工况, M_2 为实际工况, M_2' 为与 M_2 进口压力相同、流动与 M_1 相似的虚拟工况。由此, 通过比较两种工况 M_2' 和 M_2 时压气机的出口压力, 将能够判断实际工况工作是否与参考工况相似。由式(4), 对于工况 M_1, M_2 和 M_2' , 依次有

$$K_{k1}^{M_1} = \left[\Delta p_{k-1}^{M_1} + 1 \right] \left[\frac{\pi_k^{M_1}}{\pi_k^A} - 1 \right] \quad (7)$$

$$K_{k2}^{M_2} = \left[\Delta p_{k-1}^{M_2} + 1 \right] \left[\frac{\pi_k^{M_2}}{\pi_k^A} - 1 \right] \quad (8)$$

$$K_{k2'}^{M_2'} = \left[\Delta p_{k-1}^{M_2'} + 1 \right] \left[\frac{\pi_k^{M_2'}}{\pi_k^A} - 1 \right] \quad (9)$$

这样一来, 虚拟工况 M_2' 与实际工况 M_2 相比, 压气机第 k 级具有相同的进口压力, 出口压力则可能由于增压比的不同而不同。

式(9)和式(7)左右两边相除, 整理得

$$K_{k2'}^{M_2'} = K_{k1}^{M_1} \left[\frac{\Delta p_{k-1}^{M_2'} + 1}{\Delta p_{k-1}^{M_1} + 1} \right] \quad (10)$$

注意到

$$K_{k1}^{M_1} = \Delta p_{k-1}^{M_1} - \Delta p_{k-1}^{M_1} \quad (11)$$

$$\Delta p_{k2'}^{M_2'} = \Delta p_{k-1}^{M_2'} + K_{k2'}^{M_2'} \quad (12)$$

$$\Delta p_{k-1}^{M_2'} = \Delta p_{k-1}^{M_2} \quad (13)$$

有

$$\Delta p_{k2'}^{M_2'} = \Delta p_{k-1}^{M_2} + \left[\Delta p_{k-1}^{M_1} - \Delta p_{k-1}^{M_1} \right] \cdot \left[\frac{\Delta p_{k-1}^{M_2} + 1}{\Delta p_{k-1}^{M_1} + 1} \right] \quad (14)$$

式(14)中 $\Delta p_{k2'}^{M_2'}$ 即为压气机第 k 级在与实际工况 M_2 具有相同的进口压力、与参考工况 M_1 具有相同级增压比的条件下的级出口静压相对变化率,

可简称为相似预期出口压力. 而 $\Delta p_k^{M_2}$ 则为实际的出口压力.

若实际工况 M_2 下第 k 级的流动与参考工况 M_1 的流动相似, 则

$$\pi_k^{M_1} = \pi_k^{M_2} \tag{15}$$

带入式(8)和式(9)可解得

$$K_{k-2}^{M'_2} = K_{k-2}^{M_2} \tag{16}$$

考虑到

$$K_{k-2}^{M_2} = \Delta p_k^{M_2} - \Delta p_{k-2}^{M_2} \tag{17}$$

$$K_{k-2}^{M'_2} = \Delta p_k^{M'_2} - \Delta p_{k-2}^{M'_2} \tag{18}$$

联解式(13), (16), (17)和式(18)可得

$$\Delta p_k^{M'_2} = \Delta p_k^{M_2} \tag{19}$$

即当第 k 级压气机实际工况与参考工况相似时, 实际出口压力等于相似预期出口压力. 反之, 如果第 k 级实际工况与参考工况不相似, 那么相似预期出口压力与实际出口压力并不相等.

2 级增压特性监控及其应用实例

结合某型单轴涡轮喷气发动机整机气动稳定性试验, 研究级增压特性监控及其应用. 试验发动机的压气机为 7 级轴流式, 采用中间级放气防喘, 防喘装置为安装在第 3, 4 级压气机之间的放气带及其操纵机构. 图 1 是试验发动机的压气机特性示意图. 特性图上, 工作点 A 对应最大转速 n_{max} , B 对应放气带开关转速 n_{bo} , 近失速工作点 C 对应的转速比 n_{sU} 高 20r/min 左右, n_{sU} 和 n_{sL} 分别对应喘振上限转速和喘振下限转速. 最大转速为设计转速. 为区分工作点 B 时放气带的开关状态, 将放气带关闭时的工作状态记为 B_1 , 放气带打开时的工作状态记为 B_2 , B_1 和 B_2 在图中未标出.

图 1 中, 发动机增压比和流量均以百分比形式给出, 100% 的质量流量和增压比分别对应设计流量和设计增压比.

试验在专用试车台架上进行. 在压气机静子机匣上钻孔, 以安装动态压力传感器和测压探针. 钻孔位置位于压气机各级静子叶片前缘弦线 1/2 处. 传感器频响超过 150 kHz. 使用的数据采集速率为 10 kHz.

2.1 转速设定变化时压气机级增压特性的变化

以工况 B_1 (工作点 B、放气带关闭) 为参考工况、以工况 C 为实际工况研究转速设定变化的影响. 图 2 中分别给出了相应的静压相对变化率曲线. 参考工况 B_1 和 C 时的静压相对变化率曲线

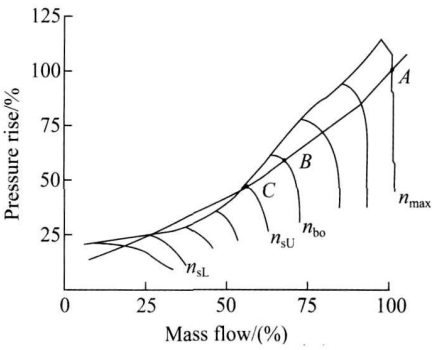


图 1 试验发动机压气机特性示意图

Fig 1 Schematic compressor characteristics of the test engine

根据式(3)计算确定. 用式(3)进行计算时, 分别用工况 B_1 和 C 时的压气机级间压力值取代工况 M 时的级间压力值.

在此基础上, 以工况 B_1 为参考工况、工况 C 为实际工况, 按照式(14) 计算实际工况 C 时压气机各级的相似预期出口压力, 并在图 2 中用细折线连接各级工况 C 时的进口压力与相似预期出口压力.

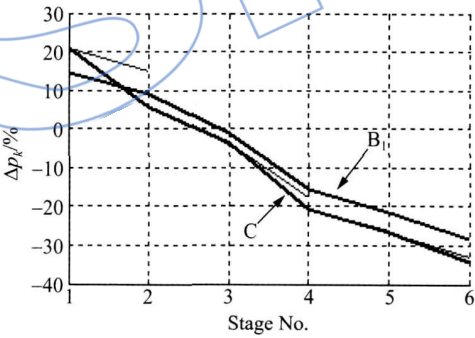


图 2 转速设定变化时的静压相对变化率曲线

Fig 2 Relative change rate curves of static pressure at different rotor speeds

由图 2 可见, 工作状态 C 时, 压气机第 3, 5 级相似预期出口压力几乎与实际出口压力相等, 因而细折线与原曲线重合; 第 2, 4 和 6 级实际出口压力均比相似预期出口压力要小, 因而细折线位于原曲线上方. 值得注意的是, 第 2 和第 4 级的实际出口压力比相似预期出口压力要小得多.

图 2 中非常明显的是, 工作状态由 B_1 迁移至 C 时, 压气机各级并非协调一致地改变它们的增压特性: 某些级在工作点 C 时流动仍与 B_1 时相似, 而某些级的增压比则显著减小.

压气机第 2 和第 4 级增压比显著减小绝非偶然. 考虑到工况 C 时第 1 级静子机匣壁面压力脉

动程度相当大^[6],因此,进口流场的较大紊乱可能是造成第2级增压比显著下降的主要原因。至于第4级在工况C时比工况B₁较为明显的增压比下降,可能是流动堵塞造成的。注意到该压气机失稳前尖脉冲扰动最先发生在第4级^[6],因此可以推断第4级工况C时增压比的明显下降当是该级流动出现异常的一个信号。

压气机第5、6级实际出口压力与相似预期出口压力相比变动不大。这与中小转速状态下,压气机后面各级流动攻角较小、攻角变化范围较小一致。

2.2 在放气带开关控制中的应用

2.2.1 放气带开关状态对级增压特性的影响

以工作状态B₁(工作点B、放气带关闭)为参考工况、B₂(工作点B、放气带打开)为实际工况,研究放气带开关状态对压气机级增压特性的影响。图3给出了对应的静压相对变化率曲线,工况B₁和B₂的静压相对变化率曲线按式(3)计算。在实际工况B₂的曲线上,用细折线给出压气机各级与参考工况相似时的预期出口压力。相似预期出口压力由式(14)计算得出。

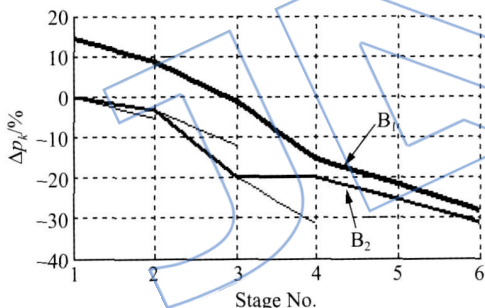


图3 不同放气带开关状态的静压相对变化率曲线

Fig 3 Relative change rate curves of static pressure at different on/off states of the bleed valve

由图3可见,工况B₂下(放气带打开后),压气机各级出口压力与相似预期出口压力相比,出现了三种情况:

1) 压气机第2、4级的实际出口压力均高于相似预期出口压力。这表明这两级的增压比有所增大。第4级由于中间级放气放走多余的空气,流动攻角增大得较多,因此增压比有较大幅度提高。

2) 第3级的实际出口压力低于相似预期出口压力。这表明压气机第3级的增压比有所减小,其原因应该是中间级放气使得进口攻角减小过多,导致本级加功量快速下降。

3) 第5和第6级的实际出口压力与相似预期出口压力非常接近。这一现象表明,压气机第5、6级的流动状态并未因为放气带的打开而受到显著影响。

由于没有采集压气机第1级进口的压力信号,因此无从判断放气对第1级增压比的影响。不过可以注意到放气后第1级的静压相对变化率接近于零,远低于放气带关闭时的压力水平,表明第一级静子机匣壁面压力与设计状态压力水平相当。在地面试车进口总压相等的条件下,这意味着中间级放气提高了压气机的抽吸能力。

2.2.2 根据级增压特性监控的放气带开关控制

作为放气防喘装置,试验发动机放气带操纵机构的任务是在工作转速 n_{bo} 时打开或关闭放气带。对于同一型号的压气机,几何相似条件是自然满足的,在自模区内,当换算转速相同时,其内部流动状态相似。因此可以说放气装置的任务,是在与工作点B相似的工况下进行放气带开关操作。

由式(19)可知,如果以工作转速 n_{bo} 时、放气带关闭的B₁工况为参考工况,任何与参考工况相似的实际工况下压气机各级实际出口压力与相似预期出口压力相等。那么,通过逐级比较实际出口压力与相似预期出口压力,即可实时判断发动机的当前工况是否与B₁相似。

建立指标 J 来量化实际工况与参考工况的相似程度

$$J \triangleq \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{k=1}^n \left(\Delta p_k^{M_2'} - \Delta p_k^{M_2} \right)^2} \quad (20)$$

式中 M_2 代表实际工况, M_2' 代表与 M_2 进口压力相同、流动与参考工况相似的虚拟工况。 J 值在本质上是实际工况与虚拟工况下压气机各级出口压力差值的方均根值。理想的情况下,当 $J=0$ 时,实际工况与参考工况严格相似; J 越接近于零,实际工况与参考工况的流动越相似。

结合试验发动机整机试车,初步进行了根据级增压特性监控的放气带开关控制试验:

以工况B₁为参考工况,进行放气带打开试验。将发动机转速稳定在 n_{bo} 以上200 r/min附近,检查放气带处于关闭位置,然后缓收油门减速。其间,传感器采集的压气机各级压力信号输送至工程控制计算机,进行 J 值计算分析。当 $J < 0.5\%$ 时,工控机发出控制信号,经过控制电路驱动放气带工作,打开放气带。

以工况B₂为参考工况,进行放气带关闭试

验.将发动机启动后稳定在慢车转速.随后,缓慢上推油门增加发动机转速.其间,工控机实时进行 J 值计算分析,当 $J < 0.5\%$ 时工控机发出指令,关闭放气带.

以上两类试验各自进行了 5 组,均成功完成了放气带开、关动作,放气带实际打开、关闭的转速在规定值范围内. J 值的阈值没有设为零,而是设为 0.5% 是考虑了测量误差的影响.较大的阈值会使得放气带开、关动作提前.试验中对放气带操纵机构进行了必要改装,由工控机取代了原系统对放气装置的控制权限.

3 压气机级增压特性监控应用探讨

对转速设定变化以及放气带开关状态对试验发动机压气机级增压特性影响的分析表明,基于压气机级增压特性监控的方法能够准确定位增压比存在异常的压气机级、及时反映压气机中的级匹配问题.考虑到压缩系统流动失稳在本质上是由其通道流动与通道几何不匹配而引起,因此,压气机通道流动的匹配情况将直接反映压缩系统流动稳定性状态.从这种意义上讲,压气机级增压特性监控将通过动态分析级匹配情况来反映压缩系统的工作稳定性状况,这使得级增压特性监控方法具有以下可能的应用途径.

3.1 在喘振边界检测中的应用方法

若将参考工况 M_1 限定为压气机喘振边界点,那么,通过实时测量将可获得实际工况 M_2 下的压气机各级出口压力的静压相对变化率曲线,通过式(14)将可计算出压气机各级与喘振边界点相似时的预期出口压力.

以一定的换算转速间隔取点,可以通过基准试验建立起一张联系发动机换算转速与喘振点静压相对变化率曲线的查找表.对应于某一发动机换算转速,如果实测的压气机各级静压相对变化率曲线与以该换算转速下的喘振边界点为参考工况时的相似预期静压相对变化率曲线吻合,则表明当前压气机的流动与喘振点流动相似,或者说当前发动机工作在喘振边界上.

发动机换算转速变化时,通过搜索查找表或进行插值计算,可以获得对应转速的喘振点静压相对变化率曲线.

3.2 在发动机瞬态过程调节中的应用方法

在发动机加速瞬态过程中,由于加速供油引起发动机工作点偏离共同工作线、向喘振边界移

动.加速供油调节规律通过程序调节供油量,防止工作点穿过喘振线进入不稳定工作区域.

在喘振边界线下侧以一定的稳定裕度设置一条控制线.该预置的稳定裕度用以保证调节系统在发动机喘振前有充裕的响应时间.与喘振边界检测类似,通过基准试验建立起联系发动机换算转速与控制线上工作点处压气机静压相对变化率曲线的查找表.在发动机加速过程中,当以控制线上工作点为参考工况的压气机相似预期静压相对变化率曲线与实测曲线吻合时,通过在一定的时间脉宽范围内减油的方法调节加速供油量,调节发动机加速过程.

3.3 关于压气机级一级的流动控制

解决多级轴流压气机在偏离设计工作状态下的级间匹配问题,一个有效的方法是采用循环引气(Recirculation)的方法.罗·罗公司 Freeman^[7]等曾在 一台多级轴流式压气机上采用该方法进行了发动机稳定性控制试验.循环引气的方案,包括从压气机最末级向第一级、从最末级向中间级,以及从中间级向第一级导引气流. NASA Glenn 研究中心 Strazisar^[8]等在一台跨声速压气机上也进行了类似的试验研究.

采用循环引气的流动控制方法,确定引出及导入气流的压气机级是一个关键,此外,引气量大小的调节则是另一个关键之处.运用压气机级增压特性监控方法,可为这两个关键环节提供解决方案:需要导入气流的压气机级可通过级增压特性监控来判断;引气量的大小则可根据需要控制的压气机级增压比偏离预期的程度通过反馈控制规律来加以确定;引出气流的级的确定则相对简单,部分转速下一般是压气机后面级,其特征是流动攻角接近于零或为负攻角.

除循环引气外,采用与压气机机匣壁面齐平安装的柔性等离子体气动激励器,也可以提供逐级激励的能力^[9-10].

与类似于循环引气、等离子体气动激励的流动控制手段结合的压气机级增压特性监控及控制,将具备压气机级一级的流动控制能力,使得对压气机流动的控制更为精细和准确.

结合压气机级增压特性监控进行流动控制时,控制作用可以仅针对流动存在异常的级实施.此外,控制作用的实施,可以在压缩系统整体失去稳定性之前进行.由于施加控制作用后,系统的动态特性改变,相当于是消除了压气机气动稳定性的“短板”,相应地也增强了系统抵抗扰动的能力、

扩大了其稳定工作范围.

4 结 论

1) 提出了多级轴流式压气机级增压特性的监控方法, 通过比较压气机级的实际出口压力与相似预期出口压力, 来判断所考察的压气机级与参考工况相比, 哪些级的流动状态出现异常.

2) 对发动机整机试验试车数据进行的分析表明, 所提出的压气机级增压特性监控方法能够反映发动机转速设定变化时, 压气机中流动状态发生异常的级.

3) 应用级增压特性监控方法, 在试验发动机上成功进行了放气带开、关的操纵, 得到了理想的结果. 进行压气机级增压特性监控, 不需要高频响的信号测量, 因此降低了系统的硬件需求.

4) 压气机级增压特性监控在发动机喘振边界检测、瞬态过程调节及压气机级一级的流动控制中具有一定的应用前景.

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.
LIU Daxiang, YE Peiliang, HU Jun, et al. Stability design and assessment technology for aerial gas turbine engines[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004. (in Chinese)
- [2] Escuret J F, Leconte T, Previtali R. Method for the early detection of aerodynamic instabilities in a turbomachine compressor: United States Patent, 6755617 [P]. 2004.
- [3] Lin F, Li M, Chen J. Long or short length scale transition: a stall inception phenomenon in an axial compressor

with inlet distortion[R]. ASME GT-2005-68656, 2005.

- [4] 吴艳辉, 朱俊强, 刘志伟. 多级轴流压气机机匣处理级的探讨[J]. 航空动力学报, 2002, 17(5): 542-548.
WU Yanhui, ZHU Junqiang, LIU Zhiwei. Research on the axial position of treated casing in multistage axial flow compressors[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(5): 542-548. (in Chinese)
- [5] 姜涛, 李应红, 李军. 某型发动机压气机最先失速级判定的试验研究[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 80-82.
JIANG Tao, LI Yinghong, LI Jun. An experimental research on identification of the first stall stage of a certain engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 80-82. (in Chinese)
- [6] 张朴. 多级轴流式压气机气动稳定性监控与控制研究[D]. 西安: 空军工程大学, 2007.
ZHANG Pu. Research on the aerodynamic stability monitoring and control of multistage axial flow compressors[D]. Xi'an: Air Force Engineering University, 2007. (in Chinese)
- [7] Freeman C, Wilson A G, Day I J, et al. Experiments in active control of stall on an aeroengine gas turbine [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998, 120(4): 637-647.
- [8] Strazisar A J, Bright M M, Scott T, et al. Compressor stall control through endwall recirculation [R]. ASME GT-2004-54295, 2004.
- [9] LI Yinghong, SONG Huimin, WU Yun, et al. Experiments of plasma actuation based compressor cascade flow separation suppression [C] // Proceedings of the 1st International Symposium on Jet Propulsion and Power Engineering. Kunming: [s. n.], 2006, 2: 420-422.
- [10] WU Yun, LI Yinghong, ZHU Junqiang, et al. Experimental investigation of a subsonic compressor with plasma actuation treated casing [R]. AIAA 2007-3849, 2007.